
Amortissement des modes de flexion voilure: Utilisation d'une commande adaptative en boucle fermée

Joël Bordeneuve-Guibé* — **Laurent Bako**** — **Matthieu
Jeanneau*****

* ISAE, Université de Toulouse
10 avenue Edouard Belin, F-31055 Toulouse Cedex
joel.bordeneuve@isae.fr

** Ecole des Mines de Douai
941 rue Charles Bourseul, F-59500 Douai
bako@ensm-douai.fr

*** Airbus SAS
316 route de Bayonne, F-31300 Toulouse Cedex
matthieu.jeanneau@airbus.com

RÉSUMÉ. Dans le contexte de programmes aéronautiques concernant des avions à allongement important et de masse réduite, l'amortissement des modes souples structurels devient nécessaire car ils interfèrent avec les modes de pilotage classique. La motivation de ce travail est de mettre en place une commande adaptative à modèle de référence: le modèle de référence comprend la dynamique caractéristique de l'avion en excluant toutes les dynamiques incertaines et non stationnaires. La capacité d'adaptation est assurée par un réseau neuronal de taille limitée couplé à un reconstituteur du signal d'erreur.

L'évaluation de ce travail passe par l'utilisation d'un critère de performance adapté au confort des passagers et à l'amortissement des modes souples. Ce critère, basé sur des mesures de facteurs de charges, a permis de mettre en place le schéma de contrôle adaptatif. Un effort particulier a été mené pour déterminer la structure du modèle de référence permettant d'assurer un bon compromis entre l'amélioration attendue des performances et une charge de calcul limitée. Les premiers résultats en poursuite de consigne et en rejet de perturbations sont encourageants et ouvrent de nouvelles voies pour des travaux futurs

ABSTRACT. One of the major challenges in aeronautical flexible structures control is the uncertain or the non stationary feature of the dynamic behavior. Large transport aircrafts present some flexible low frequency modes coupled to rigid modes. For reasons that range from fuel transfer to random flying conditions, the parameters of these aircrafts may be subject to significative variations during a flight. For that reason, we have adopted an an adaptive control approach. Given an existing close-loop system where a basic controller controls the rigid body modes, the problem of interest consists in designing an adaptive controller that could deal with the flexible modes of the system in such a way that the performance of the first controller is not deteriorated even in the presence of parameter variations. The basic model of the rigid modes is regarded as a reference model and a neural network based learning algorithm is used to compensate online for the effects of unmodelled dynamics and parameter variations. The simulations performed along this work by applying the aforementioned adaptive control led to promising results that enable future developments.

MOTS-CLÉS : Commande adaptative, Structures flexibles, Systèmes d'ordre élevé

KEYWORDS: Adaptive control, Flexible structures, High order systems

1. Introduction

Ce travail se situe dans le cadre de la mise au point des lois de commande sur des avions A340 ou A380. L'augmentation de la taille des avions et la réduction de leur masse conduit à une modification des propriétés modales : les modes flexibles ou souples ne peuvent plus être négligés ou considérés comme des perturbations haute fréquence. Ces modes flexibles, plus bas en fréquence que pour des avions plus compacts, se rapprochent de la bande passante du système de contrôle et de stabilisation de l'avion (aux alentours de 1 Hz). La première conséquence est que les lois de pilotage automatique peuvent exciter les premiers modes souples, particulièrement peu amortis (modes de flexion voilure, de flexion et torsion du fuselage, de couplage moteur/nacelles, etc), générant un inconfort pour les passagers et une baisse des performances de contrôle de l'avion. De plus, ces modes flexibles varient en fonction du point de vol, du niveau de remplissage des réservoirs, du transfert de carburant... Les lois de pilotage vont devoir surmonter toutes ces incertitudes qui varient de façon relativement importante selon les phases de vol. Elles devront également permettre une atténuation significative des effets des perturbations engendrées par les rafales de vent.

Une première solution serait de trouver une loi stationnaire suffisamment robuste à toutes ces incertitudes. Mais une loi aussi robuste à des incertitudes paramétriques conduit la plupart du temps à des performances moins satisfaisantes. On peut alors s'orienter vers une approche multimodèles basée sur l'utilisation d'une batterie de lois de commande mises en activation l'une après l'autre par un processus d'indexation suivant les points de vol. Dans cette configuration, le point dur réside dans la "continuité" des performances lors de commutations de régulateurs. Bien que cette méthode soit largement utilisée pour la conception des lois de pilotage automatique, la détermination des différents modèles et le réglage des régulateurs reste une opération lourde et fastidieuse. D'autre part, cette procédure n'est pas adaptée à des dynamiques lentement variables non préalablement modélisées, telles que les couplages entre plusieurs modes structuraux de l'avion : on peut citer par exemple le couplage entre les modes de torsion de la voilure principale et les modes de la nacelle moteur.

Sachant que la variation des modes souples de l'avion est principalement due à la variation du niveau des réservoirs situés sous les ailes, on pourrait imaginer le calcul direct d'une commande en fonction du niveau des réservoirs. Encore faut-il trouver des capteurs certifiés qui mesurent ce niveau et calculer un modèle de synthèse de commande en fonction de ce niveau. Il vient donc l'idée d'une commande adaptative des modes flexibles de l'avion, les modes rigides étant pris en charge par le correcteur usuel de pilotage. Il s'agit donc une commande reconfigurable après détection des modes par un algorithme précis et fiable ou une commande adaptative par apprentissage neuronal. L'objectif est d'immuniser le correcteur nominal existant (système de pilotage qui gouverne les modes rigides) aux effets de la perturbation vent et de la variation des modes souples et cela, sans entamer les performances de celui-ci.

Ce travail a été consacré à la recherche du deuxième correcteur dit de confort passager

qui réponde aux exigences du cahier des charges.

Plus précisément, le problème traité par la suite est centré sur le contrôle des vibrations induites par les modes souples de la voilure de l'avion sous l'excitation de la perturbation "vent". Pour être efficace, ce contrôle a besoin d'intégrer les incertitudes sur ces modes. En effet, selon la charge de l'avion, la répartition de masse dans celui-ci, le point de vol, les paramètres du système se trouvent être globalement instationnaires, donc très incertains. La distribution de la masse de l'appareil est très influencée par le transfert de carburant des réservoirs situés sous les ailes. Ce sont les modes souples de la voilure qui s'en trouvent le plus affectés. La structure de commande opérationnelle existante contrôle assez bien les modes rigides, soit l'attitude générale de l'appareil. L'étude envisagée ici a pour objectif de trouver une commande à même de contenir les oscillations mais qui puisse s'insérer sans inconvénient dans la structure existante.

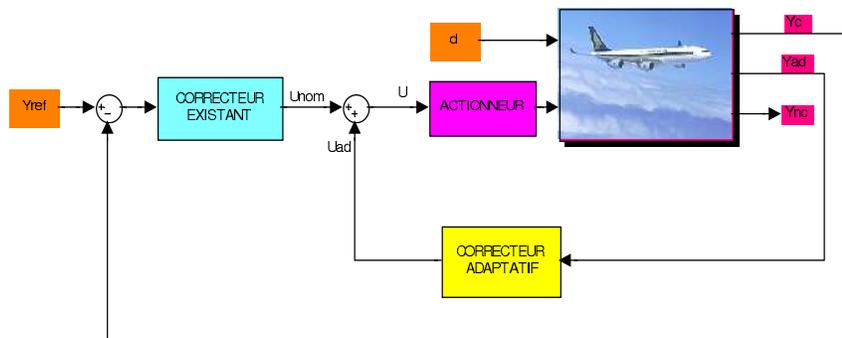


Figure 1. Schéma de principe de la commande adaptative

Le système se présente comme indiqué sur la figure 1 : Y_c est le vecteur de sorties pris en charge par le correcteur existant, Y_{ad} le vecteur de sorties dont on veut que le contrôleur additif assure le contrôle, Y_{nc} le vecteur de sortie non considéré. On désire, par une même voie d'entrée, injecter deux commandes destinées à contrôler des grandeurs différentes en mettant à profit la différence de bande de fréquence, bien qu'elle soit ici très faible : le correcteur nominal destiné à contrôler les modes rigides de l'avion a une bande passante localisée en basses fréquences (en dessous de 0.5Hz) tandis que le correcteur additionnel devant agir sur les modes souples "travaille" sur une bande de fréquence supérieure. La précaution à prendre serait alors de veiller à ce que la nouvelle commande ne change pas les gains des transferts du système en dessous de 0.5 Hz pour éviter toute interaction avec le système de pilotage existant.

La première partie de ce travail a consisté en une étude bibliographique de techniques de commande adaptative de vibrations proposées dans la littérature. Ainsi différentes méthodes ont été passées en revue : les hypothèses d'application de ces méthodes, leur pertinence en fonction du problème posé, leur applicabilité étant données les contraintes du système dont on dispose. L'une des techniques présentes dans la littérature en contrôle de vibrations mécaniques est le filtre réjecteur de bande (Notch Filter). Dans notre cas, ce pourrait être un ensemble de filtres réjecteurs de bande munis d'un algorithme d'identification des modes souples et d'un deuxième algorithme de mise à jour. Mais les filtres réjecteurs de bande présentent l'inconvénient majeur d'être peu robustes aux incertitudes (Jeanneau, 2000). Des études récentes ont montré qu'un modelage du signal d'entrée (input shaping) était souvent plus efficace, en particulier dans un contexte multi-modes (Singhose *et al.*, 2010).

D'autres techniques fréquentielles de commande de structures flexibles existent qui permettent d'augmenter globalement le coefficient d'amortissement de tous les modes flexibles compris dans un certain intervalle de fréquence. C'est le cas par exemple du correcteur avance de phase de fonction de transfert $g \frac{1+Tp}{1+\alpha Tp}$ avec $0 < \alpha < 1$. Les techniques fréquentielles de contrôle sont souvent difficilement reconfigurables parce qu'elles s'appuient dans la plupart des cas sur les réponses fréquentielles des transferts et résultent souvent plus du tâtonnement ou du bon sens du concepteur que d'une démarche claire et reproductible par un algorithme. L'adaptation dans ces cas peut être alors un ajustement grâce à la lecture d'une certaine erreur qui peut être fournie par un modèle de référence (Landau, 2003) :

Dans le cadre de notre problème, une autre option est fournie par la théorie des systèmes à temps variables. Puis viennent les méthodes du type LQG/LTR où, de façon plus générale la commande optimale par minimisation d'un critère : LQ, LQR, Q-LQG (Jeanneau, 2000). Une alternative à la commande adaptative par identification peut être aussi la commande neuronale (Yang *et al.*, 2003) et (Hovakimyan *et al.*, 2002b). C'est l'une des techniques modernes qui, grâce une certaine erreur et à un critère assurent un apprentissage dynamique. C'est à cette dernière technique que nous allons nous intéresser lors de ce travail.

2. Commande à modèle de référence

2.1. Principe de la méthode

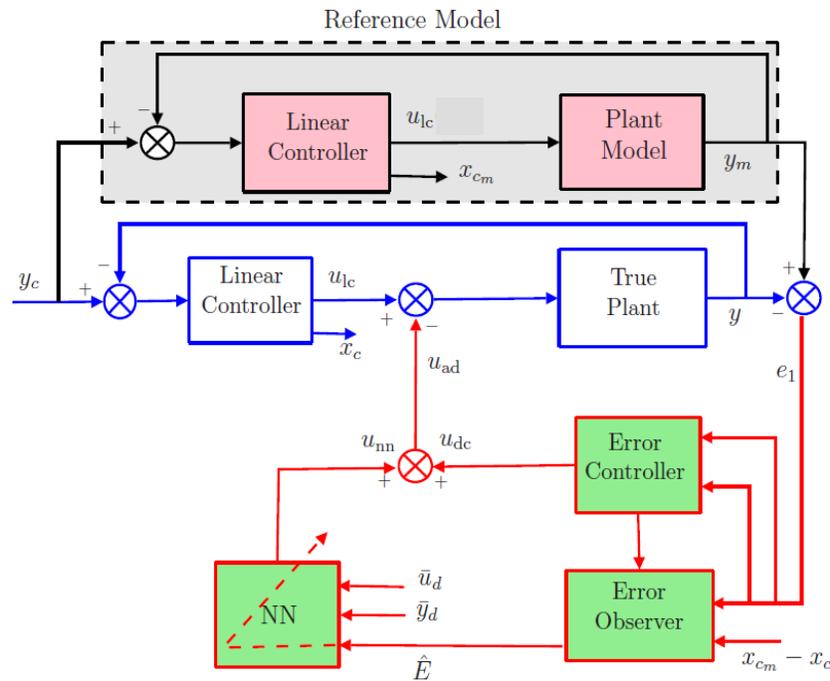


Figure 2. Schéma adaptatif avec modèle de référence

Le schéma bloc de l'algorithme est représenté sur la figure 2 : l'idée de base est de générer un signal de commande correctif $u_{ad}(t)$ issu du traitement d'un signal d'erreur qui comporte une information exploitable sur la dynamique négligée ou instationnaire du processus à contrôler. Pour cela on met en parallèle deux boucles utilisant le même régulateur linéaire, mais deux modèles différents du processus :

- un modèle "simplifié" du processus à asservir, ne contenant que la dynamique principale (ou dominante) du processus, en excluant donc toute la dynamique mal ou non modélisée, et éventuellement non stationnaire,
- un modèle complet, ou le processus lui-même, le cas échéant.

La boucle supérieure, ou boucle de référence, peut être réglée en fonction des spécifications de performances attendues, en intégrant néanmoins un régulateur de complexité réduite et en accord avec la "taille" du modèle simplifié. Le signal d'erreur généré entre les deux boucles est calculé à partir des deux sorties :

$$e_1(t) = y_m(t) - y(t) \quad [1]$$

La commande additionnelle $u_{ad}(t)$ est ajoutée à la commande courante $u_{lc}(t)$ afin de forcer la boucle inférieure à suivre la boucle supérieure. Autrement dit, l'adaptation de la commande $u_{lc}(t)$ doit permettre de gommer tous les effets des dynamiques non modélisées ou négligées. La méthode d'adaptation employée est tirée de (Hovakimyan *et al.*, 2002b) : le processus d'adaptation est composé de trois éléments spécifiques :

- un observateur d'erreur utilisé pour estimer les états du vecteur de dynamique de l'erreur \hat{E} à partir du signal e_1 et de l'erreur entre les vecteurs d'état des deux régulateur x_{cm} et x_c .
- un réseau neuronal utilisé pour "reconstruire" l'incertitude à partir de l'erreur \hat{E} et à partir d'un historique des données (u_d et y_d) d'entrées-sorties sur un certain horizon.
- un régulateur d'erreur ajouté pour accélérer l'adaptation du réseau neuronal et pour améliorer le temps de convergence du signal d'erreur e_1 vers 0.

2.2. Calcul de la loi de commande adaptative

On considère un système d'entrée u et de sortie y , observable et stabilisable, linéaire ou non linéaire, sous la forme suivante dite "normale" (Isidori, 2000) :

$$\begin{cases} \dot{\chi}_1 = \chi_2 \\ \dot{\chi}_2 = \chi_3 \\ \vdots \\ \dot{\chi}_r = h(z_0, \chi_1, \dots, \chi_r, u) \\ \dot{z}_0 = f(z_0, \chi_1, \dots, \chi_r) \\ y = \chi_1 \end{cases} \quad [2]$$

où r est le degré relatif connu et positif, $z_0 \in \mathbb{R}^{n-r}$ représente la dynamique des zéros, n étant l'ordre du système, pas nécessairement connu. f et g sont des fonctions (non-linéaires) telles que $f(0) = 0$ et $h(0) = 0$.

On considère ensuite un modèle de référence, linéaire, de dimension $m \leq n$ et de même degré relatif r que le système initial :

$$\begin{cases} \dot{\chi}_{m1} = \chi_{m2} \\ \dot{\chi}_{m2} = \chi_{m3} \\ \vdots \\ \dot{\chi}_{mr} = h_0^T z_m + a_1 \chi_{m1} + \dots + a_r \chi_{mr} + d_r u \\ \dot{z}_m = F_0 z_m + g_0 \chi_{m1} \\ y_m = \chi_{m1} \end{cases} \quad [3]$$

avec $z_m \in \mathbb{R}^{m-r}$. A partir de ce modèle linéaire, on peut réécrire le modèle initial [2] en faisant apparaître explicitement des incertitudes :

$$\begin{cases} \dot{\chi}_1 = \chi_2 \\ \dot{\chi}_2 = \chi_3 \\ \vdots \\ \dot{\chi}_r = h_0^T z_1 + a_1 \chi_1 + \dots + a_r \chi_r + d_r(u - \Delta_1(z_1, z_2, \chi, u)) \\ \dot{z}_1 = F_0 z_1 + g_0 \chi_1 + \Delta_2(z_1, z_2, \chi) \\ \dot{z}_2 = f_2(z_1, z_2, \chi) \\ y = \chi_1 \end{cases} \quad [4]$$

avec $z_0^T = [z_1^T \quad z_2^T]$ où $z_1 \in \mathbb{R}^{m-r}$ représente la partie des dynamiques "internes" modélisées par z_m , et $z_2 \in \mathbb{R}^{n-m}$ représente les dynamiques non modélisées dans le cas où $m < n$. Enfin Δ_1 et Δ_2 représentent les incertitudes de modélisation.

On conçoit ensuite un régulateur linéaire de représentation :

$$\begin{cases} \dot{x}_{cm} = A_c x_{cm} + B_c(y_c - y) \\ u_{lc} = C_c x_{cm} + D_c(y_c - y) \end{cases} \quad [5]$$

où y_c est le signal de consigne.

La boucle fermée de référence, formée par le bouclage du modèle [3] et du régulateur [5] a pour équation d'état :

$$\begin{cases} \dot{X}_m = \bar{A}X_m + \bar{B}y_c \\ y_m = \bar{C}X_m \end{cases} \quad [6]$$

où le vecteur d'état X_m est partitionné

$$X_m = [\chi_m^T \quad z_m^T \quad x_{cm}^T]^T$$

De la même façon pour la boucle principale, en remarquant que $u = u_{lc} - u_{ad}$ (figure 2), on peut écrire :

$$\begin{cases} \dot{X} = \bar{A}X + \bar{B}y_c - \bar{B}'u_{ad} + \Delta \\ \dot{z}_2 = f_2(z_1, z_2, \chi) \\ y = \bar{C}X \end{cases} \quad [7]$$

où X est également partitionné :

$$X = [\chi^T \quad z_1^T \quad x_c^T]^T$$

Les équations [6] et [7] traduisent les états respectifs de la boucle de référence et de la boucle du système : on recherche alors à ce que la boucle du système ait le même comportement que la boucle de référence. En soustrayant [7] à [6], il vient :

$$\begin{cases} \dot{E} = \bar{A}E + \bar{B}'(u_{ad} - \Delta_1) - B\Delta_2 \\ Z = CE \end{cases} \quad [8]$$

où

$$E \equiv X_m - X$$

est le vecteur contenant la dynamique de l'erreur, B et C sont des matrices de dimensions appropriées, et Z est le signal utilisé en feedback dans l'observateur d'erreur :

$$Z = \begin{bmatrix} y_m - y \\ x_{cm} - x_c \end{bmatrix} \quad [9]$$

(Hovakimyan *et al.*, 2002b) a démontré que Δ_1 peut toujours être estimé avec une précision arbitraire ε^* en utilisant un réseau neuronal à une seule couche cachée :

$$\Delta_1 = M^T \sigma(N^T \eta) + \varepsilon(\eta), \quad \|\varepsilon(\eta)\| \leq \varepsilon^* \quad [10]$$

où $\sigma(\cdot)$ est la fonction d'activation, M et N sont les matrices de poids en entrée et sortie du réseau, $\varepsilon(\eta)$ est le vecteur d'erreur de reconstruction du réseau et η est le vecteur d'entrée du réseau neuronal,

$$\eta(t) = [1 \quad \bar{u}_d^T(t) \quad \bar{y}_d^T(t)]^T \quad [11]$$

bâti à partir d'un historique des des données d'entrée ($\bar{u}_d(t)$) et de sortie ($\bar{y}_d(t)$).

D'après l'équation dynamique de l'erreur [8], et en sachant que la dynamique \bar{A} est asymptotiquement stable (Hovakimyan *et al.*, 2002b), on peut déduire la loi de commande additionnelle u_{ad} :

$$u_{ad} = \Delta_1 = u_{nn} = \hat{M}^T \sigma(\hat{N}^T \eta) \quad [12]$$

REMARQUE. — Si le système est à phase minimale, l'incertitude Δ_2 est nulle. Dans le cas contraire, on peut montrer qu'elle est bornée.

Les lois d'adaptation des poids sont similaires à ceux de (Hovakimyan *et al.*, 2002a). Pour cela, il est nécessaire d'estimer la dynamique d'erreur \hat{E} . Ceci peut être fait par l'observateur d'erreur suivant :

$$\dot{\hat{E}} = \bar{A}\hat{E} + K(Z - \bar{C}\hat{E}) \quad [13]$$

où K est choisi de telle sorte que $\bar{A} - K\bar{C}$ soit stable et plus rapide que \bar{A} .

3. Modélisation de l'avion souple

Pour représenter le comportement dynamique de l'avion, nous avons utilisé des modèles d'état linéaires correspondant à des configurations de vol précises (paramétrées en fonction du nombre de Mach et du centrage de l'avion). Dans sa version complète, le modèle comporte :

- 6 entrées de commande (braquage des ailerons internes IA et externes OA , braquage de la gouverne de profondeur δ) et une entrée de perturbation (vent turbulent),
- 105 sorties réparties en mesures classiques au centre de gravité de l'avion (assiette, taux de tangage q , incidence α , composantes de la vitesse) et en mesures de l'accélération verticale (facteur de charge) effectuées en divers points afin de caractériser au mieux les différents modes souples. Parmi ces mesures, on en sélectionne 7 particulièrement représentatives (figure 3)

3.1. Simulation des actionneurs et des capteurs

La simulation des actionneurs prend en compte les non-linéarités typiques telles que les saturations en position et en vitesse des différentes gouvernes. Pour les ailerons internes, la bande passante est d'environ $27rd/s$ et de $10rd/s$ pour les ailerons externes. Pour la gouverne de profondeur, on peut estimer la bande passante à $25rd/s$. En ce qui concerne les capteurs, on simulera leur fonctionnement par un filtre pass-bas de bande passante $3Hz$ associé à un retard pur de $160ms$.

3.2. Modèle réduit

Le modèle complet contient toute la dynamique, mais les modes hautes fréquences ne sont pas considérés comme essentiels pour le réglage des lois de pilotage. C'est pourquoi un modèle réduit a été développé en éliminant les modes hautes fréquences, permettant ainsi de limiter la taille du modèle à 42. On considèrera également le modèle le plus simple qui soit, c'est à dire un ordre 2 ne représentant que la dynamique "corps rigide" de l'avion. Sur la figure 4 sont représentés les diagrammes de Bode des 3 modèles pour la fonction de transfert principale $\frac{\alpha(p)}{IA(p)}$. Le modèle réduit apparaît valide jusqu'à environ $50rd/s$, c'est à dire au delà de la bande passante désirée en boucle fermée. Il sera utilisé par la suite pour représenter la dynamique complète de l'avion.

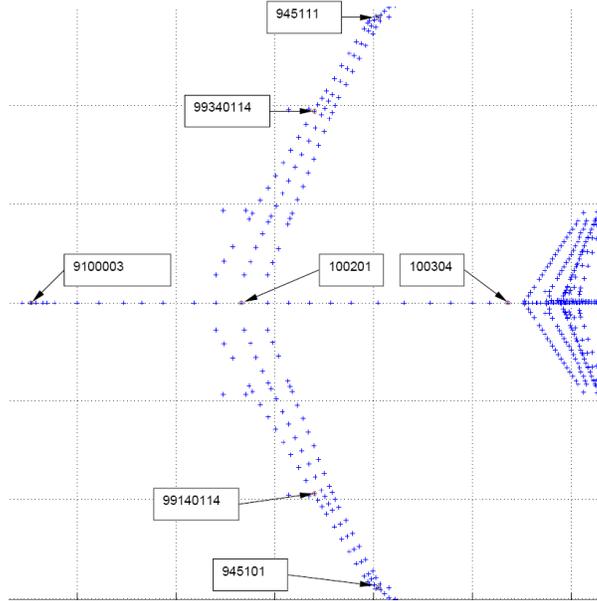


Figure 3. Emplacement des 7 mesures du facteur de charge n_z

3.3. Objectifs de contrôle

Les modes souples sont excités soit par des perturbations (rafales de vent), soit par le pilotage automatique lui-même. Pour ce qui concerne le transfert entre l'entrée de perturbation et les différentes mesures de facteur de charge, l'objectif de contrôle sera de réduire au maximum la valeur des pics de résonance en utilisant l'entrée aileron interne. Parmi les différentes mesures disponibles, on choisira :

- n_{zCG} : l'accélération verticale mesurée au centre de gravité de l'avion (indice 100201 sur la figure 3), qui est directement liée au confort des passagers,

- n_{zL} et n_{zR} : les accélérations verticales mesurées sur les ailes gauche et droite (indices 99140114 et 99340114 sur la figure 3), qui donnent une information importante sur la flexibilité de la voilure.

L'objectif affiché concerne à la fois le confort des passagers mais aussi l'amortissement des modes souples (et en premier lieu les premiers modes de flexion voilure). C'est pourquoi le choix a été fait de combiner les différentes mesures présentées ci-dessus et de construire ainsi un critère unique n_{zlaw} :

$$n_{zlaw} = \frac{n_{zL} + n_{zR}}{2} - n_{zCG} \quad [14]$$

La minimisation de ce facteur de charge "moyen" permettra ainsi de satisfaire les différents objectifs de contrôle.

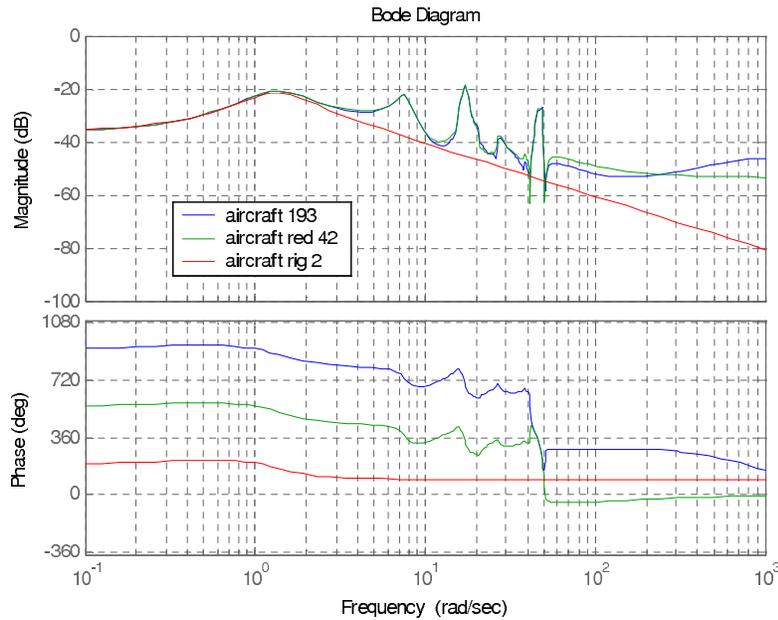


Figure 4. Diagrammes de Bode des modèles complet (bleu), réduit (vert) et rigide (rouge)

4. Commande adaptative

4.1. Modèle de référence basé sur la dynamique rigide

Le point de départ de la méthode étant le choix du modèle de référence, la première idée a été de limiter ce modèle à sa taille minimale en ne considérant strictement que la dynamique de l'avion rigide; les modes flexibles ainsi que les dynamiques annexes (capteurs et actionneurs) sont alors considérés comme des perturbations. Le modèle de référence est alors de dimension 2, avec un vecteur d'état $x_m = [\alpha \ q]^T$. Le régulateur linéaire est un retour d'état calculé pour doubler l'amortissement tout en gardant la même pulsation naturelle qu'en boucle ouverte.

REMARQUE. — A noter qu'un gain de précommande k_c a été ajouté sur la consigne afin d'annuler l'erreur statique lors des simulations

Les résultats de simulation concernent une réponse indicielle sur l'incidence; ils sont reportés sur les figures 5 et 6. La courbe bleue représente la sortie du modèle de référence (ordre 2), la courbe rouge représente la sortie de la boucle complète (ordre

43) et la courbe noire reprend la simulation en boucle ouverte.

La simulation de l'incidence (fig. 5) ne fait pas apparaître de modes peu amortis caractéristiques des modes souples et suit correctement la consigne. Par contre, le taux de tangage (fig. 6) est largement affecté par des modes hautes fréquences peu amortis qui n'étaient pas caractérisés sur la réponse en boucle ouverte. Le même phénomène est visible sur les simulations des différents facteurs de charge, y compris sur le facteur de charge moyen n_{zlaw} . Ce phénomène (appelé *spillover*) se traduit par des améliorations d'amortissement de certains modes et des détériorations de certains autres, non maîtrisés. Ce phénomène est illustré sur la figure 7, où l'on voit les migrations des pôles en boucle ouverte vers les pôles en boucle fermée : en particulier, le mode à 17 rd/s (nettement visible sur la réponse en q sur la figure 6) voit son amortissement diminué dans un rapport 15 environ en se rapprochant de la limite de stabilité. Ce problème provient essentiellement du fait que le modèle de référence choisi est trop restrictif ; il doit donc être "enrichi" pour se rapprocher de la dynamique réelle de l'avion.

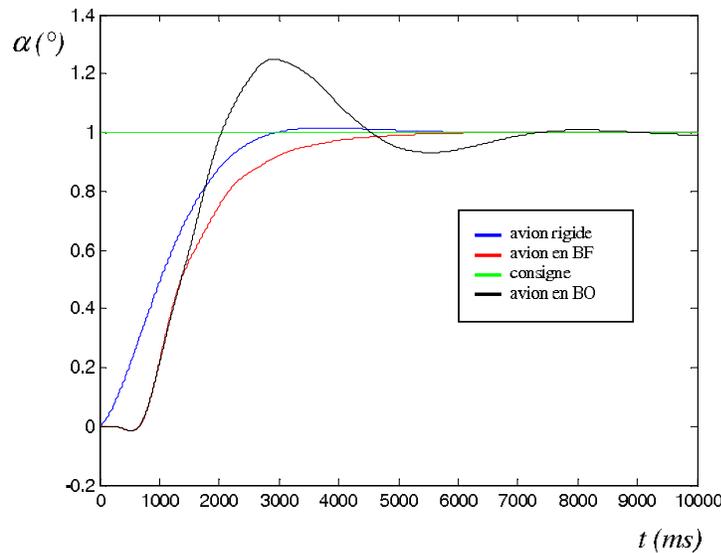


Figure 5. Simulation de l'angle d'attaque α

4.2. Modèle de référence basé sur une dynamique plus réaliste

Le modèle de référence est augmenté en ajoutant le premier mode souple relatif à la flexion de la voilure, situé aux alentours de $1.2Hz$, et la dynamique des actionneurs. La taille de ce modèle est maintenant de 7. La commande considérée pour le contrôle est toujours le braquage des ailerons internes (IA) ; les sorties mesurées sont n_{zCG} ,

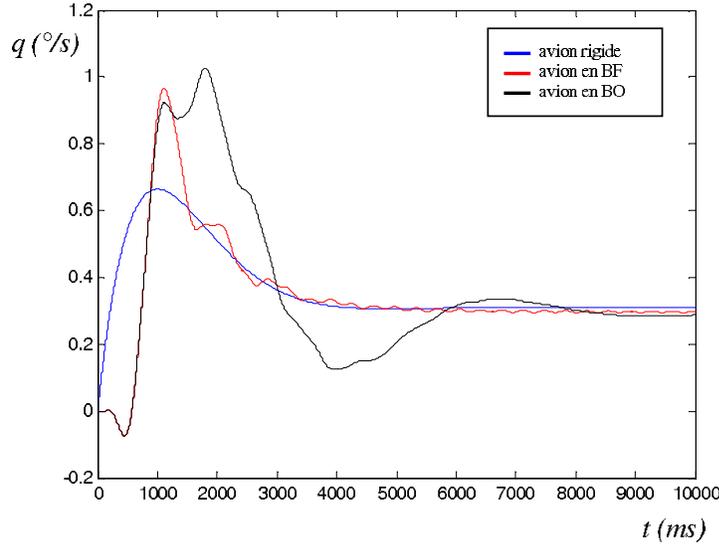


Figure 6. Simulation du taux de tangage q

n_{zR} , n_{zL} , n_{zlaw} , α et q , mais seul n_{zlaw} est utilisé. Pour le régulateur linéaire, on utilise une stratégie LQR basée sur la minimisation du critère quadratique (Bako, 2005) :

$$J = \int_0^{\infty} (\chi_m^T Q \chi_m + R(u_{lc})^2) dt \quad [15]$$

4.2.1. Premier scenario de simulation

Le réglage du régulateur linéaire n'étant pas le point essentiel du travail, les matrices de pondérations n'ont pas fait l'objet d'un travail approfondi. La loi de commande choisie s'écrit :

$$u_{lc} = k_c y_c - K_{lqg} \chi_m \quad [16]$$

où k_c est le gain de précommande et K_{lqg} est le gain LQR. Le régulateur étant statique, le vecteur d'état x_{cm} est vide. Le réseau neuronal est constitué d'une seule couche cachée à 7 neurones. L'historique des données entrée-sortie qui alimente le réseau (vecteurs \bar{u}_d et \bar{y}_d) est limité à 20 échantillons pour une période d'échantillonnage de 20ms. Afin d'alléger le schéma complet d'adaptation, l'observateur d'erreur n'a pas été utilisé, de telle sorte que l'erreur de sortie $e_1 = y_m - y$ alimente directement le réseau neuronal avec \bar{u}_d et \bar{y}_d . De la même façon, le contrôleur d'erreur n'a pas été utilisé. Ainsi, en se référant au schéma général (figure 2) on a $u_{ad} = u_{nn}$.

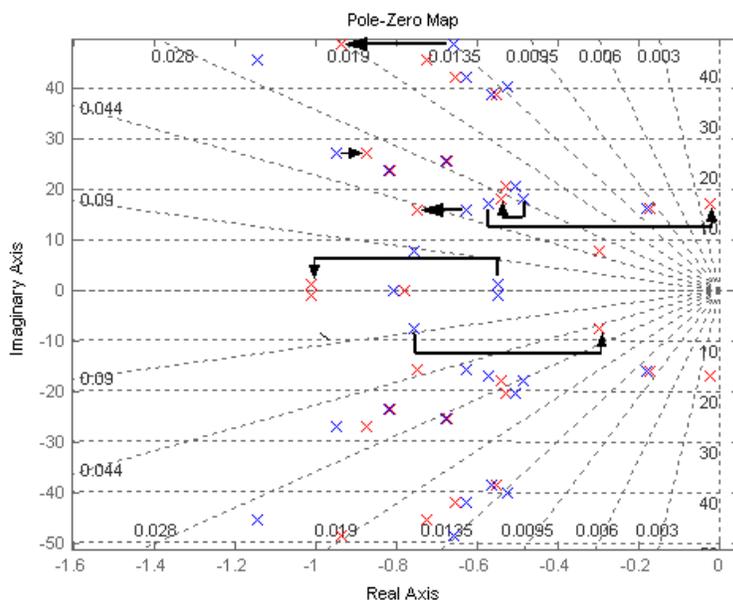


Figure 7. Carte des pôles en boucle ouverte (bleus) et fermée (rouges)

Pour cette simulation, on donne une consigne sur le facteur de charge au centre de gravité de l'avion, ($n_{zCG} = 0.1g$), si bien qu'en régime permanent, le facteur de charge n_{zlaw} utilisé comme critère de performance doit rester nul. Les résultats de simulation de n_{zlaw} sont présentés sur la figure 8 : pour permettre une comparaison, l'évolution en boucle ouverte est donnée par la courbe bleue. Ensuite la sortie du modèle de référence y_m est donnée par la courbe verte et la sortie principale par la courbe rouge. Bien que les deux comportements dynamiques soient très différents, l'erreur reste faible tout au long de la simulation. L'effet du premier mode flexible (1.2Hz) est visible sur y_m et sur n_{zlaw} également, mais on remarque également la présence de modes supérieurs sur n_{zlaw} : le premier mode supérieur est mesuré à 2.7Hz environ. Cependant la réponse transitoire est acceptable, donnant même un amortissement plus important que le modèle de référence.

Sur la figure 9 sont représentées les évolutions des variable de commande : la sortie du régulateur linéaire u_{lc} (courbe rouge) la commande "adaptée" $u_{lc} - u_{ad} = u_{lc} - u_{nn}$ (courbe noire). Bien que la différence entre les deux courbes soit faible, l'effet sur le signal de sortie n_{zlaw} est clair. Ceci dit, d'autres choix pour la structure du réseau neuronal conduisent à des résultats sensiblement différents. Comme on peut s'y attendre, ces différences sont particulièrement nettes sur le premier mode flexible non représenté par le modèle de référence, à savoir le mode à 2.7Hz.

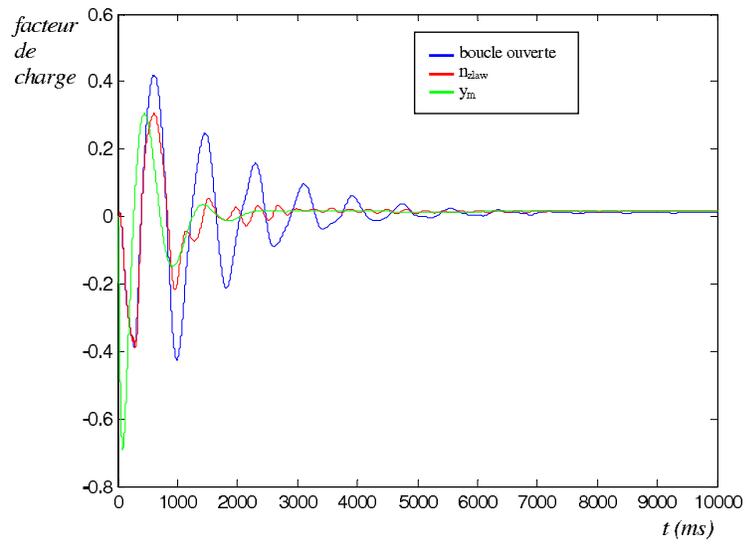


Figure 8. Simulation des sorties des deux boucles sur un horizon de 10s

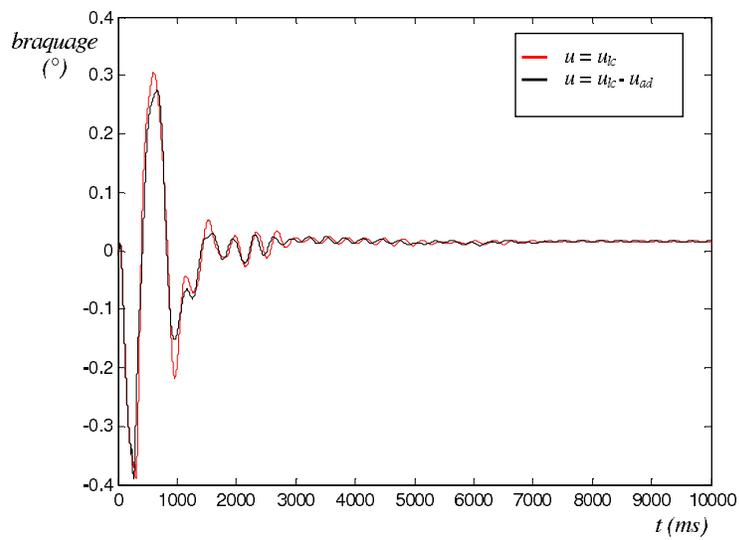


Figure 9. Simulation des commandes linéaire (rouge) et adaptative (noire)

4.2.2. Deuxième scénario de simulation

Il est possible d'améliorer l'efficacité de l'adaptation en ajoutant un régulateur d'erreur comme prévu initialement. Le choix s'est porté sur un régulateur à avance de phase de fonction de transfert :

$$U_{dc}(p) = 20 \frac{p+3}{p+20} E_1(p) \quad [17]$$

Lors de cette simulation on traite un problème de régulation, c'est à dire que la consigne est prise nulle : il s'agit alors de rejeter au mieux l'effet des perturbations simulé par la deuxième entrée du modèle (rafales de vent). Ici aussi, les résultats de

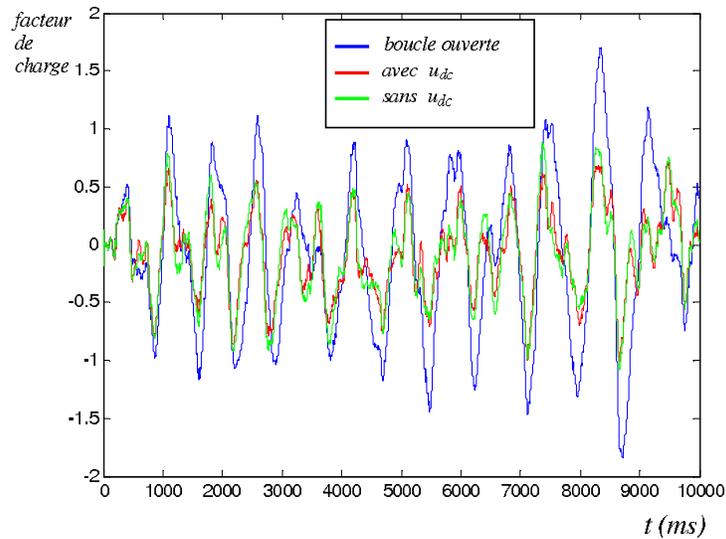


Figure 10. Simulation de n_{zlaw} en présence de rafales de vent

simulation (figure 10) montrent une amélioration du comportement dynamique : la courbe verte représente l'évolution de n_{zlaw} en boucle fermée sans régulateur d'erreur alors que la simulation avec régulateur d'erreur est donnée par la courbe rouge. Afin de mieux quantifier les effets bénéfiques de cette commande adaptative, nous avons opté pour un critère de performance intégral de type énergétique, défini par :

$$C(t) = \int_0^t n_{zlaw}^2 dt \quad [18]$$

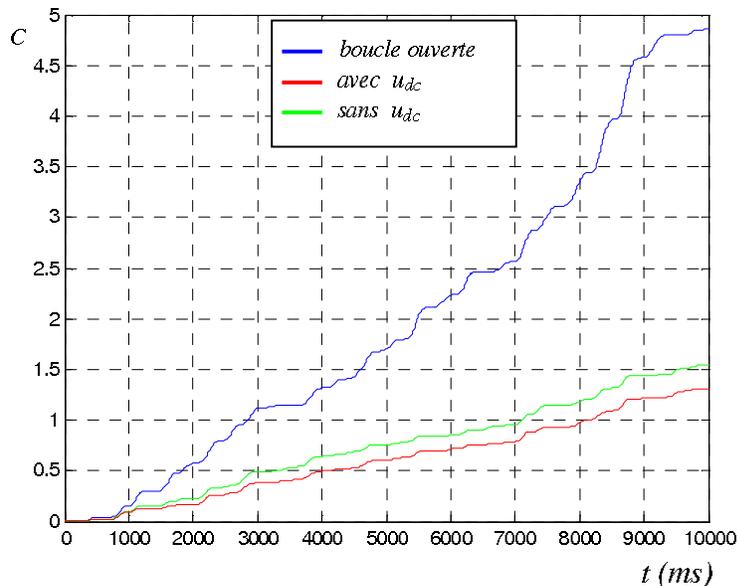


Figure 11. Evolution du critère intégral $C(t)$

L'évolution de ce critère représentée sur la figure 11, confirme l'apport de la commande adaptative à modèle de référence et régulateur d'erreur.

Si l'apport de la commande adaptative est clair en termes de performances, l'utilité du régulateur d'erreur u_{dc} est beaucoup plus discutable. En effet, les simulations menées ont permis de constater un effet globalement positif mais souvent peu significatif. D'un autre côté, peu d'effort a été fourni pour régler ce régulateur, dans la mesure où il n'est pas essentiel dans la procédure globale, qui reste centrée sur l'utilisation du réseau neuronal. Le régulateur d'erreur doit être considéré comme un degré de liberté supplémentaire pour optimiser les performances d'adaptation de la commande adaptative, comme préconisé par (Hovakimyan *et al.*, 2002b) et (Yang, 2004).

5. Conclusion

Le problème traité dans ce travail concerne la commande adaptative à modèle de référence d'un modèle d'avion souple de grande dimension. Il a été montré qu'un choix judicieux du modèle de référence de taille très faible en rapport à la dynamique totale permet d'améliorer notablement le comportement dynamique et l'amortisse-

ment des premiers modes souples. Le fait de considérer la quasi totalité des modes souples comme des perturbations en les excluant du modèle de référence, associé à un algorithme d'adaptation basé sur un réseau neuronal de petite taille, permet d'aboutir à un comportement sensé et compatible avec une application temps-réel. Cependant, le choix du modèle de référence ne pas être fait de manière systématique, en utilisant un critère purement fréquentiel par exemple : en effet l'expérience du concepteur demeure toujours indispensable durant la phase de sélection de la dynamique du modèle de référence.

6. Bibliographie

- Bako L., Commande adaptative des modes de flexion voilure, Rapport de master recherche, Ecole Supérieure d'Ingénieurs de Poitiers, 2005.
- Hovakimyan N., Nardi F., Kim N., Calise A., « Adaptive Output Feedback Control of Uncertain Systems using Single Hidden Layer Neural Networks », *IEEE, Transactions on Neural Networks*, 2002a.
- Hovakimyan N., Yang B., Calise A., « An Adaptive Output Feedback Control Methodology for Non-Minimum Phase Systems », *Conference on Decision and Control*, Las Vegas, Nevada, p. 949-954, Décembre, 2002b.
- Isidori A., « A Tool for Semiglobal Stabilization of Uncertain Non-Minimum-Phase Nonlinear Systems via Output Feedback », *IEEE, Transactions on Automatic Control*, vol. 45, p. 1817-1827, 2000.
- Jeanneau M., Commande Fréquentielle Semi-Adaptative des Structures Flexibles, Thèse de doctorat, Supaéro, 2000.
- Landau I. D., « From robust to adaptive control », *Control Engineering Practice*, vol. 7, p. 1113-1124, 2003.
- Singhose W., Vaughan J., « Reducing Vibration by Digital Filtering and Input Shaping », *IEEE, Transactions on Control Systems Technology*, vol. PP, n° 99, p. 1-10, 2010.
- Yang B., Hovakimyan N., Calise A., Craig J., « Experimental Validation of an Augmenting Approach to Adaptive Control of Uncertain Nonlinear Systems », *Conférence AIAA Guidance, Navigation and Control*, Austin, Texas, 11-14 Aout, 2003.
- Yang B.-J., Adaptive Output Feedback Control of Flexible Systems, Thèse de doctorat, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, 2004.

ANNEXE POUR LE SERVICE FABRICATION
A FOURNIR PAR LES AUTEURS AVEC UN EXEMPLAIRE PAPIER
DE LEUR ARTICLE ET LE COPYRIGHT SIGNE PAR COURRIER
LE FICHER PDF CORRESPONDANT SERA ENVOYE PAR E-MAIL

1. ARTICLE POUR LA REVUE :

JESA

2. AUTEURS :

*Joël Bordeneuve-Guibé** — *Laurent Bako*** — *Matthieu Jeanneau****

3. TITRE DE L'ARTICLE :

Amortissement des modes de flexion voilure: Utilisation d'une commande adaptative en boucle fermée

4. TITRE ABRÉGÉ POUR LE HAUT DE PAGE MOINS DE 40 SIGNES :

Commande adaptative de modes de flexion

5. DATE DE CETTE VERSION :

16 mars 2011

6. COORDONNÉES DES AUTEURS :

– adresse postale :

* ISAE, Université de Toulouse
10 avenue Edouard Belin, F-31055 Toulouse Cedex
joel.bordeneuve@isae.fr

** Ecole des Mines de Douai
941 rue Charles Bourseul, F-59500 Douai
bako@ensm-douai.fr

*** Airbus SAS
316 route de Bayonne, F-31300 Toulouse Cedex
matthieu.jeanneau@airbus.com

– téléphone : 05 61 33 91 24

– télécopie :

– e-mail : joel.bordeneuve@isae.fr

7. LOGICIEL UTILISÉ POUR LA PRÉPARATION DE CET ARTICLE :

L^AT_EX, avec le fichier de style `article-hermes.cls`,
version 1.23 du 17/11/2005.

8. FORMULAIRE DE COPYRIGHT :

Retourner le formulaire de copyright signé par les auteurs, téléchargé sur :
<http://www.revuesonline.com>