

---

# Conception d'un capteur logiciel pour la détection de pannes oscillatoires dans le système de commande de vol d'avion

**Do Hieu TRINH\*** — **Benoît MARX \*** — **Philippe GOUPIL\*\*** — **José RAGOT \***

\* *Centre de Recherche en Automatique de Nancy  
CRAN - ENSEM - INPL Nancy*

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

\*\* *EDYC-CC Flight Control System, AIRBUS 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 le 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 le défaut.*

*ABSTRACT. The objective of this study is to detect an Oscillatory Failure Case (OFC) which may affect the flight control surfaces system of a plane. The characteristic of the fault are unknown but bounded. In addition to the fact that the failure may result in additional charges on the aircraft structure, it can excite the resonance phenomena. Thus, early detection of this failure is very important. Detection is based on residual signals. Residual generation is carried out by comparing the actual process to different models: the analytical model of the flight control surface gives the healthy behavior and the different possible failures are associated to other models.*

*MOTS-CLÉS : Capteur Logiciel, Détection et Localisation de Défauts, Pannes Oscillatoires, Surfaces de Commande*

*KEYWORDS: Soft sensor, Fault Detection and Isolation, Oscillatory Failure Case, Flight Control Surfaces*

---

## 1. 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 de l'aileron interne droit, ce type de défauts faisant l'objet, depuis peu, d'études particulières notamment sur l'avion Airbus A380 [1], [3], [5]. On trouve des exemples de détection de défauts oscillants dans d'autres domaines [4]. Dans ce qui suit, on propose quelques éléments ayant permis de proposer une méthodologie de détection de ce type de défauts à partir d'une part de capteurs existants, 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 2 et la conception d'un capteur logiciel de détection de panne oscillatoire dans la section 3. La section 4 traite le problème de détection et localisation de défauts. Quelques conclusions et perspectives terminent la communication.

## 2. 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 de façon à détecter de la façon la plus précoce possible la présence de cette 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 panne 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 les suivantes :  $x$  la position de l'actionneur de la gouverne,  $u$  l'ordre de commande de position de l'actionneur,  $F_a$  les forces aérodynamiques appliquées sur la gouverne,  $\Delta P$  la différence de pression hydraulique aux bornes de l'actionneur,  $K_a$  le coefficient d'amortissement de l'actionneur,  $\Delta P_{ref}$  la pression de référence,  $\tau$  le retard de transmission lié au capteur,  $S$  la section du piston de l'actionneur,  $K$  le gain du régulateur,

$V_0$  la vitesse commandée par le régulateur et  $x_d$  la position (en degrés) de l'aileron. Le modèle de bon fonctionnement  $M_b$  est décrit structurellement de la façon suivante :

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

la structure des fonctions  $f_i(\cdot)$  n'étant pas précisée ici. Les quantités  $\Delta P(t)$ ,  $K_a(t)$  et  $F_a(t)$  jouent le rôle de perturbation dont on peut connaître le domaine de variation. Les modèles de dysfonctionnement de type panne solide et liquide prennent respectivement les formes :

$$M_s = \begin{cases} \dot{x}_s(t) = V_{0,s}(t) \sqrt{\frac{S\Delta P_0 - F_{a0}}{S\Delta P_{ref} + K_0 V_{0,s}^2(t)}} \\ V_{0,s}(t) = S_{def,s}(t) \end{cases} \quad M_\ell = \begin{cases} \dot{x}_\ell(t) = V_{0,\ell}(t) \sqrt{\frac{S\Delta P(t) - F_a(t)}{S\Delta P_{ref} + K_a(t)V_{0,\ell}^2(t)}} \\ V_{0,\ell}(t) = K(u(t) - x_\ell(t - \tau)) + S_{def,\ell}(t) \end{cases} \quad (2)$$

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.

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

En intégrant les équations 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 (tableau 1).

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

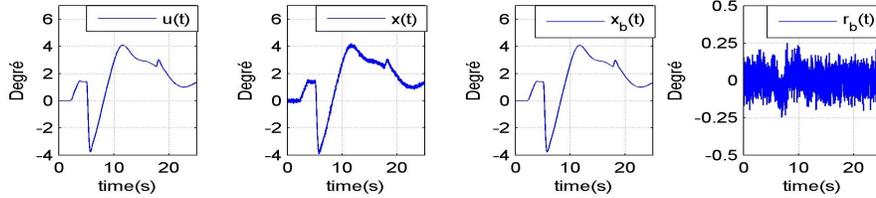
**Tableau 1.** Stratégie de détection de défaut

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 identifiables 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 de calcul limitée de l'ordinateur de bord, 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, avec le scénario de vol dit « YawAngleMode », nous avons  $\Delta P(t) = 187$ ,  $K_a(t) = 0.22$  et  $F_a(t) = -12000$ . À partir de l'équation 1, on établit l'évolution de la sortie  $x_b(t)$  comme suit :

$$M_b = \begin{cases} \dot{x}_b(t) = V_0(t) \sqrt{\frac{S\Delta P_b + \text{sign}(V_0(t))F_{ab}}{S\Delta P_{ref} + K_{ab}V_0^2(t)}} \\ V_0(t) = K(u(t) - x_b(t - \tau)) \\ \Delta P_b = 187; K_{ab} = 0.22; F_{ab} = -12000 \end{cases} \quad (3)$$

La figure 1 visualise la sortie du modèle complet  $x(t)$  et celle de son modèle simplifié  $x_b(t)$  avec la même commande  $u(t)$ ; la faible amplitude de l'écart entre les deux sorties  $r_b(t)$  justifie l'utilisation du modèle simplifié. Pour les dysfonctionnements de



**Figure 1.** Validation du modèle simplifié

type panne solide et liquide (2), nous utilisons également des valeurs fixes :

$$\begin{aligned} \text{Pour le système } M_s : \quad & \Delta P_s = 193 \quad K_s = 0.22 \quad F_s = 0 \\ \text{Pour le système } M_l : \quad & \Delta P_l = 165 \quad K_l = 0.22 \quad F_l = -6000 \end{aligned} \quad (4)$$

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  $S_{def}(t)$  :

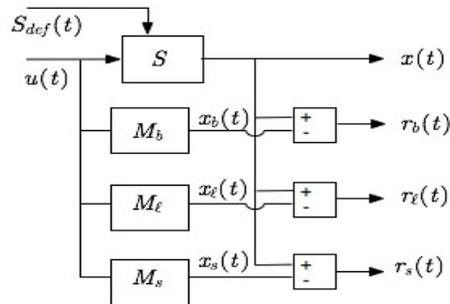
$$\begin{aligned} \text{Pour la panne solide :} \quad & S_{def,s}(t) = 0.448 \sin(3\pi t) \\ \text{Pour la panne liquide :} \quad & S_{def,l}(t) = 1.07 \sin(3\pi t) \end{aligned} \quad (5)$$

Avec les valeurs (4) et le modèle de la panne (5) appliqués au modèle de dysfonctionnement (2), nous pouvons obtenir des sorties permettant d'utiliser la procédure de détection de défaut (tableau 1).

## 4. La détection de défaut

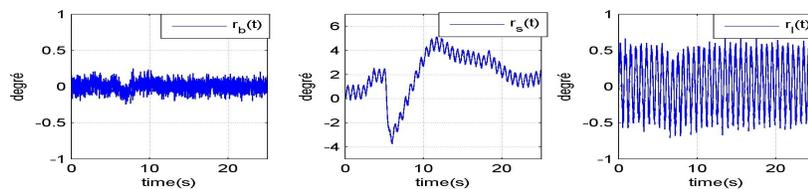
### 4.1. Génération de résidus

Avec la mesure réelle de la position de l'aileron et les sorties correspondants avec les modes de fonctionnement du système, nous pouvons établir les résidus comme indique la figure 2. Présentons maintenant ces résidus dans les différents modes de fonctionnement du système. La figure 3, obtenue à partir des trois modes de fonction-



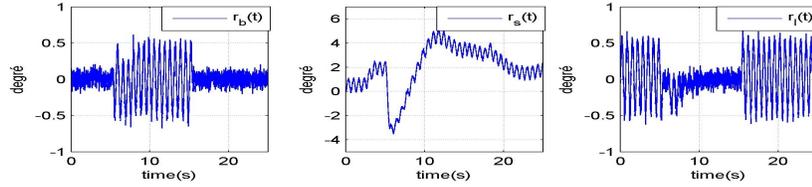
**Figure 2.** Banc de résidus pour la détection de panne

nement, représente les résidus  $r_b(t)$ ,  $r_s(t)$  et  $r_l(t)$  dans le cas sans défaut. On constate, en l'absence de défaut, que l'amplitude du résidu  $r_b(t)$  est limitée à environ 0.2 degré ; par contre, les résidus  $r_s(t)$  et  $r_l(t)$  oscillent avec une amplitude sensiblement plus grande.

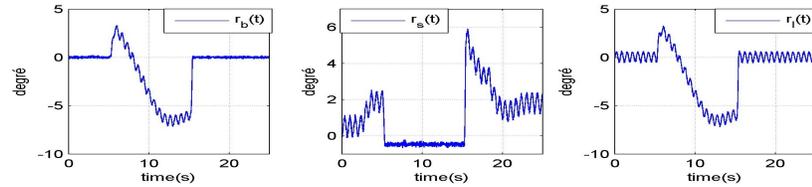


**Figure 3.** Les résidus des trois modèles  $M_b$ ,  $M_s$  et  $M_l$  : cas sans défaut

La figure 4 (resp. figure 5) représente les résidus dans le cas 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  $r_l(t)$  (resp. résidu  $r_s(t)$ ) sous la 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.



**Figure 4.** Les résidus des trois modèles  $M_b$ ,  $M_s$  et  $M_\ell$  : cas de la panne liquide



**Figure 5.** Les résidus des trois modèles  $M_b$ ,  $M_s$  et  $M_\ell$  : cas de la panne solide

#### 4.2. Analyse de résidu, détection de défaut

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

##### 4.2.1. Analyse du résidu et 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 :

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

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  $M_\ell$ .

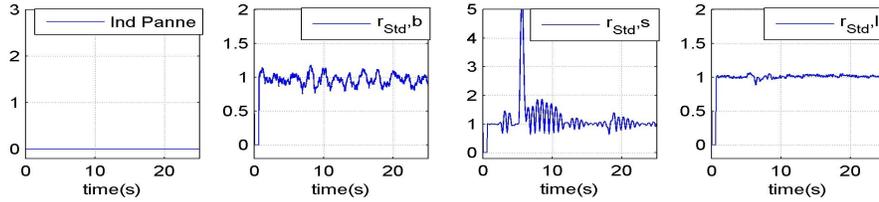
##### 4.2.2. Détection de défaut par test d'écart type

Grâce à l'écart type, la détection 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).

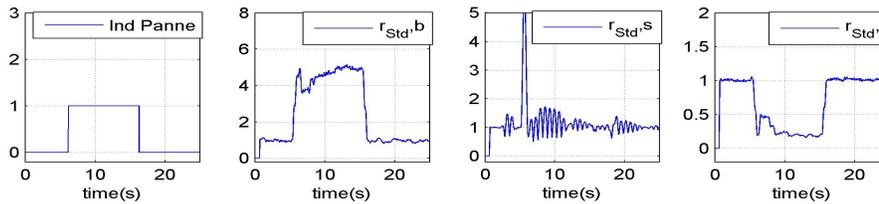
**Algorithme 1** Détection de défaut par test d'écart type

- 1) Initialisation : Calculer les écarts types initiaux  $\sigma_{r_b}(0)$ ,  $\sigma_{r_\ell}(k)$  et  $\sigma_{r_s}(k)$ .
- 2) Apparition de la panne : si la panne n'a pas encore détectée et que pendant un certain temps  $\sigma_{r_b}(k) \geq 2\sigma_{r_b}(0)$ ,
  - Si  $\sigma_{r_\ell}(k) \leq 0.5 \sigma_{r_b}(0)$ , on déclare alors l'apparition de la panne liquide.
  - Si  $\sigma_{r_s}(k) \leq 0.5 \sigma_{r_b}(0)$ , on déclare alors l'apparition de la panne solide.
- 3) Disparition de la panne : si une panne a déjà été détectée et que pendant un certain temps :
  - $\sigma_{r_b}(k) \leq 1.5 \sigma_{r_b}(0)$  ;  $\sigma_{r_\ell}(0) \geq 0.75\sigma_{r_\ell}(k)$  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 et avec la panne solide respectivement. L'indicateur de panne est noté « Ind Panne ». Ind Panne = 1 si la panne liquide est

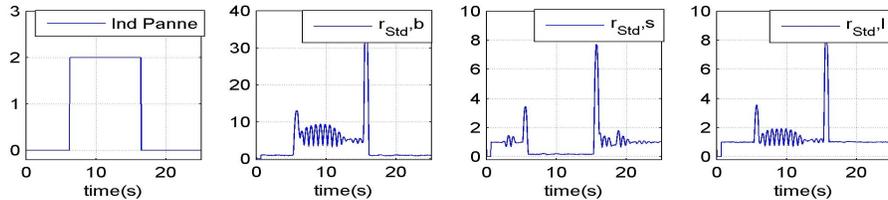


**Figure 6.** Résultat de détection : cas sans défaut



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

détectée, Ind Panne = 2 si la panne solide est détectée et Ind Panne = 0 si la panne n'est pas 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. Le résultat d'analyse montre que la panne est détectée et identifiée à environ 1,5 périodes de la panne 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.



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

## 5. Conclusion

Dans cette communication, nous avons abordé le problème de détection de pannes oscillatoires pour un système de commande d'aileron d'avion de ligne. Nous avons proposé une méthode de détection de défaut à base d'un modèle simplifié. Avec cette méthode, nous pouvons détecter 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. Dans la suite, on étendra cette méthode à d'autres surfaces de commande (profondeur ou gouvernail) et on réduira la complexité des modèles de dysfonctionnement.

**Remerciements.** Les auteurs remercient la Fondation de Recherche pour l'Aéronautique & l'Espace (<http://www.fnrae.org>), support du projet SIRASAS. (<https://extranet.ims-bordeaux.fr/External/SIRASAS/>)

## 6. Bibliographie

- 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.
- 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.
- P. Goupil. Oscillatory Failure Case detection in A380 Electrical Flight Control System by analytical redundancy. To appear in Control Engineering Practice, 2009.
- 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, vol.46 (13), 4549-4560, 2007.
- 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.