Méthodes de détection et isolation de défauts pour les systèmes aéronautiques autonomes

Julien Marzat

GT S3 (Sûreté Surveillance Supervision)
ENSAM Paris, France, 18 novembre 2010

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

retour sur innovation

Contexte

Sécurisation en vol d'un aéronef existant 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 » : application à un cas d'étude générique pour l'aéronautique → *Autonomie du diagnostic*

Développement de deux méthodes de diagnostic

Exploitation de spécificités des systèmes aéronautiques :

- Information de commande (guidage pilotage) en boucle fermée
- Capteurs de type centrale inertielle (mesure d'accélération)

Plan

Cas test aéronautique

Diagnostic basé sur l'adéquation aux objectifs de commande

Diagnostic par reconstruction analytique de la commande appliquée

Conclusions et perspectives

Plan

Cas test aéronautique

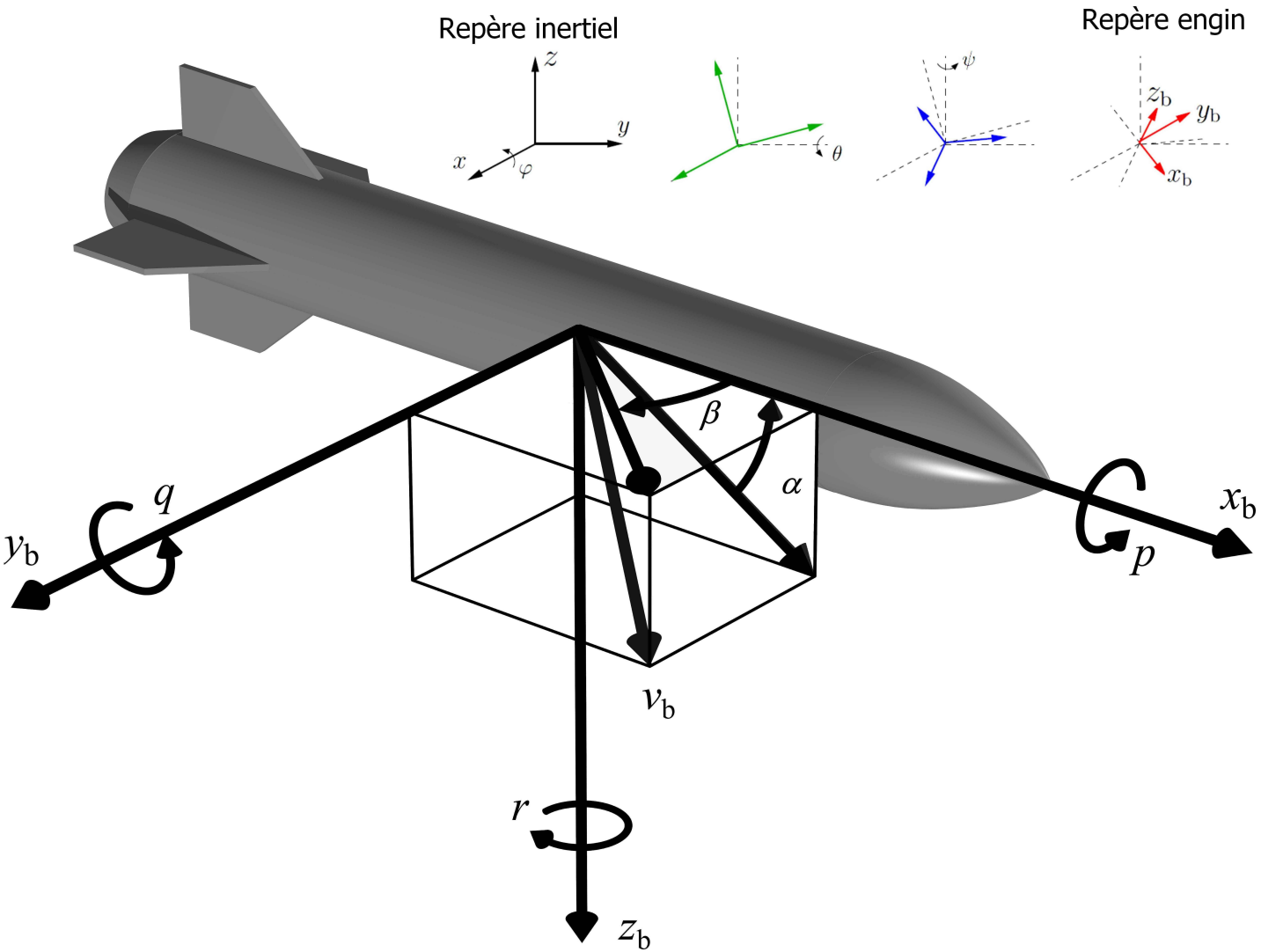
Diagnostic basé sur l'adéquation aux objectifs de commande

Diagnostic par reconstruction analytique de la commande appliquée

Conclusions et perspectives

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Cas d'étude : missile intercepteur - 6 DDL



ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Modèle dynamique de l'aéronef

- Vecteur d'état : $\mathbf{x} = [\mathbf{p}_\mathrm{m}, \mathbf{v}_\mathrm{b}, \mathbf{\Theta}, \boldsymbol{\omega}]^\mathrm{T}$, $\mathbf{p}_\mathrm{m}$ position en repère inertiel, $\mathbf{v}_\mathrm{b}$ vitesse en repère engin, $\mathbf{\Theta}$ orientation, $\boldsymbol{\omega}$ vitesse angulaire
- Vecteur de commande : $\mathbf{u} = [\delta_\mathrm{l}, \delta_\mathrm{m}, \delta_\mathrm{n}, \eta]^\mathrm{T}$, gouvernes $\delta_{(\cdot)}$ et taux de propulsion η
- Mesures centrale : $\mathbf{y} = [\mathbf{p}_\mathrm{m}, \mathbf{v}_\mathrm{m}, \mathbf{v}_\mathrm{b}, \mathbf{\Theta}, \mathbf{a}_\mathrm{b}, \boldsymbol{\omega}]^\mathrm{T}$
- Informations cible : $\mathbf{c} = [\mathbf{p}_\mathrm{c}, \mathbf{v}_\mathrm{c}]^\mathrm{T}$, position et vitesse cible

Modèle dynamique non linéaire

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{v}}_\mathrm{b} = m^{-1}\left[\mathbf{f}_\mathrm{aero}\left(\mathbf{x},\mathbf{u}\right) + \mathbf{f}_\mathrm{g}(\mathbf{x})\right] - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_\mathrm{b} & \text{equation des forces} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{I}^{-1}\left[\mathbf{m}_\mathrm{aero}\left(\mathbf{x},\mathbf{u}\right) - \left(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega}\right)\right] & \text{equation des moments} \\ \dot{\mathbf{p}}_\mathrm{m} = \mathbf{R}_\mathrm{bi}\left(\mathbf{x}\right)\mathbf{v}_\mathrm{b} & \text{changement de repere} \\ \dot{\mathbf{\Theta}} = \mathbf{R}_\Theta\left(\mathbf{x}\right)\boldsymbol{\omega} & \text{dynamique angulaire} \end{cases}$$

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Modèle dynamique - équation des forces

Equation des forces

$$\begin{bmatrix} \dot{v}_{\mathrm{bx}} \\ \dot{v}_{\mathrm{by}} \\ \dot{v}_{\mathrm{bz}} \end{bmatrix} = \frac{1}{m}\left(\mathbf{f}_{\mathrm{aero}} + \mathbf{f}_{\mathrm{g}}\right) - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} v_{\mathrm{bx}} \\ v_{\mathrm{by}} \\ v_{\mathrm{bz}} \end{bmatrix} \tag{1}$$

avec :

Forces aérodynamiques et de gravité

$$\mathbf{f}_{\mathrm{aero}} = Qs_{\mathrm{ref}} \begin{bmatrix} c_{\mathrm{x}}\left(\alpha, \beta, \delta_{\mathrm{l}}, \delta_{\mathrm{m}}, \delta_{\mathrm{n}}, \eta\right) \\ c_{\mathrm{y}}\left(\alpha, \beta, \delta_{\mathrm{l}}, \delta_{\mathrm{n}}\right) \\ c_{\mathrm{z}}\left(\alpha, \beta, \delta_{\mathrm{m}}\right) \end{bmatrix} \tag{2}$$

$$\mathbf{f}_{\mathrm{g}} = \begin{bmatrix} -\sin(\theta) \\ \cos(\theta)\sin(\varphi) \\ \cos(\theta)\cos(\varphi) \end{bmatrix} mg \tag{3}$$

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Modèle dynamique - équation des moments

Equation des moments

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{Q s_{\text{ref}} L}{a} \\ \dot{q} = \frac{1}{b}\left[Q s_{\text{ref}} M - (a-b) pr\right] \\ \dot{r} = \frac{1}{b}\left[Q s_{\text{ref}} N - (b-a) pq\right] \end{cases} \tag{4}$$

avec :

Moments aérodynamiques

$$\begin{cases} L = c_{\text{l}}\left(\alpha, \beta, \delta_{\text{l}}, \delta_{\text{n}}, p\right) \\ M = c_{\text{m}}\left(\alpha, \beta, \delta_{\text{m}}, q\right) \\ N = c_{\text{n}}\left(\alpha, \beta, \delta_{\text{l}}, \delta_{\text{n}}, r\right) \end{cases} \tag{5}$$

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Modèle dynamique - relations cinématiques

Changement de repère

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & R_{b1} & R_{b2} \\ \sin\psi\cos\theta & R_{b3} & R_{b4} \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\varphi & \cos\theta\cos\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_{bx} \\ v_{by} \\ v_{bz} \end{bmatrix} \quad (6)$$

avec

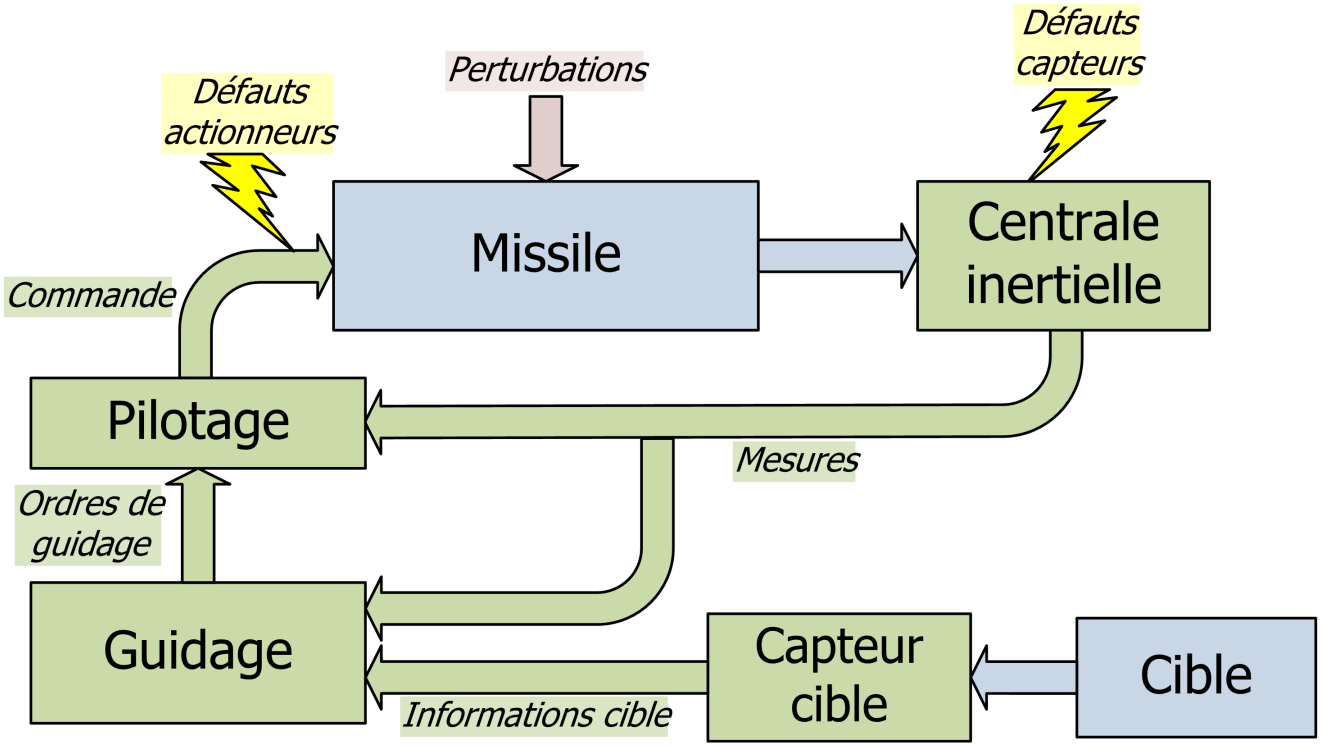
$$\begin{aligned} R_{b1} &= -\sin\psi\cos\varphi + \cos\psi\sin\theta\sin\varphi \\ R_{b2} &= \sin\psi\sin\varphi + \cos\psi\sin\theta\cos\varphi \\ R_{b3} &= \cos\psi\cos\varphi + \sin\psi\sin\theta\sin\varphi \\ R_{b4} &= -\cos\psi\sin\varphi + \sin\psi\sin\theta\cos\varphi \end{aligned}$$

Dynamique angulaire

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\varphi\tan\theta & \cos\varphi\tan\theta \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \frac{\sin\varphi}{\cos\theta} & \frac{\cos\varphi}{\cos\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (7)$$

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Schéma de commande pour l'interception

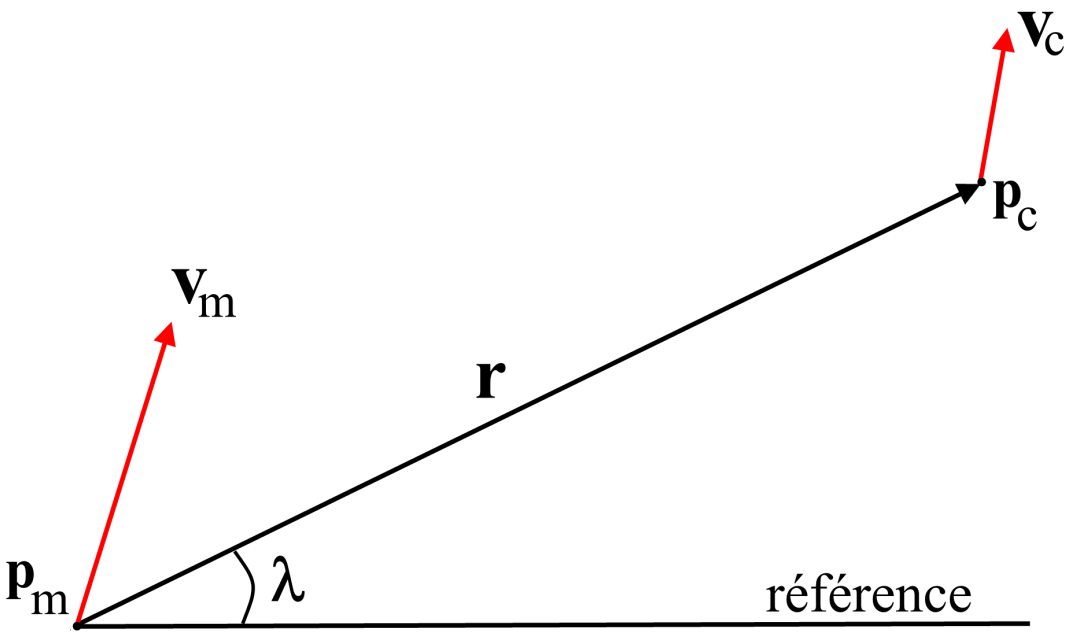


Objectif : faire tendre vers zéro la distance missile-cible

- *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

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

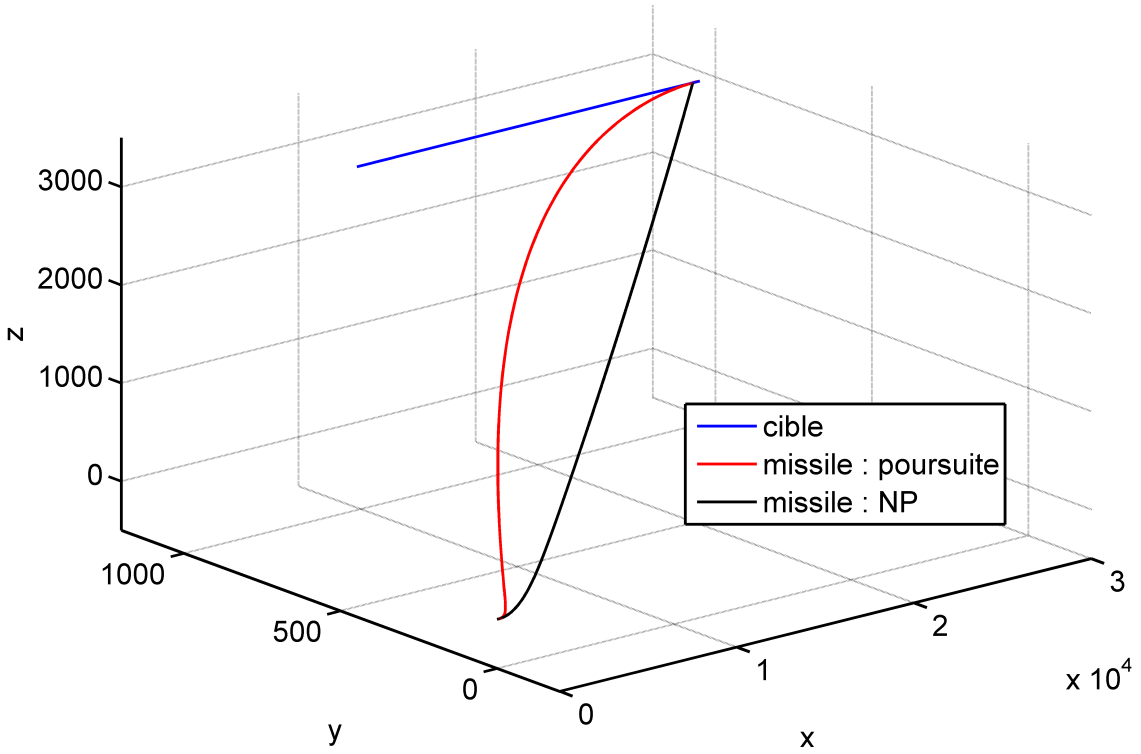
Géométrie du guidage



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

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Deux lois de guidage classique



Poursuite

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

Navigation proportionnelle

Conserver la direction de la LDV constante en repère inertiel

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Module de pilotage

- Identique quelque soit la loi de guidage retenue
- Stabilisation angulaire : 3 correcteurs (avance de phase) découplés en roulis, tangage et lacet.
  Objectif : $[p, q, r]^{\mathrm{T}} \rightarrow \mathbf{0}$
- Régulation de la poussée : correcteur proportionnel
- Traduction de la consigne d'accélération de guidage
- Allocation des commandes résultantes aux actionneurs

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Modélisation des incertitudes et défauts

Centrale Inertielle : incertitude de mesure

Mesure de q : $\tilde{q} = (1 + k_q)\, q + b_q + w_q$

k_q : facteur d'échelle, b_q : biais, w_q : bruit blanc Gaussien

Mesure retardée de quelques pas de temps

Imprécision de modèle

Chaque fonction coefficient aérodynamique multipliée aléatoirement par 0.75 ou 1.25 en début de simulation

Modélisation des défauts

- *Défauts capteurs :* changement abrupt de la valeur d'un des paramètres d'incertitude d'une mesure accéléromètre ou gyro
- *Défauts actionneurs* : blocage ou oscillation de gouverne, perte d'efficacité de la poussée

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Plan

Cas test aéronautique

Diagnostic basé sur l'adéquation aux objectifs de commande

Diagnostic par reconstruction analytique de la commande appliquée

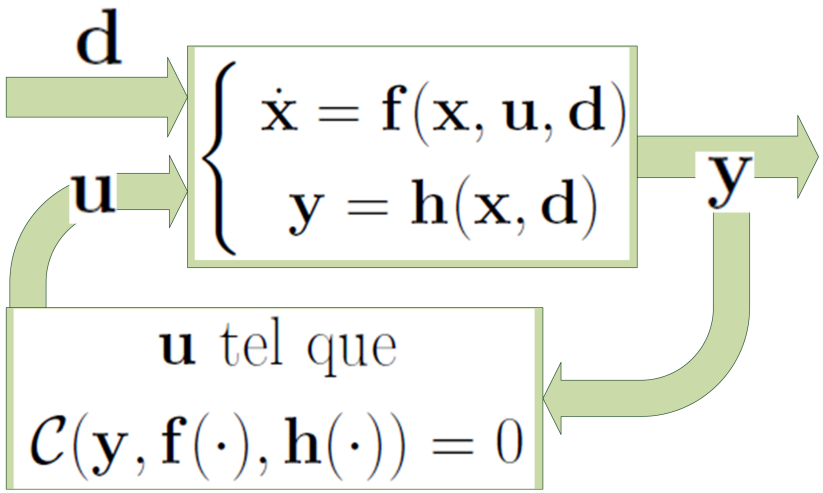
Conclusions et perspectives

Diagnostic à base de l'information de commande

Principe

- *Boucle fermée* : les signaux de commande portent de l'information sur les défauts affectant le système
- *Réussite de la mission* : incohérence de la commande et de l'évolution en présence de défauts

$\rightarrow$ *Diagnostic* : adéquation du système aux objectifs de commandes



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

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Résidus de guidage-pilotage

Loi de poursuite

Vitesse missile $\mathbf{v}_\mathrm{m}$ alignée avec la LDV $\mathbf{r}$

$$\mathbf{r}_{\mathrm{pp}}^{1\to3} = \mathbf{v}_\mathrm{m} \times \mathbf{r}$$

$$r_{\mathrm{pp}}^{4} = \mathbf{v}_\mathrm{m}^\mathrm{T}\mathbf{r} - \|\mathbf{v}_\mathrm{m}\|\|\mathbf{r}\|$$

Loi de navigation proportionnelle

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

$$\mathbf{r}_{\mathrm{png}}^{1\to3} = \mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}$$

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

Résidus de pilotage

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

$$\mathbf{r}_{\mathrm{pp}}^{5\to7} = \mathbf{r}_{\mathrm{png}}^{5\to7} = [p, q, r]^\mathrm{T}$$

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Résidus de guidage-pilotage

Loi de poursuite

Vitesse missile $\mathbf{v}_\mathrm{m}$ alignée avec la LDV $\mathbf{r}$

$$\mathbf{r}_{\mathrm{pp}}^{1\to3} = \mathbf{v}_\mathrm{m} \times \mathbf{r}$$

$$r_{\mathrm{pp}}^{4} = \mathbf{v}_\mathrm{m}^\mathrm{T}\mathbf{r} - \|\mathbf{v}_\mathrm{m}\|\|\mathbf{r}\|$$

Loi de navigation proportionnelle

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

$$\mathbf{r}_{\mathrm{png}}^{1\to3} = \mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}$$

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

Résidus de pilotage

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

$$\mathbf{r}_{\mathrm{pp}}^{5\to7} = \mathbf{r}_{\mathrm{png}}^{5\to7} = [p, q, r]^\mathrm{T}$$

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Sensibilité aux défauts capteurs (accéléromètres)

Forme explicite des résidus :

$$\begin{bmatrix} r^1_{\mathrm{pp}} \\ r^2_{\mathrm{pp}} \\ r^3_{\mathrm{pp}} \end{bmatrix} = \mathbf{v}_{\mathrm{m}} \times \mathbf{r} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} x_{\mathrm{c}} - x \\ y_{\mathrm{c}} - y \\ z_{\mathrm{c}} - z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{y}\,(z_{\mathrm{c}} - z) - \dot{z}\,(y_{\mathrm{c}} - y) \\ \dot{z}\,(x_{\mathrm{c}} - x) - \dot{x}\,(z_{\mathrm{c}} - z) \\ \dot{x}\,(y_{\mathrm{c}} - y) - \dot{y}\,(x_{\mathrm{c}} - x) \end{bmatrix}$$

$$r^4_{\mathrm{pp}} = \dot{x}\,(x_{\mathrm{c}} - x) + \dot{y}\,(y_{\mathrm{c}} - y) + \dot{z}\,(z_{\mathrm{c}} - z) - \|\mathbf{v}_{\mathrm{m}}\|\,\|\mathbf{r}\|$$

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

Table des signatures de défauts accéléromètres

	r^1_{pp}	r^2_{pp}	r^3_{pp}	r^4_{pp}	r^5_{pp}	r^6_{pp}	r^7_{pp}
Acc. x							
Acc. y							
Acc. z							

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Sensibilité aux défauts capteurs (accéléromètres)

Forme explicite des résidus :

$$\begin{bmatrix} r^1_{\mathrm{pp}} \\ r^2_{\mathrm{pp}} \\ r^3_{\mathrm{pp}} \end{bmatrix} = \mathbf{v}_{\mathrm{m}} \times \mathbf{r} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} x_{\mathrm{c}} - x \\ y_{\mathrm{c}} - y \\ z_{\mathrm{c}} - z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{y}\,(z_{\mathrm{c}} - z) - \dot{z}\,(y_{\mathrm{c}} - y) \\ \dot{z}\,(x_{\mathrm{c}} - x) - \dot{x}\,(z_{\mathrm{c}} - z) \\ \dot{x}\,(y_{\mathrm{c}} - y) - \dot{y}\,(x_{\mathrm{c}} - x) \end{bmatrix}$$

$$r^4_{\mathrm{pp}} = \dot{x}\,(x_{\mathrm{c}} - x) + \dot{y}\,(y_{\mathrm{c}} - y) + \dot{z}\,(z_{\mathrm{c}} - z) - \|\mathbf{v}_{\mathrm{m}}\|\,\|\mathbf{r}\|$$

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

Table des signatures de défauts accéléromètres

	r^1_{pp}	r^2_{pp}	r^3_{pp}	r^4_{pp}	r^5_{pp}	r^6_{pp}	r^7_{pp}
Acc. x	-	X	X	X	-	-	-
Acc. y							
Acc. z							

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Sensibilité aux défauts capteurs (accéléromètres)

Forme explicite des résidus :

$$\begin{bmatrix} r^1_{\mathrm{pp}} \\ r^2_{\mathrm{pp}} \\ r^3_{\mathrm{pp}} \end{bmatrix} = \mathbf{v}_{\mathrm{m}} \times \mathbf{r} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} x_{\mathrm{c}} - x \\ y_{\mathrm{c}} - y \\ z_{\mathrm{c}} - z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{y}\,(z_{\mathrm{c}} - z) - \dot{z}\,(y_{\mathrm{c}} - y) \\ \dot{z}\,(x_{\mathrm{c}} - x) - \dot{x}\,(z_{\mathrm{c}} - z) \\ \dot{x}\,(y_{\mathrm{c}} - y) - \dot{y}\,(x_{\mathrm{c}} - x) \end{bmatrix}$$

$$r^4_{\mathrm{pp}} = \dot{x}\,(x_{\mathrm{c}} - x) + \dot{y}\,(y_{\mathrm{c}} - y) + \dot{z}\,(z_{\mathrm{c}} - z) - \|\mathbf{v}_{\mathrm{m}}\|\,\|\mathbf{r}\|$$

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

Table des signatures de défauts accéléromètres

	r^1_{pp}	r^2_{pp}	r^3_{pp}	r^4_{pp}	r^5_{pp}	r^6_{pp}	r^7_{pp}
Acc. x	-	X	X	X	-	-	-
Acc. y	X	-	X	X	-	-	-
Acc. z							

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Sensibilité aux défauts capteurs (accéléromètres)

Forme explicite des résidus :

$$\begin{bmatrix} r^1_{\mathrm{pp}} \\ r^2_{\mathrm{pp}} \\ r^3_{\mathrm{pp}} \end{bmatrix} = \mathbf{v}_{\mathrm{m}} \times \mathbf{r} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} x_{\mathrm{c}} - x \\ y_{\mathrm{c}} - y \\ z_{\mathrm{c}} - z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{y}\,(z_{\mathrm{c}} - z) - \dot{z}\,(y_{\mathrm{c}} - y) \\ \dot{z}\,(x_{\mathrm{c}} - x) - \dot{x}\,(z_{\mathrm{c}} - z) \\ \dot{x}\,(y_{\mathrm{c}} - y) - \dot{y}\,(x_{\mathrm{c}} - x) \end{bmatrix}$$

$$r^4_{\mathrm{pp}} = \dot{x}\,(x_{\mathrm{c}} - x) + \dot{y}\,(y_{\mathrm{c}} - y) + \dot{z}\,(z_{\mathrm{c}} - z) - \|\mathbf{v}_{\mathrm{m}}\|\,\|\mathbf{r}\|$$

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

Table des signatures de défauts accéléromètres

	r^1_{pp}	r^2_{pp}	r^3_{pp}	r^4_{pp}	r^5_{pp}	r^6_{pp}	r^7_{pp}
Acc. x	-	X	X	X	-	-	-
Acc. y	X	-	X	X	-	-	-
Acc. z	X	X	-	X	-	-	-

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Sensibilité aux défauts capteurs (gyromètres)

- Etude similaire pour les défauts sur les gyromètres
- Seule différence : la boucle rapide propage les défauts gyromètres dans l'équation de force, ce qui conduit à une sensibilité des 4 premiers résidus à tous les défauts gyromètres

Table des signatures de défauts accéléromètres et gyromètres

	r^1_{pp}	r^2_{pp}	r^3_{pp}	r^4_{pp}	r^5_{pp}	r^6_{pp}	r^7_{pp}
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

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Sensibilité aux défauts actionneurs (gouvernes $\delta_\mathrm{l}, \delta_\mathrm{m}, \delta_\mathrm{n}$)

L'équation des forces donne :

- $(\delta_\mathrm{l}, \delta_\mathrm{m}, \delta_\mathrm{n}) \rightarrow$ axe x , $(\delta_\mathrm{l}, \delta_\mathrm{n}) \rightarrow$ axe y , $\delta_\mathrm{m} \rightarrow$ axe z
- Or, $(y, z) \rightarrow r^1_{\mathrm{pp}}$, $(x, z) \rightarrow r^2_{\mathrm{pp}}$, $(x, y) \rightarrow r^3_{\mathrm{pp}}$ et $(x, y, z) \rightarrow r^4_{\mathrm{pp}}$

L'équation des moments donne :

- $(\delta_\mathrm{l}, \delta_\mathrm{n}) \rightarrow$ axe p , $\delta_\mathrm{m} \rightarrow$ axe q , $(\delta_\mathrm{l}, \delta_\mathrm{n}) \rightarrow$ axe r
- Par ailleurs, on a les couplages $pr \rightarrow q$ et $pq \rightarrow r$

Table des signatures de défauts actionneurs

	r^1_{pp}	r^2_{pp}	r^3_{pp}	r^4_{pp}	r^5_{pp}	r^6_{pp}	r^7_{pp}
Gouv. δ_l							
Gouv. δ_m							
Gouv. δ_n							

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Sensibilité aux défauts actionneurs (gouvernes $\delta_l, \delta_m, \delta_n$)

L'équation des forces donne :

- $(\delta_l, \delta_m, \delta_n) \rightarrow$ axe x , $(\delta_l, \delta_n) \rightarrow$ axe y , $\delta_m \rightarrow$ axe z
- Or, $(y, z) \rightarrow r^1_{pp}$, $(x, z) \rightarrow r^2_{pp}$, $(x, y) \rightarrow r^3_{pp}$ et $(x, y, z) \rightarrow r^4_{pp}$

L'équation des moments donne :

- $(\delta_l, \delta_n) \rightarrow$ axe p , $\delta_m \rightarrow$ axe q , $(\delta_l, \delta_n) \rightarrow$ axe r
- Par ailleurs, on a les couplages $pr \rightarrow q$ et $pq \rightarrow r$

Table des signatures de défauts actionneurs

	r^1_{pp}	r^2_{pp}	r^3_{pp}	r^4_{pp}	r^5_{pp}	r^6_{pp}	r^7_{pp}
Gouv. δ_l	X						
Gouv. δ_m	X						
Gouv. δ_n	X						

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Sensibilité aux défauts actionneurs (gouvernes $\delta_l, \delta_m, \delta_n$)

L'équation des forces donne :

- $(\delta_l, \delta_m, \delta_n) \rightarrow$ axe x , $(\delta_l, \delta_n) \rightarrow$ axe y , $\delta_m \rightarrow$ axe z
- Or, $(y, z) \rightarrow r^1_{pp}$, $(x, z) \rightarrow r^2_{pp}$, $(x, y) \rightarrow r^3_{pp}$ et $(x, y, z) \rightarrow r^4_{pp}$

L'équation des moments donne :

- $(\delta_l, \delta_n) \rightarrow$ axe p , $\delta_m \rightarrow$ axe q , $(\delta_l, \delta_n) \rightarrow$ axe r
- Par ailleurs, on a les couplages $pr \rightarrow q$ et $pq \rightarrow r$

Table des signatures de défauts actionneurs

	r^1_{pp}	r^2_{pp}	r^3_{pp}	r^4_{pp}	r^5_{pp}	r^6_{pp}	r^7_{pp}
Gouv. δ_l	X	X					
Gouv. δ_m	X	X					
Gouv. δ_n	X	X					

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Sensibilité aux défauts actionneurs (gouvernes $\delta_\mathrm{l}, \delta_\mathrm{m}, \delta_\mathrm{n}$)

L'équation des forces donne :

- $(\delta_\mathrm{l}, \delta_\mathrm{m}, \delta_\mathrm{n}) \rightarrow$ axe x , $(\delta_\mathrm{l}, \delta_\mathrm{n}) \rightarrow$ axe y , $\delta_\mathrm{m} \rightarrow$ axe z
- Or, $(y, z) \rightarrow r^1_{\mathrm{pp}}$, $(x, z) \rightarrow r^2_{\mathrm{pp}}$, $(x, y) \rightarrow r^3_{\mathrm{pp}}$ et $(x, y, z) \rightarrow r^4_{\mathrm{pp}}$

L'équation des moments donne :

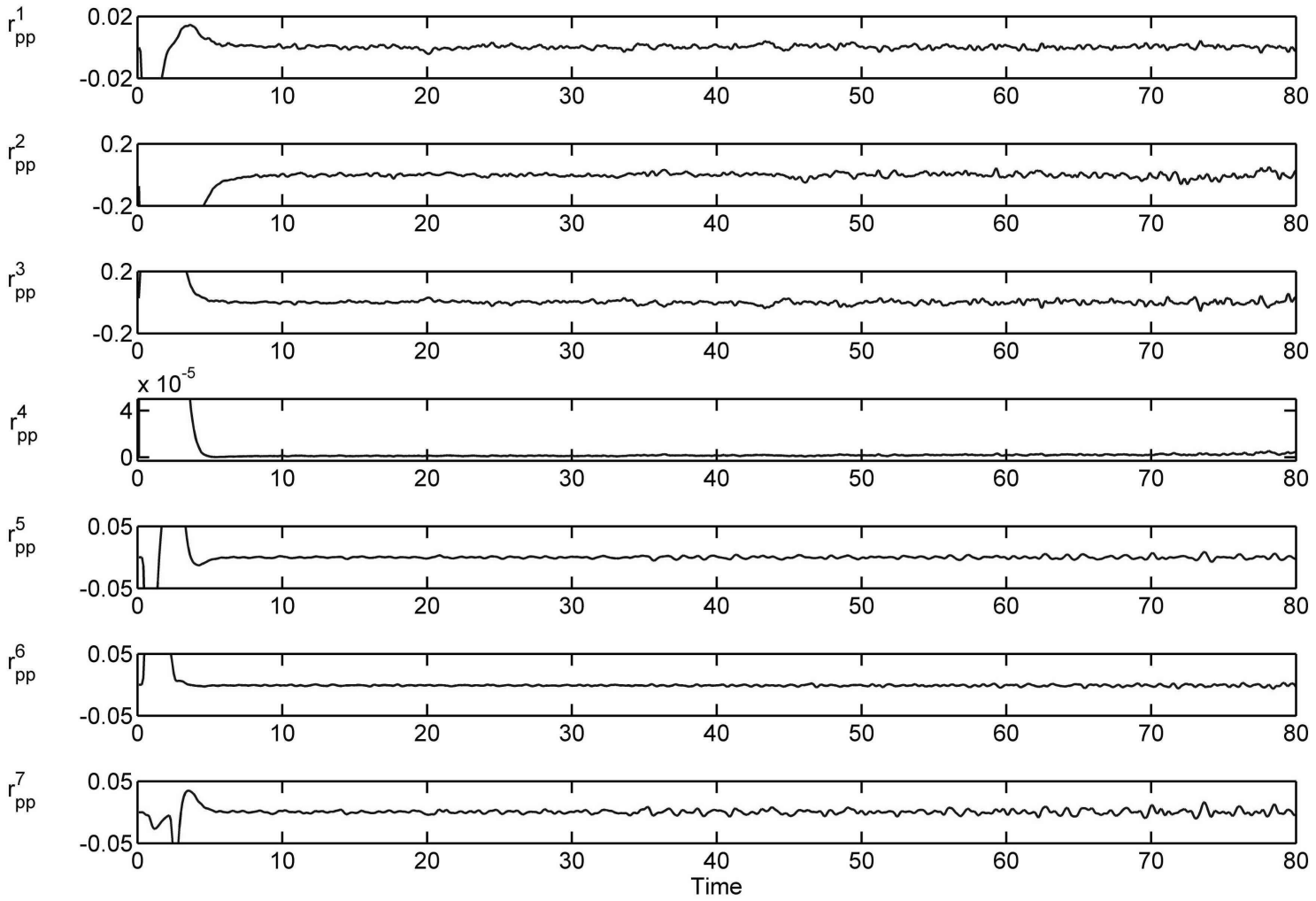
- $(\delta_\mathrm{l}, \delta_\mathrm{n}) \rightarrow$ axe p , $\delta_\mathrm{m} \rightarrow$ axe q , $(\delta_\mathrm{l}, \delta_\mathrm{n}) \rightarrow$ axe r
- Par ailleurs, on a les couplages $pr \rightarrow q$ et $pq \rightarrow r$

Table des signatures de défauts actionneurs

	r^1_{pp}	r^2_{pp}	r^3_{pp}	r^4_{pp}	r^5_{pp}	r^6_{pp}	r^7_{pp}
Gouv. δ_l	X	X	X	X	X	X	X
Gouv. δ_m	X	X	X	X	X	X	X
Gouv. δ_n	X	X	X	X	X	X	X

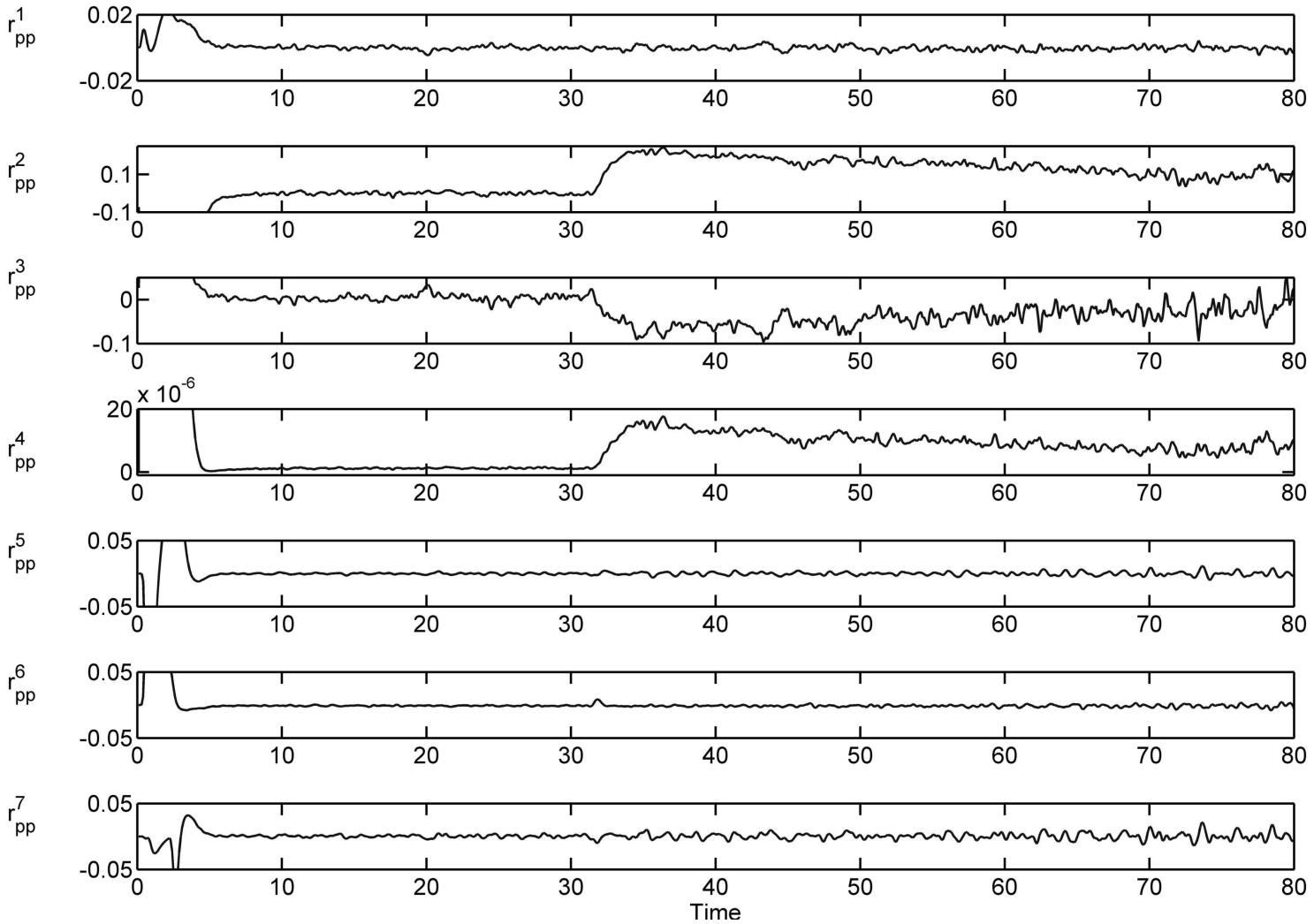
ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Scénario sans défaut - loi de poursuite



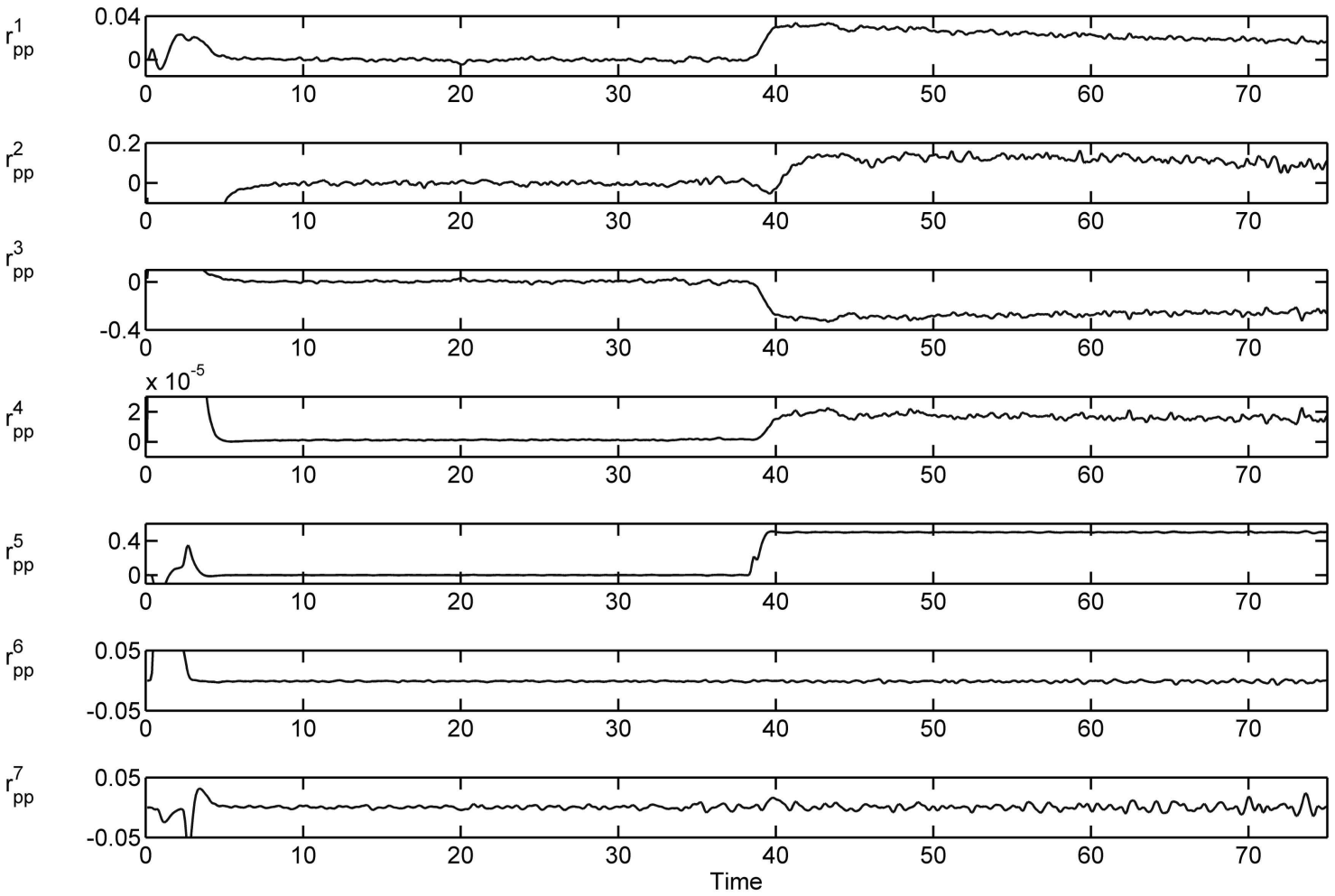
ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Défaut accéléromètre axe x (loi de poursuite)



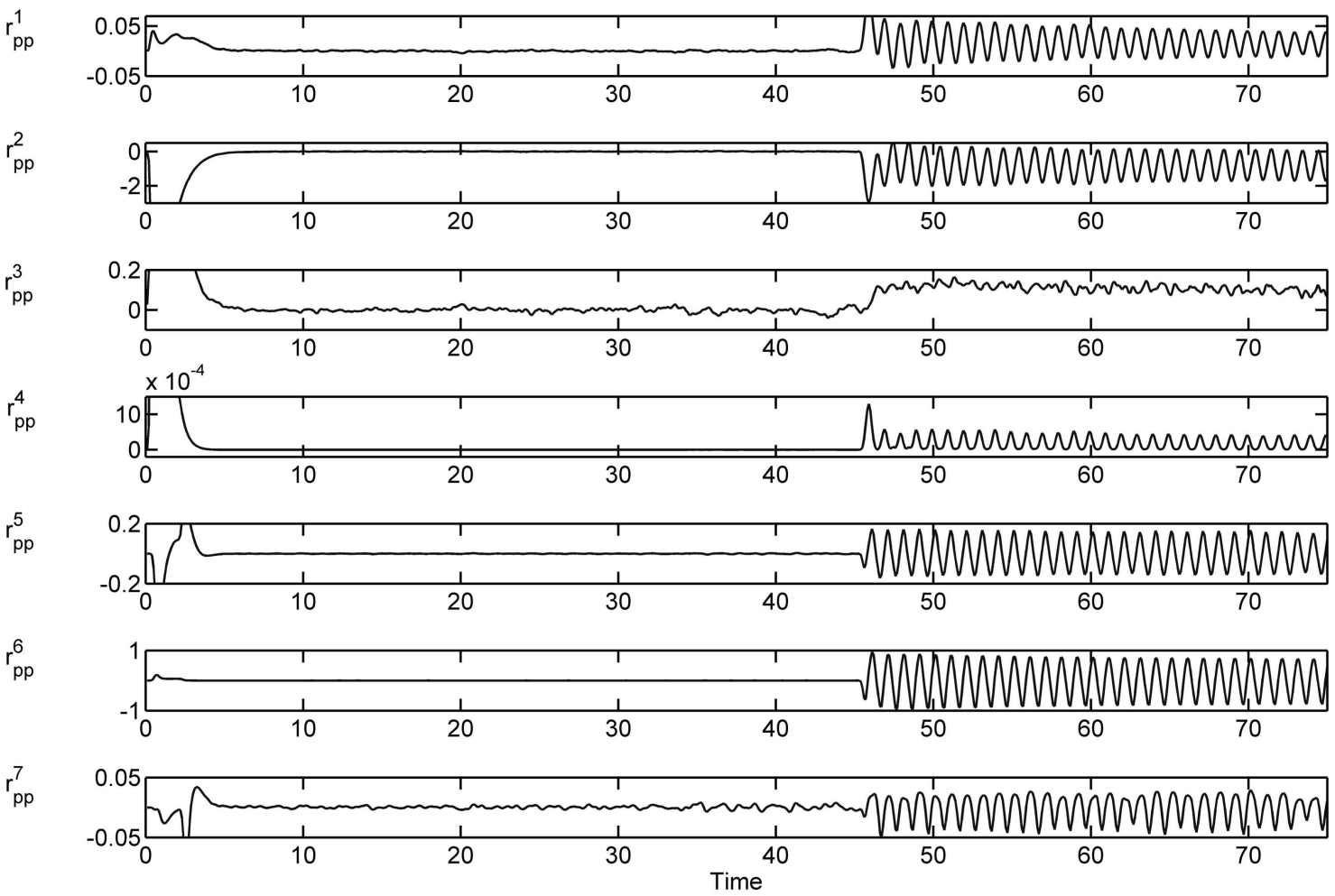
ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Défaut gyromètre p (loi de poursuite)



ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Défaut oscillatoire gouverne (loi de poursuite)



ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Remarques sur la méthode

Sur le cas test aéronautique proposé

- Détection et isolation de tous les défauts capteurs
- Détection des défauts actionneurs (signature différente des capteurs)

Commentaires

- Très faible coût de calcul : modèle géométrique de commande simple, pas besoin d'intégrer le modèle dynamique non linéaire
- Robuste aux imprécisions de modèle et de mesure (lié à la robustesse de la commande)
- Extension possible à tout système commandé 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

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Plan

Cas test aéronautique

Diagnostic basé sur l'adéquation aux objectifs de commande

Diagnostic par reconstruction analytique de la commande appliquée

Conclusions et perspectives

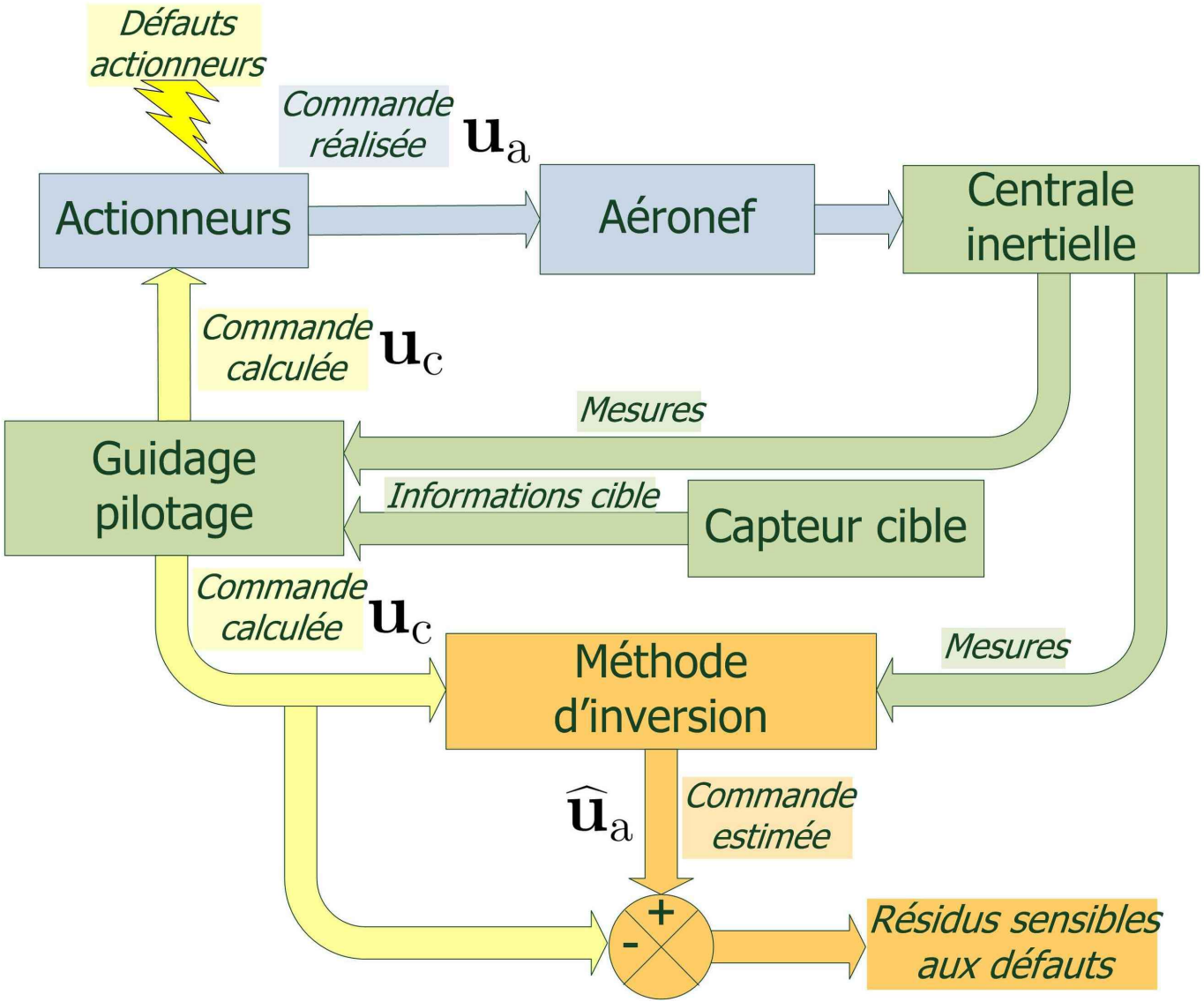
ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Principe

- Véhicules aéronautiques généralement équipés d'une centrale inertielle
- Mesure d'une partie des dérivées des variables d'état (accélération)
- Possibilité d'utiliser cette information pour générer directement des résidus détectant, isolant voire identifiant les défauts actionneurs à partir du modèle non-linéaire
- Eviter l'utilisation de dérivées des variables mesurées (bruitées et perturbées)

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Principe



ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Modèle dynamique

- Vecteur d'état : $\mathbf{x} = [\mathbf{p}_\mathrm{m}, \mathbf{v}_\mathrm{b}, \mathbf{\Theta}, \boldsymbol{\omega}]^\mathrm{T}$
- Vecteur de commande : $\mathbf{u} = [\delta_\mathrm{l}, \delta_\mathrm{m}, \delta_\mathrm{n}, \eta]^\mathrm{T}$
- Mesures centrale : $\mathbf{y} = [\mathbf{p}_\mathrm{m}, \mathbf{v}_\mathrm{m}, \mathbf{v}_\mathrm{b}, \mathbf{\Theta}, \mathbf{a}_\mathrm{b}, \boldsymbol{\omega}]^\mathrm{T}$, accélération mesurée
- Informations cible : $\mathbf{c} = [\mathbf{p}_\mathrm{c}, \mathbf{v}_\mathrm{c}]^\mathrm{T}$

Modèle dynamique non linéaire

$$\begin{cases} \mathbf{a}_\mathrm{b} = m^{-1}\left[\mathbf{f}_\mathrm{aero}\left(\mathbf{x},\mathbf{u}\right) + \mathbf{f}_\mathrm{g}(\mathbf{x})\right] & \text{equation des forces} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{I}^{-1}\left[\mathbf{m}_\mathrm{aero}\left(\mathbf{x},\mathbf{u}\right) - \left(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega}\right)\right] & \text{equation des moments} \\ \dot{\mathbf{p}}_\mathrm{m} = \mathbf{R}_\mathrm{bi}\left(\mathbf{x}\right)\mathbf{v}_\mathrm{b} & \text{changement de repere} \\ \dot{\mathbf{\Theta}} = \mathbf{R}_\Theta\left(\mathbf{x}\right)\boldsymbol{\omega} & \text{dynamique angulaire} \end{cases}$$

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Mise en forme

- Détails de l'équation des forces, $\mathbf{a}_\mathrm{b} = m^{-1}\left[\mathbf{f}_\mathrm{aero}\left(\mathbf{x},\mathbf{u}\right) + \mathbf{f}_\mathrm{g}(\mathbf{x})\right]$:

$$\left\{\begin{array}{r} a_\mathrm{bx} = -\frac{Qs_\mathrm{ref}}{m}\left[c_\mathrm{x0} + c_\mathrm{xa}\alpha + c_{\mathrm{x}\delta_\mathrm{m}}\delta_\mathrm{l} + c_{\mathrm{x}\delta_\mathrm{m}}\delta_\mathrm{m} + c_{\mathrm{x}\delta_\mathrm{n}}\delta_\mathrm{n}\right] \\ +\frac{1}{m}\left[f_\mathrm{min} + (f_\mathrm{max} - f_\mathrm{min})\eta\right] \\ a_\mathrm{by} = \frac{Qs_\mathrm{ref}}{m}\left[c_{y0} + c_{yb}\beta + c_{y\delta_\mathrm{l}}\delta_\mathrm{l} + c_{y\delta_\mathrm{n}}\delta_\mathrm{n}\right] \\ a_\mathrm{bz} = \frac{Qs_\mathrm{ref}}{m}\left[c_{z0} + c_{za}\alpha + c_{z\delta_\mathrm{m}}\delta_\mathrm{m}\right] \end{array}\right.$$

- Modèle affine en la commande, on peut écrire :

$$\begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g_{11} & g_{12} & g_{13} & g_{14} \\ g_{21} & 0 & g_{23} & 0 \\ 0 & g_{32} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_\mathrm{l} \\ \delta_\mathrm{m} \\ \delta_\mathrm{n} \\ \eta \end{bmatrix}$$

avec f_i et g_{ij} $(i = 1,2,3,\ j = 1,2,3,4)$ fonctions non-linéaires de $\mathbf{y}$

- Idée : pour chaque équation, estimer les commandes appliquées en fonction des mesures et des autres commandes

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Génération directe de résidus

- Par exemple, à partir de $f_2 = g_{21}\delta_{\mathrm{l}} + g_{23}\delta_{\mathrm{n}}$,

$$\begin{cases} \widehat{\delta}_{\mathrm{la}} = \frac{f_2 - g_{23}\delta_{\mathrm{nc}}}{g_{21}} \\ \widehat{\delta}_{\mathrm{na}} = \frac{f_2 - g_{21}\delta_{\mathrm{lc}}}{g_{23}} \end{cases}$$

- Comparer ces estimées avec leurs valeurs calculées,

$$\begin{cases} r_{21} = \widehat{\delta}_{\mathrm{la}} - \delta_{\mathrm{lc}} = \frac{f_2 - g_{23}\delta_{\mathrm{nc}}}{g_{21}} - \delta_{\mathrm{lc}} \\ r_{23} = \widehat{\delta}_{\mathrm{na}} - \delta_{\mathrm{nc}} = \frac{f_2 - g_{21}\delta_{\mathrm{lc}}}{g_{23}} - \delta_{\mathrm{nc}} \end{cases}$$

- Sensibilité aux défauts : injecter l'expression de f_2 :

$$r_{21} = \frac{g_{21}\delta_{\mathrm{la}} + g_{23}\delta_{\mathrm{na}} - g_{23}\delta_{\mathrm{nc}}}{g_{21}} - \delta_{\mathrm{lc}} = (\delta_{\mathrm{la}} - \delta_{\mathrm{lc}}) + \frac{g_{23}}{g_{21}}(\delta_{\mathrm{na}} - \delta_{\mathrm{nc}})$$

$\rightarrow$ *sensible aux défauts sur* δ_{l} *and* δ_{n} *et identification possible en* δ_{l}

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Génération de résidus supplémentaires

Combinaisons supplémentaires entre équations

A partir de la 3ème équation, on a $\widehat{\delta}_{\mathrm{ma}} = f_3/g_{32}$. Par ex., dans le résidu

$$r_{11} = \frac{f_1 - g_{12}\delta_{\mathrm{mc}} - g_{13}\delta_{\mathrm{nc}} - g_{14}\eta_{\mathrm{c}}}{g_{11}} - \delta_{\mathrm{lc}}$$

on obtient

$$\tilde{r}^1_{11} = \frac{f_1 - g_{12}\frac{f_3}{g_{32}} - g_{13}\delta_{\mathrm{nc}} - g_{14}\eta_{\mathrm{c}}}{g_{11}} - \delta_{\mathrm{lc}}$$

$\rightarrow$ *insensible aux défauts sur* δ_{m}

De même, remplacer δ_{l} et δ_{n} par les estimées provenant de la deuxième équation donne des résidus insensibles aux défauts sur ces actionneurs

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

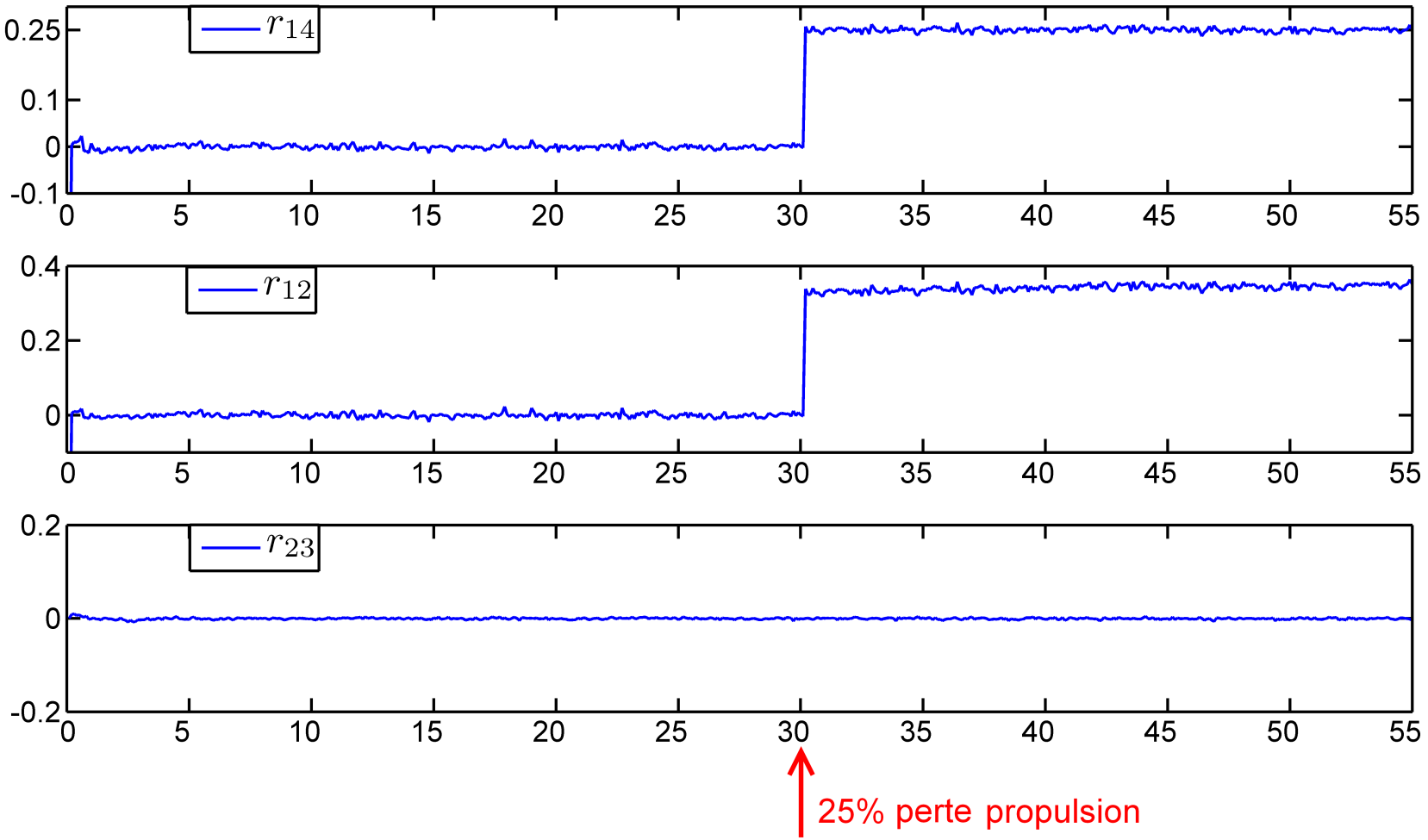
Table des signatures

- 27 résidus générés au maximum à partir des 3 équations dynamiques de départ
- 8 signatures différentes pour ces résidus
- Isolation complète des défauts actionneurs possible
- Identification de la valeur du défaut (jusqu'à 3 défauts simultanés identifiables)

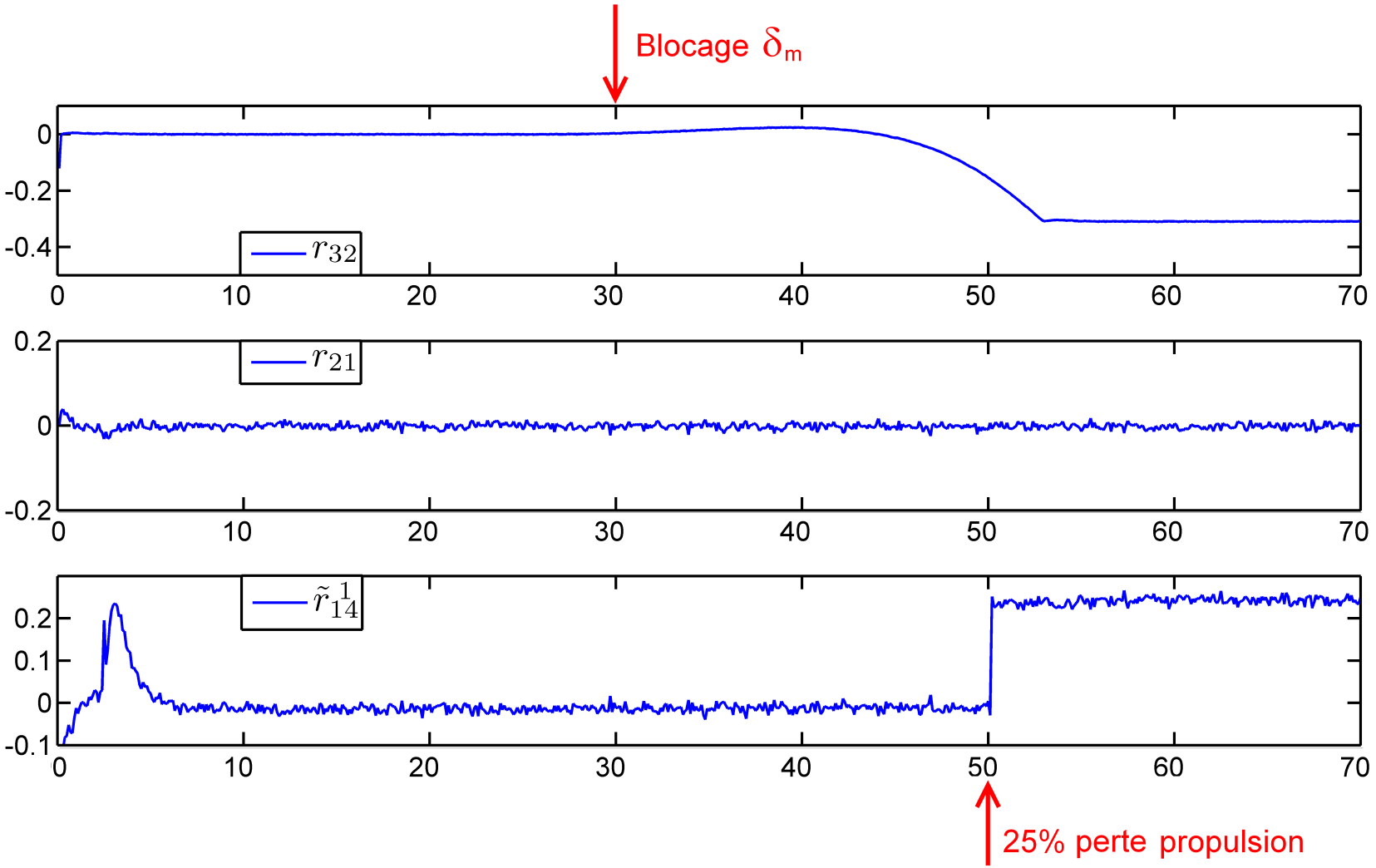
	r_{1i}	r_{21}/r_{23}	r_{32}	$\tilde{r}^1_{1i}$	$\tilde{r}^2_{1i}$	$\tilde{r}^3_{1i}$	$\tilde{r}^4_{1i}$	$\tilde{r}^5_{1i}$
δ_l	X	X	-	X	-	X	-	X
δ_m	X	-	X	-	X	X	-	-
δ_n	X	X	-	X	X	-	X	-
η	X	-	-	X	X	X	X	X

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Résidus - Perte d'efficacité de la propulsion

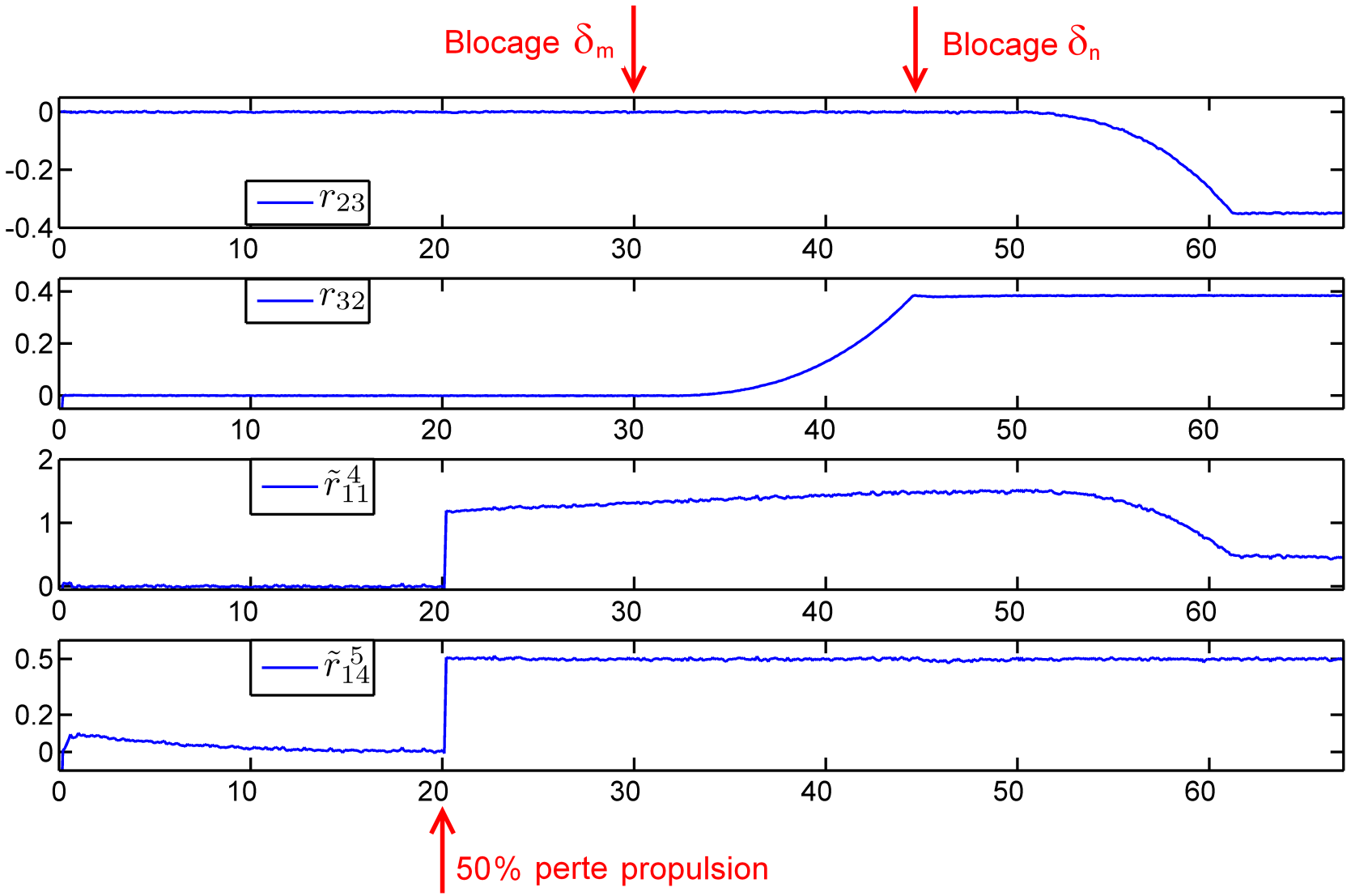


Résidus - Blocage δ_m puis perte de propulsion



ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Rédidus - Perte propulsion puis blocage δ_m puis blocage δ_n



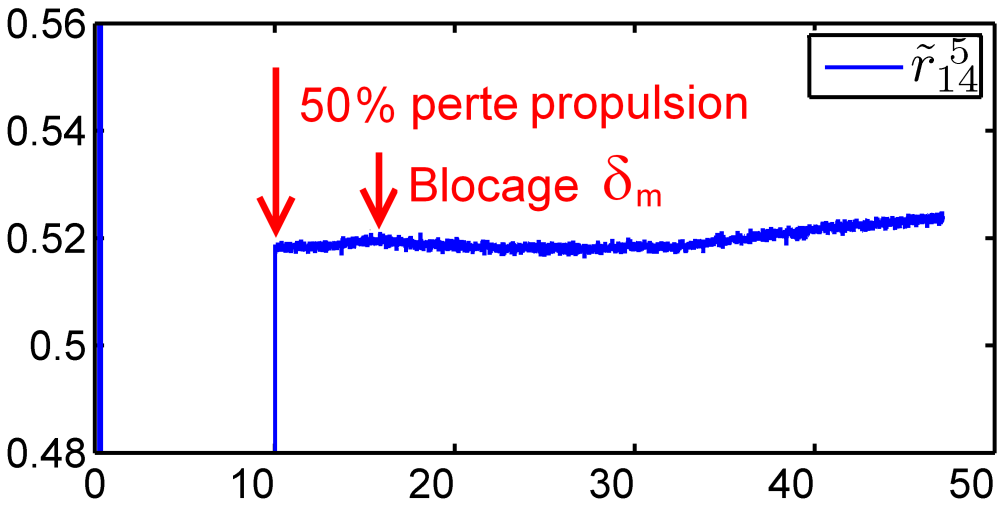
ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Robustesse des résidus

Erreur de modèle $g_{12-\mathrm{sim}} = g_{12-\mathrm{model}} + \varepsilon$, ε petit et borné

$$\tilde{r}^5_{14} = \frac{1}{g_{14}} \left[\left(g_{11} + \frac{g_{13} g_{21}}{g_{23}} \right) (\delta_{\mathrm{lc}} - \delta_{\mathrm{l}}) + \frac{g_{12} \delta_{\mathrm{m}}}{g_{23}} - \frac{(g_{12} + \varepsilon)\, \delta_{\mathrm{m}}}{g_{23}} + g_{13} (\delta_{\mathrm{n}} - \delta_{\mathrm{n}}) \right] + (\eta_{\mathrm{c}} - \eta)$$

$$\tilde{r}^5_{14} = (\eta_{\mathrm{c}} - \eta) + \frac{g_{11} g_{23} + g_{13} g_{21}}{g_{14} g_{23}} (\delta_{\mathrm{lc}} - \delta_{\mathrm{l}}) - \frac{\varepsilon \delta_{\mathrm{m}}}{g_{23} g_{14}}$$



Zoom sur le résidu $\tilde{r}^5_{14}$

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Remarques sur la méthode

Sur le cas test aéronautique proposé

- Détection, isolation, voire identification de tous les défauts actionneurs

Commentaires

- Faible coût de calcul : résidus statiques, codage en dur possible
- Robustesse aux erreurs de modèle acceptable et quantifiable
- Description formelle de l'algorithme (cf NOLCOS 2010), implémentation MAPLE

Limites :

- Influence possible des transitoires sur les résidus statiques
  Solution envisagée : horizon glissant

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Plan

Cas test aéronautique

Diagnostic basé sur l'adéquation aux objectifs de commande

Diagnostic par reconstruction analytique de la commande appliquée

Conclusions et perspectives

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Conclusions et perspectives

Méthode basée sur les objectifs de commande

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

Méthode de reconstruction de la commande

- Utilisation de mesures de dérivées des variables d'état (accélération)
- Faible coût de calcul : résidus statiques, codage en dur possible
- Détection, isolation et identification des défauts actionneurs

Complémentarité des deux méthodes

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

Publications

Etat de l'art en diagnostic et définition du cas-test aéronautique

- *3rd European Conference for Aero-Space Sciences, EUCASS 2009*

Diagnostic en boucle fermée par analyse des objectifs de commande

- *7th Workshop on Advanced Control and Diagnosis, ACD 2009* - Finalist for the best application paper award
- *6ème Conférence Internationale Francophone d'Automatique, CIFA 2010*

Diagnostic à base de modèle avec mesures de type centrale inertielle

- *8th IFAC Symposium on Nonlinear Control Systems, NOLCOS 2010*
- *IEEE Conference on Control and Fault-Tolerant Systems, SYSTOL 2010*

Réglage automatique et comparaison de méthodes

- *IEEE SYSTOL 2010*
- *Soumission IFAC WC 2011*

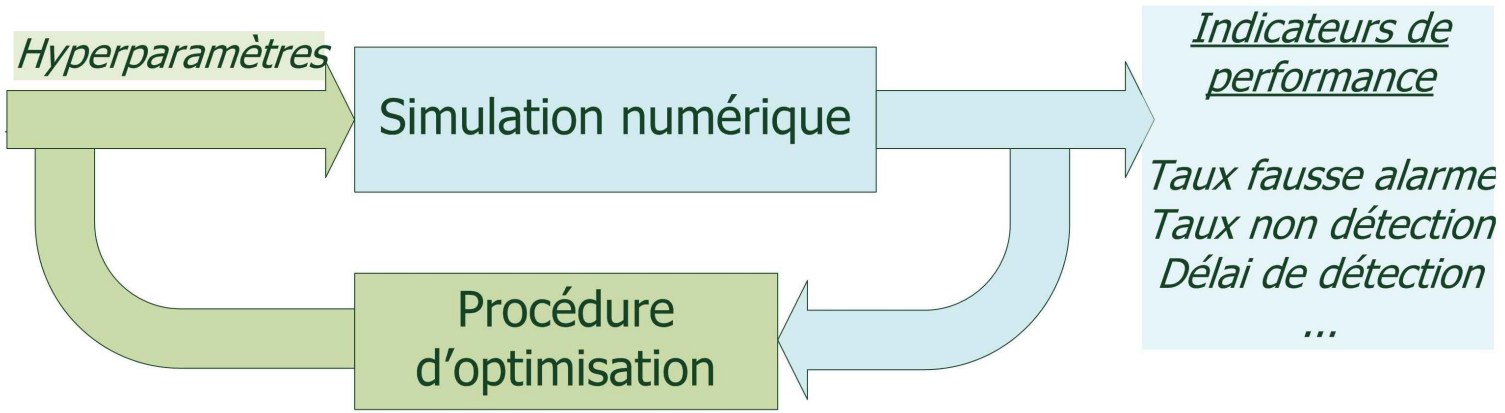
Réglage automatique de méthodes

Hyperparamètres des méthodes de diagnostic

Gains d'observateur, matrices de covariance d'un Kalman, seuils, taille de changement à détecter, largeur d'une fenêtre glissante...

Réglage des hyperparamètres

- Nécessaire pour une comparaison objective entre méthodes
- Nécessite de nombreuses simulations d'un cas test
- Minimisation globale d'indicateurs de performances



ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Méthodologie de réglage de méthodes

Réglage vu comme une *Computer Experiment*

- Modèle de substitution de la simulation complexe par Krigeage
- Recherche itérative du minimum global à partir de la prédiction par Krigeage, par *Efficient Global Optimization*

Principe général

- Information sur la qualité de la prédiction fournie par Krigeage
- Compromis recherche globale (exploration zones mal connues) et recherche locale (proche du dernier minimiseur connu)
- Recherche itérative jusqu'à atteindre un seuil de précision ou un nombre d'évaluations maximal
- Permet de minimiser une fonction inconnue avec peu de simulations