

---

## *Application à l'étude du couplage rotor-fuselage*

---

**D**ans le chapitre précédent, nous avons proposé une première partie de l'approche de représentation multiniveau et énergétique de l'hélicoptère. Un des objectifs d'une telle approche, consiste en l'analyse et l'étude des comportements dynamiques (instabilités ou résonance) récurrents de l'hélicoptère, qui sont essentiellement liés aux couplages souvent mal maîtrisés entre les sous-systèmes (l'air, le fuselage, le rotor et le système de commande). L'objectif principal de ce chapitre est de vérifier la capacité du modèle développé représentations énergétiques à reproduire par la simulation les conditions conduisant à ce type de comportements.

La première partie du chapitre présente les principaux couplages classiques qui posent généralement problème aux hélicoptéristes. La résonance air, ayant pour origine le couplage rotor-fuselage, est choisie dans le cadre de la mécanique de vol comme support d'application pour la suite de l'étude. Les conditions aux limites du modèle multibond graph du sous-système rotor-fuselage (Chapitre III) sont par la suite modifiées de manière à reproduire les conditions d'apparition du phénomène considéré. Finalement, des résultats de simulation sont présentés, montrant la capacité du modèle à reproduire le phénomène dans deux situations différentes.

### *IV.1. Les principaux couplages*

Les comportements dynamiques sur les hélicoptères ayant pour origine les couplages mal maîtrisés entre sous-systèmes peuvent être définis selon deux

catégories. La première catégorie comporte les couplages rotor-fuselage et la deuxième catégorie comporte les couplages pilote-aéronef.

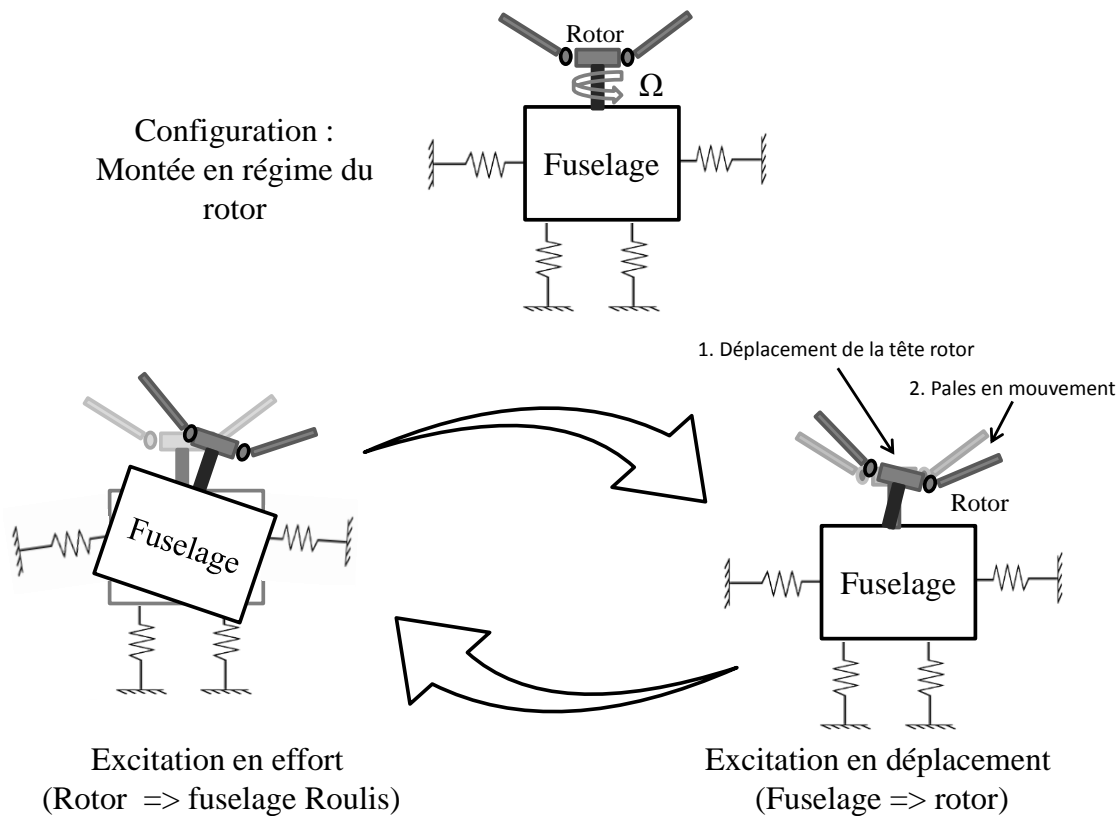
#### *IV.1.1. Le couplage rotor-fuselage*

L'expérience montre que le couplage rotor-fuselage peut être à l'origine de nombreux problèmes d'instabilités pouvant conduire à des effets destructeurs. Ces instabilités sont dues à plusieurs facteurs qui peuvent influencer le comportement du rotor et, en conséquence, celui du fuselage. Nous sommes face à un comportement complexe à cause de la superposition des comportements mécaniques et aérodynamiques, telle que la présence des effets gyroscopiques et de couplages entre les modes de déformation des pales et les modes du fuselage, le tout en interaction avec les effets aérodynamiques [Muzard - 1994]. L'objectif des hélicoptéristes est bien entendu de rendre leur produit exempt d'instabilité dans le domaine de vol. Cette condition n'est pas suffisante, la conception nécessite de proposer des marges vis-à-vis de l'instabilité et des niveaux vibratoires suffisamment faibles en fonctionnement.

Les couplages les plus connus pouvant donc conduire à des instabilités ou à des niveaux vibratoires forts, sont la résonance sol et la résonance air. Ils sont dus en premier lieu à des couplages entre les mouvements du fuselage et les mouvements des pales.

##### *IV.1.1.1. La résonance sol (RS)*

La résonance sol est due à un couplage entre le mouvement de trainée des pales et le mouvement de roulis ou de tangage du fuselage lorsque l'appareil est posé au sol sur son train d'atterrissage, tel qu'illustré en Figure IV.1 [Coleman - 1958]. On peut expliquer ce couplage de façon simpliste par une excitation autoentretenue entre les pales et le fuselage : un mouvement du fuselage entrainerait un mouvement de trainée des pales qui, par contre réaction, réexciterait le fuselage. Sous certaines conditions, cette situation peut conduire au renversement et/ou à la destruction de l'appareil. Ce comportement est apparenté à de l'excitation autoentretenue.



**Figure IV.1** - Illustration du phénomène de résonance sol, inspirée de [Krysinski - 2011]

Plusieurs travaux, tels que [Coleman - 1958], [Muzard - 1994] et [Krysinski - 2011], montrent qu'une condition nécessaire mais non suffisante d'apparition de la RS est qu'il y ait une correspondance entre la première pulsation propre de roulis ou de tangage du fuselage,  $\omega_f$ , et celle de trainée du rotor exprimée dans le repère fixe. Cette condition nécessaire d'apparition est donnée par l'équation (4.1).

$$\omega_f = |\Omega - \omega_\delta| \tag{4.1}$$

Avec  $\omega_f$ , la pulsation du mode de roulis ou de tangage qui dépend des caractéristiques du train d'atterrissage et des caractéristiques d'inertie du fuselage,  $\omega_\delta$ , la pulsation du mode de trainée qui dépend essentiellement de l'inertie en trainée de la pale et de la raideur de trainée, et  $\Omega$ , la vitesse de rotation du rotor.

Si la coïncidence des pulsations propres est respectée, les études montrent qu'il faut un certain niveau d'amortissement dans la structure pour que le système soit stable [Ormiston - 1991 ; Mazarati - 2011 ; Krysinski - 2011]. L'amortissement dans la structure peut avoir une origine "naturelle" au sens qu'elle n'est pas maîtrisée par le concepteur (amortissement des pneumatiques, frottement du train d'atterrissage sur le sol, frottement dans les liaisons,...), ou être apporté par un composant spécifique

dont c'est la fonction, tel qu'un amortisseur de trainée interposé entre la pale et le moyeu, ou plus rarement, un amortisseur de train interposé entre le train d'atterrissage et le fuselage. Il est également possible d'agir sur la pulsation du mode de trainée par l'intermédiaire de la raideur de trainée, par le biais des "amortisseurs de trainée" ou par l'élément de liaison pale-moyeu (paramètre de conception).

Les hélicoptéristes ont pour objectifs que cette instabilité n'apparaisse pas dans la plage de vitesse utile du rotor et que les marges de stabilités soient suffisantes. Généralement, deux vitesses sont principalement concernées : le régime nominal (NR, Nominal RPM), atteint avant décollage, imposé par l'optimisation des performances en vol, et le régime sol (vitesse inférieure au régime nominal pendant la vérification des équipements, de l'ordre de 60 à 70% du NR), imposé par le motoriste et s'apparentant à un "ralenti". Quand c'est possible il faut éviter toute résonance ou instabilité dans cette plage. Quand ce n'est pas possible, par exemple pour les hélicoptères de faible tonnage à train à patin, il faut garantir suffisamment d'amortissement pour que le comportement soit stable, mais aussi éviter des comportements désagréables lors des montées (ou descentes) en régime.

#### IV.1.1.2. *La résonance air (RA)*

Le deuxième couplage rotor-fuselage important sur l'hélicoptère est celui de la résonance air. En opposition au phénomène de résonance sol, ce couplage ne peut apparaître que lorsque l'appareil est en vol, d'où cette appellation de "résonance air". Il concerne les modes pendulaires du fuselage, couplés avec les modes pales [Krysinski - 2011 ; Bramwell - 1975]. Si les conditions d'apparition de la résonance air sont réunies, une simple perturbation sous forme d'une rafale de vent ou d'une action du pilote sur le manche cyclique pourrait provoquer le mouvement instable, généralement en roulis, de l'appareil. Ce couplage est cette fois-ci entre les mouvements de trainée et de battement des pales et le mouvement pendulaire du fuselage, tel qu'illustré en Figure IV.2.

La Figure IV.3 permet d'illustrer les conditions d'apparition des couplages rotor-fuselage en fonction de la vitesse de rotation du rotor au travers du diagramme de Campbell, adapté à la résonance air et la résonance sol [Donham - 1969]. Ce diagramme illustre l'évolution de la fréquence de trainée vue depuis le repère fixe du fuselage, décomposée en un mode de trainée régressif  $|\Omega - \omega_\delta|$  ("regressive lead-lag") et un mode de trainée progressif  $|\Omega + \omega_\delta|$  ("advancing lead-lag") en fonction de la vitesse de rotation du rotor, ce pour différents types de rotors.

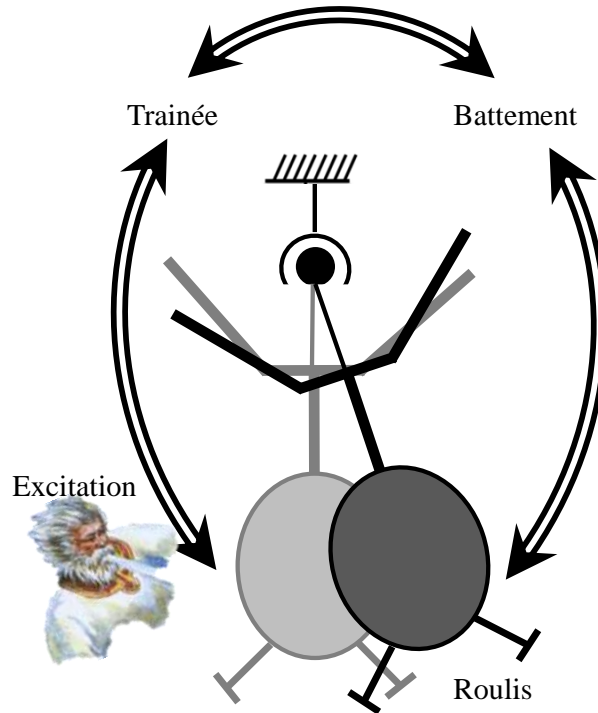


Figure IV.2 - Illustration du phénomène de résonance air

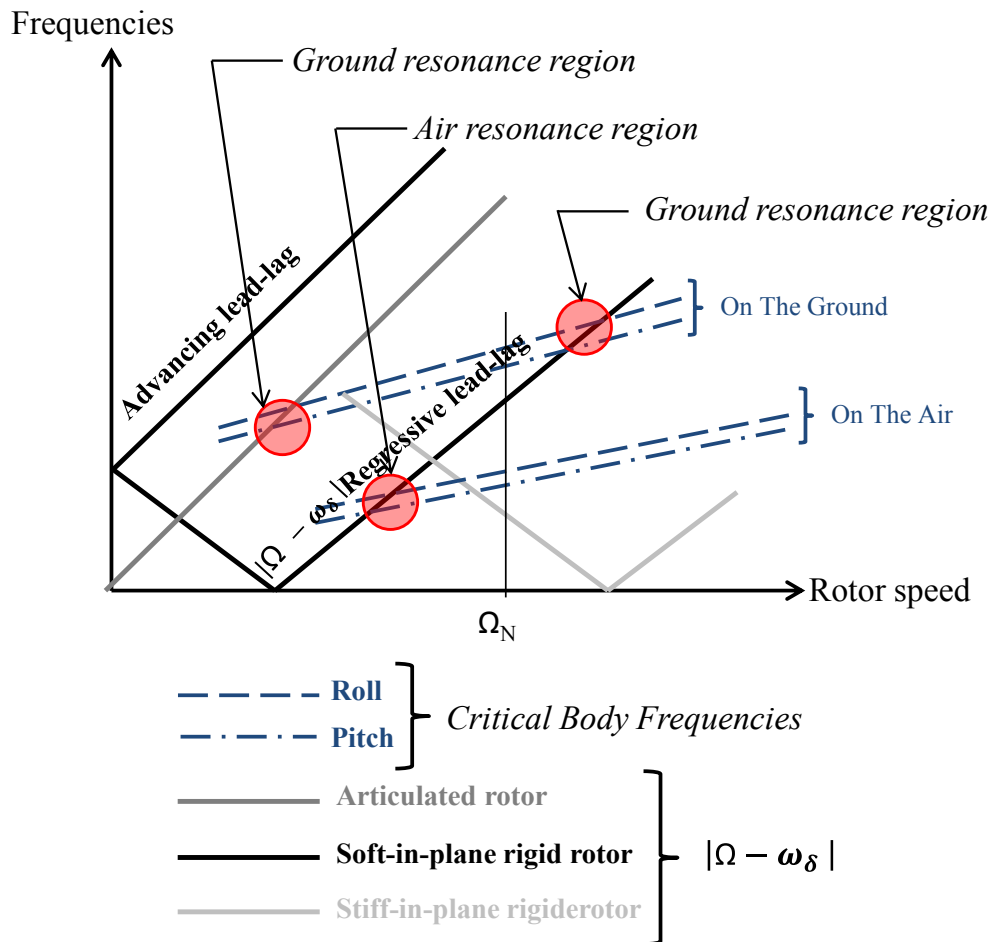


Figure IV.3 - Diagramme de résonance air et sol [Donham - 1969]

Ainsi, les phénomènes de couplage rotor-fuselage peuvent apparaître dans différentes situations de vol en fonction de la technologie du rotor. Il existe différents types de rotors qui peuvent être classifiés selon la valeur de la raideur de trainée induite par la technologie et par conséquent selon la valeur de la pulsation propre de trainée  $\omega_\delta$  par rapport au régime nominal  $\Omega_N$ . Le constructeur choisit de positionner cette fréquence soit en dessous du régime nominal  $\Omega$  (**soft-in-plane rotor** :  $\omega_\delta < \Omega_N$ ), soit au-dessus (**stiff-in-plane rotor** :  $\omega_\delta > \Omega_N$ ). Des éléments supplémentaires sur les différentes technologies des rotors, notamment sur la classification habituelle des différents types de rotors, sont présentés en Annexe D.

Le phénomène de résonance air peut être à ce jour classé en deux catégories. La littérature fait apparaître de façon abondante un premier phénomène sur des hélicoptères équipés de rotors rigides de la catégorie soft-in-plane ou stiff-in-plane (Figure IV.3). Le cas du BO105 (hélicoptère développé en 1967 et produit jusqu'en 1997 par Eurocopter, fut le premier au monde équipé de pales sans articulation de trainée ni de battement) avec un rotor rigide de la catégorie soft-in-plane, désigné comme Hingeless de type Bölkow, est souvent choisi comme support à ces travaux. Sur cet appareil, l'apparition du phénomène est dite liée à un couplage naturel entre les modes du rotor et de fuselage et peut être déclenché sans condition particulière sur la configuration de vol. A ce jour seuls le BK177 et l'EC145 présentent le même type de rotor chez Eurocopter.

Dans [Krysinski - 2011], les auteurs montrent l'existence d'une autre catégorie de résonance air sur un hélicoptère équipé d'un rotor articulé (Annexe D) de la catégorie soft-in-plane. Dans ce cas, le phénomène apparaît lorsque le pilote demande de la ressource au rotor (effort de portance de 1,5 à 2 fois le poids) tels que lorsque l'appareil en vol effectue un virage serré par exemple. En effet, pour compenser les effets d'inertie tels que la force centrifuge et rester à une altitude constante, le pilote augmente la portance en augmentant le pas collectif. En conséquence, la conicité du rotor augmente et le couplage entre le battement et la trainée augmente par les effets de Coriolis. Il y a alors un couplage fuselage-battement-trainée qui, si les conditions sont réunies (manque d'amortissement de la structure par exemple), peut être instable.

L'objectif de l'hélicoptériste est non seulement d'éviter de concevoir un hélicoptère instable dans le domaine de vol, mais aussi d'éviter des oscillations trop fortes et perturbantes pour le pilote et les passagers. Pour cela, si le rotor induit "naturellement" ce type de comportement, les hélicoptéristes utilisent l'amortisseur de trainée pour apporter l'amortissement nécessaire.

#### *IV.1.1.3. Bilan couplage rotor-fuselage*

Dans cette partie, nous avons présenté une description de deux principaux couplages rotor-fuselage. On a pu constater que la solution généralement apportée aujourd'hui à ces problèmes est purement mécanique et mise en place à la conception. Elle consiste la plupart du temps en l'adaptation de la raideur de trainée et/ou de l'amortissement par l'ajout du composant qu'est l'amortisseur de trainée. Cependant, cette solution augmente la masse de l'appareil et influe fortement sur le coefficient de trainée de l'appareil, ce qui a une conséquence globalement négative sur la consommation d'énergie.

Ces phénomènes, plus particulièrement la RA, restent des problèmes assez complexes et d'actualité, dans un contexte d'exploration des possibilités de vols à régime de rotation variable du rotor. Cette évolution des conditions de fonctionnement des hélicoptères est envisagée dans l'objectif double de réduction de la consommation et des nuisances sonores suivant la mission. D'autre part, éliminer l'amortisseur de trainée ou diminuer l'impact de l'amortisseur de trainée par sa taille et sa masse reste un objectif fort pour les industriels.

Parmi les perspectives possibles de solutions, l'utilisation de systèmes actifs via des amortisseurs "intelligents" ou par le biais de la chaîne de commande (Pilote automatique) est une solution. Certains travaux en ont montré la faisabilité et le potentiel [Krysinki - 2011]. Le manque de maturité technologique et de vision plus complète intégrant un plus grand nombre de sous-systèmes, a empêché à ce jour d'aller plus loin dans ces études. L'approche par les bond graphs et les travaux menés dans cette thèse ont la prétention d'être une première étape dans la modélisation pouvant constituer une base pour l'étude future de systèmes actifs pour ce type de comportements.

#### *IV.1.2. Le couplage pilote-aéronef*

L'expérience montre qu'il existe sous certaines conditions des interactions entre le pilote et l'appareil qui peuvent être sources d'instabilités et conduire à la destruction. Ces instabilités sont nommées Rotorcraft Pilot Couplings (RPCs) et sont définies comme la conséquence d'un couplage entre l'aéronef et le pilote. Elles apparaissent souvent sous forme d'un mouvement oscillatoire de l'appareil incontrôlable, par le pilote, et résultent d'un déphasage entre l'action du pilote sur les commandes et la réponse de l'appareil [Pavel - 2008 ; Pavel - 2010].

Le déclenchement de ce phénomène peut provenir de l'environnement (par exemple, des turbulences atmosphériques, de l'apparition de givre, etc), de l'hélicoptère (par exemple, de la défaillance d'un élément du système de contrôle), ou encore d'une excitation introduite par le pilote sur les manches de commande.

Durant ces dernières décennies, plusieurs programmes de recherche ayant pour objectif d'apporter une meilleure compréhension de ce phénomène et des solutions qui permettraient d'anticiper sa récurrence ont été lancés [ARISTOTEL - 2013]. Les solutions proposées accordent une importance particulière à la conception de l'appareil, au système de pilotage et à la formation du pilote. La difficulté de ce genre de problème réside dans la prise en compte du comportement du pilote (contrôle compensatoire, comportement pré-cognitif, expérience).

Dans cette partie, les principaux phénomènes d'instabilité, ayant pour origine les couplages mal maîtrisés entre les différents sous-systèmes, ont été présentés. Dans le cadre de la mécanique du vol, le phénomène de résonance air est choisi comme support pour la suite de l'étude. Dans la continuité de ces travaux, une étude complémentaire a été initiée récemment et a pour objectif la représentation de la deuxième "brique" concernant l'interaction du pilote avec les autres sous-systèmes et en conséquence l'étude du phénomène "RPC" [Tod - 2013]. Dans la suite de l'étude nous nous concentrons uniquement sur le comportement en résonance air.

## *IV.2. Représentation MBG pour la simulation de la résonance air*

### *IV.2.1. Hypothèses pour la simulation de la RA*

Nous partons sur la base du modèle MBG du sous-système rotor-fuselage présenté précédemment (Figure III.22). Comme exposé précédemment, la résonance air (RA) est susceptible d'apparaître dans des configurations spécifiques de vol, sous l'effet d'une perturbation jouant le rôle de phénomène déclencheur. Pour reproduire les conditions d'apparition du phénomène de RA, des hypothèses spécifiques supplémentaires sont considérées afin de représenter le mode pendulaire du fuselage. En effet, atteindre ces configurations spécifiques de vol par la simulation à partir de conditions initiales nulles, qu'il s'agisse d'un vol stationnaire ou d'une manœuvre de virage serré, nécessiterait un temps de calcul trop important pour la simulation des phases transitoires. De plus, aucun dispositif de contrôle automatique de l'appareil n'ayant été modélisé à ce stade de l'étude, cela supposerait de réussir à



atteindre ces configurations par un contrôle de trajectoire en boucle ouverte. Pour cela les hypothèses suivantes ont été introduites :

Pour reproduire le mouvement pendulaire de l'hélicoptère, les trois degrés de liberté en translation du fuselage sont maintenant libérés, et un nouveau point d'attache virtuel du fuselage est défini arbitrairement à 0,9 m au-dessus de la tête rotor (valeur fournie par les experts du métier, sur la base de leur expérience) sous la forme d'une liaison d'attache proche d'une liaison ponctuelle avec un plan horizontal fixe par rapport au repère galiléen (Figure IV.4). En effet, ce point d'attache doit permettre de bloquer la translation selon l'axe Z mais doit laisser libres les translations dans le plan (X, Y) de manière à ce que le centre instantané de rotation (non précisément connu et a priori non constant) puisse s'établir librement. Afin de remplacer la fonction anti-couple du rotor de queue (les mouvements de lacet n'interviennent pas dans la simulation de la RA), la rotation autour de l'axe Z a été bloquée artificiellement par une raideur importante, de l'ordre de  $1e^{10} Nm \cdot rad^{-1}$ , associée à un coefficient d'amortissement également important (de l'ordre de  $1e^{10} Nm \cdot s \cdot rad^{-1}$ ). Les degrés de liberté en rotation, eux, sont associés à une faible raideur ( $1e^{-10} Nm \cdot rad^{-1}$ ) avec peu d'amortissement (de l'ordre de  $1 Nm \cdot s \cdot rad^{-1}$ ), à l'exception du roulis. En effet, pour reproduire le mode propre pendulaire à une fréquence réaliste, une raideur associée à l'inertie de l'hélicoptère sur son axe de roulis est déterminée selon l'expression suivante de la pulsation propre :

$$\omega_f = \sqrt{\frac{K_R}{I_{Fuselage\_X}}} \quad (4.2)$$

Avec  $K_R$ , la raideur correspondant au roulis, et  $I_{Fuselage\_X}$ , est l'inertie sur l'axe de roulis du fuselage.

Le phénomène déclencheur de la résonance air est introduit sous la forme d'une impulsion de couple (9 kNm à  $t = 35$  s sur une durée de 0,1 s) appliquée sur l'axe de roulis du fuselage. Cette perturbation est supposée équivalente à celle qui pourrait être communiquée par une rafale de vent à l'hélicoptère sur son axe de roulis.

Ainsi, pour la reproduction du phénomène de RA, le modèle MBG utilisé est celui réalisé dans le chapitre III.2.3 (illustré par la Figure III.22). Ce dernier est simplement modifié pour prendre en compte les hypothèses exposées ci-dessus. Le modèle MBG ainsi obtenu, pour la simulation de la RA est présenté dans la Figure IV.5.

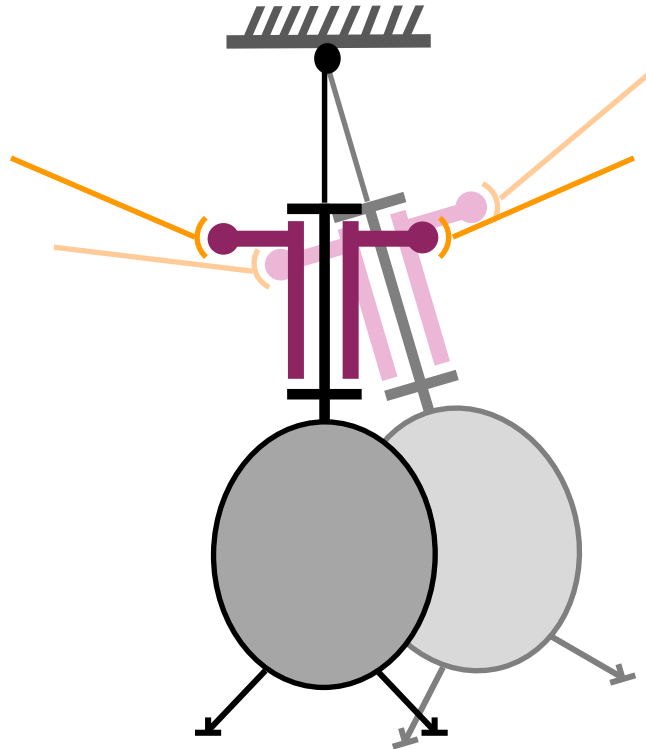


Figure IV.4 - Schéma cinématique du modèle RA

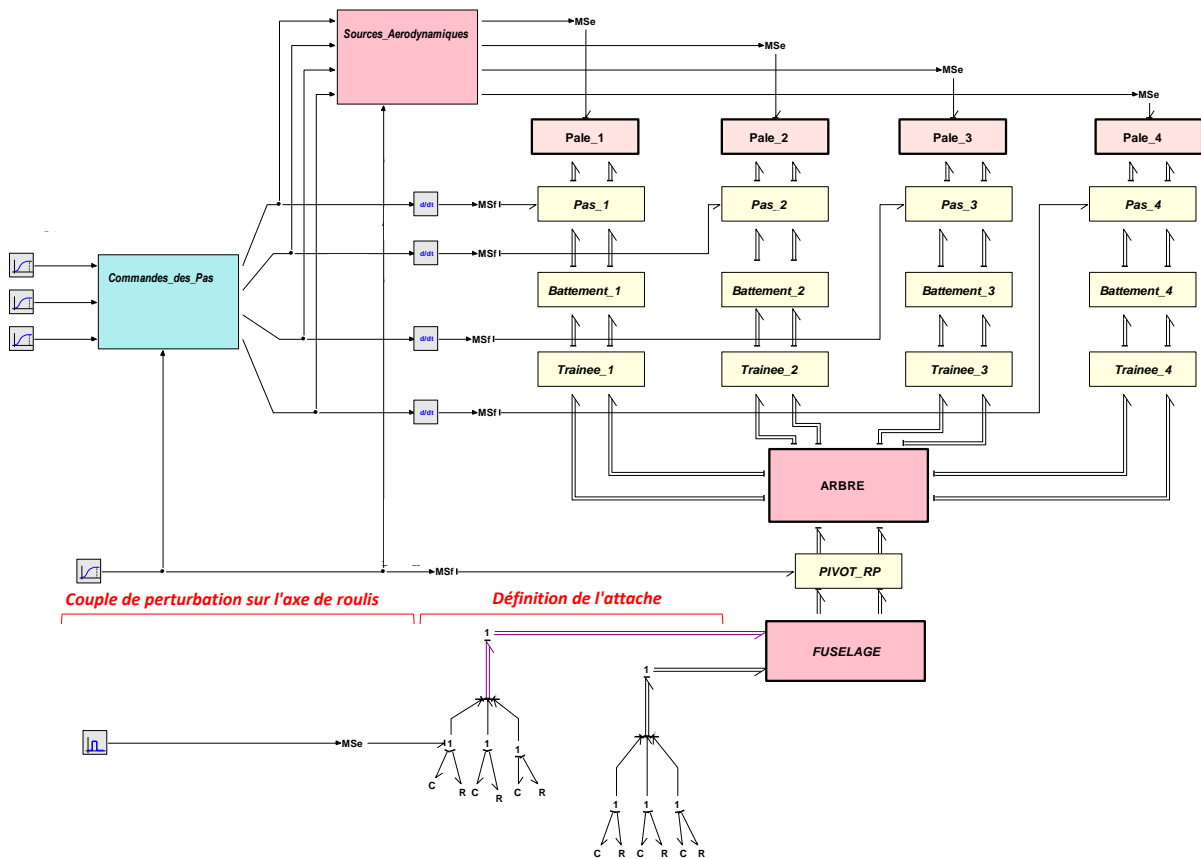


Figure IV.5 - Modèle MBG pour la simulation de la RA

### IV.2.2. Validation des hypothèses de modélisation pour la RA

Le laboratoire dispose d'un modèle analytique, d'un hélicoptère lourd équipé d'un rotor articulé, préexistant et validé. Ce dernier est présenté dans [Malburet - 2000] et [Krysinski - 2011] et a été obtenu à partir du formalisme de Lagrange. Les équations du modèle sont linéarisées autour d'une position d'équilibre. Le système d'équations obtenu suite à la linéarisation, est à coefficients non constants de par le mouvement de rotation du moyeu. La transformation de Coleman est donc utilisée pour le transformer en un système d'équations différentielles linéaire à temps invariant [Coleman - 1958]. Une étude des valeurs propres de la matrice d'état permet d'identifier les caractéristiques modales du système. Le modèle MBG est réalisé par le formalisme de Newton-Euler (Chapitre III.2.3), en se basant sur une modélisation structurelle en concordance avec les hypothèses prises pour simuler la configuration de vol considérée (IV.2.1). Pour ce dernier la linéarisation n'est pas nécessaire.

Le Tableau IV.1 récapitule les fréquences propres de battement et de trainée calculées à partir de relevés de simulation du modèle MBG (après application de la perturbation) et les compare aux fréquences propres déterminées à partir du modèle analytique.

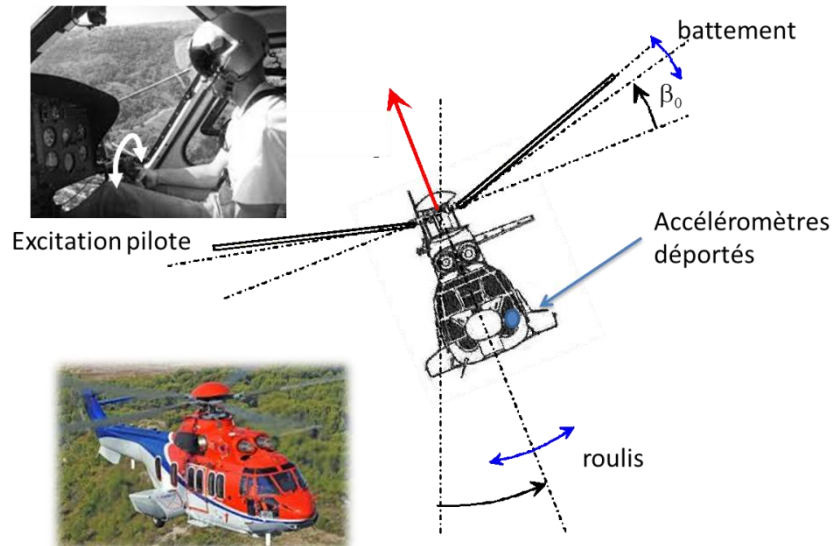
**Tableau IV.1 - Comparaison du modèle MBG avec un modèle analytique**

Fréquences propres	Modèle MBG	Modèle Analytique
Trainée	2,99 Hz	2,29 Hz
Battement	5,81 Hz	4,5 Hz

En prenant comme référence le modèle analytique, le modèle MBG surestime les fréquences de trainée et de battement respectivement de 0,7 Hz et 1,31 Hz, soit une erreur relative d'environ 30% dans les deux cas. Les erreurs absolues restent acceptables et sont expliquées par la différence de modélisation associée à la représentation du mouvement de pendule du fuselage. Pour le modèle MBG il a été pris en considération une liaison d'attache située au point focal des efforts aérodynamiques permettant de reproduire les mouvements du fuselage plus proche d'une représentation physique. Le modèle analytique reproduit par le biais d'inerties équivalentes et de raideurs équivalentes le comportement modal du fuselage isolé.

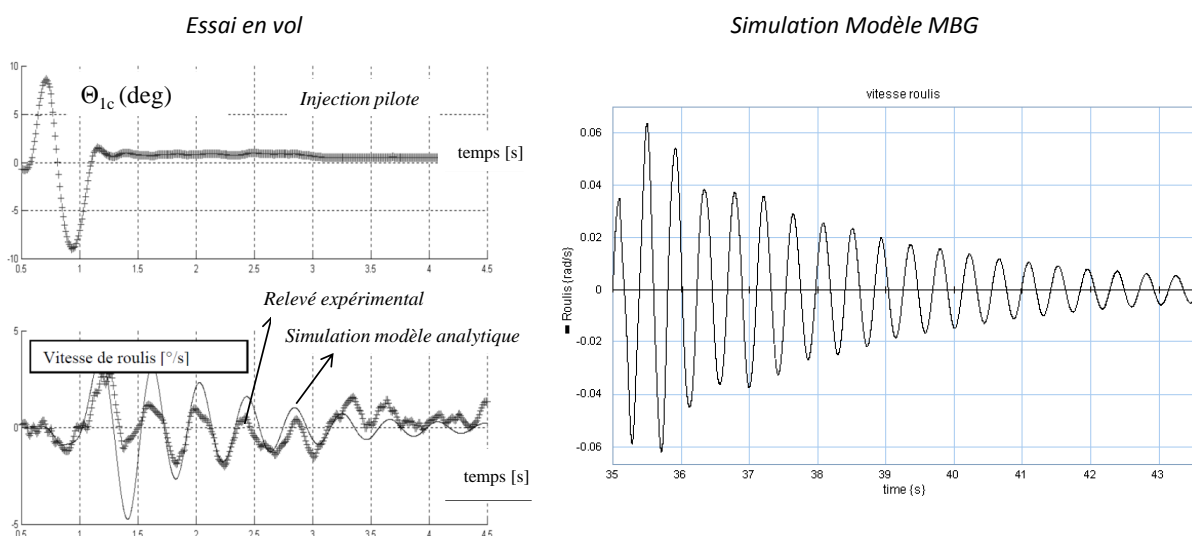
Pouvoir disposer de mesures en vol ou de valeurs expérimentales sur un appareil complet serait idéal pour pouvoir valider les résultats du modèle MBG. Le

caractère exceptionnel du produit ne nous permettait cependant pas d'envisager de réaliser des essais spécifiques à cette étude et la rareté de mesures non confidentielles nous ont amenés à nous recaler sur des mesures à disposition dans le cadre de mesures réalisées dans les années antérieures [Malburet – 1997 ; Krysinski - 2011].

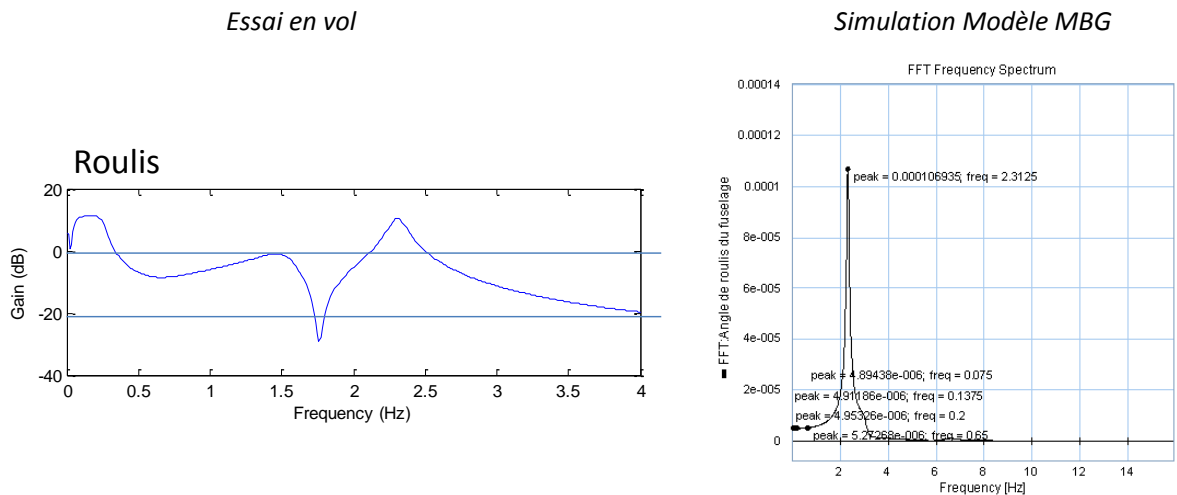


**Figure IV.6 - Essais en vol**

De fait, d'autres simulations ont été réalisées utilisant le même modèle MBG et les mêmes hypothèses (pour la RA), mais en considérant les paramètres d'un appareil différent de celui utilisé précédemment. Ces simulations sont réalisées afin d'apporter des éléments de validation supplémentaires du modèle MBG en comparaison à des relevés expérimentaux basés sur des essais en vol (Figure IV.6).



**Figure IV.7 - Comparaison de la vitesse de roulis entre relevés expérimentaux (essai en vol) et simulation avec le modèle MBG**



**Figure IV.8** - Comparaison des fréquences de roulis entre expérimentation et modèle MBG

La Figure IV.7 montre la réponse en vitesse de roulis obtenue à partir du modèle MBG suite à l'application d'une perturbation (sur l'axe de roulis) et celle issue de relevés expérimentaux lors d'essais en vol et obtenue par une perturbation volontaire du pilote. Sur cette figure, on peut voir que la fréquence est proche de 2.3 Hz pour les deux cas, on y retrouve ici la fréquence de trainée vue par le fuselage qui répond à cette sollicitation. Les taux d'amortissements sont proches de 2% pour les relevés expérimentaux comme pour le modèle MBG.

La Figure IV.8 montre la fonction de transfert identifiée en vol dans une autre configuration de vol. En reproduisant cette configuration de vol à l'aide du modèle BG, on observe que l'on retrouve des fréquences de résonance en roulis proches.

Ces comparaisons analytiques et expérimentales, qui sont loin d'être une validation complète du modèle, sont jugées encourageantes pour la suite de l'étude. Il nous sera nécessaire de poursuivre les développements pour obtenir un modèle plus complet avant de pouvoir étalonner nos résultats vis-à-vis de logiciels métiers performants comme HOST (cf. Chapitre I.3.1) et de nous recalibrer sur de futurs appareils en développement en disposant de campagnes de mesures plus exhaustives.

### IV.3. Simulation du phénomène de résonance air

Dans cette partie, nous étudions deux cas d'apparition du phénomène de RA en utilisant le modèle MBG pour deux types de rotors :

- Le premier cas est lié à un type de configuration de vol en virage serré pour le cas d'un rotor articulé de la catégorie soft-in-plane.

- Le deuxième cas est lié à un couplage entre les modes des pales et ceux du fuselage en vol pour le cas d'un rotor rigide de la catégorie stiff-in-plane.

### *IV.3.1. Cas 1 : RA pour un rotor articulé de la catégorie Soft-In-Plane*

Le cas d'un hélicoptère équipé d'un rotor articulé de la catégorie soft-in-plane est utilisé pour cette étude. La raideur de trainée est calculée de manière à obtenir une pulsation propre de trainée  $\omega_\delta = 0,46 * \Omega_N$ , et la raideur de battement a été négligée.

Pour ce type de rotor, le phénomène peut apparaître lors d'un virage serré suite à l'augmentation de la conicité du rotor et en conséquence l'augmentation du couplage battement-trainée (IV.1.1.2). Pour reproduire cette situation avec le modèle MBG (Figure IV.5), la configuration exposée en partie IV.2.1 est utilisée et l'angle de pas collectif est augmenté de manière à augmenter la conicité du rotor. Dans la pratique, l'augmentation importante de la conicité (du battement), en modifiant les efforts de portance sur les pales, a pour effet de faire chuter l'amortissement lié à l'articulation de trainée. Pour reproduire au mieux ce comportement, il faudrait introduire un comportement d'amortissement non linéaire et dépendant de la conicité. Dans le modèle MBG, les hypothèses prises pour le modèle des forces aérodynamiques (équation (3.4)) ne permettent pas de prendre en compte ces effets de manière physique. Le coefficient d'amortissement de l'articulation de trainée est donc utilisé pour représenter à la fois l'amortisseur de trainée et la participation des efforts aérodynamiques. Pour cette raison, lorsque l'angle de battement statique (conicité) est augmenté pour faire apparaître le phénomène de résonance air, l'amortissement est également diminué de manière artificielle, comme indiqué dans le récapitulatif de résultats de simulation présenté à la Figure IV.9.

Afin de montrer l'apparition de la résonance air, la Figure IV.9 présente la réponse en battement d'une pale lors de l'application de la perturbation décrite précédemment, en fonction de la valeur de la commande de pas collectif, et donc de la conicité du rotor. Les résultats de simulation sont présentés à partir de  $t = 23$  s, incluant la phase transitoire pendant laquelle le battement augmente sous l'effet de l'augmentation de la commande de pas collectif.

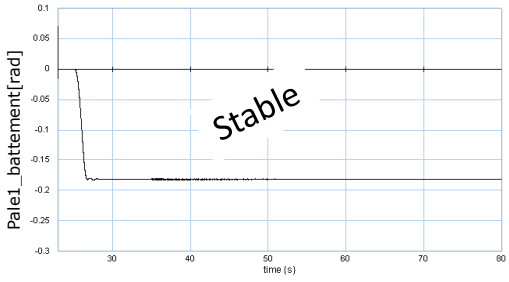
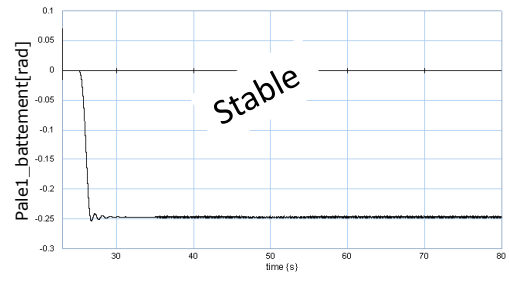
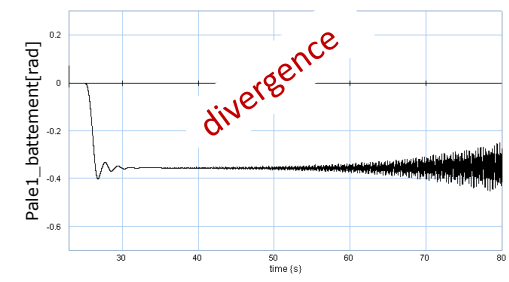
	Angle de pas collectif ( $\theta_0$ ) [rad]	Amortissement de trainée	Réponse de battement [rad]
Cas 1	0.15	4000	
Cas 2	0.2	3400	
Cas 3	0.27	2500	

Figure IV.9 - Résultats de simulation de la RA pour le cas d'un rotor articulé "soft-in-plane"

Les résultats mettent en évidence l'apparition d'une instabilité lorsque la conicité du rotor est augmentée tout en diminuant l'amortissement de trainée pour les raisons précédemment exposées. L'instabilité apparaît pour un angle de pas de  $\theta_0 = 0.27$  rad, alors que l'amortissement de trainée est réduit à  $2500 \text{ Nm.s.rad}^{-1}$ .

#### IV.3.2. Cas 2 : RA pour un rotor rigide de la catégorie Stiff-In-Plane

Le cas d'un hélicoptère équipé d'un rotor rigide de la catégorie stiff-in-plane est utilisé pour cette étude. Le modèle MBG de la Figure IV.5 est également considéré pour cette étude. Pour l'adapter à un rotor rigide de la catégorie stiff-in-plane, la raideur de l'articulation de trainée est réglée telle que  $\omega_\delta > \Omega_N$  et la raideur de

battement est réglée de manière à avoir la pulsation de battement légèrement inférieure à celle de la trainée, comme c'est généralement le cas sur cette catégorie de rotors.

Pour ce type de rotor, le phénomène peut apparaître lorsque l'appareil est en mode pendulaire en raison d'un couplage entre les modes de battement et de trainée des pales. D'après le diagramme de Campbell de la Figure IV.3, le phénomène peut apparaître lorsque les pulsations propres du mode régressif de trainée et du mode du fuselage coïncident avec la vitesse de rotation du rotor. Pour reproduire cette situation avec le modèle MBG, étant donné que la vitesse de rotation du rotor est maintenue constante à sa valeur nominale, on modifie donc les valeurs de raideurs de trainée et de battement suivant les expressions de pulsations propres de trainée (4.3) et de battement (4.4) :

$$\omega_{\delta} = \sqrt{\frac{K_{\delta}}{I_{pale}}} \quad (4.3)$$

$$\omega_{\beta} = \sqrt{\frac{K_{\beta} + e \, ms \, \Omega_N^2}{I_{pale}}} \quad (4.4)$$

Avec :

- $K_{\delta}$  et  $K_{\beta}$ , les raideurs correspondant respectivement à la trainée et au battement [Nm.rad<sup>-1</sup>];
- $e$ , l'excentricité de l'arbre rotor et  $ms$  le moment statique [m];
- $ms$ , le moment statique de la pale [m<sup>3</sup>];
- $I_{pale}$ , l'inertie d'une pale calculée en son pied (en son point d'attache) [kg.m<sup>2</sup>].

Le diagramme de Campbell montre que la valeur critique pour laquelle l'instabilité devrait apparaître peut être calculée à partir de l'expression suivante (Figure IV.3) :

$$\omega_{\delta} = \omega_f + \Omega_N \quad (4.5)$$

Avec  $\omega_f$  la pulsation du mode propre de roulis du fuselage (équation (4.2)).

Pour valider la présence d'une zone d'instabilité correspondant à la RA, une campagne de simulation doit être menée en prenant plusieurs valeurs de raideur de trainée et de battement (paramètres de conception) conduisant à une pulsation propre de trainée autour de la valeur critique calculée selon l'expression (4.5). Cette démarche revient à considérer plusieurs conceptions différentes d'un même appareil,



comme présenté dans la Figure IV.10. Les résultats de simulation correspondant à ces tests sont présentés dans la Figure IV.11, à travers la réponse de trainée.

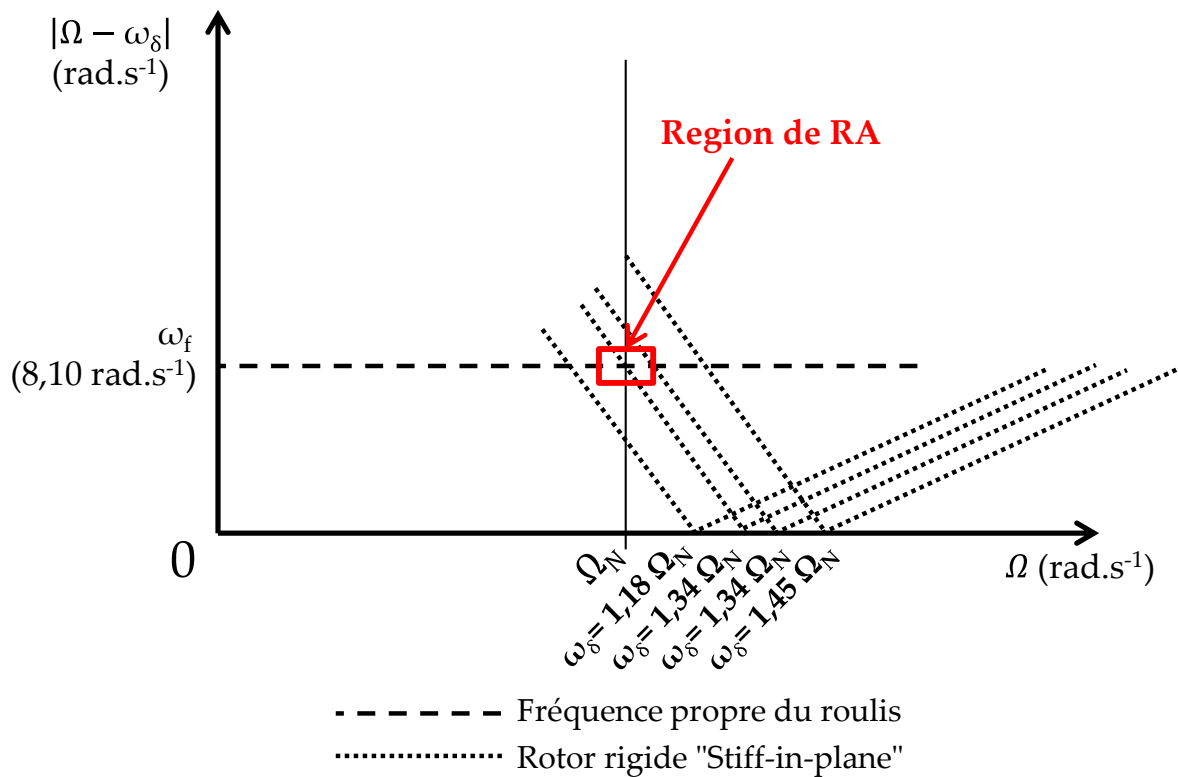


Figure IV.10 - Diagramme RA pour un rotor "stiff in plane"

Les résultats confirment bien l'apparition du phénomène pour la valeur critique de pulsation de trainée prédéterminée, en concordance avec le diagramme de RA de la Figure IV.10, basé sur le diagramme de Campbell (Figure IV.3). Les résultats montrent que lorsque la pulsation propre de trainée est légèrement supérieure à la valeur critique, le comportement reste instable mais la divergence est moins rapide. Pour les deux cas extrêmes traités, la pulsation propre de trainée est suffisamment éloignée de la valeur critique et le comportement reste stable.

#### IV.4. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté les principaux phénomènes de couplage ayant pour origine des couplages mal maîtrisés entre sous-systèmes.

Ensuite, le modèle MBG du sous-système rotor-fuselage réalisé dans le précédent chapitre a été adapté pour l'étude du phénomène de RA choisi comme support à cette étude. Ce dernier a été validé par une comparaison avec un modèle analytique préexistant et validé, utilisé comme référence.

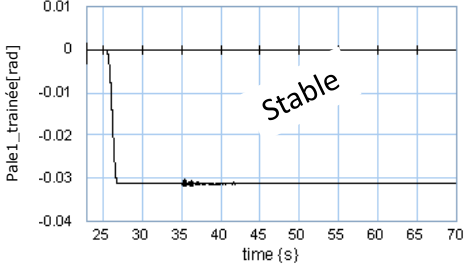
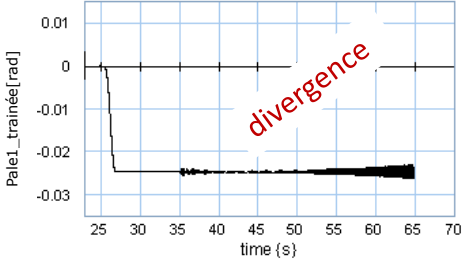
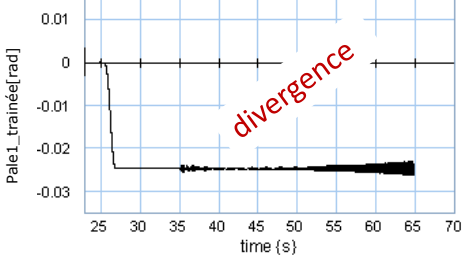
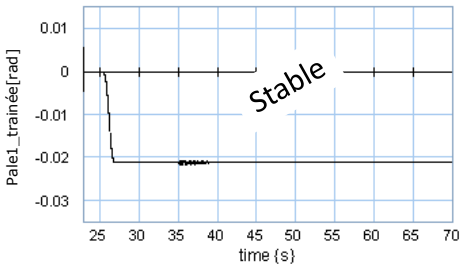
	Pulsation de trainée	Pulsation de battement	Réponse de trainée [rad]
<i>Cas 1</i>	$\omega_\delta = 1.18 * \Omega_N$	$\omega_\beta = 1.01 * \Omega_N$	
<i>Cas 2</i>	$\omega_\delta = 1.29 * \Omega_N$	$\omega_\beta = 1.04 * \Omega_N$	
<i>Cas 3</i>	$\omega_\delta = 1.34 * \Omega_N$	$\omega_\beta = 1.1 * \Omega_N$	
<i>Cas 4</i>	$\omega_\delta = 1.45 * \Omega_N$	$\omega_\beta = 1.23 * \Omega_N$	

Figure IV.11 - Simulation de la RA pour le cas d'un rotor rigide "stiff-in-plane"

Finalement, nous avons pu montrer la capacité du modèle à reproduire le phénomène de RA pour deux situations catégories de rotors :

- Tout d'abord, nous avons considéré le cas d'un rotor articulé et nous avons démontré l'apparition du phénomène dont l'apparition est liée à une configuration de vol particulière.
- Ensuite, nous avons adapté le modèle de manière à obtenir le modèle d'un rotor rigide de la catégorie Stiff-in-Plane et nous avons démontré l'apparition du phénomène lié à un couplage naturel entre les modes de battement et de trainée. Ce cas d'étude a été présenté au congrès American Helicopter Society (AHS) [Chikhaoui - 2013].

L'objectif de cette étude de la RA n'est pas d'apporter une nouvelle compréhension du phénomène. Il s'agit de montrer que nous sommes en mesure de reproduire, avec ce modèle, les conditions d'apparition d'un phénomène relativement complexe à étudier, mais connu et déjà étudié par ailleurs à l'aide d'autres modèles.

Les phases de modélisation et de simulation présentées lors des deux derniers chapitres, permettent de montrer la validité d'une représentation énergétique globale de l'hélicoptère qui offre la possibilité d'évoluer progressivement vers une granularité de représentation de plus en plus fine, en considérant les hypothèses appropriées en fonction des objectifs. Ces étapes ont été nécessaires pour ces premiers travaux de la chaire industrielle "Dynamique des Systèmes Mécaniques complexes" car ils permettent d'apporter des éléments de validation du modèle développé, et par conséquent des outils et méthodes retenus en application à l'hélicoptère pour des problématiques de la dynamique de vol. Les prochaines étapes consistent en l'exploitation des modèles et représentations obtenus sur différents points. Il s'agit principalement de profiter de l'avantage d'une représentation générique et unifiée pour rajouter d'autres sous-systèmes et d'exploiter l'aspect graphique des représentations pour l'étude des phénomènes d'instabilité.

