

# Vers une simplification de la commande non linéaire : l'exemple d'un avion à décollage vertical

Samer RIACHY<sup>1,2</sup>, Michel FLIESS<sup>1,3</sup>, Cedric JOIN<sup>1,4</sup>, Jean-Pierre BARBOT<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Équipe-projet ALIEN, INRIA Saclay – Île-de-France

<sup>2</sup> Équipe Commande des Systèmes, ENSEA

6 avenue du Ponceau, 95014 Cergy-Pontoise, France

samer.riachy@ensea.fr, barbot@ensea.fr

<sup>3</sup> LIX (CNRS, UMR 7161), École polytechnique, 91128 Palaiseau, France

Michel.Fliess@polytechnique.edu

<sup>4</sup> CRAN (CNRS, UMR 7039), Nancy-Université, BP 239, 54506 Vandœuvre-lès-Nancy, France

Cedric.Join@cran.uhp-nancy.fr

**Résumé**— On montre que les commandes sans modèle et à modèle restreint, introduites récemment, fournissent une régulation élémentaire, facile à mettre en œuvre, pour un avion à décollage vertical (PVTOL, en abréviation anglaise), largement étudié dans la littérature universitaire par diverses techniques avancées d'automatique non linéaire. Plusieurs simulations numériques attestent l'efficacité de notre approche.

**Title**— Towards a simplification of nonlinear control: the PVTOL aircraft example.

**Abstract**— “Model-Free Control” and “Control with a Restricted Model”, which were recently introduced, yield an elementary and easy to tune control strategy for a “Planar Vertical Take-off and Landing” (PVTOL) aircraft, which has been largely studied in the academic literature via various advanced nonlinear control techniques. The efficiency of our approach is demonstrated by several convincing computer simulations.

**Mots-clés**— Systèmes non linéaires multivariables, PVTOL, déphasage non minimal, commande sans modèle, commande à modèle restreint, PID, platitude.

**Key words**— Nonlinear multivariable systems, PVTOL aircraft, non-minimum phase systems, model-free control, control with a restricted model, PID, flatness.

## I. INTRODUCTION

La commande de l'avion à décollage vertical (*Planar Vertical Take-off and Landing aircraft*, en anglais, dont l'abréviation courante PVTOL sera utilisée ici), a suscité une littérature universitaire abondante (voir, par exemple, [3], [5], [14], [15], [19], [21], [23], [25]), où sont souvent employées des techniques avancées d'automatique non linéaire, qui, toutes, exigent une bonne modélisation mathématique. Le but de cette communication est de montrer que les commandes *sans modèle*, ou à *modèle restreint*, introduites récemment ([6], [7])<sup>1</sup>, permettent une gouverne de cet avion, efficace, robuste, et facile à mettre en œuvre, d'autant plus nécessaire que certaines déformations capitales, comme l'angle entre les deux propulseurs, sont difficiles, sinon impossibles, à quantifier avec précision.

Deux points sont à souligner :

1. Plusieurs illustrations concrètes dans des domaines variés (voir, par exemple, [1], [4], [12], [13], [17], [18], [24]) ont déjà amplement démontré l'intérêt pratique de la commande sans modèle et des correcteurs PID « intelligents », qui lui sont associés.

1. Le PVTOL est un système multivariable, alors que tous les exemples de commande sans modèle traités jusqu'à présent sont monovariables, à l'exception de quelques-uns en [6], [7], purement académiques.

2. Le PVTOL est, selon [15], à déphasage non minimal « faible ». Notre régulation fournit, donc, un début de solution au problème ouvert de la commande sans modèle de systèmes à déphasage non minimal ([6], [7]). Il convient de rappeler que de tels systèmes restent fort délicats même si leurs modèles mathématiques sont connus (voir, par exemple, [16]), sauf s'il est possible d'exploiter leur platitude [10].

La commande sans modèle repose sur une modélisation locale, sans cesse réactualisée, à partir de la seule connaissance du comportement entrée-sortie. Rappelons à grands traits la démarche dans le cas monovariante ([6], [7]). À l'équation différentielle inconnue, décrivant le comportement entrée-sortie, supposée de dimension finie, linéaire ou non,

$$E(y, \dot{y}, \dots, y^{(a)}, u, \dot{u}, \dots, u^{(b)}) = 0 \quad (1)$$

on substitue le modèle phénoménologique, valable sur un court laps de temps,

$$y^{(\nu)} = F + \eta u \quad (2)$$

L'ordre de dérivation  $\nu$ , en général 1 ou 2, et le paramètre constant  $\eta$  sont fixés par l'opérateur ;  $\nu$  n'est pas nécessairement égal à  $a$  ou à  $a - b$  en (1)<sup>2</sup>. La valeur numérique de  $F$ , qui contient toute l'information structurale, est obtenue grâce à l'estimation de  $y^{(\nu)}$ , c'est-à-dire grâce à des méthodes nouvelles d'estimation de dérivées des signaux bruités [20], dont on trouvera un excellent résumé en [11]<sup>3</sup>.

2. Cette propriété, qui peut étonner le lecteur, est confirmée par de nombreux exemples, notamment certains, dont une modélisation « précise » ferait appel aux équations aux dérivées partielles (voir [12], [13] et, en particulier, [18]).

3. Voir [8] pour plus de références et, surtout, pour les avancées remarquables permises par ces techniques en non-linéaire avec modèle connu, aux incertitudes paramétriques près.

On obtient le comportement désiré, si, par exemple,  $\nu = 2$  en (2), grâce au correcteur PID *intelligent*<sup>4</sup>, ou (*i*-PID),

$$u = -\frac{F}{\eta} + \frac{\ddot{y}^*}{\eta} + K_P e + K_I \int e + K_D \dot{e} \quad (3)$$

où

- $y^*$  est la trajectoire de référence de la sortie, obtenue selon les préceptes de la commande par platitude ;
- $e = y - y^*$  est l'erreur de poursuite ;
- $K_P$ ,  $K_I$ ,  $K_D$  sont les gains de réglage classique du PID.

*Remarque 1* : On définit à partir de (3) les correcteurs P, PI et PD intelligents (abréviations : *i*-P, *i*-PI, *i*-PD) de façon évidente, en annulant les gains correspondants.

Passons à la commande à modèle restreint. On connaît assez bien un modèle de base, défini, par exemple, par (1). On remplace, alors, (1) par la modélisation restreinte, ou incomplète,

$$E(y, \dot{y}, \dots, y^{(a)}, u, \dot{u}, \dots, u^{(b)}) + G = 0$$

où  $G$  résume l'ensemble des facteurs inconnus. Lorsque le sous-modèle connu, correspondant à  $E = 0$ , est plat, on adapte ce qui précède de manière à construire un *correcteur intelligent*, ou *i-correcteur*, qui élimine les effets inconnus.

Les § 3 et 4, accompagnés de nombreuses simulations numériques, détaillent respectivement la stabilisation sans modèle du PVTOL et le suivi de trajectoires, basé sur un modèle restreint. Des remarques générales sur l'évolution de l'automatique au § IV concluent cette communication.

## II. STABILISATION

### A. Généralités sur le PVTOL

La Figure 1 représente un PVTOL : le modèle dyna-

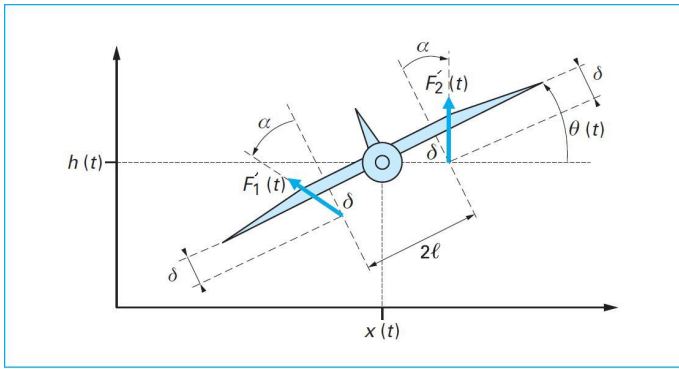


Fig. 1. Le PVTOL dans un plan vertical

mique, utilisé dans la littérature universitaire ([5], [15], [19], [21], [3], [14], [23], [25]), ne tient compte ni des déformations des ailes et de la structure de l'avion ni de la dynamique interne des propulseurs. Un modèle de corps solide est utilisé sur lequel agissent le poids de l'avion et les forces de propulsion :

$$\begin{aligned} m\ddot{x} &= -\sin\theta \cos\alpha(F'_1 + F'_2) + \cos\theta \sin\alpha(F'_1 - F'_2) \\ m\ddot{h} &= \cos\theta \cos\alpha(F'_1 + F'_2) + \sin\theta \sin\alpha(F'_1 - F'_2) - mg \\ J\ddot{\theta} &= (l \cos\alpha + \delta \sin\alpha)(F'_1 - F'_2) \end{aligned} \quad (4)$$

4. Voir [2] pour les liens avec les PID classiques.

où  $m$  désigne la masse du PVTOL,  $J$  étant le moment d'inertie ;  $\alpha$  est l'angle que font les deux propulseurs ;  $l$  et  $h$  sont des paramètres géométriques du PVTOL. En posant

$$\begin{aligned} \varepsilon &= \frac{J \sin\alpha}{mg(l \cos\alpha + \delta \sin\alpha)}; \quad \bar{u} = \frac{\cos\alpha}{mg}(F'_1 + F'_2) \\ \bar{v} &= \frac{l \cos\alpha + \delta \sin\alpha}{J}(F'_1 - F'_2); \quad \bar{x} = \frac{x}{g}; \quad \bar{h} = \frac{h}{g} \end{aligned}$$

le système s'écrit :

$$\begin{aligned} \ddot{\bar{x}} &= -\sin\theta \bar{u} + \varepsilon \cos\theta \bar{v} \\ \ddot{\bar{h}} &= \cos\theta \bar{u} + \varepsilon \sin\theta \bar{v} - 1 \\ \ddot{\theta} &= \bar{v} \end{aligned} \quad (5)$$

Le PVTOL est, selon [15], à déphasage non minimal « faible », dû à l'angle  $\alpha$ , variable et difficile à mesurer avec précision : d'où l'intérêt de l'approche sans modèle. Les considérations qualitatives suivantes permettent d'élucider ce déphasage sans avoir recours à un modèle mathématique :

- Si les 2 propulseurs sont parfaitement parallèles ( $\alpha = 0$ ) l'avion se déplace suivant les  $x$  négatifs à cause d'un roulis positif imposé, c'est-à-dire  $\theta = \text{cte} > 0$  (voir Figure 1), et inversement avec des  $x$  positifs.
- Si, par contre, les propulseurs sont inclinés d'un angle  $\alpha$  (voir Figure 1), l'avion a tendance à se déplacer pour un  $\theta$  positif faible suivant les  $x$  positifs, et inversement.
- Cependant, grâce au poids du système, lorsque  $\theta$  augmente l'avion se déplace suivant  $x$  positif pour  $\theta$  négatif, et inversement.

Nous nous intéressons, ici, au modèle (4) où  $\alpha$  intervient explicitement. La masse  $m$  du modèle est celle d'un avion de type *Harrier*, trouvé dans *Wikipedia*. Le moment d'inertie  $J$  est calculée en approchant l'avion par un cylindre et en calculant le moment d'inertie de ce dernier. Nous avons supposé que l'angle  $\alpha$  peut varier entre 0 et 30 degrés, quoique notre commande demeure valide pour des valeurs de  $\alpha$  bien supérieures. Nous ne présentons pas les simulations de ce dernier cas car  $\alpha > 30$  paraît irréaliste.

### B. Loi de commande

Une connaissance pratique du système est primordiale en vue d'une loi de commande simple et robuste. Soulignons trois points :

- (a) La somme des forces exercées par les propulseurs, notée  $u = F'_1 + F'_2$ , soulève l'avion.
- (b) La différence, notée  $v = F'_1 - F'_2$ , est responsable du roulis.
- (c) À  $\theta$  constant non nul, l'avion se déplace latéralement suivant  $x$ , en accélérant.

À partir de ces trois observations, la commande s'articule autour des points :

- un premier bouclage sur  $h$  par l'intermédiaire de  $u$  permet de stabiliser l'altitude du PVTOL ;
- Le mouvement transversal  $x$  est asservi grâce au roulis  $\theta$ , considérée comme commande virtuelle ;
- Le roulis est asservi par l'intermédiaire de  $v$ .

On s'intéresse dans un premier temps à  $h$ . On considère un modèle local, valide sur un court intervalle de temps, et sans cesse réactualisé :

$$\ddot{h} = F_h + g_u \quad (6)$$

Remarquons que  $\rho$  est une constante positive puisqu'avec  $u$  positif l'avion s'élève. En tenant compte du point (a), on constate que  $\rho$  et  $\frac{1}{m}$  ont mêmes ordres de grandeur.

Une estimation  $[F_h(\kappa)]_e$  de  $F_h$  à l'instant  $\kappa$  est donnée par

$$[F_h(\kappa)]_e = [\ddot{h}(\kappa)]_e - \rho u(\kappa - 1)$$

Une commande  $i$ -PD, de type (3), à l'instant  $\kappa$ , s'écrit

$$u(\kappa) = -\frac{[F_h(\kappa)]_e}{\rho} - K_1(h - h^{\text{ref}}) - K_2\dot{h}$$

Le point clé de la commande réside dans l'observation (c) que nous traduisons par le modèle local suivant

$$\ddot{x} = F_x + \beta\theta \quad (7)$$

où  $\beta$  est une constante négative puisqu'un  $\theta$  positif provoque un déplacement négatif selon  $x$ . Introduisons la commande fictive  $\theta$  et engendrons une trajectoire de référence  $\theta^{\text{ref}}$ , stabilisant  $x$ , par la commande sans modèle suivante

$$[F_x(\kappa)]_e = [\ddot{x}(\kappa)]_e - \beta\theta^{\text{ref}}(\kappa - 1)$$

soit

$$\theta^{\text{ref}}(\kappa) = -\frac{[F_x(\kappa)]_e}{\beta} - K_3(x - x^{\text{ref}}) - K_4\dot{x}.$$

Il reste à stabiliser  $\theta$  autour de la trajectoire  $\theta^{\text{ref}}$  à l'aide de  $v$ . Posons  $\epsilon = \theta^{\text{ref}} - \theta$ . Un modèle local de la dynamique de l'erreur est donnée par

$$\ddot{\epsilon} = F_\theta + \gamma v$$

où  $\gamma$  une constante positive. Une estimation  $[F_\theta(\kappa)]_e$  de  $F_\theta$  est donnée par :

$$[F_\theta(\kappa)]_e = [\ddot{\epsilon}(\kappa)]_e - \gamma v(\kappa - 1) \quad (8)$$

Notons que l'estimation de  $[\ddot{\epsilon}(\kappa)]_e$  nécessite la double dérivation de  $\theta^{\text{ref}}$ .

La commande  $v$  à l'instant  $k$  est donnée par un  $i$ -PD

$$v(k) = -\frac{[F_\theta(\kappa)]_e}{\gamma} + \frac{\ddot{\theta}^{\text{ref}}}{\gamma} - K_5(\theta - \theta^{\text{ref}}) - K_6(\dot{\theta} - \dot{\theta}^{\text{ref}})$$

*Remarque 2* : On aboutit à une « commande en cascade », bien connue en automatique : on la retrouve, par exemple, en *backstepping* et avec les modes glissants. On observe, ici, que la connaissance d'un modèle mathématique n'est pas nécessaire pour l'exploiter.

### C. Simulations numériques

Les paramètres utilisés sont :  $m = 6000$  kg,  $J = 3000$  kg<sup>2</sup>,  $\delta = 1$  m,  $l = 1.1$  m et  $\alpha = 20^\circ$ . Les Figures 2, 3, 4, 5 et 6 montrent un test où l'on désire soulever le PVTOL de  $h(0) = 20$  m à  $h^{\text{ref}} = 30$  m et le déplacer de  $x(0) = 20$  m à  $x^{\text{ref}} = 30$  m. Notons que le déphasage non minimal n'apparaît pas dans ces simulations. Sollicitons davantage le système en imposant les consignes  $x(0) = 50$  m,  $h(0) = 50$  m,  $x^{\text{ref}} = 100$  m et  $h^{\text{ref}} = 100$  m : les Figures 7, 8, 9, 10 fournissent les résultats ; on remarque que le PVTOL part dans le mauvais sens selon  $x$  (voir Figure 8 entre 2 et 5 secondes).

*Remarque 3* : Il est moins coûteux, en aéronautique, d'estimer les accélérations, grâce à une centrale inertielle, que les vitesses et/ou les positions absolues par rapport à un repère fixe. Pour cela, nous supposons disposer des mesures de  $x$ ,  $\dot{x}$ ,  $\ddot{x}$ ,  $h$ ,  $\dot{h}$ ,  $\ddot{h}$ ,  $\theta$ ,  $\dot{\theta}$  et  $\ddot{\theta}$ . Ces mesures, éventuellement bruitées, sont filtrées par les techniques évoquées dans l'introduction.

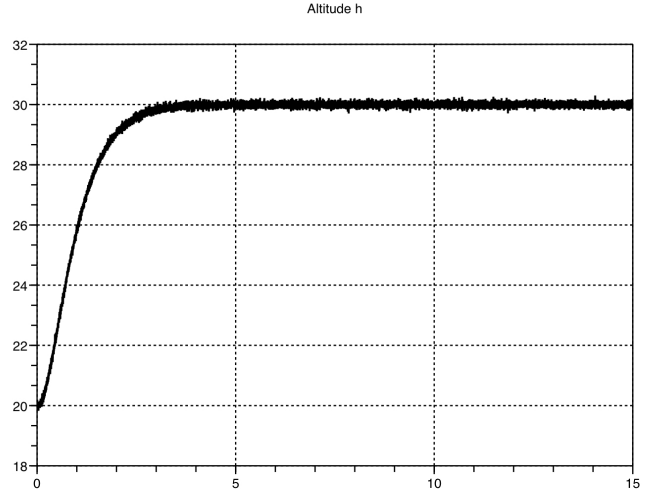


Fig. 2. Altitude du PVTOL  $h$  pour  $\alpha = 20^\circ$

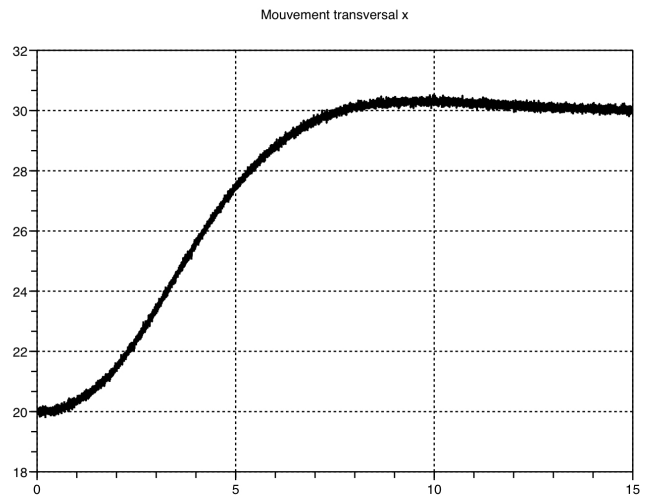


Fig. 3. Position transversale  $x$  pour  $\alpha = 20^\circ$

## III. TRAJECTOIRES DE RÉFÉRENCE

Considérons le modèle simplifié

$$\begin{aligned} m\ddot{x} &= -\sin\theta u \\ m\ddot{h} &= \cos\theta u - mg \\ J\ddot{\theta} &= lv \end{aligned} \quad (9)$$

où  $\alpha = 0$ . Il est plat, avec  $(x, h)$  comme sortie plate (voir, par exemple, [9], [19], [22]). On sait, en effet, que toutes les variables de (9) s'expriment en fonction de  $x$ ,  $h$  et de

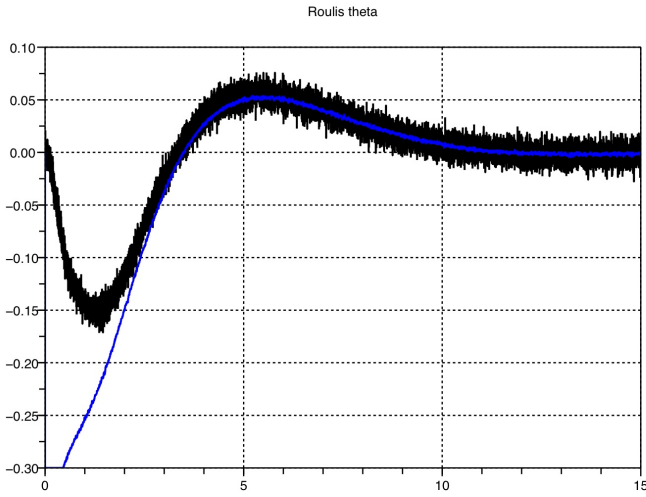


Fig. 4. Angle de roulis réel (noir) et désiré  $\theta_{ref}$ ;  $\alpha = 20^\circ$

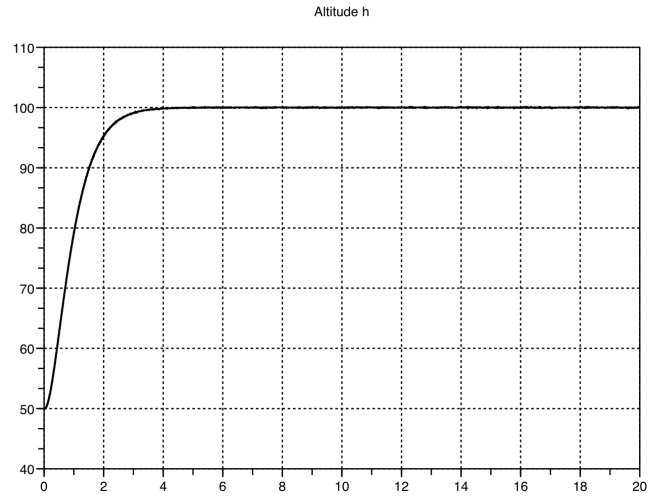


Fig. 7. Altitude du PVTOL  $h$  pour  $\alpha = 20^\circ$

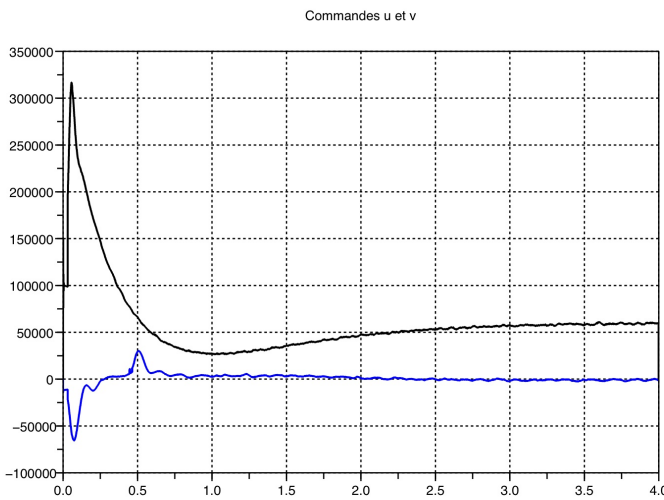


Fig. 5. Entrées de commandes  $u$  (noir) et  $10v$  (bleu)

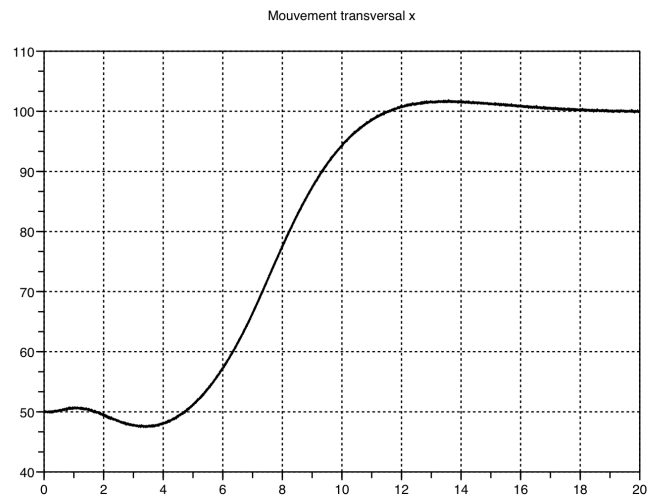


Fig. 8. Position transversale  $x$  pour  $\alpha = 20^\circ$

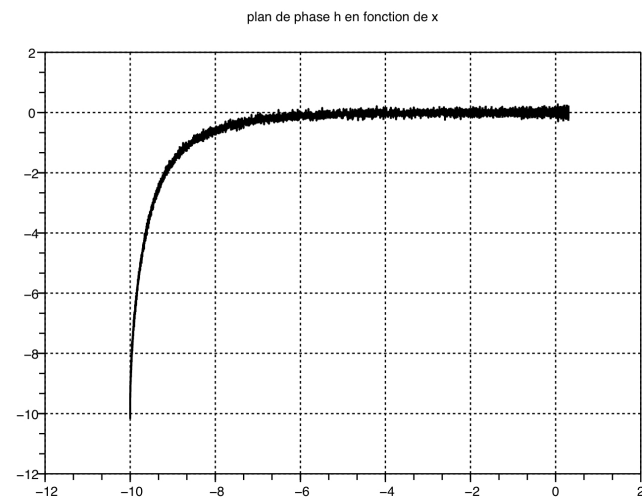


Fig. 6. Plan de phase  $h$  en fonction de  $x$  pour  $\alpha = 20^\circ$

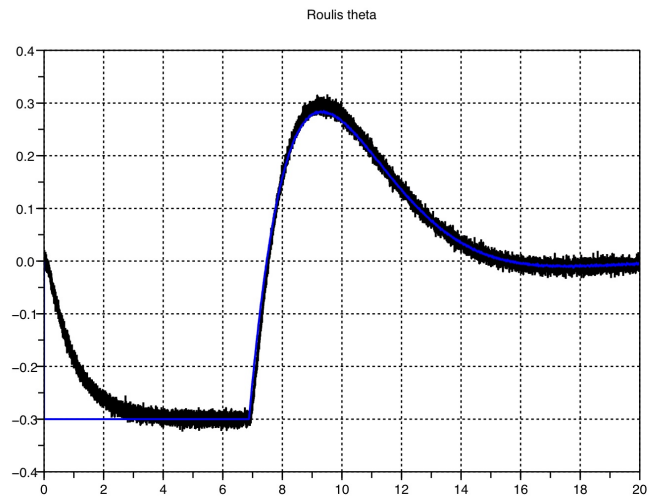


Fig. 9. Angle de roulis réel (noir) et désiré  $\theta_{ref}$ ;  $\alpha = 20^\circ$

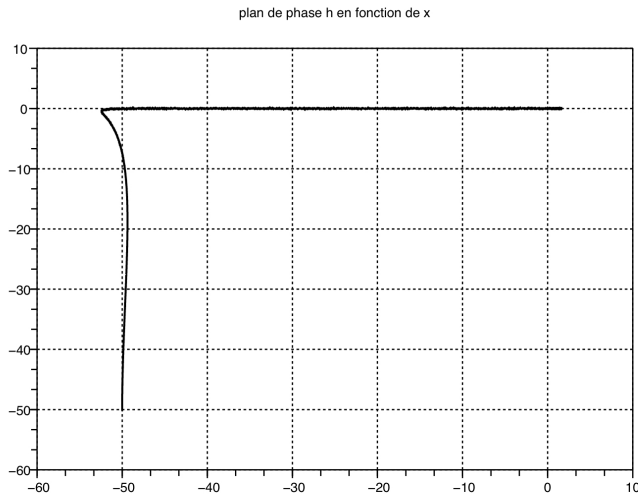


Fig. 10. Plan de phase  $h$  en fonction de  $x$  pour  $\alpha = 20^\circ$

leurs dérivées jusqu'à l'ordre 4. On choisit ainsi pour (9) une trajectoire de référence, c'est-à-dire en boucle ouverte, satisfaisant, dans l'intervalle  $[t_0, t_1]$ ,

$$\begin{aligned} - x_{\text{ref}}(t_0) = x_0, x_{\text{ref}}(t_1) = x_1, h_{\text{ref}}(t_0) = h_0, h_{\text{ref}}(t_1) = \\ h_1, \dot{x}_{\text{ref}}(x_0) = \ddot{x}_{\text{ref}}(x_0) = x_{\text{ref}}^{(3)}(x_0) = 0, \dot{h}_{\text{ref}}(h_0) = \\ \ddot{h}_{\text{ref}}(h_0) = h_{\text{ref}}^{(3)}(h_0) = 0 \end{aligned}$$

$$\theta = \arctan\left(\frac{\ddot{x}_{\text{ref}}(t)}{\ddot{h}_{\text{ref}}(t) + 1}\right) < \theta_{\text{max}}$$

Ici,  $\theta_{\text{max}} = 0.3$  radians.

*Remarque 4 :* Le suivi de la trajectoire de référence pour le modèle complet, avec  $\alpha \neq 0$ , se fait en utilisant à la place de (6) et (II-B) des modèles locaux d'ordre 1 :  $\dot{h} = F_h + \rho u$  et  $\dot{\epsilon} = F_\theta + \gamma v$ . Nous avons gardé le même modèle (7) pour  $x$ . Les commandes utilisées sont des  $i$ -P. Le choix des gains est trivial puisqu'on se ramène à un simple ou à un double intégrateur.

Les Figures 11, 12, 13, 14 et 15 montrent un test de suivi de trajectoires pour  $\alpha = 30^\circ$ .

*Remarque 5 :* Notre commande nécessite la connaissance des dérivées d'ordre 1 de  $h$ ,  $\theta$ , et  $\theta^{\text{ref}}$  et d'ordre 2 pour  $x$ . Celle par platitude [19] nécessite la connaissance des dérivées d'ordre 3 de  $x$ ,  $\theta$  et  $h$ . La commande par linéarisation en [15] nécessite les dérivées d'ordre 3 de  $x$  et  $h$ . Il est bien connu que plus l'ordre de la dérivée est élevé, plus son estimation est sensible aux bruits. Ces considérations dénotent un avantage significatif de notre approche.

*Remarque 6 :* Nous avons introduit des incertitudes sur les paramètres  $m$ ,  $J$ ,  $l$ ,  $\delta$  et  $\alpha$  allant jusqu'à 50% des valeurs nominales. L'influence sur les résultats de simulations est négligeable, d'où une confirmation numérique de la robustesse de notre approche<sup>5</sup>.

#### IV. CONCLUSION

Cette communication, qui reprend le titre quelque peu provocateur de [7], démontre que l'on sait commander

5. C'est la conception même de la commande sans modèle, qui assure sa robustesse ([6], [7]).

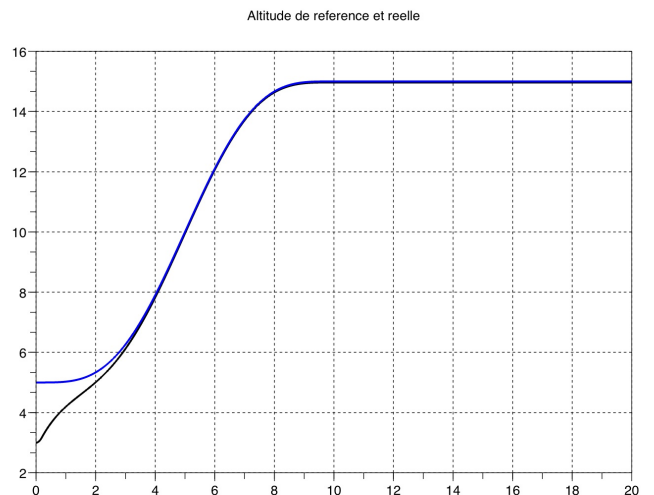


Fig. 11. Altitude du PVTOL  $h$  noir et altitude de référence  $h_{\text{ref}}$  bleu ;  $\alpha = 30^\circ$

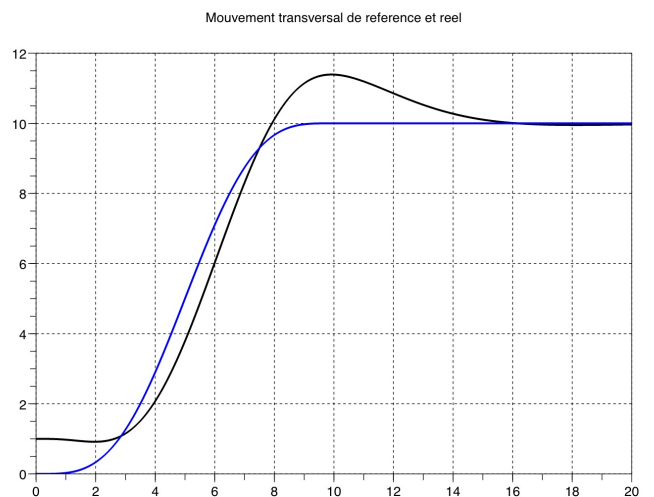


Fig. 12. Position transversale  $x$  en noir et de référence  $x_{\text{ref}}$  en bleu ;  $\alpha = 30^\circ$

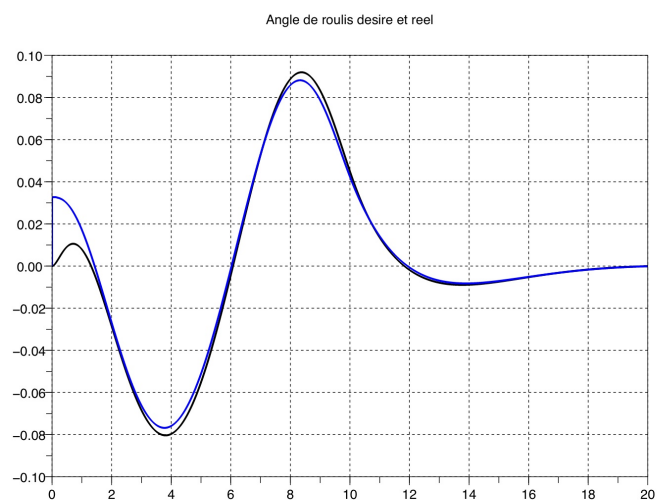


Fig. 13. Angle de roulis réel (noir) et désiré  $\theta_{\text{ref}}$ ;  $\alpha = 30^\circ$

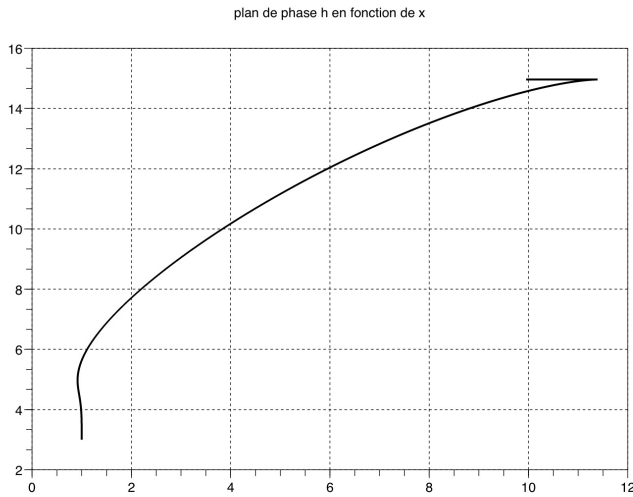


Fig. 14. Plan de phase  $h$  en fonction de  $x$ ;  $\alpha = 30^\circ$

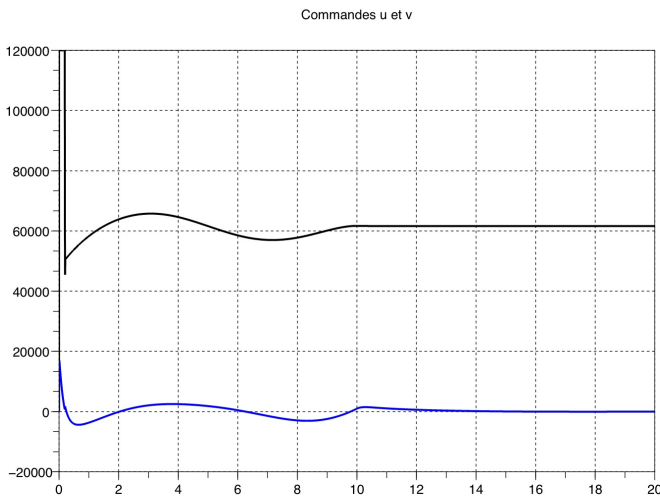


Fig. 15. Entrées de commandes  $u$  (noir) et  $30v$  (bleu)

par des méthodes élémentaires des systèmes non linéaires « complexes », pour peu qu'on ait acquis une connaissance intuitive suffisante de leur comportement. Ce fait est confirmé par les succès pratiques incontestables déjà remportés par la commande sans modèle. S'ouvre, ainsi, pour les ingénieurs une voie nouvelle conduisant à la conception de lois de commande simples, efficaces et robustes, qui pourrait rester valable, comme souligné en [18], pour bien des systèmes de dimension infinie, modélisés *a priori* par des équations aux dérivées partielles, éventuellement non linéaires. Une modification profonde de l'enseignement de l'automatique devrait en découler.

#### RÉFÉRENCES

[1] B. d'Andréa-Novél, C. Boussard, M. Fliess, O. el Hamzaoui, H. Mounier, B. Steux, « Commande sans modèle de vitesse longitudinale d'un véhicule électrique », *6<sup>e</sup> Conf. Internat. Francoph. Automat.*, Nancy, 2010 (accessible sur <http://hal.inria.fr>).

[2] B. d'Andréa-Novél, M. Fliess, C. Join, H. Mounier, B. Steux, « A mathematical explanation via "intelligent" PID controllers of the strange ubiquity of PIDs », *18<sup>th</sup> Medit. Conf.*

*Control Automat.*, Marrakech, 2010 (bientôt accessible sur <http://hal.inria.fr/>).

[3] P. Castillo, A. Dzul, R. Lozano, « Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft », *IEEE Trans. Control Systems Technology*, t. 12, p. 510-516, 2004.

[4] S. Choi, B. d'Andréa-Novél, M. Fliess, H. Mounier, J. Villagra, « Model-free control of automotive engine and brake for Stop-and-Go scenarios », *10<sup>th</sup> Europ. Control Conf.*, Budapest, 2009 (accessible sur <http://hal.inria.fr/inria-00395393/fr/>).

[5] M. Djemai, J.P. Barbot, « Nonlinear iterative control of a PV-TOL aircraft », *2<sup>nd</sup> Europ. Control Conf.*, Groningen, p. 1644-1649, 1993.

[6] M. Fliess, C. Join, « Commande sans modèle et commande à modèle restreint », *e-STA*, t. 5 (n° 4), p. 1-23, 2008 (accessible sur <http://hal.inria.fr/inria-00288107/fr/>).

[7] M. Fliess, C. Join, « Model free control and intelligent PID controllers: towards a possible trivialization of nonlinear control? », *15<sup>th</sup> IFAC Symp. System Identif.*, Saint-Malo, 2009 (accessible sur <http://hal.inria.fr/inria-00372325/fr/>).

[8] M. Fliess, C. Join, H. Sira-Ramírez, « Non-linear estimation is easy », *Int. J. Model. Identif. Control*, t. 4, p. 12-27, 2008 (accessible sur <http://hal.inria.fr/inria-00158855/fr/>).

[9] M. Fliess, J. Lévine, P. Martin, P. Rouchon, « A Lie-Bäcklund approach to equivalence and flatness of nonlinear systems », *IEEE Trans. Automat. Control*, t. 44, p. 922-937, 1999.

[10] M. Fliess, H. Sira-Ramírez, R. Marquez, « Regulation of non-minimum phase systems: A flatness-based approach », in: D. Normand-Cyrot (Ed.), *Perspectives in Control: Theory and Applications - A Tribute to I. D. Landau*, p. 143-164, Springer, 1998.

[11] F.A. García Collado, B. d'Andréa-Novél, M. Fliess, H. Mounier, « Analyse fréquentielle des dérivateurs algébriques », *XXII<sup>e</sup> Coll. GRETSI*, Dijon, 2009 (accessible sur <http://hal.inria.fr/inria-00394972/fr/>).

[12] P.-A. Gédouin, C. Join, E. Delaleau, J.-M. Bourgeot, S.A. Chirani, S. Calloch, « Model-free control of shape memory alloys antagonistic actuators », *17<sup>th</sup> IFAC World Congress*, Seoul, 2008 (accessible sur <http://hal.inria.fr/inria-00261891/fr/>).

[13] P.-A. Gédouin, C. Join, E. Delaleau, J.-M. Bourgeot, S. Arbab-Chirani, S. Calloch, « A new control strategy for shape memory alloys actuators », *8<sup>th</sup> Europ. Symp. Martensitic Transformations*, Prague, 2009 (accessible sur <http://hal.inria.fr/inria-00424933/fr/>).

[14] A. Hably, « Approches bornées pour la commande des drones », *Thèse*, Gipsa-lab, Saint-Martin d'Hères, 2007.

[15] J. Hauser, S. Sastry, G. Meyer, « Nonlinear control design for slightly nonminimum phase systems: Application to V/STOL aircraft », *Automatica*, t. 28, p. 665-679, 1992.

[16] A. Isidori, *Nonlinear Control Systems II*, Springer, 1999.

[17] C. Join, J. Masse, M. Fliess, « Étude préliminaire d'une commande sans modèle pour papillon de moteur », *J. europ. syst. automat.*, t. 42, p. 337-354, 2008 (accessible sur <http://hal.inria.fr/inria-00187327/fr/>).

[18] C. Join, G. Robert, M. Fliess, « Vers une commande sans modèle pour aménagements hydroélectriques en cascade », *6<sup>e</sup> Conf. Internat. Francoph. Automat.*, Nancy, 2010 (accessible sur <http://hal.inria.fr/inria-00460912/fr/>).

[19] P. Martin, S. Devasia, B. Paden, « A different look at output tracking: Control of a VTOL aircraft », *Automatica*, t. 32, p. 101-107, 1996.

[20] M. Mboup, C. Join, M. Fliess, « Numerical differentiation with annihilators in noisy environment », *Numer. Algor.*, t. 50, p. 439-467, 2009.

[21] R. Olfati-Saber, « Global configuration stabilization for the VTOL aircraft with strong input coupling », *IEEE Trans. Automat. Control*, t. 47, p. 1949-1952, 2002.

[22] H. Sira-Ramírez, S.K. Agrawal, *Differentially Flat Systems*, Marcel Dekker, 2004.

[23] R. Sepulchre, M. Jankovic, P. Kokotovic, *Constructive Nonlinear Control*, Springer, 1997.

[24] J. Villagra, B. d'Andréa-Novél, S. Choi, M. Fliess, H. Mounier, « Robust stop-and-go control strategy: an algebraic approach for nonlinear estimation and control », *Int. J. Vehicle Autonomous Systems*, 2010 (accessible sur <http://hal.inria.fr/inria-00419445/fr/>).

[25] A. Zavala, I. Fantoni et R. Lozano, « Global stabilization of a PVTOL aircraft with bounded inputs », *Int. J. Control*, t. 76, p. 1833-1844, 2003.