



Méthodologie pour la sécurisation en vol d'un aéronef sans ajout de capteur

Julien Marzat
DCPS - 3ème année

Branche TIS - Journées des thèses 2011
Palaiseau, 26 janvier 2011



retour sur innovation

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

- ❶ « Sécurisation » : détecter de manière précoce les modes de fonctionnement anormaux → *Diagnostic des systèmes*
- ❷ « Sans ajout de capteur » : utiliser les capteurs / actionneurs préexistants et non-redondants → *Redondance Analytique*
- ❸ « 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)

Notions de diagnostic des systèmes

Cas test aéronautique

Diagnostic fondé sur l'adéquation aux objectifs de commande

Diagnostic par reconstruction analytique de la commande appliquée

Conclusions

Notions de diagnostic des systèmes

Cas test aéronautique

Diagnostic fondé sur l'adéquation aux objectifs de commande

Diagnostic par reconstruction analytique de la commande appliquée

Conclusions

Le diagnostic des systèmes : définitions

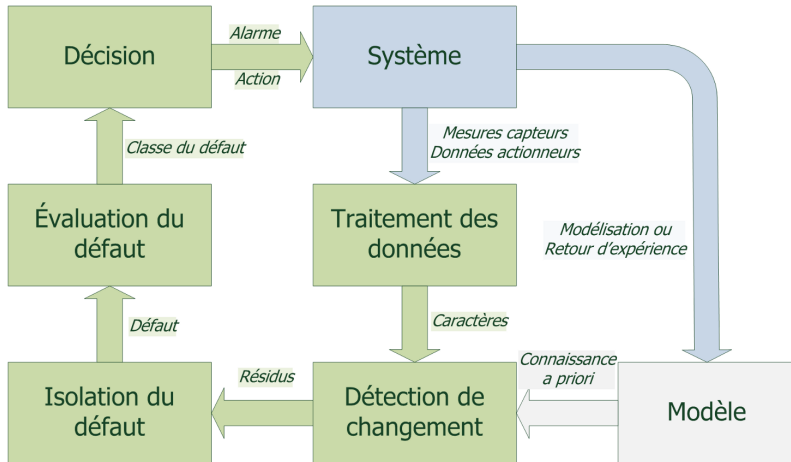
Défaut : Déviation dans les caractéristiques attendues des éléments constitutifs du système
(capteurs, actionneurs, paramètres internes)

Diagnostic : Ensemble de tâches permettant de conclure sur l'existence ou non d'un défaut : *Détection, Isolation* voire *Identification* de défauts, *Reconfiguration*

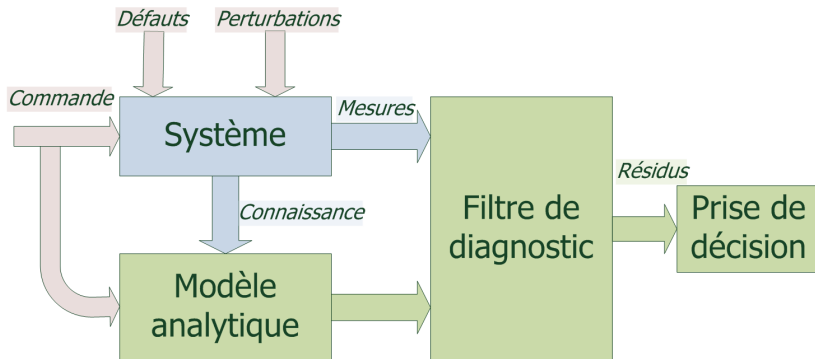
Résidus : Signaux permettant la mise en évidence de défauts

Modèle : Représentation dynamique du système, explicite et à base de connaissances

Le diagnostic des systèmes : principe



Approche à base de modèles



Approches classiques à base de modèles (observateur, Kalman...)

- Linéarisation du modèle dynamique
- Information de commande en boucle fermée rarement exploitée
- Charge de calcul (bancs de filtres, intégration numérique)

Objectifs des approches développées

- Exploiter le modèle non linéaire
- Prise en compte du caractère bouclé du système
- Génération de résidus supplémentaires à faible coût de calcul

Notions de diagnostic des systèmes

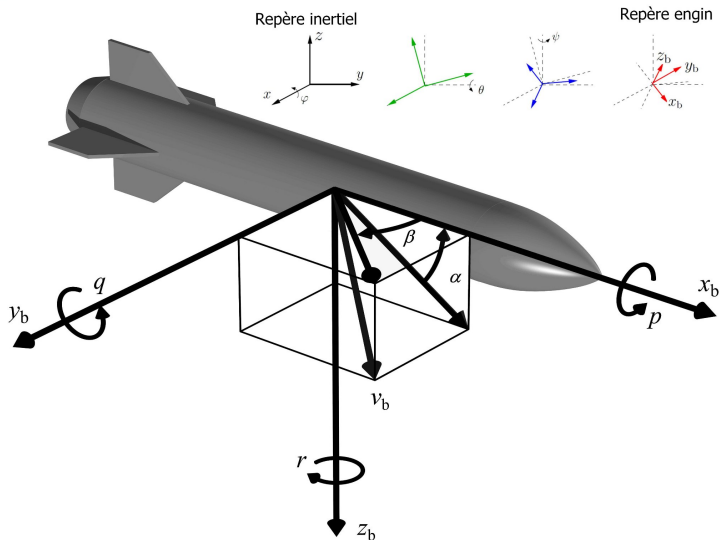
Cas test aéronautique

Diagnostic fondé sur l'adéquation aux objectifs de commande

Diagnostic par reconstruction analytique de la commande appliquée

Conclusions

Cas d'étude : missile intercepteur - 6 DDL



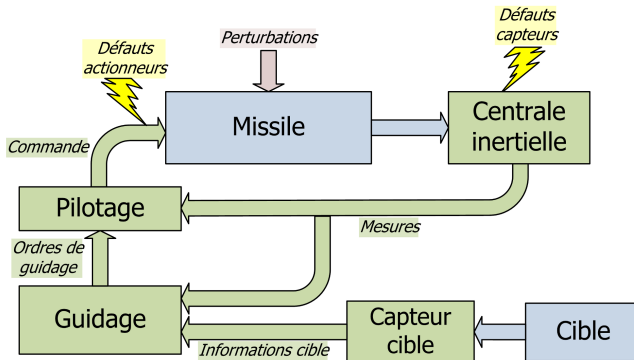
Modèle dynamique de l'aéronef

- Vecteur d'état : $\mathbf{x} = [\mathbf{p}_m, \mathbf{v}_b, \boldsymbol{\Theta}, \boldsymbol{\omega}]^T$, $\mathbf{p}_m$ position en repère inertiel, $\mathbf{v}_b$ vitesse en repère engin, $\boldsymbol{\Theta}$ orientation, $\boldsymbol{\omega}$ vitesse angulaire
- Actionneurs : $\mathbf{u} = [\delta_l, \delta_m, \delta_n, \eta]^T$, gouvernes et propulsion
- Mesures centrale inertielle (accéléromètres et gyromètres)
- Informations cible : position et vitesse cible

Modèle dynamique non linéaire

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

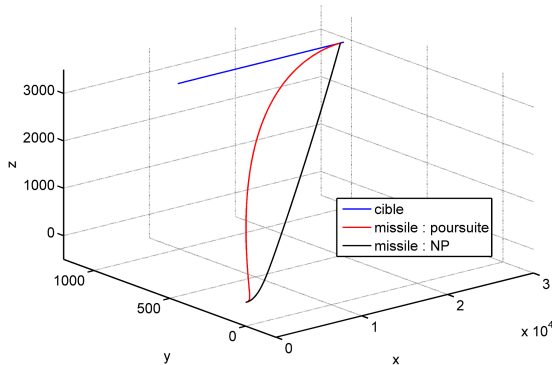
Schéma de commande pour l'interception



Objectif : faire tendre vers zéro la distance missile-cible

- **Guidage** : calcule la trajectoire et 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

Deux lois de guidage classique pour l'interception



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

Modélisation des incertitudes et défauts

Centrale Inertielle : incertitude de mesure

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

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

Notions de diagnostic des systèmes

Cas test aéronautique

Diagnostic fondé sur l'adéquation aux objectifs de commande

Diagnostic par reconstruction analytique de la commande appliquée

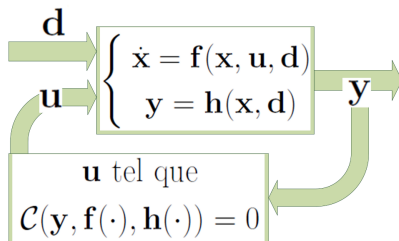
Conclusions

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

→ *Diagnostic* : adéquation du système aux 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 vitesse rotation $\dot{\mathbf{r}}$

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

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

Résidus de pilotage

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

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

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 vitesse rotation $\dot{\mathbf{r}}$

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

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

Résidus de pilotage

Stabilisation souhaitée : vitesse angulaire $\omega \approx 0$

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

Sensibilité des résidus aux défauts capteurs et actionneurs

Défauts accéléromètres et gyromètres : détectables et isolables

	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

Défauts actionneurs : seulement détectables

	r_{pp}^1	r_{pp}^2	r_{pp}^3	r_{pp}^4	r_{pp}^5	r_{pp}^6	r_{pp}^7
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

Sensibilité des résidus aux défauts capteurs et actionneurs

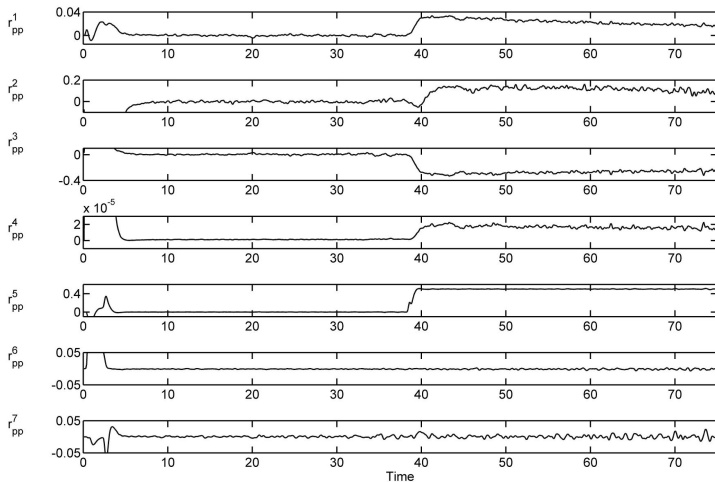
Défauts accéléromètres et gyromètres : détectables et isolables

	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

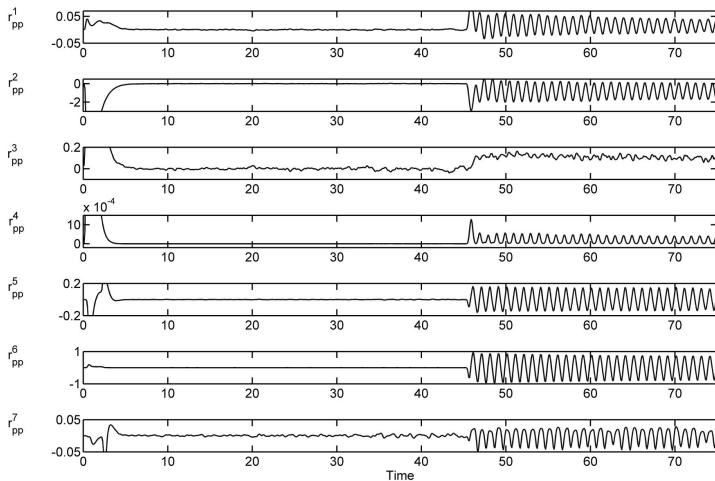
Défauts actionneurs : seulement détectables

	r_{pp}^1	r_{pp}^2	r_{pp}^3	r_{pp}^4	r_{pp}^5	r_{pp}^6	r_{pp}^7
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

Résidus avec défaut gyromètre p (loi de poursuite)



Résidus avec défaut oscillatoire gouverne (loi de poursuite)



Notions de diagnostic des systèmes

Cas test aéronautique

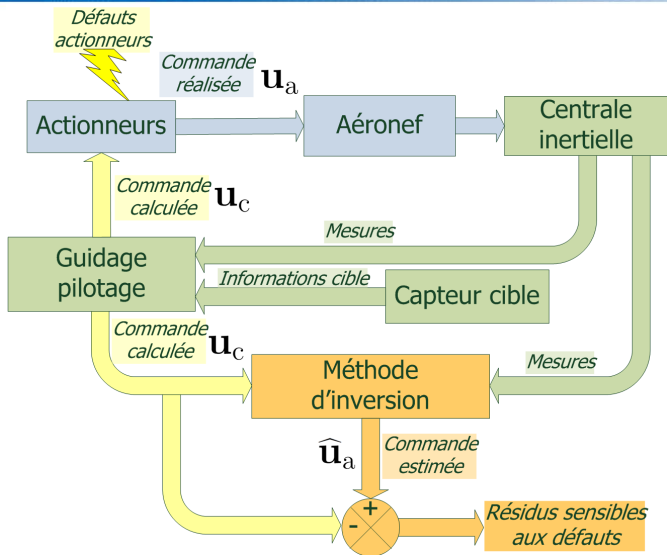
Diagnostic fondé sur l'adéquation aux objectifs de commande

Diagnostic par reconstruction analytique de la commande appliquée

Conclusions

- 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)

Principe



Modèle dynamique

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

Modèle dynamique non linéaire

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

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

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

- Modèle affine en la commande, on peut écrire :

$$\begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g_{11} & g_{12} & g_{13} & g_{14} \\ g_{21} & 0 & g_{23} & 0 \\ 0 & g_{32} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_l \\ \delta_m \\ \delta_n \\ \eta \end{bmatrix}$$

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

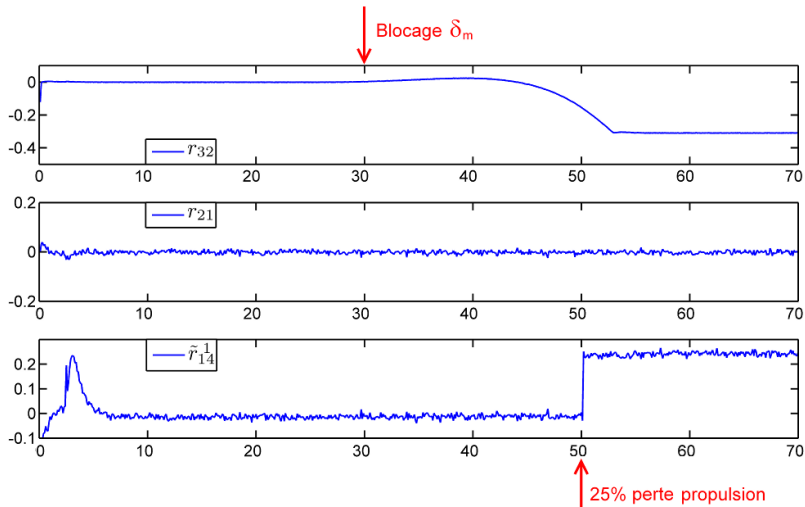
- Idée : pour chaque équation, estimer les commandes appliquées en fonction des mesures et des autres commandes

Table des signatures

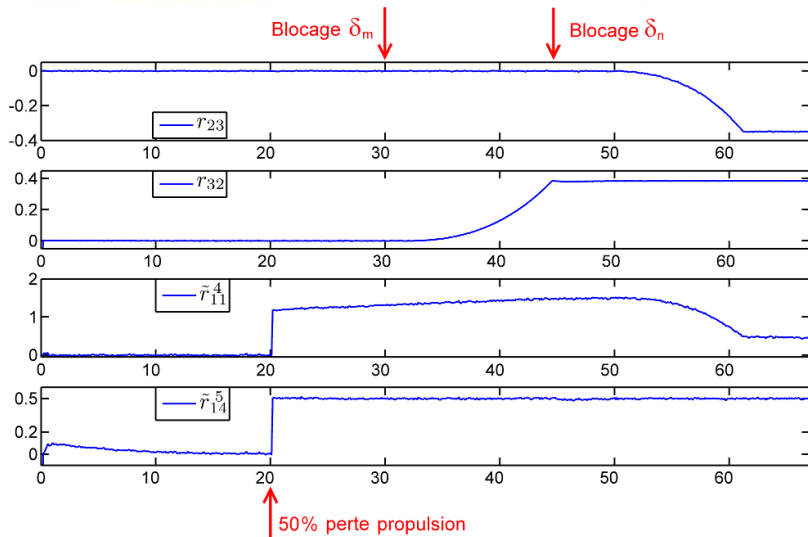
- *Combinaisons supplémentaires entre équations*
- 27 résidus générés au maximum à partir des 3 équations dynamiques de départ
- 8 signatures différentes pour ces résidus
- Isolation complète des défauts actionneurs possibles
- Identification de la valeur du défaut (jusqu'à 3 défauts simultanés identifiables)

	r_{1i}	r_{21}/r_{23}	r_{32}	$\tilde{r}_{1i}^1$	$\tilde{r}_{1i}^2$	$\tilde{r}_{1i}^3$	$\tilde{r}_{1i}^4$	$\tilde{r}_{1i}^5$
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

Résidus - Blocage de gouverne puis perte de propulsion



Rédidus - Perte propulsion et deux blocages successifs



Notions de diagnostic des systèmes

Cas test aéronautique

Diagnostic fondé sur l'adéquation aux objectifs de commande

Diagnostic par reconstruction analytique de la commande appliquée

Conclusions

Conclusions

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

Conclusions

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

Conclusions

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*
- *Soumission à une revue internationale (Journal of Aerospace Engineering)*

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 de méthodes, optimisation globale

- *IEEE Conference on Control and Fault-Tolerant Systems, SYSTOL 2010*
- *IEEE Conference on Machine Learning and Applications, ICMLA 2010*
- *Soumission IFAC WC 2011*
- *2 soumissions revues (Journal of Global Optimization, Neurocomputing)*

Génération directe de résidus

- Par exemple, à partir de $f_2 = g_{21}\delta_l + g_{23}\delta_n$,

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

- Comparer ces estimées avec leurs valeurs calculées,

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

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

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

→ *sensible aux défauts sur δ_l and δ_n et identification possible en δ_l*