



Modélisation et commande de vol d'un hélicoptère drone soumis à une rafale de vent

Adnan Martini

Soutenance de thèse pour obtenir le grade de doctorat de l'université de Metz

Spécialité: Mécanique

Équipe LGIPM-CEMA

Vendredi 14 Novembre 2008



Plan

- 1 Introduction
- 2 Modélisation dynamique des hélicoptères
- 3 Modélisation et commande de l'hélicoptère perturbé à 3DDL
- 4 Commande du modèle général de l'hélicoptère perturbé à 7DDL
- 5 Conclusions et perspectives

Plan

- 1 Introduction
 - Missions des hélicoptères drones
 - Problématique
- 2 Modélisation dynamique des hélicoptères
 - Eléments constitutifs d'un hélicoptère
 - Modélisation Lagrangienne
 - Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL
- 3 Modélisation et commande de l'hélicoptère perturbé à 3DDL
 - Modélisation dynamique de l'hélicoptère/plate-forme
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande
 - Comparaison des simulations pour les différentes méthodes de commande
- 4 Commande du modèle général de l'hélicoptère perturbé à 7DDL
 - Introduction générale
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande sur l'hélicoptère perturbé
 - Comparaison entre les deux commandes AFLG et AADRC
 - Validation expérimentale
- 5 Conclusions et perspectives

Missions des hélicoptères drones

- Recherche et sauvetage.
- Surveillance d'ouvrages d'art.
- Surveillance de points sensibles.
- Inspection.



Plan

- 1 Introduction
 - Missions des hélicoptères drones
 - **Problématique**
- 2 Modélisation dynamique des hélicoptères
 - Eléments constitutifs d'un hélicoptère
 - Modélisation Lagrangienne
 - Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL
- 3 Modélisation et commande de l'hélicoptère perturbé à 3DDL
 - Modélisation dynamique de l'hélicoptère/plate-forme
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande
 - Comparaison des simulations pour les différentes méthodes de commande
- 4 Commande du modèle général de l'hélicoptère perturbé à 7DDL
 - Introduction générale
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande sur l'hélicoptère perturbé
 - Comparaison entre les deux commandes AFLG et AADRC
 - Validation expérimentale
- 5 Conclusions et perspectives

Contexte de l'étude

■ Modélisation:

- Plusieurs modes de vol.
- Modélisation des forces et des couples aérodynamiques.
- Influence d'une rafale de vent sur le modèle.

■ Commande:

- Problème du sous-actionnement:
 - 1 Difficultés dans l'élaboration de lois de commande.
 - 2 Problème de la dynamique de zéros instable \implies Difficultés d'appliquer la commande par retour d'état non linéaire¹
- Problème du rejet de perturbation de type rafale de vent.

1. A. Isidori, Nonlinear Control Systems, Springer-Verlag, 1995

Contexte de l'étude

■ Modélisation:

- Plusieurs modes de vol.
- Modélisation des forces et des couples aérodynamiques.
- Influence d'une rafale de vent sur le modèle.

■ Commande:

- Problème du sous-actionnement:
 - 1 Difficultés dans l'élaboration de lois de commande.
 - 2 Problème de la dynamique de zéros instable \implies Difficultés d'appliquer la commande par retour d'état non linéaire¹
- Problème du rejet de perturbation de type rafale de vent.

1. A. Isidori, Nonlinear Control Systems, Springer-Verlag, 1995

Motivations et Objectifs

■ Motivations:

- 1 Contribution à la validation du modèle des hélicoptères en considérant toutes les forces et tous les couples aérodynamiques.
- 2 Contribution à la modélisation des hélicoptères en présence de rafales de vent.
- 3 Contribution à la commande des hélicoptères par différentes méthodes de commande et leurs validations expérimentales.

■ Étapes du travail :

- Modélisation simple adaptée à la réalisation des tâches de:
 - 1 Vol stationnaire.
 - 2 Suivi de trajectoires à vitesses lentes.
 - 3 Décollage ou atterrissage.
- Etablir des stratégies de commande robuste pour améliorer:
 - 1 la stabilité
 - 2 les performances de l'hélicoptèreen présence d'incertitudes de modèle de l'hélicoptère et de rafales de vent.

Motivations et Objectifs

■ Motivations:

- 1 Contribution à la validation du modèle des hélicoptères en considérant toutes les forces et tous les couples aérodynamiques.
- 2 Contribution à la modélisation des hélicoptères en présence de rafales de vent.
- 3 Contribution à la commande des hélicoptères par différentes méthodes de commande et leurs validations expérimentales.

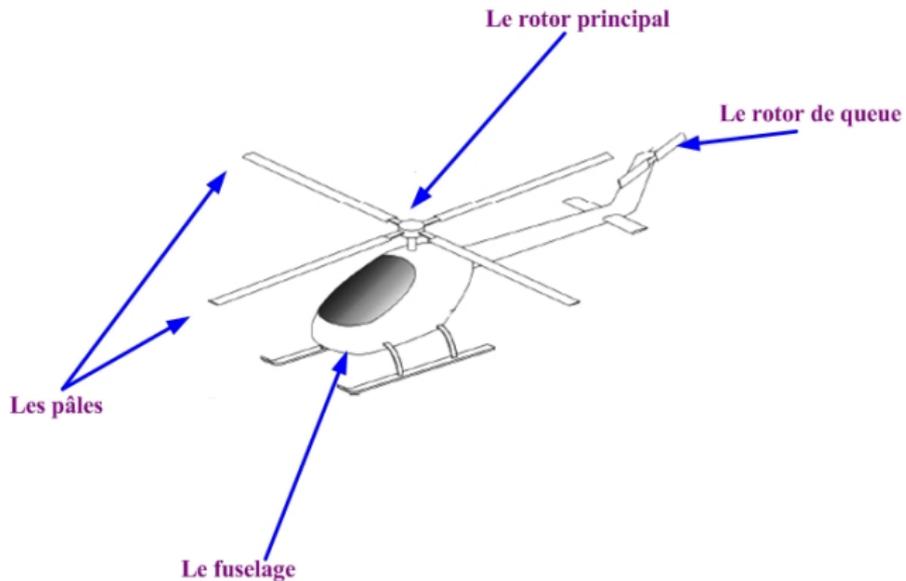
■ Étapes du travail :

- Modélisation simple adaptée à la réalisation des tâches de:
 - 1 Vol stationnaire.
 - 2 Suivi de trajectoires à vitesses lentes.
 - 3 Décollage ou atterrissage.
- Etablir des stratégies de commande robuste pour améliorer:
 - 1 la stabilité
 - 2 les performances de l'hélicoptèreen présence d'incertitudes de modèle de l'hélicoptère et de rafales de vent.

Plan

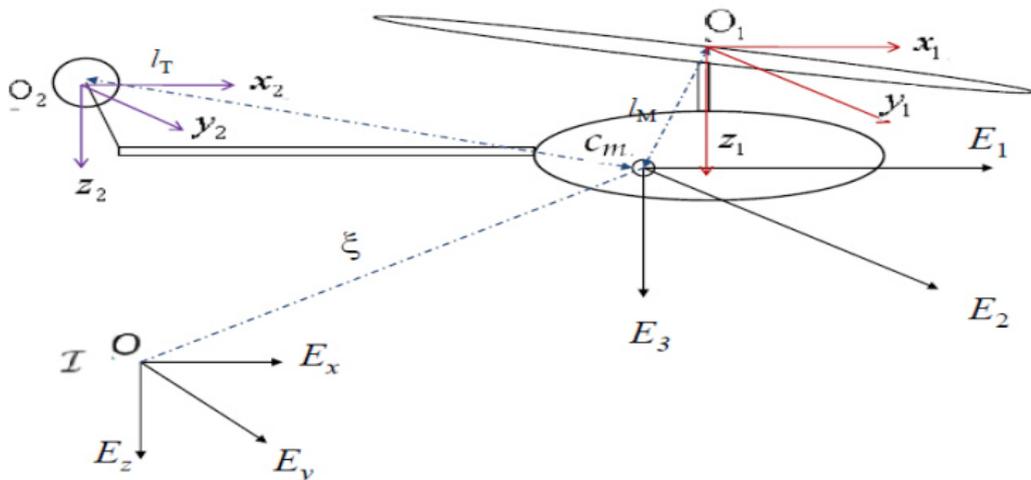
- 1 Introduction
 - Missions des hélicoptères drones
 - Problématique
- 2 **Modélisation dynamique des hélicoptères**
 - **Eléments constitutifs d'un hélicoptère**
 - Modélisation Lagrangienne
 - Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL
- 3 Modélisation et commande de l'hélicoptère perturbé à 3DDL
 - Modélisation dynamique de l'hélicoptère/plate-forme
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande
 - Comparaison des simulations pour les différentes méthodes de commande
- 4 Commande du modèle général de l'hélicoptère perturbé à 7DDL
 - Introduction générale
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande sur l'hélicoptère perturbé
 - Comparaison entre les deux commandes AFLG et AADRC
 - Validation expérimentale
- 5 Conclusions et perspectives

Eléments constitutifs d'un hélicoptère



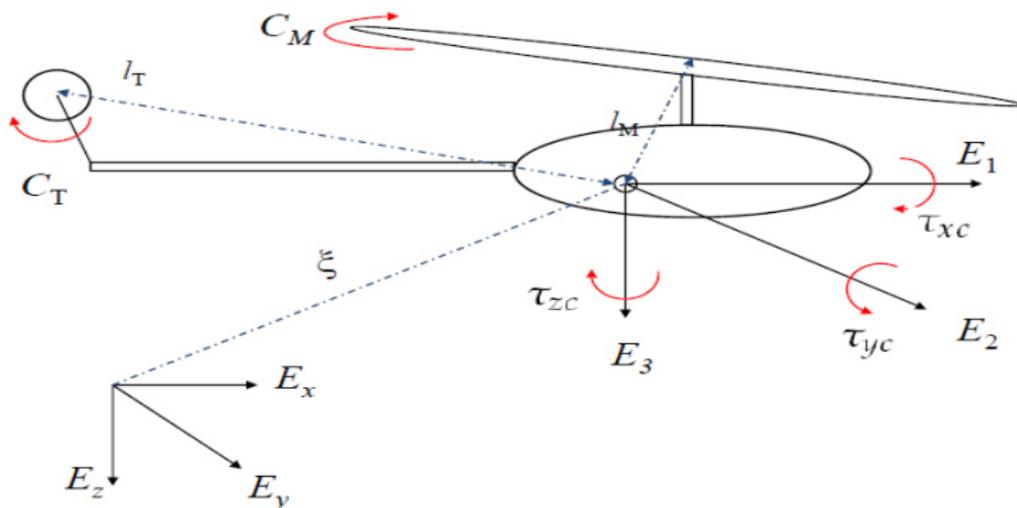
Systèmes de référentiels

- \mathcal{I} repère fixe
- $C = (c_m, E_1, E_2, E_3)$ repère mobile lié à l'hélicoptère
- Modèle à deux corps:
 - 1 Un corps rigide correspondant au fuselage.
 - 2 Un rotor principal.
- un rotor de queue.



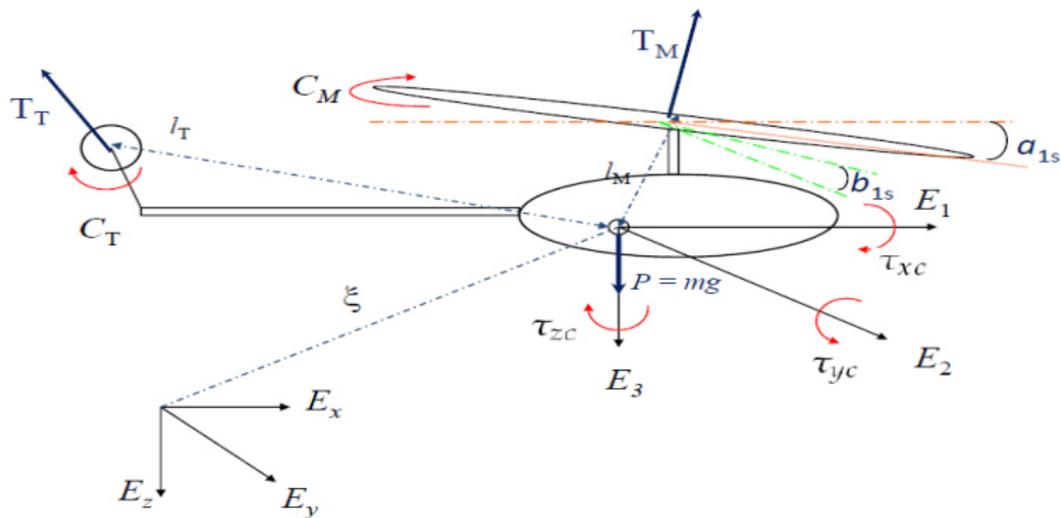
Systèmes de référentiels

- \mathcal{I} repère fixe
- $\mathcal{C} = (c_m, E_1, E_2, E_3)$ repère mobile lié à l'hélicoptère
- Modèle à deux corps:
 - 1 Un corps rigide correspondant au fuselage.
 - 2 Un rotor principal.
- un rotor de queue.



Systèmes de référentiels

- \mathcal{I} repère fixe
- $\mathcal{C} = (c_m, E_1, E_2, E_3)$ repère mobile lié à l'hélicoptère
- Modèle à deux corps:
 - 1 Un corps rigide correspondant au fuselage.
 - 2 Un rotor principal.
- un rotor de queue.



Plan

- 1 Introduction
 - Missions des hélicoptères drones
 - Problématique
- 2 **Modélisation dynamique des hélicoptères**
 - Eléments constitutifs d'un hélicoptère
 - **Modélisation Lagrangienne**
 - Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL
- 3 Modélisation et commande de l'hélicoptère perturbé à 3DDL
 - Modélisation dynamique de l'hélicoptère/plate-forme
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande
 - Comparaison des simulations pour les différentes méthodes de commande
- 4 Commande du modèle général de l'hélicoptère perturbé à 7DDL
 - Introduction générale
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande sur l'hélicoptère perturbé
 - Comparaison entre les deux commandes AFLG et AADRC
 - Validation expérimentale
- 5 Conclusions et perspectives

Modélisation Lagrangienne

Le modèle dynamique utilisant le formalisme de Lagrange de l'hélicoptère VARIO Benzin Trainer² :

$$M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) = J_R^T F_L$$

avec:

$$M(q) \in \mathbf{R}^{7 \times 7}$$

la matrice d'inertie

$$C(q, \dot{q}) \in \mathbf{R}^{7 \times 7}$$

la matrice des forces de Coriolis et des forces centrifuges

G

le vecteur des forces de gravité

$$J_R^T F_L$$

le vecteur des actions aérodynamiques appliqués au centre de masse de l'hélicoptère avec $F_L = (F_c, \tau_c)^T$

et:

$$q(t) = [x \quad y \quad z \quad \phi \quad \theta \quad \psi \quad \gamma]^T$$

où

$\xi = [x \quad y \quad z]$ la position du centre de masse de l'hélicoptère par rapport au repère inertiel \mathcal{I} ,

$\eta_e = [\phi \quad \theta \quad \psi \quad \gamma]^T$ le vecteur des angles d'Euler et du rotor.

Modélisation Lagrangienne

Expression des forces aérodynamiques F_L en fonction des commandes:

$$F_L = D(\dot{q}, u)u + A(\dot{q})u + B(\dot{q})$$

Vecteur de commande $u = [u_1 \quad u_2 \quad u_3 \quad u_4]^T$ avec :

- u_1 : entrée de commande associée au levier collectif du rotor principal et à la puissance du moteur (m),
- u_2 : entrée de commande associée au levier collectif du rotor de queue (m),
- u_3 : entrée de commande associée à l'angle longitudinal de pas cyclique (rad),
- u_4 : entrée de commande associée à l'angle latéral de pas cyclique (rad).

F_C et τ_C	Expression Analytique
f_{xc}	$T_M u_3$
f_{yc}	$T_M u_4 + T_T$
f_{zc}	$T_M + D_{vi}$
$\tau_{xc} = \tau_\psi$	$kb_{ls} - T_M u_4 Z_M$
$\tau_{yc} = \tau_\theta$	$ka_{ls} + T_M u_3 Z_M$
$\tau_{zc} = \tau_\phi$	$T_T X_T - C_{mot}$
τ_γ	$C_{mot} + C_M - r_\gamma C_T$

Plan

- 1 Introduction
 - Missions des hélicoptères drones
 - Problématique
- 2 **Modélisation dynamique des hélicoptères**
 - Eléments constitutifs d'un hélicoptère
 - Modélisation Lagrangienne
 - **Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL**
- 3 Modélisation et commande de l'hélicoptère perturbé à 3DDL
 - Modélisation dynamique de l'hélicoptère/plate-forme
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande
 - Comparaison des simulations pour les différentes méthodes de commande
- 4 Commande du modèle général de l'hélicoptère perturbé à 7DDL
 - Introduction générale
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande sur l'hélicoptère perturbé
 - Comparaison entre les deux commandes AFLG et AADRC
 - Validation expérimentale
- 5 Conclusions et perspectives

Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL

- 1 Complexité des expressions des composantes de l'équation de Lagrange.
 - Fortes non-linéarités et un couplage important entre les entrées de commande.
 - Difficultés d'appliquer les lois de commande.
- 2 Simplification en trois étapes du modèle à 7DDL:
 - Trajectoire de référence \implies commander et stabiliser la dynamique en boucle fermée pour les missions en 3D.
 - Résultats généralisables pour d'autres trajectoires raisonnables .

Première étape: étude de l'évolution des termes le long de la trajectoire:

$$M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) = J_R^T F_L .$$

Deuxième étape: étude de l'importance des termes le long de la trajectoire.

Troisième étape: élimination de termes en utilisant la théorie des intervalles³.

3. O. Beaumont and B. Philippe, "Qualité des Calculs sur Ordinateurs.Vers des arithmétiques plus fiables?", Masson, 1997

Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL

- 1 Complexité des expressions des composantes de l'équation de Lagrange.
 - Fortes non-linéarités et un couplage important entre les entrées de commande.
 - Difficultés d'appliquer les lois de commande.
- 2 Simplification en trois étapes du modèle à 7DDL:
 - Trajectoire de référence \implies commander et stabiliser la dynamique en boucle fermée pour les missions en 3D.
 - Résultats généralisables pour d'autres trajectoires raisonnables .

Première étape: étude de l'évolution des termes le long de la trajectoire:

$$M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) = J_R^T F_L .$$

Deuxième étape: étude de l'importance des termes le long de la trajectoire.

Troisième étape: élimination de termes en utilisant la théorie des intervalles³.

3. O. Beaumont and B. Philippe, "Qualité des Calculs sur Ordinateurs.Vers des arithmétiques plus fiables?", Masson, 1997

Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL

- 1 Complexité des expressions des composantes de l'équation de Lagrange.
 - Fortes non-linéarités et un couplage important entre les entrées de commande.
 - Difficultés d'appliquer les lois de commande.
- 2 Simplification en trois étapes du modèle à 7DDL:
 - Trajectoire de référence \implies commander et stabiliser la dynamique en boucle fermée pour les missions en 3D.
 - Résultats généralisables pour d'autres trajectoires raisonnables .

Première étape: étude de l'évolution des termes le long de la trajectoire:

$$M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) = J_R^T F_L .$$

Deuxième étape: étude de l'importance des termes le long de la trajectoire.

Troisième étape: élimination de termes en utilisant la théorie des intervalles³.

3. O. Beaumont and B. Philippe, "Qualité des Calculs sur Ordinateurs.Vers des arithmétiques plus fiables?", Masson, 1997

Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL

- 1 Complexité des expressions des composantes de l'équation de Lagrange.
 - Fortes non-linéarités et un couplage important entre les entrées de commande.
 - Difficultés d'appliquer les lois de commande.

- 2 Simplification en trois étapes du modèle à 7DDL:
 - Trajectoire de référence \implies commander et stabiliser la dynamique en boucle fermée pour les missions en 3D.
 - Résultats généralisables pour d'autres trajectoires raisonnables .

Première étape: étude de l'évolution des termes le long de la trajectoire:

$$M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) = J_R^T F_L .$$

Deuxième étape: étude de l'importance des termes le long de la trajectoire.

Troisième étape: élimination de termes en utilisant la théorie des intervalles³.

3. O. Beaumont and B. Philippe, "Qualité des Calculs sur Ordinateurs.Vers des arithmétiques plus fiables?", Masson, 1997

Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL

- 1 Complexité des expressions des composantes de l'équation de Lagrange.
 - Fortes non-linéarités et un couplage important entre les entrées de commande.
 - Difficultés d'appliquer les lois de commande.

- 2 Simplification en trois étapes du modèle à 7DDL:
 - Trajectoire de référence \implies commander et stabiliser la dynamique en boucle fermée pour les missions en 3D.
 - Résultats généralisables pour d'autres trajectoires raisonnables .

Première étape: étude de l'évolution des termes le long de la trajectoire:

$$M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) = J_R^T F_L .$$

Deuxième étape: étude de l'importance des termes le long de la trajectoire.

Troisième étape: élimination de termes en utilisant la théorie des intervalles³.

3. O. Beaumont and B. Philippe, "Qualité des Calculs sur Ordinateurs.Vers des arithmétiques plus fiables?", Masson, 1997

1- Première étape: étude de l'évolution des termes le long de la trajectoire

$$M\ddot{q}_{ij} = \frac{|M_{ij}\ddot{q}_j|}{\sum_{k=4}^{k=7} |M_{ik}\dot{q}_k| + \sum_{k=4}^{k=7} |C_{ik}\dot{q}_k|} \times 100$$

$$C\dot{q}_{ij} = \frac{|C_{ij}\dot{q}_j|}{\sum_{k=4}^{k=7} |C_{ik}\dot{q}_k| + \sum_{k=4}^{k=7} |M_{ik}\ddot{q}_k|} \times 100$$

⇒ Importance des éléments diagonaux de la matrice d'inertie $M(q)$ en valeur absolue.

2- Deuxième étape: étude de l'importance des termes le long de la trajectoire

$$M\ddot{q}_{ij} = \frac{|M_{ij}\ddot{q}_j|}{\sum_{k=4}^{k=7} |M_{ik}\dot{q}_k|} \times 100$$

$$C\dot{q}_{ij} = \frac{|C_{ij}\dot{q}_j|}{\sum_{k=4}^{k=7} |C_{ik}\dot{q}_k|} \times 100$$

⇒ Importance du couplage avec le rotor principal.

Les matrices $M(q)$ et $C(\dot{q}, q)$ simplifiées:

$$M(q) \simeq \begin{bmatrix} M_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & M_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & M_{33} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & M_{44} & 0 & 0 & M_{47} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & M_{55} & 0 & M_{57} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & M_{66} & M_{67} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & M_{77} \end{bmatrix} \quad C(\dot{q}, q) \simeq \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 & C_{47} \\ 0 & 0 & 0 & C_{54} & 0 & 0 & C_{57} \\ 0 & 0 & 0 & C_{64} & 0 & 0 & C_{67} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

1- Première étape: étude de l'évolution des termes le long de la trajectoire

$$M\ddot{q}_{ij} = \frac{|M_{ij}\ddot{q}_j|}{\sum_{k=4}^{k=7} |M_{ik}\dot{q}_k| + \sum_{k=4}^{k=7} |C_{ik}\dot{q}_k|} \times 100$$

$$C\dot{q}_{ij} = \frac{|C_{ij}\dot{q}_j|}{\sum_{k=4}^{k=7} |C_{ik}\dot{q}_k| + \sum_{k=4}^{k=7} |M_{ik}\ddot{q}_k|} \times 100$$

⇒ Importance des éléments diagonaux de la matrice d'inertie $M(q)$ en valeur absolue.

2- Deuxième étape: étude de l'importance des termes le long de la trajectoire

$$M\ddot{q}_{ij} = \frac{|M_{ij}\ddot{q}_j|}{\sum_{k=4}^{k=7} |M_{ik}\ddot{q}_k|} \times 100$$

$$C\dot{q}_{ij} = \frac{|C_{ij}\dot{q}_j|}{\sum_{k=4}^{k=7} |C_{ik}\dot{q}_k|} \times 100$$

⇒ Importance du couplage avec le rotor principal.

Les matrices $M(q)$ et $C(\dot{q}, q)$ simplifiées:

$$M(q) \simeq \begin{bmatrix} M_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & M_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & M_{33} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & M_{44} & 0 & 0 & M_{47} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & M_{55} & 0 & M_{57} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & M_{66} & M_{67} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & M_{77} \end{bmatrix} \quad C(\dot{q}, q) \simeq \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 & C_{47} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{54} & 0 & 0 & C_{57} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{64} & 0 & 0 & C_{67} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

3- Troisième étape: élimination de termes en utilisant la théorie des intervalles

Expression des coefficients de la matrice d'inertie et de la matrice de Coriolis⁴:

$$\begin{aligned}
 M_{44} &= c_7 & C_{44} &= -c_3 c_4 c_{c_4 \gamma} \dot{\gamma} \\
 M_{47} &= c_2 & C_{47} &= c_3 c_4 \dot{\phi} \\
 M_{55} &= c_2 + c_6 & C_{54} &= [-c_2 (s_\theta c_\theta (s_\gamma^2 - s_\psi^2 c_\gamma^2) + s_\psi s_\gamma s_\psi (s_\theta^2 - c_\theta^2)) + c_7 s_\theta c_\theta c_\psi^2] \dot{\phi} \\
 && &+ \frac{1}{2} [2c_2 (s_\theta c_\psi s_\gamma^2 - c_\theta s_\psi c_\psi s_\gamma c_\gamma) \\
 M_{57} &= c_9 & &+ 2c_3 c_4 c_\theta s_\psi c_\psi s_{c_4 \gamma} c_{c_4 \gamma} + c_8 c_\theta + c_9 s_\theta s_\psi] \dot{\gamma} \\
 M_{66} &= c_1 + c_2 s_\gamma^2 & C_{57} &= \frac{1}{2} [2c_2 (s_\theta c_\psi s_\gamma^2 - c_\theta s_\psi c_\psi s_\gamma c_\gamma) + c_8 c_\theta] \dot{\phi} \\
 M_{67} &= c_8 & C_{64} &= -\frac{1}{2} c_9 c_\theta c_\psi \dot{\gamma} \\
 M_{77} &= c_{10} & C_{67} &= -\frac{1}{2} c_9 c_\theta c_\psi \dot{\phi}
 \end{aligned}$$

Exemple: M_{44} avant la simplification:

$$\begin{aligned}
 M_{44} &= c_1 s_\theta^2 + c_2 \left(s_\theta^2 s_\gamma^2 + c_\theta^2 s_\psi^2 c_\gamma^2 - 2s_\theta c_\theta s_\psi s_\gamma c_\gamma \right) + c_3 \left(s_\theta^2 s_{c_4 \gamma}^2 - 2s_\theta c_\theta c_\psi s_{c_4 \gamma} c_{c_4 \gamma} \right. \\
 &\quad \left. + c_\theta^2 c_\psi^2 c_{c_4 \gamma}^2 \right) - 2c_5 s_\theta c_\theta s_\psi + c_6 c_\theta^2 s_\psi^2 + c_7 c_\theta^2 c_\psi^2
 \end{aligned}$$

4. $c_\theta = \cos \theta$, $s_\theta = \sin \theta$, $c_{c_4 \gamma} = \cos(c_4 \gamma)$ et $s_{c_4 \gamma} = \sin(c_4 \gamma)$

3- Troisième étape: élimination de termes en utilisant la théorie des intervalles

Expression des coefficients de la matrice d'inertie et de la matrice de Coriolis⁴:

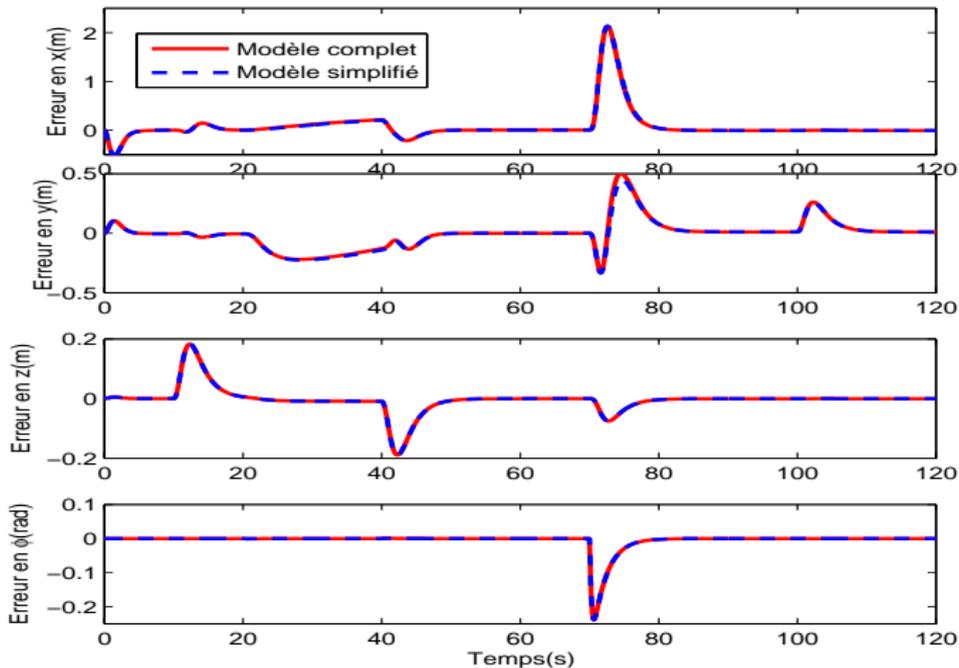
$$\begin{aligned}
 M_{44} &= c_7 & C_{44} &= -c_3 c_4 c_{c4\gamma} \dot{\gamma} \\
 M_{47} &= c_2 & C_{47} &= c_3 c_4 \dot{\phi} \\
 M_{55} &= c_2 + c_6 & C_{54} &= [-c_2 (s_\theta c_\theta (s_\gamma^2 - s_\psi^2 c_\gamma^2) + s_\psi s_\gamma s_\psi (s_\theta^2 - c_\theta^2)) + c_7 s_\theta c_\theta c_\psi^2] \dot{\phi} \\
 && &+ \frac{1}{2} [2c_2 (s_\theta c_\psi s_\gamma^2 - c_\theta s_\psi c_\psi s_\gamma c_\gamma) \\
 M_{57} &= c_9 & &+ 2c_3 c_4 c_\theta s_\psi c_\psi s_{c4\gamma} c_{c4\gamma} + c_8 c_\theta + c_9 s_\theta s_\psi] \dot{\gamma} \\
 M_{66} &= c_1 + c_2 s_\gamma^2 & C_{57} &= \frac{1}{2} [2c_2 (s_\theta c_\psi s_\gamma^2 - c_\theta s_\psi c_\psi s_\gamma c_\gamma) + c_8 c_\theta] \dot{\phi} \\
 M_{67} &= c_8 & C_{64} &= -\frac{1}{2} c_9 c_\theta c_\psi \dot{\gamma} \\
 M_{77} &= c_{10} & C_{67} &= -\frac{1}{2} c_9 c_\theta c_\psi \dot{\phi}
 \end{aligned}$$

Exemple: M_{44} avant la simplification:

$$\begin{aligned}
 M_{44} &= c_1 s_\theta^2 + c_2 \left(s_\theta^2 s_\gamma^2 + c_\theta^2 s_\psi^2 c_\gamma^2 - 2s_\theta c_\theta s_\psi s_\gamma c_\gamma \right) + c_3 \left(s_\theta^2 s_{c4\gamma}^2 - 2s_\theta c_\theta c_\psi s_{c4\gamma} c_{c4\gamma} \right. \\
 &\quad \left. + c_\theta^2 c_\psi^2 c_{c4\gamma}^2 \right) - 2c_5 s_\theta c_\theta s_\psi + c_6 c_\theta^2 s_\psi^2 + c_7 c_\theta^2 c_\psi^2
 \end{aligned}$$

4. $c_\theta = \cos \theta$, $s_\theta = \sin \theta$, $c_{c4\gamma} = \cos(c_4\gamma)$ et $s_{c4\gamma} = \sin(c_4\gamma)$

Comparaison des modèles complet et simplifié de l'hélicoptère à 7DDL en simulation et en boucle fermée.



Plan

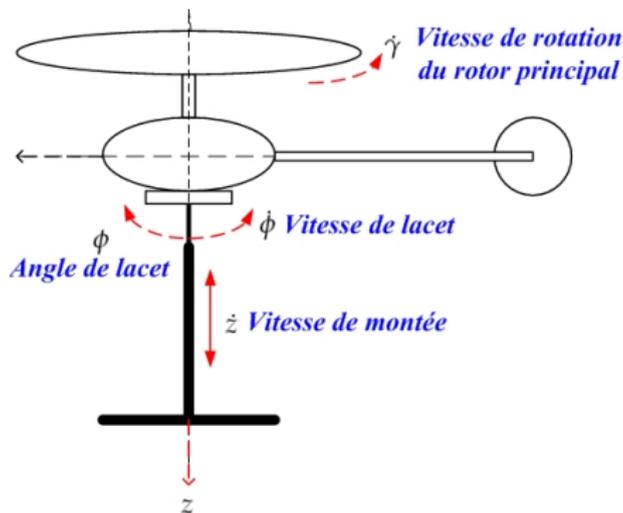
- 1 Introduction
 - Missions des hélicoptères drones
 - Problématique
- 2 Modélisation dynamique des hélicoptères
 - Eléments constitutifs d'un hélicoptère
 - Modélisation Lagrangienne
 - Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL
- 3 **Modélisation et commande de l'hélicoptère perturbé à 3DDL**
 - **Modélisation dynamique de l'hélicoptère/plate-forme**
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande
 - Comparaison des simulations pour les différentes méthodes de commande
- 4 **Commande du modèle général de l'hélicoptère perturbé à 7DDL**
 - Introduction générale
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande sur l'hélicoptère perturbé
 - Comparaison entre les deux commandes AFLG et AADRC
 - Validation expérimentale
- 5 **Conclusions et perspectives**

- Développement d'un modèle non linéaire⁵ d'un hélicoptère drone de type VARIO Benzein Trainer monté sur une plate-forme et perturbé par une rafale de vent.
- Modèle simplifié, sous-actionné, à minimum de phase, linéarisable.
- Développement des lois de commande et étude de la robustesse par rapport à une rafale de vent:
 - 1 Commande non linéaire *PID* utilisant la méthode du placement des pôles.
 - 2 Commande linéarisante robuste (*RNFC*).
 - 3 Commande par rejet actif de la perturbation par observateur d'état étendu (*ADRC*).
 - 4 Commande par *backstepping* (*BACK*).

5. A. Vilchis, PhD thesis, 2001

- $x = y = \theta = \psi = 0$ et $u_3 = u_4 = 0$.
- Système à trois degrés de liberté z , ϕ et γ .
- Le vecteur de coordonnées généralisées est noté $q = [z \ \phi \ \gamma]^T$.
- Les composantes du vecteur de forces généralisées sont:

$$f_z = T_M + D_{vi} \quad \tau_\gamma = C_M + C_{mot} \quad \tau_z = T_T x_T$$



La représentation d'état du système de l'hélicoptère plate-forme à 3DDL

avec $x_1 = z$, $x_3 = \phi$ et $x_5 = \gamma$:

$$\dot{x}_1 = x_2$$

$$\dot{x}_2 = \frac{1}{c_0} [c_8 \dot{\gamma}^2 u_1 + c_9 \dot{\gamma} + c_{10} - c_7] = \ddot{z}$$

$$\dot{x}_3 = x_4$$

$$\dot{x}_4 = \frac{1}{c_1 c_5 - c_4^2} [c_5 c_{11} \dot{\gamma}^2 u_2 - c_4 ((c_{12} \dot{\gamma} + c_{13}) u_1 + c_{14} \dot{\gamma}^2 + c_{15})] = \ddot{\phi}$$

$$\dot{x}_5 = x_6$$

$$\dot{x}_6 = \frac{1}{c_1 c_5 - c_4^2} [c_{11} c_4 \dot{\gamma}^2 u_2 + c_1 c_4 ((c_{12} \dot{\gamma} + c_{13}) u_1 + c_{14} \dot{\gamma}^2 + c_{15})] = \ddot{\gamma}$$

Plan

- 1 Introduction
 - Missions des hélicoptères drones
 - Problématique
- 2 Modélisation dynamique des hélicoptères
 - Eléments constitutifs d'un hélicoptère
 - Modélisation Lagrangienne
 - Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL
- 3 **Modélisation et commande de l'hélicoptère perturbé à 3DDL**
 - Modélisation dynamique de l'hélicoptère/plate-forme
 - **Modèle de l'hélicoptère perturbé**
 - Conception et application de la commande
 - Comparaison des simulations pour les différentes méthodes de commande
- 4 **Commande du modèle général de l'hélicoptère perturbé à 7DDL**
 - Introduction générale
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande sur l'hélicoptère perturbé
 - Comparaison entre les deux commandes AFLG et AADRC
 - Validation expérimentale
- 5 Conclusions et perspectives

Modélisation avec rafale de vent

- Vol vertical sans rafale de vent:

$$\dot{x} = \dot{y} = 0 \implies v_1 = v_v = -\frac{\dot{z}}{2} + \sqrt{\frac{\dot{z}^2}{4} + v_h^2}$$

- Un vol vertical ascendant avec une vitesse de rafale v_{raf} : $v_1 = v_v + v_{raf}$.

- En basse vitesse: ($v_v \approx v_h$) alors
($v_v \approx v_h$) $\implies v_1 = v_h + v_{raf}$

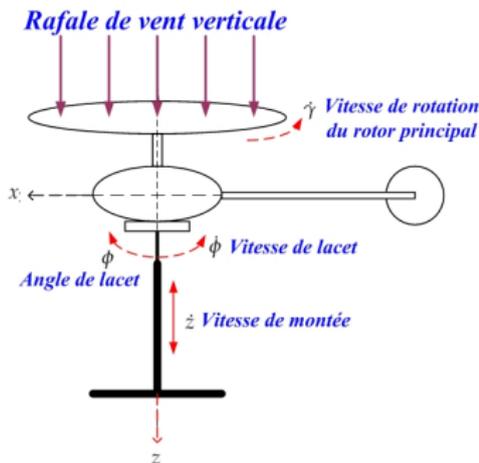
$$T_M = c_8 \dot{\gamma}^2 u_1 + c_9 \dot{\gamma} + c_{16} \dot{\gamma} v_{raf}$$

$$T_T = c_{11} \dot{\gamma}^2 u_2$$

$$C_M = c_{12} \dot{\gamma} u_1 + c_{14} \dot{\gamma}^2 + c_{15} + c_8 \dot{\gamma} v_{raf} u_1 + \frac{5}{2} c_9 v_{raf} + c_{17} v_{raf}^2$$

$$\delta T_M = c_{16} \dot{\gamma} v_{raf}$$

$$\delta C_M = c_8 \dot{\gamma} v_{raf} u_1 + \frac{5}{2} c_9 v_{raf} + c_{17} v_{raf}^2$$

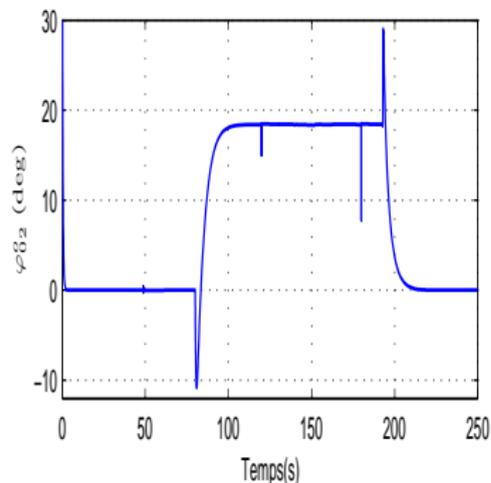
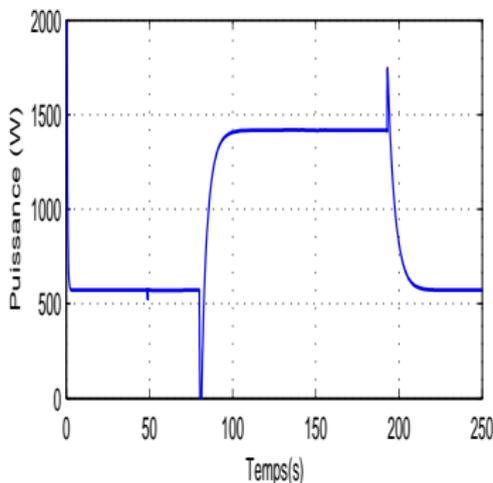


Influence de la rafale de vent sur l'hélicoptère réduit à 3 DDL

♣ Influence de la rafale de vent en vol stationnaire :

$v_{raf} (m/s)$	$T_M (N)$	$\delta T_M (N)$	$\frac{\delta T_M}{T_M} \%$	$C_M (N.m)$	$\delta C_M (N.m)$	$\frac{\delta C_M}{C_M} \%$
0	-77,3	0	0	4,6	0	0
0.68	-91,7	-14,5	19 %	5,7	1,1	25 %
3	-141	-64	83 %	11	6,5	141%

♣ Influence de la rafale de vent sur les angles moyens de pas:



Modélisation avec rafale de vent

Représentation d'état du système réduit de l'hélicoptère perturbé

$$\dot{x}_1 = x_2$$

$$\dot{x}_2 = \frac{1}{c_0} [c_8 \dot{\gamma}^2 u_1 + c_9 \dot{\gamma} + c_{10} - c_7] + \frac{1}{c_0} c_{16} \dot{\gamma} v_{raf}$$

$$\dot{x}_3 = x_4$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_4 = & \frac{1}{c_1 c_5 - c_4^2} [c_5 c_{11} \dot{\gamma}^2 u_2 - c_4 ((c_{12} \dot{\gamma} + c_{13} + c_8 \dot{\gamma} v_{raf}) u_1 + c_{14} \dot{\gamma}^2 + c_{15})] \\ & - \frac{c_4}{c_1 c_5 - c_4^2} \left[\frac{5}{2} c_9 v_{raf} + c_{17} v_{raf}^2 \right] \end{aligned}$$

$$\dot{x}_5 = x_6$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_6 = & \frac{1}{c_1 c_5 - c_4^2} [c_{11} c_4 \dot{\gamma}^2 u_2 + c_1 c_4 ((c_{12} \dot{\gamma} + c_{13} + c_8 \dot{\gamma} v_{raf}) u_1 + c_{14} \dot{\gamma}^2 + c_{15})] \\ & + \frac{1}{c_1 c_5 - c_4^2} \left[\frac{5}{2} c_9 v_{raf} + c_{17} v_{raf}^2 \right] \end{aligned}$$

Étude de la dynamique des zéros associée au modèle réduit

Les sorties de notre système hélicoptère:

$$y = [z \quad \phi]^T$$

Les entrées de commande sont:

$$u = [u_1 \quad u_2]^T$$

Le calcul des degrés relatifs⁶ donne:

$$r_1 = r_2 = 2$$

La dimension de notre modèle est $n = 6$, alors,

$$r_1 + r_2 < n$$

Il vient alors que la dynamique des zéros⁷ a un comportement stable avec $\dot{\gamma}^* = -124,6 \text{ rad/s}$.

6. Le degré relatif est le nombre de fois qu'on doit dériver la sortie pour faire apparaître la commande.

7. La dynamique des zéros d'un système non-linéaire est la dynamique interne du système qui se manifeste quand toutes les sorties ainsi que toutes leurs dérivées sont nulles quand t tend vers l'infini. ☰ 🔍 ↻

Plan

- 1 Introduction
 - Missions des hélicoptères drones
 - Problématique
- 2 Modélisation dynamique des hélicoptères
 - Eléments constitutifs d'un hélicoptère
 - Modélisation Lagrangienne
 - Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL
- 3 **Modélisation et commande de l'hélicoptère perturbé à 3DDL**
 - Modélisation dynamique de l'hélicoptère/plate-forme
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - **Conception et application de la commande**
 - Comparaison des simulations pour les différentes méthodes de commande
- 4 **Commande du modèle général de l'hélicoptère perturbé à 7DDL**
 - Introduction générale
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande sur l'hélicoptère perturbé
 - Comparaison entre les deux commandes AFLG et AADRC
 - Validation expérimentale
- 5 Conclusions et perspectives

Commande par un retour non linéaire et correcteur PID

- Compensation des termes non linéaires du modèle non perturbé ($v_{raf} = 0$), système linéaire découplé d'équations:

$$\dot{z} = V_1$$

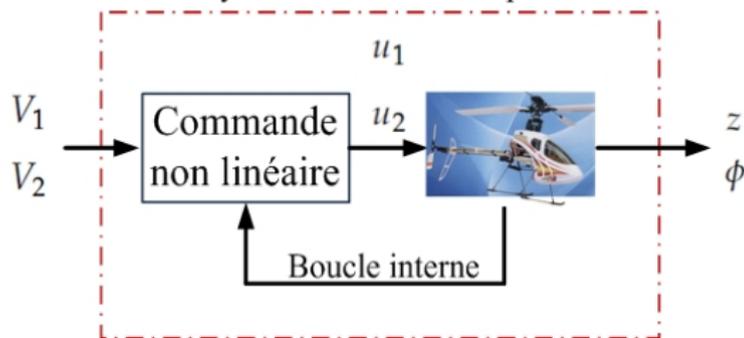
$$\ddot{\phi} = V_2$$

- Stabilisation par un placement de pôles:

$$V_1 = \dot{z} = -a_1 \dot{z} - a_2 z - a_3 \int_0^t (z - z_d) dt$$

$$V_2 = \ddot{\phi} = -a_4 \dot{\phi} - a_5 \phi - a_6 \int_0^t (\phi - \phi_d) dt$$

Système linéaire découplé



Commande par un retour non linéaire et correcteur PID

- Compensation des termes non linéaires du modèle non perturbé ($v_{raf} = 0$), système linéaire découplé d'équations:

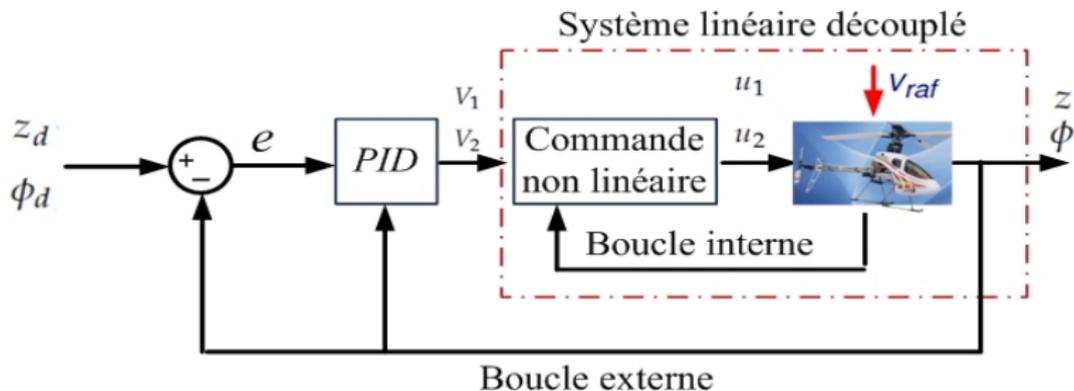
$$\dot{z} = V_1$$

$$\ddot{\phi} = V_2$$

- Stabilisation par un placement de pôles:

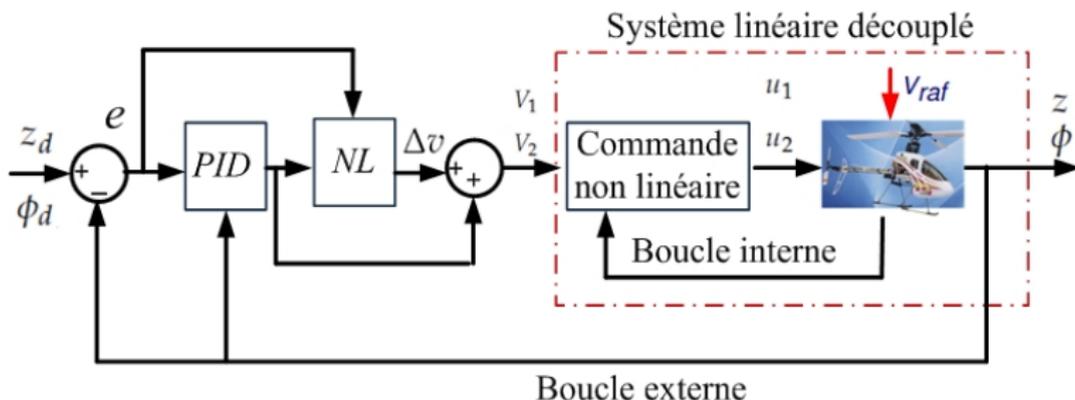
$$V_1 = \dot{z} = -a_1 \dot{z} - a_2 z - a_3 \int_0^t (z - z_d) dt$$

$$V_2 = \ddot{\phi} = -a_4 \dot{\phi} - a_5 \phi - a_6 \int_0^t (\phi - \phi_d) dt$$



Conception de la commande linéarisante robuste RNFC

La configuration de cette commande⁸:



- Commande de l'altitude z

$$v_1 = \ddot{z}_d - K_1 e_1 - K_2 e_2 - K_3 \int_0^t e_1 dt + \Delta v_1$$

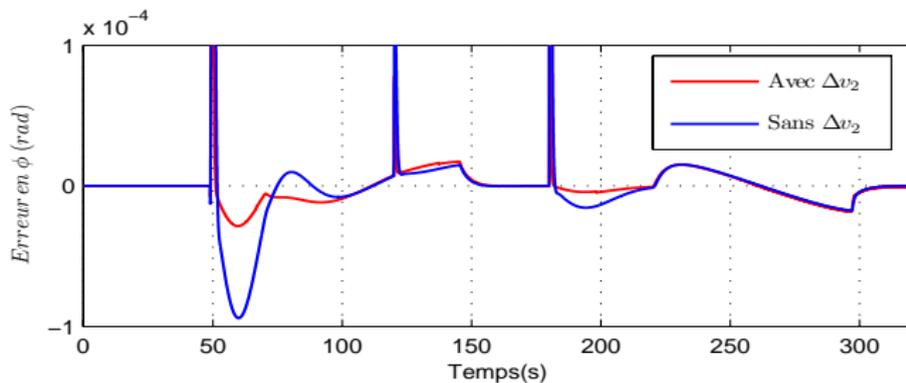
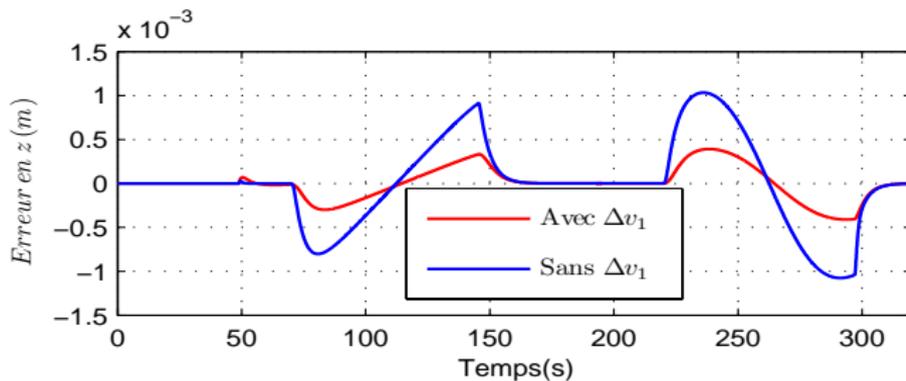
- Commande de l'angle de lacet ϕ :

$$v_2 = \ddot{\phi}_d - K_4 e_4 - K_5 e_5 - K_6 \int_0^t e_4 dt + \Delta v_2$$

$$e_1 = z - z_d, \quad e_2 = \dot{z} - \dot{z}_d, \quad e_4 = \phi - \phi_d, \quad e_5 = \dot{\phi} - \dot{\phi}_d$$

8. M.W. Spong and M. Vidyasagar, Robot Dynamics and Control, John Wiley and Sons, 1989.

Résultats en simulation pour la commande linéarisante robuste



Commande active de rejet de perturbation ADRC

■ Principe:

- ① Estimation de la perturbation par un observateur.
- ② Compensation de la perturbation par la commande.

■ Développement:

- ① À titre d'exemple, considérons le système d'ordre deux suivant:

$$\dot{y} = f(y, \dot{y}, w) + bu$$

- ② Ce système est ensuite modifié comme suit⁹:

$$\dot{x}_1 = x_2$$

$$\dot{x}_2 = x_3 + bu$$

$$\dot{x}_3 = \dot{f}$$

Où $x_1 = y$, $x_2 = \dot{y}$, $x_3 = f(y, \dot{y}, w)$. $f(\cdot)$ est traité comme état augmenté.

- ③ L'observateur non linéaire à état étendu proposé par:

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + Lg(e, \alpha, \delta)$$

$$y = C\hat{x}$$

$$g_i(e_i, \alpha_i, \delta_i)_{i=1,2,3} = \begin{cases} |e_i|^{\alpha_i} \text{sign}(e_i) & |e_i| > \delta_i \\ \frac{e_i}{1-\alpha_i} & |e_i| \leq \delta_i \end{cases} \quad 0 < \alpha_i < 1 \text{ and } \delta_i > 0.$$

9. J. Han, "Nonlinear Design Methods for Control Systems", The Proc of the 14th IFAC World Congress, Beijing, China, 1999.

Commande active de rejet de perturbation ADRC

■ Principe:

- ① Estimation de la perturbation par un observateur.
- ② Compensation de la perturbation par la commande.

■ Développement:

- ① À titre d'exemple, considérons le système d'ordre deux suivant:

$$\ddot{y} = f(y, \dot{y}, w) + bu$$

- ② Ce système est ensuite modifié comme suit⁹:

$$\dot{x}_1 = x_2$$

$$\dot{x}_2 = x_3 + bu$$

$$\dot{x}_3 = \dot{f}$$

Où $x_1 = y$, $x_2 = \dot{y}$, $x_3 = f(y, \dot{y}, w)$. $f(\cdot)$ est traité comme état augmenté.

- ③ L'observateur non linéaire à état étendu proposé par:

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + Lg(e, \alpha, \delta)$$

$$y = C\hat{x}$$

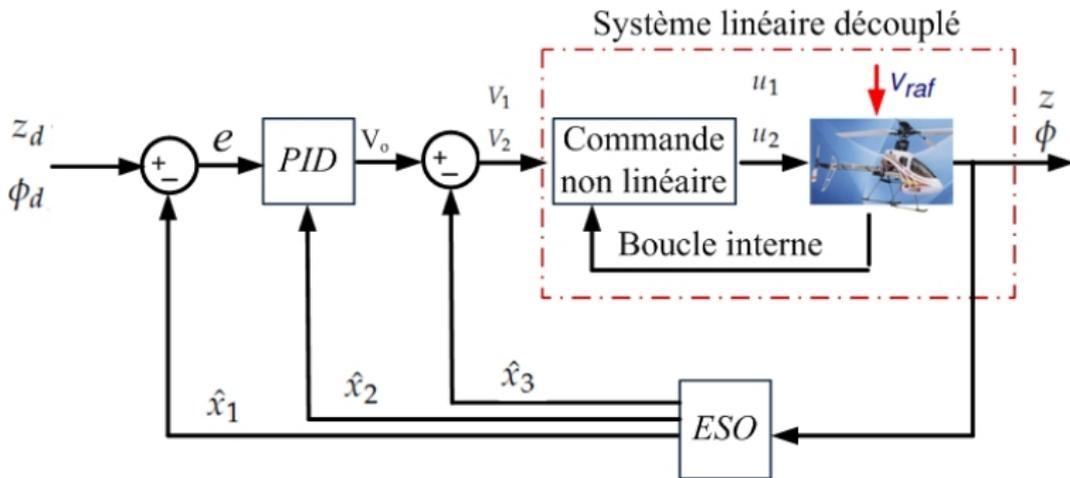
$$g_i(e_i, \alpha_i, \delta_i)_{|i=1,2,3} = \begin{cases} |e_i|^{\alpha_i} \text{sign}(e_i) & |e_i| > \delta_i \\ \frac{e_i}{\delta_i^{1-\alpha_i}} & |e_i| \leq \delta_i \end{cases} \quad 0 < \alpha_i < 1 \text{ and } \delta_i > 0.$$

9. J. Han, "Nonlinear Design Methods for Control Systems", The Proc of the 14th IFAC World Congress, Beijing, China, 1999.

Commande active de rejet de perturbation ADRC

■ Observateur non linéaire à état étendu:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 + L_1 g_1(e, \alpha, \delta) \\ \dot{\hat{x}}_2 = \hat{x}_3 + L_2 g_2(e, \alpha, \delta) + bu \\ \dot{\hat{x}}_3 = L_3 g_3(e, \alpha, \delta) \end{cases}$$



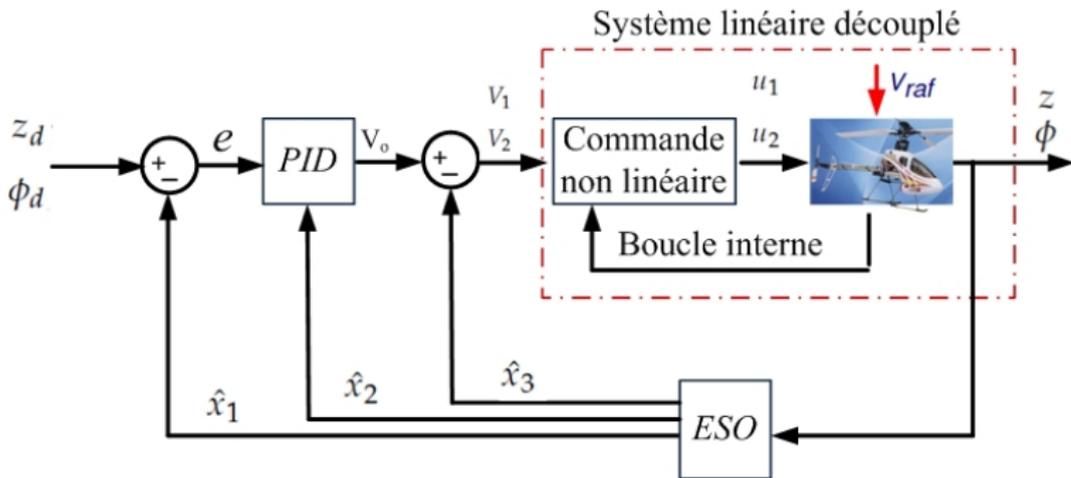
Observateur non linéaire à état étendu

■ Pour l'altitude z : $V_1 = -k_1 \hat{x}_2 - k_2 \hat{x}_1 - k_3 \int_0^t (\hat{x}_1 - z_d) dt - \hat{x}_3$

Commande active de rejet de perturbation ADRC

- Observateur non linéaire à état étendu:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 + L_1 g_1(e, \alpha, \delta) \\ \dot{\hat{x}}_2 = \hat{x}_3 + L_2 g_2(e, \alpha, \delta) + bu \\ \dot{\hat{x}}_3 = L_3 g_3(e, \alpha, \delta) \end{cases}$$



Observateur non linéaire à état étendu

- Pour l'altitude z : $V_1 = -k_1 \hat{x}_2 - k_2 \hat{x}_1 - k_3 \int_0^t (\hat{x}_1 - z_d) dt - \hat{x}_3$

Commande par *backstepping* BACK

- Principe¹⁰: Combinaison de la notion de fonction de contrôle de Lyapunov avec une procédure récursive de conception.
- Développement: **Commande de l'altitude z**:
 - ① Compensation des termes non linéaires du modèle non perturbé:

$$\dot{z} = V_z + d_1(\dot{\gamma}, v_{raf})$$

- ② Équations d'état de la dynamique en z augmentée d'un intégrateur sont données par¹¹:

$$\begin{aligned} x_1 &= z \\ \dot{x}_1 &= x_2 = \dot{z} \\ \dot{x}_2 &= x_3 + d_1(\dot{\gamma}, v_{raf}) \\ \dot{x}_3 &= w_1 \end{aligned}$$

- ① $V_z = \int w_1 = x_3$.
- ② On introduit l'erreur de trajectoire:
 $\zeta_1 = x_{1d} - x_1$.
- ③ Sa dérivée s'écrit: $\dot{\zeta}_1 = \dot{x}_{1d} - \dot{x}_1$.
- ④ Fonction candidate de Lyapunov: $V_1 = \frac{1}{2}\zeta_1^2$.

10. M. Krstić and I. Kanellakopoulos and P. Kokotovic. Nonlinear and Adaptive Control Design. Wiley-Interscience Publication, 1995.

11. A. Benaskeur and L.N. Paquin and A. Desbiens. Toward Industrial Control Applications of the Backstepping. Process Control and Instrumentation, Glasgow, Scotland, 62-67, 2000.

Commande par *backstepping* BACK

- Principe¹⁰: Combinaison de la notion de fonction de contrôle de Lyapunov avec une procédure récursive de conception.
- Développement: **Commande de l'altitude z**:
 - ① Compensation des termes non linéaires du modèle non perturbé:

$$\dot{z} = V_z + d_1(\dot{\gamma}, v_{raf})$$

- ② Équations d'état de la dynamique en z augmentée d'un intégrateur sont données par¹¹:

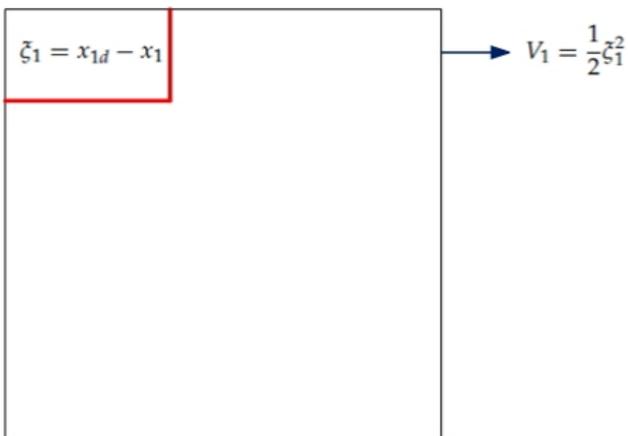
$$\begin{aligned} x_1 &= z \\ \dot{x}_1 &= x_2 = \dot{z} \\ \dot{x}_2 &= x_3 + d_1(\dot{\gamma}, v_{raf}) \\ \dot{x}_3 &= w_1 \end{aligned}$$

- ① $V_z = \int w_1 = x_3$.
- ② On introduit l'erreur de trajectoire:
 $\zeta_1 = x_{1d} - x_1$.
- ③ Sa dérivée s'écrit: $\dot{\zeta}_1 = \dot{x}_{1d} - \dot{x}_1$.
- ④ Fonction candidate de Lyapunov: $V_1 = \frac{1}{2} \zeta_1^2$.

10. M. Krstić and I. Kanellakopoulos and P. Kokotovic. Nonlinear and Adaptive Control Design. Wiley-Interscience Publication, 1995.

11. A. Benaskeur and L.N. Paquin and A. Desbiens. Toward Industrial Control Applications of the Backstepping. Process Control and Instrumentation, Glasgow, Scotland, 62-67, 2000.

Commande par *backstepping* BACK



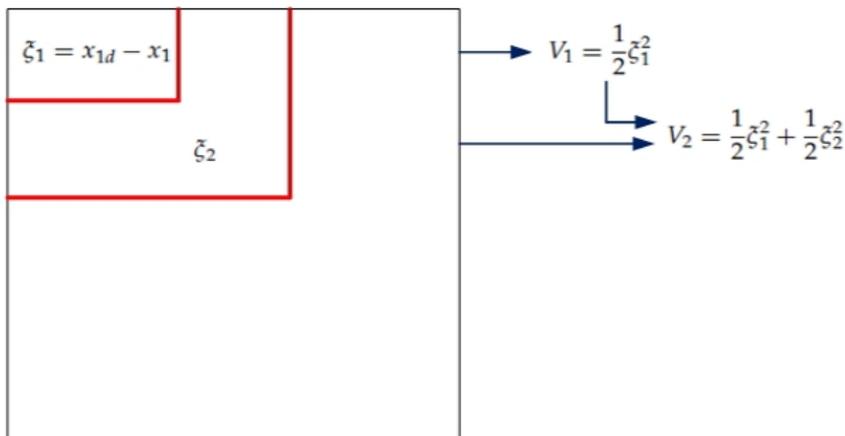
- Étude de la stabilité du modèle en utilisant la commande *Backstepping*

Fonction de Lyapunov totale proposée pour le modèle:

$$V_{tot} = V_3 + V_6 = \frac{1}{2}(\zeta_1^2 + \zeta_2^2 + \zeta_3^2 + \zeta_4^2 + \zeta_5^2 + \zeta_6^2)$$

$$\dot{V}_{tot} \leq -a_1\zeta_1^2 - \frac{a_2}{2}\zeta_2^2 - a_3\zeta_3^2 - a_4\zeta_4^2 - \frac{a_5}{2}\zeta_5^2 - \frac{a_6}{2}\zeta_6^2 + \beta^T d$$

Commande par *backstepping* BACK



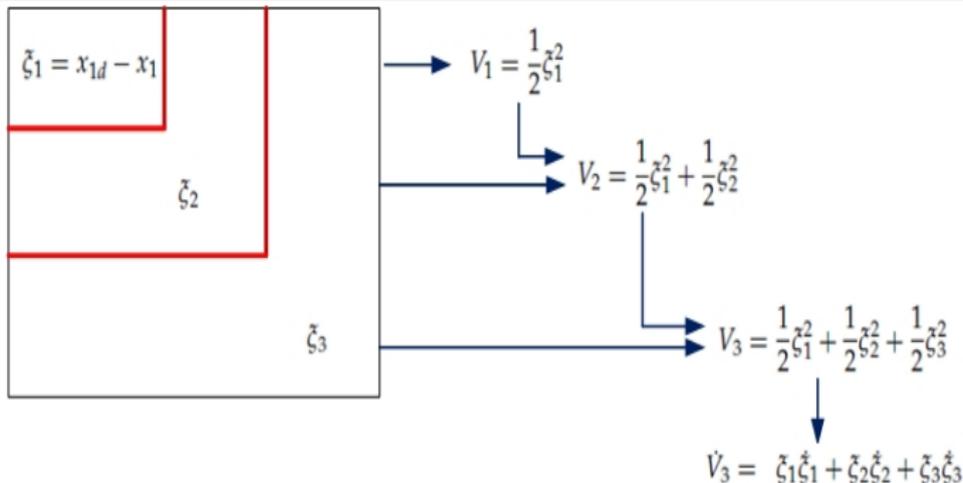
- Étude de la stabilité du modèle en utilisant la commande *Backstepping*

Fonction de Lyapunov totale proposée pour le modèle:

$$V_{tot} = V_3 + V_6 = \frac{1}{2}(\zeta_1^2 + \zeta_2^2 + \zeta_3^2 + \zeta_4^2 + \zeta_5^2 + \zeta_6^2)$$

$$\dot{V}_{tot} \leq -a_1\zeta_1^2 - \frac{a_2}{2}\zeta_2^2 - a_3\zeta_3^2 - a_4\zeta_4^2 - \frac{a_5}{2}\zeta_5^2 - \frac{a_6}{2}\zeta_6^2 + \beta^T d$$

Commande par *backstepping* BACK



- Étude de la stabilité du modèle en utilisant la commande *Backstepping*

Fonction de Lyapunov totale proposée pour le modèle:

$$V_{tot} = V_3 + V_6 = \frac{1}{2} (\tilde{\zeta}_1^2 + \tilde{\zeta}_2^2 + \tilde{\zeta}_3^2 + \tilde{\zeta}_4^2 + \tilde{\zeta}_5^2 + \tilde{\zeta}_6^2)$$

$$\dot{V}_{tot} \leq -a_1 \tilde{\zeta}_1^2 - \frac{a_2}{2} \tilde{\zeta}_2^2 - a_3 \tilde{\zeta}_3^2 - a_4 \tilde{\zeta}_4^2 - \frac{a_5}{2} \tilde{\zeta}_5^2 - \frac{a_6}{2} \tilde{\zeta}_6^2 + \beta^T d$$

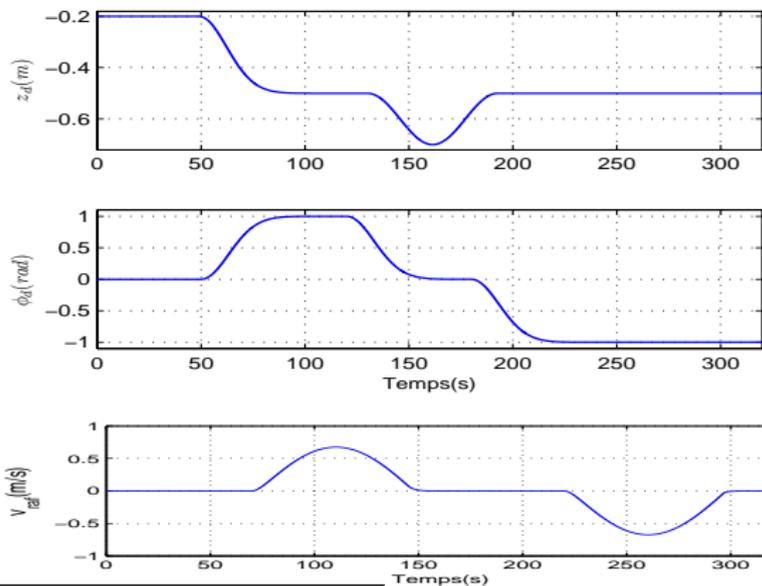
Plan

- 1 Introduction
 - Missions des hélicoptères drones
 - Problématique
- 2 Modélisation dynamique des hélicoptères
 - Eléments constitutifs d'un hélicoptère
 - Modélisation Lagrangienne
 - Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL
- 3 **Modélisation et commande de l'hélicoptère perturbé à 3DDL**
 - Modélisation dynamique de l'hélicoptère/plate-forme
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande
 - **Comparaison des simulations pour les différentes méthodes de commande**
- 4 Commande du modèle général de l'hélicoptère perturbé à 7DDL
 - Introduction générale
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande sur l'hélicoptère perturbé
 - Comparaison entre les deux commandes AFLC et AADRC
 - Validation expérimentale
- 5 Conclusions et perspectives

La vitesse de rafale agissant sur le rotor principal ¹²:

$$v_{raf} = v_{gm} \sin(0,042t_{d1}) \quad 70 \leq t \leq 24\pi + 130$$

$$v_{raf} = -v_{gm} \sin(0,042t_{d2}) \quad 220 \leq t \leq 297$$



12. G.D. Padfield. Helicopter Flight Dynamics: The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modeling. Blackwell Science LTD, 1996

Bruit blanc: pour z $\left\{ \begin{array}{l} \text{bande passante} \\ \text{variance} \end{array} \right. \begin{array}{l} 12 \text{ rad/s} \\ 3 \text{ mm} \end{array}$, et pour ϕ $\left\{ \begin{array}{l} 20 \text{ rad/s} \\ 1^\circ \end{array} \right.$

- L'erreur relative:

$$E_p = \frac{\|e\|_T}{\|x(t) - x_0\|_T} \times 100$$

- L'erreur relative par rapport à la rafale:

$$E_r = \frac{\|e\|_T}{\|v_{raf}(t)\|_T} \text{ (s)}$$

z	Erreur maximale (mm)	E_p (%)	E_r (mms)
<i>RNFC</i>	0,74	0,075	0,68
<i>ADRC</i>	0,52	0,038	0,27
<i>BACK</i>	0,24	0,025	0,21

ϕ	Erreur maximale (rad)	E_p (%)	E_r (mms)
<i>RNFC</i>	0,0029	0,11	1,8
<i>ADRC</i>	0,0022	0,08	1,2
<i>BACK</i>	0,0067	0,37	7,4

Bruit blanc: pour z $\left\{ \begin{array}{l} \text{bande passante} \\ \text{variance} \end{array} \right. \begin{array}{l} 12 \text{ rad/s} \\ 3 \text{ mm} \end{array}$, et pour ϕ $\left\{ \begin{array}{l} 20 \text{ rad/s} \\ 1^\circ \end{array} \right.$

- L'erreur relative:

$$E_p = \frac{\|e\|_T}{\|x(t) - x_0\|_T} \times 100$$

- L'erreur relative par rapport à la rafale:

$$E_r = \frac{\|e\|_T}{\|v_{raf}(t)\|_T} \text{ (s)}$$

z	Erreur maximale (mm)	E_p (%)	E_r (mms)
<i>RNFC</i>	0,74	0,075	0,68
<i>ADRC</i>	0,52	0,038	0,27
<i>BACK</i>	0,24	0,025	0,21

ϕ	Erreur maximale (rad)	E_p (%)	E_r (mms)
<i>RNFC</i>	0,0029	0,11	1,8
<i>ADRC</i>	0,0022	0,08	1,2
<i>BACK</i>	0,0067	0,37	7,4

Bruit blanc: pour z $\left\{ \begin{array}{l} \text{bande passante} \\ \text{variance} \end{array} \right. \begin{array}{l} 12 \text{ rad/s} \\ 3 \text{ mm} \end{array}$, et pour ϕ $\left\{ \begin{array}{l} 20 \text{ rad/s} \\ 1^\circ \end{array} \right.$

- L'erreur relative:

$$E_p = \frac{\|e\|_T}{\|x(t) - x_0\|_T} \times 100$$

- L'erreur relative par rapport à la rafale:

$$E_r = \frac{\|e\|_T}{\|v_{raf}(t)\|_T} \text{ (s)}$$

z	Erreur maximale (mm)	E_p (%)	E_r (mms)
<i>RNFC</i>	0,74	0,075	0,68
<i>ADRC</i>	0,52	0,038	0,27
<i>BACK</i>	0,24	0,025	0,21

ϕ	Erreur maximale (rad)	E_p (%)	E_r (mms)
<i>RNFC</i>	0,0029	0,11	1,8
<i>ADRC</i>	0,0022	0,08	1,2
<i>BACK</i>	0,0067	0,37	7,4

Bruit blanc: pour z $\left\{ \begin{array}{l} \text{bande passante} \\ \text{variance} \end{array} \right. \begin{array}{l} 12 \text{ rad/s} \\ 3 \text{ mm} \end{array}$, et pour ϕ $\left\{ \begin{array}{l} 20 \text{ rad/s} \\ 1^\circ \end{array} \right.$

- L'erreur relative:

$$E_p = \frac{\|e\|_T}{\|x(t) - x_0\|_T} \times 100$$

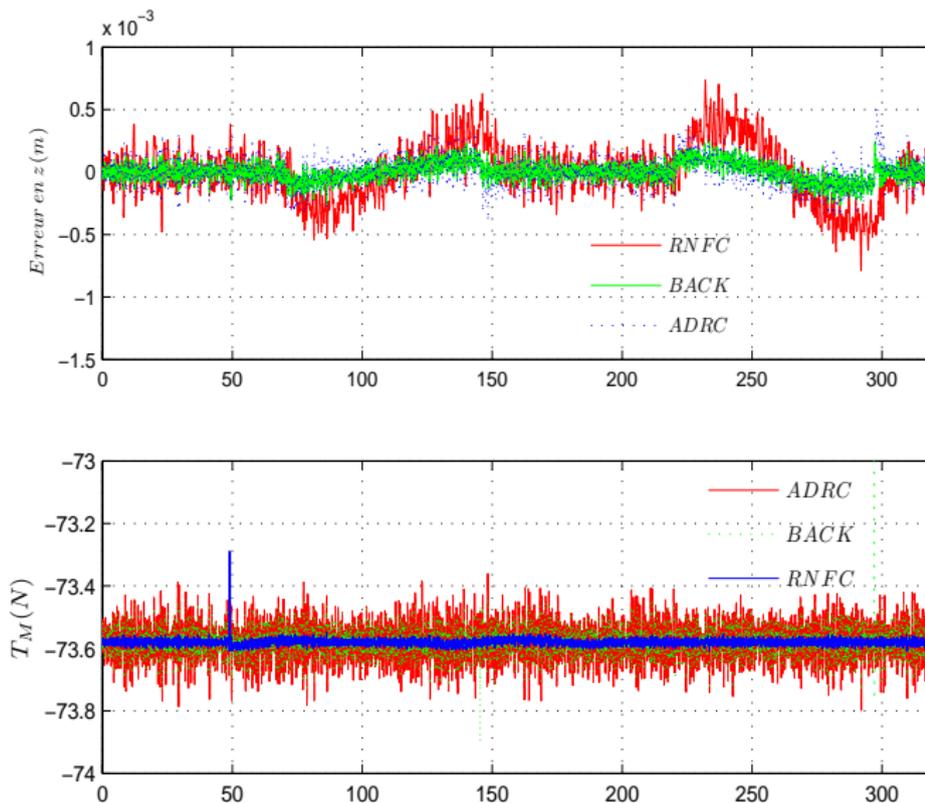
- L'erreur relative par rapport à la rafale:

$$E_r = \frac{\|e\|_T}{\|v_{raf}(t)\|_T} \text{ (s)}$$

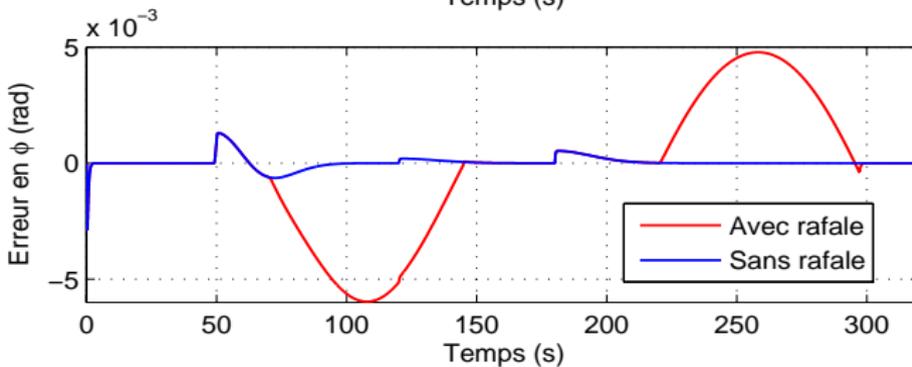
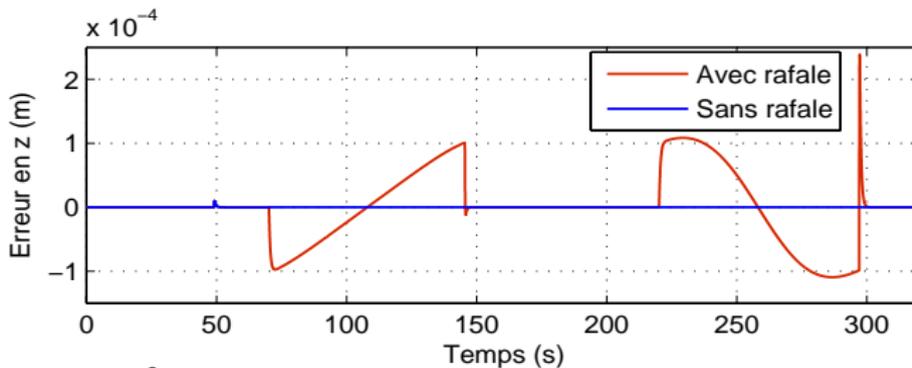
z	Erreur maximale (mm)	E_p (%)	E_r (mms)
<i>RNFC</i>	0,74	0,075	0,68
<i>ADRC</i>	0,52	0,038	0,27
<i>BACK</i>	0,24	0,025	0,21

ϕ	Erreur maximale (rad)	E_p (%)	E_r (mms)
<i>RNFC</i>	0,0029	0,11	1,8
<i>ADRC</i>	0,0022	0,08	1,2
<i>BACK</i>	0,0067	0,37	7,4

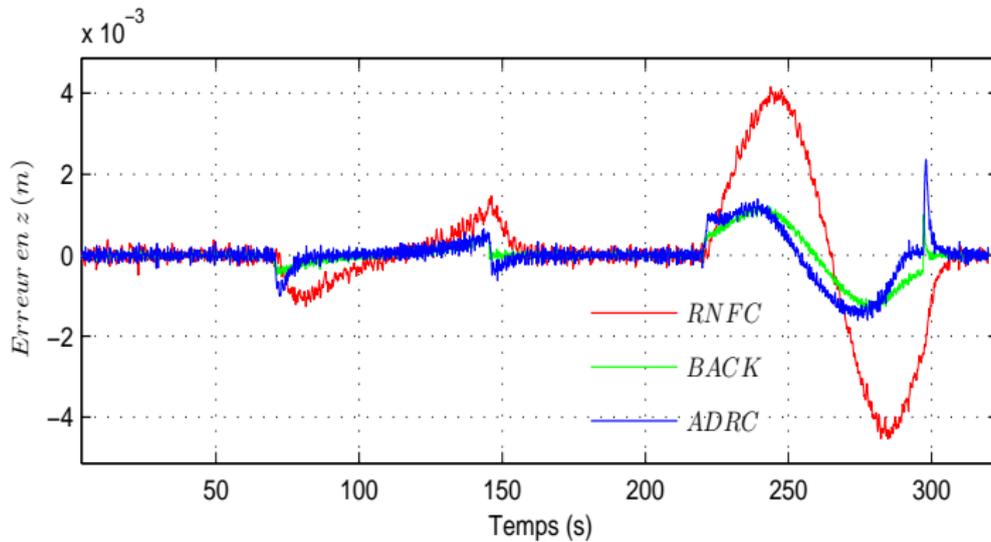
Erreur de trajectoire et variation de force de poussée:



- Comparaison entre le vol normal et le vol perturbé en utilisant la commande Backstepping.



- Forte perturbation $v_{raf} = 3 \text{ m/s} \approx 11 \text{ km/h}$.



Plan

- 1 Introduction
 - Missions des hélicoptères drones
 - Problématique
- 2 Modélisation dynamique des hélicoptères
 - Eléments constitutifs d'un hélicoptère
 - Modélisation Lagrangienne
 - Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL
- 3 Modélisation et commande de l'hélicoptère perturbé à 3DDL
 - Modélisation dynamique de l'hélicoptère/plate-forme
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande
 - Comparaison des simulations pour les différentes méthodes de commande
- 4 **Commande du modèle général de l'hélicoptère perturbé à 7DDL**
 - **Introduction générale**
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande sur l'hélicoptère perturbé
 - Comparaison entre les deux commandes AFLG et AADRC
 - Validation expérimentale
- 5 Conclusions et perspectives

Commande du modèle général de l'hélicoptère drone à 7DDL

- Système hélicoptère drone autonome à 7DDL.
- Système à 4 entrées de commande fortement couplées \implies dynamique de zéros instable.
- Problème de stabilisation et de rejet de perturbation de type rafale de vent:
 - 1 Commande par linéarisation approximative *RNFC*.
 - 2 Commande active et approchée de rejet de perturbation *AADRC*.

Commande du modèle général de l'hélicoptère drone à 7DDL

- Système hélicoptère drone autonome à 7DDL.
- Système à 4 entrées de commande fortement couplées \implies dynamique de zéros instable.
- Problème de stabilisation et de rejet de perturbation de type rafale de vent:
 - 1 Commande par linéarisation approximative *RNFC*.
 - 2 Commande active et approchée de rejet de perturbation *AADRC*.

Commande du modèle général de l'hélicoptère drone à 7DDL

- Système hélicoptère drone autonome à 7DDL.
- Système à 4 entrées de commande fortement couplées \implies dynamique de zéros instable.
- Problème de stabilisation et de rejet de perturbation de type rafale de vent:
 - 1 Commande par linéarisation approximative *RNFC*.
 - 2 Commande active et approchée de rejet de perturbation *AADRC*.

Plan

- 1 Introduction
 - Missions des hélicoptères drones
 - Problématique
- 2 Modélisation dynamique des hélicoptères
 - Eléments constitutifs d'un hélicoptère
 - Modélisation Lagrangienne
 - Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL
- 3 Modélisation et commande de l'hélicoptère perturbé à 3DDL
 - Modélisation dynamique de l'hélicoptère/plate-forme
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande
 - Comparaison des simulations pour les différentes méthodes de commande
- 4 **Commande du modèle général de l'hélicoptère perturbé à 7DDL**
 - Introduction générale
 - **Modèle de l'hélicoptère perturbé**
 - Conception et application de la commande sur l'hélicoptère perturbé
 - Comparaison entre les deux commandes AFLC et AADRC
 - Validation expérimentale
- 5 Conclusions et perspectives

■ Modèle de la rafale de vent verticale:

La vitesse induite totale devient: $v_1 = v_v + v_{raf}$.

$$\delta T_M = -c_{18} \dot{\gamma} v_{raf}$$

$$\delta T_T = 0$$

$$\begin{aligned} \delta C_M = & c_{17} \dot{\gamma} v_{raf} u_1 + c_{36} \|V\| v_{raf} u_3 + c_{38} \dot{\gamma} v_{raf} u_4 + c_{43} (2v_v v_{raf} + v_{raf}^2) \\ & + c_{45} \|V\| v_{raf} + c_{46} \dot{\gamma} v_{raf} \end{aligned}$$

$v_{raf} (m/s)$	$\delta T_M (N)$	$\frac{\delta T_M}{T_{M_0}} \%$	$\delta C_M (N.m)$	$\frac{\delta C_M}{C_{M_0}} \%$
0,68	-14	18 %	1	27 %
3	-62	80 %	6,4	160%

■ Modèle de la rafale de vent latérale ¹³:

- Force sur le fuselage: La rafale de vent latérale agissant sur le fuselage produit une force de traînée agissant directement en C_m dans la direction y . Cette force de traînée peut-être calculée:

$$y_{raf} = \frac{1}{2} C_d S_{fus}^y v_{raf}^2$$

où S_{fus}^y est la surface effective de traînée du fuselage dans la direction y , et C_d est le coefficient de traînée.

- Couple sur le rotor principal: La rafale de vent latérale agissant sur le rotor principal produit l'effet de dièdre. Influence le mouvement en roulis.

$$L_{raf} = \frac{1}{4\sigma} \rho A C_{TM} \dot{\gamma} R_M v_{raf} \sqrt{(0.75 R_M)^2 + b_{IM}^2}$$

- Actions sur le rotor de queue: La rafale de vent latérale agissant sur le rotor de queue produit un couple N_{raf} , qui peut alors être calculé en utilisant:

$$\begin{aligned} T_{raf} &= 4\rho \pi v_{raf}^2 R_T^2 \\ N_{raf} &= T_{raf} b_{IT} \end{aligned}$$

- $\hat{f}_{yc} = T_T = 4,5 (N)$ représente la force principal agissant sur l'hélicoptère dans la direction y pendant le vol stationnaire.
- $\hat{\tau}_\psi = T_M u_4 z_M = -1,58 (Nm)$ représente le couple aérodynamique de roulis.
- $\hat{\tau}_\phi = T_T x_T = -3,37 (Nm)$ est le couple aérodynamique de lacet.

$v_{raf} (m/s)$	$y_{raf} (N)$	$ \frac{y_{raf}}{\hat{f}_{yc}} \%$	$L_{raf} (N.m)$	$ \frac{L_{raf}}{\hat{\tau}_\psi} \%$	$N_{raf} (N.m)$	$ \frac{N_{raf}}{\hat{\tau}_\phi} \%$
0,68	0,031	0,7 %	0,003	0,19%	-0,12	3,6 %
3	0,6	13,3 %	0,0133	0,84%	-2,34	69,4%

Plan

- 1 Introduction
 - Missions des hélicoptères drones
 - Problématique
- 2 Modélisation dynamique des hélicoptères
 - Eléments constitutifs d'un hélicoptère
 - Modélisation Lagrangienne
 - Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL
- 3 Modélisation et commande de l'hélicoptère perturbé à 3DDL
 - Modélisation dynamique de l'hélicoptère/plate-forme
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande
 - Comparaison des simulations pour les différentes méthodes de commande
- 4 **Commande du modèle général de l'hélicoptère perturbé à 7DDL**
 - Introduction générale
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - **Conception et application de la commande sur l'hélicoptère perturbé**
 - Comparaison entre les deux commandes AFLG et AADRC
 - Validation expérimentale
- 5 Conclusions et perspectives

1 **Problème:** Difficultés d'appliquer la commande par retour d'état non linéaire (linéarisation entrée-sortie ¹⁴) aux systèmes non linéaires à déphasage non minimal.

- Fortes non-linéarités et un couplage important entre les entrées de commande.
- Couplages entre le moment de roulis (resp. de tangage) et l'accélération latérale (resp. longitudinale) \implies dynamique de zéros instable.



2 **Solution:** Trois familles de méthode:

- Koo et Sastry ¹⁵ négligent le terme de couplage entre la dynamique de roulis et la dynamique latérale \implies Commande linéarisante.
- Utilisation de la méthode directe de Lyapunov pour le suivi de trajectoires ou la stabilisation en vol stationnaire ¹⁶.
- Lois de commande basées sur la technique robuste du backstepping ¹⁷.

14. A. Isidori, Nonlinear Control Systems, Springer-Verlag, 1995

15. T.J. Koo and S. Sastry, Output tracking control design of a helicopter model based on approximate linearization, 1998.

16. R. Mahony, T. Hamel and A. Dzul, Hover control via approximate lyapunov control for a model helicopter, 1999.

17. E. Frazzoli, M.A. Dahleh and E. Feron, Trajectory tracking control design for autonomous helicopters using a backstepping algorithm, 2000.

1 **Problème:** Difficultés d'appliquer la commande par retour d'état non linéaire (linéarisation entrée-sortie ¹⁴) aux systèmes non linéaires à déphasage non minimal.

- Fortes non-linéarités et un couplage important entre les entrées de commande.
- Couplages entre le moment de roulis (resp. de tangage) et l'accélération latérale (resp. longitudinale) \implies dynamique de zéros instable.



2 **Solution:** Trois familles de méthode:

- Koo et Sastry ¹⁵ négligent le terme de couplage entre la dynamique de roulis et la dynamique latérale \implies Commande linéarisante.
- Utilisation de la méthode directe de Lyapunov pour le suivi de trajectoires ou la stabilisation en vol stationnaire ¹⁶.
- Lois de commande basées sur la technique robuste du backstepping ¹⁷.

14. A. Isidori, Nonlinear Control Systems, Springer-Verlag, 1995

15. T.J. Koo and S. Sastry, Output tracking control design of a helicopter model based on approximate linearization, 1998.

16. R. Mahony, T. Hamel and A. Dzul, Hover control via approximate lyapunov control for a model helicopter, 1999.

17. E. Frazzoli, M.A. Dahleh and E. Feron, Trajectory tracking control design for autonomous helicopters using a backstepping algorithm, 2000.

Application de la commande par linéarisation approximative RNFC sur le modèle approché

Choix de la fonction de sortie : $Y = [x, y, z, \phi]^T$, $\eta = [\phi \quad \theta \quad \psi]^T$.

$$\ddot{\tau} = -M(\eta)^{-1}C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} - M(\eta)^{-1}G_T + M(\eta)^{-1}J_0^T \tau_c \Rightarrow \dot{\eta} = \dot{\tau}$$

Le calcul des degrés relatifs donne: $r_1 = r_2 = r_3 = r_4 = 2$

Le modèle de l'hélicoptère standard a pour dimension $n = 14$ et:

$$r_1 + r_2 + r_3 + r_4 = 8 < n = 14$$

Existence d'une dynamique interne qui n'est pas stable.

⇒ Méthode proposée par Hauser et al.¹⁸ et Koo et al.¹⁹.

$$\ddot{\xi} = \frac{\Re}{m} \left(\begin{bmatrix} T_M u_3 \\ T_M u_4 + T_T \\ T_M + D_{vi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ y_{raf} \\ \delta T_M \end{bmatrix} \right) + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}$$

18. J. Hauser and S. Sastry and G. Meyer, "Nonlinear control design for slightly non-minimum phase systems: Applications to v/stol aircraft", Automatica, 1992.

19. T.J. Koo and S. Sastry, "Output tracking control design of a helicopter model based on approximate linearization", CDC'98.

En négligeant les petites forces de translation ($f_{xc} = f_{yc} = 0$) et pour $F_{raf} = \tau_{raf} = 0$, on obtient **un modèle approché de la dynamique de translation**:

$$\ddot{\zeta}_a = \frac{1}{m} \left(\Re \begin{bmatrix} 0 & 0 & T_M \end{bmatrix}^T - \begin{bmatrix} 0 & 0 & mg \end{bmatrix}^T \right)$$

Soit $\tilde{\tau} = \begin{bmatrix} \tilde{\tau}_\psi & \tilde{\tau}_\theta & \tilde{\tau}_\phi \end{bmatrix}^T$ le vecteur de commande en couple du modèle approché.

La dérivée quatrième de la sortie

$$\begin{bmatrix} \zeta_a^{(4)} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} b^p \\ b^\phi \end{bmatrix}}_{b_e} + \underbrace{\begin{bmatrix} A^p \\ A^\phi \end{bmatrix}}_{A_e} \underbrace{\begin{bmatrix} \ddot{T}_M \\ \tilde{\tau} \end{bmatrix}}_{\bar{w}_e}$$

permet d'obtenir pour $T_M \neq 0$ une matrice de découplage $A_e(X)$ de rang plein.

Commande linéarisante : $\bar{w}_e = -A_e^{-1} b_e + A_e^{-1} v_a$ où $v_a = \begin{bmatrix} v_p & v_\phi \end{bmatrix}^T$.

En posant $\zeta_1^p = \zeta$, $\zeta_2^p = \dot{\zeta}$, $\zeta_3^p = \ddot{\zeta}$, $\zeta_4^p = \zeta^{(3)}$ et $\zeta_1^\phi = \phi$, $\zeta_2^\phi = \dot{\phi}$,

on obtient la représentation d'état du modèle complet linéarisé de l'hélicoptère

$$\begin{aligned} \dot{\zeta}_1^p &= \zeta_2^p & \dot{\zeta}_1^\phi &= \zeta_2^\phi \\ \dot{\zeta}_2^p &= \zeta_3^p + H_1(X, v_{raf}) & \dot{\zeta}_2^\phi &= b^\phi + A^\phi \bar{w}_e + H_2(X, v_{raf}) \\ \dot{\zeta}_3^p &= \zeta_4^p & \dot{\eta} &= f(\zeta, \tilde{\eta}) \\ \dot{\zeta}_4^p &= b^p + A^p \bar{w}_e \end{aligned}$$

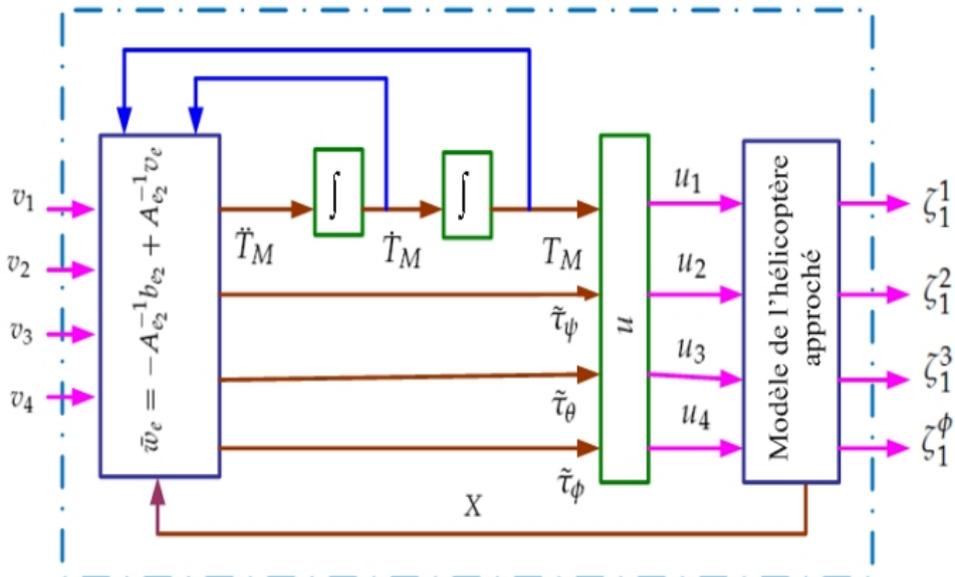
où:

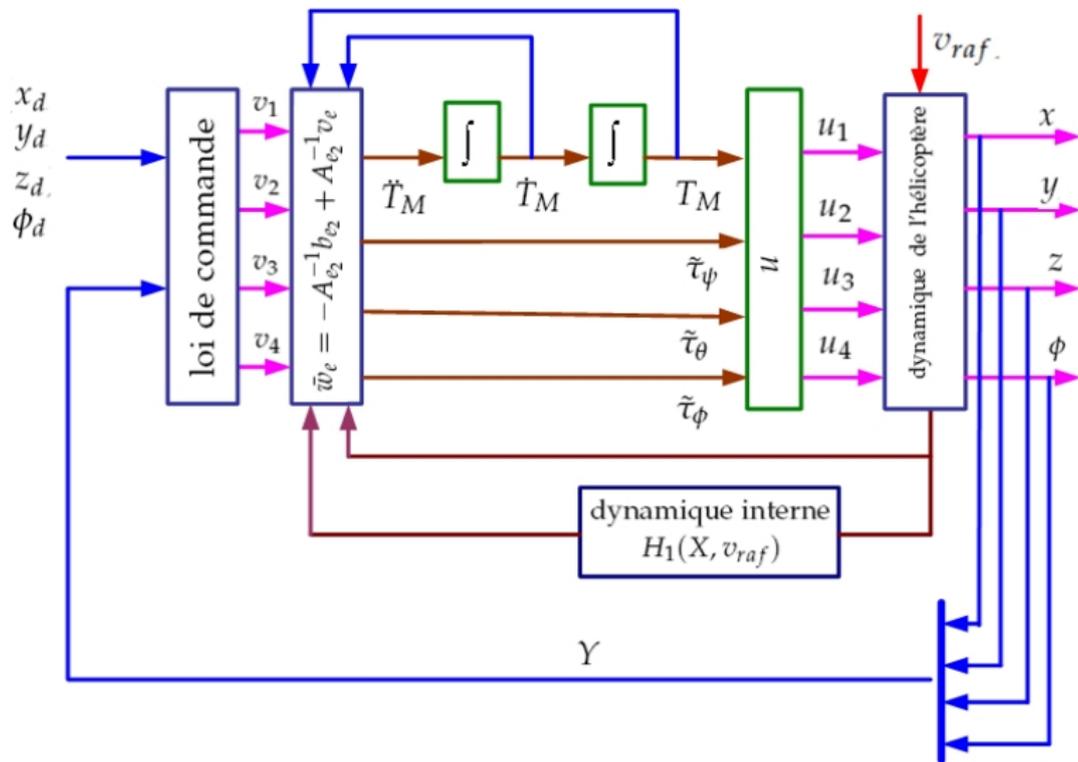
- $H(X)$ terme des forces de translation d'amplitude faible:

$$H(X, u, v_{raf}) = \ddot{\zeta} - \ddot{\zeta}_a = \frac{T_M}{m} \Re \left[\begin{array}{ccc} u_3 & u_4 + \frac{T_T}{T_M} & \frac{F_{raf}}{T_M} \end{array} \right]^T$$

- \bar{w}_e vecteur de commande.
- $X = [x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi \ \gamma \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi} \ \dot{\gamma} \ T_M \ \dot{T}_M]^T$ vecteur d'état d'ordre 16 du système augmenté.

Système linéaire découplé





Commande active et approchée de rejet de perturbation AADRC

Considérons:

$$Y_a^{(4)} = f(Y_a, \dot{Y}_a, Y_a^{(2)}, Y_a^{(3)}, d) + \hat{v}_{\zeta_1^p}$$

avec $Y_a = [\zeta_1^1 \quad \zeta_1^2 \quad \zeta_1^3]^T$

Représentation du système hélicoptère perturbé et augmenté :

$$\begin{aligned} \dot{\zeta}_1^p &= \zeta_2^p \\ \dot{\zeta}_2^p &= \zeta_3^p + H_1(X, v_{raf}) \\ \dot{\zeta}_3^p &= \zeta_4^p \\ \dot{\zeta}_4^p &= b^p + A^p \bar{w}_e + \zeta_5 \\ \dot{\zeta}_5^p &= \rho_1(X, v_{raf}) \end{aligned} \quad \begin{aligned} \dot{\zeta}_1^\phi &= \zeta_2^\phi \\ \dot{\zeta}_2^\phi &= b^\phi + A^\phi \bar{w}_e + \zeta_3^\phi \\ \dot{\zeta}_3^\phi &= \dot{H}_2(X, v_{raf}) \end{aligned}$$

La dynamique de chaque translation est estimée avec l'observateur:

$$\dot{\hat{\zeta}}^p = A_p \hat{\zeta}^p + B_p \hat{v}_p + L_p g(\hat{e}_i, \alpha_i, \delta_i)$$

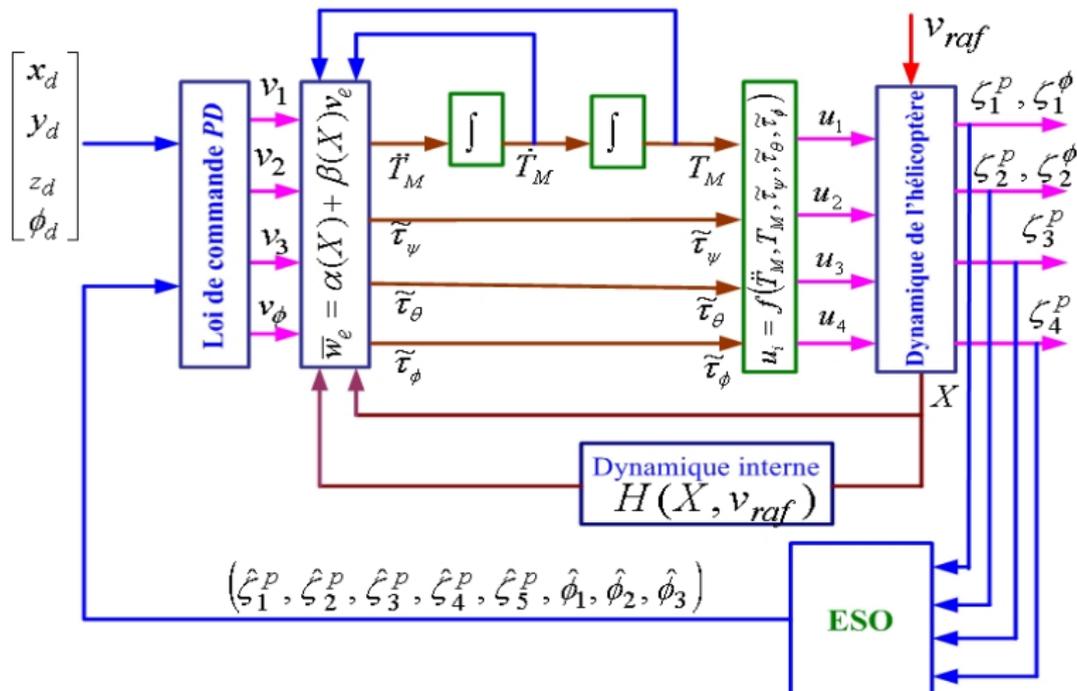
La dynamique en ϕ est estimée avec l'observateur :

$$\dot{\hat{\zeta}}^\phi = A_\phi \hat{\zeta}^\phi + B_\phi \hat{v}_\phi + L_\phi g(\hat{e}_i, \alpha_i, \delta_i)$$

La stabilisation des observateurs est obtenue avec les commandes :

$$\hat{v}_p = -\lambda_p(\hat{\zeta}^p - Y_d)$$

$$\hat{v}_\phi = -\lambda_\phi(\hat{\zeta}^\phi - \phi_d)$$



Etude de la stabilité de la commande AADRC

Dynamique de l'erreur de la trajectoire suivante $e \in \mathbf{R}^r$:

$$\begin{aligned}\dot{e} &= Ae + B\hat{e} + \epsilon\varphi(X, \hat{\zeta}, v_{raf}) \\ \dot{\hat{\eta}} &= f(\zeta, \hat{\eta}, v_{raf})\end{aligned}$$

où A est une matrice stable réglée par placement de pôles. ϵ est une constante positive de couplage, et:

$$\epsilon\varphi(X, \hat{\zeta}, v_{raf}) = [0 \quad H(X, \hat{\zeta}, v_{raf}) \quad 0 \quad 0]^T$$

Dans cette équation:

$$H(X, \hat{\zeta}, v_{raf}) = \epsilon\rho(X, v_{raf})u_a(X, \hat{\zeta})$$

où $u_a(X) = [\tilde{T}_M \quad \tilde{\tau}_\psi \quad \tilde{\tau}_\theta \quad \tilde{\tau}_\phi]$.

La dynamique de l'erreur d'observateur:

$$\dot{\hat{e}} = \hat{A}\hat{e} + \epsilon\hat{\varphi}(X, \hat{\zeta}, v_{raf}).$$

où \hat{A} est une matrice stable réglée par placement de pôles.

$$\epsilon \hat{\phi}(X, \hat{\zeta}, v_{raf}) = \begin{bmatrix} 0 & H(X, \hat{\zeta}, v_{raf}) & 0 & 0 & p_1(X, \hat{\zeta}, v_{raf}) \end{bmatrix}.$$

Nous avons démontré le théorème suivant:

Théorème:

En supposant que:

- * La dynamique de zéros du modèle approché est localement exponentiellement stable.*
- * Les fonctions $H(X, \hat{X}, v_{raf})$ et $p_1(X, \hat{\zeta}, v_{raf})$ sont localement Lipschitz et continues,*

alors si les trajectoires désirées ont des valeurs suffisamment petites et bornées ($Y_d, \dot{Y}_d, \dots, Y_d^r$), les états du système et de l'observateur sont bornées et les erreurs de suivi de trajectoire vérifient:

$$\|e\| = \|\zeta - Y_d\| \leq k\epsilon \quad \text{pour } k < \infty$$

Démonstration:

Considérons l'existence d'une fonction de Lyapunov pour la loi de commande globale pour les deux systèmes d'erreur comme suit:

$$V(e, \hat{e}, \tilde{\eta}) = e^T P e + \delta \hat{e}^T \hat{P} \hat{e} + \mu V_1(\tilde{\eta})$$

μ et δ sont des constantes positives. En prenant la dérivée de $V(\dots)$ le long de la trajectoire, on trouve après calcul:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \dot{e}^T P e + e^T P \dot{e} + \delta \dot{\hat{e}}^T \hat{P} \hat{e} + \delta \hat{e}^T \hat{P} \dot{\hat{e}} + \mu \frac{\partial V_1}{\partial \tilde{\eta}} f(\zeta, \tilde{\eta}) \\ &\leq -\frac{\|e\|^2}{4} - \frac{\delta}{2} \|\hat{e}\|^2 - \frac{\mu k_3 \|\tilde{\eta}\|^2}{2} + \left[\mu \frac{(k_4 l_q)^2}{k_3} + [2\epsilon l_u (1 + l_x)]^2 \right. \\ &\quad \left. + \frac{1}{2} [\delta \epsilon (l_u l_x + \hat{l}_u)]^2 \right] b_d^2 + \epsilon (l_u + \delta \hat{l}_u) \|v_{raf}\|^2 + \frac{1}{2} \mu k_4 l_q \|v_{raf}\|^2 \end{aligned}$$

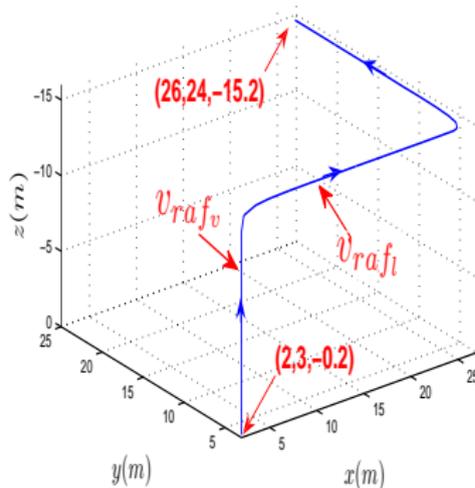
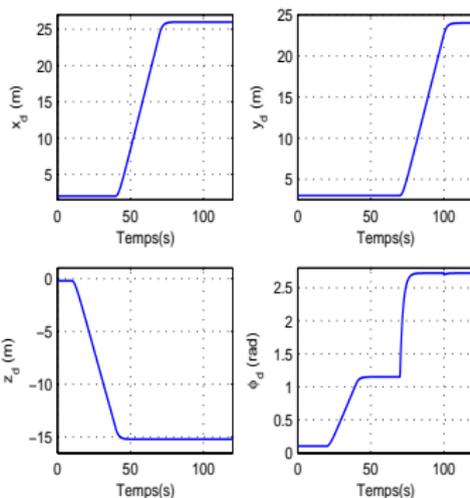
Pour tous $\mu \leq \mu_0$, $\delta \geq \delta_0$ et tous $\epsilon \leq \min(\mu, \epsilon_1, \epsilon_2, \epsilon_3)$, on a $\dot{V} \leq 0$ ce qui impose que $\|\hat{e}\|$, $\|e\|$ et $\|\tilde{\eta}\|$ sont bornés et donc $\|\zeta\|$, $\|\hat{\zeta}\|$ et $\|X\|$ sont aussi bornés.

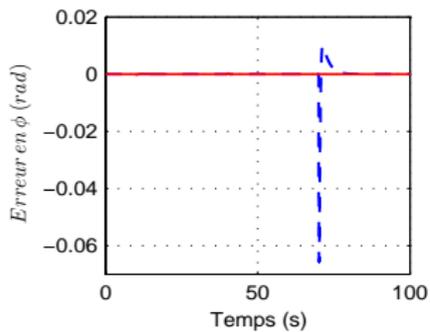
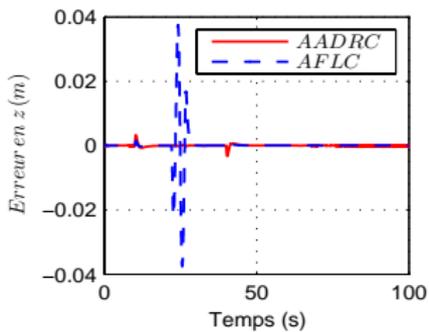
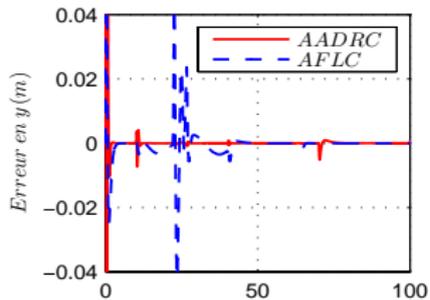
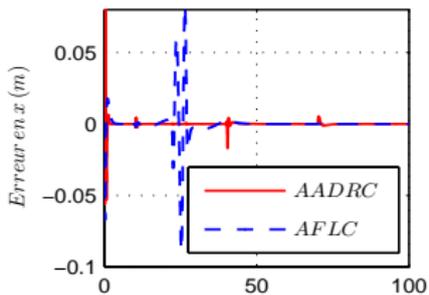
Plan

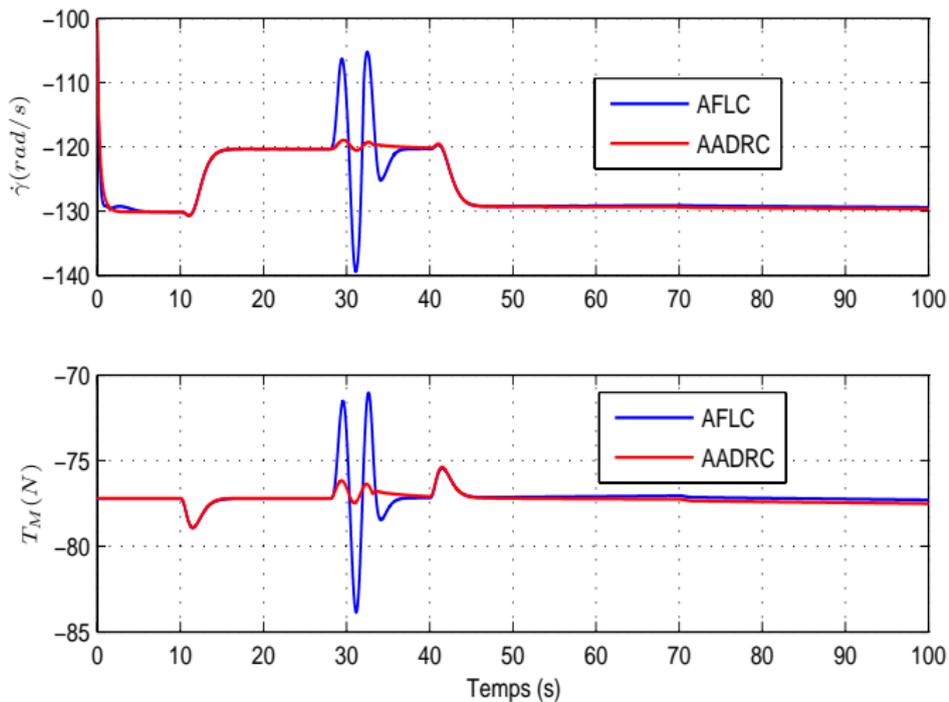
- 1 Introduction
 - Missions des hélicoptères drones
 - Problématique
- 2 Modélisation dynamique des hélicoptères
 - Eléments constitutifs d'un hélicoptère
 - Modélisation Lagrangienne
 - Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL
- 3 Modélisation et commande de l'hélicoptère perturbé à 3DDL
 - Modélisation dynamique de l'hélicoptère/plate-forme
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande
 - Comparaison des simulations pour les différentes méthodes de commande
- 4 **Commande du modèle général de l'hélicoptère perturbé à 7DDL**
 - Introduction générale
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande sur l'hélicoptère perturbé
 - **Comparaison entre les deux commandes AFLC et AADRC**
 - Validation expérimentale
- 5 Conclusions et perspectives

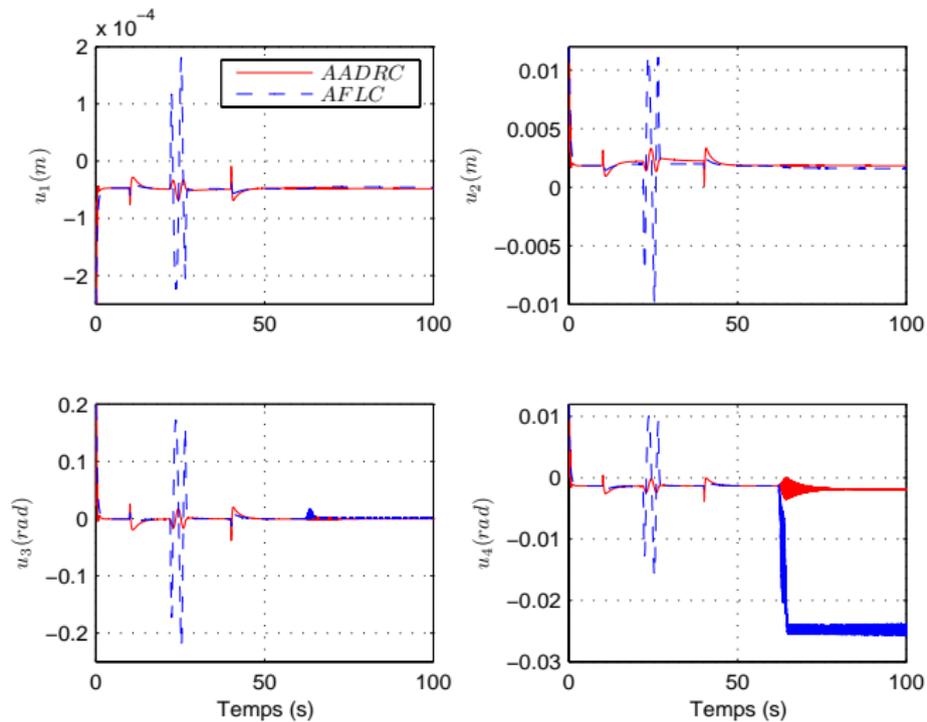
Les vitesses des rafales de vent agissant sur l'hélicoptère ont pour expression:

Rafale verticale	$v_{raf_v} = v_{gm_v} \sin[2, 1 (t - 22)]$	$22 \leq t \leq 27$
Rafale latérale	$v_{raf_l} = v_{gm_l} \sin[2, 1 (t - 62)]$	$62 \leq t \leq 65$





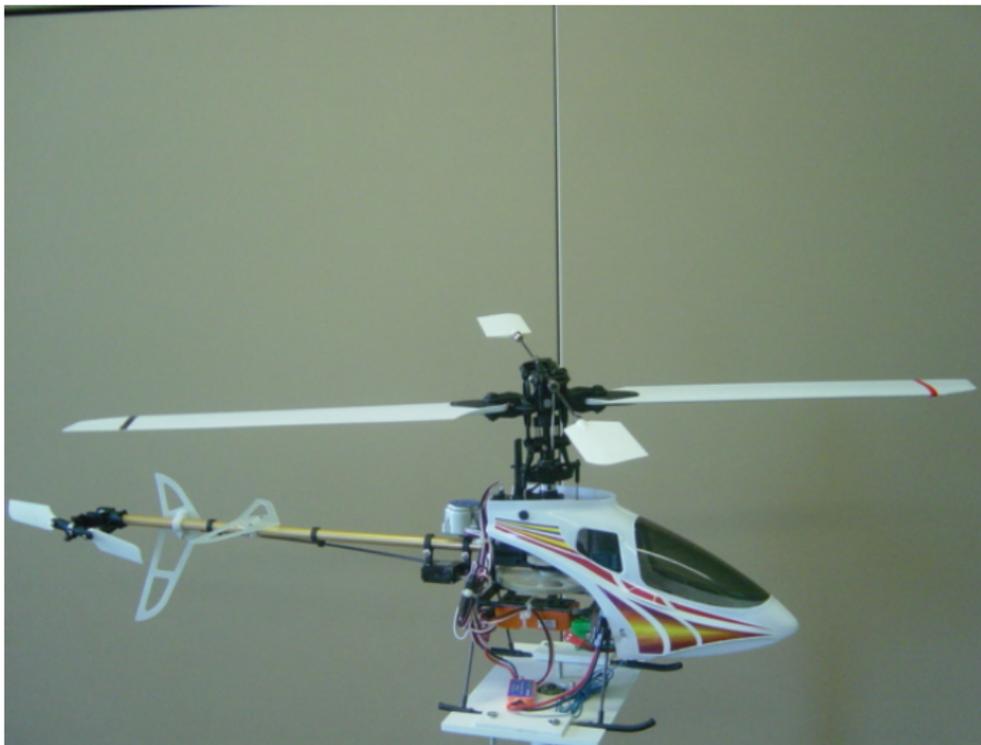




Plan

- 1 Introduction
 - Missions des hélicoptères drones
 - Problématique
- 2 Modélisation dynamique des hélicoptères
 - Eléments constitutifs d'un hélicoptère
 - Modélisation Lagrangienne
 - Analyse et simplification du modèle général de l'hélicoptère à 7DDL
- 3 Modélisation et commande de l'hélicoptère perturbé à 3DDL
 - Modélisation dynamique de l'hélicoptère/plate-forme
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande
 - Comparaison des simulations pour les différentes méthodes de commande
- 4 **Commande du modèle général de l'hélicoptère perturbé à 7DDL**
 - Introduction générale
 - Modèle de l'hélicoptère perturbé
 - Conception et application de la commande sur l'hélicoptère perturbé
 - Comparaison entre les deux commandes AFLG et AADRC
 - **Validation expérimentale**
- 5 Conclusions et perspectives

Validation expérimentale



Conclusions

Principales contributions de notre activité de recherche :

■ Contribution à la modélisation:

- Présentation de deux modèles non linéaire de **l'hélicoptère perturbé** VARIO Benzin-Trainer, à 3-DDL et à 7-DDL.
- Utilisation des **rafales de vent réelles** dans la modélisation.

■ Contribution à la commande:

● Pour le modèle à 3 DDL:

- ① Développement de **quatre méthodes différentes**: commande par un retour non linéaire, commande linéarisante robuste *RNFC*, commande active de rejet de perturbation *ADRC* et commande *backstepping* *BACK*.
- ② **Performances dynamiques satisfaisantes.**
- ③ **Présentation de l'efficacité de chaque commande**

● Pour le modèle à 7 DDL:

- ① Étude de l'instabilité de la **dynamique de zéros.**
- ② Proposition d'un **observateur non linéaire à état étendu et approché** *AADRC*.
- ③ **Démonstration de la stabilité** de l'hélicoptère en utilisant la commande *AADRC* et une fonction de Lyapunov.
- ④ Simulations montrent que la **commande** *AADRC* **est plus efficace** que la commande par linéarisation *AFLC*.

Perspectives

Perspectives:

- Conception d'un **simulateur de vol** avec le modèle non linéaire de l'hélicoptère perturbé à 7-DDL.
- Amélioration du modèle en considérant par exemple:
 - Intégration des **effets de sol** au modèle à 7-DDL.
 - Prise en considération des **variations des angles de battement** longitudinal et latéral, ce qui va augmenter la dimension du modèle.
 - Effets aérodynamiques des **stabilisateurs**.
- **Adaptation et application de la commande RNFC** sur le modèle à 7-DDL, et étude de l'influence des petites forces de translation et de la rafale de vent sur la stabilité.
- **Expérimentations sur l'hélicoptère Tiny CP3** afin de valider le modèle à 7 DDL perturbé par une rafale de vent et de tester les lois de commande proposées.

Merci pour votre attention

Questions?

Intégration de la rafale de vent dans le modèle de l'hélicoptère

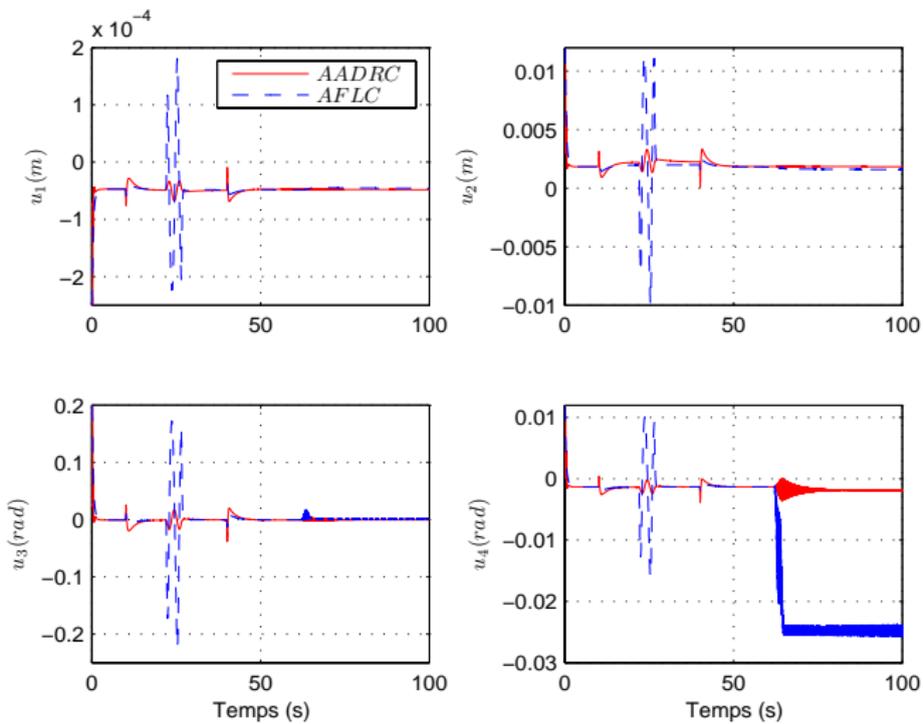
$$\begin{aligned} m\ddot{\xi} &= \Re(F_c + F_{raf}) - mgE_z \\ I\dot{\eta}_e &= J_0^T(\tau_c + \tau_{raf}) - C(\eta_e, \dot{\eta}_e)\dot{\eta}_e \end{aligned}$$

avec $\xi = [x \quad y \quad z]$ et $\eta_e = [\phi \quad \theta \quad \psi \quad \gamma]$, avec:

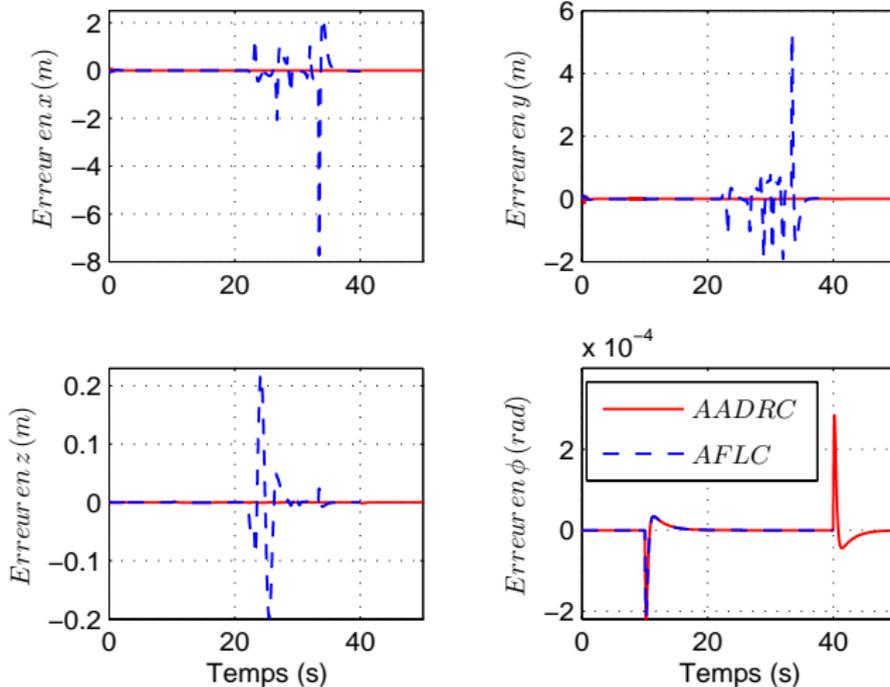
$$F_{raf} = [0 \quad y_{raf} \quad \delta T_M]$$

et:

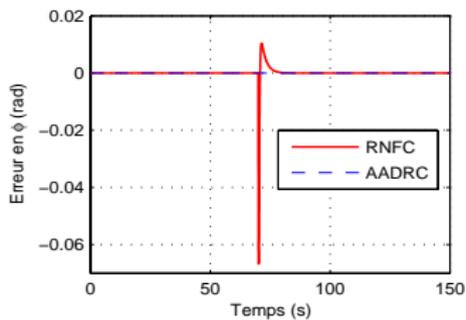
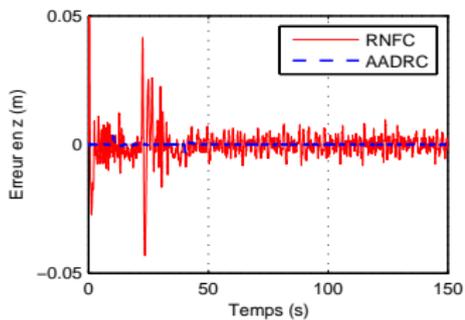
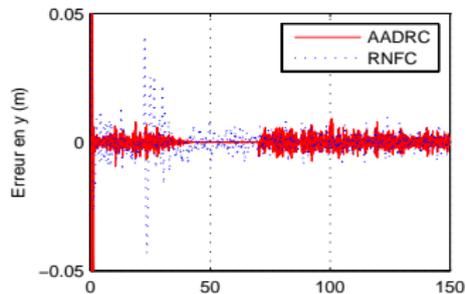
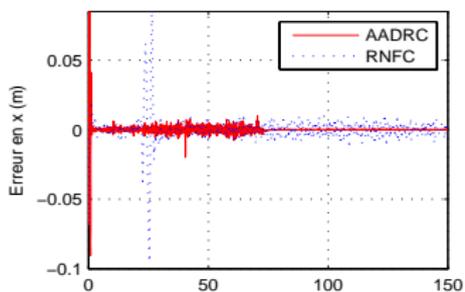
$$\tau_{raf} = [L_{raf} \quad 0 \quad N_{raf} \quad \delta C_M]$$



Forte rafale de vent avec une trajectoire en hélice:



Avec bruit:



Avec bruit:

