



HAL
open science

Détection de pannes oscillatoires dans le 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 le système de commande de vol d'avion. Sixième Conférence Internationale Francophone d'Automatique, CIFA 2010, Jun 2010, Nancy, France. pp.CDRom. hal-00498469

HAL Id: hal-00498469

<https://hal.science/hal-00498469>

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

Do Hieu TRINH¹, Benoît MARX¹, Philippe GOUPIL², José RAGOT¹

¹Centre 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

²EDYC-CC Flight Control System, AIRBUS Operations S.A.S

316 route de Bayonne. 31060 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'un 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 panne différentes. Cela permet alors de générer des signaux de résidu permettant de détecter et isoler le défaut.

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

I. INTRODUCTION

Le bon fonctionnement d'un processus physique peut être mise en cause lors de l'apparition de défauts, ces derniers 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 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 au moyen d'un modèle explicite ou implicite.

Dans cette étude, l'objectif est la détection de défauts oscillatoires pouvant affecter un gouverne d'avion, plus précisément ici un aileron. Ce type de défauts a fait l'objet, depuis peu, d'études particulières [8] notamment sur l'avion Airbus A380 [1], [3], [6]. On trouve aussi des exemples de détection de défauts oscillants dans d'autres domaines [4], [5]. 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.

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

II. 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 ces deux pannes.

L'application considérée est un gouverne. Ses variables caractéristiques sont détaillées dans la table 1.

Le modèle, simplifié M_b de bon fonctionnement 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. 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 sont fixées

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
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.

à partir de mesure 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 $S_{def,(\cdot)}(t)$ 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.

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_ℓ), on obtient l'évolution des sorties notées respectivement x_b , x_s et x_ℓ . On parle dans ce cas de capteurs logiciels, car la simulation de ces trois modes 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 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 [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, 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

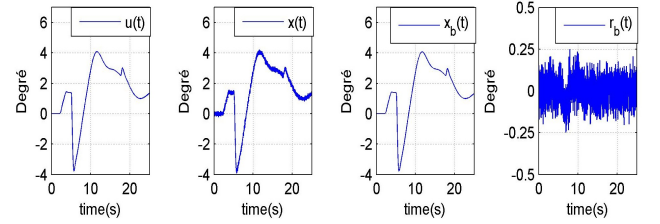


Fig. 1. Validation du modèle simplifié

les modèles de dysfonctionnement de type panne solide et liquide (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 $0.5Hz$, $1.5Hz$ ou $7Hz$ 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 (5) appliqué aux modèles de dysfonctionnement (2 et 3) pour simuler les sorties et exécuter la procédure décrite par la table II. 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.

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 avec les modes de fonctionnement

du système, il est possible de calculer trois résidus comme indiqué à la figure 2. La figure 3, obtenue à partir des trois

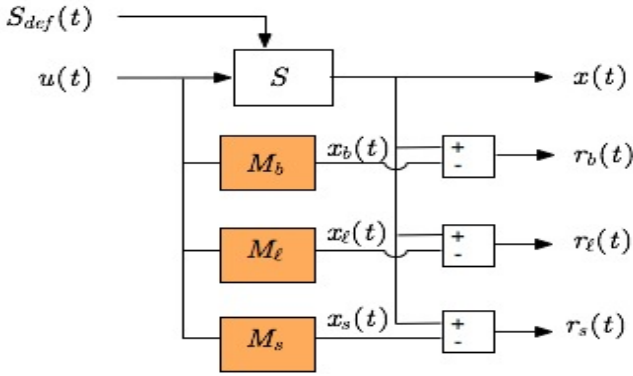


Fig. 2. Banc de résidus pour la détection de panne

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.

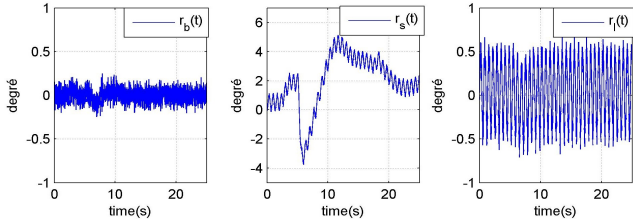


Fig. 3. Résidus des trois modèles M_b , M_s et M_ℓ : cas sans défaut

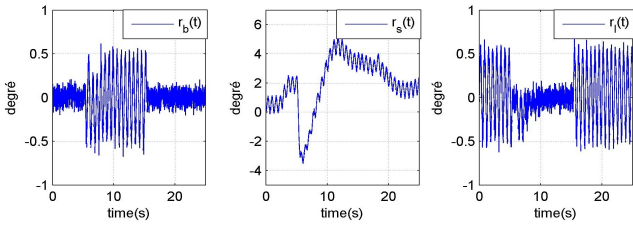


Fig. 4. Résidus des trois modèles M_b , M_s et M_ℓ : panne liquide

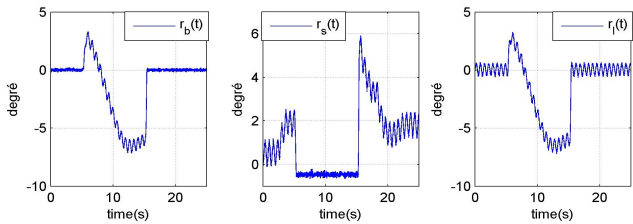


Fig. 5. Résidus des trois modèles M_b , M_s et M_ℓ : panne solide

La figure 4 (resp. figure 5) représente les résidus dans le cas d'une 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). Les générateurs de résidus sont tout donc aptes à la détection et la localisation des pannes. En effet, les signatures de ces dernières sont bien différenciées les unes des autres.

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 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 :

$$\begin{cases} \sigma_{r_\lambda}(k) = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{m=k-N+1}^k (r_\lambda(m) - \bar{r}_\lambda(k))^2} \\ \bar{r}_\lambda(k) = \frac{1}{N} \sum_{m=k-N+1}^k r_\lambda(m) \end{cases} \quad (6)$$

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

C. 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 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) et de comparer ce rapport à un seuil fixé par apprentissage.

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

1. 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 $\sigma_{r_\ell}(k) \leq 0.5 \sigma_{r_\ell,0}$, 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 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. 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.

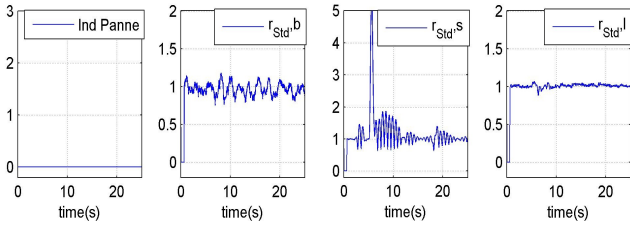


Fig. 6. Résultat de détection : cas sans défaut

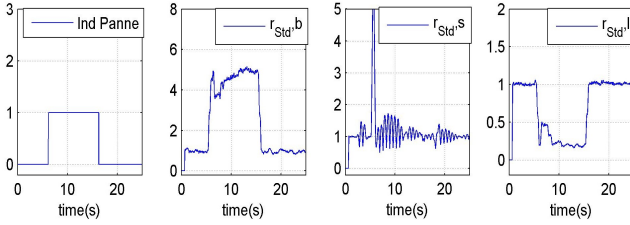


Fig. 7. Résultat de détection : cas de la panne liquide

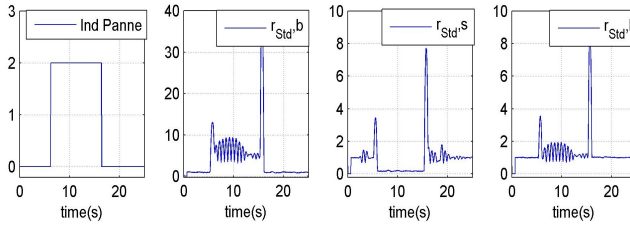


Fig. 8. Résultat de détection : cas de la panne solide

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 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 on s'intéresse seulement à la détection de panne (sans localisation), 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 une panne solide et liquide de fréquence $0.5Hz$, $1.5Hz$, $7Hz$ même de faible amplitude (0.16 degré).

En revanche, si 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 1, 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.

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 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 formé $r_b(t)$ a déjà été défini. Les signaux $f_i(t)$ correspondent à des défauts caractérisés par des fréquences particulières 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. 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 .

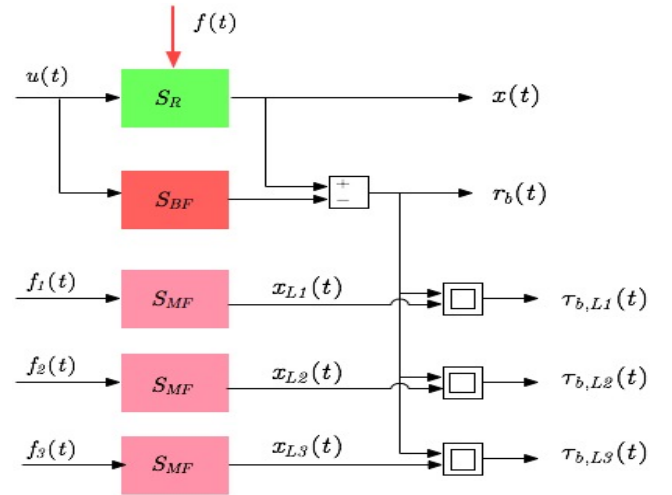


Fig. 9. Résidus $\tau_{b,Li}$ panne liquide calculés par corrélation

A. Génération de formes représentatives des pannes

Nous proposons de générer des formes représentatives pour les fréquences de $0.5Hz$, $1.5Hz$ et $7.0Hz$ à partir des modèles M_s et M_ℓ 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'ils correspondent à l'oscillation de 0.75 degré. Le calcul de corrélation est effectué sur une 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.

A.1 Formes représentatives des pannes liquides

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

TABLE III
DÉFAUT DE TYPE PANNE LIQUIDE

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

$r_b(t)$ défini par :

$$r_b(t) = x(t) - x_b(t) \quad (7)$$

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.

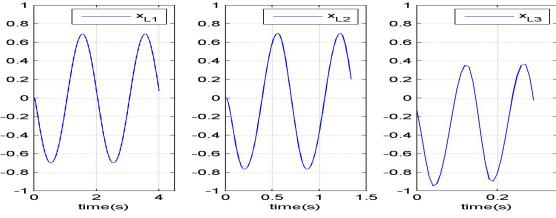


Fig. 10. Les formes représentatives x_{L1} , x_{L2} et x_{L3}

A.2 Formes représentatives des pannes solides

Pour la panne solide, les trois formes sont également générées (tableau IV). 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 $x(t)$.

TABLE IV
DÉFAUT DE TYPE PANNE SOLIDE

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

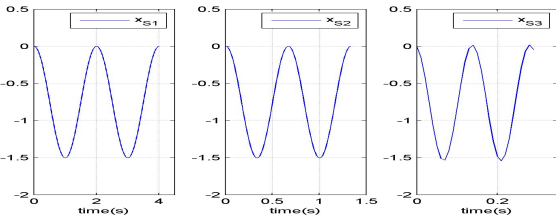


Fig. 11. Les formes représentatives x_{S1} , x_{S2} et x_{S3}

B. 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 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 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 la présence d'une panne.

Algorithme 2 : Détection de défaut par test de corrélation

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'un cycle de la panne correspondante (de 200, 67 ou 14 points) avec un décalage de $1/8$ cycle de la panne. Ces sous-séquences sont notées $x_{\alpha i}^j$ avec $\alpha = L, S$; $i = 1, 2, 3$ et $j = 1, 2, \dots, 8$.
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 $r_{x^i, x_{S i}^j}$ 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-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 les moyennes des coefficients maximaux sont inférieurs 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 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 panne sont injectées entre 5.3 secondes et 15.3 secondes.

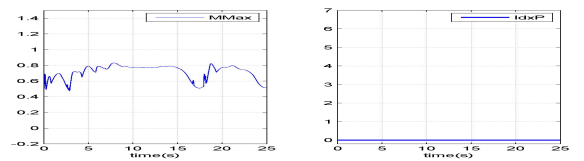


Fig. 12. Résultat de détection : cas sans défaut

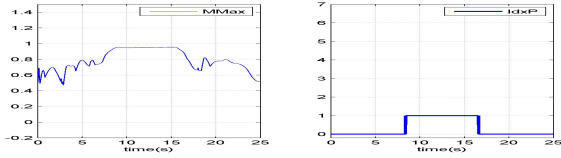


Fig. 13. Résultat de détection : panne liquide de fréquence 0.5Hz

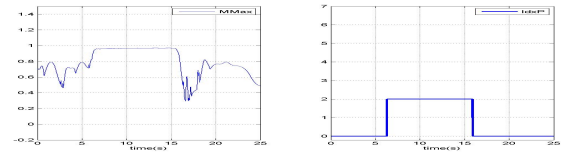


Fig. 14. Résultat de détection : panne liquide de fréquence 1.5Hz

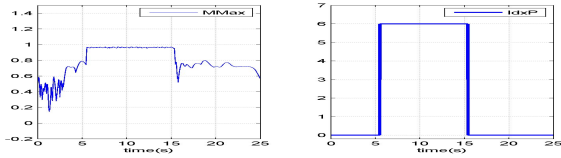


Fig. 15. Résultat de détection : panne solide de fréquence 7.0Hz

Pour chacune de ces figures, 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.

C. 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 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.

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 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 lors du déplacement d'un pas de temps de la fenêtre d'observation.

- 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 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 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.

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 Conference, Cancun, Mexico, 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, 49 (4), 746-753, 2000.
- [5] Q.P. He, J. Wang, M. Pottmann, S.J. Qin. A Curve fitting method for detecting valve stiction 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.