

Commande d'un missile par backstepping associée à un observateur non linéaire

A. Bouchaib^{1,2*}, M. Chenafa¹, R. Taleb² and A. Mansouri¹

¹ Département de Génie Electrique, Ecole Nationale Polytechnique d'Oran
Laboratoire LAAS, Oran, Algérie

² Département d'Electrotechnique, Université
Hassiba Benbouali, Laboratoire LGEER, Chlef, Algérie

(reçu le 10 Novembre 2017 - accepté le 30 Mars 2018)

Abstract - *This work has been performed at SAAB Bofors Dynamics. The purpose was to derive a robust control design for a nonlinear missile using backstepping. A particularly interesting matter was to see how different design choices affect the robustness. Backstepping is a relatively new design method for nonlinear systems which leads to globally stabilizing control laws. By making wise decisions in the design the resulting closed loop can receive significant robustness. The method also makes it possible to benefit from naturally stabilizing aerodynamic forces and momentums. It is based on Lyapunov theory and the control laws and a Lyapunov function are derived simultaneously. This Lyapunov function is used to guarantee stability. In this thesis the control laws for the missile are first derived by using backstepping. The missile dynamics are described with aerodynamic coefficients with corresponding uncertainties. The robustness of the design w.r.t. the aerodynamic uncertainties is then studied further in detail. The designed control laws are evaluated by simulations which shows satisfactory results. We also propose in this work a synthesis technique for nonlinear observer high gain for the missile. A demonstration of convergence is given using the theory of Lyapunov.*

Résumé - *Ce travail a été réalisé chez SAAB Bofors Dynamics. Le but était de dériver une conception de contrôle robuste pour un missile non linéaire en utilisant le recul. Une question particulièrement intéressante était de voir comment les différents choix de conception affectent la robustesse. Backstepping est une méthode de conception relativement nouvelle pour les systèmes non linéaires qui conduit à stabiliser globalement les lois de contrôle. En prenant des décisions judicieuses dans la conception, la boucle fermée qui en résulte peut recevoir une robustesse significative. Le procédé permet également de bénéficier de forces et de moments aérodynamiques naturellement stabilisateurs. Il est basé sur la théorie de Lyapunov et les lois de contrôle et une fonction de Lyapunov sont dérivées simultanément. Cette fonction de Lyapunov est utilisée pour garantir la stabilité. Dans ce papier, les lois de contrôle du missile sont d'abord dérivées en recourant au recul. La dynamique des missiles est décrite avec des coefficients aérodynamiques avec des incertitudes correspondantes. La robustesse du design w.r.t. les incertitudes aérodynamiques sont ensuite étudiées plus en détail. Les lois de contrôle conçues sont évaluées par des simulations qui donnent des résultats satisfaisants. Nous proposons également dans ce travail une technique de synthèse pour un gain non linéaire d'observateur élevé pour le missile. Une démonstration de convergence est donnée en utilisant la théorie de Lyapunov.*

Keywords: Controller - Lyapunov function - Backstepping - Control laws.

1. INTRODUCTION

Pour pouvoir déduire un contrôleur, il est nécessaire d'avoir un modèle dynamique à commander. Plus le modèle est meilleur, plus il sera facile de synthétiser une commande précise.

* ali81.bouchaib@gmail.com

D'autre part, le modèle très détaillé sera complexe et il peut être difficile de trouver un contrôleur.

Le type du missile à traiter dans ce travail est le missile air- air, comme représenté dans la figure 1. On note que l'entrée d'air est au-dessous du missile, et cela sert pour fournir l'air au moteur.

2. MODELE DU MISSILE

Le modèle du missile air-air utilisé est illustré en figure 1:

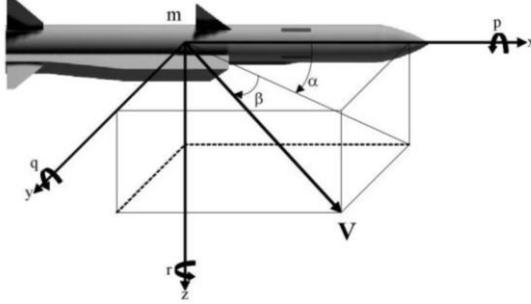


Fig. 1: Schéma repère fixe de corps (x, y, z)

Avec, m , la masse du missile et V , le vecteur de vitesse et p, q, r , les vitesses angulaires, et α, β , l'angle d'attaque et l'angle de glissement respectivement.

3. DYNAMIQUE DE L'ACTIONNEUR

- La dynamique de l'actionneur est donné par [3]

$$\delta = \frac{\omega_0^2}{s^2 + 2\zeta\omega_0 s + \omega_0^2} \delta_{a,e,r} \quad (1)$$

- La deuxième loi de Newton

$$\sum F = ma = m \frac{d}{dt} V \quad (2)$$

- L'équation d'Euler

$$\sum M = \dot{H} = \frac{d}{dt} I V \quad (3)$$

avec, la dérivée d'un vecteur dans un repère tournant [6]

$$\left(\frac{dV}{dt} \right)_{XYZ} = \left(\frac{dV}{dt} \right)_{xyz} + \omega_{xyz} \times V \quad (4)$$

Equations de la force

$$F_a = -q_d S \begin{pmatrix} C_T \\ C_C \\ C_N \end{pmatrix} \quad (5)$$

Avec q_d , la pression dynamique, S , la surface de référence, et C_T, C_C, C_N sont données par les relations suivantes:

$$\begin{aligned}
 C_T &= 1 \\
 C_C &= C_{C\beta} \beta + C_{C\delta_r} \delta_r \\
 C_N &= C_{N\alpha} \alpha + C_{C\delta_e} \delta_e
 \end{aligned} \tag{6}$$

En utilisant la proposition, $\dot{u} = 0$, l'équation dans la direction x devient une relation statique, et aucune dynamique qui doit être modélisé dans cette direction, l'équation dans la direction y peut être écrite par:

$$\begin{aligned}
 -q_d S(C_{C\beta} \beta + C_{C\delta_r} \delta_r) &= m \left(\frac{d}{dt} (u\beta) + p\alpha u + u r \right) \\
 &= V m (\dot{\beta} + p\alpha + r)
 \end{aligned} \tag{7}$$

L'équation dans la direction z peut être aussi réécrite:

$$\begin{aligned}
 -q_d S(C_{N\alpha\beta} \alpha + C_{N\delta_r} \delta_r) &= m \left(\frac{d}{dt} (u\alpha) + p\beta u + q u \right) \\
 &= V m (\dot{\alpha} + p\beta + q)
 \end{aligned} \tag{8}$$

Enfin, l'équation 7 et l'équation 8 sont réécrites [9]:

$$\begin{aligned}
 \dot{\beta} &= p\alpha - \frac{q_d S}{V m} \times (C_{C\beta} \beta + C_{C\delta_r} \delta_r) \\
 \dot{\alpha} &= -p\beta - \frac{q_d S}{V m} \times (C_{N\alpha} \alpha + C_{C\delta_e} \delta_e)
 \end{aligned} \tag{9}$$

Equations du moment

$$M_a = q_d S d \begin{pmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{pmatrix} \tag{10}$$

Avec d , la longueur de référence, ici le diamètre du missile C_l, C_m, C_n sont donnés par

$$C_l = C_{l\beta} \beta + C_{l_p} \frac{d}{2V} p + C_{C\delta_\sigma} \delta_\sigma \tag{11}$$

$$C_m = C_{m\alpha} \alpha + C_{m|\beta|} |\beta| + C_{m_q} \frac{d}{2V} q + C_{m\delta_e} \delta_e$$

$$C_n = C_{n\beta} \beta + C_{n\alpha\beta} \alpha\beta + C_{n_r} \frac{d}{2V} q r + C_{n\delta_\alpha} \delta_\alpha + C_{n\delta_r} \delta_r$$

On remplace l'équation 10 dans 11, on trouve:

$$\begin{aligned}
 \dot{p} &= \frac{1}{I_{xx}} \left(q r (I_{yy} - I_{zz}) + q_d S d \left(C_{l\beta} \beta + C_{l_p} \frac{d}{2V} p + C_{C\delta_\sigma} \delta_\sigma \right) \right) \\
 \dot{q} &= \frac{1}{I_{yy}} \left(p r (I_{yy} - I_{zz}) + q_d S d \left(C_{m\alpha} \alpha + C_{m|\beta|} |\beta| + C_{m_q} \frac{d}{2V} q + C_{m\delta_e} \delta_e \right) \right) \\
 \dot{r} &= \frac{1}{I_{zz}} \left(p q (I_{xx} - I_{yy}) + q_d S d \left(C_{n\beta} \beta + C_{n\alpha\beta} \alpha\beta + C_{n_r} \frac{d}{2V} q r + C_{n\delta_\alpha} \delta_\alpha + C_{n\delta_r} \delta_r \right) \right)
 \end{aligned} \tag{12}$$

Les objectifs de la commande sont que le missile suit des signaux de référence donnés dans le roulis, le tangage et le lacet. Les signaux de référence dans le tangage et le lacet sont exprimés en tant qu'accélération directionnelles, alors que dans le roulis, sont exprimés en tant que vitesse angulaire. Si la notation a_z est employée pour l'accélération directionnelle de l'axe z et a_y pour l'accélération directionnelle le long de l'axe y , les objectifs de commande peuvent être exprimé comme cela:

$$\begin{aligned} a_z &= -\frac{q_d S}{m} \left(C_{N\alpha} \alpha + C_{N\delta_E} \right) \\ a_y &= -\frac{q_d S}{m} \left(C_{C\beta} \beta + C_{C\delta_{rE}} \right) \end{aligned} \quad (13)$$

3. MODELE NON LINEAIRE POUR LE MISSILE

L'équation 12 à l'équation 13 compose un ensemble des équations qui décrit la dynamique du missile. Le système peut être écrit sur la représentation dans l'espace d'état suivante:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x) + g(x)u \\ y &= h(x) \end{aligned} \quad (14)$$

Le modèle du missile donne comme suit:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_5 x_4 - x_3 - b_1 x_1 \\ \dot{x}_2 &= q_1 x_5 x_3 + q_2 x_4 + q_3 |x_1| + q_4 x_2 + q_5 U_2 \\ \dot{x}_3 &= r_1 x_5 x_2 + r_2 x_1 + r_3 x_4 x_1 + r_4 x_3 + r_5 U_1 + r_6 U_3 \\ \dot{x}_4 &= -x_1 x_5 + x_2 - a_1 x_4 \\ \dot{x}_5 &= p_1 x_1 + p_2 x_5 + p_3 U_1 \end{aligned} \quad (15)$$

Avec, $x_1 = \beta$; $x_2 = q$; $x_3 = r$; $x_4 = \alpha$; $x_5 = p$ et $U_1 = \delta_\alpha$; $U_2 = \delta_e$; $U_3 = \delta_r$; et les paramètres q_1 à p_3 reliant à coefficients aérodynamiques.

4. CONCEPTION DE BACKSTEPPING POUR LE MISSILE

Dans cette section, les lois de contrôle pour le missile sont déduites en utilisant backstepping [5, 3].

D'abord, des objectifs de contrôle sont décrits, puis les lois de contrôle sont dérivées. Ceci est suivi par une section qui considère des aspects de la conception, une discussion courte de robustesse est une cluse.

Commande du tangage

Etape 1- Présentation de nouvelles variables

D'abord, on présente une nouvelle variable z_1 qui déplace le point d'équilibre à l'origine.

$$z_1 = \alpha - \alpha^{\text{ref}} = x_4 - \alpha^{\text{ref}} \quad (16)$$

Sa dérivée par rapport au temps est:

$$\dot{z}_1 = \dot{x}_4 - \dot{\alpha}^{\text{ref}} = -x_1 x_5 + x_2 - a_1 x_4 - \dot{\alpha}^{\text{ref}} \quad (17)$$

Réécrivant l'équation (16) en employant $x_4 = z_1 + \alpha^{\text{ref}}$ et en s'insérant dans l'équation (17), on trouve:

$$\dot{z}_1 = \dot{x}_4 - \dot{\alpha}^{\text{ref}} = -x_1 x_5 + x_2 - a_1 x_1 - \alpha_1^{\text{ref}} - \dot{\alpha}^{\text{ref}} \quad (18)$$

Dans l'équation 18, nous pouvons voir que l'état x_2 peut être considéré comme une entrée de commande pour le dynamique z_1 . Dans les propriétés physiques, ceci signifie que le tangage dynamique est commandé avec le taux de tangage, qui est connu. La valeur désirée de x_2 est la loi de contrôle virtuelle et est dénotée x_2^{des} .

On le choisit de telle façon il donnera le dynamique z_1 , avec quelques propriétés désirées.

$$x_2^{\text{des}} = \dot{x}_4 - \dot{\alpha}^{\text{ref}} = x_1 x_5 + a_1 - \alpha_1^{\text{ref}} + \dot{\alpha}^{\text{ref}} - k_1 z_1 \quad (19)$$

Où, k_1 , paramètre de conception qui sera déterminé plus tard.

La prochaine étape est de présenter le résiduel ($x_2 - x_2^{\text{des}}$) qui est noté z_2 .

$$z_2 = x_2 - x_2^{\text{des}} = x_2 - x_1 x_5 - a_1 \alpha^{\text{ref}} - \dot{\alpha}^{\text{ref}} + k_1 z_1 \quad (20)$$

Enfin, on trouve:

$$\dot{z}_1 = -(a_1 + k_1) z_1 + z_2$$

$$\begin{aligned} \dot{z}_2 = & (-k_1^2 - k_1 a_1 - k_1 q_4 + q_2 - x_1^2) z_1 + (k_1 + q_4) z_2 \\ & + \varphi_1(x) + A + q_5 U_2 - p_3 x_5 U_1 \end{aligned} \quad (21)$$

$$\text{ou } k_1 \succ -a_1 \quad (22)$$

Afin que le dynamique z_1 soit stable, employer les notations suivantes:

$$\begin{aligned} \varphi_1(x) = & (q_1 + 1) x_5 x_3 + q_3 |x_1| + (q_4 + b_1 - p_2) x_1 x_5 - \alpha^{\text{ref}} x_5^2 - p_1 x_1^2 \\ A = & (q_2 + q_4 a_1) \alpha^{\text{ref}} + (q_4 + a_1) \dot{\alpha}^{\text{ref}} - \ddot{\alpha}^{\text{ref}} \end{aligned} \quad (23)$$

Etape 2- Choix du clf

Une clf non-adratique pour le système (15) est choisi comme suit:

$$V(z_1, z_2) = F(z_1) + \frac{1}{2} z_2^2 \quad (24)$$

où $F(z_1)$ est n'importe quel clf valide pour z_1 la dynamique qui est déterminée ci-dessous, cela est décrit par rapport au temps comme suit,

$$\begin{aligned} \dot{V}(z_1, z_2) = & F'(z_1) (a_1 + k_1) z_1 \\ & + z_2 \left(F'(z_1) + z_1 \left(-k_1^2 - k_1 (a_1 + q_4) + q_2 - x_1^2 \right) + z_2 ((q_4 + k_1) + \varphi_1(x) + A + q_5 U_2 - p_3 x_1 U_1) \right) \end{aligned} \quad (25)$$

Ceci est le fait que le terme x_1^2 est toujours positif ou nul, et il donne les contraintes suivantes sur k_1 :

$$k_1 \succ 0, k_1 \in \mathbf{R} \quad (26)$$

Etape 3- Détermination de la commande

Dans laquelle le premier terme est défini négatif seulement si (22) et (26) pour effectuer le deuxième terme défini est aussi négatif, l'entrée de commande est utilisée ou choisi.

$$q_5 U_2 - p_3 x_5 U_1 = -z_2 k_2 - \varphi_1(x) - A \quad (27)$$

Pour que $\dot{V}(z_1, z_2)$ soit défini comme négatif, la contrainte sur k_2 suivante doit être prise:

$$k_2 > (k_1 + q_4) \quad (28)$$

Commande du lacet

Après les trois étapes, on trouve:

$$(r - p_3 x_4) U_1 + r_6 U_3 = -\varphi_2(x) - B - \dot{z}_3 (r_3 - p_1) x_4 - z_4 k_{22} \quad (29)$$

avec,

$$\begin{aligned} \varphi_2(x) &= r_1 x_5 x_2 + r_4 x_4 \beta^{\text{ref}} + r_4 x_5 x_4 + x_{51}^2 \beta^{\text{ref}} - x_5 x_2 + a_1 x_5 x_4 - p_2 x_5 x_4 \\ B &= r_2 \beta^{\text{ref}} - r_4 b_1 \beta^{\text{ref}} - p_1 x_4 \beta^{\text{ref}} - r_4 \dot{\beta}^{\text{ref}} + b_1 \ddot{\beta}^{\text{ref}} + \ddot{\beta}^{\text{ref}} \end{aligned}$$

Commande du roulis

Pour commander la dynamique du roulis par une commande simple PI avec un terme $p_1 x_1$

$$U_1 = -k_p e(t) - k_i \int_0^t e(\tau) d\tau - \frac{p_1 x_1}{p_3} \quad (30)$$

Combinaison des entrées de commande

De ces équations 28, 29 et 30, on trouve:

$$\begin{aligned} U_1 &= -k_p e(t) - k_i \int_0^t e(\tau) - p_1 x_1 / p_3 \\ U_2 &= \frac{p_{31} U_1 - z_2 k_2 - \varphi_1(x) - A}{q_5} \\ U_3 &= \frac{-(r_5 - p_3 x_4) U_1 - \varphi_2(x) - B - z_3 (r_3 - p_1) x_4 - z_4 k_{22}}{r_6} \end{aligned} \quad (31)$$

Tableau 1: Paramètres du missile et de contrôle

d , m	0.17
m , kg	107.5
I_{xx} , kg.m ²	0.5
I_{yy} , kg.m ²	110
I_{zz} , kg.m ²	110
S , m ²	0.0227

Roulis	k_p et k_i	0.0025 - 0.060
Tangage	k_1 et k_2	15.00 - 32.00
Lacet	k_{21} et k_{22}	13.00 - 27.00

5. OBSERVATEUR A GRAND GAIN APPLIQUE AU MISSILE

Dans [11], les auteurs ont caractérisé une classe des systèmes non linéaire uniformément observable, par une forme canonique d'observabilité uniforme ils ont développé un observateur à convergence exponentielle pour cette classe de systèmes non linéaires dont on peut régler arbitrairement la vitesse de la convergence. Plus précisément, on considère le système non linéaire multi entrée mono sortie et affine en l'entrée.

le système 15 est manifestement inobservable si seulement la mesure de l'angle de glissement est disponible, alors nous utilisons le modèle réduit suivant:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 & x_5 \\ 0 & 0 & q_1 x_5 & q_2 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -b_1 x_1 \\ q_3 |x_1| + q_4 x_2 + q_5 U_2 \\ r_1 x_5 x_2 + r_2 x_1 + r_3 x_4 x_1 + r_4 x_3 + r_5 U_1 + r_6 U_3 \\ -x_1 x_5 + x_2 - a x_4 \end{bmatrix} \quad (32)$$

$y = x_1$

Pour trouver l'observateur, on utilise le système suivant:

$$\dot{z} = A \hat{z} + \Psi(\hat{z}) + \Phi(\hat{z}) + \left[\frac{d\phi(x)}{dx} \right]^{-1} S_0^{-1} C^T (y - C\hat{z}) \quad (33)$$

On calcule le terme suivant:

$$\left[\frac{d\phi(x)}{dx} \right]^{-1} \Gamma$$

Il devient:

$$\left[\frac{d\phi(x)}{dx} \right]^{-1} S_0^{-1} C^T (y - C\hat{z}) = \begin{bmatrix} 2\theta(x_1 - \hat{x}_1) \\ 2\theta(x_2 - \hat{x}_2) \\ \frac{q_2}{q_2 - q_1 x_5^2} \theta^2 (x_1 - \hat{x}_1) + \frac{x_5}{q_2 - q_1 x_5^2} \theta^2 (x_2 - \hat{x}_1) \\ \frac{q_1 x_5}{q_2 - q_1 x_5^2} \theta^2 (x_1 - \hat{x}_1) + \frac{\theta^2}{q_2 - q_1 x_5^2} (x_2 - \hat{x}_1) \end{bmatrix}$$

6. SIMULATION ET RESULTATS

les figures 2, 3 et 4 montre que le roulis, le lacet et le tangage dynamiques convergent vers leur trajectoire de référence avec un temps de réponse égal 3.5 sec. On note le type de commande utilisée.

Tandis que les figures 5 et 6 montrent également les propriétés de l'erreur du suivi de trajectoire en utilisant la commande backstepping et la figure 6 montre que la valeur estimée de l'angle d'attaque qui converge vers sa valeur réelle à partir de 0.3 sec.

Les figures 7, 8 et 9 montrent que le lacet et le tangage dynamiques convergent vers leur trajectoire de référence avec l'observateur d'état, avec un temps de réponse égal à 5 sec.

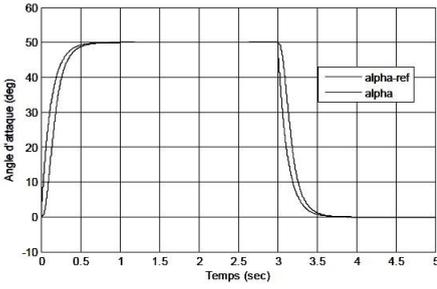


Fig. 2: Dynamique du tangage en boucle fermée

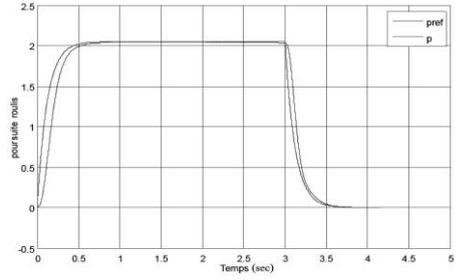


Fig. 3: Dynamique du lacet en boucle fermée

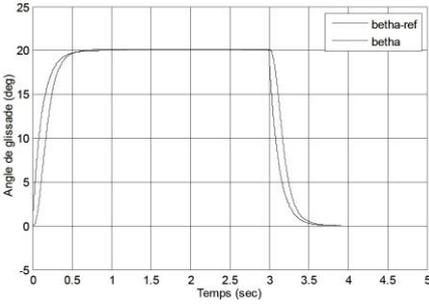


Fig. 4: Dynamique du roulis en boucle fermée

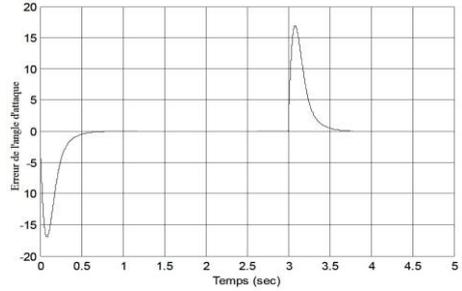


Fig. 5: Erreur de l'angle d'attaque

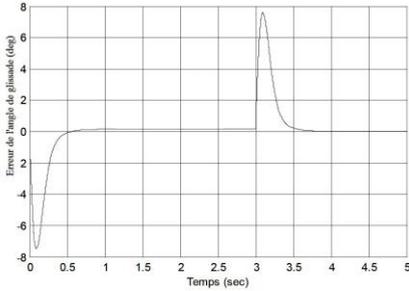


Fig. 6: Erreur de l'angle de glissement

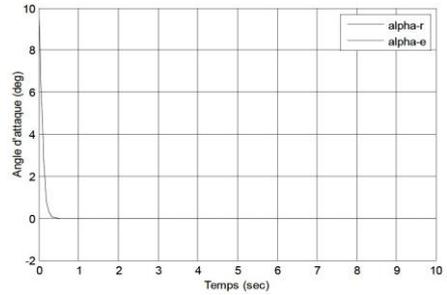


Fig. 7: Dynamique du lacet en boucle fermée avec un observateur

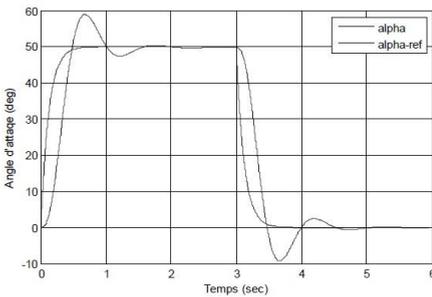


Fig. 8: Dynamique du tangage en boucle fermée avec un observateur

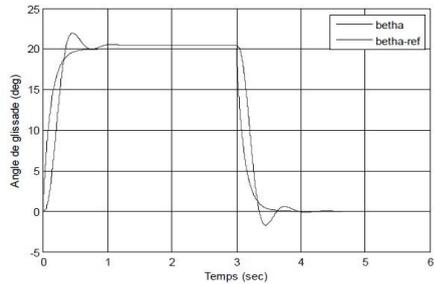


Fig. 9: Dynamique de lacet en boucle fermée avec un observateur

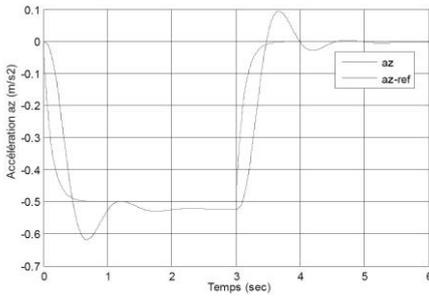


Fig. 10: Dynamique de l'accélération a_z en boucle fermée avec un observateur

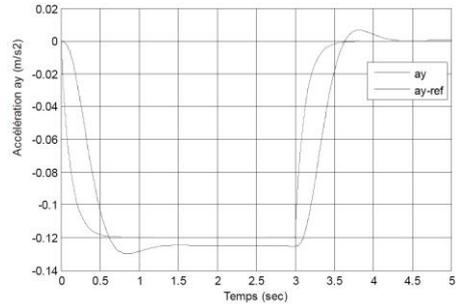


Fig. 11: Dynamique de l'accélération a_y en boucle fermée avec un observateur

7. CONCLUSION

Dans ce travail, nous avons présenté le modèle mathématique du missile de type air-air. Le modèle de système est non linéaire et fortement couplé.

Nous avons traité la question de l'estimation des états non mesurable du missile par un observateur non linéaire basé à grand gain de l'engin. Cependant, en réalité les états ne sont pas tous accessibles et parfois même s'ils le sont, les capteurs utilisés sont très coûteux.

La richesse de ce travail est le développement d'une loi de commande non linéaire basée sur la théorie de backstepping qui donne une meilleure performance pour la commande de l'angle d'attaque qui permet aussi de valider l'observateur proposé. Néanmoins, un observateur sensible est robuste lié à une loi de commande robuste présente une amélioration de performance de tels systèmes.

REFERENCES

- [1] W.E. Boyce and R.C. DiPrima, '*Elementary Differential Equations and Boundary Value Problems*', John Wiley and Sons, United States of America, 6th Edition, 1997.
- [2] T. Glad and L. Ljung, '*Reglerteknik Grundläggande Teori*', Studentlitteratur, Lund, Sweden, 2nd Edition, 1994.
- [3] T. Glad and L. Ljung, '*Reglerteori, Flervariabla och Olinjara Metoder*', Studentlitteratur, Lund, Sweden, 1994.
- [4] O. Harkegard '*Flight Control Design using Backstepping*', Licentiate Thesis 875, Department of Electrical Engineering, Linköping University, Linköping, Sweden, 1990.
- [5] H. Jonson, '*Rtf. Olinjara Regulatorer*', Etap 5, Technical Report RD-R00:6200F, Saab Dynamics, Linköping, Sweden, 1999.
- [6] K. Karling, '*Aerodynamiska Grundbegrepp Kompendium och Handbook*', 12th Edition, Arkitektkopia, Linköping, Sweden, 1999.
- [7] M. Krstic, I. Kanellakopoulos and P. Kokotovic, '*Nonlinear and Adaptive Control Design*', John Wiley and Sons, United States of America, 1995.
- [8] J.L. Meriam and L.G. Kraige, '*Engineering Brian Mechanic - Dynamics*', 4th Edition, John Wiley and Sons, United States of America, 1998.

- [9] Brian D.O. Anderson, Steven W. Su and Thomas S. Brinsmead, '*Constant Disturbance Suppression for Nonlinear Systems Design using Singular Perturbation Theory*', In Proceedings of the 40th IEEE Conference on Decision and Control, pp. 3272 – 3277, Orlando, Florida USA, December 2001.
- [10] E. Wanstrom, '*Styrning och Analys av Olinjar Robot Med Hjalp av Backstepping*', Master's Thesis LiTH-ISY-EX-3166, Department of Electrical Engineering, Linkoping University, Linkoping, Sweden, October 2001.
- [11] G. Niu, Z. Jin, J.D. Cressler, R. Rapeta, A.J. Joseph, and D. Hareme, '*Transistor Noise in SiGe HBT RF Technology*', Technology: Physics, Modeling, and Circuit Implications, Proceedings of the IEEE, Vol 93, N°9, 2005.
- [12] H. Khalil, '*Nonlinear Systems*', Prentice Hall., 1996.
- [13] A. Mansouri, M. Chenafa, A. Bouhenna and E. Etien, '*Powerful Nonlinear Observer Associated with the Field Oriented Control of the Induction Motor*', AMCS, Vol. 14, N°2, pp. 209 - 220, 2004.
- [14] R. Sepulchre, M. Jankovic, and P. Kokotovic, '*Constructive Nonlinear Control*', Springer Verlag London, 1997.