

# Détection de pannes oscillatoires dans le système de commande de vol d'avion

Do Hieu TRINH<sup>1</sup>, Benoît MARX<sup>1</sup>, Philippe GOUPIL<sup>2</sup>, José RAGOT<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Centre de Recherche en Automatique de Nancy,

UMR 7039 – Nancy-Université, CNRS

2, Avenue de la forêt de Haye. 54516 Vandœuvre, France.

{Do-Hieu.Trinh,Benoît.Marx,Jose.Ragot}@ensem.inpl-nancy.fr

<sup>2</sup>EDYC-CC Flight Control System, AIRBUS Operations S.A.S

316 route de Bayonne. 31300 Toulouse, France.

Philippe.Goupil@airbus.com

**Résumé**— L'objectif de cette étude est la détection d'une panne oscillatoire (inconnue et bornée) pouvant affecter le système de commande d'une gouverne d'avion. Outre le fait que la panne peut engendrer des charges supplémentaires sur la structure de l'avion, elle peut exciter un phénomène de résonance. La détection précoce de ce type de panne est donc une nécessité vis-à-vis de la sécurité. À partir d'un modèle analytique du système de commande de gouverne, on peut établir un modèle dit de bon fonctionnement traduisant le comportement du système en l'absence de défaillance, ainsi que des modèles de dysfonctionnement correspondant à des types de pannes différentes. Cela permet alors de générer des signaux de résidu permettant de détecter le défaut.

**Mots-clés**— Capteur Logiciel, Détection et Localisation de Défauts, Pannes Oscillatoires, Gouverne

## I. INTRODUCTION

La sûreté de fonctionnement d'un processus physique peut être mise en cause lors de l'apparition de défauts, ces défauts pouvant affecter le processus lui-même ou ses organes de conduite. Ce constat a naturellement conduit à la mise en œuvre de systèmes de surveillance dont l'objectif est d'être capable, à tout instant, de fournir l'état de fonctionnement des différents organes constitutifs d'un système. Lorsqu'un défaut apparaît, il doit être détecté le plus rapidement possible, même dans le cas où tous les signaux observés restent dans leurs limites admissibles. Il doit ensuite être localisé et sa cause identifiée. Ainsi, les classiques étapes d'observation et de suivi doivent-elles être assistées par une étape plus « intelligente ». Cette étape, souvent appelée *surveillance*, utilise l'ensemble des informations disponibles au moyen d'un modèle explicite ou implicite. Dans cette étude, l'objectif est la détermination de défauts pouvant affecter une gouverne d'avion, plus précisément d'un aileron. Ce type de défauts fait l'objet, depuis peu, d'études particulières notamment sur l'avion Airbus A380 [1], [3], [6]. On trouve des exemples de détection de défauts oscillants dans d'autres domaines [4], [5]. Dans ce qui suit, on propose quelques éléments ayant permis d'établir une méthodologie de détection de ce type de défauts à partir, d'une part, de capteurs existants et, d'autre part, de capteurs virtuels ou logiciels capables de reconstruire une grandeur grâce à un modèle.

Le principe de la surveillance est présenté dans la section II et la conception d'un capteur logiciel de détection de panne oscillatoire dans la section III. La section IV traite

le problème de détection et localisation de défauts par test d'écart type. Ce problème est traité dans la section V par test de corrélation. Quelques conclusions et perspectives terminent la communication.

## II. MODÉLISATION DU SYSTÈME ÉTUDIÉ

Le principe adopté repose sur le test d'adéquation des mesures disponibles sur le système (gouverne de l'avion) vis-à-vis de son modèle. De ce fait, il est nécessaire d'établir le modèle de fonctionnement du système, de générer grâce à ce modèle et aux mesures disponibles un indicateur de défaillance, d'analyser cet indicateur de défaillance pour détecter de la façon la plus précoce possible la présence d'une défaillance. En ce qui concerne le modèle, on peut établir un modèle dit de bon fonctionnement traduisant le comportement du système en l'absence de défaillance et des modèles de dysfonctionnement correspondant ici à deux types de pannes nommées dans le jargon « panne liquide » et « panne solide » selon qu'un signal perturbateur se superpose ou se substitue au signal de commande [1].

Dans cette application, les variables caractéristiques de la gouverne sont énumérées dans la table 1.

TABLE I  
VARIABLES DU SYSTÈME

$x$	position de l'actionneur de la gouverne
$u$	ordre de commande de position de l'actionneur
$F_a$	force aérodynamique appliquée à la gouverne
$\Delta P$	différence de pression hydraulique aux bornes de l'actionneur
$K_a$	coefficient d'amortissement de l'actionneur adjacent (cas de 2 actionneurs par gouverne)
$\Delta P_{ref}$	pression de référence
$\tau$	retard de transmission lié au capteur
$S$	section du piston de l'actionneur
$K$	gain du régulateur
$V_0$	vitesse commandée par le régulateur
$x_d$	position (en degrés) de l'aileron.

Le modèle de bon fonctionnement,  $M_b$ , est décrit structurellement de la façon suivante :

$$M_b = \begin{cases} \dot{x}_b(t) = V_0(t) \sqrt{\frac{S\Delta P_i(t) + \text{sign}(V_0(t))F_a(t)}{S\Delta P_{ref} + K_a(t)V_0^2(t)}} \\ V_0(t) = K(u(t) - x(t - \tau)) \\ \Delta P(t) = f_1(x_d(t)), \\ K_a(t) = f_2(x_d(t)) \\ F_a(t) = f_3(M_a(t), x_d(t), V_{av,x}(t)) \\ x_d(t) = f_4(x(t), \tau) \end{cases} \quad (1)$$

la structure des fonctions  $f_i(\cdot)$  n'étant pas précisée ici. Les quantités  $\Delta P(t)$ ,  $K_a(t)$  et  $F_a(t)$  sont liées à des perturbations externes (taux de roulis, vitesse de l'air par exemple) et jouent elles-mêmes le rôle de perturbation sur les gouvernes de l'avion dont on peut connaître le domaine de variation. Les modèles de dysfonctionnement, de type panne solide et liquide, prennent respectivement les formes :

$$M_s = \begin{cases} \dot{x}_s(t) = V_{0,s}(t) \sqrt{\frac{S\Delta P_0 - F_{a0}}{S\Delta P_{ref} + K_0 V_{0,s}^2(t)}} \\ V_{0,s}(t) = S_{def,s}(t) \end{cases} \quad (2)$$

$$M_\ell = \begin{cases} \dot{x}_\ell(t) = V_{0,\ell}(t) \sqrt{\frac{S\Delta P(t) - F_a(t)}{S\Delta P_{ref} + K_a(t)V_{0,\ell}^2(t)}} \\ V_{0,\ell}(t) = K(u(t) - x_\ell(t - \tau)) + S_{def,\ell}(t) \end{cases} \quad (3)$$

où les grandeurs  $\Delta P_0$ ,  $K_0$  et  $F_{a0}$  sont des constantes correspondant à la situation de défaut et où  $S_{def}(t)$  représente le signal oscillatoire origine du défaut de fréquence inconnue mais caractérisé par un intervalle de fréquences connu.

Le principe de la surveillance, qui consiste donc à déterminer à chaque instant quel mode du système  $M_b$ ,  $M_s$  ou  $M_\ell$  est actif, fait l'objet de la section 3.

### III. CONCEPTION D'UN CAPTEUR LOGICIEL DE DÉTECTION DE PANNE OSCILLATOIRE

En intégrant les équations (1), (2) et (3) relatives aux trois modes de fonctionnement de la gouverne ( $M_b$ ,  $M_s$ ,  $M_\ell$ ), on obtient l'évolution des sorties notées respectivement  $x_b$ ,  $x_s$  et  $x_\ell$ . On parle dans ce cas de capteurs logiciels, car la simulation fournit une information comparable à celle d'un capteur physique, sous réserve que le modèle utilisé soit représentatif du système. Cela permet de proposer une stratégie de diagnostic résumée dans le tableau II.

TABLE II  
STRATÉGIE DE DÉTECTION DE DÉFAUT

$E_1$	A l'instant $t$ , acquérir les mesures disponibles
$E_2$	Evaluer les sorties ( $x_b(t)$ , $x_s(t)$ , $x_\ell(t)$ ) des trois modèles
$E_3$	Calcul des résidus $r_\lambda(t) = x(t) - x_\lambda(t)$ , $\lambda = b, s, \ell$
$E_4$	Test de comparaison des résidus $r_\lambda(t)$ à un seuil
$E_5$	Test de persistance de la comparaison temporelle
$E_6$	Prise de décision de l'apparition d'un défaut

De la comparaison des résultats de ces simulations aux grandeurs mesurées par les capteurs physiques résultent trois signaux résiduels permettant de déterminer le modèle

le plus représentatif du comportement de la gouverne et donc de déterminer le type de défaut étant éventuellement apparu. Notons que l'une des difficultés majeures de la mise en œuvre de cette technique est due au fait que le système physique est soumis à des perturbations difficilement mesurables ( $\Delta P(t)$ ,  $K_a(t)$  et  $F_a(t)$ ). Dans [2], les auteurs ont montré que  $\Delta P(t)$  et  $F_a(t)$  ne peuvent pas être identifiés simultanément et ils ont choisi de fixer  $\Delta P(t)$  à une valeur puis d'identifier  $K_a(t)$  et  $F_a(t)$ . Compte tenu de la complexité de l'estimation de  $K_a(t)$  et  $F_a(t)$  et compte tenu également de la puissance du calculateur de commandes de vol, le modèle a été simplifié, en fixant les trois perturbations  $\Delta P(t)$ ,  $K_a(t)$  et  $F_a(t)$  à des valeurs fixes nominales. Par exemple, pour un scénario représentatif de vol, nous avons choisi  $\Delta P(t) = 187$ ,  $K_a(t) = 0.22$  et  $F_a(t) = -12000$ . À partir de l'équation 1, on établit l'évolution de la sortie  $x_b(t)$  comme suit :

$$M_b = \begin{cases} \dot{x}_b(t) = V_0(t) \sqrt{\frac{S\Delta P_b + \text{sign}(V_0(t))F_{ab}}{S\Delta P_{ref} + K_{ab}V_0^2(t)}} \\ V_0(t) = K(u(t) - x_b(t - \tau)) \\ \Delta P_b = 187, K_{ab} = 0.22, F_{ab} = -12000 \end{cases} \quad (4)$$

La figure 1 visualise la commande  $u$ , la sortie  $x$  du modèle complet, celle de son modèle simplifié  $x_b$  et l'écart  $r_b$  entre ces deux sorties ; la faible amplitude de cet écart justifie l'utilisation du modèle simplifié.

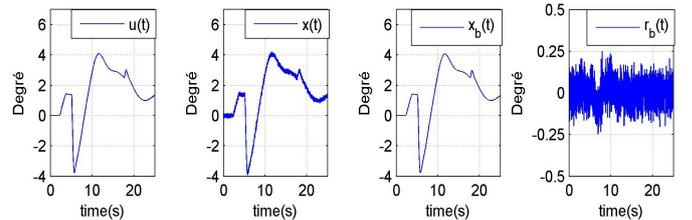


Fig. 1. Validation du modèle simplifié

Pour les modèles de dysfonctionnement de type panne solide et liquide (2 et 3), nous utilisons également des valeurs fixes des perturbations :

$$\begin{aligned} M_s : \quad \Delta P_s &= 193 \quad K_s = 0.22 \quad F_s = 0 \\ M_\ell : \quad \Delta P_\ell &= 165 \quad K_\ell = 0.22 \quad F_\ell = -6000 \end{aligned} \quad (5)$$

Dans la suite l'isolation d'une oscillation d'aileron d'amplitude de 0.5 degré et de fréquence 1.5 Hz sera considérée. Ce cas correspond à un signal de défaut  $S_{def}(t)$  :

$$\begin{aligned} \text{Panne solide :} \quad S_{def,s}(t) &= 0.448 \sin(3\pi t) \\ \text{Panne liquide :} \quad S_{def,\ell}(t) &= 1.07 \sin(3\pi t) \end{aligned} \quad (6)$$

Avec les valeurs (5) et le modèle de la panne (6) appliqués aux modèles de dysfonctionnement (2 et 3), nous pouvons obtenir des sorties permettant d'utiliser la procédure de détection de défauts (table II). Notons que le pas d'échantillonnage est de 0.01 seconde.

### IV. DÉTECTION DE DÉFAUT PAR TEST D'ÉCART TYPE

#### A. Génération de résidus

Avec la mesure réelle de la position de l'aileron et les sorties correspondantes aux modes de fonctionnement du

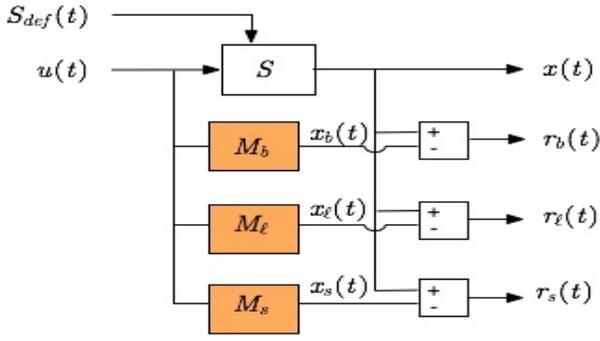


Fig. 2. Banc de résidus pour la détection de panne

système, nous pouvons établir trois résidus comme indiqué à la figure 2. La figure 3, obtenue à partir des trois modes de fonctionnement, représente les résidus  $r_b(t)$ ,  $r_s(t)$  et  $r_\ell(t)$  dans le cas sans défaut. On constate, sans ambiguïté, en l'absence de défaut, que l'amplitude du résidu  $r_b(t)$  est limitée à environ 0.2 degré; en revanche les résidus  $r_s(t)$  et  $r_\ell(t)$  oscillent avec une amplitude sensiblement plus grande.

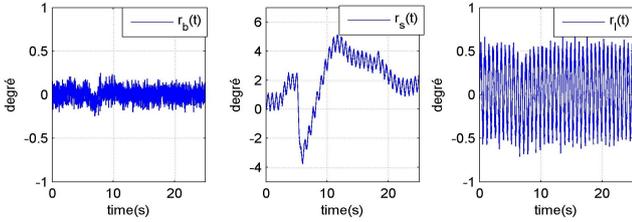


Fig. 3. Résidus des trois modèles  $M_b$ ,  $M_s$  et  $M_\ell$  : cas sans défaut

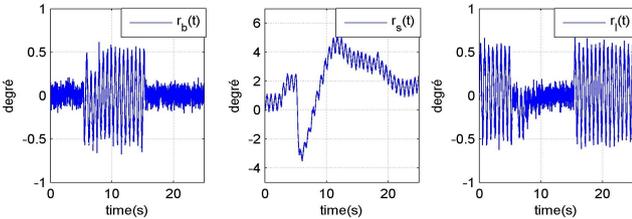


Fig. 4. Résidus des trois modèles  $M_b$ ,  $M_s$  et  $M_\ell$  : panne liquide

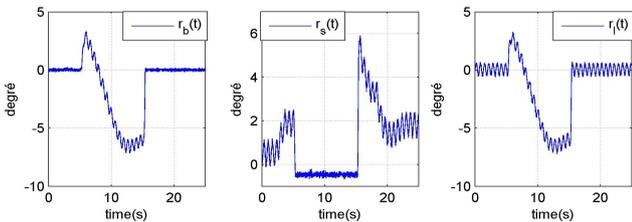


Fig. 5. Résidus des trois modèles  $M_b$ ,  $M_s$  et  $M_\ell$  : panne solide

La figure 4 (*resp.* figure 5) représente les résidus dans le cas de panne liquide (*resp.* panne solide). La panne est simulée entre 5.3 et 15.3 secondes. On constate une augmentation de la variation du résidu  $r_b(t)$  et une diminution de la variation du résidu  $r_\ell(t)$  (*resp.* résidu  $r_s(t)$ ) en présence de la panne liquide (*resp.* panne solide). Ces

systèmes générateurs de résidus sont tout à fait aptes à la détection et la localisation de défaut, les signatures de ces derniers étant bien différenciées selon le défaut.

L'étude visuelle qualitative précédente a montré l'aptitude des trois résidus à reconnaître la situation de fonctionnement. Dans la section suivante, l'analyse quantitative des résidus conforte cette étude et montre comment la reconnaissance est traitée d'un point de vue numérique.

### B. Génération d'indicateur de défaut

L'écart type est une mesure de la dispersion d'un ensemble de données autour de sa valeur moyenne et ses variations sont révélatrices de l'apparition ou la disparition d'une panne. Si l'on dispose d'un résidu  $r$  sous la forme d'une suite temporelle, cet écart type peut être calculé sur une fenêtre glissante de largeur  $N$  appropriée :

$$\begin{cases} \sigma_{r_\lambda}(k) &= \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{m=k-N+1}^k (r_\lambda(m) - \bar{r}_\lambda(k))^2} \\ \bar{r}_\lambda(k) &= \frac{1}{N} \sum_{m=k-N+1}^k r_\lambda(m) \end{cases} \quad (7)$$

Cette évaluation est effectuée sur les résidus ( $r_\lambda, \lambda = b, s, \ell$ ) issus des modèles de bon fonctionnement  $M_b$  et des modèles de dysfonctionnement  $M_s$  et  $M_\ell$ .

### C. Détection de défaut par test d'écart type

Grâce à l'écart type, la détection de mode de fonctionnement et donc de défaut peut-être réalisée comme le résume l'algorithme 1. Le principe de cet algorithme est d'évaluer le rapport entre les écarts types calculés sur des fenêtres glissantes de dimensions appropriées avec les écarts types initiaux (calculés en l'absence de défaut).

*Algorithme 1* : Détection de défaut par test d'écart type

1. Initialisation : Calculer les écarts types initiaux  $\sigma_{r_b,0}$ ,  $\sigma_{r_\ell,0}$  et  $\sigma_{r_s,0}$ .
2. Calculer les écarts types  $\sigma_{r_\lambda}(k)$  sur fenêtre glissante
3. Apparition de la panne : si la panne n'a pas encore été détectée et que pendant un certain temps  $\sigma_{r_b}(k) \geq 2\sigma_{r_b,0}$ ,
  - Si  $\sigma_{r_\ell}(k) \leq 0.5 \sigma_{r_\ell,0}$ , on déclare alors l'apparition de la panne liquide.
  - Si  $\sigma_{r_s}(k) \leq 0.5 \sigma_{r_s,0}$ , on déclare alors l'apparition de la panne solide.
4. Disparition de la panne : si une panne a déjà été détectée et que pendant un certain temps :
  - $\sigma_{r_b}(k) \leq 1.5 \sigma_{r_b,0}$ ,  $\sigma_{r_\ell}(k) \geq 0.75 \sigma_{r_\ell,0}$  et  $\sigma_{r_s}(k) \geq 0.75 \sigma_{r_s,0}$  on déclare alors la disparition de la panne.

Le résultat de détection de défaut par l'algorithme 1 est illustré par les figures 6, 7 et 8 pour les cas sans défaut, avec la panne liquide puis avec la panne solide respectivement. L'indicateur de panne noté « Ind Panne » vaut 1 si la panne liquide est détectée, 2 si la panne solide est détectée et 0 si aucune panne n'est détectée. Les quantités  $r_{Std,b}$  (*resp.*  $r_{Std,s}$  et  $r_{Std,\ell}$ ) est le rapport entre l'écart-type calculé sur  $r_b(t)$  (*resp.*  $r_s(t)$  et  $r_\ell(t)$ ) et l'écart-type initial.

### D. Discussion sur la détection par test d'écart type

Les résultats issus de l'algorithme 1 montrent que la panne est détectée et identifiée à environ 1,5 périodes d'oscillation après son apparition (0.89s pour la panne liquide

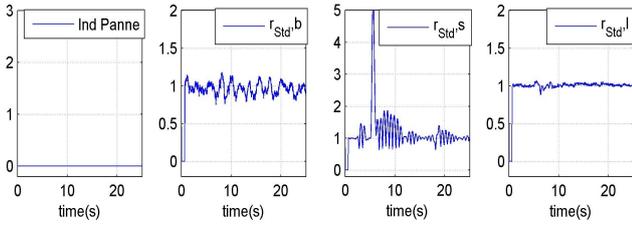


Fig. 6. Résultat de détection : cas sans défaut

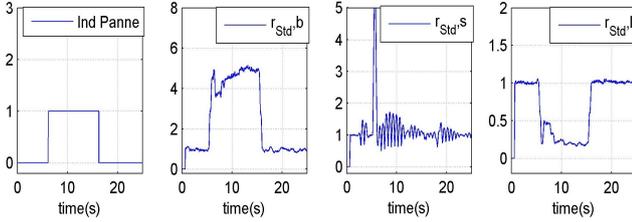


Fig. 7. Résultat de détection : cas de la panne liquide

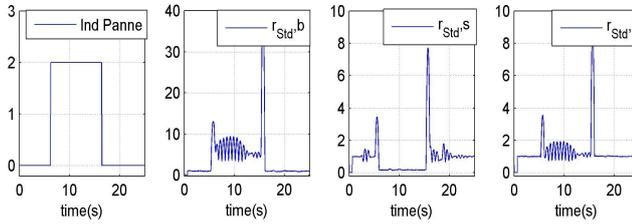


Fig. 8. Résultat de détection : cas de la panne solide

et 0.93s pour la panne solide). Ce résultat est tout-à-fait satisfaisant par rapport au cahier des charges imposé par Airbus.

Si l'on s'intéresse seulement à la détection de panne (sans l'isolation), on peut alors effectuer uniquement le test d'écart type sur le résidu  $r_b(t)$ , sans utiliser des modèles de dysfonctionnement. Dans ce cas, la condition de détection de défaut se réduit à  $\sigma_{r_b}(k) \geq 1.75 \sigma_{r_b,0}$  pendant un certain temps (algorithme 1). Les différents exemples traités montrent qu'on peut détecter n'importe quelle panne solide et liquide sur l'intervalle fréquentiel [0.5...10.0] Hz même de faible amplitude (0.16 degré).

En revanche, si l'on souhaite détecter et isoler toutes les pannes pouvant apparaître dans la boucle de commande, il faut augmenter le nombre de modèles de dysfonctionnement décrits par les équations (2) et (3) et donc prendre en compte les différentes fréquences des oscillations. Chaque modèle, dont les paramètres sont fixées comme en (5), est alors propre à une panne particulière solide ou liquide (de type (6)) que l'on souhaite identifier. Avec le principe utilisé par l'algorithme 1, nous pouvons détecter et isoler n'importe quelle panne solide et liquide sur l'intervalle fréquentiel [0.5...10.0] Hz et d'amplitude entre 0.5 degré et 1.0 degré pour un grand nombre de scénarios de vol.

Afin de réduire le nombre de modèles de dysfonctionnement, une autre procédure consiste à utiliser un test de corrélation que nous allons développer dans la section suivante.

## V. DÉTECTION DE DÉFAUT PAR TEST DE CORRÉLATION

Les modèles de dysfonctionnement (2 et 3), permettent d'étudier le comportement du système en présence d'une

panne. Dans la simulation des modes de fonctionnement, en forçant la commande à zéro sur les modèles, l'impact de la panne sur la sortie peut être directement mis en évidence et estimé. De cette manière, des formes représentatives des pannes peuvent être générées hors-ligne afin d'être ensuite comparées au résidu  $r_b(t)$  afin de détecter et d'isoler la panne. La figure 9 schématise la procédure à mettre en œuvre. Le premier résidu formé  $r_b(t)$  a déjà été défini. Les signaux  $f_i(t)$  correspondent à des défauts caractérisés par des fréquences particulières 6 dont l'effet est évalué à partir du modèle de dysfonctionnement ( $M_s$  ou  $M_\ell$ ) générant ainsi des signatures  $x_{Li}(t)$  propres à chacune de ces fréquences. Ces signatures sont alors comparées (par corrélation sur fenêtre glissante) au résidu précédemment évalué  $r_b(t)$ . Ce principe vaut pour les pannes de type liquide et solide, le modèle  $S_{MF}$  étant alors  $M_\ell$  ou  $M_s$ .

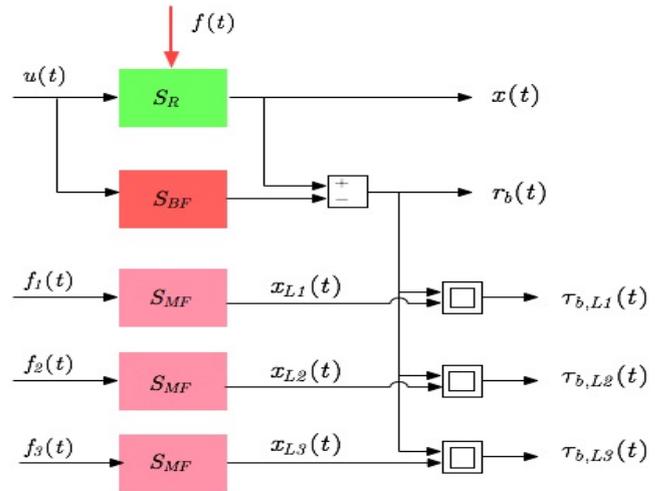


Fig. 9. Résidus panne liquide calculés par corrélation

### A. Génération des formes représentatives

Dans cette sous-section, nous allons générer des formes représentatives pour les fréquences de 0.5Hz, 1.5 Hz et 7.0Hz à partir des modèles  $M_s$  et  $M_\ell$  en mettant la commande à zéro. Comme le test de corrélation ne permet pas de distinguer les amplitudes des signaux sinusoïdaux, ces formes représentatives sont générées pour qu'elles correspondent avec l'oscillation de 0.75 degré.

#### A.1 Formes représentatives des pannes liquides

Pour la panne liquide, les trois formes suivantes sont générées (tableau III).

TABLE III  
DÉFAUT DE TYPE PANNE LIQUIDE

Forme	Séquence	Fréquence
$x_{L1}$	400 points	f 0.5 Hz.
$x_{L2}$	135 points	1.5 Hz.
$x_{L3}$	30 points	7 Hz.

Ces trois formes  $x_{L1}$ ,  $x_{L2}$  et  $x_{L3}$  sont présentées à la figure 10. Elles sont analysées par le test de corrélation avec le signal  $r_b(t)$  défini par :

$$r_b(t) = x(t) - x_b(t)$$

Les formes  $x_{L1}$ ,  $x_{L2}$  et  $x_{L3}$  sont les impacts directs des

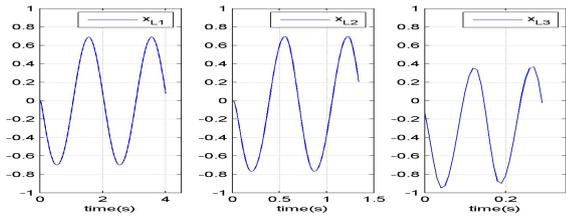


Fig. 10. Les formes représentatives  $x_{L1}$ ,  $x_{L2}$  et  $x_{L3}$

pannes liquides (sans l'influence de la commande) sur la sortie du système et elles sont comparables avec le résidu  $r_b(t)$  en présence d'une panne. En effet, la différence  $x(t) - x_b(t)$  reflète l'impact de la panne sur la sortie puisque l'effet de la commande sur  $x(t)$  et  $x_b(t)$  s'annule par différence.

### A.2 Formes représentatives des pannes solides

Pour la panne solide, les trois formes suivantes sont générées (tableau IV).

TABLE IV  
DÉFAUT DE TYPE PANNE SOLIDE

Forme	Séquence	Fréquence
$x_{S1}$	400 points	0.5 Hz.
$x_{S2}$	135 points	1.5 Hz.
$x_{S3}$	30 points	7 Hz.

Ces trois formes  $x_{S1}$ ,  $x_{S2}$  et  $x_{S3}$  sont présentées dans la figure 11. Elles sont ensuite testées en évaluant leur corrélation avec la sortie réelle  $x(t)$ .

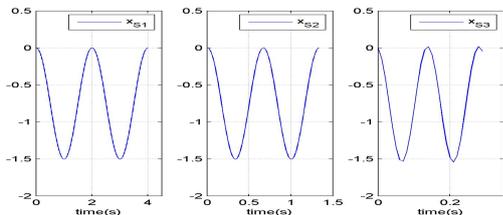


Fig. 11. Les formes représentatives  $x_{S1}$ ,  $x_{S2}$  et  $x_{S3}$

### B. Génération d'indicateurs de défaut

La corrélation entre deux ou plusieurs variables quantifie la relation linéaire qui peut exister entre ces variables. Une mesure de cette corrélation est obtenue par le calcul du coefficient de corrélation linéaire.

### C. Détection de défaut

Avec le test de corrélation, la détection de défaut peut-être réalisée comme le résume l'algorithme 2. Le principe de cet algorithme est de calculer les coefficients de corrélation linéaire, sur une fenêtre glissante, entre le résidu  $r_b(t)$  d'une part avec les signaux  $x_{L1}$ ,  $x_{L2}$  et  $x_{L3}$  représentatifs d'une panne liquide d'autre part les signaux  $x_{S1}$ ,  $x_{S2}$  et  $x_{S3}$  représentatifs d'une panne solide. Si la moyenne d'un de ces coefficients calculés sur une fenêtre

glissante est supérieure ou égale à un seuil, on déclare une panne détectée.

#### Algorithme 2 : Détection de défaut par test de corrélation

##### 1. Initialisation :

- Lire des formes de référence  $x_{L1}$ ,  $x_{L2}$ ,  $x_{L3}$ ,  $x_{S1}$ ,  $x_{S2}$  et  $x_{S3}$  à partir d'un fichier préalablement constitué.
- Diviser chaque formes en huit sous-séquences de la longueur d'une cycle de la panne correspondante (de 200, 67 ou 14 points) avec un décalage de 1/8 cycle de la panne. Par exemple, à partir de  $x_{L1}$  nous obtenons  $x_{L1}^1 = \{x_{L1,1}, x_{L1,2}, \dots, x_{L1,200}\}$ ;  $x_{L1}^2 = \{x_{L1,26}, x_{L1,27}, \dots, x_{L1,225}\}$ ... Ces sous-séquences sont notés  $x_{\alpha i}^j$  avec  $\alpha = L, S$ ;  $i = 1, 2, 3$  et  $j = 1, 2, \dots, 8$ .

##### 2. Effectuer des calculs de coefficients de corrélation linéaire à chaque $k^{eme}$ pas d'échantillonnage :

- Extraire à partir du dernier calcul de  $r_b(t)$  trois séquences  $r_b^i$ , à partir de la dernière mesure de  $x(t)$  trois séquences  $x^i$ ,  $i = 1, 2, 3$  (de 200, 67 et 14 points).
- Calculer  $r_{r_b^i, x_{L1}^j}$  pour  $i = 1, 2, 3$  et  $j = 1, 2, \dots, 8$ .
- Calculer  $r_{x^i, x_{S1}^j}$  pour  $i = 1, 2, 3$  et  $j = 1, 2, \dots, 8$ .

##### 3. Évaluer les coefficients de corrélation linéaire :

- Chercher le coefficient maximal obtenu pour chaque sous-séquences  $r_b^i$  et  $x^i$ ,  $i = 1, 2, 3$  calculés dans l'étape 2.
- Calculer la moyenne de ces coefficients maximaux enregistrée sur des fenêtres correspondantes (de 200, 67 et 14 points).

##### 4. Apparition de la panne : si la panne n'a pas encore été détectée et qu'une des moyennes des coefficients maximaux est supérieure ou égale à 0.90 :

- On déclare alors l'apparition de la panne.
- La nature de la panne (liquide ou solide) ainsi que sa fréquence sont indiquées par la sous-séquence  $r_b^i$  ou  $x^i$  dont la moyenne des coefficients maximaux est la plus grande. S'il s'agit d'une séquence  $r_b^i$ , la panne est liquide; s'il s'agit d'une séquence  $x^i$ , la panne est solide. La valeur de  $i$  indique la fréquence de la panne.

##### 5. Disparition de la panne : si une panne a déjà été détectée et que toutes les moyennes des coefficients maximaux sont inférieures à 0.85 :

- On déclare alors la disparition de la panne.

Le résultat de détection de défaut par l'algorithme 2 est illustré d'abord par la figure 12 pour le cas sans défaut. La figure 13 (*resp.* 14 et 15) représente le résultat obtenu avec la panne liquide de fréquence 0.5 Hz (*resp.* la panne liquide de fréquence 1.5 Hz et avec la panne solide de fréquence 7.0 Hz). Les pannes sont injectées entre 5.3 secondes et 15.3 secondes.

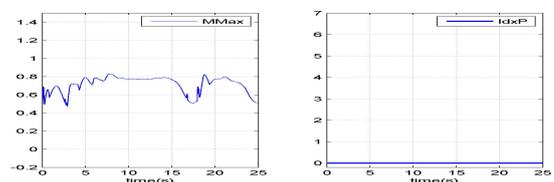


Fig. 12. Résultat de détection : cas sans défaut

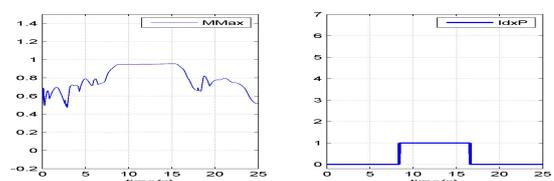


Fig. 13. Résultat de détection : panne liquide de fréquence 0.5Hz

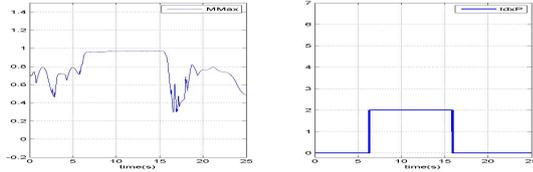


Fig. 14. Résultat de détection : panne liquide de fréquence 1.5Hz

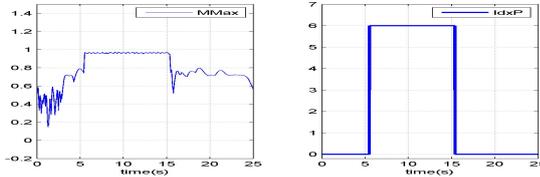


Fig. 15. Résultat de détection : panne solide de fréquence 7.0Hz

La quantité  $MMax$  est le maximum des moyennes des coefficients maximaux enregistré sur des fenêtres correspondantes. L'indicateur de panne est noté «  $IdxP$  ». La valeur de  $IdxP$  (comprise entre 0 et 6) détermine la nature de la panne (liquide ou solide) ainsi que sa fréquence. Par exemple, si  $IdxP = 0$  alors la panne n'est pas détectée. Si  $IdxP = 1$ , on détecte une panne liquide de fréquence 0.5 Hz, Si  $IdxP = 6$ , on détecte une panne solide de fréquence 7.0 Hz. Avec cette méthode, la détection et l'isolation de la panne peuvent s'effectuer en moins de deux périodes de la panne, ce qui est tout-à-fait satisfaisant par rapport au cahier des charges imposé par Airbus.

#### D. Discussion sur la détection par test de corrélation

La détection de défaut par test de corrélation a permis de réduire de manière significative le nombre de modèles de dysfonctionnement par rapport au test d'écart type. Compte tenu des possibilités d'embarquement de la procédure de diagnostic dans le calculateur de commandes de vol, le modèle de bon fonctionnement est suffisant pour générer le résidu  $r_b(t)$ . Toutes les formes représentatives des pannes liquides et solides sont générées au préalable, hors-ligne. Toutefois, cette analyse ne permet pas d'identifier l'amplitude de la panne.

Notons que, dans sa version actuelle, l'algorithme 2 utilise 48 tests de corrélation à chaque pas de simulation (2 types de défaut, 3 fréquences, 8 déphasages). Bien que les calculs soient simples et mettent en œuvre des opérateurs élémentaires, il est possible de réduire très sensiblement le volume de calcul en prenant en compte trois points :

- Les formes  $x_{L1}$ ,  $x_{L2}$ ,  $x_{L3}$ ,  $x_{S1}$ ,  $x_{S2}$  et  $x_{S3}$  sont fixées en fonction du type de panne. Leurs moyennes et leurs écarts types sur une fenêtre peuvent être calculés hors-ligne et mémorisés.
- Les moyennes, les écarts types calculés sur une fenêtre de la sortie du système  $x(t)$  et du résidu  $r_b(t)$  peuvent être effectués de manière récursive à chaque pas de temps.
- La covariance entre une forme de référence et un signal  $x(t)$  ou  $r_b(t)$  sur une fenêtre peut être aussi calculée de manière récursive.

Compte tenu de ces récurrences faciles à établir, on peut donc procéder à des tests de corrélation avec un volume de

calcul très réduit.

## VI. CONCLUSION

Dans cette communication, nous avons abordé le problème de détection de la panne d'oscillation dans le système de commande de l'aileron d'un avion de ligne. Nous avons proposé deux méthodes de détection de défaut à base d'un modèle simplifié validé vis-à-vis du modèles complet habituellement utilisé. Avec ces deux méthodes, nous pouvons détecter n'importe quelle panne solide et liquide sur l'intervalle fréquentiel  $[0.5 \dots 10.0]$  Hz et d'amplitude entre 0.5 degré et 1.0 degré pour un grand nombre de scénarios de vol. Dans la suite, on étendra cette méthode à d'autres surfaces de commande (profondeur ou gouvernail) et on s'efforcera de réduire la complexité des modèles de dysfonctionnement.

**Remerciements.** Les auteurs remercient la Fondation de Recherche pour l'Aéronautique & Espace, support du projet SIRASAS.

<https://extranet.ims-bordeaux.fr/External/SIRASAS/>

## RÉFÉRENCES

- [1] L.A., Lavigne, A. Zolghadri, P. Goupil, and P. Simon, Robust and early detection of oscillatory failure case for new generation Airbus aircraft, in AIAA-2008-7139, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 2008.
- [2] L.A., Lavigne, A. Zolghadri, P. Goupil, and P. Simon, Oscillatory failure case detection for new generation Airbus aircraft : a model-based challenge, in 47th IEEE CDC Conf, Cancun, Mexico, Dec. 2008.
- [3] P. Goupil. Oscillatory Failure Case detection in A380 Electrical Flight Control System by analytical redundancy. To appear in Control Engineering Practice, 2009.
- [4] P.K. Dash, R.K. Jena, G. Panda, A. Routray. An extended complex Kalman filter for frequency measurement of distorted signals, IEEE Trans. on Instrumentation and Measurement, vol.49 (4), 746-753, 2000.
- [5] Q.P. He, J. Wang, M. Pottmann, S.J. Qin. A Curve fitting method for detecting valve striction in oscillating control loops, Industrial & Engineering Chemistry Research, 46 (13), 4549-4560, 2007.
- [6] J.S. Yee, Jian L. Wang, B. Jiang. Actuator Fault Estimation Scheme for Flight Applications. Actuator Fault Estimation Scheme for Flight Applications, 124 (4), 701-704, 2002.
- [7] G. Jeram, J. Prasad. Fuzzy logic detector for aircraft pilot coupling and pilot induced oscillation (PIO). In Proceedings of the 59th American Helicopter Society Annual Forum, Phoenix, AZ, May 6-8, 2003.
- [8] K.S. Kim, K.L. Lee, Y. Kim. Reconfigurable Flight Control System Design Using Direct Adaptive Method. In Journal of Guidance, Control, and Dynamics (American Institute of Aeronautics and Astronautics), 26 (4), 543-550, 2003.