



Détection de pannes oscillatoires dans un système de commande de vol d'avion

Do Hieu Trinh, Benoît Marx, Philippe Goupil, José Ragot

► To cite this version:

Do Hieu Trinh, Benoît Marx, Philippe Goupil, José Ragot. Détection de pannes oscillatoires dans un système de commande de vol d'avion. Instrumentation, Mesure, Métrologie, 2011, 11 (3/4), pp.131-148. 10.3166/im.11.3-4.131-148 . hal-00650859

HAL Id: hal-00650859

<https://hal.science/hal-00650859>

Submitted on 25 Nov 2021

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

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

D.H. Trinh^{a,*}, B. Marx^{a,*}, P. Goupil^b, J. Ragot^a

^a*Centre de Recherche en Automatique de Nancy, INPL, UMR 7039 – Nancy-Université, CNRS*

^b*EYCCC Flight Control System, AIRBUS Operations S.A.S*

Abstract

(En français) Cette étude a pour but de détecter des pannes oscillatoires pouvant affecter la boucle d'asservissement en position d'une gouverne d'avion. Ces pannes peuvent engendrer des charges supplémentaires sur la structure de l'avion. Leur détection précoce et robuste à des niveaux faibles permet d'éviter de renforcer la structure de l'appareil afin qu'il supporte ces charges. Il s'agit donc, à l'aide d'un détecteur de pannes, d'optimiser le design structural de l'avion. Il en résulte un gain de masse et de coût ainsi qu'une réduction de l'empreinte environnementale (consommation, bruit...) liée à une augmentation des performances de l'avion. Le détecteur de panne est établi à partir d'un modèle analytique du système incluant différents types de pannes. Sa conception s'appuie sur des techniques de génération de résidus.

(In English) The objective of this study is to detect an oscillatory failure case affecting the servo-loop of an aircraft control surface. These failures may re-

*Corresponding author

Email addresses: Do-Hieu.Trinh@ensem.inpl-nancy.fr (D.H. Trinh),
benoit.marx@ensem.inpl-nancy.fr (B. Marx),
jose.ragot@ensem.inpl-nancy.fr (P. Goupil),
jose.ragott@ensem.inpl-nancy.fr (J. Ragot)

sult in additional structural loads. Early and robust detection of small amplitude failures allows avoiding to reinforce the aircraft structure for withstanding these unexpected loads. Consequently, the aircraft structural design is optimized. This results in weight and cost saving as well as a decreasing environmental footprint (fuel consumption, noise...) due to increased aircraft performances. Detection is based on residual signals. Residual generation is carried out by comparing the actual process to analytical models corresponding to the healthy or faulty system operating mode.

Key words: **(En français)** Capteur Logiciel, Détection et Localisation de Défauts, Pannes Oscillatoires

(In English) Soft sensor, Fault Detection and Isolation, Oscillatory Failures

1. Introduction

L'un des enjeux actuels de l'automatisation, outre l'amélioration des performances par une conduite optimale des procédés, est l'accroissement de la sûreté de fonctionnement des processus. En effet, le bon fonctionnement d'un processus physique peut être remis en cause lors de l'apparition de défauts, ces derniers pouvant affecter le processus lui-même ou ses organes de conduite (capteurs, actionneurs, réseaux de transmission de l'information). 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, voire estimé, et sa cause identifiée ce qui permet alors éventuellement de reconfigurer le processus pour

minimiser l'effet du défaut. Ainsi, les étapes classiques d'observation et de monitoring doivent être complétées par une étape plus délicate d'interprétation de ces observations. Cette étape, souvent appelée surveillance, utilise l'ensemble des informations disponibles, c'est-à-dire des mesures, et un modèle explicite ou implicite du système.

Dans cette étude, l'objectif est la détection de défauts oscillatoires pouvant affecter une gouverne d'avion, plus précisément ici un aileron. Ce type de défauts a fait l'objet, depuis peu, d'études particulières notamment sur l'avion Airbus A380 [1], [2]. On trouve aussi des exemples de détection de défauts oscillants dans d'autres domaines [3], [4]. Dans ce qui suit, quelques éléments méthodologiques sont proposés pour la détection de ce type de défauts en utilisant les capteurs existants, mais également des capteurs virtuels ou logiciels capables de reconstruire une grandeur grâce à un modèle. La détection et l'estimation des fautes [5] et la reconfiguration du système de commande [6] sont aujourd'hui primordiaux dans le domaine aéronautique, d'autant plus qu'il est possible de montrer le lien entre performance de détection et design structural de l'avion [2]. En particulier, on peut montrer que la détection d'amplitudes de pannes de plus en plus faibles permet d'alléger la structure de l'appareil.

L'article est organisé comme suit. Les modèles décrivant les différents modes de fonctionnement du système de commande d'une gouverne d'avion sont détaillés dans la section 2. La conception d'un capteur logiciel de détection de panne oscillatoire fait l'objet de la section 3. La section 4 aborde le problème de détection et de localisation de défauts par un test d'écart-type sur les résidus. Ce même problème est ensuite traité dans la section 5 par un test de corrélation entre différents résidus. Quelques conclusions et perspectives terminent la communication.

2. Modélisation du système étudié

Le principe de détection adopté repose sur le test d'adéquation des mesures disponibles sur le système (gouverne d'un 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, un modèle dit *de bon fonctionnement* traduisant le comportement du système en l'absence de défaillance peut être établi ainsi que des modèles *de dysfonctionnement* correspondants ici à deux types de panne nommées dans le vocabulaire spécifique *panne liquide* et *panne solide*, selon que la perturbation se superpose ou se substitue au signal de commande [1]. L'objectif est de détecter et de reconnaître ces deux pannes.

L'application considérée est une gouverne d'avion dont les variables caractéristiques sont détaillées dans le tableau 1.

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

$$M_b = \begin{cases} \dot{x}_b(t) = V_{0,b}(t) \sqrt{\frac{S\Delta P(t) + \text{sign}(V_{0,b}(t))F_a(t)}{S\Delta P_{ref} + K_a(t)V_{0,b}^2(t)}} \\ V_{0,b}(t) = K(u(t) - x_b(t - \tau)) \\ \Delta P(t) = h_1(x_b(t)), \\ K_a(t) = h_2(x_b(t)) \\ F_a(t) = h_3(M_a(t), x_b(t)) \\ \dot{x}_b(t) = h_4(x_b(t), \tau) \end{cases} \quad (1)$$

la structure des fonctions $h_i(\cdot)$ n'étant pas précisée ici pour des raisons de con-

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
ΔP	différence de pression hydraulique aux bornes de l'actionneur
K_a	coefficient d'amortissement de l'actionneur adjacent (cas de 2 actionneurs par gouverne)
ΔP_{ref}	pression de référence
τ	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.

Table 1: Variables du système

fidentialité. La grandeur $M_a(t)$ représente le mach, 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 perturbations sur les gouvernes de l'avion dont on peut connaître le domaine de variation. Les conditions initiales nécessaires à l'intégration numérique de l'équation (1) sont fixées à partir de mesures sur la gouverne. 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 ΔP_0 , K_0 et F_{a0} sont des constantes correspondant à la situation de défaut et où $S_{def,\ell}(t)$ 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 à déterminer à chaque instant quel mode du système M_b , M_s ou M_ℓ est actif, fait l'objet de la section 3.

3. Conception d'un capteur logiciel de détection de panne oscillatoire

3.1. Conception d'un capteur logiciel

De la comparaison des résultats issus des simulations des modèles aux grandeurs mesurées par les capteurs physiques résultent trois résidus permettant de sélectionner 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 [7], 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, nous avons simplifié le modèle en fixant les trois perturbations $\Delta P(t)$, $K_a(t)$ et $F_a(t)$ à des valeurs fixes nominales (ces valeurs ne sont pas données pour des raisons de confidentialité). À partir de l'équation (1), on établit l'évolution de

la sortie $x_b(t)$ comme suit :

$$M_b = \begin{cases} \dot{x}_b(t) = V_0(t) \sqrt{\frac{S\Delta P + \text{sign}(V_0(t))F_a}{S\Delta P_{ref} + K_a V_0^2(t)}} \\ V_0(t) = K(u(t) - x_b(t - \tau)) \end{cases} \quad (4)$$

La figure 1 représente la commande u , la sortie x du modèle complet (avec perturbations variables), 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. Des valeurs constantes sont également définies pour les modèles de dysfonction-

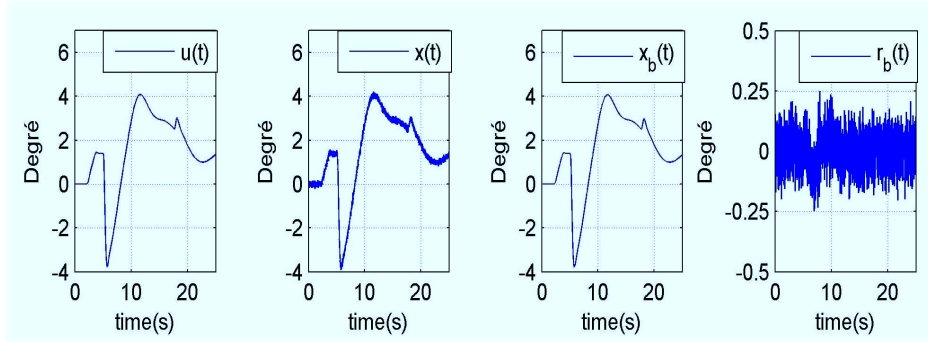


Figure 1: Validation du modèle simplifié

nement de type panne solide et liquide décrits par les équations (2) et (3). Dans la suite, l'isolation d'une oscillation d'aileron d'amplitude A prenant les valeurs 0.5 ou 1 degré et de fréquence f prenant les valeurs 0.5 Hz, 1.5 Hz ou 7 Hz sera considérée. Par exemple, le cas $A = 0.5$ et $f = 1.5$ correspond à un signal de défaut $S_{def}(t)$:

$$\begin{aligned} \text{Panne solide : } S_{def,s}(t) &= 0.448 \sin(3\pi t) \\ \text{Panne liquide : } S_{def,\ell}(t) &= 1.07 \sin(3\pi t) \end{aligned} \quad (5)$$

La procédure de diagnostic est appliquée en utilisant le modèle de panne défini par les équations (5) appliqué aux modèles de dysfonctionnement donnés par les

équations (2) et (3) pour simuler les sorties et exécuter la procédure décrite par le tableau 2. Notons que le pas d'échantillonnage est de 0.01 seconde et que la technique d'intégration repose sur une approximation par différences finies des dérivées de fonctions selon un protocole établi par Airbus.

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

Table 2: Stratégie de détection de défaut

3.2. Génération de résidus

Avec la mesure $x(t)$ de la position de l'aileron sur le système réel S et les sorties correspondant aux trois modes de fonctionnement du système ($x_b(t)$, $x_l(t)$ et $x_s(t)$) issus des simulations des modèles M_b , M_ℓ et M_s , il est possible de calculer trois résidus comme indiqué à la figure 2.

Il est à noter ici que le terme de résidu est utilisé de manière abusive. En effet un résidu est habituellement défini comme un signal nul en l'absence de défaut et significativement différent de zéro en présence de défaut [8]. Ici, le résidu correspondant à un des trois modes (bon fonctionnement, panne liquide, panne solide) est nul quand le système se trouve dans ce mode. On a donc la table de signatures représentée par le tableau 3.

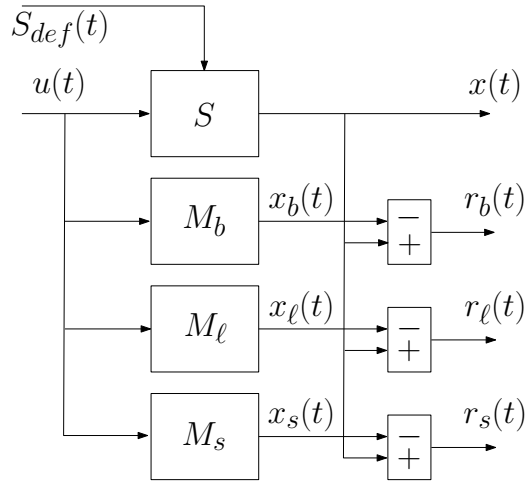


Figure 2: Banc de résidus pour la détection de panne

	sans défaut	défaut f_s	défaut f_l
r_b	0	1	1
r_s	1	0	1
r_l	1	1	0

Table 3: Signatures des différents modes de fonctionnement

D'après la table des signatures des différents modes de fonctionnement, on peut proposer une logique de décision simple pour la détection du mode actif et donc la localisation de défauts. Les indicateurs de modes sont définis par :

$$\begin{aligned}
 Ind_b(t) &= \overline{r_b^b(t)} \cdot r_s^b(t) \cdot r_l^b(t) \\
 Ind_s(t) &= r_b^b(t) \cdot \overline{r_s^b(t)} \cdot r_l^b(t) \\
 Ind_l(t) &= r_b^b(t) \cdot r_s^b(t) \cdot \overline{r_l^b(t)}
 \end{aligned} \tag{6}$$

où $r_b^b(t)$ (*resp.* $r_s^b(t)$ et $r_\ell^b(t)$) est une grandeur booléenne obtenue par comparaison de $r_b(t)$ (*resp.* $r_s(t)$ et $r_\ell(t)$) à un seuil :

$$r_\lambda^b(t) = \begin{cases} 0, & \text{si } |r_\lambda(t)| \leq \text{seuil}_\lambda \\ 1, & \text{si } |r_\lambda(t)| > \text{seuil}_\lambda \end{cases}, \quad \lambda \in \{b, s, \ell\} \quad (7)$$

Cette logique de décision ne tient pas compte des phénomènes de persistance et est peu robuste aux perturbations (ou alors au prix de nombreuses non détections). Des améliorations seront présentées dans la suite du présent article.

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. De ce fait leurs écart-types sont plus grands que celui de $r_b(t)$ ce qui permet de conclure.

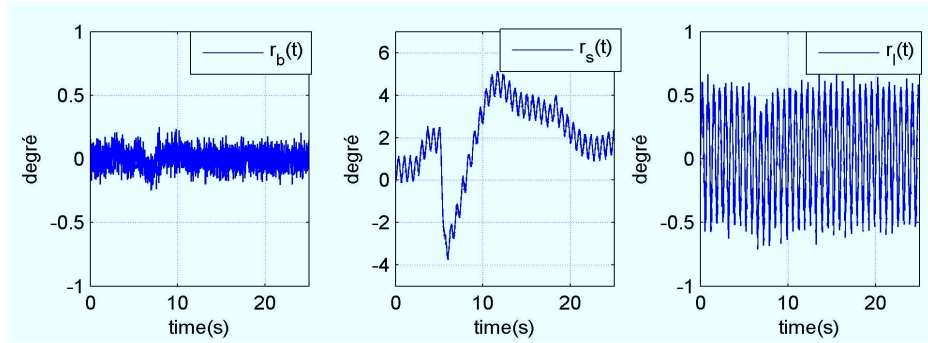


Figure 3: Résidus des trois modèles M_b , M_s et M_ℓ : cas sans défaut

La figure 4 (*resp.* figure 5) représente les résidus dans le cas d'une panne liquide de fréquence 1.5 Hz (*resp.* panne solide). La panne est simulée entre

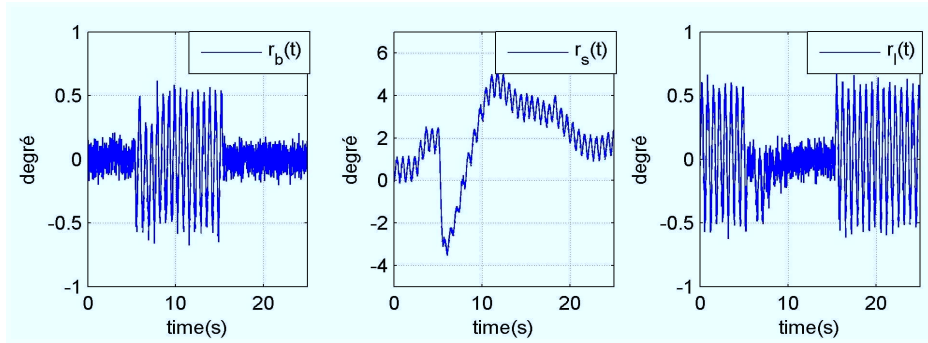


Figure 4: Résidus des trois modèles M_b , M_s et M_ℓ : panne liquide

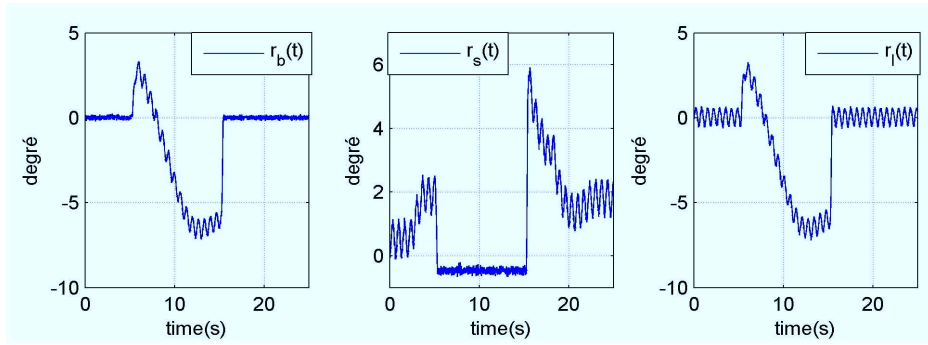


Figure 5: Résidus des trois modèles M_b , M_s et M_ℓ : panne solide

5.3 et 15.3 secondes. Pendant cette période, 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). Les générateurs de résidus sont donc aptes à la détection et la localisation des pannes. En effet, les signatures de ces dernières sont bien différenciées les unes des autres.

4. Détection de défaut par test d'écart-type

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

4.1. 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 de la disparition d'une panne. Si 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 , adaptée à la fréquence de la vibration à détecter :

$$\begin{cases} \sigma_{r_\lambda}(k) &= \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{m=k-N+1}^k (r_\lambda(m) - \bar{r}_\lambda(k))^2} \\ \bar{r}_\lambda(k) &= \frac{1}{N} \sum_{m=k-N+1}^k r_\lambda(m) \end{cases} \quad (8)$$

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_ℓ .

4.2. Détection de défaut par test d'écart-type

Grâce à l'écart-type, la détermination du mode de fonctionnement et donc du défaut peut-être réalisée selon l'algorithme décrit dans le tableau 4. Le principe de cet algorithme est d'évaluer le rapport entre les écart-types calculés sur des fenêtres glissantes de dimensions appropriées avec les écart-types initiaux (calculés en l'absence de défaut) et de comparer pendant un certain temps (n points d'échantillonnage) ce rapport à un seuil fixé par apprentissage.

1	Calculer les écart-types initiaux $\sigma_{r_b,0}$, $\sigma_{r_\ell,0}$ et $\sigma_{r_s,0}$ et choix des paramètres N et n .
2	Calculer les écart-types $\sigma_{r_\lambda}(k)$ sur une fenêtre glissante.
3	Apparition de la panne : si la panne n'a pas encore été détectée sur une durée de n points et que $\sigma_{r_b}(k) \geq 2\sigma_{r_b,0}$, • si $\sigma_{r_\ell}(k) \leq 0.5 \sigma_{r_\ell,0}$, une panne liquide est présente. • si $\sigma_{r_s}(k) \leq 0.5 \sigma_{r_s,0}$, une panne solide est présente.
4	Disparition de la panne : si une panne a déjà été détectée et que sur la durée de n points : • $\sigma_{r_b}(k) \leq 1.5 \sigma_{r_b,0}$ • $\sigma_{r_\ell}(k) \geq 0.75 \sigma_{r_\ell,0}$ • $\sigma_{r_s}(k) \geq 0.75 \sigma_{r_s,0}$ alors la panne n'est plus présente.

Table 4: Détection de défaut par test d'écart-type

Les résultats de détection de défaut par l'algorithme donné au tableau 4 sont illustrés 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. La quantité $r_{Std,b}$ (*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.

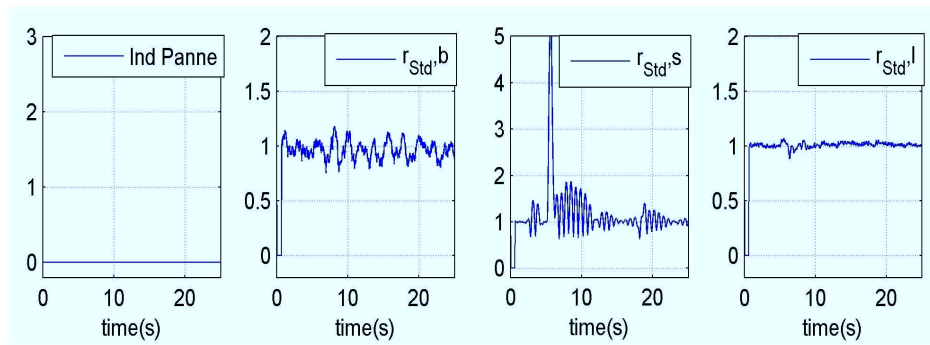


Figure 6: Résultat de détection : cas sans défaut

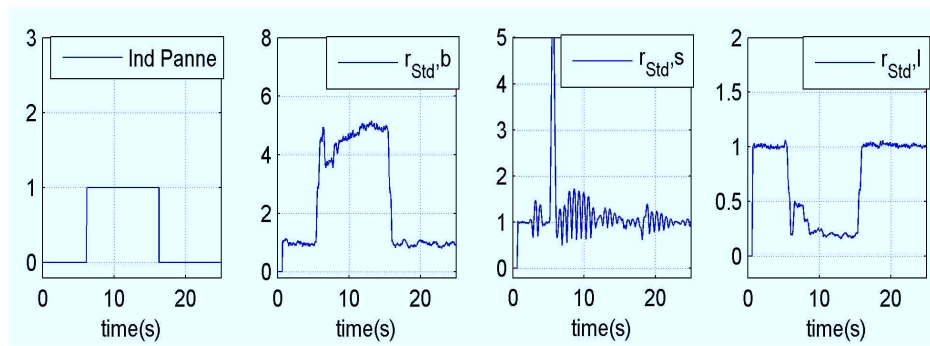


Figure 7: Résultat de détection : cas de la panne liquide

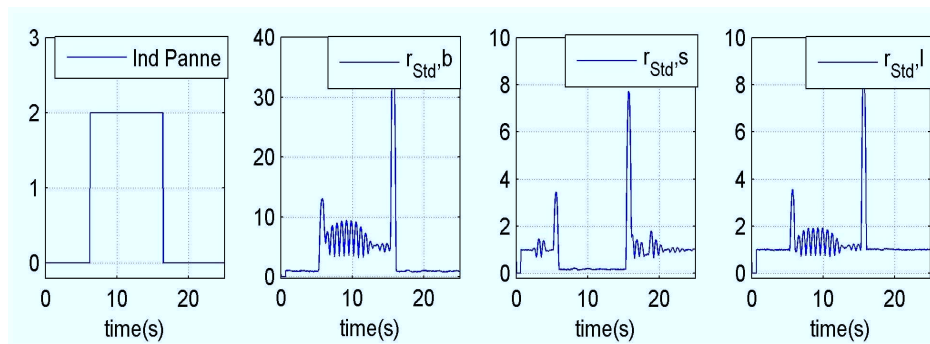


Figure 8: Résultat de détection : cas de la panne solide

4.3. Discussion sur la détection par test d'écart-type

Les résultats, issus de l'algorithme décrit dans le tableau 4, montrent que la panne est détectée et identifiée environ 1,5 période d'oscillation après son apparition (0.89s pour la panne liquide 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 localisation), on peut alors effectuer uniquement le test d'écart-type sur le résidu de bon fonctionnement $r_b(t)$, sans utiliser les modèles de dysfonctionnement. Dans ce cas, la condition de détection de défaut se réduit à $\sigma_{r_b}(k) \geq 1.75 \sigma_{r_b,0}$ qui doit être satisfaite pendant un certain temps (algorithme du tableau 4). Les différents exemples traités montrent qu'on peut détecter une panne solide et liquide de fréquence 0.5 Hz, 1.5 Hz, 7 Hz même de faible amplitude (0.16 degré).

En revanche, si l'on souhaite détecter et localiser 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). Chaque modèle est alors propre à une panne particulière solide ou liquide (de type (5)) que l'on souhaite localiser. Avec le principe utilisé par l'algorithme du tableau 4, nous pouvons détecter et localiser n'importe quelle panne solide et/ou 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.

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.

5. Détection de défaut par test de corrélation

Le comportement du système affecté par une panne (solide ou liquide) est simulé au moyen des équations (2) et (3) où la commande est fixée à zéro afin de limiter l'influence de la commande sur le diagnostic. L'impact d'une panne sur la sortie peut alors être directement mis en évidence et estimé. De cette manière, des formes représentatives des pannes peuvent être générées hors-ligne pour être ensuite comparées au résidu $r_b(t)$ afin de détecter et de localiser la panne. La figure 9 schématise la procédure à mettre en œuvre. Le premier résidu $r_b(t)$ a déjà été défini à partir du modèle de bon fonctionnement ; de par sa construction il est insensible à la commande $u(t)$ mais est sensible aux défauts éventuels $f(t)$. Les signaux $f_i(t)$ correspondent à des défauts caractérisés par des fréquences particulières (tableau 5) dont l'effet est évalué à partir du modèle de dysfonctionnement (M_s ou M_ℓ) générant ainsi des signatures $x_{Li}(t)$, chacune propre à une de ces fréquences et indépendante de la commande $u(t)$. Ces signatures sont alors comparées (par corrélation sur fenêtre glissante) au résidu précédemment évalué $r_b(t)$. Ce principe reste valide pour les pannes de type liquide et solide, le modèle S_{MF} étant alors M_ℓ ou M_s .

5.1. Génération de formes représentatives des pannes

Nous proposons de générer des formes représentatives pour les fréquences de 0.5 Hz, 1.5 Hz et 7 Hz à partir des modèles M_s et M_ℓ en mettant la commande à zéro. La corrélation entre deux signaux est inchangée si l'on multiplie un signal (ou les deux) par une constante. On peut donc choisir arbitrairement l'amplitude des oscillations et ne faire varier que la fréquence. Dans le cas présent l'amplitude maximum est fixée à 0.75 degré. Le calcul de corrélation est effectué sur une

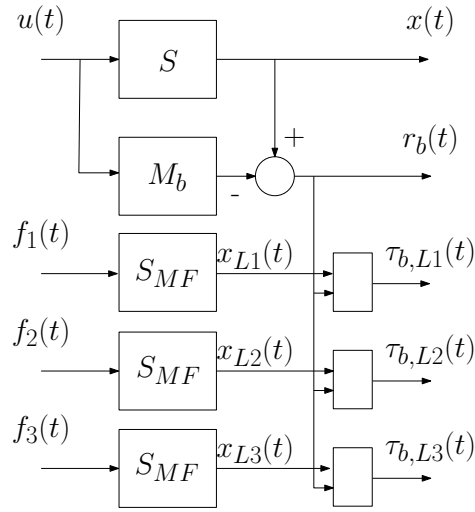


Figure 9: Résidus $\tau_{b,Li}$ panne liquide calculés par corrélation

fenêtre de longueur adaptée à la fréquence f du défaut, c'est-à-dire ici $200/f$. La présentation est ici restreinte à la détection et à la localisation d'un défaut ayant l'une des trois fréquences indiquées. Dans la suite, une procédure de localisation basée sur un calcul de distance sera mis en œuvre pour reconnaître des défauts à des fréquences intermédiaires.

5.1.1. Formes représentatives des pannes liquides

Pour la panne liquide, trois formes sont générées (tableau 5).

Forme	Séquence	Fréquence
x_{L1}	400 échantillons	0.5 Hz.
x_{L2}	135 échantillons	1.5 Hz.
x_{L3}	30 échantillons	7.0 Hz.

Table 5: Défaut de type panne liquide

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

$$r_b(t) = x(t) - x_b(t) \quad (9)$$

Les formes x_{L1} , x_{L2} et x_{L3} sont les impacts directs des pannes liquides (sans l'influence de la commande) sur la sortie du système et elles sont comparables au 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 (voir figure 9).

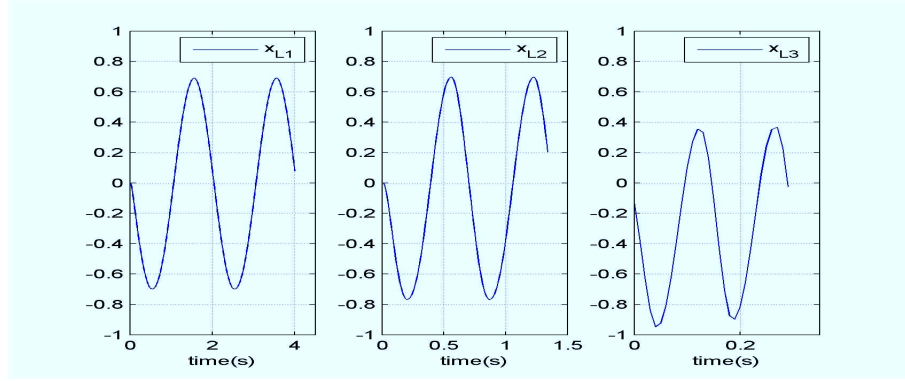


Figure 10: Les formes représentatives x_{L1} , x_{L2} et x_{L3}

5.1.2. Formes représentatives des pannes solides

Pour la panne solide, les trois formes sont également générées (tableau 6). Ces trois formes x_{S1} , x_{S2} et x_{S3} , présentées à la figure 11, sont ensuite exploitées en évaluant leur corrélation avec la sortie réelle $x(t)$.

5.2. Génération d'indicateurs de défaut

Le coefficient de corrélation entre deux signaux quantifie l'existence d'une relation linéaire entre ces deux signaux. L'apparition d'un défaut modifie la corrélation

Forme	Séquence	Fréquence
x_{S1}	400 échantillons	0.5 Hz.
x_{S2}	135 échantillons	1.5 Hz.
x_{S3}	30 échantillons	7.0 Hz.

Table 6: Défaut de type panne solide

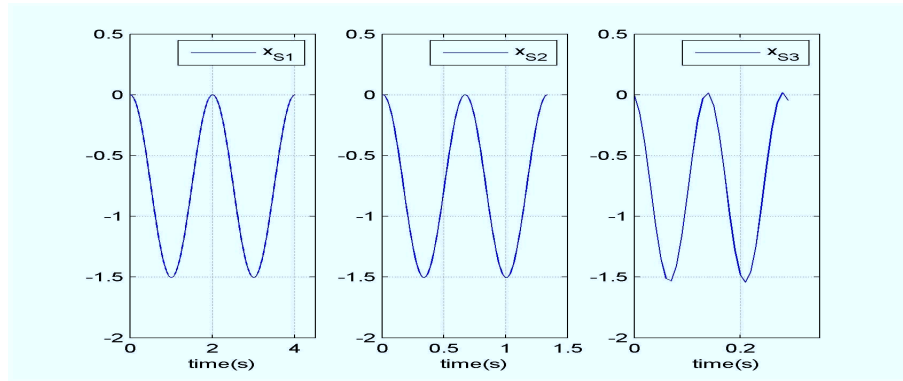


Figure 11: Les formes représentatives x_{S1} , x_{S2} et x_{S3}

entre une forme représentative d'un défaut et un résidu. Ce coefficient peut alors servir d'indicateur de détection de ce défaut.

Avec le test de corrélation, la détection de défaut peut-être réalisée comme le résume l'algorithme du tableau 7. Cet algorithme repose sur le calcul des 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 avec 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 la présence d'une panne.

Le résultat de détection de défaut par l'algorithme donné au tableau 7 est illustré par la figure 12 pour le cas sans défaut. La figure 13 (*resp.* 14 et 15) représente le résultat obtenu pour une panne liquide de fréquence 0.5 Hz (*resp.* la panne liquide de fréquence 1.5 Hz et la panne solide de fréquence 7.0 Hz). Les pannes sont injectées entre 5.3 secondes et 15.3 secondes.

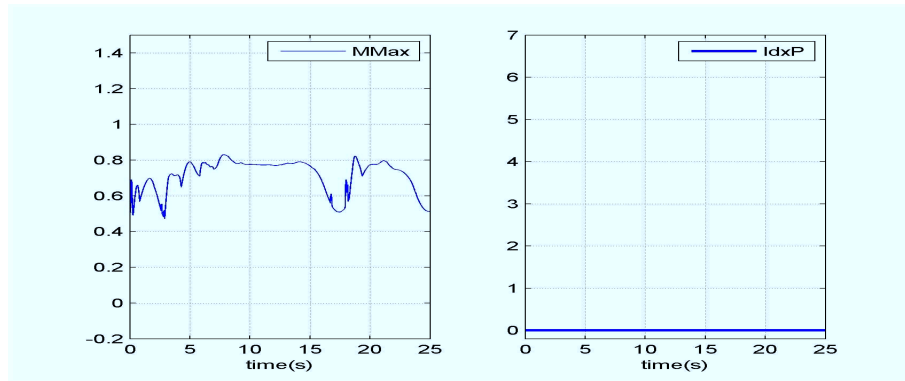


Figure 12: Résultat de détection : cas sans défaut

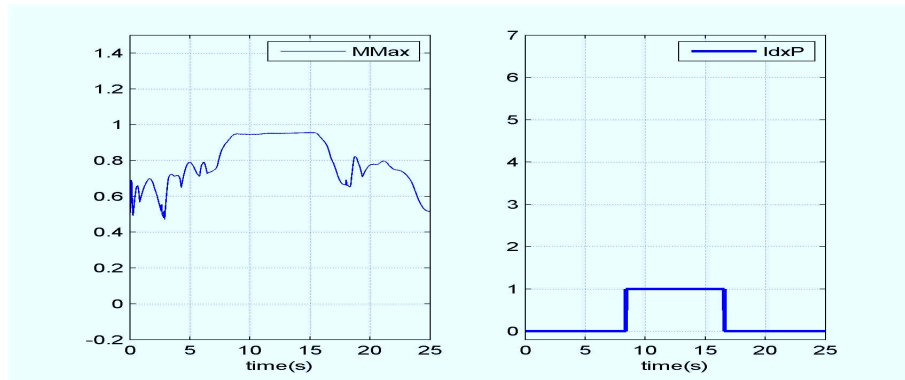


Figure 13: Résultat de détection : panne liquide de fréquence 0.5 Hz

Pour chacune de ces figures, la quantité $MMax$ est le maximum des moyennes des coefficients maximaux enregistré sur une fenêtre glissante. L'indicateur de

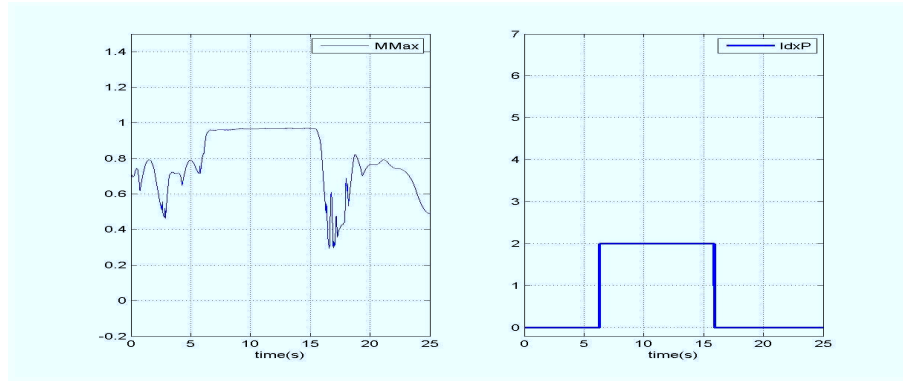


Figure 14: Résultat de détection : panne liquide de fréquence 1.5 Hz

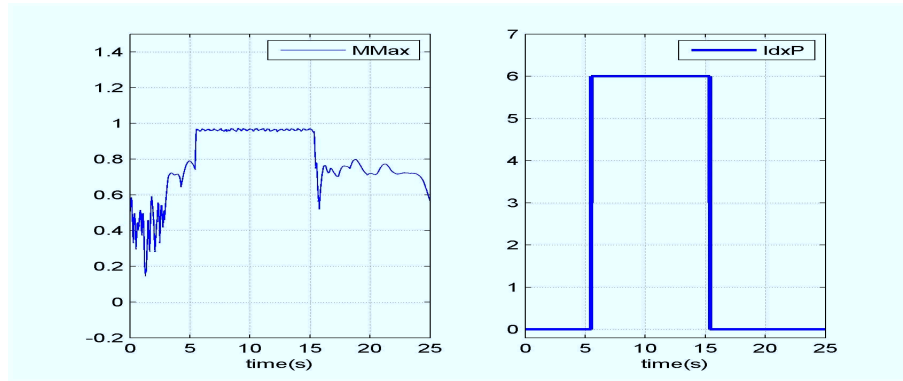


Figure 15: Résultat de détection : panne solide de fréquence 7.0 Hz

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. Compte tenu de ces résultats, on note que tous les défauts sont tous détectés et localisés. Avec la méthode proposée, 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.

5.3. 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 d'utilisations en ligne des modèles de dysfonctionnement par rapport au test d'écart-type. Compte tenu des capacités de calcul embarquées sur le calculateur de vol, la procédure de diagnostic peut être simplifiée. Dans ce cas, le modèle de bon fonctionnement est suffisant pour générer le résidu $r_b(t)$. Tous 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 mais en revanche son type (solide ou liquide) et sa fréquence sont parfaitement reconnus.

Lors de la mise en œuvre de la stratégie proposée, un point technique est à préciser. Les modèles ont été étendus pour prendre en compte un éventuel déphasage à l'origine du défaut à détecter. Notons que, dans sa version actuelle, l'algorithme décrit dans le tableau 7 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 considérant 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 écart-types calculés sur une fenêtre de la sortie $x(t)$ du système et du résidu $r_b(t)$ peuvent être effectués de manière récursive lors du déplacement d'un pas de temps de la fenêtre d'observation.
- La corrélation 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.

6. Conclusion

Dans cette communication, nous avons abordé le problème de détection de la panne oscillatoire dans le système de commande d'un aileron d'avion de ligne. Nous avons proposé deux méthodes de détection de défauts à base d'un modèle simplifié validé vis-à-vis du modèle 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 comprise 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. De plus, d'autres méthodes pourraient être testées et notamment celles basées sur la détection de défauts de structure représentable par un modèle d'état comme c'est ici le cas avec des vibrations sinusoïdales.

7. Remerciements

Les auteurs remercient la Fondation de Recherche pour l'Aéronautique & Espace, support du projet SIRASAS¹.

¹adresse du site du projet SIRASAS : <https://extranet.ims-bordeaux.fr/External/SIRASAS>

References

- [1] L. Lavigne, A. Zolghadri, P. Goupil, P. Simon, Robust and early detection of oscillatory failure case for new generation airbus aircraft, in: Proc. of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2008.
- [2] P. Goupil, Oscillatory failure case detection in the a380 electrical flight control system by analytical redundancy, *Control Engineering and Practice* 18(9) (2010) 1110–1119.
- [3] P. Dash, R. Jena, G. Panda, A. Routray, An extended complex kalman filter for frequency measurement of distorted signals, *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement* 49(4) (2000) 746–753.
- [4] Q. He, J. Wang, M. Pottmann, S. Qin, A curve fitting method for detecting valve striction in oscillating control loops, *Industrial & Engineering Chemistry Research* 46 (13) (2007) 4549–4560.
- [5] J. Yee, J. Wang, B. Jiang, Actuator fault estimation scheme for flight applications, *Journal of Dynamical Systems, Measurement, and Control* 124(4) (2002) 701–704.
- [6] Y. K. K.S. Kim, K.L. Lee, Reconfigurable flight control system design using direct adaptive method., *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* (American Institute of Aeronautics and Astronautics) 26(4) (2003) 543–550.
- [7] L. Lavigne, A. Zolghadri, P. Goupil, P. Simon, Oscillatory failure case detection for new generation airbus aircraft : a model-based challenge, in: *IEEE Conference on Decision and Control*, 2008.

- [8] D. Maquin, J. Ragot, Diagnostic des systèmes linéaires, Hermès Science, 2000.

1	Initialisation : • Générer les formes de référence $x_{L1}, x_{L2}, x_{L3}, x_{S1}, x_{S2}$ et x_{S3} • Diviser chaque forme en huit sous-séquences de la longueur d'une période du défaut correspondant (200, 67 ou 14 points), décalées de 1/8 de la période du défaut. Ces sous-séquences sont notées $x_{\alpha i}^j$ avec $\alpha = L, S; i = 1, \dots, 3$ et $j = 1, \dots, 8$.
2	Evaluer les coefficients de corrélation 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 $r_{r_b^i, x_{L i}^j}$ pour $i = 1, 2, 3$ et $j = 1, 2, \dots, 8$. • Calculer $r_{r_b^i, x_{S i}^j}$ 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-séquence r_b^i et $x^i, i = 1, 2, 3$ calculé dans l'étape 2. • Calculer la moyenne de ces coefficients maximaux évaluées sur les différentes fenêtres (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 (ce seuil pouvant être ajusté) : • 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 les moyennes des coefficients maximaux sont inférieures à 0.85 (ce seuil pouvant être ajusté), on déclare alors la disparition de la panne.

Table 7: Détection de défaut par test de corrélation