



# Diagnostic des systèmes aéronautiques et réglage automatique pour la comparaison de méthodes

Julien Marzat

Soutenance de thèse de doctorat  
SUPELEC, Gif-Sur-Yvette, France, 4 novembre 2011



retour sur innovation

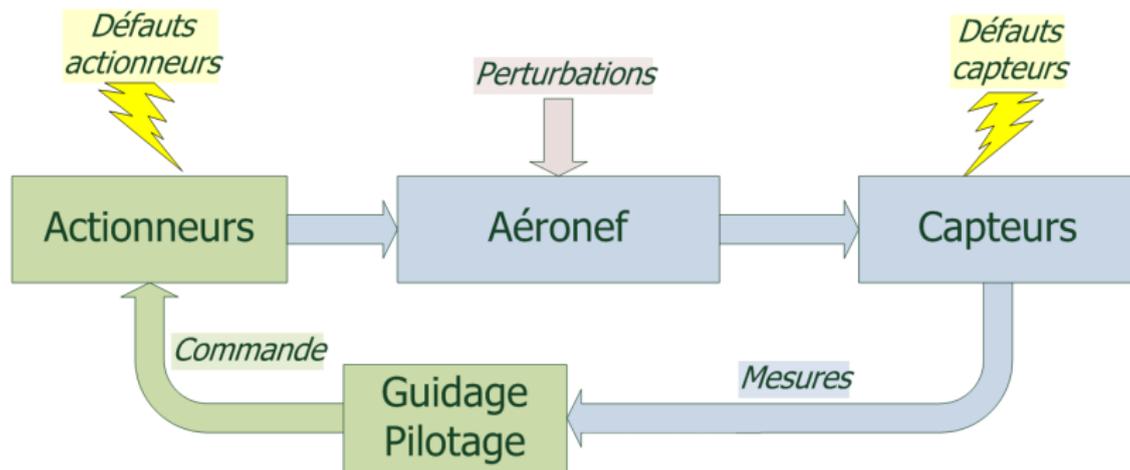
## Sécurisation en vol d'un aéronef sans ajout de capteur

- 1 « Sécurisation » : détecter de manière précoce les modes de fonctionnement anormaux → *Diagnostic des systèmes*
- 2 « Sans ajout de capteur » : utiliser les capteurs / actionneurs préexistants et non-redondants → *Redondance Analytique*
- 3 « Aéronef pendant le vol » → *Autonomie du diagnostic*

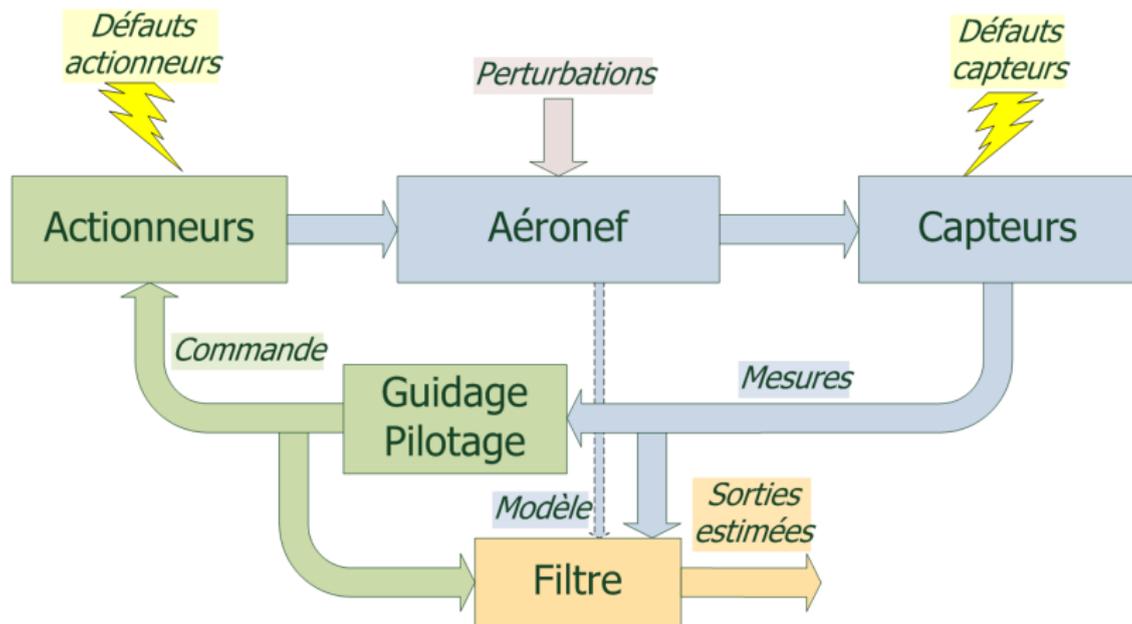
## Diagnostic des systèmes : un peu de vocabulaire

- **Défaut** : modification inattendue des éléments constitutifs du système (capteurs, actionneurs, paramètres internes)
- **Diagnostic** : ensemble des tâches permettant de conclure sur l'existence ou non d'un défaut : *détection, localisation voire identification* de défauts
- **Résidus** : signaux permettant la mise en évidence de défauts

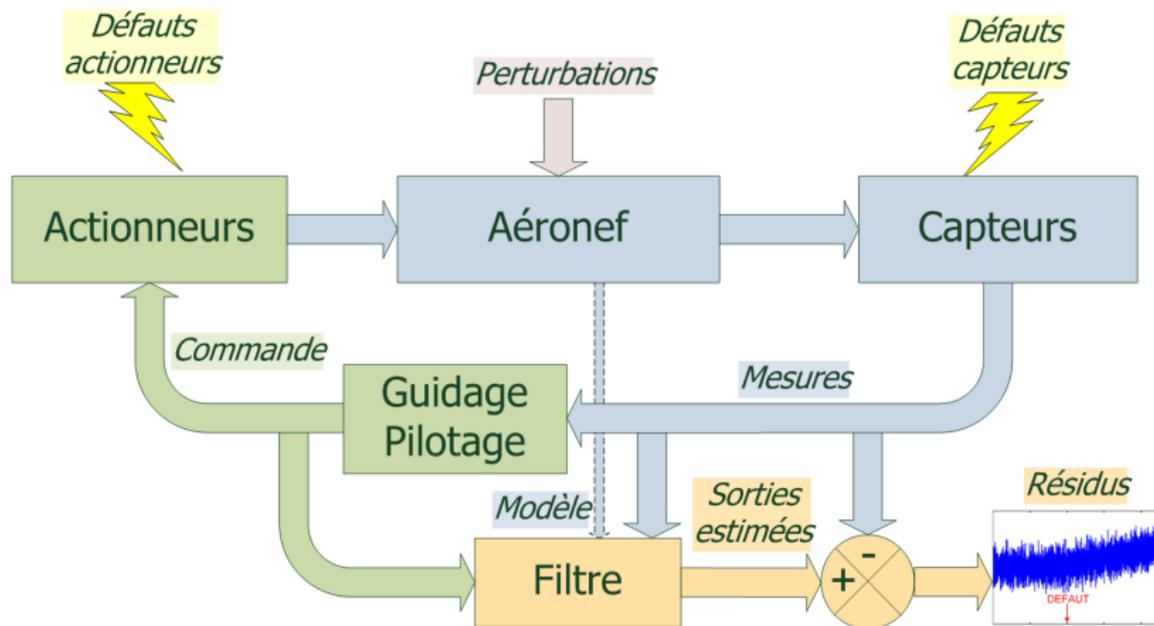
# Approches classiques



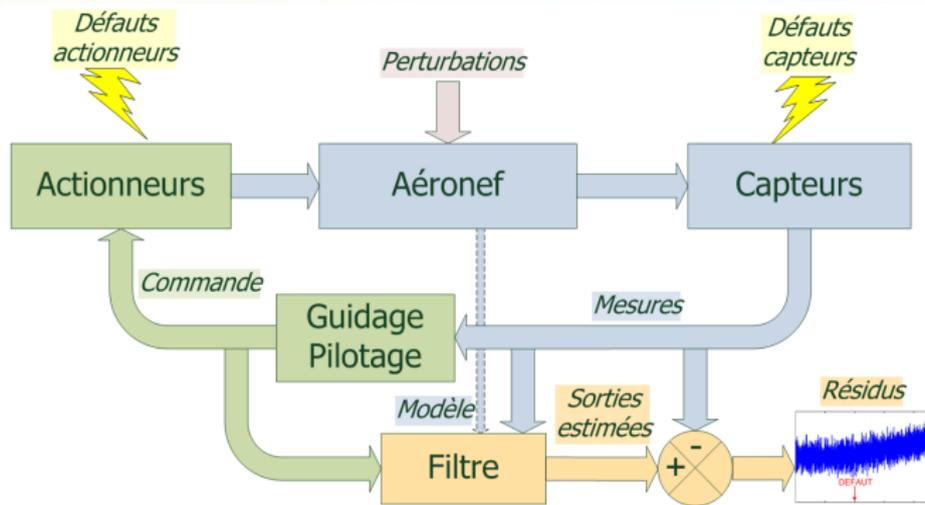
# Approches classiques



# Approches classiques



# Approches classiques



## Limitations des approches classiques à base de modèles

- Linéarisation du modèle dynamique de l'engin
- Information de commande en boucle fermée rarement exploitée
- Charge de calcul élevée (bancs de filtres, intégration numérique)
- Difficulté de choix des paramètres de réglage (hyperparamètres)

## Deux méthodes de diagnostic exploitant les spécificités aérospatiales

- Résidus traduisant la réalisation des objectifs de guidage pilotage  
↔ exploite l'information de commande en boucle fermée
- Diagnostic des actionneurs par reconstruction de la commande appliquée  
↔ tire parti de capteurs de type centrale inertielle

## Méthodologie de réglage automatique de méthodes de diagnostic

- Optimisation d'un critère de performance du diagnostic sur cas test
- Contraintes : minimum de simulations (coûteuses)
- Robustesse du réglage aux incertitudes

## Cas test aéronautique

### Diagnostic des systèmes aéronautiques via l'information de commande

- Adéquation aux objectifs de commande

- Reconstruction de la commande appliquée

### Réglage automatique et robuste de méthodes de diagnostic

- Méthodologie de réglage des hyperparamètres

- Réglage robuste aux incertitudes

## Conclusions et perspectives

## Cas test aéronautique

Diagnostic des systèmes aéronautiques via l'information de commande

Adéquation aux objectifs de commande

Reconstruction de la commande appliquée

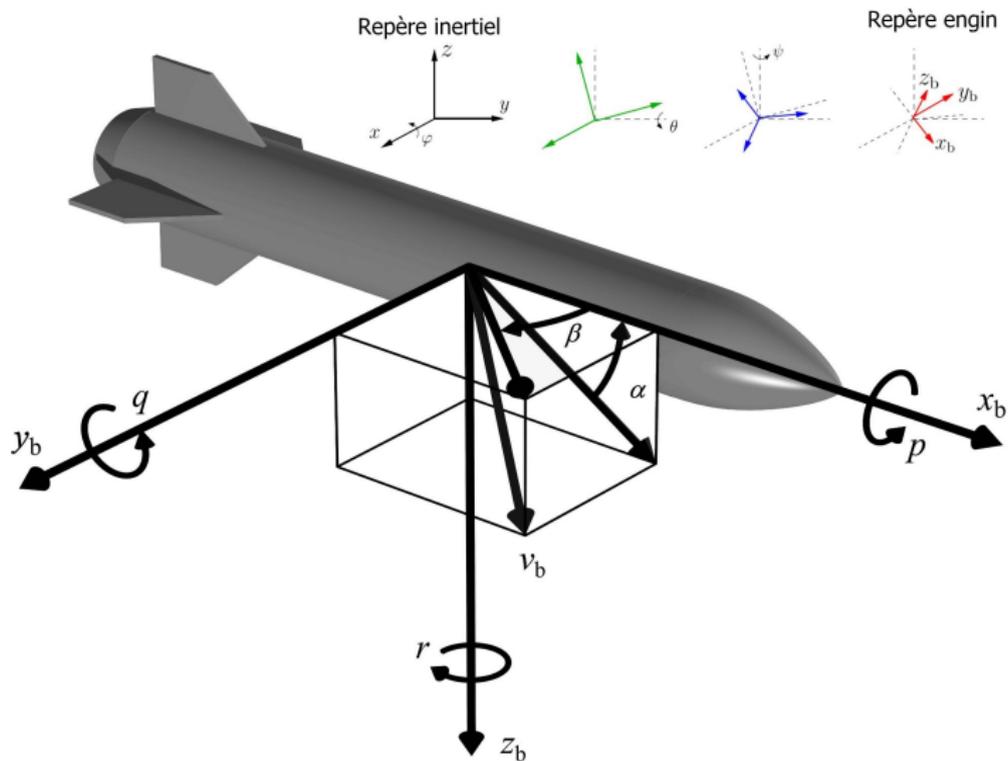
Réglage automatique et robuste de méthodes de diagnostic

Méthodologie de réglage des hyperparamètres

Réglage robuste aux incertitudes

Conclusions et perspectives

# Cas d'étude : missile intercepteur - 6 DDL



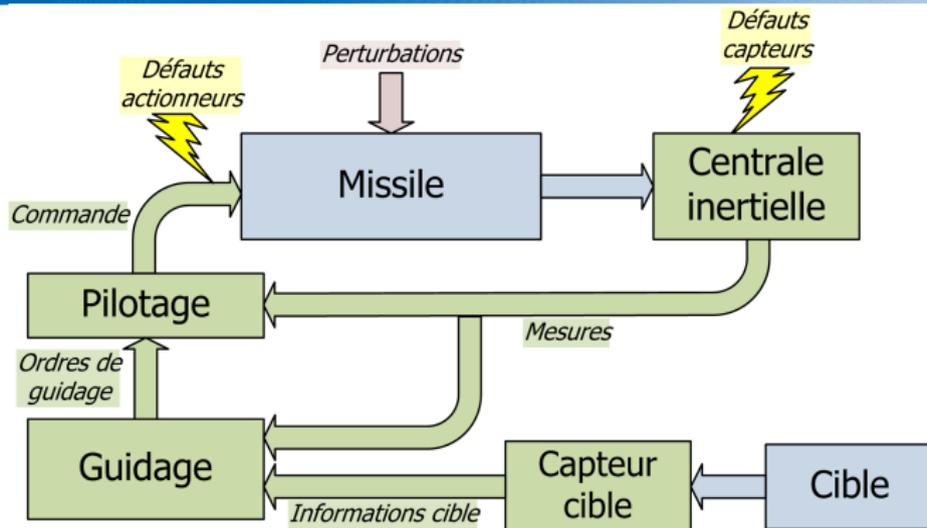
# Modèle dynamique de l'aéronef

- Vecteur d'état  $\mathbf{x}$  inclut  $\mathbf{p}_m$  (position),  $\mathbf{v}_b$  (vitesse),  $\Theta$  (orientation),  $\omega$  (vitesse angulaire)
- Vecteur de commande  $\mathbf{u} = [\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4, \eta]^T$
- Mesures  $\mathbf{y}$  (système de navigation inertielle) :  $\mathbf{p}_m, \mathbf{v}_m, \mathbf{v}_b, \Theta, \mathbf{a}_b, \omega$
- Informations cible : position  $\mathbf{p}_c$  et vitesse  $\mathbf{v}_c$

## Modèle dynamique non linéaire

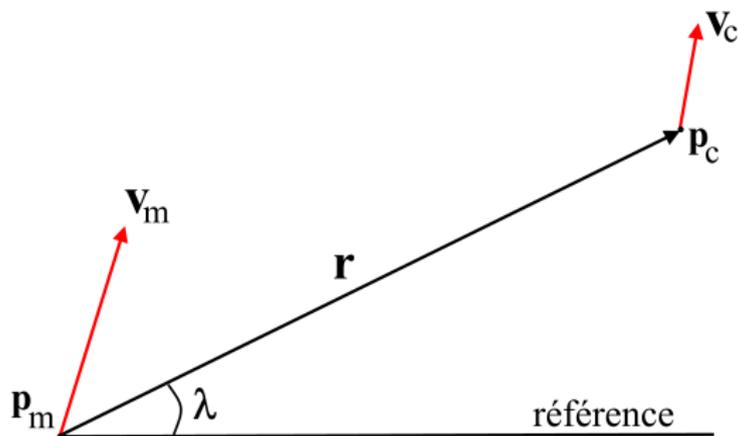
$$\begin{cases} \dot{\mathbf{v}}_b = m^{-1} [\mathbf{f}_{\text{aero+prop}}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + \mathbf{f}_g(\mathbf{x})] - \omega \times \mathbf{v}_b & \text{équation des forces} \\ \dot{\omega} = \mathbf{I}^{-1} [\mathbf{m}_{\text{aero}}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) - (\omega \times \mathbf{I}\omega)] & \text{équation des moments} \\ \dot{\mathbf{p}}_m = \mathbf{R}_{bi}(\mathbf{x}) \mathbf{v}_b & \text{changement de repère} \\ \dot{\Theta} = \mathbf{R}_{\Theta}(\mathbf{x}) \omega & \text{dynamique angulaire} \end{cases}$$

# Schéma de commande pour l'interception



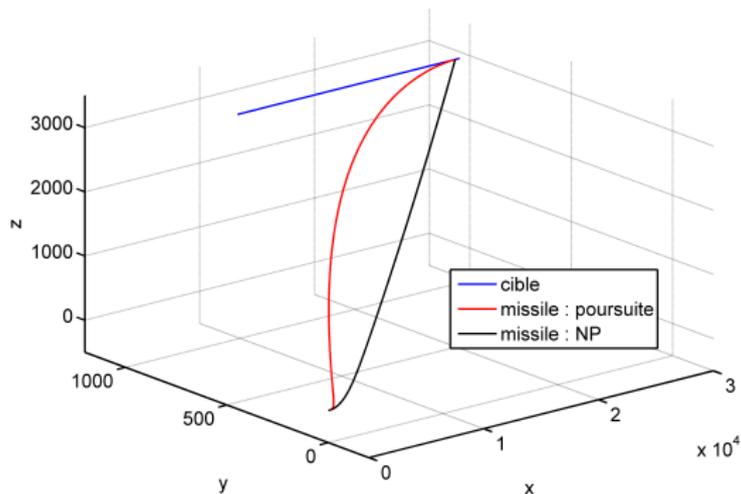
*Objectif : faire tendre vers zéro la distance missile-cible*

- **Guidage** : calcul de la trajectoire et de l'orientation à partir de règles géométriques et cinématiques
- **Pilotage** : traduit les ordres du guidage aux actionneurs, assure la stabilisation angulaire et la commande de poussée



- *Ligne de vue (LDV) :  $\mathbf{r} = \mathbf{p}_c - \mathbf{p}_m$*
- *Vitesse de rapprochement :  $\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}_c - \mathbf{v}_m$*
- *Orientation de la LDV :  $\lambda$*
- *Vitesse de rotation de la LDV :  $\dot{\lambda} = \frac{1}{r^2}(\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}})$*

# Deux lois de guidage classiques



## Poursuite

*Aligner la vitesse  $\mathbf{v}_m$  du missile avec la ligne de vue (LDV)  $\mathbf{r}$*

## Navigation proportionnelle

*Conserver la direction de la LDV constante en repère inertiel*

Cas test aéronautique

Diagnostic des systèmes aéronautiques via l'information de commande

Adéquation aux objectifs de commande

Reconstruction de la commande appliquée

Réglage automatique et robuste de méthodes de diagnostic

Méthodologie de réglage des hyperparamètres

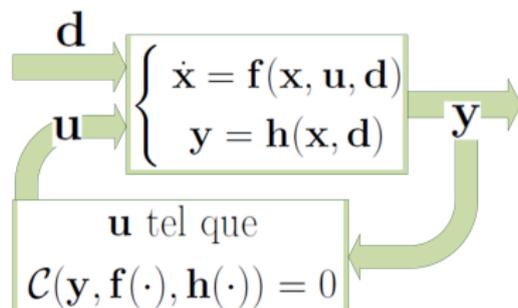
Réglage robuste aux incertitudes

Conclusions et perspectives

# Diagnostic à partir de l'information de commande

## Principe

- *Boucle fermée* : les signaux de commande portent de l'information sur les défauts affectant le système
- Défauts  $\Rightarrow$  incohérence de la commande et de l'évolution (point de vue *réussite de la mission*)
- $\rightarrow$  *Diagnostic* : test de la cohérence du comportement du système avec les objectifs de commandes



$\mathcal{C}(\cdot)$  objectifs de commandes, utilisables comme résidus sensibles à  $d$

# Résidus de guidage-pilotage

## Loi de poursuite

Vitesse missile  $\mathbf{v}_m$  alignée avec la LDV  $\mathbf{r}$

$$\mathbf{r}_{pp}^{1 \rightarrow 3} = \mathbf{v}_m \times \mathbf{r}$$

$$r_{pp}^4 = \mathbf{v}_m^T \mathbf{r} - \|\mathbf{v}_m\| \|\mathbf{r}\|$$

## Loi de navigation proportionnelle

Direction de la LDV constante : aligner  $\mathbf{r}$  avec  $\dot{\mathbf{r}}$

$$\mathbf{r}_{png}^{1 \rightarrow 3} = \mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}$$

$$r_{png}^4 = \mathbf{r}^T \dot{\mathbf{r}} - \|\mathbf{r}\| \|\dot{\mathbf{r}}\|$$

## Résidus de pilotage

Stabilisation souhaitée : vitesse angulaire  $\boldsymbol{\omega} \approx \mathbf{0}$

$$\mathbf{r}_{pp}^{5 \rightarrow 7} = \mathbf{r}_{png}^{5 \rightarrow 7} = [p, q, r]^T$$

# Table des signatures de défauts

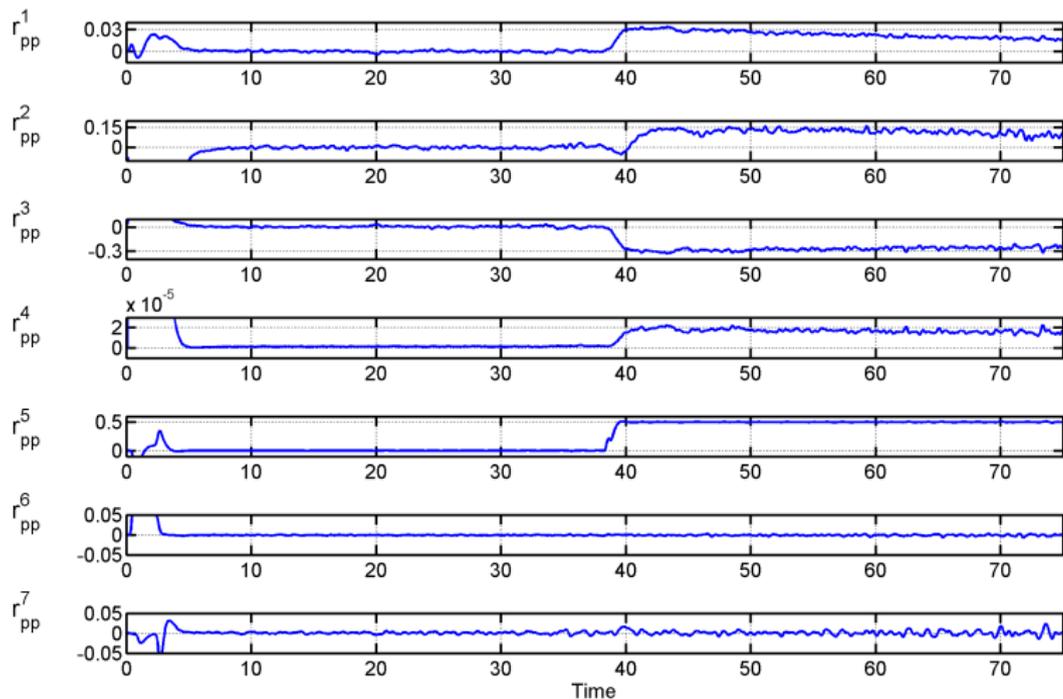
## Capteurs (accéléromètres et gyromètres)

	$r_{pp}^1$	$r_{pp}^2$	$r_{pp}^3$	$r_{pp}^4$	$r_{pp}^5$	$r_{pp}^6$	$r_{pp}^7$
Acc. $x$	-	X	X	X	-	-	-
Acc. $y$	X	-	X	X	-	-	-
Acc. $z$	X	X	-	X	-	-	-
Gyro $p$	X	X	X	X	X	-	-
Gyro $q$	X	X	X	X	-	X	-
Gyro $r$	X	X	X	X	-	-	X

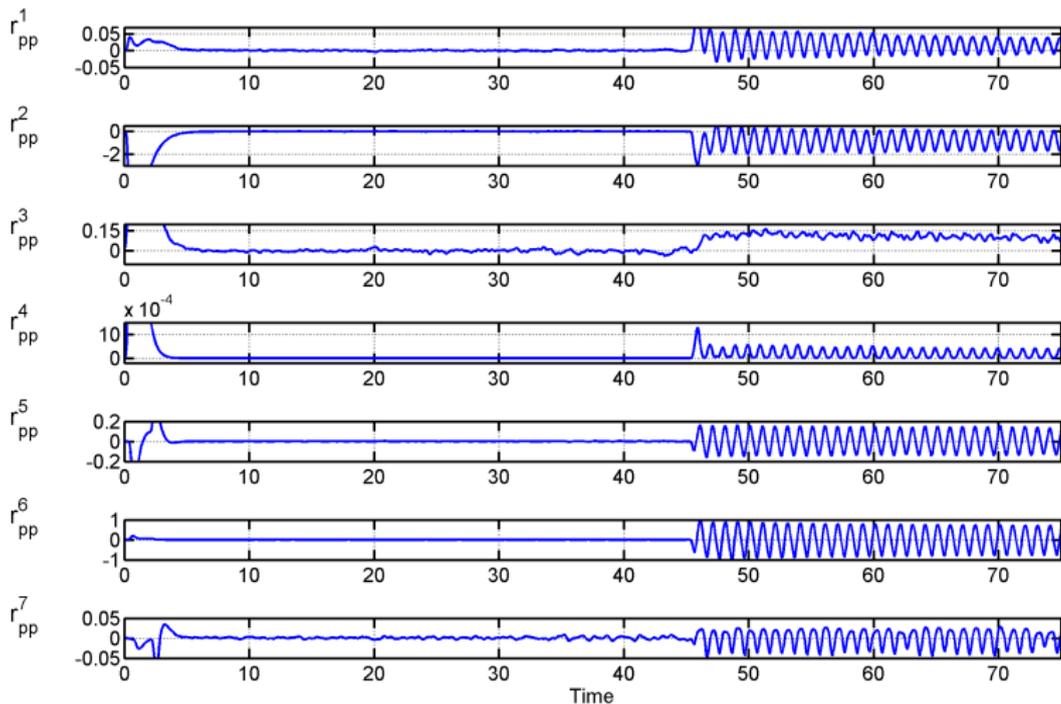
## Actionneurs (gouvernes)

	$r_{pp}^1$	$r_{pp}^2$	$r_{pp}^3$	$r_{pp}^4$	$r_{pp}^5$	$r_{pp}^6$	$r_{pp}^7$
Gouv. $\delta_1/\delta_2/\delta_3/\delta_4$	X	X	X	X	X	X	X

# Résidus - défaut de gyromètre p



# Résidu - défaut sur la gouverne $\delta_2$



# Remarques sur la méthode

## Sur le cas test aéronautique proposé

- Détection et localisation des défauts sur les capteurs
- Détection des défauts sur les actionneurs (+ signature différente)

## Commentaires

- Très faible coût de calcul : modèle géométrique de commande simple, pas d'intégration du modèle dynamique non linéaire
- Robuste aux imprécisions de modèle et de mesure (lié à la commande)
- Extension possible à d'autres systèmes commandés à base de contraintes géométriques ou cinématiques

### Limites :

- La sensibilité des résidus dépend de la structure du système
- Le délai de détection dépend du temps de réponse du système
- Masquage possible des défauts d'actionneurs par la boucle de commande

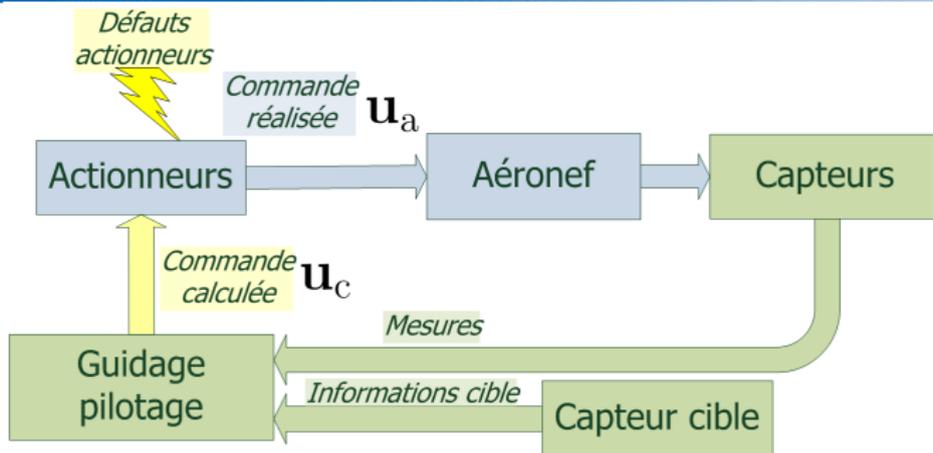
## Point de départ

- Véhicules aéronautiques équipés d'une centrale inertielle  
↳ mesure de certaines dérivées des variables d'état (accélération)
- Utiliser cette information pour générer des résidus dédiés aux *défauts d'actionneurs* à partir du modèle non-linéaire

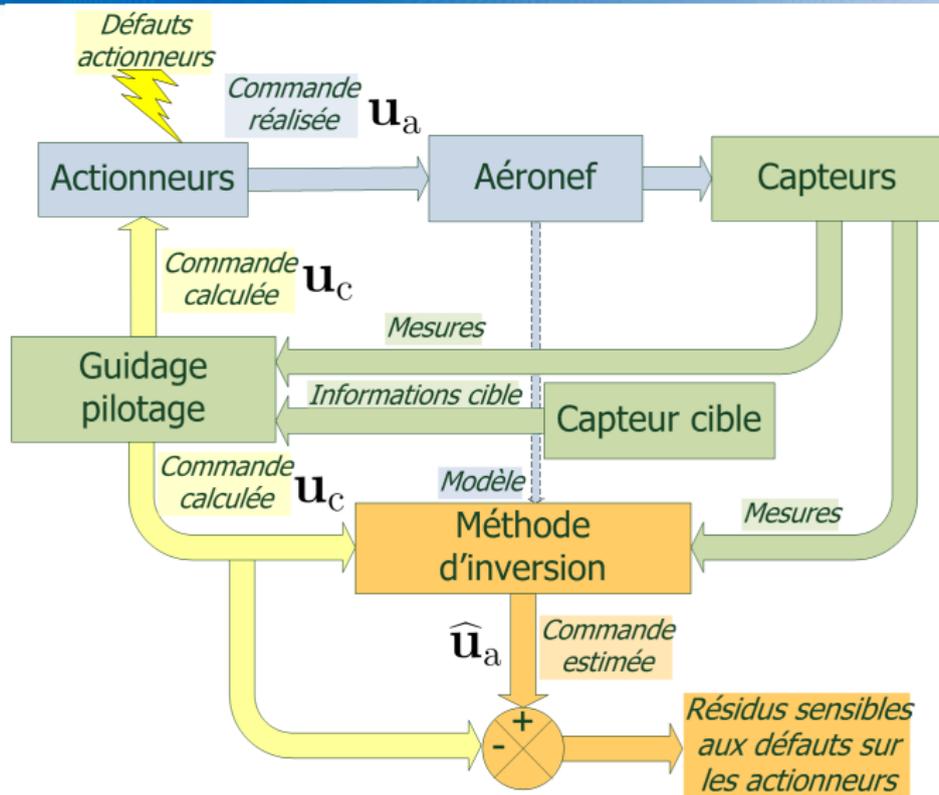
## Avantages

- Éviter d'avoir à *dériver* les variables mesurées (bruit, perturbations)
- Redondance analytique directe *sans intégration numérique*

# Principe



# Principe



- Vecteur d'état  $\mathbf{x}$  :  $\mathbf{p}_m, \mathbf{v}_b, \Theta, \omega$
- Vecteur de commande  $\mathbf{u} = [\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4, \eta]^T$
- Mesures centrale  $\mathbf{y}$  :  $\mathbf{p}_m, \mathbf{v}_m, \mathbf{v}_b, \Theta, \mathbf{a}_b, \omega$ , **accélération mesurée**
- Informations cible  $\mathbf{c}$  :  $\mathbf{p}_c, \mathbf{v}_c$

## Modèle dynamique non linéaire

$$\left\{ \begin{array}{l} \mathbf{a}_b = m^{-1} [\mathbf{f}_{\text{aero}}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + \mathbf{f}_{\text{prop}}(\mathbf{x}, \mathbf{u})] \\ \dot{\omega} = \mathbf{I}^{-1} [\mathbf{m}_{\text{aero}}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) - (\omega \times \mathbf{I}\omega)] \\ \dot{\mathbf{p}}_m = \mathbf{R}_{bi}(\mathbf{x}) \mathbf{v}_b \\ \dot{\Theta} = \mathbf{R}_{\Theta}(\mathbf{x}) \omega \end{array} \right. \begin{array}{l} \text{équation des forces} \\ \text{équation des moments} \\ \text{changement de repère} \\ \text{dynamique angulaire} \end{array}$$

# Mise en œuvre - cas longitudinal (2D)

- Détails de l'équation des forces,  $\mathbf{a}_b = m^{-1} [\mathbf{f}_{\text{aero}}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + \mathbf{f}_{\text{prop}}(\mathbf{x}, \mathbf{u})]$  :

$$\begin{cases} a_{bx} = -\frac{Qs_{\text{ref}}}{m} [c_{x0} + c_{xa}\alpha + c_{x\delta_m}\delta_m] + \frac{1}{m} [f_{\text{min}} + (f_{\text{max}} - f_{\text{min}})\eta] \\ a_{bz} = \frac{Qs_{\text{ref}}}{m} [c_{z0} + c_{za}\alpha + c_{z\delta_m}\delta_m] \end{cases}$$

- Modèle affine en la commande, on peut écrire :

$$\begin{bmatrix} \bar{f}_1 \\ \bar{f}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{g}_{11} & \bar{g}_{12} \\ \bar{g}_{21} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_m \\ \eta \end{bmatrix}$$

avec  $\bar{f}_i$  et  $\bar{g}_{ij}$  ( $i = 1, 2, j = 1, 2$ ) fonctions non-linéaires de  $\mathbf{y}$

- Pour chaque équation, estimer les commandes appliquées en fonction des mesures et des autres commandes. A partir de la première,

$$\begin{cases} \hat{\delta}_{ma}^1 = \frac{1}{\bar{g}_{11}} (\bar{f}_1 - \bar{g}_{12}\eta_c) \\ \hat{\eta}_a^1 = \frac{1}{\bar{g}_{12}} (\bar{f}_1 - \bar{g}_{11}\delta_{mc}) \end{cases}$$

# Mise en œuvre - cas longitudinal (2D)

- Détails de l'équation des forces,  $\mathbf{a}_b = m^{-1} [\mathbf{f}_{\text{aero}}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + \mathbf{f}_{\text{prop}}(\mathbf{x}, \mathbf{u})]$  :

$$\begin{cases} a_{bx} = -\frac{Qs_{\text{ref}}}{m} [c_{x0} + c_{xa}\alpha + c_{x\delta_m}\delta_m] + \frac{1}{m} [f_{\text{min}} + (f_{\text{max}} - f_{\text{min}})\eta] \\ a_{bz} = \frac{Qs_{\text{ref}}}{m} [c_{z0} + c_{za}\alpha + c_{z\delta_m}\delta_m] \end{cases}$$

- Modèle affine en la commande, on peut écrire :

$$\begin{bmatrix} \bar{f}_1 \\ \bar{f}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{g}_{11} & \bar{g}_{12} \\ \bar{g}_{21} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_m \\ \eta \end{bmatrix}$$

avec  $\bar{f}_i$  et  $\bar{g}_{ij}$  ( $i = 1, 2, j = 1, 2$ ) fonctions non-linéaires de  $\mathbf{y}$

- Pour chaque équation, estimer les commandes appliquées en fonction des mesures et des autres commandes. A partir de la première,

$$\begin{cases} \hat{\delta}_{\text{ma}}^1 = \frac{1}{\bar{g}_{11}} (\bar{f}_1 - \bar{g}_{12}\eta_c) \\ \hat{\eta}_a^1 = \frac{1}{\bar{g}_{12}} (\bar{f}_1 - \bar{g}_{11}\delta_{\text{mc}}) \end{cases}$$

- Comparer ces estimées avec leurs valeurs attendues,

$$\begin{cases} r_{11} = \delta_{mc} - \widehat{\delta}_{ma}^1 & = \delta_{mc} - \frac{1}{\bar{g}_{11}} (\bar{f}_1 - \bar{g}_{12}\eta_c) \\ r_{12} = \eta_c - \widehat{\eta}_a^1 & = \eta_c - \frac{1}{\bar{g}_{12}} (\bar{f}_1 - \bar{g}_{11}\delta_{mc}) \end{cases}$$

- De même avec la deuxième équation, on a le résidu

$$r_{21} = \delta_{mc} - \frac{\bar{f}_2}{\bar{g}_{21}}$$

- Sensibilité aux défauts

$$\begin{aligned} r_{11} &= \delta_{mc} - \frac{1}{\bar{g}_{11}} (\bar{g}_{11}\delta_{ma} + \bar{g}_{12}\eta_a - \bar{g}_{12}\eta_c) \\ &= (\delta_{mc} - \delta_{ma}) + \frac{\bar{g}_{12}}{\bar{g}_{11}} (\eta_a - \eta_c) \end{aligned}$$

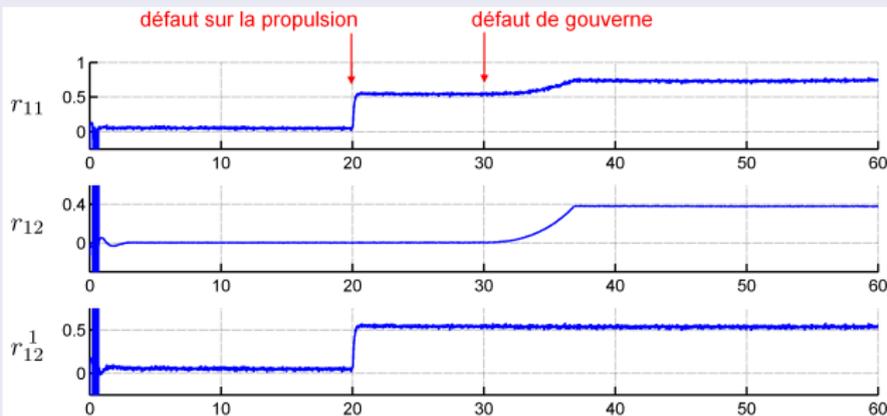
# Génération de résidus supplémentaires

A partir de la 2ème équation, on a  $\widehat{\delta}_{ma} = \bar{f}_2 / \bar{g}_{21}$ . Par ex., dans le résidu

$$r_{12}^1 = \eta_c - \frac{1}{\bar{g}_{12}} \left( \bar{f}_1 - \bar{g}_{11} \frac{\bar{f}_2}{\bar{g}_{21}} \right)$$

→ rendu insensible aux défauts sur  $\delta_m$

Exemple : résidus pour deux défauts successifs (cas longitudinal)

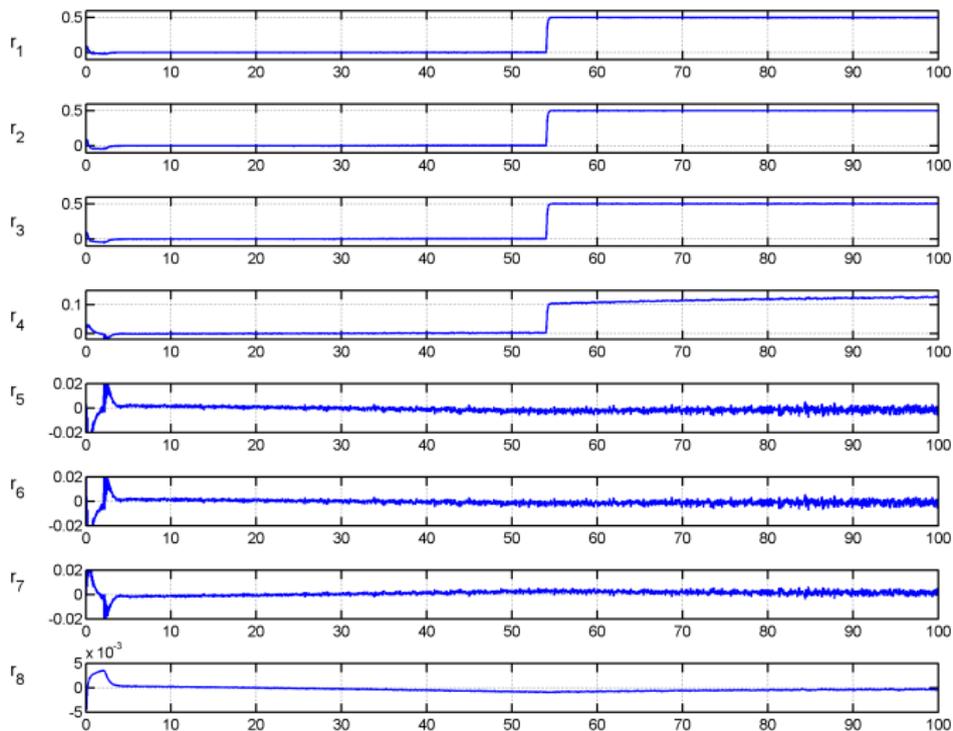


# Application au modèle complet - table des signatures

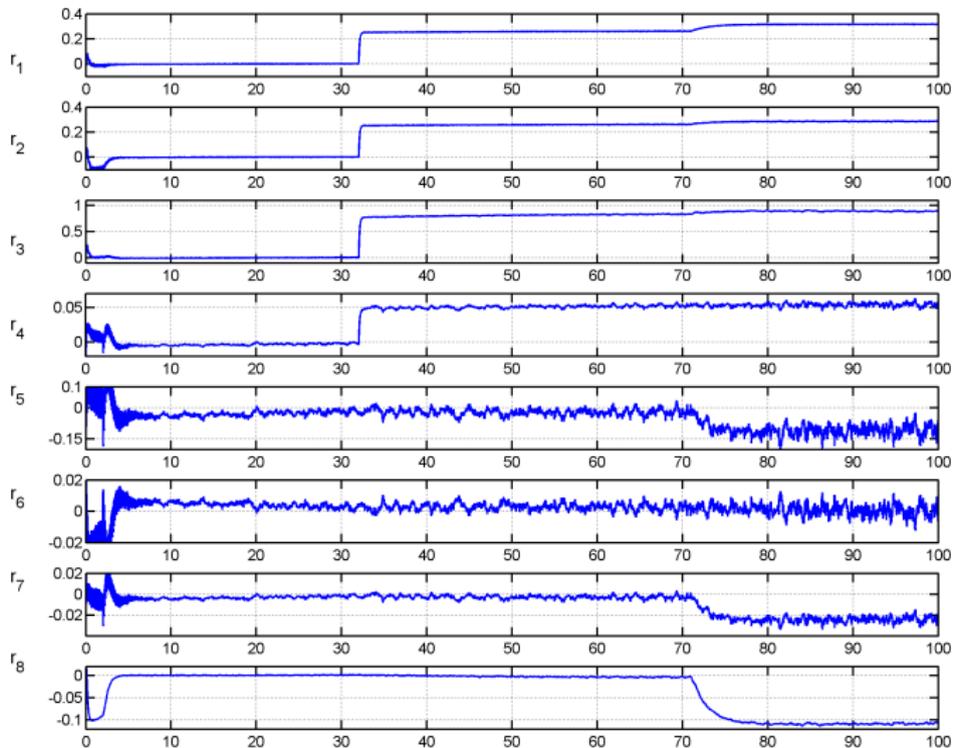
- 9 signatures différentes pour les résidus obtenus
- détection et localisation complète des défauts sur les actionneurs
- identification de l'amplitude des défauts

	$r_{all}$	$r_1$	$r_2$	$r_3$	$r_4$	$r_5$	$r_6$	$r_7$	$r_8$
$\delta_1$	X	-	X	X	X	X	X	X	-
$\delta_2$	X	X	-	X	X	X	X	-	X
$\delta_3$	X	X	X	-	X	X	X	X	-
$\delta_4$	X	X	X	X	-	X	-	X	X
$\eta$	X	X	X	X	X	-	-	-	-

# Résidus - défaut de propulsion ( $\eta$ )



# Résidus - défaut de propulsion ( $\eta$ ) puis de gouverne ( $\delta_4$ )



## Sur le cas test aéronautique proposé

- Détection, localisation et identification des défauts d'actionneurs

## Commentaires

- Faible coût de calcul : résidus statiques, codage en dur possible
- Robustesse aux erreurs de modèle quantifiable
- Description formelle de l'algorithme

## Limites :

- Besoin de mesures exploitables de dérivées de variables d'état
- Influence possible des transitoires sur les résidus statiques

# Conclusions sur les méthodes de diagnostic proposées

## 1ère méthode : adéquation aux objectifs de commande

- Utilisation de l'information de commande en boucle fermée
- Très faible coût de calcul : consignes traduites en résidus
- Détection et localisation des défauts capteurs, simple détection des défauts actionneurs

## 2ème méthode : reconstruction de la commande appliquée

- Utilisation de mesures de dérivées des variables d'état (accélération)
- Faible coût de calcul : résidus statiques, à partir du modèle non linéaire
- Détection, localisation et identification des défauts actionneurs

## Complémentarité possible des deux méthodes

- Diagnostic des défauts sur les capteurs avec la première approche
- Si défaut actionneur suspecté ou signature inconnue, appel à la deuxième méthode pour confirmer et localiser l'actionneur défaillant

Cas test aéronautique

Diagnostic des systèmes aéronautiques via l'information de commande

Adéquation aux objectifs de commande

Reconstruction de la commande appliquée

Réglage automatique et robuste de méthodes de diagnostic

Méthodologie de réglage des hyperparamètres

Réglage robuste aux incertitudes

Conclusions et perspectives

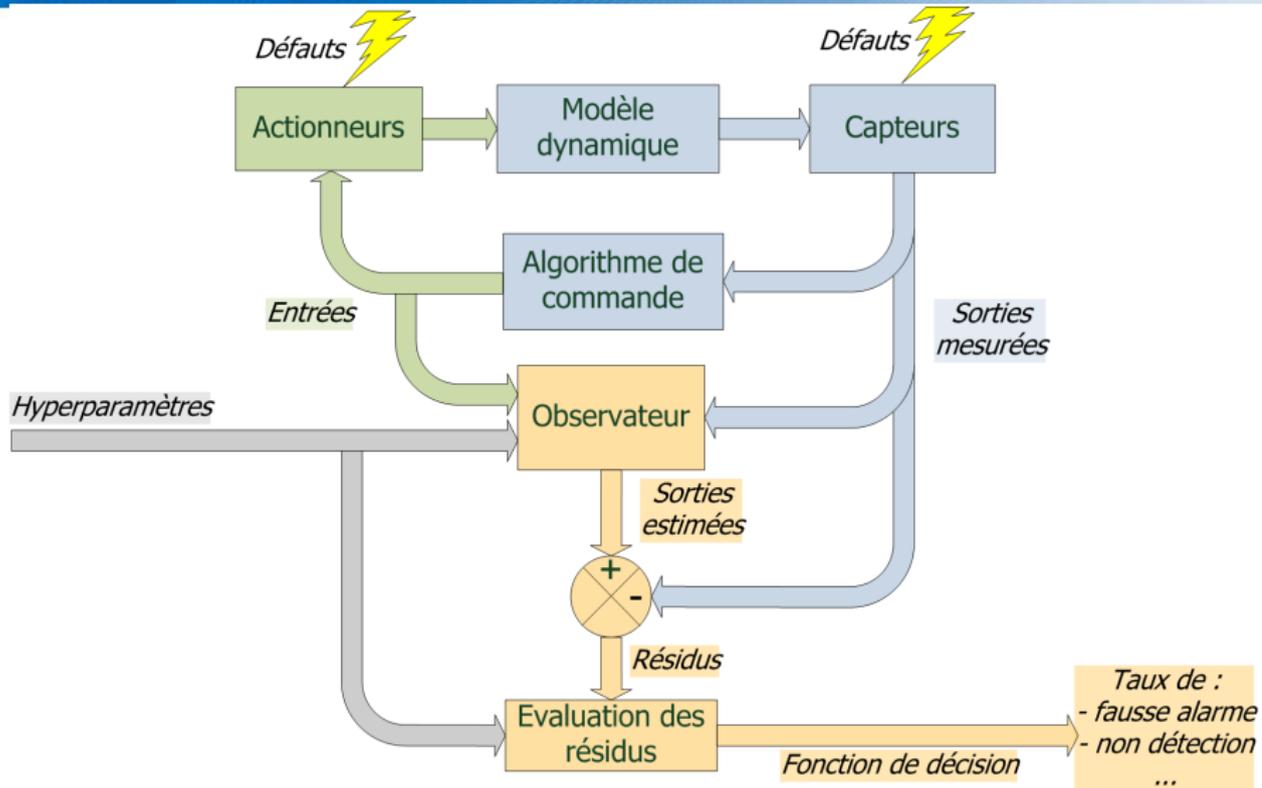
## Hyperparamètres de méthodes de diagnostic

- Gains d'observateur
- Matrices de covariance
- Seuils
- Taille minimale de changement à détecter
- Horizon temporel
- ...

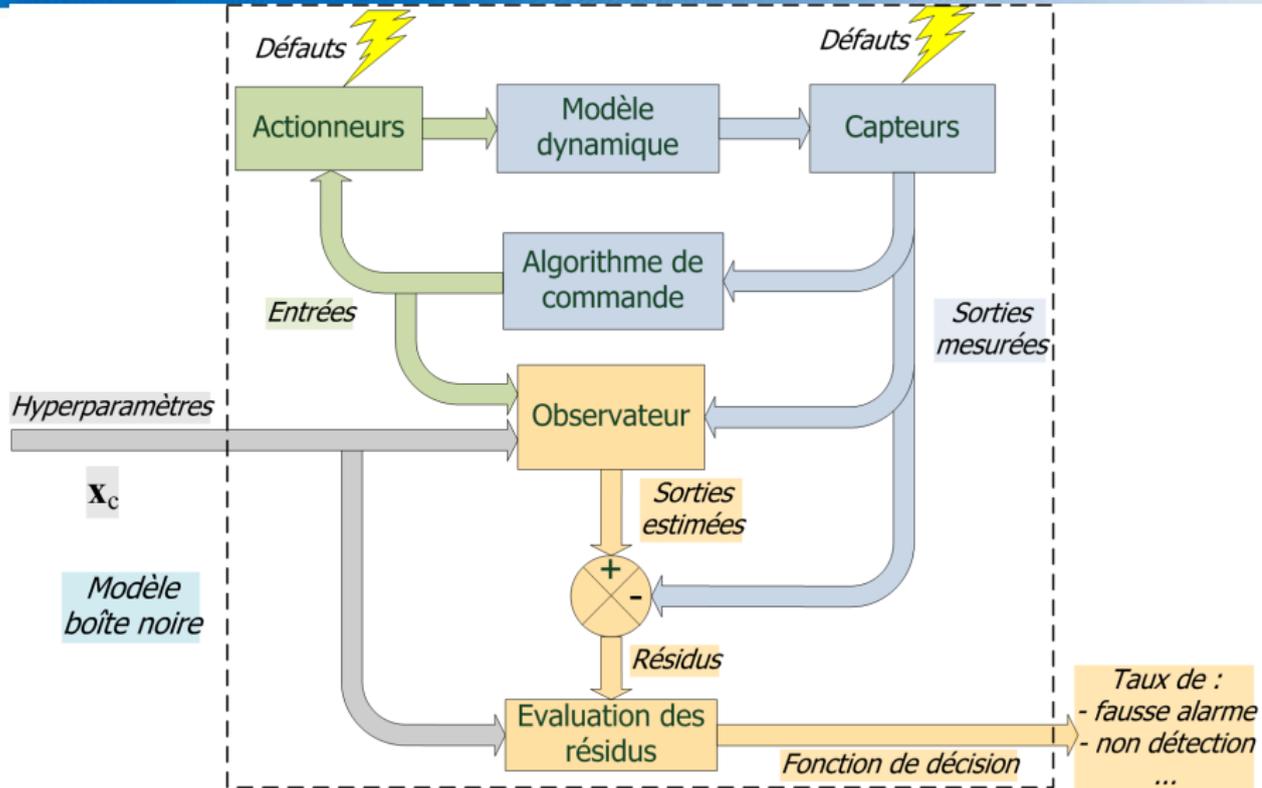
## Réglage optimal des hyperparamètres

- Meilleure performance d'une méthode sur un problème complexe
- Nécessaire pour la comparaison de méthodes
- Optimisation globale d'indicateurs de performance
- Nombreuses simulations d'un cas test pour les ajuster

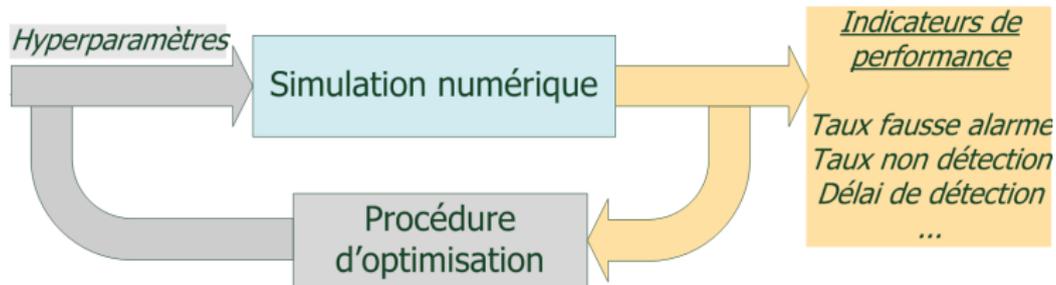
# Exemple de cas test



# Exemple de cas test



# Méthode de réglage



## Réglage sur un ensemble de cas test

- Le *krigeage* comme modèle de substitution à la simulation complexe
- *Efficient Global Optimization*, recherche itérative de l'optimum à l'aide du modèle de krigeage

## Point de départ

Indicateur de performance scalaire  $y(\mathbf{x}_c)$  calculé pour un échantillon initial de vecteurs d'hyperparamètres  $\mathcal{X}_n = [\mathbf{x}_{c,1}, \dots, \mathbf{x}_{c,n}]$ ,  $\mathbf{x}_c \in \mathbb{X}_c$

$y(\cdot)$  modélisée par  $Y(\mathbf{x}_c) = \mathbf{f}^T(\mathbf{x}_c)\mathbf{b} + Z(\mathbf{x}_c)$

- $\mathbf{f}^T(\mathbf{x}_c)\mathbf{b}$  modèle de régression classique à identifier sur les données
- $Z(\cdot)$  processus gaussien de moyenne nulle et de covariance

$$\text{cov}(Z(\mathbf{x}_c), Z(\mathbf{x}_c + \mathbf{h})) = \sigma^2 R_\theta(\mathbf{h})$$

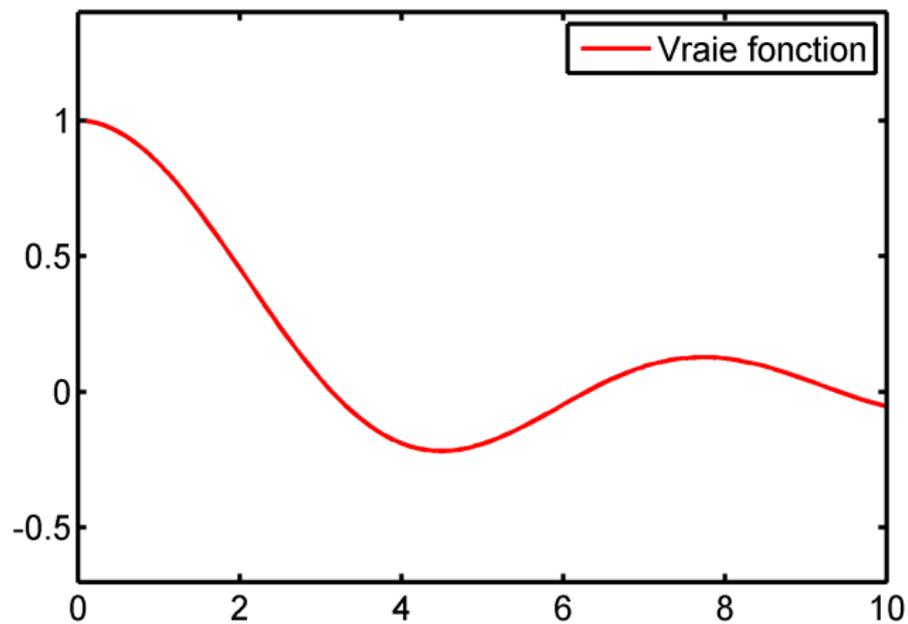
- Fonction de corrélation choisie, ex :  $R_\theta(\mathbf{h}) = \exp\left\{-\sum_{k=1}^d \left|\frac{h_k}{\theta_k}\right|^2\right\}$

## Bonnes propriétés du krigeage

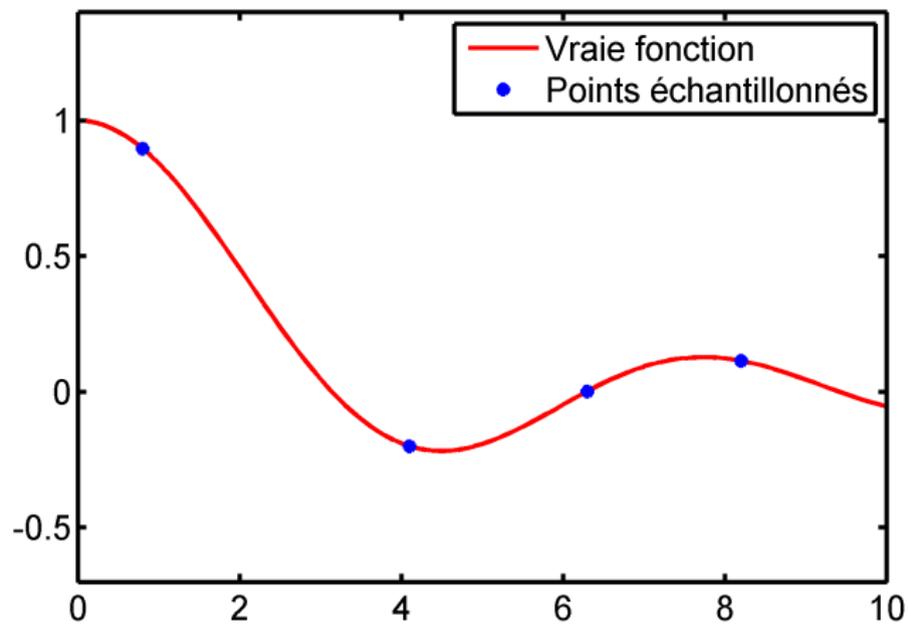
- $\hat{Y}(\mathbf{x}_c)$ , meilleur prédicteur linéaire non biaisé de  $y(\cdot)$ ,  $\forall \mathbf{x}_c \in \mathbb{X}_c$
- Variance de l'erreur de prédiction calculée  $\hat{\sigma}^2(\mathbf{x}_c)$

[1] G. Matheron : Principles of geostatistics. Economic Geology, 58(8) :1246, 1963.

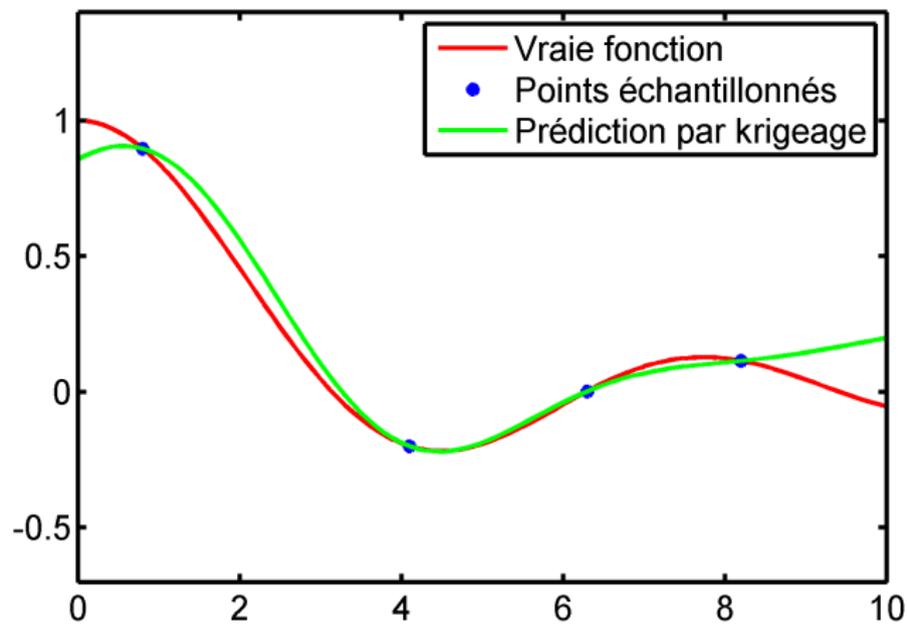
# Illustration du krigeage



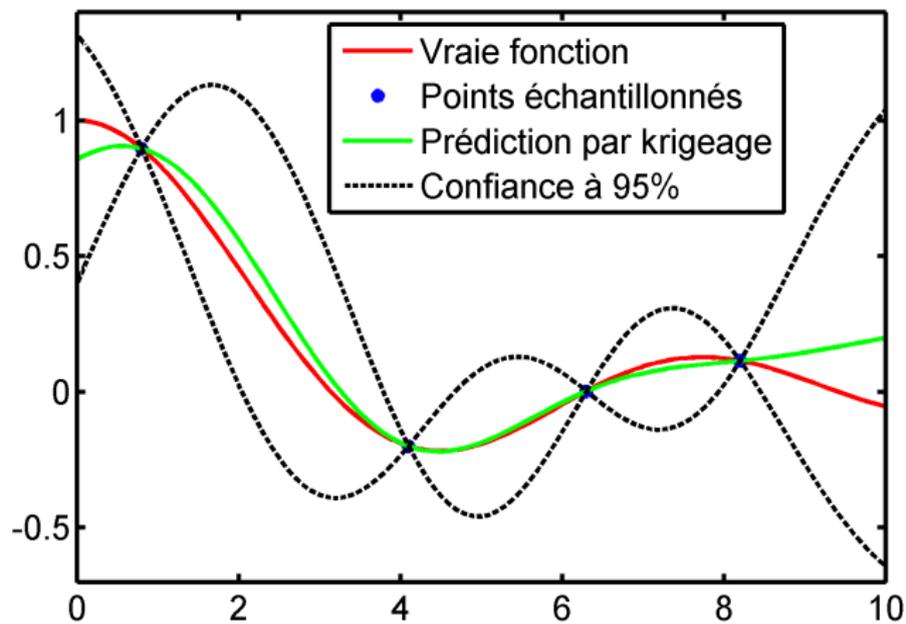
# Illustration du krigeage



# Illustration du krigeage



# Illustration du krigeage



# Algorithme *Efficient Global Optimization*<sup>2</sup> (EGO)

*Objectif*: Trouver itérativement un minimiseur global de  $y(\cdot)$

- 1 Calculer la valeur de  $y(\cdot)$  pour l'échantillonnage initial  $\mathcal{X}_n$
- 2 Trouver le minimum empirique dans ces points,  $y_{\min}$
- 3 Identifier un prédicteur par krigeage sur ces données
- 4 Trouver un nouveau vecteur  $\mathbf{x}_c$  où évaluer  $y(\cdot)$  en maximisant l'*amélioration attendue* (*Expected Improvement*),

$$EI(\mathbf{x}_c) = \hat{\sigma}(\mathbf{x}_c) [u\Phi(u) + \phi(u)]$$

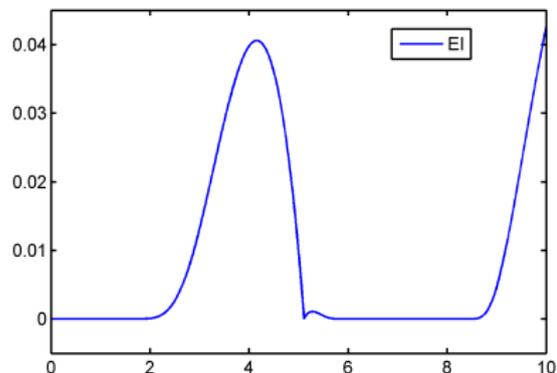
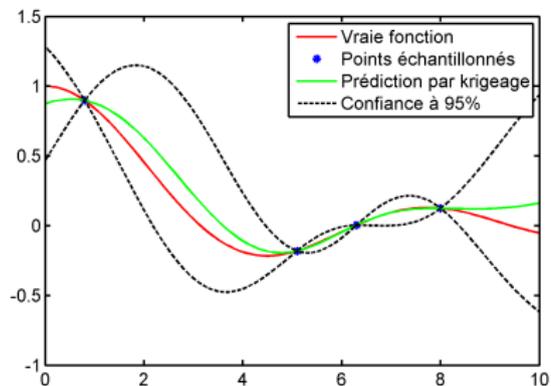
avec

$$u = \frac{(y_{\min} - \hat{Y}(\mathbf{x}_c))}{\hat{\sigma}(\mathbf{x}_c)}$$

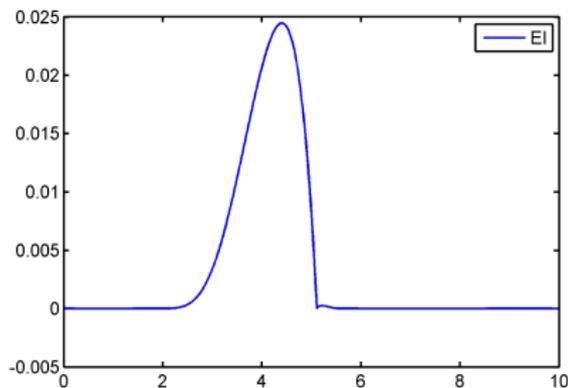
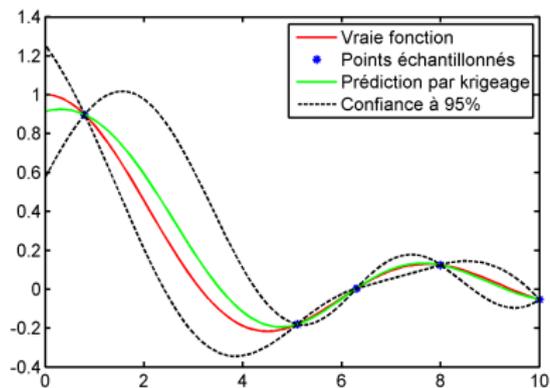
- 5 Aller en 2 jusqu'à  $\max EI < \varepsilon_{EI}$  ou budget de simulation épuisé

[2] D.R. Jones : A taxonomy of global optimization methods based on response surfaces. *Journal of Global Optimization*, 21(4) :345– 383, 2001.

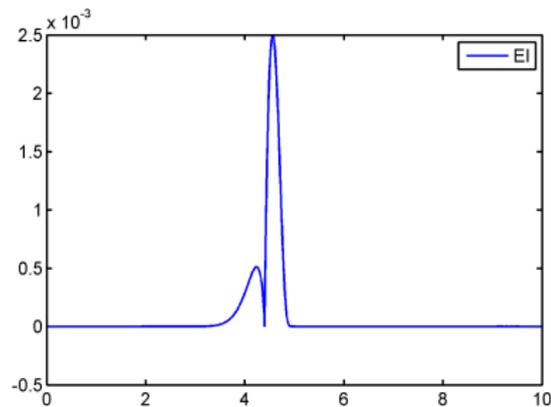
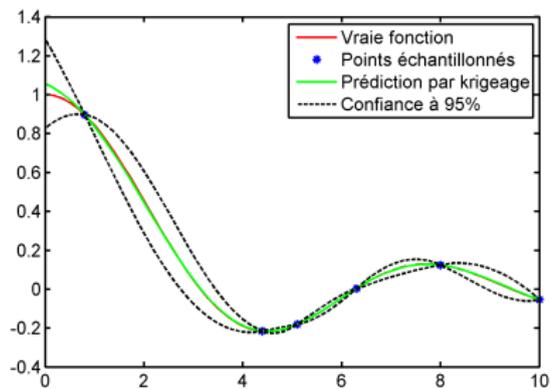
# Illustration d'EGO - itération 1



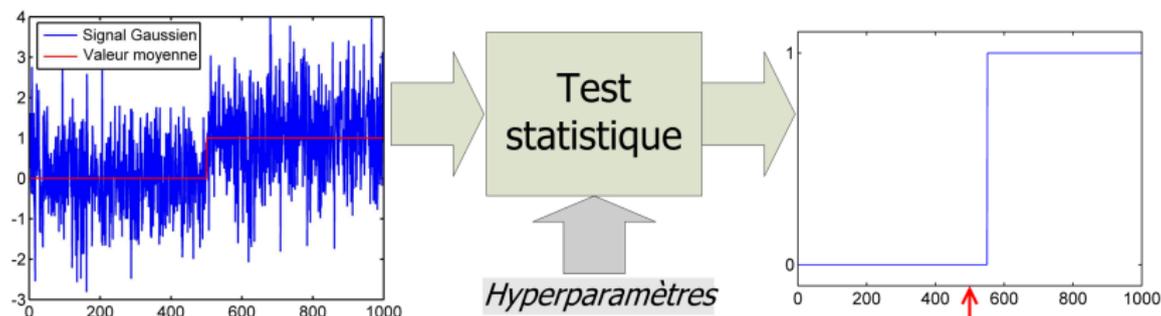
# Illustration d'EGO - itération 2



# Illustration d'EGO - itération 3

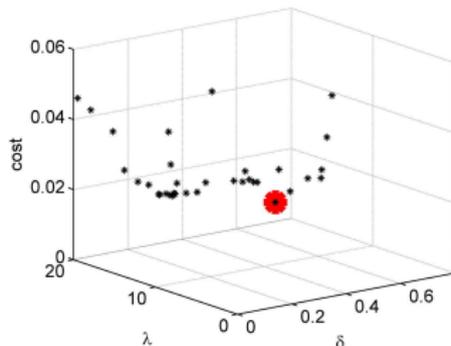
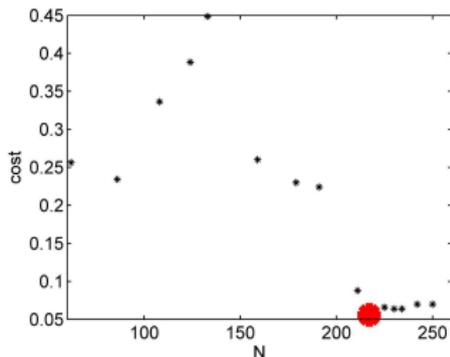


# Tests statistiques de changement de moyenne d'un résidu



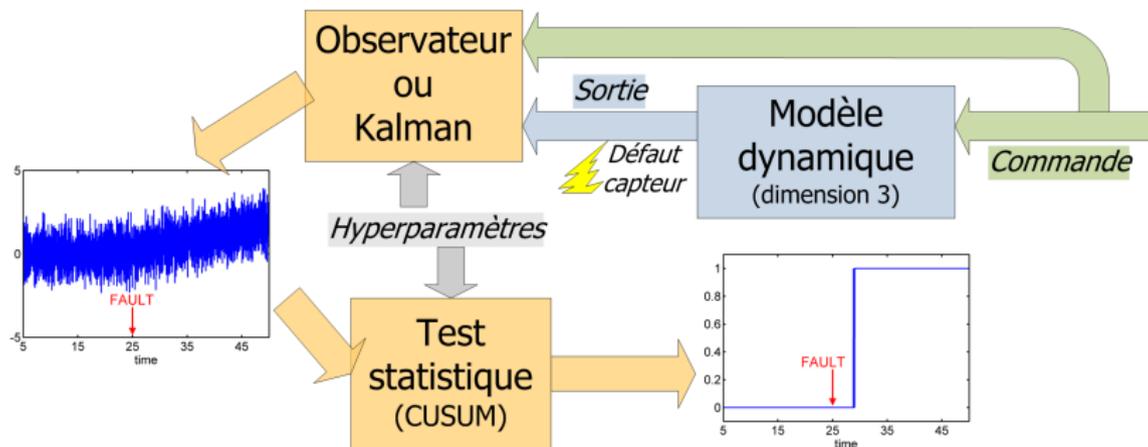
- 1 Seuillage fixe  $\rightarrow$  1 hp
- 2 Test de Student sur une fenêtre glissante  $\rightarrow$  1 hp
- 3 Test du GLR  $\rightarrow$  2 hp
- 4 Test du SPRT  $\rightarrow$  4 hp
- 5 CUSUM  $\rightarrow$  2 hp
- 6 RSS (Randomised SubSampling)  $\rightarrow$  3 hp

# Résultats - Exploration de l'espace et performances

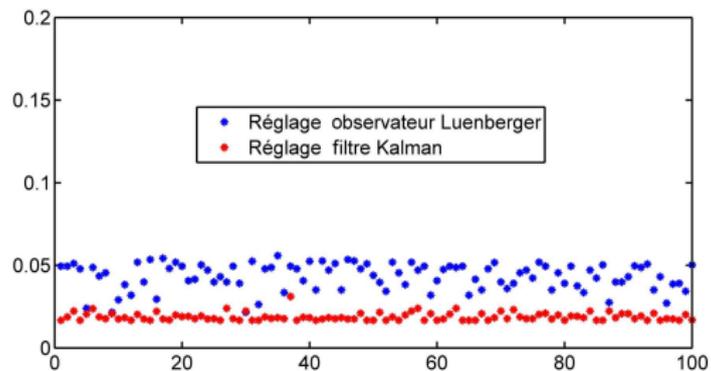


	3-sigma	Student	GLR	SPRT	CUSUM	RSS
<i>Classement</i>	6	4	5	2	1	3
Taux de fausse alarme	0.2124	0	0	0	0	0
Taux de non détection	0.5473	0.0579	0.07	0.0379	0.024	0.0399
Nombre moyen d'évaluations	32.84	19.71	39.68	51.13	49.5	46.67

# Schémas complets de diagnostic



- 1 Observateur de Luenberger (3 hp) + CUSUM (2 hp) → 5 hp
- 2 Filtre de Kalman (4 hp) + CUSUM (2 hp) → 6 hp

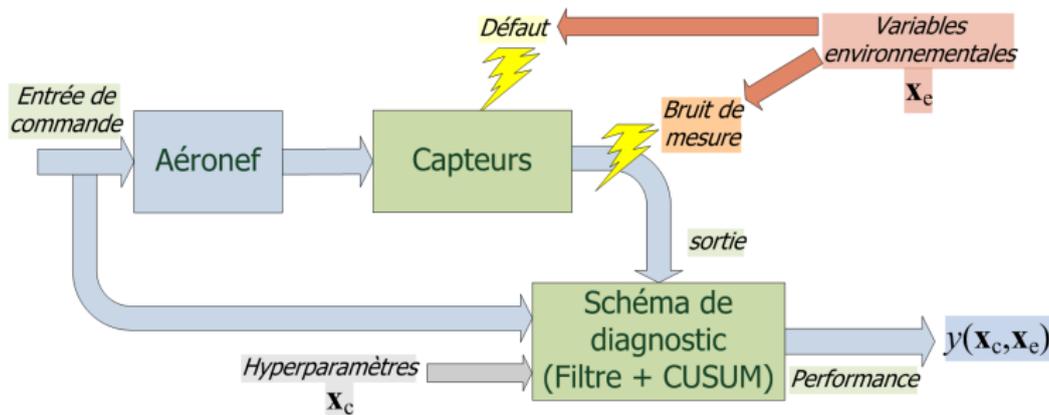


	Luenberger et CUSUM	Kalman et CUSUM
<i>Classement</i>	2	1
Taux de fausse alarme	0	0
Taux de non détection	0.0455	0.0184
Nombre moyen d'évaluations	102	136

# Réglage robuste

## Besoin de réglage robuste

- Résultats précédents obtenus pour des conditions fixées de simulation
- Plus fortes perturbations, bruit, amplitude plus faible de défaut ?  
↳ la simulation dépend d'un vecteur de variables environnementales  $x_e$



5/6 hyperparamètres + 2 variables environnementales

## Optimisation minimax continue

- Réglage optimal pour le pire cas des variables environnementales

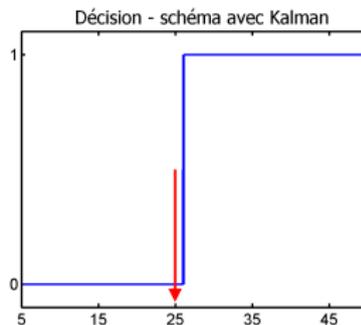
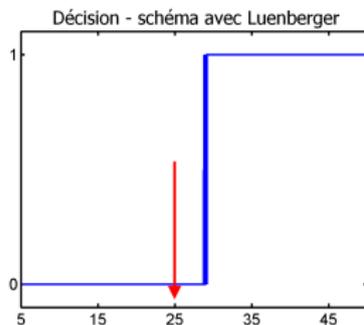
$$\hat{\mathbf{x}}_c, \hat{\mathbf{x}}_e = \arg \min_{\mathbf{x}_c \in \mathbb{X}_c} \max_{\mathbf{x}_e \in \mathbb{X}_e} y(\mathbf{x}_c, \mathbf{x}_e)$$

## Principe de l'algorithme proposé

- Optimisation minimax continue pour fonctions “boîte noire” : jamais traité
- Relaxation itérative<sup>3</sup> : exploration d'un ensemble fini  $\mathcal{R}_e$  de points de  $\mathbb{X}_e$
- 2 appels successifs de l'algorithme EGO par itération
  - minimisation sur  $\mathbb{X}_c$  pour les  $\mathbf{x}_e \in \mathcal{R}_e \rightarrow \hat{\mathbf{x}}_c$
  - maximisation sur  $\mathbb{X}_e$  pour  $\hat{\mathbf{x}}_c$  fixé  $\rightarrow \hat{\mathbf{x}}_e$ , ajouté dans  $\mathcal{R}_e$

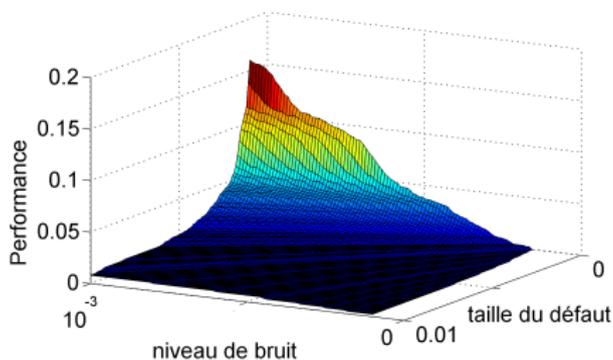
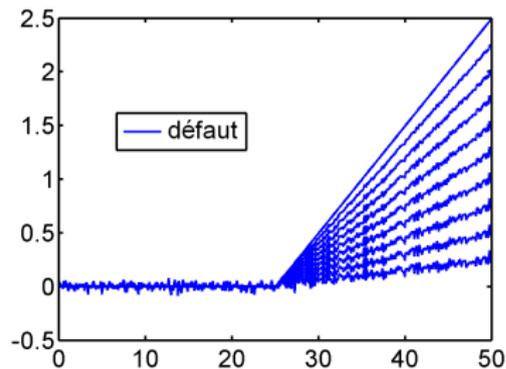
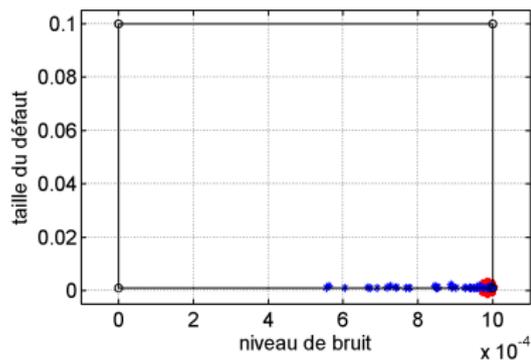
[3] à partir de K. Shimizu and E. Aiyoshi, Necessary conditions for min-max problems and algorithms by a relaxation procedure, IEEE TAC, 1980

# Réglage min-max sur l'exemple proposé



	Luenberger et CUSUM	Kalman et CUSUM
<i>Classement</i>	2	1
Taux de fausse alarme	0	0
Taux de non détection	0.114	0.0312
Nombre moyen d'évaluations	168	199

# Estimation du pire cas pour les variables perturbatrices



# Conclusions sur la méthodologie de réglage automatique

## Récapitulatif

- Réglage automatique comme un problème d'optimisation  
↔ solution à base de *krigeage* et *optimisation bayésienne*
- Réglage de schémas complets de diagnostic : ajustement simultané des hyperparamètres des méthodes de génération et d'analyse de résidus
- Nouvel algorithme d'optimisation minimax pour fonctions "boîte noire"
- Besoin de très peu de lancements de la simulation complexe

## Perspectives

- Générique : applicable à de nombreux problèmes d'ingénierie
- Considérer des problèmes de plus grandes dimensions (pour les hyperparamètres et les variables environnementales)
- Prendre en compte des contraintes plus complexes sur le critère

Cas test aéronautique

Diagnostic des systèmes aéronautiques via l'information de commande

Adéquation aux objectifs de commande

Reconstruction de la commande appliquée

Réglage automatique et robuste de méthodes de diagnostic

Méthodologie de réglage des hyperparamètres

Réglage robuste aux incertitudes

Conclusions et perspectives

# Conclusions et perspectives

## Résultats obtenus

- Deux approches de diagnostic originales pour les systèmes aérospatiaux
- Une méthodologie de réglage automatique efficace à base de krigeage, robuste aux variables environnementales au sens du pire cas

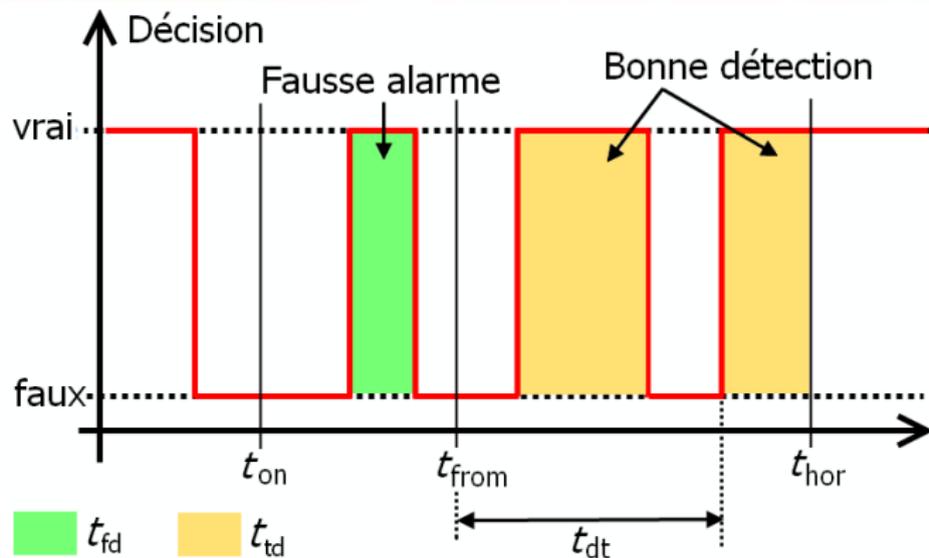
## Perspectives

- Poursuite de l'étude du lien entre commande et diagnostic/estimation
- Reconfiguration, commande tolérante aux défauts
- Application de la méthode de réglage à d'autres problèmes systèmes

## Communications et publications

- 10 articles en conférences internationales
- 2 articles en revues internationales acceptés
- GT S3 du GDR MACS, 1 conférence nationale

# Calcul des taux de fausse alarme et non détection



$$r_{fd} = \frac{t_{fd}}{t_{from} - t_{on}}, \quad r_{nd} = 1 - \frac{t_{td}}{t_{hor} - t_{from}}$$

## État de l'art du diagnostic pour les systèmes aérospatiaux

- *EUCASS 2009*
- *Proc. ImechE Part G : Journal of Aerospace Engineering*

## Diagnostic en boucle fermée par analyse des objectifs de commande

- *ACD 2009*
- *IEEE CIFA 2010*
- *Proc. ImechE Part G : Journal of Aerospace Engineering*

## Diagnostic par reconstruction de la commande appliquée

- *IFAC NOLCOS 2010*
- *IEEE SYSTOL 2010*

## Réglage automatique robuste et comparaison de méthodes

- *IEEE SYSTOL 2010*
- *IEEE ICMLA 2010*
- *JD-JN MACS 2011*
- *IFAC WC 2011*
- *EUCASS 2011*