



Minimisation des oscillations d'un système mécanique excité à l'aide d'une commande semi active. Application à un atterrissage d'hélicoptère

Cédric Lopez, François Malburet, André Barraco

► To cite this version:

Cédric Lopez, François Malburet, André Barraco. Minimisation des oscillations d'un système mécanique excité à l'aide d'une commande semi active. Application à un atterrissage d'hélicoptère. MajecSTIC 2005: Manifestation des Jeunes Chercheurs francophones dans les domaines des STIC, IRISA – IETR – LTSI, Nov 2005, Rennes, pp.202-208. inria-00000673

HAL Id: inria-00000673

<https://inria.hal.science/inria-00000673>

Submitted on 14 Nov 2005

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.

Minimisation des oscillations d'un système mécanique excité à l'aide d'une commande semi active.

Application à un atterrissage d'hélicoptère.

C. Lopez*, F. Malburet*, A. Barraco**

*Laboratoire des Sciences de l'Information et des Systèmes – équipe IMS.

2, cours des Arts et Métiers 13617 Aix en Provence cedex 1

**Laboratoire de Mécanique des Systèmes et des Procédés.

151, boulevard de l'Hôpital 75013 Paris

Contact : cedric.lopez@etudiants.ensam.fr

Résumé : Cet article présente une étude portant sur la minimisation de la réponse dynamique d'un système mécanique soumis à une excitation extérieure en pilotant son comportement.

Dans un premier temps, on expose de manière générale comment on peut envisager de minimiser les amplitudes de la réponse d'un système excité. Ensuite on étudie le cas concret d'un atterrissage d'hélicoptère pour lequel on analyse comment la régulation de la dissipation de l'énergie due à l'impact de l'atterrissage, permet de minimiser la réponse de la poutre de queue. Puis on analyse les différentes méthodes de commande qui peuvent être adaptées à ce problème et on présente une mise en œuvre expérimentale.

De récentes études expérimentales sur des situations d'atterrissages d'hélicoptères à grande vitesse, révèlent que de part la courte durée de l'atterrissage et le couplage existant entre le fuselage et les trains d'atterrissage, la poutre de queue d'un appareil dont le premier mode de flexion se situe dans les basses fréquences pouvait être excitée. Afin d'assurer la pérennité de l'appareil, une solution passive consiste à rigidifier la liaison entre la cabine et la poutre de queue. Coûteuse en poids, celle-ci peut être évitée en pilotant le comportement des trains d'atterrissage.

Mots clés : réponse à une excitation mécanique, hélicoptère, automatique, commande semi active, dissipation d'énergie, régulation de l'amortissement.

1 INTRODUCTION

L'étude des phénomènes d'excitation et la conception de systèmes anti-vibratoires concernent beaucoup de domaines. Bien qu'il y ait une grande diversité en termes d'applications, l'ensemble des méthodes anti-vibratoires ont pour principales raisons d'être l'augmentation de la durée de vie des machines et des structures ; mais aussi l'amélioration du confort des passagers lorsque l'on parle de systèmes de transport.

En effet de nombreux systèmes sont soumis à des excitations extérieures. Celles-ci peuvent être d'origine naturelle, telles que les séismes et le vent, ou bien d'origine mécanique telles que le balourd ou des pièces en mouvement.

Deux phénomènes entrent alors en jeu ; soit la fatigue mécanique des éléments composant le système excité soit la résonance. Dans les deux cas, cela peut mener jusqu'à la destruction prématurée du système.

Un des exemples les plus célèbres illustrant ces propos est le pont de Tacoma (Etats-Unis, 1940) qui fut détruit suite à une excitation par le vent.

Dès lors la dynamique et l'étude des vibrations a pris une place considérable dans la conception des structures et des systèmes mécaniques. Connaissant mieux les phénomènes vibratoires et leur impact sur la pérennité des systèmes, des méthodes permettant de lutter contre ceux-ci se sont développées.

Ainsi dans cet article, on s'attache tout d'abord à présenter les méthodes utilisées pour combattre les vibrations et on présente une nouvelle approche pour minimiser la réponse dynamique d'un système excité. On décrit par la suite, une problématique propre à un hélicoptère et on analyse quelle méthode anti-vibratoire sera utilisée. Enfin on présente une mise en œuvre expérimentale du système.

2 GENERALITES ET ANALYSE DES METHODES ANTI-VIBRATOIRES

Un système soumis à une excitation extérieure se met à vibrer à une certaine fréquence. Ainsi si la fréquence de vibration correspond à la fréquence propre du système, alors celui-ci entre en résonance. L'amplitude des vibrations augmente, l'effort résultant augmente et peut mener à la destruction du système.

De manière intuitive si on veut éviter la destruction ou la détérioration du système, on doit éviter de se trouver à la fréquence propre et minimiser l'amplitude des vibrations du système. Pour ce faire, on a recours à trois méthodes : une méthode passive, une méthode active et une méthode semi active.

La première méthode dite passive est orientée vers l'évitement de la fréquence propre. On fait en sorte que la fréquence propre du système ne corresponde pas aux fréquences des potentielles excitations identifiées. Cela consiste en fait à agir sur la rigidité de la structure du système. Le terme passif est utilisé car les caractéristiques de la structure sont fixées. On dimensionne la structure en fonction des situations

d'excitation les plus récurrentes, c'est-à-dire pour un fonctionnement normal du système. Toutefois, dans certaines situations particulières (séisme pour les édifices, bosse sur une route pour les suspensions de voitures, phase de roulage pour les aéronefs) les systèmes passifs sont peu adaptés et il survient alors des pics d'effort d'excitation qui contraignent le système [Ghiringhelli, 2004] entraînant la fatigue des éléments constitutifs du système ou le manque de confort pour les passagers d'un système de transport. C'est pourquoi, une méthode active est employée.

Une méthode active consiste à injecter dans le système, un effort qui vient s'opposer à l'effort perturbateur en vue de limiter ou d'annuler son effet sur le système. Cette méthode nécessite donc la mise en place d'actionneurs supplémentaires, de capteurs et d'un ordinateur dans le système, ce qui a pour principal inconvénient de complexifier celui-ci.

Les dispositifs actifs sont utilisés principalement dans les systèmes où l'excitation agit en permanence sur le système et la minimisation de l'amplitude des vibrations est le critère dominant. C'est essentiellement le cas des moyens de transports routiers où le confort des passagers est dépendant de l'amplitude des vibrations [Lin, 1995] [Li, 1999] [Kim, 2003] [Sam, 2004]. De tels dispositifs s'appliquent aussi particulièrement aux hélicoptères qui sont soumis à des vibrations permanentes [Krysinski, 2003]. Les dispositifs actifs bien que complexes à mettre en œuvre de part l'ajout d'actionneurs, sont très efficaces. Cependant un des inconvénients majeur réside dans le fait que l'on injecte un effort, ce qui en cas de perte de contrôle du système peut avoir un effet déstabilisant.

Pour éviter ces inconvénients et conserver l'avantage d'une structure adaptative à diverses situations, on a recouru à une méthode dite semi active.

L'objectif des dispositifs semi actifs est identique à celui des dispositifs actifs, c'est-à-dire la minimisation du niveau global des efforts d'excitation. Cependant contrairement à la méthode active, on ne vient pas combattre les efforts d'excitation en lui opposant un effort que l'on vient rajouter au système par l'intermédiaire d'un actionneur. En effet il n'y a pas d'ajout d'actionneurs mais pilotage de manière continue d'un des paramètres du système. Ainsi on régule le niveau de l'effort d'excitation.

Pour un véhicule routier ou un avion en phase de roulage, l'effort d'excitation de la route sur le châssis ou le fuselage est transmis par la suspension, ainsi on vient agir sur un des paramètres de la suspension de sorte que l'on minimise l'effort d'excitation. Dans la plupart des cas, on agit sur le coefficient d'amortissement [Ghiringhelli, 2000] [Giua, 2003] [Giua, 2004]. Dans leur étude, Guglielmino et al pilotent les efforts de frottement de la suspension [Guglielmino, 2004]. Contrairement au dispositif actif, la méthode semi active n'ajoute pas d'effort dans le système évitant ainsi tout risque d'instabilité du système.

Mise à part la méthode passive, les méthodes actives et semi actives régulent le niveau d'effort d'excitation en

vue de minimiser les oscillations du système.

Dans la suite de cet article, on analyse une approche différente de la minimisation des vibrations qui en plus de tenir compte du niveau d'effort, tient compte de la forme temporelle de l'excitation.

3 PRINCIPE THEORIQUE

L'idée sur laquelle se base cette démarche consiste non seulement à obtenir un niveau d'effort adéquat mais aussi à déterminer la forme temporelle de l'excitation qui permet de minimiser la réponse dynamique du système excité.

Pour mieux comprendre, on considère un système à un degré de liberté (ddl) :

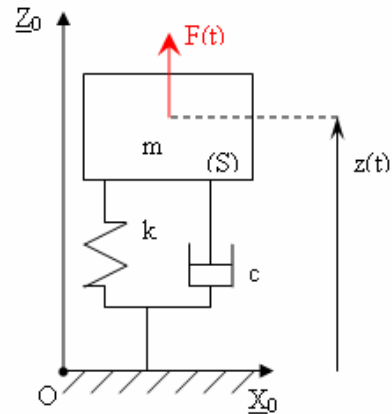


Figure 1 : modélisation et paramétrage d'un système masse ressort à 1 ddl

• Notations :

m , masse du solide (S) indéformable.

c , coefficient d'amortissement de la suspension.

k , coefficient de raideur de la suspension.

$z(t)$, déplacement absolu du solide (S) dans le repère lié au sol $R_0=(O, X_0, Y_0, Z_0)$.

$F(t)$, excitation extérieure.

La réponse temporelle du système à une excitation quelconque est de la forme [Shabana, 1996] :

$$z(t) = \frac{e^{-\lambda \cdot \omega_p \cdot t}}{m \cdot \omega_d} \cdot \int_0^t F(\tau) \cdot e^{\lambda \cdot \omega_p \cdot \tau} \cdot (\sin(\omega_d \cdot (t - \tau))) \cdot d\tau \quad (1)$$

Avec ω_p , pulsation propre du système.

ω_d , pulsation propre amortie avec :

$$\omega_d = \omega_p \cdot \sqrt{1 - \lambda^2} \quad (2)$$

λ , taux d'amortissement du système.

τ , durée de l'excitation.

La réponse temporelle peut être décomposée en une partie statique et une partie dynamique qui est l'objet de notre attention. En effet ce que l'on cherche à minimiser ici c'est l'amplitude de la réponse dynamique du système. Pour quantifier celle-ci, on définit l'amplitude dynamique par [Dulieu, 2004] :

$$A_{\text{dyn}} = \frac{Z_{\text{max}} - Z_{\text{statique}}}{Z_{\text{statique}}} \quad (3)$$

On remarque d'après l'expression (1) que la réponse du système est dépendante de la pulsation propre du système, de la durée d'excitation τ et de l'amplitude de l'excitation.

On peut minimiser l'amplitude de la réponse en modifiant ces paramètres. Commander la pulsation propre du système est peu envisageable. En revanche chercher à piloter la durée d'excitation du système ou bien l'amplitude de l'excitation est possible.

En effet on constate que si l'excitation a une durée égale à la période propre du système, notée T_p , alors la réponse dynamique est minimisée.

On prend par exemple, un échelon de pente finie $F(t)$. On a les réponses temporelles suivantes :

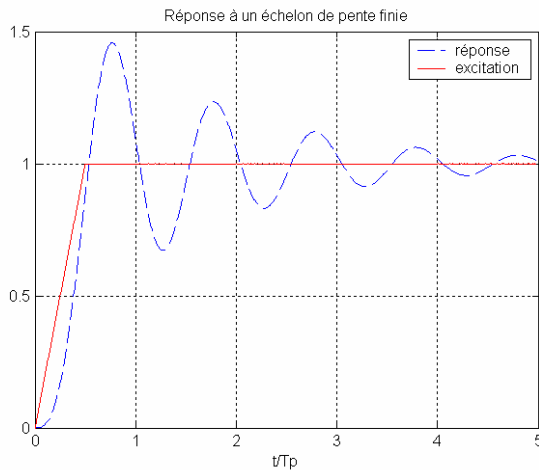


Figure 2 : réponse temporelle avec $\tau=0,5T_p$

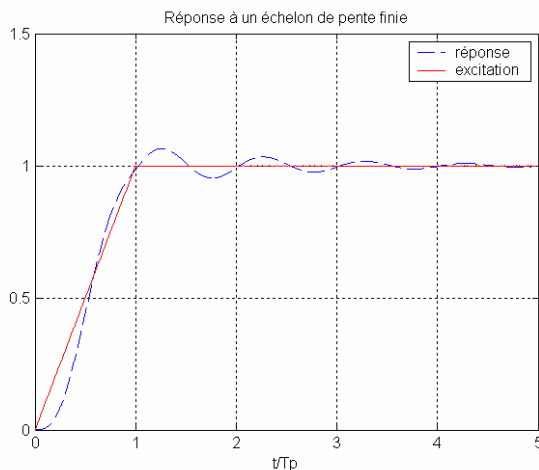


Figure 3 : réponse temporelle avec $\tau=T_p$

On constate sur la figure 3 que pour une durée d'excitation égale à la période propre, la réponse dynamique est faible par rapport au cas de la figure 2.

Partant de ce principe, on cherche à déterminer la forme d'une excitation optimale qui minimise la réponse dynamique d'un système mécanique excité.

Dans la suite du document, on étudie comment appliquer cela à un atterrissage d'hélicoptère.

4 APPLICATION A L'HELICOPTERE

4.1 Problématique

Avec les progrès accomplis dans le domaine des matériaux, les structures des avions et des hélicoptères sont de plus en plus légères. Celles-ci se déforment plus facilement sous l'effet d'une excitation. Lors des phases de roulage, le fuselage d'un avion est soumis à des vibrations désagréables pour les passagers et contraignantes pour la structure et les éléments constitutifs de l'appareil [Kruger, 2000] [Pritchard, 1999]. Ces vibrations proviennent de l'état de surface de la piste. De plus les aéronefs sont soumis à des excitations particulières que sont les phases d'atterrissage. Durant celles-ci les appareils sont particulièrement contraints. On prend l'exemple de l'atterrissage des hélicoptères. La durée d'un atterrissage est d'environ 0,2 s, lors de l'impact de part le couplage existant entre les trains d'atterrissage et la structure, le fuselage est excité dans les basses fréquences provoquant ainsi des oscillations de la poutre de queue [Dulieu, 2004]. La liaison entre la cabine et la poutre de queue est soumise à un effort pouvant mener à la détérioration de l'appareil.

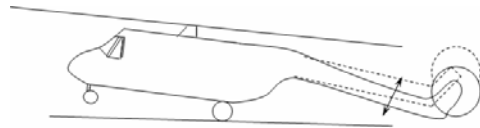


Figure 4 : 1^{er} mode de flexion d'une poutre de queue situé dans les basses fréquences

Seul le système d'atterrissage d'un aéronef permet d'assurer la pérennité de celui-ci. En effet les trains d'atterrissage sont les interfaces entre l'appareil et le sol. Ce sont eux qui absorbent l'énergie verticale de l'appareil lors de l'atterrissage et la dissipent.

Dans cette étude, on cherche à obtenir l'excitation qui minimise la réponse dynamique de la poutre de queue. L'excitation étant transmise par les trains d'atterrissage, on oriente donc notre travail sur la commande des trains.

4.2 Modélisation et commande

4.2.1 Modélisation

L'atterrissage d'un hélicoptère est analysé. Dans un premier temps, afin de simplifier le problème, on considère un train d'atterrissage unique avec une masse embarquée associée à une poutre de queue.

Le système (cf. Figure 5) que l'on modélise possède 3 degrés de liberté qui sont :

z_1 , déplacement absolu de la masse suspendue.

z_3 , déplacement absolu de la masse non suspendue.

θ_q , angle de pivotement de la poutre de queue.

On utilise le paramétrage suivant :

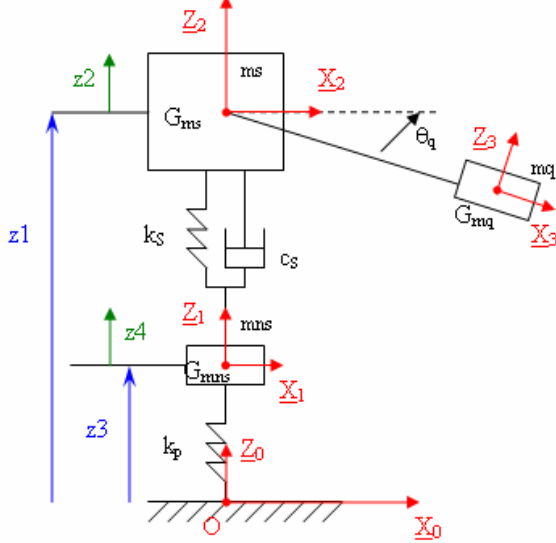


Figure 5 : modélisation et paramétrage du système

• Notations :

ms, masse ponctuelle suspendue portée par la suspension.

mns, masse ponctuelle non suspendue portée par le pneumatique.

mq, masse ponctuelle de la poutre de queue.

kp, raideur des pneumatiques.

kq, raideur angulaire de la poutre de queue.

cq, amortissement angulaire de la poutre de queue.

ks, raideur de la suspension.

cs, amortissement de la suspension.

lq, longueur de la poutre de queue.

Iq, inertie de la masse de la poutre de queue.

z2 et z4 étant respectivement les vitesses de déplacement de la masse suspendue et non suspendue.

Gms, Gmns et Gmq étant respectivement les centres de gravité de la masse suspendue, de la masse non suspendue et de la masse de la poutre de queue.

Le système est décrit par les équations suivantes :

$$(ms + mq) \cdot \ddot{z}_1 + k_s \cdot (z_1 - z_3) + c_s \cdot (z_2 - z_4) = -(ms + mq) \cdot g + mq \cdot l_q \cdot [\ddot{\theta}_q \cdot c(\theta_q) + \dot{\theta}_q^2 \cdot s(\theta_q)] - c_q \cdot \dot{\theta}_q - k_q \cdot \theta_q \quad (4)$$

$$mns \cdot \ddot{z}_3 + k_s \cdot (z_3 - z_1) + c_s \cdot (z_4 - z_2) + k_p \cdot z_3 = -mns \cdot g \quad (5)$$

$$(mq \cdot l_q^2 + I_q) \cdot \ddot{\theta}_q + c_q \cdot \dot{\theta}_q + k_q \cdot \theta_q = mq \cdot l_q \cdot c(\theta_q) \cdot (\ddot{z}_1 - g) \quad (6)$$

Remarque 1 : afin d'alléger l'écriture des équations, on notera $\cos(\theta_q) = c(\theta_q)$ et $\sin(\theta_q) = s(\theta_q)$.

Remarque 2 : les frottements secs sont négligés.

Les équations permettent de vérifier le couplage observé lors des essais d'atterrissage à grande vitesse effectués sur appareil. De plus les simulations du comportement du système ont contribué à la conception d'un banc d'essai décrit dans la suite.

4.2.2 Commande

Comme on l'a vu précédemment dans la partie 2, une commande active nécessite l'apport d'un effort qui vient combattre l'effort d'excitation. Dans le cas particulier d'un atterrissage d'hélicoptère, remplacer le train d'atterrissage ou ajouter en parallèle de celui-ci un actionneur n'est pas envisageable car il s'agit de contrer un choc. De plus s'il y a perte de contrôle dans la commande de l'effort injecté, on risque d'engendrer une instabilité.

Le train d'atterrissage absorbe l'énergie de l'impact, la restitue et la dissipe. De cela résulte une excitation qui fait osciller la poutre de queue. Ainsi on doit réguler cette excitation de sorte que l'on minimise la réponse dynamique de la poutre de queue. Le type de commande le mieux adapté à cette problématique est une commande semi active. Il s'agit donc maintenant d'identifier quels sont les paramètres sur lesquels on peut agir.

Une suspension passive possède une raideur et un amortissement. Selon les technologies des suspensions, la raideur est créée soit par un ressort en colimaçon soit par un gaz sous pression (souvent de l'azote). L'amortissement est quant à lui généré par un fluide qui va s'écouler au travers d'un orifice de laminage calibré. La raideur du train absorbe et restitue l'énergie et l'amortisseur la dissipe. L'effort transmis par les trains est composé d'un effort de raideur et d'un effort de frottement visqueux. Piloter l'effort de raideur est difficile à mettre en œuvre d'un point de vue technologique. En revanche, il est plus aisé de réguler l'effort visqueux responsable de l'amortissement du système et de la dissipation d'énergie en vue d'obtenir l'excitation optimale.

L'analyse des documents [Horta, 1999] et [Kruger, 2000], permettent de mieux comprendre la manière dont s'effectue l'amortissement dans les trains d'atterrissage dans lesquels deux paramètres du système rentrent en compte. Il s'agit de la viscosité du fluide de l'amortisseur et de la section de l'orifice de laminage. Dans le cas des suspensions passives, ces deux paramètres sont fixés et déterminés en fonction des configurations d'atterrissage en respect avec les normalisations [Chai, 1996] [Kruger, 2000] [Mikulowski, 2003].

On peut donc soit agir sur la viscosité du fluide ou piloter la section de l'orifice de laminage.

Il est possible d'agir sur la viscosité en utilisant des fluides électrorhéologiques (noté ER) ou magnétorhéologiques (noté MR) dont la viscosité varie en soumettant respectivement ces fluides à un champ électrique ou à un champ magnétique [Bica, 2002]. Pour modifier la viscosité d'un fluide électrorhéologique, on a besoin d'un champ électrique d'une intensité de l'ordre de $6 \cdot 10^6$ V/m. Cela est difficile à mettre en œuvre et demande d'être prudent dans sa mise en application. En revanche, un fluide magnétorhéologique nécessite un champ magnétique d'une intensité d'environ 160 kA/m aisément obtenue avec une

alimentation de 12 ou 24 V en courant continu [Bica, 2002]. D'un point de vue technologique et facilité de mise en œuvre, il est envisageable d'utiliser un amortisseur avec un fluide magnétorhéologique. De plus un tel système possède un faible temps de réponse de l'ordre de 2 ms. Toutefois, les amortisseurs utilisant cette technologie doivent aussi être capables de supporter les efforts importants mis en œuvre lors d'un atterrissage et cela est problématique.

Une autre possibilité consiste à piloter la section de l'orifice de laminage. En effet en faisant varier ce paramètre, on modifie le coefficient d'amortissement du système. Cette technologie possédant un faible temps de réponse et permettant de supporter des efforts importants est retenue pour le démonstrateur décrit dans la suite de ce document. L'amortisseur piloté peut être représenté schématiquement de la manière suivante :

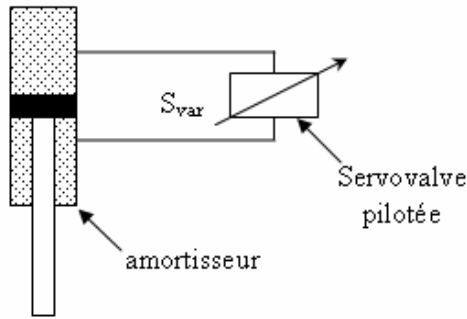


Figure 6 : schéma de l'amortisseur piloté

La servovalve pilotée en courant sert d'orifice de laminage et à chaque courant d'alimentation de la servovalve correspond une courbe caractéristique d'amortissement.

Concernant la structure de commande, proprement dite, on utilisera une stratégie classique de commande semi active qui peut être décomposée en deux étapes :

- détermination avant impact, de la forme optimale de l'excitation minimisant la réponse de la poutre de queue.
- commande du système afin d'approcher au mieux la forme optimale de l'excitation.

Dans leur étude, Giua et al décrivent la stratégie générale d'une commande de type semi active [Giua, 2003]. La première étape consiste en fait à définir une loi de commande active dite cible que l'on cherche à approcher en modifiant un des paramètres du système, ce qui fait l'objet de la seconde étape.

Très souvent, la loi active dite cible qui est construite est une loi de commande skyhook ou une commande quadratique [Giua, 2003].

De manière générale, les systèmes semi actifs ont pour but de minimiser le niveau d'effort global d'excitation.

Dans notre cas, en plus d'obtenir le niveau d'effort adéquat, on tient compte de la forme et de la durée des différentes phases de l'excitation.

En effet, dans son étude Dulieu étudie les différentes formes d'excitation qui permettraient de minimiser la réponse de la poutre de queue [Dulieu, 2004] et de manière générale, tous les types d'excitation envisagés comportent une phase de croissance, une phase de palier et une phase décroissante. Il en résulte que les caractéristiques de la phase de croissance jouent un rôle prédominant dans la réponse de la poutre de queue. Selon sa forme ou sa durée, la réponse de la poutre de queue peut varier du simple au double.

On porte ainsi une attention particulière dans la forme de l'excitation.

On a alors la loi de commande cible :

$$u_{\text{cible}}(t) = F_{\text{excitation optimale}}(t) \quad (7)$$

De plus on a la loi de commande semi active :

$$u_{\text{semi actif}}(t) = -k_s \cdot (z1 - z3) - c_s(t) \cdot (z2 - z4) \quad (8)$$

Avec $c_s(t)$, coefficient d'amortissement variable dépendant de la section de l'orifice de laminage, c'est-à-dire de l'ouverture de la servovalve.

Il s'agit ainsi de déterminer la valeur de $c_s(t)$, de sorte que l'on minimise l'écart suivant :

$$\left(u_{\text{cible}}(t) - u_{\text{semi actif}}(t) \right)^2 \quad (9)$$

$$\left(F_{\text{excitation optimale}}(t) + k_s \cdot ((z1 - z3) + c_s(t) \cdot ((z2 - z4))) \right)^2 \quad (10)$$

La caractéristique d'amortissement $c_s(t)$ désirée est obtenue en pilotant l'ouverture de la servovalve. En outre compte tenu des perturbations agissant sur la servovalve dues à la circulation du fluide, un correcteur de positionnement sur la servovalve est nécessaire.

La loi de commande cible de l'excitation est déterminée à partir de la configuration du système et de ses caractéristiques. Son élaboration basée sur la satisfaction de l'équilibre énergétique du système, tient compte des contraintes physiques qui représentent les limites du domaine d'évolution de l'effort transmissible par la suspension.

Dans un premier temps, afin de tester le système, une forme optimale de l'excitation est fixée par l'utilisateur. Par la suite la forme optimale de l'excitation sera soit calculée soit sélectionnée automatiquement dans une base de données en fonction de la configuration d'atterrissage.

La structure de commande ainsi élaborée sera testée sur un démonstrateur décrit dans la partie suivante.

4.3 Mise en œuvre expérimentale

Le démonstrateur prévu pour effectuer les essais de la commande semi active des trains est représenté sur la figure suivante :

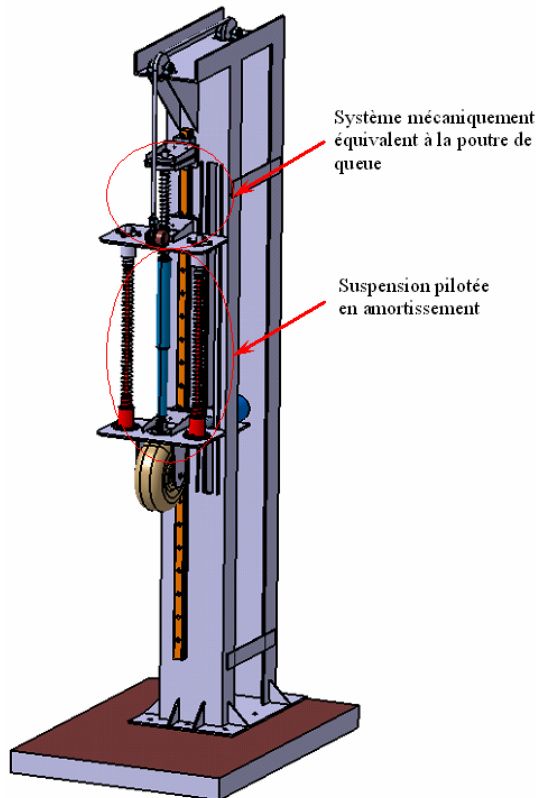


Figure 7 : dessin d'ensemble du démonstrateur

Ce système permet de simuler l'atterrissage d'un appareil ici assimilé à une masse unique, d'environ 50 kg, montée sur une suspension et une plaque supérieure avec une masse embarquée de 2,5 kg représentant un système mécaniquement équivalent à une poutre de queue dont on cherche à atténuer la réponse dynamique.

L'ensemble composé de la suspension et du système équivalent à la poutre de queue étant en chute libre purement verticale, la vitesse d'impact est fonction de la hauteur de chute.

Le démonstrateur possède les mêmes caractéristiques mécaniques que le système réel. C'est-à-dire que les éléments du démonstrateur (masse, raideur,...) sont dimensionnés de sorte que leurs fréquences propres soient le plus proche possible de celles des éléments intervenant dans un hélicoptère.

La suspension est composée de deux ressorts spirales constituant la raideur de celle-ci et d'un amortisseur hydraulique piloté. De même, un ressort spirale et un amortisseur montés entre la suspension et la plaque supérieure, constituent la raideur et l'amortissement de la poutre de queue.

Une servovalve déportée à l'amortisseur permet de régler la section de l'orifice de laminage. La variation de la section de laminage a pour conséquence la variation du coefficient d'amortissement.

Les mesures provenant des capteurs placés sur le banc d'essai et transmises au ordinateur permettent l'implémentation de la loi de commande de la suspension.

5 CONCLUSION

Cet article présente une étude de la minimisation de la réponse dynamique d'un système excité. Une stratégie de commande semi active basée sur la détermination de la forme optimale de l'excitation qui minimise la réponse dynamique de la poutre de queue d'un hélicoptère lors d'un atterrissage est proposée. De plus un dispositif expérimental constitué d'une suspension pilotée en amortissement, associée à un système mécaniquement équivalent à une poutre de queue d'hélicoptère permettant de tester la structure de commande est présenté.

BIBLIOGRAPHIE

- [Bica, 2002] : Bica, I. : "Damper with magnetorheological suspension". Journal of Magnetism and Magnetic Materials 241, pp 196-200. (2002).
- [Chai, 1996] : Chai, S.T. and Mason, W.H. : "Landing Gear Integration in Aircraft Conceptual Design". Report of Multidisciplinary Analysis and Design Center for Advanced Vehicles. Virginia Polytechnic Institute and State University Blacksburg 24061-0203. (1996).
- [Dulieu, 2004] : Dulieu, G. : "Modélisation et Optimisation de l'atterrissage d'un hélicoptère". Rapport de stage de fin d'étude, Ecole Polytechnique. (2004).
- [Ghiringhelli, 2000] : Ghiringhelli, G.L. : "Testing of Semi-active Landing Gear Control for a General Aviation Aircraft". Journal of Aircraft Vol.37, No 4, July-August. (2000).
- [Ghiringhelli, 2004] : Ghiringhelli, G.L. and Gualdi S. : "Evaluation of a landing gear semi-active control system for complete aircraft landing". Aerotecnica Missili e Spazio, Vol 83, 1/2004. (2004)
- [Giua, 2003] : Giua, A., Melas M. and Seatzu C. : "Design of a control law for a magneto-rheological suspension". Proc. European Control Conference, Cambridge (UK), September. (2003).
- [Giua, 2004] : Giua, A., Melas M. and Seatzu C. : "Design of a control law for a semiactive suspension system using a solenoid valve damper". Proc.2004 IEEE Conference on Control Applications, Taipei (Taiwan), September. (2004).
- [Guglielmino, 2004] : Guglielmino, E. and Edge, K.A. : "A controlled friction damper for vehicle applications". Control Engineering Practice 12, pp 431-443. (2004).
- [Horta, 1999] : Horta, L.G., Daugherty, R.H. and Martinson, V.J. : "Modeling and Validation of a Navy A6-Intruder Actively Controlled Landing Gear System". Langley Research Center, Hampton, Virginia. NASA/ TP-1999-209124. (1999).
- [Kim, 2003] : Kim, W.S., Lee, W.S. and Kim, J.H. : "Control of an Active Vehicle Suspension Using Electromagnetic Motor". ICCAS2003, Gyeongju, Korea, October 22-25. (2003).
- [Kruger, 2000] : Kruger, W. : "Integrated Design Process for the Development of Semi-Active Landing Gears for Transport Aircraft". Thesis Institut für

Flugmechanik und Flugregelung der Universität Stuttgart. 122p. (2000).

[Krysinski, 2003]: Krysinski, T. et Malburet, F.: "Origine et contrôle des vibrations mécaniques". Hermes. (2003).

[Li, 1999]: Li, H. and Goodall, M.: "Linear and nonlinear skyhook damping control laws for active railway suspensions". Control Engineering Practice 7, pp 843-850. (1999).

[Lin, 1995]: Lin, J.S. and Kanellakopoulos: "Nonlinear Design of Active Suspensions": 34th IEEE Conference on Decision and Control, New Orleans, LA. December 11-13. (1995).

[Mikulowski, 2003]: Mikulowski, G. and Holnicki-Szulc J.: "Adaptative aircraft shock absorbers". AMAS Workshop on Smart Materials and Structures SMART'03, pp 63-72. (2003).

[Pritchard, 1999]: Pritchard, J.: "An overview of Landing Gear Dynamics". Langley Research Center, Hampton, Virginia. NASA/ TM-1999-209143. (1999).

[Sam, 2004]: Sam, Y.M., Osman, J.H.S., Ruddin, M. and Ghani, A.: "A class of proportional-integral sliding mode control with application to active suspension system". Systems and Control Letters 51, pp 217-223. (2004).

[Shabana, 1996]: Shabana, A.A.: "Theory of vibration". Springer, Second edition. (1996).