

Modélisation et commande robuste d'un hélicoptère drone soumis à des rafales de vent

Adnan MARTINI, François LEONARD & Gabriel ABBA

Laboratoire de Génie Industriel et Production Mécanique (LGIPM)
Ecole Nationale d'Ingénieurs de Metz, Ile du Saulcy, 57045 METZ cedex 1, France
{a.martini,leonard,abba}@enim.fr

Résumé :

Les hélicoptères et plus particulièrement les hélicoptères drones fonctionnent dans un environnement extérieur où l'exécution de la mission peut être affectée par des turbulences atmosphériques qui mènent à des écarts de trajectoires et à des variations dans les paramètres de son modèle. Un modèle simple non linéaire à 3-DDL d'un hélicoptère drone avec des perturbations inconnues est considéré et utilisé. Les effets de ces perturbations de type rafales de vent sont atténués par l'intermédiaire de commandes non linéaires robustes : une commande linéarisante robuste (RNFC) et une commande active de rejet de perturbation qui utilise un observateur non linéaire à état étendu (ADRC). Plusieurs simulations montrent alors la meilleure efficacité du rejet de perturbations par l'utilisation de l'observateur non linéaire considéré.

Abstract :

The helicopters and more particularly the unmanned helicopters function in an external environment where the execution of the task can be affected by atmospheric turbulence which lead to variations in the parameters of its model. A nonlinear simple model with 3-DOF of an unmanned helicopter with unknown disturbances is considered and used. These disturbances of the wind gusts type are attenuated via nonlinear robust controls: a robust nonlinear feedback control (RNFC) and an active disturbance rejection control (ADRC) which uses a nonlinear observer. Several simulations then show the best effectiveness of the disturbances rejection by using this extended state nonlinear observer.

Mots-clefs :

Hélicoptère ; systèmes non linéaires ; commande non linéaire

1 Introduction

Le problème de commande des hélicoptères drones est une tâche délicate puisque la dynamique du système est fortement non linéaire et pleinement couplée, et également sujette aux incertitudes paramétriques. Les hélicoptères drones fonctionnent dans un environnement où l'exécution de la trajectoire peut facilement être affectée par des turbulences atmosphériques. Nous considérons ici le problème de commande d'un modèle lagrangien de l'hélicoptère à 3-DDL monté sur une plate-forme et soumis à une rafale de vent lors d'une mission (décollage, inclinaison, vol, descente et atterrissage). Le modèle mathématique du système est très simple mais sa dynamique est non triviale (non linéaire en état, et sous actionné). Fondamentalement, beaucoup de méthodes de commande traitant l'atténuation de la perturbation peuvent être utilisées, comme la commande H_∞ (Marten *et al.* (2005)). Les auteurs dans Martini *et al.* (2005) ont utilisés la technique de la sensibilité mixte pour l'hélicoptère de type VARIO Benzin Trainer. Dans Vilchis (2001), l'auteur propose des commandes non linéaires utilisant des propriétés dissipatives. La commande de l'angle de lacet et l'altitude de l'hélicoptère par la technique de placement de pôles adaptative est étudiée dans Dzul *et al.* (2004).

La plupart des articles ne traite pas de l'influence d'une perturbation sur la trajectoire de l'hélicoptère, cette influence fait l'objet de notre étude. Tout d'abord, le modèle de l'hélicoptère perturbé est présenté dans le paragraphe 2. Puis, la conception de la loi de commande (*RNFC*) et la commande (*ADRC*) sont proposées dans le paragraphe 3. Une application de ces deux méthodes à l'hélicoptère drone est ensuite analysée dans le paragraphe 4. Au paragraphe 5, plusieurs simulations du comportement de l'hélicoptère montrent l'influence d'une rafale de vent et la pertinence des deux commandes décrites dans cet article. Enfin, au paragraphe 6, une comparaison de la commande (*RNFC*) et de la commande (*ADRC*) est proposée.

2 Modèle de l'hélicoptère perturbé

Ce paragraphe présente le modèle non linéaire de l'hélicoptère perturbé (Martini *et al.* (2005)) à partir d'un modèle non perturbé issu de Vilchis (2001). L'équation de Lagrange qui décrit le système hélicoptère plateforme avec la perturbation peut se mettre sous la forme :

$$M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q}) + G(q) = Q(q, \dot{q}, u, v_{raf}) \quad (1)$$

Le vecteur des entrées de la commande et le vecteur d'état sont respectivement : $u = [u_1 \ u_2]^T$, $x = [z \ \dot{z} \ \phi \ \dot{\phi} \ \gamma \ \dot{\gamma}]^T$, où u_1 est l'entrée de commande associée au levier collectif du rotor principal et à la puissance du moteur, u_2 est l'entrée de commande associée au levier collectif du rotor de queue, v_{raf} est la vitesse induite de la rafale verticale. De plus $q = [z \ \phi \ \gamma]^T$, où z est l'altitude de l'hélicoptère, ϕ est l'angle de lacet et γ est l'angle d'azimut des pales du rotor principal. $M \in R^{3 \times 3}$ est la matrice d'inertie, $C \in R^{3 \times 3}$ est la matrice des forces centrifuges et de Coriolis, $G \in R^3$ est le vecteur de forces conservatives, $Q(q, \dot{q}, u, v_{raf}) = [f_z \ \tau_z \ \tau_\gamma]^T$ est le vecteur de forces généralisées. Les grandeurs f_z, τ_z et τ_γ sont respectivement, la force de portance verticale, le couple de lacet et le couple du rotor principal. Finalement, la représentation du système réduit de l'hélicoptère soumis à une rafale de vent peut s'écrire sous la forme d'état suivante :

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 = \dot{z} \\ \dot{x}_2 &= \frac{1}{c_0} [c_8 \dot{\gamma}^2 u_1 + c_9 \dot{\gamma} + c_{10} - c_7] + \frac{1}{c_0} c_{16} \dot{\gamma} v_{raf} \\ \dot{x}_3 &= x_4 = \dot{\phi} \\ \dot{x}_4 &= \frac{1}{c_1 c_5 - c_4^2} [c_5 c_{11} \dot{\gamma}^2 u_2 - c_4 ((c_{12} \dot{\gamma} + c_{13} + c_8 \dot{\gamma} v_{raf}) u_1 + c_{14} \dot{\gamma}^2 + c_{15})] \\ &\quad - \frac{c_4}{c_1 c_5 - c_4^2} [2c_9 v_{raf} + c_{17} v_{raf}^2] = \ddot{\phi} \\ \dot{x}_5 &= x_6 = \dot{\gamma} \\ \dot{x}_6 &= \frac{1}{c_1 c_5 - c_4^2} [c_{11} c_4 \dot{\gamma}^2 u_2 + c_1 c_4 ((c_{12} \dot{\gamma} + c_{13} + c_8 \dot{\gamma} v_{raf}) u_1 + c_{14} \dot{\gamma}^2 + c_{15})] \\ &\quad + \frac{1}{c_1 c_5 - c_4^2} [2c_9 v_{raf} + c_{17} v_{raf}^2] = \ddot{\gamma} \end{aligned} \quad (2)$$

Où $c_i (i=0, \dots, 17)$ sont les constantes physiques aérodynamiques du modèle. Un tel modèle traduit l'influence de la rafale de vent sur la dynamique de notre hélicoptère.

3 Conception de la commande

3.1 Commande linéarisante robuste (*RNFC*)

La configuration de cette commande est basée sur la dynamique inverse du système suivant : $M(q)\ddot{q} + h(q, \dot{q}) = u$. Si M est inversible, ce système est linéarisable par la commande u

correspondant à l'équation : $u = M(q)v + h(q, \dot{q})$, avec v un nouveau vecteur de commande qui permet d'obtenir le système linéaire et découplé suivant : $\ddot{q} = v$. Cette loi de commande est connue sous le nom de commande par modèle inverse. En tenant compte de l'incertitude sur le modèle du système, on peut exprimer la loi de commande non linéaire v comme suit : $v = \ddot{q}_d - K_1 e_1 - K_2 e_2 + \Delta v$, où $e_1 = q - q_d$; $e_2 = \dot{q} - \dot{q}_d$ et $K = \begin{bmatrix} K_1 & K_2 \end{bmatrix}$, $K_1 = \text{diag}\{\omega_1^2, \dots, \omega_n^2\}$ et $K_2 = \text{diag}\{2\zeta_1\omega_1, \dots, 2\zeta_n\omega_n\}$. $q_d(t)$ est la trajectoire désirée et nous utilisons la terme Δv pour atténuer les effets de l'incertitude de modélisation et de la perturbation sur le système. Pour plus de détails, le lecteur peut se référer à Martini *et al.* (2006).

3.2 Commande active de rejet de perturbation(ADRC)

Considérons un système d'ordre deux décrit par l'équation suivante :

$$\ddot{y} = f(y, \dot{y}, w) + bu \quad (3)$$

où $f(\cdot)$ représente la dynamique du modèle et de la perturbation, w est une entrée de perturbation inconnu, u est l'entrée de commande, et y est la sortie mesurée. On suppose que la valeur du paramètre b est connue. Le système (3) est ensuite modifié comme suit :

$$\dot{x}_1 = x_2, \quad \dot{x}_2 = x_3 + bu, \quad \dot{x}_3 = \dot{f} \quad (4)$$

où $x_1 = y$, $x_2 = \dot{y}$, $x_3 = f(y, \dot{y}, w)$. $f(\cdot)$ est traité comme état augmenté. Ici f et \dot{f} sont inconnus. En considérant $f(y, \dot{y}, w)$ comme un état, on peut maintenant l'estimer en utilisant un estimateur (observateur) d'état. Han (1999) a proposé un observateur non linéaire pour (4) :

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + Lg(e, \alpha, \delta), \quad \hat{y} = C\hat{x} \quad (5)$$

$$\text{avec : } A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ b \\ 0 \end{bmatrix}, C = [1 \ 0 \ 0], L = \begin{bmatrix} L_1 \\ L_2 \\ L_3 \end{bmatrix}.$$

$$\text{L'erreur de l'observateur } e = y - \hat{x}_1 \text{ et : } g_i(e, \alpha_i, \delta)_{|i=1,2,3} = \begin{cases} |e|^{\alpha_i} \text{sign}(e) & |e| > \delta \\ \frac{e}{\delta^{1-\alpha_i}} & |e| \leq \delta \end{cases}.$$

4 Commande de l'hélicoptère perturbé

4.1 Commande linéarisante robuste(RNFC)

- Commande de l'altitude z :

Nous allons appliquer cette méthode pour commander la dynamique de l'altitude z de l'hélicoptère VARIO 23cc de l'université de compiègne. Nous avons l'équation qui décrit l'altitude sous l'effet d'une rafale de vent :

$$\ddot{z} = \frac{1}{c_0} [c_8 \dot{\gamma}^2 u_1 + c_9 \dot{\gamma} + c_{10} - c_7] + \frac{1}{c_0} c_{16} \dot{\gamma} v_{raf} \quad (6)$$

Nous obtenons $u_1 = M(q)\ddot{z} + h(q, \dot{q}, v_{raf})_1$ avec : $M_1(q) = \frac{c_0}{c_8 \dot{\gamma}^2}$, $h_1(q, \dot{q}, v_{raf}) = -\frac{1}{c_8 \dot{\gamma}^2} [c_9 \dot{\gamma} + c_{10} - c_7 + c_{16} \dot{\gamma} v_{raf}]$. De plus : $\underline{\dot{\gamma}} \leq \dot{\gamma} \leq \bar{\dot{\gamma}}$ et $\underline{v_{raf}} \leq v_{raf} \leq \bar{v_{raf}}$. On note que $\dot{\gamma}_{\text{équilibre}} = -124,63 \text{rad/s}$ et : $\underline{\dot{\gamma}} = -209,4 \text{rad/s}$ et $\bar{\dot{\gamma}} = -99,5 \text{rad/s}$; $\underline{v_{raf}} = -0,68 \text{m/s}$ et $\bar{v_{raf}} = 0,68 \text{m/s}$. On notant que $|v_{raf}| = 0,68 \text{m/s}$ correspond à une rafale moyenne. Dans ce cas, nous obtenons les valeurs suivantes : $5 \times 10^{-5} \leq M_1 \leq 2,22 \times 10^{-4}$; $-861 \times 10^{-4} \leq h_1 \leq 4,86 \times 10^{-4}$.

Remarque : Nous allons ajouter un intégrateur à la loi de commande v_1 pour réduire l'erreur statique du système et atténuer l'effet de la rafale qui se situe en basse fréquence c'est-à-dire $\omega_{raf} \leq 7 \text{ rad/s}$. On obtient alors : $v_1 = \ddot{z}_d - K_1 e_1 - K_2 e_2 - K_3 \int_0^t e_1 dt + \Delta v_1$ (Martini *et al.* (2006)). La valeur de Δv_1 devient :

$$\Delta v_1 = \begin{cases} -\rho_1(e, t) \frac{0.0287e_1 + 0.0220e_2 + 0.0062e_3}{\|0.0287e_1 + 0.0220e_2 + 0.0062e_3\|} & \text{si } \|0.0287e_1 + 0.0220e_2 + 0.0062e_3\| \neq 0 \\ 0 & \text{si } \|0.0287e_1 + 0.0220e_2 + 0.0062e_3\| = 0 \end{cases} \quad (7)$$

Avec : $\rho_1 = 1, 7\|v_1\| + 72, 81$ et : $v_1 = \ddot{z}_d - 84e_1 - 24e_2 - 80 \int_0^t e_1 dt + \Delta v_1$.

- Commande de l'angle de lacet ϕ :

La loi de commande pour l'angle de lacet est :

$$u_2 = \frac{1}{c_5 c_{11} \dot{\gamma}^2} [(c_1 c_5 - c_4^2) \ddot{\phi} + c_4 ((c_{12} \dot{\gamma} + c_{13} + c_8 \dot{\gamma} v_{raf}) u_1 + c_{14} \dot{\gamma}^2 + c_{15} + c_4 (2c_9 v_{raf} + c_{17} v_{raf}^2))]$$

Nous avons : $u_2 = M_2(q) \ddot{\phi} + h_2(q, \dot{q}, v_{raf})$ où : $M_2(q) = \frac{c_1 c_5 - c_4^2}{c_5 c_{11} \dot{\gamma}^2}$ et

$$h_2(q, \dot{q}, v_{raf}, u_1) = \frac{1}{c_5 c_{11} \dot{\gamma}^2} [c_4 ((c_{12} \dot{\gamma} + c_{13} + c_8 \dot{\gamma} v_{raf}) u_1 + c_{14} \dot{\gamma}^2 + c_{15} + c_4 (2c_9 v_{raf} + c_{17} v_{raf}^2))].$$

En sachant que $\underline{u}_1 \leq u_1 \leq \bar{u}_1, \bar{u}_1 = 0, \underline{u}_1 = -0.0112m$, nous trouvons les valeurs suivantes : $-6.110 \cdot 10^{-5} \leq M_2 \leq -2.7 \times 10^{-4}$; $-6.8 \times 10^{-4} \leq h_2 \leq 0.17$. Nous ajoutons également un intégrateur à la loi de commande de l'angle de lacet : $v_2 = \ddot{\phi}_d - K_4 e_1 - K_5 e_2 - K_6 \int_0^t e_1 dt + \Delta v_2$, où $e_1 = \phi - \phi_d$ and $e_2 = \dot{e}_1, \dot{e}_3 = e_1$. Nous avons $\{K_4 = 525, K_5 = 60, K_6 = 1250\}$ pour $\omega_2 = 5 \text{ rad/s}$ qui est la bande passante de la boucle fermée en ϕ . Nous obtenons : $\rho_2 = 1.7\|v_2\| + 7553.5$, la valeur de v_2 est : $v_2 = \ddot{\phi}_d - 525e_1 - 60e_2 - 1250 \int_0^t e_1 dt + \Delta v_2$ où Δv_2 devient :

$$\Delta v_2 = \begin{cases} -\rho_2(e, t) \frac{0.0217e_1 + 0.0087e_2 + 0.0004e_3}{\|0.0217e_1 + 0.0087e_2 + 0.0004e_3\|} & \text{si } \|0.0217e_1 + 0.0087e_2 + 0.0004e_3\| \neq 0 \\ 0 & \text{si } \|0.0217e_1 + 0.0087e_2 + 0.0004e_3\| = 0 \end{cases}$$

4.2 Commande active de rejet de perturbation (ADRC)

Cette loi de commande permet de compenser les termes non linéaires du modèle non perturbé ($v_{raf=0}$) en introduisant les deux nouvelles commandes V_1 et V_2 tel que :

$$u_1 = \frac{1}{c_8 \dot{\gamma}^2} [c_0 V_1 - c_9 \dot{\gamma} - c_{10} + c_7], u_2 = \frac{1}{c_5 c_{11} \dot{\gamma}^2} [(c_1 c_5 - c_4^2) V_2 + c_4 ((c_{12} \dot{\gamma} + c_{13}) u_1 + c_{14} \dot{\gamma}^2 + c_{15})].$$

supposant que $v_{raf} \neq 0$, nous obtenons à partir de (2) un système non linéaire d'équations :

$$\ddot{z} = V_1 + \frac{1}{c_0} c_{16} \dot{\gamma} v_{raf}, \ddot{\phi} = V_2 - \frac{c_4 c_0 v_{raf}}{(c_1 c_5 - c_4^2) \dot{\gamma}} V_1 - \frac{c_4 v_{raf}}{c_1 c_5 - c_4^2} \left[\frac{c_7 - c_{10}}{\dot{\gamma}} + c_9 + c_{17} v_{raf} \right] \quad (8)$$

La stabilisation se fait par un placement de pôles. Pour régler l'altitude z et le lacet ϕ , l'équation (8) représente deux systèmes d'ordre deux pouvant se mettre sous la forme de l'équation (3) avec $b = 1, u = V_1$ ou V_2 , soit :

$$f_z(y, \dot{y}, w) = \frac{1}{c_0} c_{16} \dot{\gamma} v_{raf}, f_\phi(y, \dot{y}, w) = -\frac{c_4 c_0 v_{raf}}{(c_1 c_5 - c_4^2) \dot{\gamma}} V_1 - \frac{c_4 v_{raf}}{c_1 c_5 - c_4^2} \left[\frac{c_7 - c_{10}}{\dot{\gamma}} + c_9 + c_{17} v_{raf} \right]$$

L'équation (9) représente l'équation de l'observateur pour l'altitude z et l'angle de lacet ϕ où $e_z = z - \hat{x}_1, e_\phi = \phi - \hat{x}_4$ sont l'erreur d'observation, $g_i(e_i, \alpha_i, \delta_i)$ défini comme fonction exponentielle de gain modifié.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}}_1 &= \hat{x}_2 + L_1 g_1(e_z, \alpha_1, \delta_1) & \dot{\hat{x}}_4 &= \hat{x}_5 + L_4 g_4(e_\phi, \alpha_4, \delta_4) \\ \dot{\hat{x}}_2 &= \hat{x}_3 + L_2 g_2(e_z, \alpha_2, \delta_2) + b V_1 & \dot{\hat{x}}_5 &= \hat{x}_6 + L_5 g_5(e_\phi, \alpha_5, \delta_5) + b V_2 \\ \dot{\hat{x}}_3 &= L_3 g_3(e_z, \alpha_3, \delta_3) & \dot{\hat{x}}_6 &= L_6 g_6(e_\phi, \alpha_6, \delta_6) \end{aligned} \quad (9)$$

$$g_i(e_{z,\phi}, \alpha_{i_{z,\phi}}, \delta_i)_{i=1,2,3} = \begin{cases} |e_{z,\phi}|^{\alpha_{i_{z,\phi}}} \text{sign}(e_{z,\phi}), & |e_{z,\phi}| > \delta_i \\ \frac{e_{z,\phi}}{\delta_i^{1-\alpha_{i_{z,\phi}}}}, & |e_{z,\phi}| \leq \delta_i \end{cases} \quad (10)$$

Avec $0 < \alpha_i < 1$ et $0 < \delta_i \leq 1$, nous utilisons un contrôleur de type *PID* à la place du *PD*, pour atténuer l'effet de la perturbation sur le système : $V_1 = -k_1 \hat{x}_2 - k_2 \hat{x}_1 - k_3 \int_0^t (\hat{x}_1 - z_d) dt - \hat{x}_3$, $V_2 = -k_5 \hat{x}_4 - k_4 \hat{x}_5 - k_6 \int_0^t (\hat{x}_4 - \phi_d) dt - \hat{x}_6$, les signaux de commande V_1 , V_2 prennent en considération les termes qui dépendent de l'observateur (\hat{x}_1 , \hat{x}_2) et (\hat{x}_4 , \hat{x}_5) respectivement, nous ajoutons ici le quatrième terme ($-\hat{x}_3$) pour z et ($-\hat{x}_6$) pour ϕ qui viennent de l'observateur et qui permettent d'annuler l'effet de perturbation dans notre système. z_d et ϕ_d sont les trajectoires désirées. Les paramètres de régulation pour *PID* ont été calculés pour obtenir deux pôles dominants en boucle fermée pour la commande non linéaire : pour z $\{\omega_{c1} = 2rad/s, \xi_1 = 1\}$ et pour ϕ $\{\omega_{c2} = 5rad/s, \xi_2 = 1\}$

5 Résultats en simulation

Les différentes valeurs numériques pour la commande *ADRC* sont : **Pour z** : $k_1 = 24$, $k_2 = 84$, $k_3 = 80$ qui sont calculées par la méthode de placement de pôles. Le choix d'un triple pôle en ω_{0z} tel que $3\omega_{c1} < \omega_{0z} < 5\omega_{c1}$, nous choisissons donc : $\omega_{0z} = 10rad/s$, $\alpha_1 = 0.5$, $\delta_1 = 0.1$, et en utilisant la méthode de placement de pôles pour calculer les gains de de l'observateur pour le cas linéaire ($|e| \leq \delta$) :

$$\frac{L_1}{\delta_1^{1-\alpha_1}} = 3\omega_{0z}; \quad \frac{L_2}{\delta_1^{1-\alpha_1}} = 3\omega_{0z}^2; \quad \frac{L_3}{\delta_1^{1-\alpha_1}} = \omega_{0z}^3 \quad (11)$$

qui conduit à : $L_i = \{9.5, 94.87, 316.23\}$, $i \in [1, 2, 3]$. **Pour ϕ** : $k_4 = 60$, $k_5 = 525$, $k_6 = 1250$ et $\omega_{0\phi} = 25rad/s$, $\alpha_2 = 0.5$, $\delta_2 = 0.025$, et en utilisant la même méthode que pour z (11) nous trouvons les gains de l'observateur suivants : $L_i = \{11.86, 296.46, 2.47 \times 10^3\}$, $i \in [4, 5, 6]$. La vitesse de rafale agissant sur le rotor principal a pour expression : $v_{raf} = v_{gm} \sin(\frac{2\pi V t}{L_u})$ d'après Padfield (1996), où V (m/s) est la vitesse de montée de l'hélicoptère. $v_{gm} = 0.68m/s$ est la densité de la rafale, cette densité correspond à une rafale de vent moyenne, et L_u est sa longueur, la rafale est appliquée à $t=80s$. Nous avons ajouté un bruit blanc de covariance $4 \times 10^{-7}m^2$ pour z et $4 \times 10^{-7}rad^2$ pour ϕ , aux mesures en z et ϕ pour les deux commandes. La figure ?? montre les trajectoires désirées. Les erreurs de suivi sont moins importantes en utilisant la commande active de rejet de perturbation(*ADRC*) que la commande linéarisante robuste comme il montre la figure 1. Nous observons que la commande (*ADRC*) est plus sensible au bruit que la commande (*RNFC*). La vitesse de rotation du rotor principal est similaire pour les deux commandes (voir figure 2). Mais la commande linéarisante robuste (*RNFC*) permet à la force de poussée de moins s'éloigner de sa position d'équilibre qu'avec la commande active de rejet de perturbation(*ADRC*), comme le montre la figure(2). Les simulations montrent donc que la commande active de rejet de perturbation(*ADRC*) est plus efficace que la commande linéarisante robuste.

6 Conclusion

Dans cet article, nous avons développé un modèle non linéaire d'hélicoptère à 3-DDL perturbé par une rafale de vent à partir d'un modèle non perturbé, puis nous avons simulé ce modèle par deux méthodes différentes : le comportement de l'hélicoptère avec une commande (*RNFC*) et une commande (*ADRC*). Ces simulations montrent que la commande (*ADRC*) est plus effi-

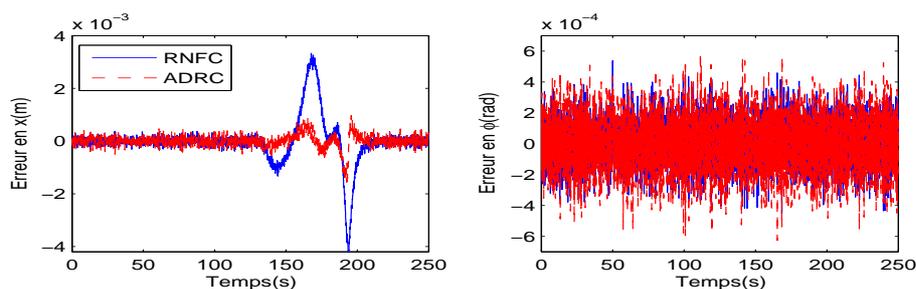
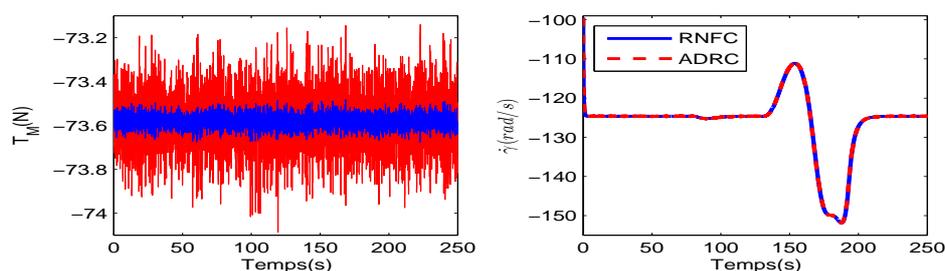
FIG. 1 – Les erreurs de suivi en z et en ϕ pour les deux commandes

FIG. 2 – Les variations de la vitesse de rotation du rotor principal et de la force de poussée

cace que la commande (RNFC). Toutefois, sous l'effet du bruit, la commande (RNFC) permet à la force de poussée de moins s'éloigner de sa position d'équilibre que la commande (ADRC).

Références

- Dzul, A., R. Lozano, P. Castillo 2004 Adaptive control for a radio-controlled helicopter in a vertical flying stand. *International Journal of adaptive control and signal processing* **18** 473-485
- Han, J. 1999 Nonlinear Design Methods for Control Systems. *Beijing, China. The Proc. of the 14th IFAC World Congress*.
- Marten, M.F., S.J. Ludwick, D.L. Trumper 2005 A loop shaping perspective for tuning controllers with adaptive feedforward cancellation. *Precision Engineering*. **29**27-40
- Martini, A., F. Léonard, G. Abba 2005 Suivi de trajectoire d'un hélicoptère drone sous rafale de vent. *CFM 17ème Congrès Français de Mécanique. Troyes, France, CD ROM. N°467*.
- Martini, A., F. Léonard, G. Abba 2006 Suivi robuste de trajectoires d'un hélicoptère drone sous rafale de vent. *CIFA. Bordeaux, France. 30 mai-01 juin, CD ROM. N°36*.
- Padfield, G.D. 1996 Helicopter Flight Dynamics : The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modeling. *Blackwell Science LTD*.
- Vilchis, A. 2001 Modélisation et Commande d'Hélicoptère. *Thèse de l'Institut National Polytechnique de Grenoble*.