

GT UAV  
10 avril 2014

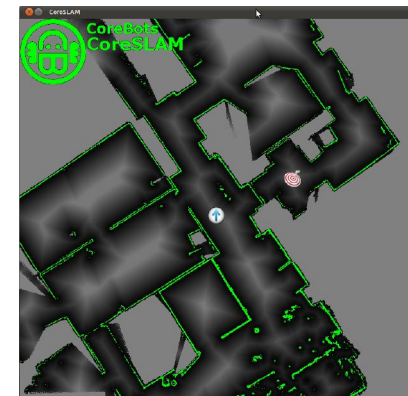
# Conception et réalisation d'un drone hybride sol/air autonome

Sylvain THOREL

Directrice de thèse : Brigitte d'ANDRÉA-NOVEL

# Contexte

- Transposer et adapter les technologies développées au sein du laboratoire, de la robotique mobile terrestre à l'aérien
- Thématique : Modélisation et contrôle du drone

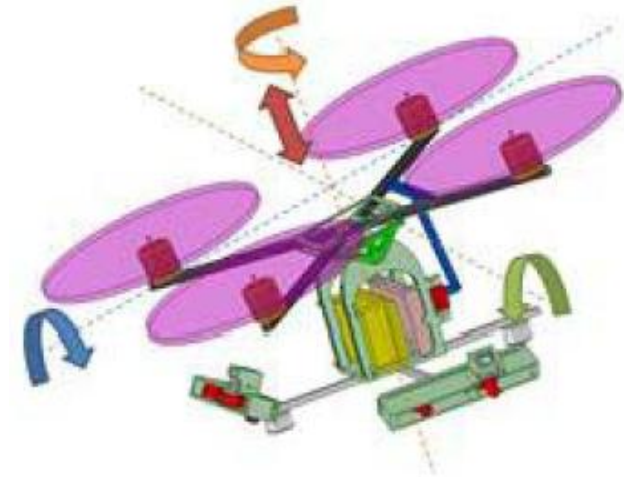


# Sommaire

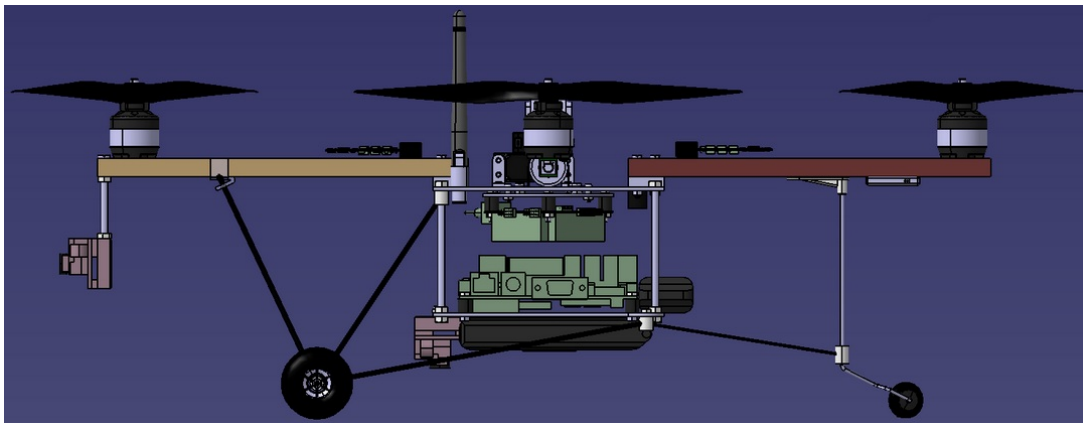
- Présentation de la plateforme
- Etat de l'art
  - Plateformes similaires
  - Contrôle non linéaire
- Modélisation du comportement dynamique
- Loi de commande par platitude
- Expérimentation
  - Plateforme
  - Identification
  - Résultats de suivi de trajectoire par platitude
- Conclusions et perspectives

# Présentation de la plateforme

- 1<sup>ère</sup> version



- 2<sup>ème</sup> version





# Etat de l'art : plateforme hybride

- HyTAQ (Hybrid Terrestrial and Aerial Quadrotor) [1]
- Tilt-wing plane
- Tilt-wing quadrotor [2]
- Mini drone Parrot [3]
- X 19 [4]



[1] HyTAQ: a Hybrid Terrestrial and Aerial Quadrotor, website <http://robots.net/article/3481.html> .

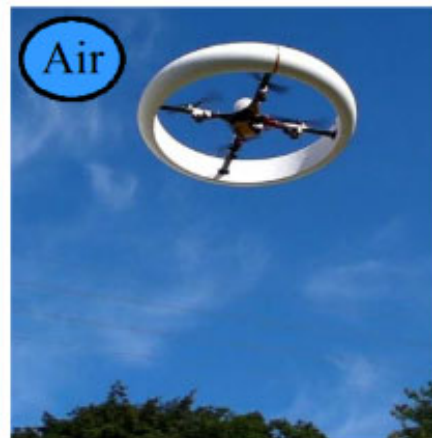
[2] C. Hancer, K. T. Oner, E. Sirimoglu, E. Cetinsoy and M. Unel, Robust Position Control of a Tilt-Wing Quadrotor. Decision and Control conference (CDC), 2010, 49th IEEE Conference.

[3] Parrot MiniDrone: website <http://www.parrot.com/fr/ces/>.

[4] Curtiss-Wright X-19, 1960 : website [http://en.wikipedia.org/wiki/Curtiss-Wright\\_X-19](http://en.wikipedia.org/wiki/Curtiss-Wright_X-19) .

# Etat de l'art : plateforme hybride

- B Flying car [5]
- Muwa quadrotor [6]
- Gimball flying spherical robot [7]



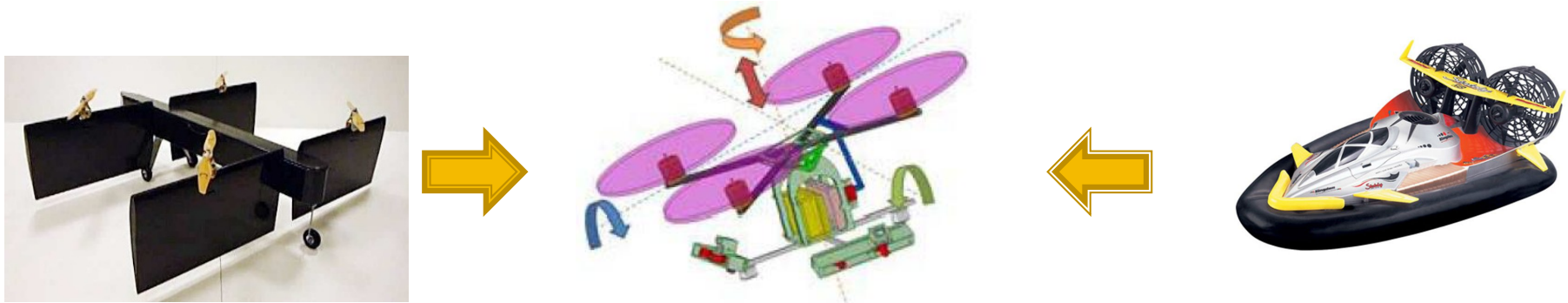
[5] B Flying car : [www.kickstarter.com/projects/2017062404/b-go-beyond](http://www.kickstarter.com/projects/2017062404/b-go-beyond).

[6] Muwa : <http://spectrum.ieee.org/automaton/robotics/aerial-robots/iros-2013-quadrotor-wheel-can-fly-float-and-roll>

[7] Gimball flying spherical robot : <http://www.gizmag.com/gimball-flying-robot/29609/>

# Etat de l'art : Contrôle non linéaire sur les aéroglisseurs

- Comportement dynamique similaire à un aéroglisseur
- Vecteur de poussée orientable (tilt)



- Un modèle d'aéroglisseur est proposé dans [8]
  - Dérivé d'un modèle simplifié de bateau
  - Équations cinématiques et dynamiques
  - Véhicule sous actionné

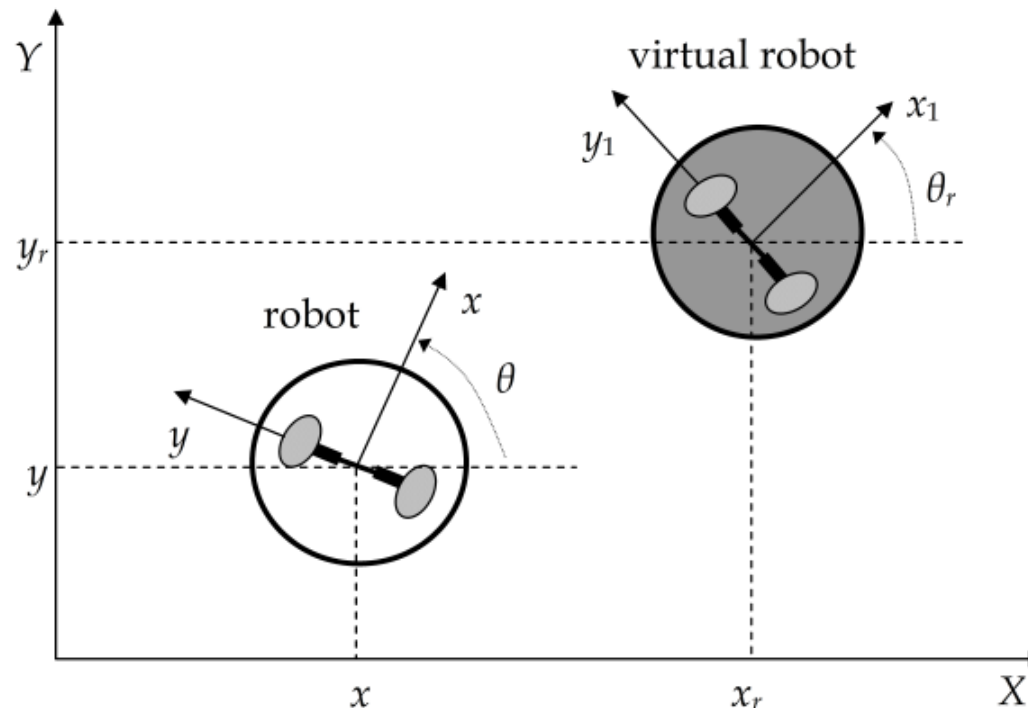
[8] I. Fantoni, R. Lozano, F. Mazenc, K. Y. Pettersen, Stabilization of a nonlinear underactuated hovercraft. Conference on Decision and Control (CDC), 1999



# Etat de l'art : Contrôle non linéaire sur les aéroglisseurs

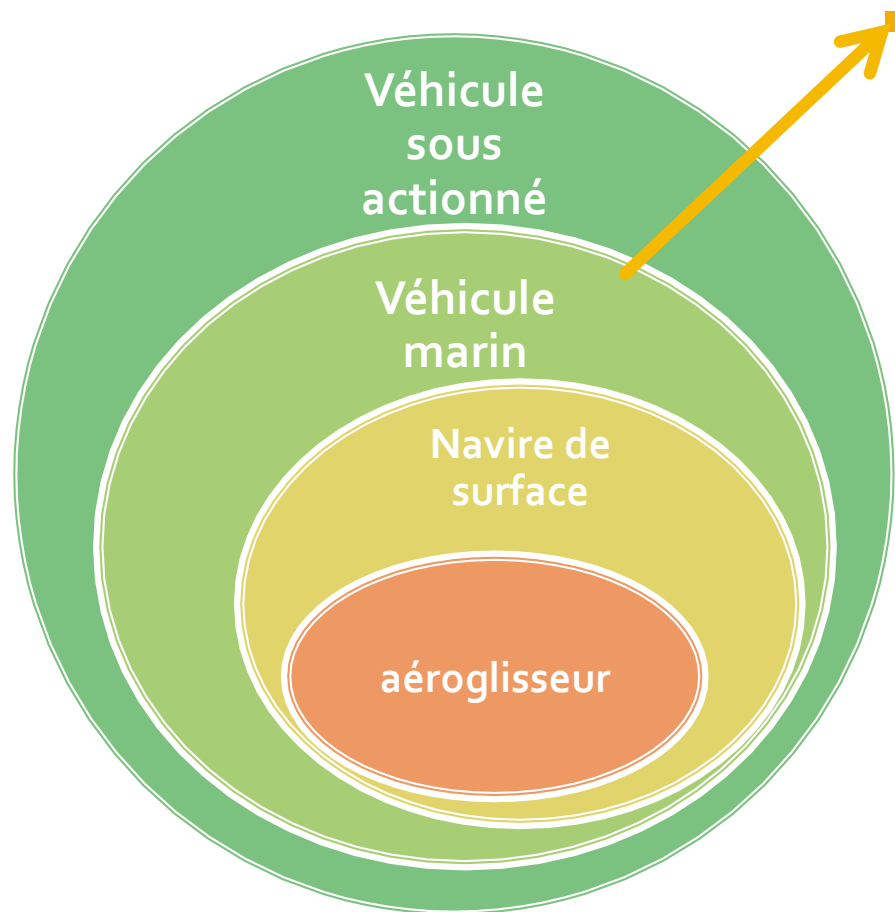
- Objectif : suivi de trajectoire

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ \psi \end{pmatrix} \rightarrow \begin{pmatrix} x_{ref} \\ y_{ref} \\ \psi_{ref} \end{pmatrix} \quad \text{ainsi que les dérivées}$$





# Etat de l'art : Contrôle non linéaire sur les aéroglisseurs



Ne peut pas être asymptotiquement stabilisé en un point d'équilibre ( $x_p$ ) par des retours d'états continus ([9], [10])

$$X_p = \begin{pmatrix} x_p \\ y_p \\ \psi_p \end{pmatrix}$$

**But:** trouver  $U$  tel que  $X \xrightarrow{t \rightarrow \infty} X_p$

$$\begin{cases} \dot{X} = f(X) + g(X)U \\ U = h(X) \end{cases}$$

[9] K. Y. Pettersen and O. Egeland, Exponential Stabilization of an Underactuated Surface Vessel. Conference on Decision and Control, 1996.

[10] R. W. Brockett, Asymptotic stability and feedback stabilization, Diff. Geometric Control Theory, Ed. Brockett, Millmann, Sussmann, Birkhauser, Boston, pp 181-191, 1983.

# Etat de l'art: Contrôle non linéaire de véhicules marins

- Poursuite de trajectoire
  - Techniques non linéaires basées sur les fonctions de Lyapunov (Backstepping)
    - Stabilisation de navire / trajectoires de référence en accord avec la dynamique du système / contrainte : vitesse longitudinale non nulle ([11])
    - Stabilisation d'aéroglisseur / poursuite de position / contraintes sur la trajectoire de référence : au moins de classe  $C^3$  ([12])
- ➡ ■ Platitude [13]
  - Stabilisation d'aéroglisseur / trajectoire de référence contrainte
  - modes glissants [14]
    - Stabilisation d'aéroglisseur

[11] J. M. Godhavn, Nonlinear Tracking of Underactuated Surface Vessel. Decision and Control conference, 1996.

[12] A. P. Aguiar, L. Cremean and J. P. Hespanha, Position Tracking for a Nonlinear Underactuated Hovercraft : Controller Design and Experimental Results, Decision and Control conference, 2003.

[13] H. Sira-Ramirez and C. A. Ibanez, On the control of the Hovercraft System. Decision and control conference, 2000.

[14] H. Sira-Ramirez, Dynamic second order sliding mode control of the hovercraft vessel. Control Systems technology, IEEE Transactions on, 2002.

# Etat de l'art: Contrôle non linéaire de véhicules marins

- Stabilisation en un point d'équilibre
  - Commandes à temps-variant
    - ⇒ ■ « smooth feedback » mais convergence lente [15]
    - Système homogène --> seulement continues mais convergence rapide [9], [16] (**Stabilisation de navire**)
  - Commandes discontinues
    - Analyse de stabilité par une approche Lyapunov ([8]) (**Stabilisation d'aéroglisseur**)
- ⇒ ■ **Fonctions transverses** --> stabilisation « pratique » [17]

[15] J.M. Coron, Brigitte d'Andréa-Novel, Smooth Stabilizing time-varying control laws for a class of nonlinear systems. Application to mobile robots. Proceedings of Ncolcos Conference, Bordeaux, June 1992, pp. 649-654.

[16] K. Y. Pettersen and T. I. Fossen, Underactuated Ship Stabilization using Integral Control : Experimental Results with Cybership I. IFAC NOLCOS, 1998.

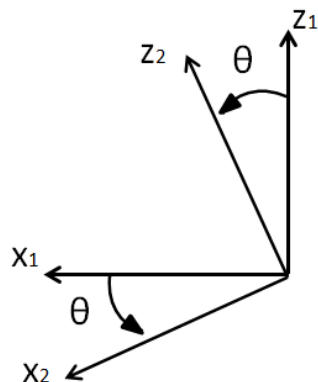
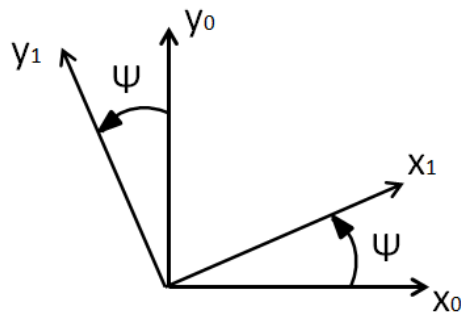
[17] P. Morin and C. Samson, Practical stabilization of driftless systems on Lie groups, INRIA, Tech. Rep. 4294, 2001.

# Modélisation dynamique

- Modélisation basée sur la méthode de Newton:

$$\vec{F}_i = a\omega_i^2 \vec{z}_2$$

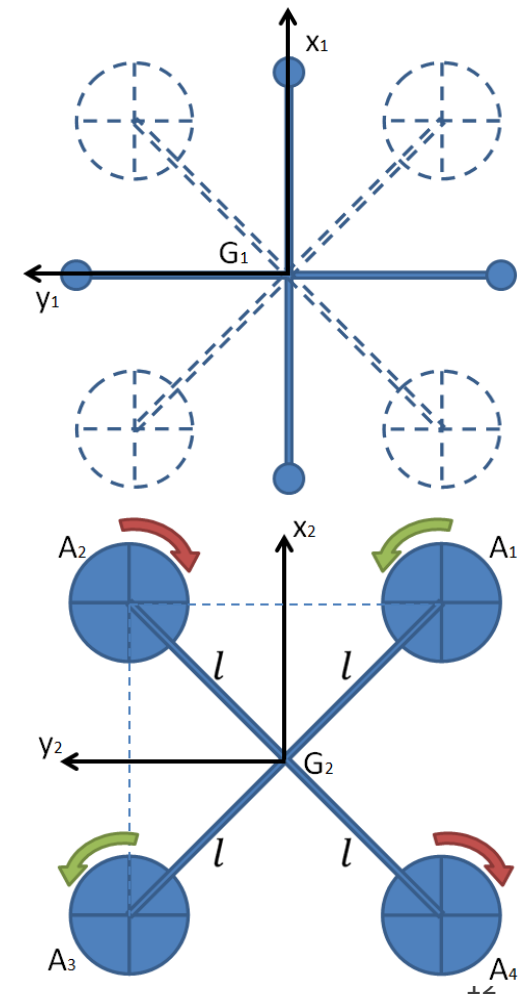
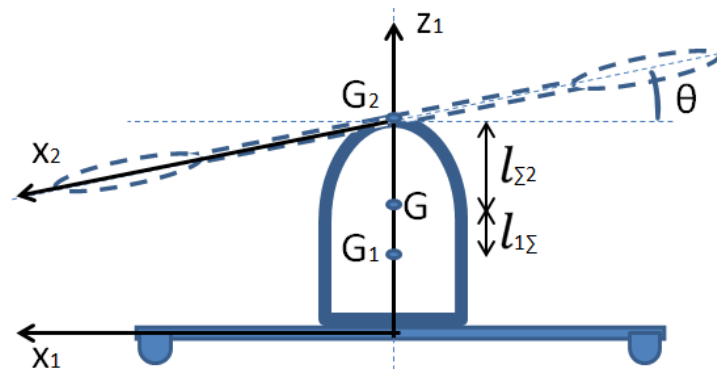
$$\vec{M}_i = -b\varepsilon_i \omega_i^2 \vec{z}_2$$



$$M\dot{\vec{V}}_G = M\vec{g} + \sum_{i=1}^4 \vec{F}_i$$

$$\delta \vec{\Sigma}_G = \sum_{i=1}^4 G\vec{A}_{3i} \wedge \vec{F}_i + \vec{M}_i$$

$$\delta \vec{S}_{A_{3i}} \cdot \vec{z}_2 = \vec{M}_i \cdot \vec{z}_2 + \varepsilon_i \Gamma_i$$





# Modélisation dynamique

- Hypothèses:

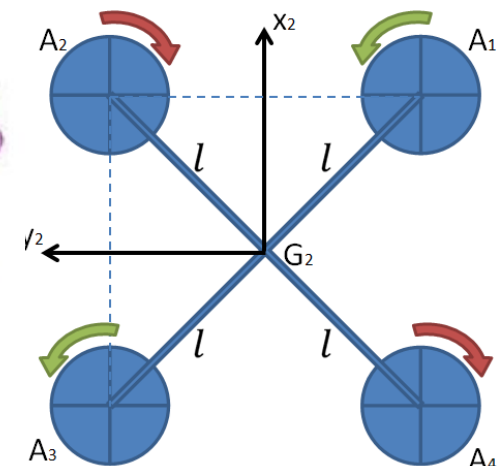
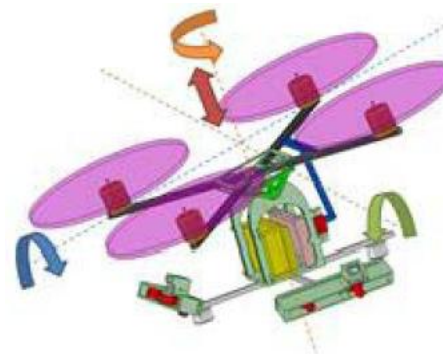
- $G, G_1, G_2$  confondus
- Frottements des billes sur le sol: non pris en compte
- Effets gyroscopiques des hélices négligés
- L'inertie des hélices approximée

- Modèle du drone:

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = C_{\psi_1} S_{\theta_2} u_1 \\ \ddot{y} = S_{\psi_1} S_{\theta_2} u_1 \\ \ddot{\psi}_1 = \frac{\sin(\theta_2)}{C(\theta_2)+J_1} u_2 + \frac{\cos(\theta_2)}{C(\theta_2)+J_1} u_3 + \dot{\psi}_1 \dot{\theta}_2 \frac{\sin(2\theta_2)(J_2'' - I_2'')}{C(\theta_2)+J_1} \\ \ddot{\theta}_2 = u_4 - \frac{B(\theta_2)}{I_2''} \dot{\psi}_1^2 \end{array} \right.$$

- Commandes indépendantes:


$$\left\{ \begin{array}{l} u_1 = \frac{a}{M} \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 \\ u_2 = \frac{al}{\sqrt{2}} (\omega_1^2 - \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ u_3 = -b(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \\ u_4 = \frac{al}{\sqrt{2}I_2''} (\omega_3^2 + \omega_4^2 - \omega_1^2 - \omega_2^2) + \Gamma_{servo} \end{array} \right.$$



# Lois de commandes

- Découplage statique impossible:

$$\begin{pmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{\psi}_1 \\ \ddot{\theta}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\psi_1) \sin(\theta_2) & 0 & 0 & 0 \\ \sin(\psi_1) \sin(\theta_2) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\sin(\theta_2)}{C(\theta_2)+J_1} & \frac{\cos(\theta_2)}{C(\theta_2)+J_1} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{\sin(2\theta_2)(J_2''-I_2'')}{C(\theta_2)+J_1} \psi_1 \dot{\theta}_2 \\ -\frac{B(\theta_2)}{I_2''} \psi_1^2 \dot{\theta}_2 \end{pmatrix}$$

  
 $\det = 0$

- Extension dynamique

- Retarder l'action de  $u_1$
- Ajout d'un état  $\eta = u_1$



$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = \cos(\psi_1) \sin(\theta_2) \eta \\ \ddot{y} = \sin(\psi_1) \sin(\theta_2) \eta \\ \dot{\eta} = v_1 \\ \dot{\psi}_1 = v_2 \\ \dot{\theta}_2 = v_3 \end{array} \right.$$

# Lois de commandes: platitude

- Définition tirée de [18] et [19]:

**Definition** (système plat). On dit que le système défini par

$$\dot{x} = f(x, u), \quad x \in \mathbb{R}^n, \quad u \in \mathbb{R}^m$$

est **plat** s'il existe une application  $h : \mathbb{R}^n \times (\mathbb{R}^m)^{r+1} \rightarrow \mathbb{R}^m$ , une application  $\phi : (\mathbb{R}^m)^r \rightarrow \mathbb{R}^n$  et une application  $\psi : (\mathbb{R}^m)^{r+1} \rightarrow \mathbb{R}^m$  telles qu'on puisse écrire :

$$\begin{aligned} y &= h(x, u, \dot{u}, \dots, u^{(r)}) \\ x &= \phi(y, \dot{y}, \dots, y^{(r-1)}) \\ u &= \psi(y, \dot{y}, \dots, y^{(r-1)}, y^{(r)}) \end{aligned}$$

**Remarque** La sortie  $y$  est alors dite plate. Il est d'ailleurs intéressant de noter que tout le comportement dynamique du système se résume au comportement de sa sortie plate.

[18] Jean Lévine, Analysis and Control of Nonlinear Systems : A Flatness-based Approach, Springer 2009, pp 143.

[19] M. Fliess, J. Levine, P. Martin, P. Rouchon, Flatness and defect of non-linear systems: introductory theory and examples, Int. J. Control, vol. 61, 1327-1361, 1995.

# Lois de commandes: platitude

- Les sorties  $x$ ,  $y$  et  $\theta$  sont plates:

$$\left\{ \begin{array}{l} x = x \\ y = y \\ \eta = \sqrt{\frac{\ddot{x}^2 + \ddot{y}^2}{\sin^2(\theta_2)}} \\ \psi_1 = \arctan\left(\frac{\dot{y}}{\dot{x}}\right) \\ \theta_2 = \theta_2 \end{array} \right.$$

$$\begin{array}{l} y = h(x, u, \dot{u}, \dots, u^{(r)}) \\ x = \phi(y, \dot{y}, \dots, y^{(r-1)}) \\ u = \psi(y, \dot{y}, \dots, y^{(r-1)}, y^{(r)}) \end{array}$$

$$\begin{pmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \dot{\theta}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\psi_1) \sin(\theta_2) & -\eta \sin(\psi_1) \sin(\theta_2) & \eta \cos(\psi_1) \cos(\theta_2) \\ \sin(\psi_1) \sin(\theta_2) & \eta \cos(\psi_1) \sin(\theta_2) & \eta \sin(\psi_1) \cos(\theta_2) \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{pmatrix}$$



$$\det = \eta (\sin \theta_2)^2$$



# Lois de commandes: platitude

- Après inversion:

$$\left\{ \begin{array}{l} v_1 = \frac{\cos(\arctan(\frac{\ddot{y}}{\ddot{x}}))}{\sin(\theta_2)} V \cdot \ddot{x} + \frac{\sin(\arctan(\frac{\ddot{y}}{\ddot{x}}))}{\sin(\theta_2)} V \cdot \ddot{y} - \sqrt{\ddot{x}^2 + \ddot{y}^2} \frac{\cos(\theta_2)}{\sin^2(\theta_2)} V \dot{\theta}_2 \\ v_2 = -\frac{\sin(\arctan(\frac{\ddot{y}}{\ddot{x}}))}{\sqrt{\ddot{x}^2 + \ddot{y}^2}} V \cdot \ddot{x} + \frac{\cos(\arctan(\frac{\ddot{y}}{\ddot{x}}))}{\sqrt{\ddot{x}^2 + \ddot{y}^2}} V \cdot \ddot{y} \\ v_3 = V \dot{\theta}_2 \end{array} \right.$$

- La stabilité et la convergence vers la référence sont assurées avec :

$$\left\{ \begin{array}{l} V \cdot \ddot{x} = \ddot{x}_{ref} + k_{2x}(x_{ref} - \ddot{x}) + k_{1x}(\dot{x}_{ref} - \dot{x}) + k_{0x}(x_{ref} - x) + k_{-1x}(\int x_{ref} dt - \int x dt) \\ V \cdot \ddot{y} = \ddot{y}_{ref} + k_{2y}(y_{ref} - \ddot{y}) + k_{1y}(\dot{y}_{ref} - \dot{y}) + k_{0y}(y_{ref} - y) + k_{-1y}(\int y_{ref} dt - \int y dt) \\ V \dot{\theta}_2 = \dot{\theta}_{2ref} + k_{0\theta_2}(\theta_{2ref} - \theta_2) + k_{-1\theta_2}(\int \theta_{2ref} dt - \int \theta_2 dt) \end{array} \right.$$

# Expérimentations

- Plateforme expérimentale
  - Système de Motion Capture donnant les positions et orientation du drone en temps réel
  - Drone
- Identification du modèle
  - Forces et moments aérodynamiques
  - Présence de frottements (statique et cinétique)
  - Identification paramétrique « boîte grise »
- Résultats de suivi de trajectoire (par platitude)

- Logiciel MOTIVE



Streaming  
VRPN

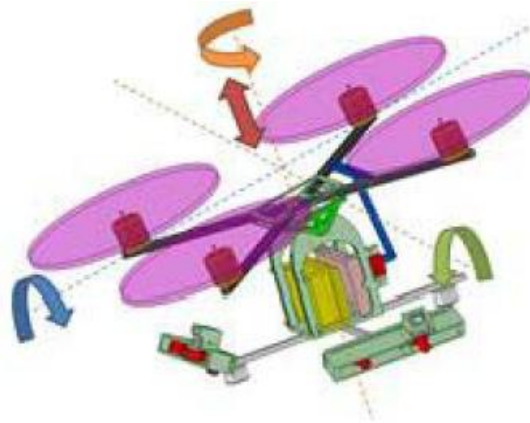
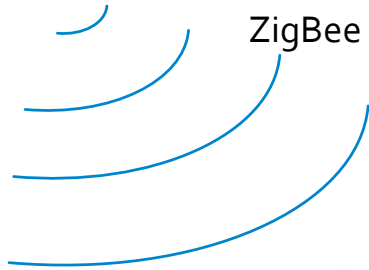
- Algorithme de  
contrôle déporté



Caméras infrarouges  
s250e Optitrack



Communication  
ZigBee



Drone

- PC embarqué



Port série

- Microcontrôleur MikroKopter



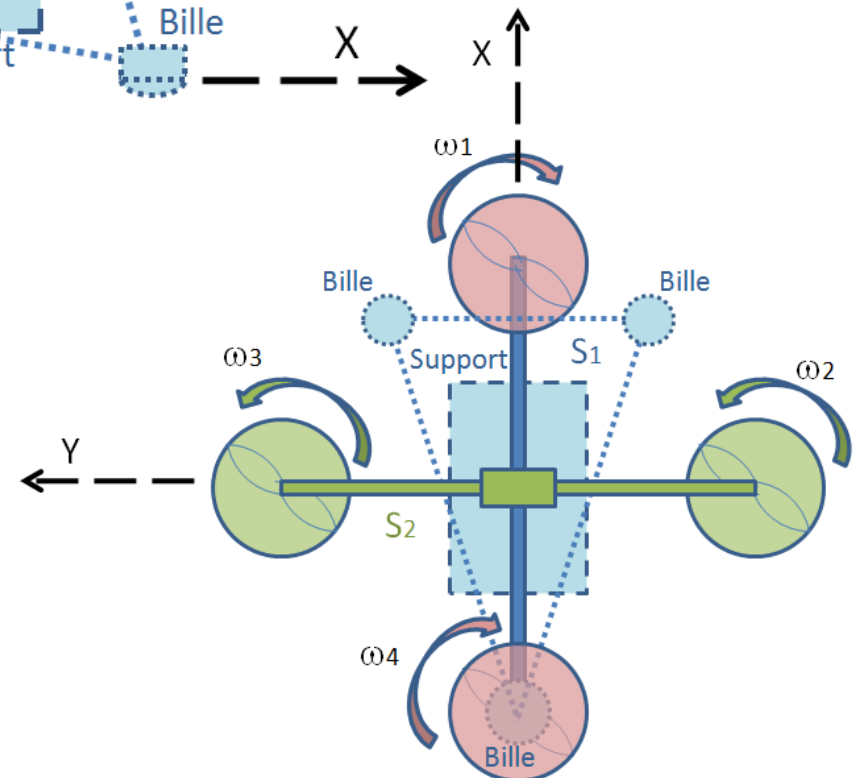
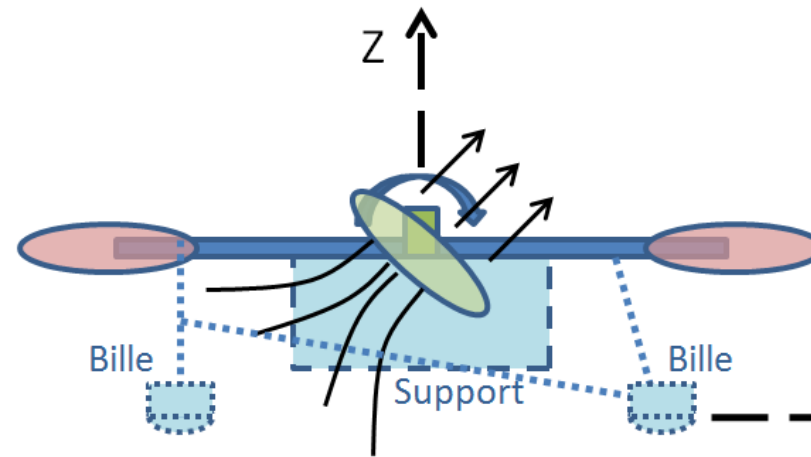
# Plateforme expérimentale





# La plateforme mobile

- 2<sup>ème</sup> version du drone



# Efforts aérodynamiques

- Modèle de la 2<sup>ème</sup> version du drone:

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = C_{\psi_1} S_{\theta_2} \frac{a}{M} u_1 \\ \ddot{y} = S_{\psi_1} S_{\theta_2} \frac{a}{M} u_1 \\ \ddot{\psi}_1 = \frac{1}{J} (a l S_{\theta_2} u_2 + b u_3 - C_{\theta_2} b u_1) \\ \ddot{\theta}_2 = u_4 \end{array} \right. \quad \left\{ \begin{array}{l} u_1 = \omega_2^2 + \omega_3^2 \\ u_2 = \omega_2^2 - \omega_3^2 \\ u_3 = \omega_1^2 + \omega_4^2 \\ u_4 = \frac{\Gamma_{servo}}{K_2''} \end{array} \right.$$

- Identification des forces et moments aérodynamiques:

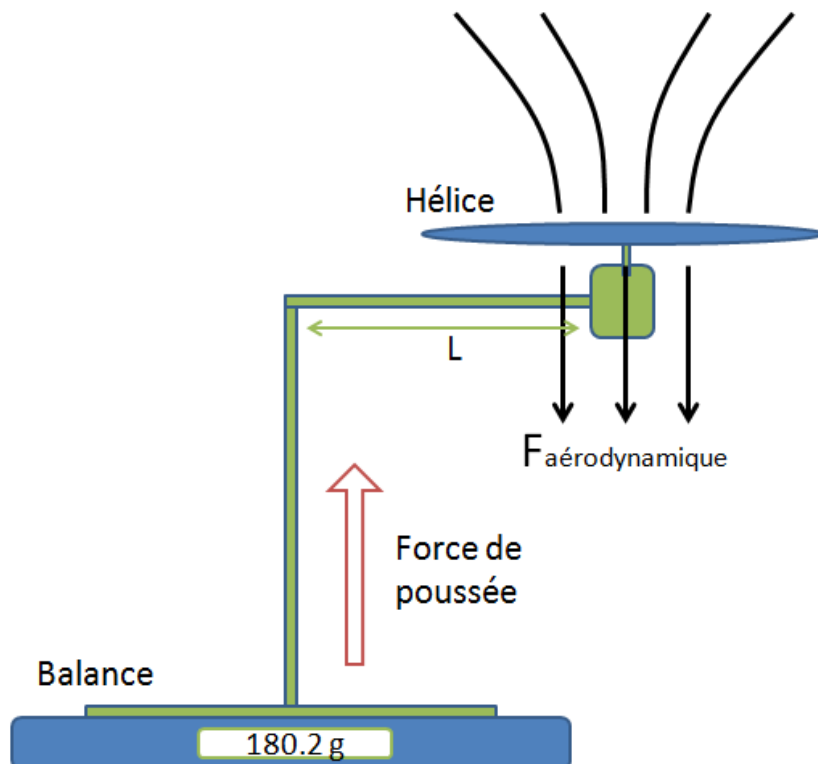


Vérifier et identifier les relations suivantes

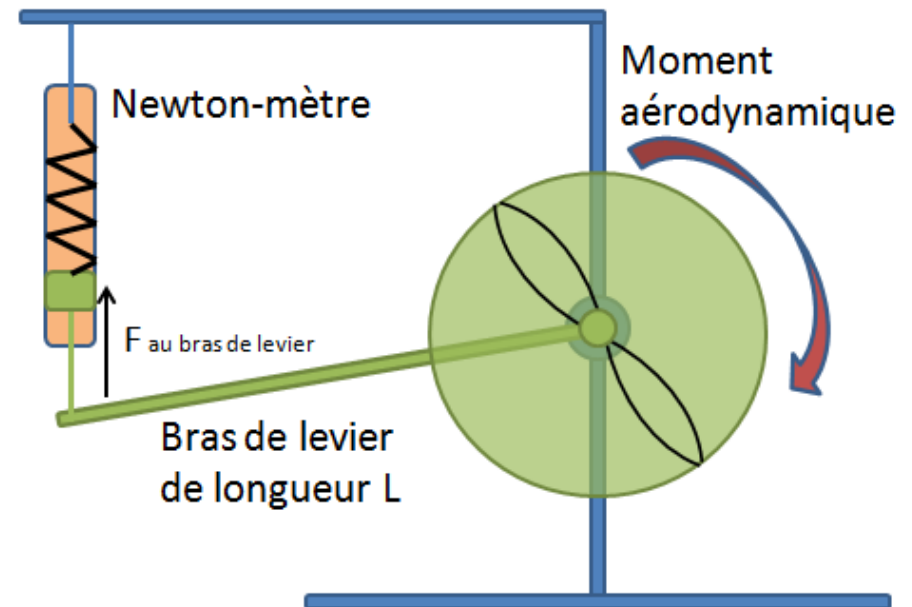
$$\left\{ \begin{array}{l} a u_1 = F_2 + F_3 \\ a u_2 = F_2 - F_3 \\ b u_3 = M_1 + M_4 \\ b u_1 = M_2 + M_3 \end{array} \right.$$

# Efforts aérodynamiques

- Force aérodynamique



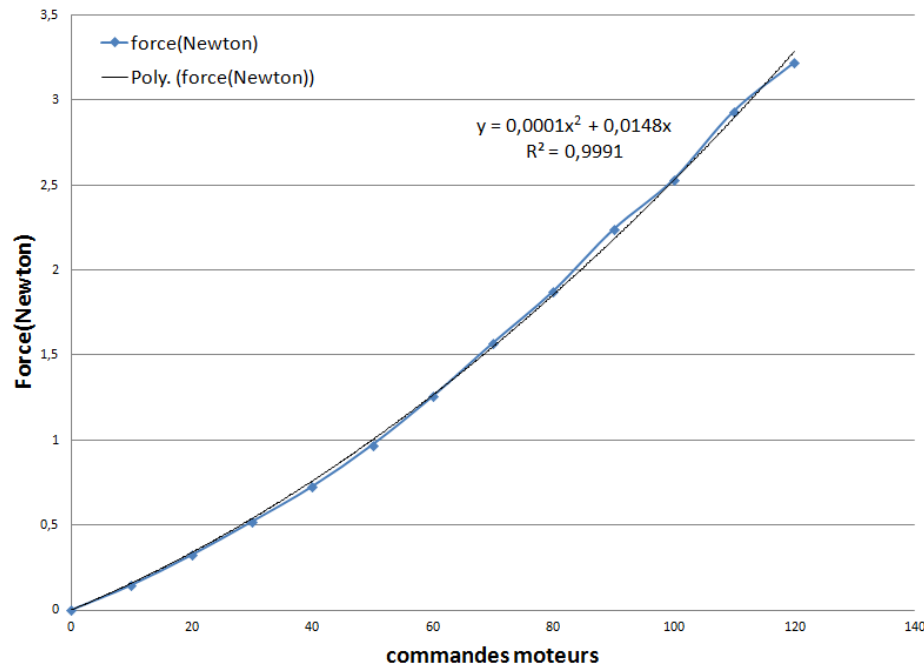
- Moment aérodynamique



# Efforts aérodynamiques

## ■ Force aérodynamique (N)

force(Newton) en fonction des commandes moteurs

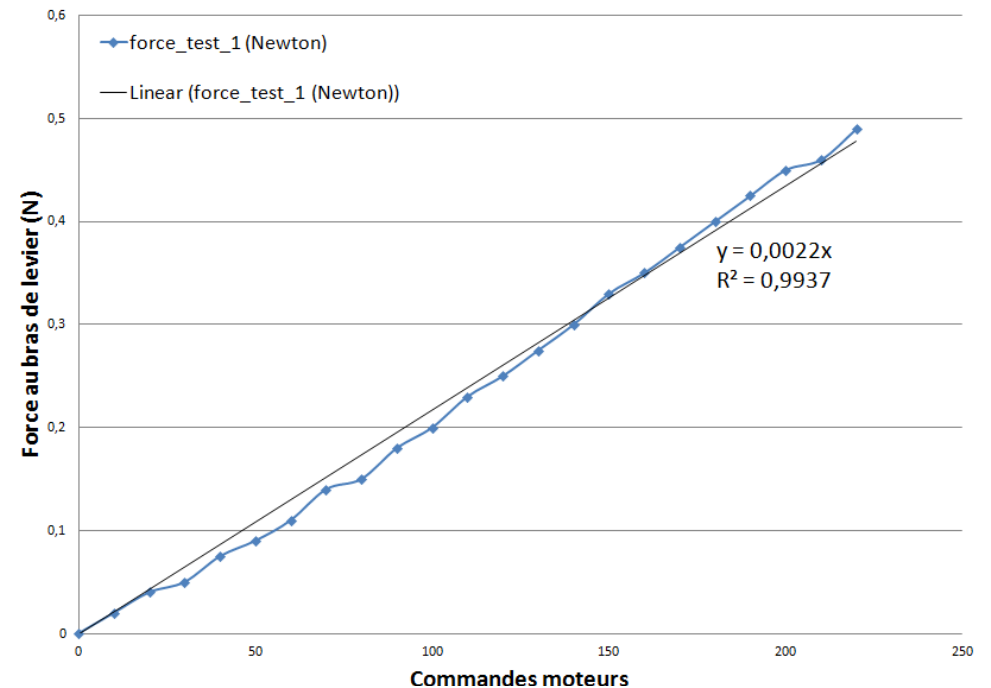


$$F_i = ac_i^2 + bc_i$$

Avec  $a = 0.0001$  et  $b = 0.0148$

## ■ Moment aérodynamique (N.m)

Force (N) au bras de levier  $L = 0.221m$  en fonction des commandes moteurs



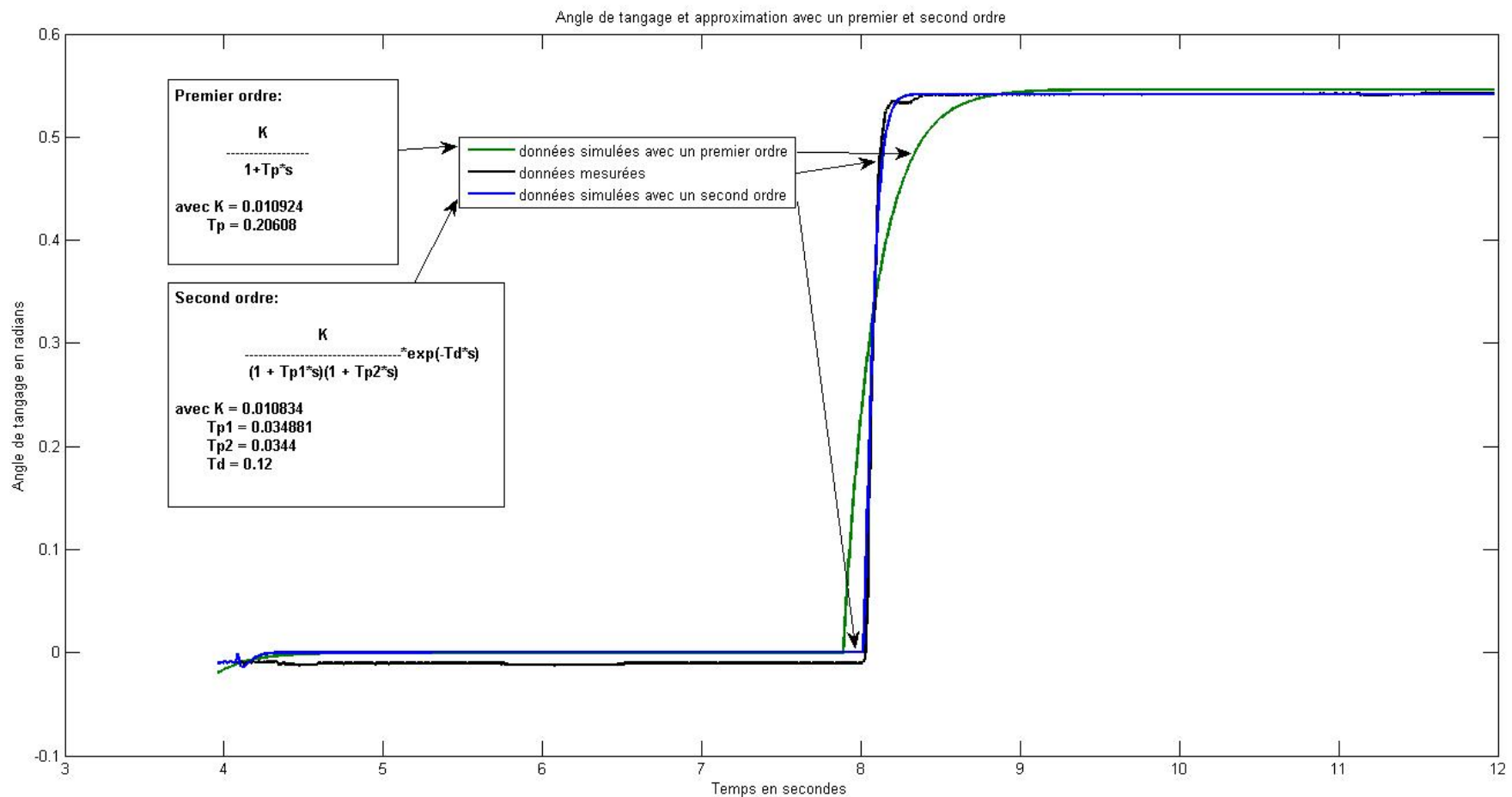
$$M_{aero_i} = dc_i$$

Avec  $d = 0.00049$



# Identification : réponse à un échelon

- Identification de la dynamique de tangage:



# Identification : réponse à un échelon

## ■ Identification de la dynamique de tangage:

■ Premier ordre : 
$$\frac{\theta_2}{c_5} = \frac{K_1}{1 + Tp_1 s} \quad \text{ou} \quad \dot{\theta}_2 = -\frac{1}{Tp_1} \theta_2 + \frac{K_1}{Tp_1} c_5$$

Résultat de l'identification   $K_1 = 0.0109$  et  $Tp_1 = 0.21$

■ Second ordre : 
$$\frac{\theta_2}{c_5} = \frac{K_2}{(1 + Tp_{21}s)(1 + Tp_{22}s)} \exp(-Td_2s)$$

Résultat de l'identification



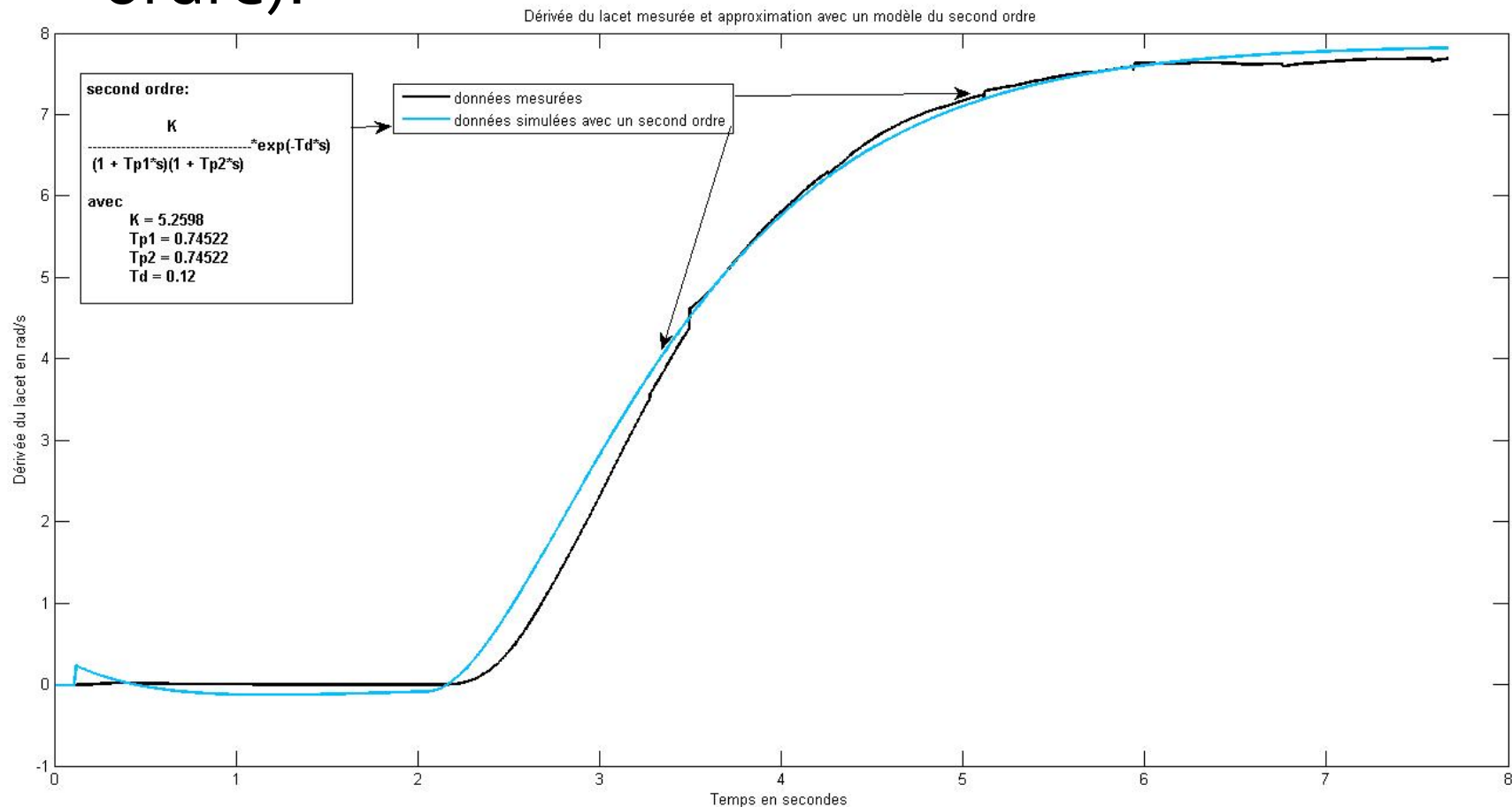
$K_2 = 0.0108, Tp_{21} = 0.035, Tp_{22} = 0.034$  et  $Td_2 = 0.12$

# Identification : réponse à un échelon

- Identification de la dynamique de tangage:
  - Délai de 120 ms
  - Le modèle du second ordre
    - meilleurs résultats
    - Fait intervenir des dérivées secondes du tangage (signaux bruités...)
  - Le modèle du premier ordre
    - Résultats moins bons
    - Plus simple
    - Le temps de réponse est faible  $T_{p1} = 0.21$  s

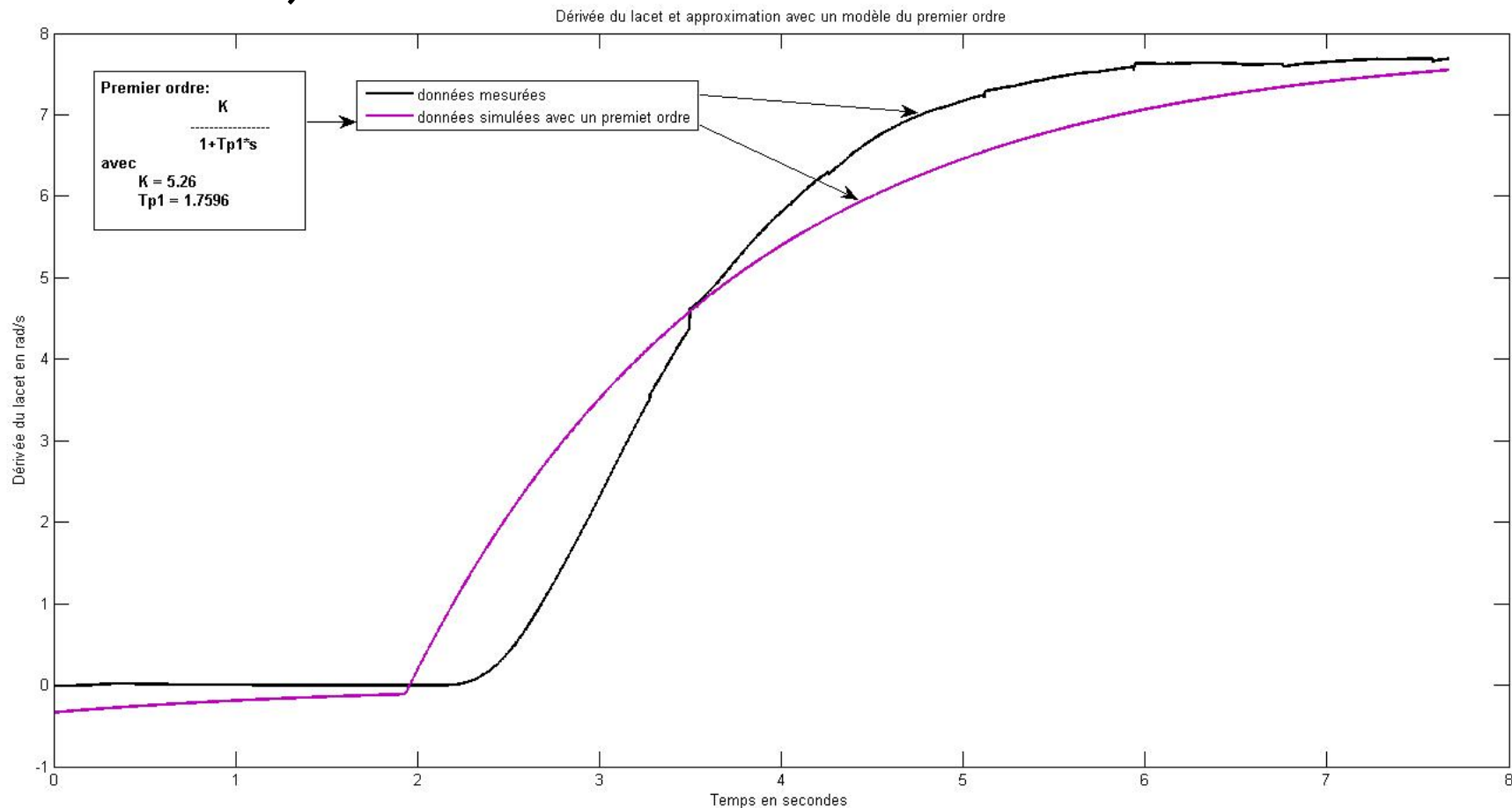
# Identification : réponse à un échelon

- Identification de la dynamique en lacet (second ordre):



# Identification : réponse à un échelon

- Identification de la dynamique en lacet (premier ordre):





# Identification : réponse à un échelon

- Identification de la dynamique en lacet:

$$\ddot{\psi} = -\frac{1}{Tp_1}\dot{\psi} + \frac{K_1}{Tp_1}(F_2 - F_3)$$

Résultat de l'identification  $\Rightarrow K_1 = 5.26$  et  $Tp_1 = 1.76$

- Identification de la dynamique longitudinale:

$$\frac{\dot{X}}{(F_2 + F_3)} = \frac{K_1}{1 + Tp_1s}$$

Résultat de l'identification  $\Rightarrow K_1 = 3.27$  et  $Tp_1 = 17.6$

# Identification : réponse à un échelon

- Modèle du drone revisité:

Ajout de **frottement cinétique**

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = -\eta_1 \dot{x} + C_{\psi_1} S_{\theta_2} \frac{1}{M} u_1 \\ \ddot{y} = -\eta_1 \dot{y} + S_{\psi_1} S_{\theta_2} \frac{1}{M} u_1 \\ \ddot{\psi}_1 = -\eta_2 \dot{\psi}_1 + \frac{1}{J} (l S_{\theta_2} u_2 + u_3 - C_{\theta_2} u_4) \\ \theta_2 = K c_5 \end{array} \right.$$

La dynamique du tangage est suffisamment rapide pour le modéliser par un simple gain

Les  $c_i$  sont les commandes physiques

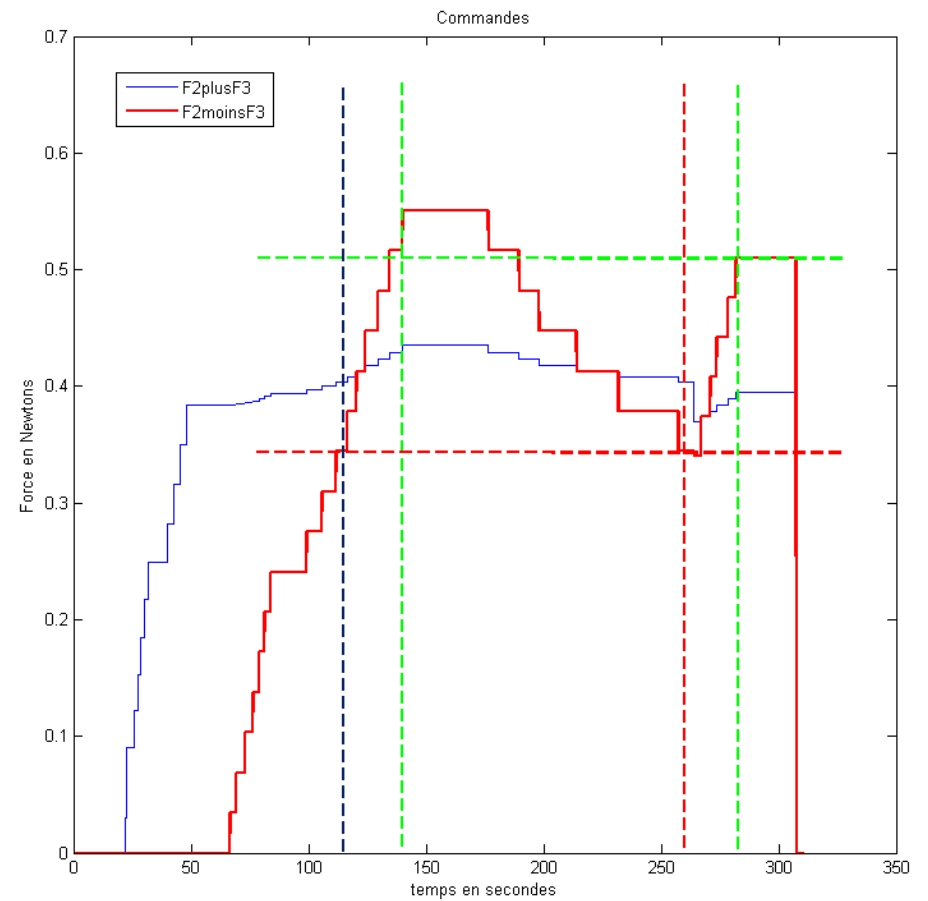
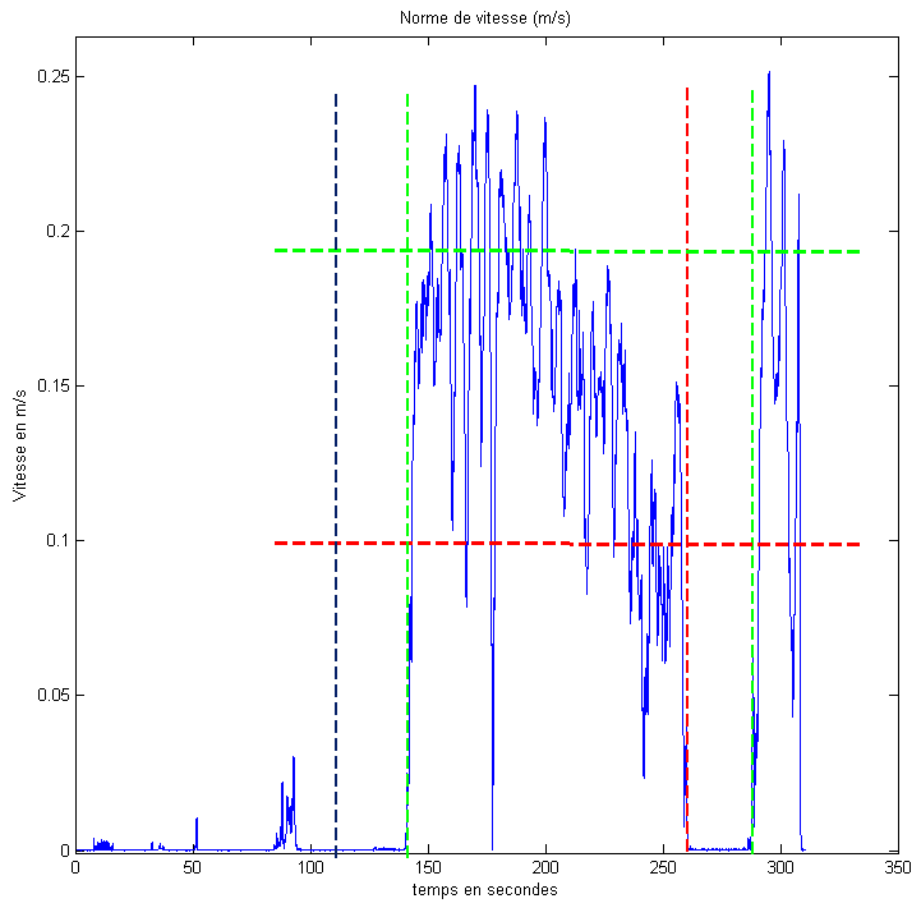
$$F_i = a c_i^2 + b c_i$$

$$M_{aero_i} = d c_i$$

$$\left\{ \begin{array}{l} u_1 = F_2 + F_3 \\ u_2 = F_2 - F_3 \\ u_3 = M_1 + M_4 \\ u_4 = M_2 + M_3 \end{array} \right.$$

# Identification : frottement statique

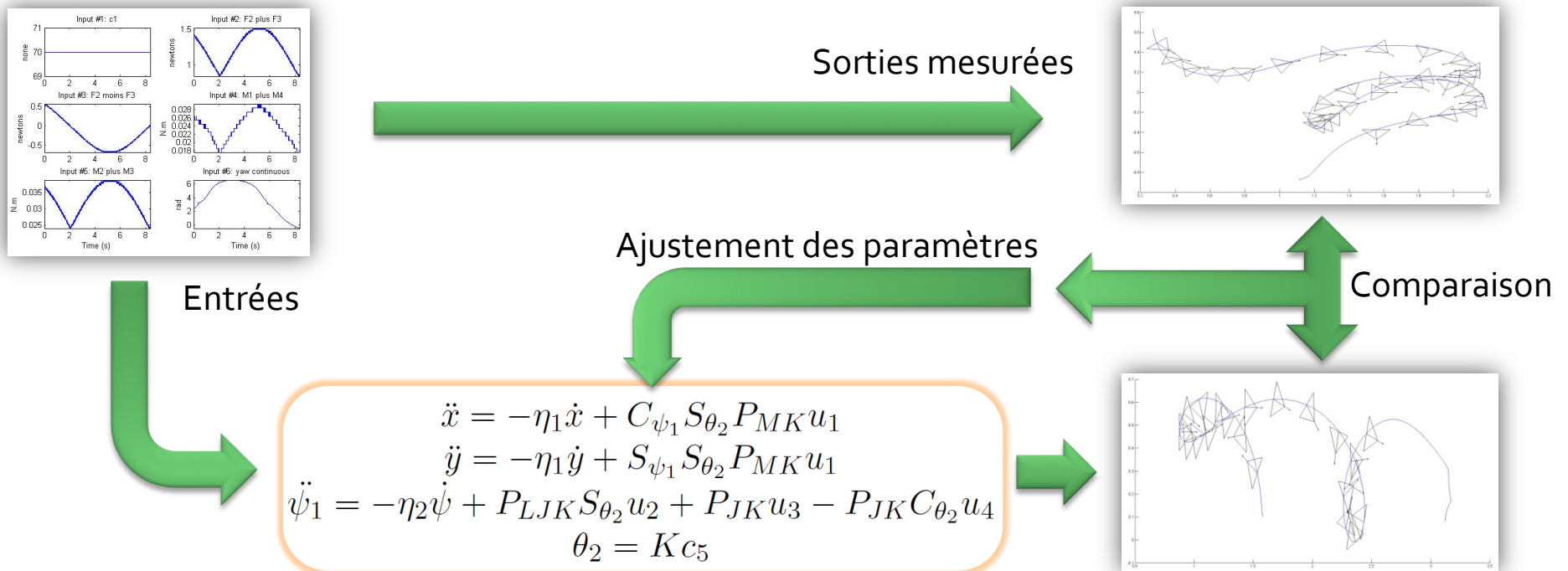
- Frottement statique:



# Identification paramétrique

- Identification paramétrique de type « boîte grise »:

**Objectif :** estimer les paramètres du modèle en utilisant des données d'entrée-sortie.

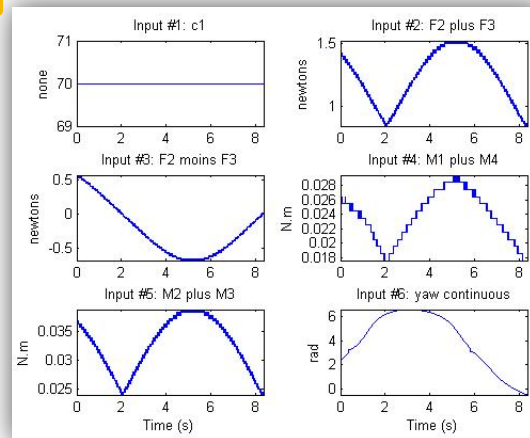


$P_{MK} = 0.72kg^{-1}$ ,  $P_{LJK} = 2.88kg^{-1}.m^{-1}$ ,  $K = 0.011rad^{-1}$ ,  $\eta_1 = 0.815s^{-1}$  et  $\eta_2 = 0.37s^{-1}$  Sorties simulées 33

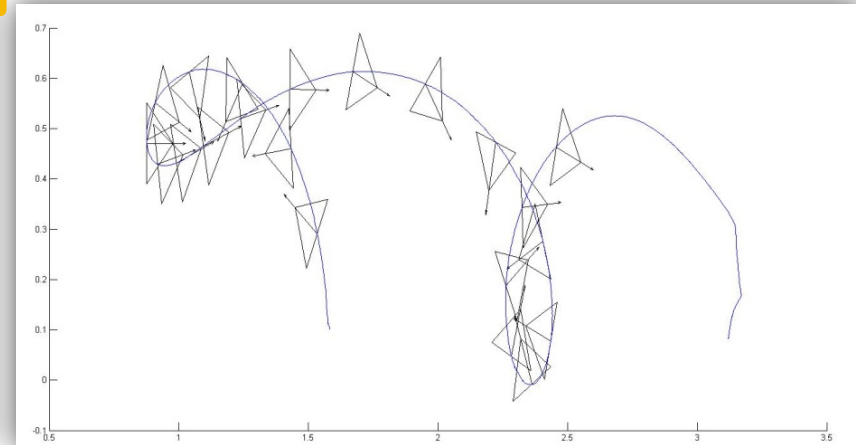
# Identification paramétrique

**Test 1 :**  
Données utilisées  
pour  
l'identification

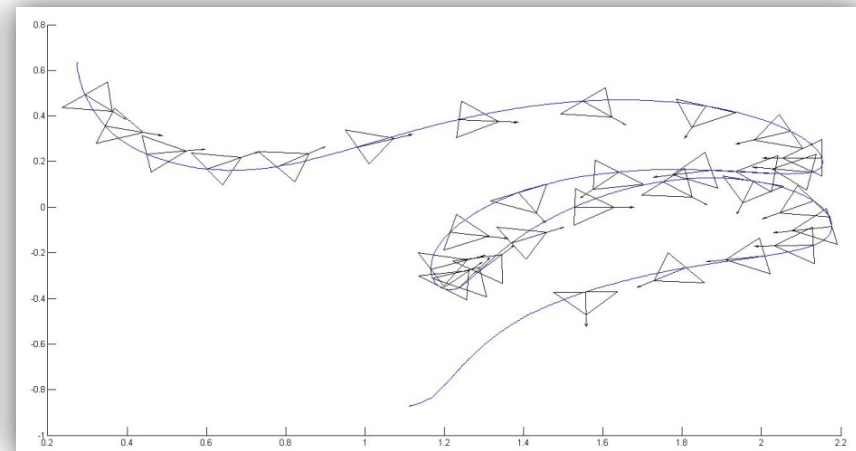
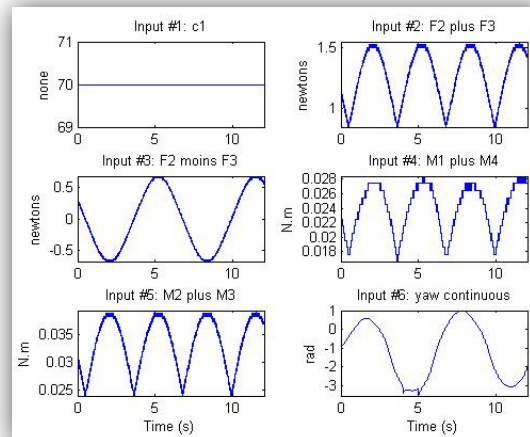
Entrées



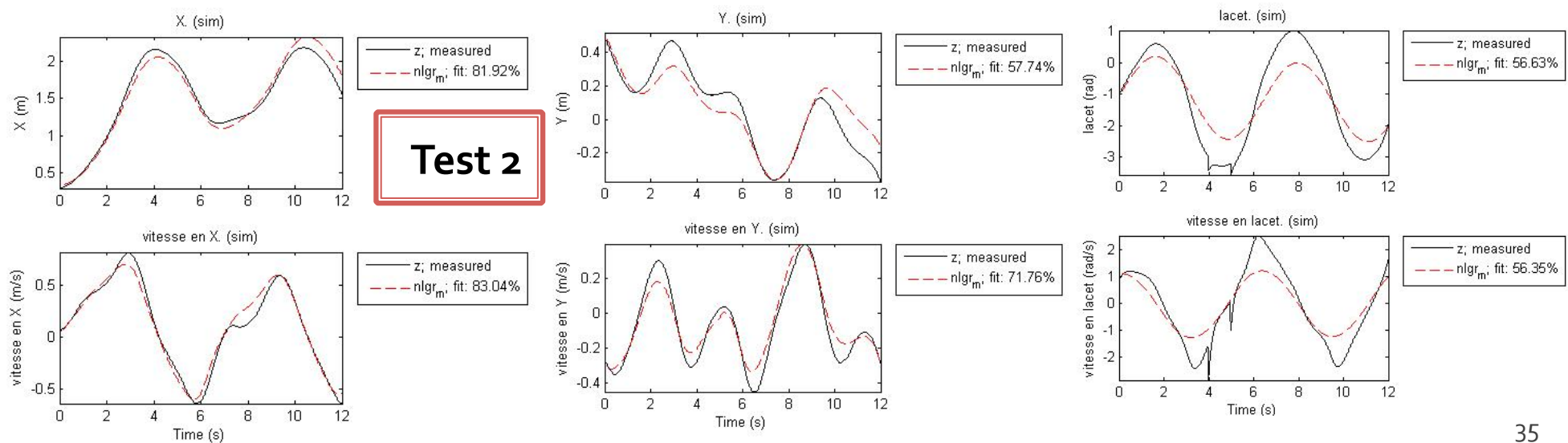
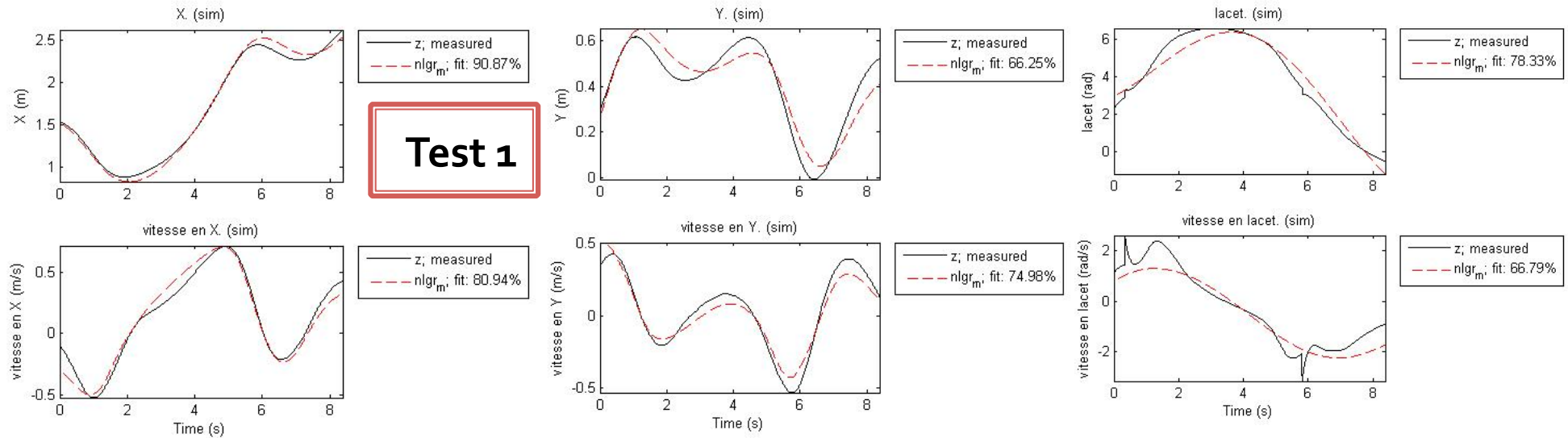
Trajectoire mesurée



**Test 2 :**  
Données utilisées  
pour la  
validation



# Identification paramétrique

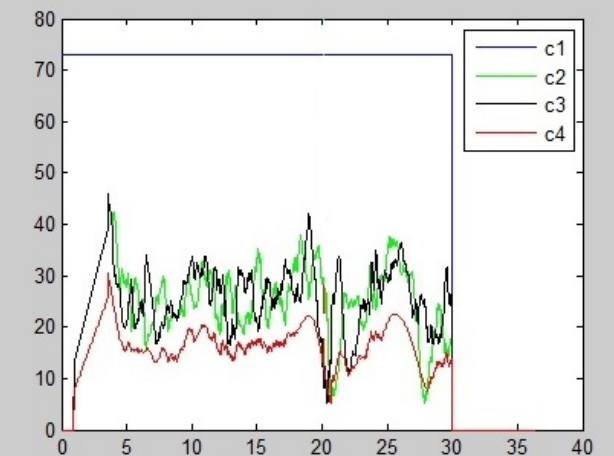
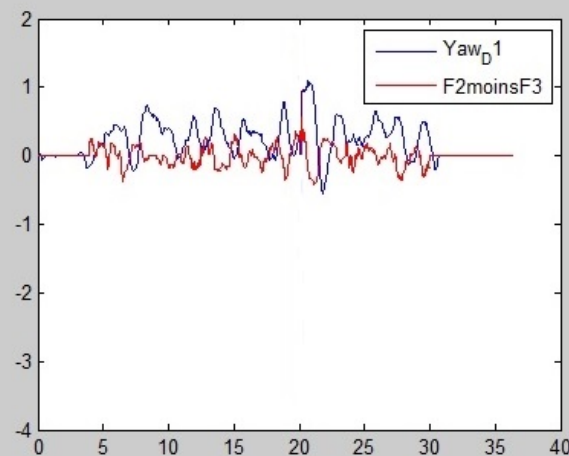
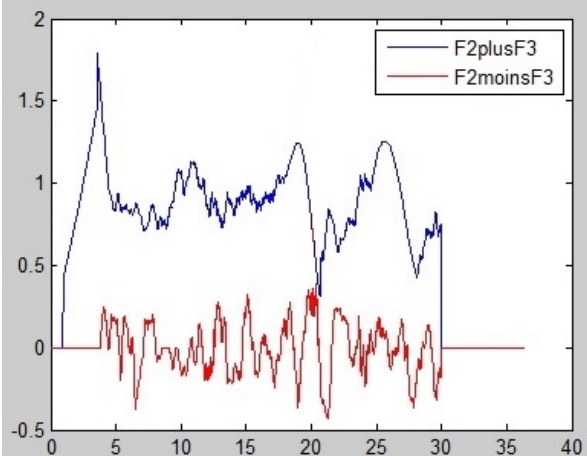
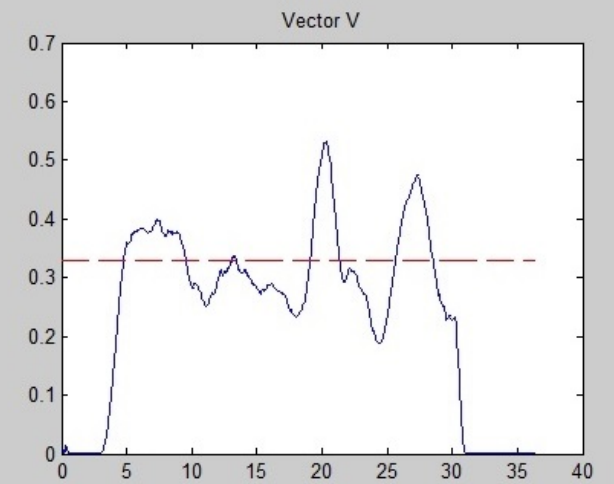
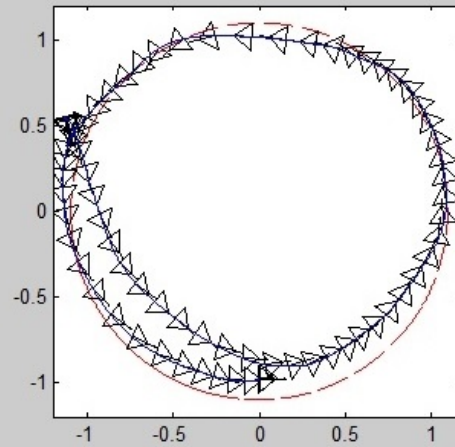
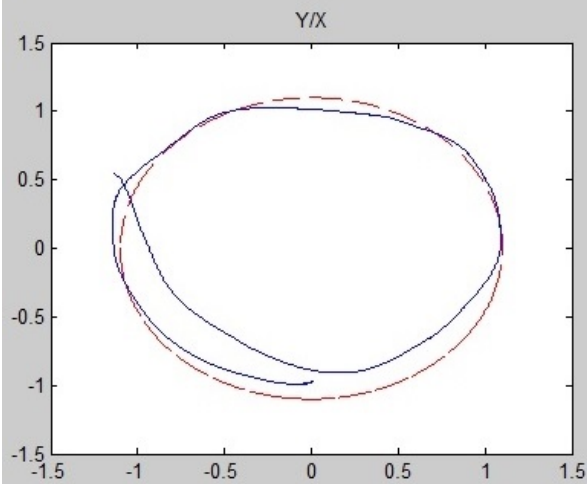




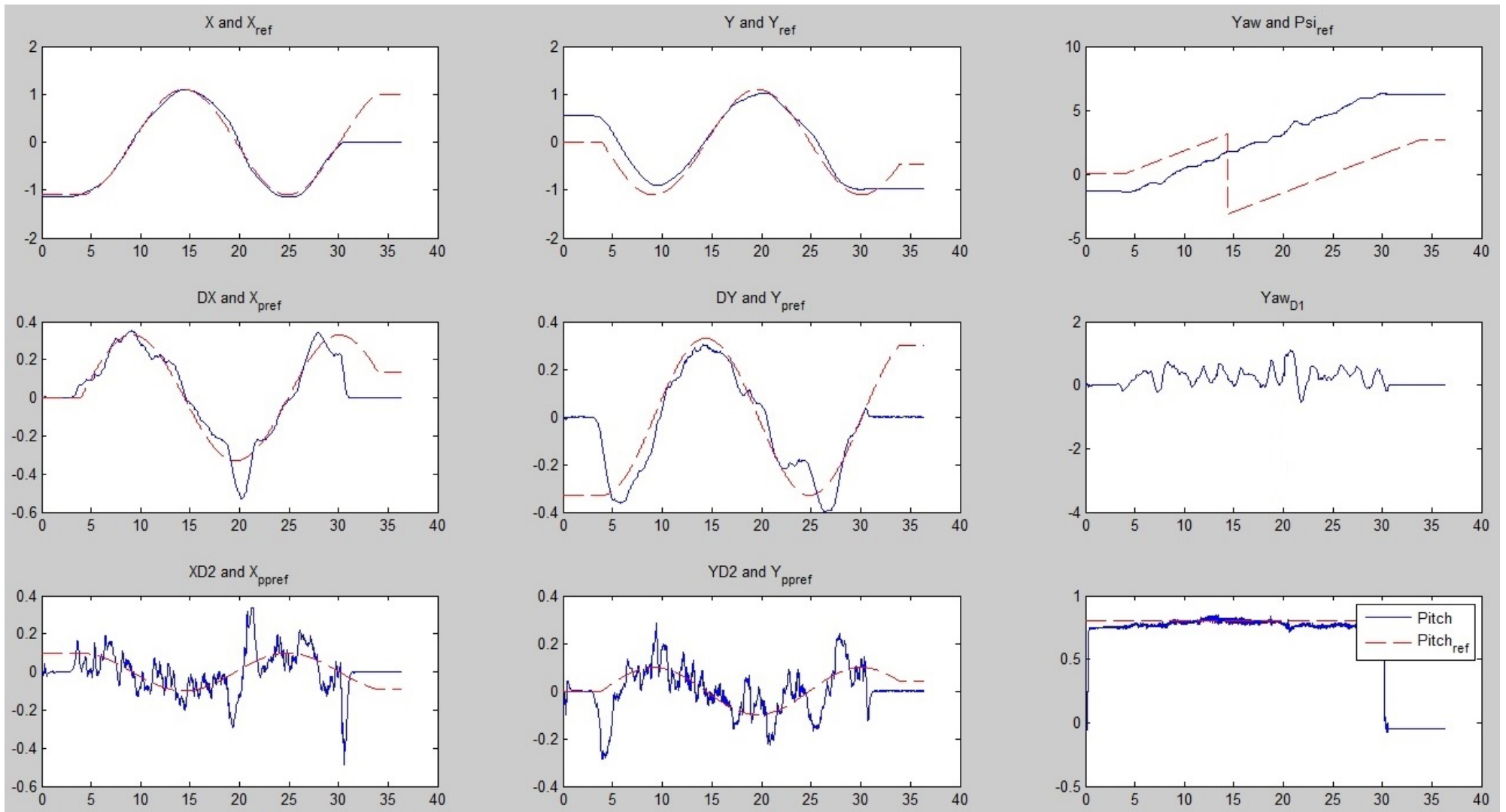
# Suivi de trajectoire

- La poursuite de trajectoire est réalisée par la loi de commande basée sur le concept de platitude.
  - La trajectoire de référence est contrainte :  $\eta (\sin \theta_2)^2 \neq 0$
  - Fait intervenir les dérivées jusqu'à l'ordre 2 des états et l'ordre 3 des références
- Conditions d'expérimentation
  - Suivi d'un cercle de rayon 1.1m
  - Position initiale à 50cm de la référence
  - Sol : parquet (carrelage lors de l'identification du système)
  - Forts gains sur l'erreur en position et faibles gains sur les erreurs en vitesse et en accélération

# Résultats suivi de trajectoire



# Résultats suivi de trajectoire



# Conclusions et Perspectives

## ■ Conclusions

- Les trajectoires de référence sont contraintes
  - Difficultés pour générer des trajectoires avec une accélération non nulle
- La stabilisation en un point requiert des méthodes de contrôle moins classiques et parfois complexes qui ne prennent pas forcément en compte les problèmes de saturation

## ■ Perspectives

- Combiner CoreSLAM avec l'algorithme de contrôle et se passer de système extérieur
- Tester de nouvelles lois de commande (linéaire, temps variant, fonctions transverses, commande sans modèle...)
- Piloter la dynamique latérale en ajoutant des actionneurs