

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

Julien Marzat (julien.marzat@onera.fr)

ONERA-DCPS, Palaiseau

L2S, CNRS-SUPELEC-Univ Paris-Sud

Thèse encadrée par : Éric Walter (L2S, CNRS-SUPELEC-Univ Paris-Sud), Hélène Piet-Lahanier et Frédéric Damongeot (ONERA-DCPS, Palaiseau)

Résumé *L'objectif de la thèse est la mise au point d'une méthodologie de détection et isolation de défauts en vol pour un véhicule aéronautique existant. Ce diagnostic soit s'appuyer uniquement sur les mesures relevées au cours de l'évolution de l'aéronef. L'idée de base est donc de confronter le comportement réel de l'engin avec celui fourni par un modèle du système basé sur les équations de la physique et/ou une base de connaissances. Cet article décrit deux méthodes de diagnostic innovantes qui ont été proposées au cours de la thèse. Elles ont en commun d'exploiter à la fois l'information de commande en boucle fermée et les particularités des modèles aéronautiques.*

A. INTRODUCTION

La sécurisation en vol est une préoccupation majeure des concepteurs d'aéronefs civils ou militaires. Il est nécessaire d'identifier rapidement des changements inattendus (*défauts*) affectant le système, avant qu'ils ne conduisent à une situation catastrophique. La détection et l'isolation des défauts est généralement réalisée en assurant la redondance matérielle des équipements. Cette approche entraîne toutefois une augmentation des coûts et une réduction de l'autonomie du véhicule. Une alternative à cette méthode est l'utilisation de la redondance analytique, à savoir l'exploitation de relations existant entre les différentes grandeurs mesurées ou estimées [Fra90][Ise97][HSP10]. C'est cette approche qui est privilégiée dans le cadre de la thèse. Dans ce contexte, un état de l'art des principales méthodes de diagnostic des systèmes a été proposé dans [MPLDW09a]. Plus précisément, le problème qui nous occupe est la détection et l'isolation de défauts pour un aéronef autonome disposant d'un ensemble de capteurs et actionneurs usuels, non redondants. Un cas test répondant à ces exigences a donc été défini. Celui-ci est présenté en section B. Deux méthodes de diagnostic de défauts pour ce type de système sont proposées. Elles ont en commun d'exploiter à la fois l'information de commande en boucle fermée et les particularités des modèles aéronautiques. La première méthode, exposée en section C., s'appuie uniquement sur les contraintes géométriques qui sont à la base des lois de guidage-

pilotage de l'aéronef. La seconde méthode, décrite en section D., utilise la structure particulière des mesures de type centrale inertielle ainsi que la connaissance du modèle non-linéaire de l'aéronef. Les travaux actuels et les perspectives seront également évoqués en section E.

B. CAS-TEST AÉRONAUTIQUE

Le cas test aéronautique utilisé est un missile intercepteur sol-air. Le mouvement complet du véhicule (six degrés de liberté) est considéré. L'orientation de l'engin est commandée en roulis, tangage et lacet par un ensemble de gouvernes. La poussée, dirigée dans l'axe de l'engin, est déterminée par le taux de propulsion. L'aéronef paramétré dans le repère qui lui est lié est présenté en figure 1.

1. Description du cas test

Notations

- $\mathbf{I} = \text{diag}(a, b, b)$ est la matrice d'inertie du système, diagonale puisque le missile est symétrique, quasi-cylindrique.
- $[x, y, z]$ est la position dans le repère inertiel,
- $[v_{bx}, v_{by}, v_{bz}]$ est la vitesse dans le repère lié à l'engin,
- $[\varphi, \theta, \psi]$ sont les angles d'attitude,
- $[p, q, r]$ est la vitesse angulaire,
- $[\delta_1, \delta_m, \delta_n]$ sont les positions angulaires des gouvernes équivalentes,

- η est le taux de propulsion,
- $Q = \frac{1}{2}\rho(v_{bx}^2 + v_{by}^2 + v_{bz}^2)$ est la pression dynamique,
- $\alpha = \arctan(v_{bz}/v_{bx})$ est l'angle d'incidence,
- $\beta = \arctan(v_{by}/v_{bx})$ est l'angle de dérapage,
- m est la masse de l'aéronef,
- f_{\min} et f_{\max} sont des constantes associées au modèle de propulsion,
- s_{ref} est la surface de référence,
- l_{ref} est la longueur de référence,
- les $c_{(\cdot)}$ sont les coefficients aérodynamiques, fonctions non linéaires continues par morceaux de (α, β) .

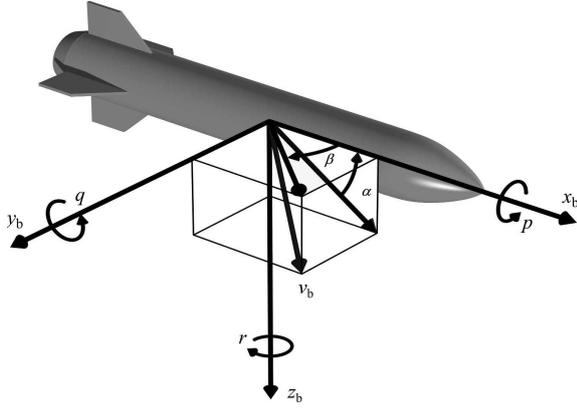


Fig. 1 – Schéma du missile en repère engin

Modèle dynamique L'équation des forces nous donne l'égalité

$$\begin{bmatrix} \dot{v}_{bx} \\ \dot{v}_{by} \\ \dot{v}_{bz} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} (\mathbf{f}_{\text{aero}} + \mathbf{f}_g) - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} v_{bx} \\ v_{by} \\ v_{bz} \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \mathbf{f}_{\text{aero}} = Q s_{\text{ref}} \begin{bmatrix} -(c_{x0} + c_{x\alpha}\alpha + c_{x\delta_1}\delta_1 + c_{x\delta_m}\delta_m + c_{x\delta_n}\delta_n) \\ c_{y0} + c_{y\beta}\beta + c_{y\delta_1}\delta_1 + c_{y\delta_n}\delta_n \\ -(c_{z0} + c_{z\alpha}\alpha + c_{z\delta_m}\delta_m) \\ -\sin(\theta) \end{bmatrix} \\ + \begin{bmatrix} f_{\min} + (f_{\max} - f_{\min})\eta \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \mathbf{f}_g = \begin{bmatrix} -\sin(\theta) \\ \cos(\theta)\sin(\varphi) \\ \cos(\theta)\cos(\varphi) \end{bmatrix} mg \end{array} \right. \quad (2)$$

En tenant compte de la forme particulière de la matrice d'inertie, on a par ailleurs l'équation des moments

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{Q s_{\text{ref}} L}{a} \\ \dot{q} = \frac{Q s_{\text{ref}}}{b} [M - (a-b)pr] \\ \dot{r} = \frac{Q s_{\text{ref}}}{b} [N - (b-a)pq] \end{cases} \quad (3)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} L = c_{l0} + c_{l\beta}\beta + c_{l\delta_1}\delta_1 + c_{l\delta_n}\delta_n + \frac{l_{\text{ref}}}{\sqrt{v_{bx}^2 + v_{by}^2 + v_{bz}^2}} c_{lp} p \\ M = c_{m0} + c_{m\alpha}\alpha + c_{m\delta_m}\delta_m + \frac{l_{\text{ref}}}{\sqrt{v_{bx}^2 + v_{by}^2 + v_{bz}^2}} c_{mq} q \\ N = c_{n0} + c_{n\beta}\beta + c_{n\delta_1}\delta_1 + c_{n\delta_n}\delta_n + \frac{l_{\text{ref}}}{\sqrt{v_{bx}^2 + v_{by}^2 + v_{bz}^2}} c_{nr} r \end{array} \right. \quad (4)$$

Les relations de passage entre le repère engin et le repère inertiel permettent de compléter la description du modèle (voir [MPLDW09a] pour les expressions explicites). Ce modèle appartient à la classe

générique des systèmes non linéaires affines en la commande, étant donné les hypothèses de petites variations d'angles des gouvernes et le modèle linéaire de propulsion.

Le vecteur de commande est $\mathbf{u} = [\delta_1, \delta_m, \delta_n, \eta]^T$ et le vecteur d'état est $\mathbf{x} = [x, y, z, v_{bx}, v_{by}, v_{bz}, p, q, r, \varphi, \theta, \psi]^T$. Le choix de ces 12 variables d'état est tout à fait classique en aéronautique. La modélisation retenue est donc générique et n'est pas spécifique du cas considéré. Le principal ensemble de capteurs est une centrale inertielle couplée à un ordinateur, formant le système de navigation inertielle. La centrale mesure les trois composantes d'accélération non-gravitationnelle, ainsi que les trois composantes de la vitesse angulaire. Le système de navigation intègre ces signaux afin de reconstituer la position, la vitesse ainsi que les angles d'attitude. Le vecteur des sorties est donc finalement $\mathbf{y} = [x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \varphi, \theta, \psi, p, q, r, a_{bx}, a_{by}, a_{bz}]^T$. Il est intéressant de remarquer que la dimension de \mathbf{y} est supérieure à celle de \mathbf{x} , ce qui est fréquent en aéronautique et peut permettre de faire appel à la redondance analytique. La position et la vitesse de la cible en repère inertiel sont mesurées par un radar au sol ou à l'aide d'un dispositif embarqué, selon la technologie retenue. Nous noterons ce vecteur de mesures cible $\mathbf{c} = [x_c, y_c, z_c, \dot{x}_c, \dot{y}_c, \dot{z}_c]^T$.

Les capteurs, que ce soit la centrale inertielle ou le dispositif de suivi de la cible, sont affectés par des incertitudes de mesure. Trois types d'erreurs sont classiquement considérées pour les centrales inertielles, à savoir les biais, les facteurs d'échelle et du bruit. Si l'on considère un gyromètre donnant la mesure \tilde{p} du taux de roulis p , le modèle de mesure est le suivant : $\tilde{p} = k_p p + b_p + N(0, \sigma_p^2)$ où k_p est le facteur d'échelle, b_p le biais et σ_p^2 la variance du bruit supposé blanc, gaussien, de moyenne nulle. Les valeurs caractéristiques de ces trois paramètres (pour chacun des six capteurs formant la centrale inertielle) sont fournies par le constructeur. On suppose par ailleurs que les mesures de position et de vitesse de la cible sont uniquement affectées par du bruit blanc gaussien.

2. Guidage-pilotage

Le but des lois de commandes utilisées en aéronautique est de faire tendre vers zéro la distance entre l'engin et son objectif. Dans le cas de l'interception, il faut amener le missile en contact avec la cible. On définit classiquement, de manière découplée, une loi de guidage et un pilote automatique qui se chargera d'appliquer les consignes d'accélération. Différentes méthodes permettent de réduire à zéro la distance entre le missile et la cible, mais elles s'appuient toutes sur les définitions qui suivent [Shn98].

Définitions Notons, en nous plaçant dans le repère inertiel (lié à la Terre),

- $\mathbf{p}_m = [x, y, z]^T$ la position du missile,
- $\mathbf{p}_c = [x_c, y_c, z_c]^T$ la position de la cible,
- $\mathbf{v}_m = [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]^T$ la vitesse du missile,
- $\mathbf{v}_c = [\dot{x}_c, \dot{y}_c, \dot{z}_c]^T$ la vitesse de la cible.

A partir des notations précédentes, sont définis

- Le vecteur entre les positions du missile et de la cible est la *ligne de vue* (LDV), notée $\mathbf{r} = \mathbf{p}_c - \mathbf{p}_m$.
- L'opposé de la dérivée de la ligne de vue est appelé *vitesse de rapprochement*, égale à $-\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}_m - \mathbf{v}_c$.
- L'orientation de la ligne de vue est paramétrée par λ .
- La vitesse de rotation de la ligne de vue est $\dot{\lambda} = (\mathbf{r} \wedge \dot{\mathbf{r}})/r^2$.

La géométrie du problème projetée dans le plan contenant le missile, la cible et le vecteur de référence horizontal du repère inertiel, est donnée en figure 2.

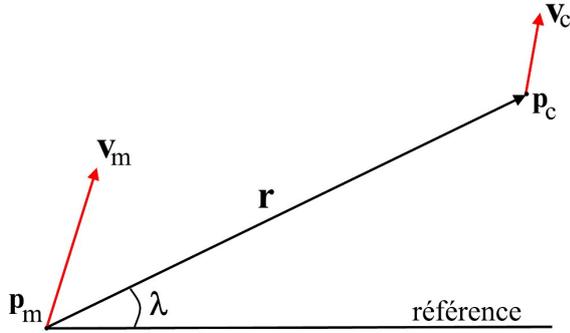


Fig. 2 – Géométrie du problème

Lois de guidage On considère deux lois de guidage classiques parmi les plus utilisées : la *poursuite* et la *navigation proportionnelle* (NP). Ces lois diffèrent par les règles géométriques sur lesquelles elles se fondent, règles qui vont maintenant être détaillées. Les lois de type poursuite visent à aligner la vitesse du poursuivant, \mathbf{v}_m , avec la ligne de vue, \mathbf{r} . La *poursuite en vitesse* réalise cette règle en calculant la consigne d'accélération proportionnellement à l'angle entre \mathbf{v}_m et \mathbf{r} . Il est également possible d'aligner l'axe du véhicule sur la ligne de vue, cette deuxième loi étant connue sous le nom de *poursuite en angle*.

La *navigation proportionnelle* réalise la règle dite de navigation parallèle. Celle-ci consiste à conserver la direction de la ligne de vue constante dans le repère inertiel. Autrement dit, la ligne de vue est toujours parallèle à la ligne de vue initiale. Ce principe, également dénommé *navigation à cap constant*, revient à faire tendre la vitesse de rotation de la ligne de vue $\dot{\lambda}$ vers zéro. La loi de commande en accélération est donc prise proportionnelle à $\dot{\lambda}$.

Il existe de nombreuses variantes de lois de guidage à partir des principes de poursuite et de navigation proportionnelle [Lin91]. Globalement, les com-

mandes établies à partir du principe de poursuite sont moins sensibles au bruit car elles s'appuient uniquement sur les informations de position, alors que la NP utilise également les mesures de vitesse qui sont généralement plus perturbées. En revanche, la NP est plus efficace que la poursuite, car elle suit quasiment le plus court chemin de la position de départ jusqu'à la cible. Les lois de poursuite en vitesse et de navigation proportionnelle telles que définies ci-dessus seront utilisées dans le cadre du cas test. La figure 3 montre le comportement des deux lois retenues lors de la mission d'interception.

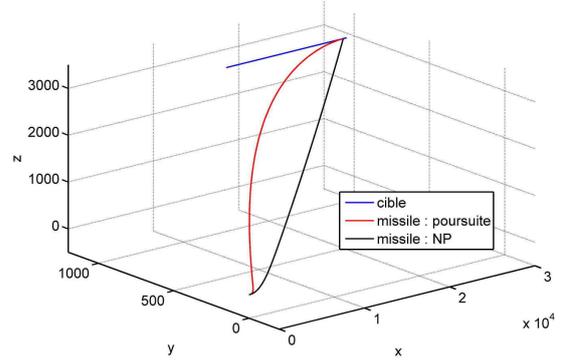


Fig. 3 – Interception par loi de poursuite ou navigation proportionnelle

Pilotage Le pilote automatique est conçu pour traduire les ordres d'accélération calculés par le module de guidage en terme de sollicitations des actionneurs. Dans la plupart des cas, ce pilote est constitué de trois voies linéaires découplées qui calculent les angles de gouverne à appliquer à partir de ces ordres d'accélération. Il permet également de réaliser la stabilisation en vitesse angulaire de l'engin. Une quatrième voie permet d'obtenir le taux de propulsion, par correction proportionnelle de la vitesse vis à vis d'une référence.

3. Scénarios de défauts

Un modèle mathématique de l'influence des défauts actionneurs a été défini, afin de prendre en compte les défauts courants affectant les gouvernes de direction. L'entrée de commande réalisée par les actionneurs s'écrit donc $\mathbf{u}_a = \sigma_f \cdot k_f \cdot \mathbf{u}_c + (1 - \sigma_f) \cdot \mathbf{u}_f$ où \mathbf{u}_c est la valeur de la commande qui aurait dû être appliquée si le système avait été non défaillant. Les autres paramètres de cette expression prennent les valeurs suivantes, selon le défaut considéré survenant à l'instant t_{fault} ,

$$\begin{cases} \text{Pas de défaut :} & \sigma_f = 1, k_f = 1 \\ \text{Perte d'efficacité :} & \sigma_f = 1, 0 < k_f < 1 \\ \text{Blocage :} & \sigma_f = 0, k_f = 1, \mathbf{u}_f = \mathbf{u}_c(t_{\text{fault}}) \end{cases}$$

Dans la plupart des études de diagnostic des systèmes, les défauts affectant les capteurs sont modélisés comme des biais additifs abrupts sur les mesures.

En considérant le modèle des incertitudes de mesure affectant nos capteurs décrit précédemment, les défauts considérés ici sont des changements abrupts d'un ou plusieurs paramètres statistiques (biais, facteurs d'échelle, variance du bruit).

C. DIAGNOSTIC PAR ADÉQUATION AUX OBJECTIFS DE COMMANDE

1. Principe de l'approche

La plupart des méthodes de détection et isolation de défauts ne prennent pas en compte le caractère bouclé des systèmes. Dans le cas d'un système régulé en boucle fermée (comme c'est le cas de notre missile), le défaut est propagé dans le calcul de la commande. Il est donc légitime d'énoncer que le signal de commande contient de l'information à propos des défauts affectant le système. Nous avons donc proposé d'étudier le problème du diagnostic du point de vue de la réussite de la mission [MHW10]. Si un défaut apparaît, les contraintes de commande ne pourront plus être respectées et l'objectif initial risque de ne pas être atteint [MPLDW09b]. Il est ainsi possible d'extraire des résidus de diagnostic à partir des contraintes de guidage-pilotage, c'est-à-dire des signaux réagissant à la présence de défauts mais proche de zéro en leur absence.

2. Génération de résidus

Un défaut sur un capteur ou un actionneur entraîne une incohérence dans le calcul des objectifs de guidage. Ces contraintes étant propres à chacune des lois considérées, les résidus à calculer sont liés à celles-ci.

Résidus en poursuite L'angle entre la vitesse du missile et la ligne de vue doit être très faible si la commande de guidage est correctement appliquée. Quatre résidus scalaires sont donc fournis par le produit vectoriel et le produit scalaire entre ces deux vecteurs \mathbf{v}_m et \mathbf{r} , soit

$$\mathbf{r}_{pp}^{1 \rightarrow 3} = \mathbf{v}_m \times \mathbf{r} \quad (5)$$

$$r_{pp}^4 = \mathbf{v}_m^T \mathbf{r} - \|\mathbf{v}_m\| \|\mathbf{r}\| \quad (6)$$

Résidus en navigation proportionnelle L'objectif de cette loi de guidage est d'amener la consigne du taux de rotation de la ligne de vue à zéro. Ceci est équivalent à annuler l'angle entre le vecteur ligne de vue \mathbf{r} et sa dérivée $\dot{\mathbf{r}}$. De même que précédemment, quatre résidus sont générés,

$$\mathbf{r}_{png}^{1 \rightarrow 3} = \mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}} \quad (7)$$

$$r_{png}^4 = \mathbf{r}^T \dot{\mathbf{r}} - \|\mathbf{r}\| \|\dot{\mathbf{r}}\| \quad (8)$$

Résidus de pilotage Par ailleurs, la boucle rapide de pilotage assure la stabilité de l'engin et vise notamment à annuler la vitesse angulaire de rotation. Trois résidus sont donc disponibles, quelque soit la loi de guidage retenue, tels que

$$\mathbf{r}_{pp}^{5 \rightarrow 7} = \mathbf{r}_{png}^{5 \rightarrow 7} = \boldsymbol{\omega} = [p, q, r]^T \quad (9)$$

3. Résultats

Sept résidus sont donc disponibles pour les deux lois de guidage considérées. L'étape suivante, non décrite ici faute de place, consiste à analyser la sensibilité de ces résidus à chacun des défauts considérés, affectant les capteurs ou les actionneurs du système. Cela s'effectue soit analytiquement en étudiant l'influence des défauts via le modèle dynamique sur les variables présentes dans les résidus, soit numériquement en simulation [MHW10].

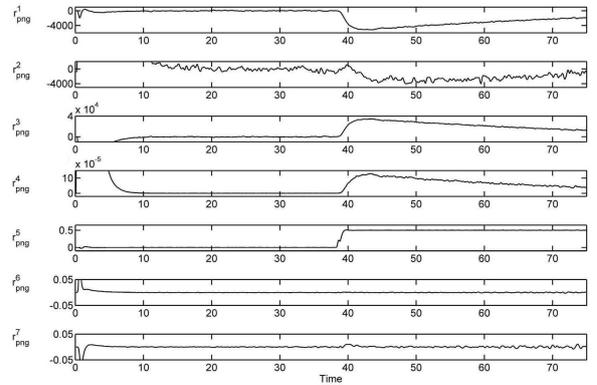


Fig. 4 – Résidus : défaut capteur (gyromètre)

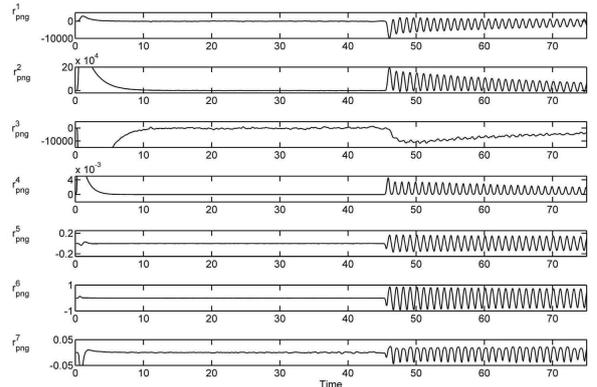


Fig. 5 – Résidus : défaut actionneur (gouverne)

La figure 4 indique la réaction des résidus à un défaut affectant le gyromètre mesurant la vitesse angulaire de roulis. Le fait que seuls les cinq premiers résidus réagissent permet effectivement d'isoler ce composant comme défaillant. Enfin, les résidus pour un défaut affectant une des gouvernes sont reportés en figure 5. Un tel défaut fait réagir l'ensemble des

résidus, ce qui permet de détecter un défaut actionneur mais pas de l'isoler. En effet, la sensibilité des résidus aux défauts dépend de la structure du système. Comme le modèle dynamique est ici fortement couplé, l'isolation des défauts actionneurs n'est pas réalisable avec la méthode proposée.

Cette nouvelle méthode, utilisant l'information de guidage, permet la génération de résidus assurant la détection et l'isolation de défauts capteurs affectant les différents composants de la centrale inertielle, et la détection des défauts actionneurs. Ceci s'effectue à très faible coût de calcul, car seul le modèle géométrique de commande est nécessaire, le modèle dynamique n'étant utilisé que pour déterminer hors ligne la sensibilité des résidus. Par ailleurs, les propriétés de la commande en boucle fermée confère à cette approche une certaine robustesse aux imprécisions de modèle et de mesure.

D. DIAGNOSTIC PAR RECONSTRUCTION DE LA COMMANDE APPLIQUÉE

1. Principe de l'approche

La première méthode a de nombreux atouts, notamment pour la détection et l'isolation des défauts capteurs, mais ne peut toutefois pas isoler les actionneurs défaillants. Une méthode complémentaire a donc été développée à cet effet [MPLDW10b][MPLDW10a].

Cette seconde méthode part du constat qu'en aéronautique (ainsi que dans d'autres domaines), une partie des dérivées des variables d'état peut être directement mesurée par l'intermédiaire d'une centrale inertielle qui équipe la majeure partie des véhicules. Il est donc possible d'utiliser directement les équations non-linéaires du système pour reconstruire la valeur de la commande qui a été réellement appliquée par les actionneurs. Le diagnostic est alors effectué en comparant cette estimée avec la valeur désirée, ce qui fournit également une estimation du défaut. Cette procédure est illustrée en figure 6.

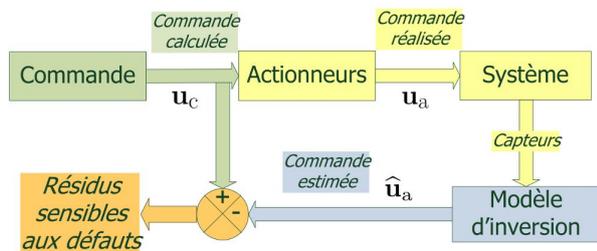


Fig. 6 – Principe de la deuxième méthode

2. Génération de résidus

Pour le cas test considéré, la centrale inertielle mesure directement l'ensemble des variables impli-

quées dans les équations (1) et (2). Il est donc possible d'appliquer la méthode proposée sur cet ensemble d'équations. Étant donné que le modèle dynamique est non-linéaire en l'état mais affine en la commande, ces éléments peuvent se réécrire

$$\begin{bmatrix} \tilde{f}_1 \\ \tilde{f}_2 \\ \tilde{f}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{g}_{11} & \tilde{g}_{12} & \tilde{g}_{13} & \tilde{g}_{14} \\ \tilde{g}_{21} & 0 & \tilde{g}_{23} & 0 \\ 0 & \tilde{g}_{32} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_m \\ \delta_n \\ \eta \end{bmatrix} \quad (10)$$

où les coefficients $\tilde{f}_{(\cdot)}$ et $\tilde{g}_{(\cdot)}$ sont des fonctions non linéaires des mesures, calculables à chaque instant. La première étape de la génération de résidus s'effectue alors en considérant chaque équation séparément. Par exemple pour la deuxième équation $\tilde{f}_2 = \tilde{g}_{21}\delta_1 + \tilde{g}_{23}\delta_n$, une estimée de la commande δ_{1a} réalisée par l'actionneur est donnée par

$$\hat{\delta}_{1a} = \frac{\tilde{f}_2 - \tilde{g}_{23}\delta_{nc}}{\tilde{g}_{21}} \quad (11)$$

Un résidu, dépendant exclusivement de variables mesurées, est alors généré en calculant la différence entre cette estimée et la valeur calculée par le module de commande δ_{1c} , ce qui donne

$$r_{21} = \hat{\delta}_{1a} - \delta_{1c} = \frac{\tilde{f}_2 - \tilde{g}_{23}\delta_{nc}}{\tilde{g}_{21}} - \delta_{1c} \quad (12)$$

Ce résidu sera alors sensible aux défauts affectant δ_1 et δ_n , mais pas ceux affectant δ_m ou η . Sept résidus peuvent être générés de cette façon à partir de (10). En combinant ensuite les différentes équations, vingt-sept résidus au maximum peuvent être calculés [MPLDW10a]. Une formalisation systématique de la méthode est disponible dans [MPLDW10b].

3. Résultats

Deux scénarios de défauts actionneurs sont considérés, une sélection de résidus étant affichée dans chaque cas. La figure 7 correspond à une perte d'efficacité de la propulsion, auxquels réagissent les deux premiers résidus – le premier estimant d'ailleurs la valeur du défaut – tandis que le troisième y est insensible. La figure 8 correspond à deux défauts successifs (gouverne puis propulsion). Le premier résidu n'est sensible qu'au défaut de gouverne, le deuxième est insensible aux deux défauts, et le troisième est sensible au défaut de propulsion uniquement.

Cette approche permet donc la détection, l'isolation et l'identification de défauts actionneurs multiples. Le coût de calcul associé est à nouveau assez faible, car les fonctions utilisées sont statiques et il n'est donc pas nécessaire d'intégrer le modèle dynamique complet de l'aéronef pour effectuer le diagnostic des défauts affectant les actionneurs.

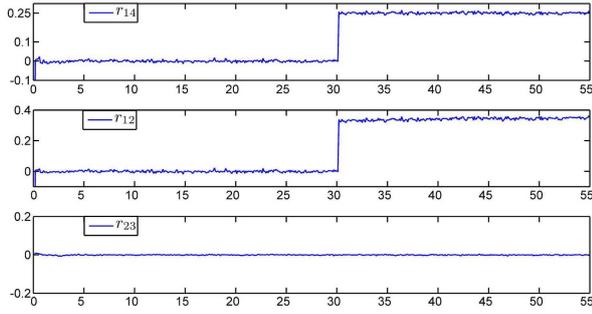


Fig. 7 – Résidus : défaut de propulsion

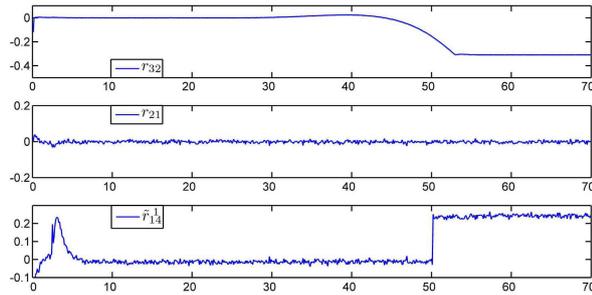


Fig. 8 – Résidus : défauts de gouverne puis propulsion

E. PERSPECTIVES

Il est indispensable de développer une méthodologie permettant de comparer entre elles différentes méthodes de diagnostic ainsi que celles qui ont été conçues, sur le cas test qui a été défini. Une bonne approche pour garantir un maximum d'objectivité semble l'ajustement automatique des paramètres de réglage de chaque méthode sur le cas test afin d'obtenir les meilleures performances. Il faut ensuite comparer les résultats obtenus pour chaque méthode, du point de vue d'indicateurs de performances tels que le délai de détection, les taux de fausse alarme et de non détection, et la complexité calculatoire afin de satisfaire les contraintes de robustesse. Des premiers résultats en ce sens ont été publiés dans [MWPLD10].

RÉFÉRENCES

- [Fra90] P. M. Frank. Fault diagnosis in dynamic systems using analytical and knowledge-based redundancy : A survey and some new results. *Automatica*, 26(3) :459–474, 1990.
- [HSP10] D. Henry, S. Simani, and R. Patton. Fault detection and diagnosis for aeronautic and aerospace missions. *Fault Tolerant Flight Control*, pages 91–128, 2010.
- [Ise97] R. Isermann. Supervision, fault-detection and fault-diagnosis methods : An introduction. *Control Engineering Practice*, 5(5) :639–652, 1997.
- [Lin91] C.F. Lin. *Modern navigation, guidance, and control processing*. Prentice Hall, Englewood Cliffs, 1991.
- [MHW10] J. Marzat, Piet-Lahanier H., and E. Walter. Diagnostic en vol par analyse des contraintes de guidage-pilotage. In *6ème Conférence Internationale Francophone d'Automatique*, 2010.
- [MPLDW09a] J. Marzat, H. Piet-Lahanier, F. Damingeot, and E. Walter. Autonomous fault diagnosis : State of the art and aeronautical benchmark. In *Proceedings of the 3rd European Conference for Aerospace Sciences, Versailles*, 2009.
- [MPLDW09b] J. Marzat, H. Piet-Lahanier, F. Damingeot, and E. Walter. A new model-free method performing closed-loop fault diagnosis for an aeronautical system. In *Proceedings of the 7th Workshop on Advanced Control and Diagnosis, Zielona Gora, Poland*, 2009.
- [MPLDW10a] J. Marzat, H. Piet-Lahanier, F. Damingeot, and E. Walter. Fault diagnosis for nonlinear aircraft based on control-induced redundancy. In *Proceedings of the 1st IEEE Conference on Control and Fault-Tolerant Systems, SysTol'10, Nice, France*, pages 119–124, 2010.
- [MPLDW10b] J. Marzat, H. Piet-Lahanier, F. Damingeot, and E. Walter. Nonlinear FDI based on state derivatives, as provided by inertial measurement units. In *Proceedings of the 8th IFAC Symposium on Nonlinear Control Systems, Bologna, Italy*, pages 951–956, 2010.
- [MWPLD10] J. Marzat, E. Walter, H. Piet-Lahanier, and F. Damingeot. Automatic tuning via Kriging-based optimization of methods for fault detection and isolation. In *Proceedings of the 1st IEEE Conference on Control and Fault-Tolerant Systems, SysTol'10, Nice, France*, pages 505–510, 2010.
- [Shn98] N.A. Shneydor. *Missile Guidance and Pursuit : Kinematics, Dynamics & Control*. Horwood Publishing Limited, Chichester, 1998.