

Aeroelastic Rotorcraft-Pilot Couplings

Résumé long du chapitre 1

Les concepteurs d'hélicoptères délivrent à leurs clients des machines capables de voler dans une certaine enveloppe de vol, dans laquelle sont données des limites en termes de vitesse, d'altitude et de température. En essayant de repousser ces limites, en améliorant les performances des appareils actuels, des phénomènes dynamiques peuvent apparaître, comme par exemple, **la résonance sol**, **la résonance air** (Krysinski & Malburet, 2011), **le flottement gyroscopique** ou **les oscillations induites/assistées par le pilote (PIO/PAO)**, (Pavel, et al., 2013). Ces travaux s'intéressent à cette dernière catégorie de phénomènes, récemment renommé par la communauté scientifique sous le nom de **Couplages Pilote-Aéronef** (en anglais, **Rotorcraft-Pilot Couplings (RPCs)**).

Ce chapitre présente dans un premier temps le contexte industriel de la thèse. Un exemple très détaillé de RPC est présent dans la littérature ouverte. Il s'agit du cas d'un aéronef convertible, le V-22 des constructeurs Boeing et Bell, voir la Figure 1-1, pour lequel plusieurs modes incluant un mouvement de roulis à basses fréquences ont été ressentis par les pilotes lors d'essais. L'analyse de ces essais a mis en évidence, que le pilote participait involontairement à la déstabilisation de ces modes. En effet, les vibrations latérales du fuselage de l'appareil, dues au mouvement de roulis du fuselage, déplacent les membres du pilote, dont son bras droit, qui impose un mouvement au manche de roulis. Ces vibrations ont été mesurées à des fréquences supérieures aux fréquences de pilotage ($\sim 1\text{Hz}$) et sont donc considérées comme involontaires. Une des solutions retenues a été dans ce cas, d'augmenter la masse du manche de commande du pilote, afin de diminuer l'amplitude des déplacements réinjectés. Augmenter la masse d'un élément sur une machine volante, est toujours pénalisant, et n'est pas toujours une solution acceptable.

Ce type de phénomène apparaît également sur des hélicoptères d'architecture conventionnelle, c'est-à-dire disposant d'un rotor principal et d'un rotor de queue, voir la Figure 1-3. Pour voler, l'hélicoptère doit générer une force qui s'oppose à son poids. Cette force de poussée, « thrust » voir Figure 1-4, est générée par les forces aérodynamiques qui s'appliquent sur les pales du rotor. La norme et la direction de cette force sont imposées par le pilote en modifiant le pas des pales :

- **Soit collectivement.** Par l'intermédiaire du manche de pas collectif et la chaîne de commande (Figure 1-5), le pilote impose une translation aux plateaux suivant l'axe du mât rotor (swashplates de la Figure 1-4 (b)). Ceci modifie la norme du vecteur de « poussée ».
- **Soit de manière cyclique.** Par l'intermédiaire du manche de pas cyclique et la chaîne de commande, le pilote impose une orientation au plateau fixe

(« swashplate », plateau inférieur sur la Figure 1-4 (b)). Etant donné que le rotor tourne, chaque rayon du plateau dit tournant (« swashplate », plateau supérieur sur la Figure 1-4 (b)) change d'orientation pendant chaque tour de rotor. Ceci permet de modifier l'orientation du vecteur de poussée.

Une des particularités de ce type d'architecture d'aéronef est que le rotor principal exerce un couple sur le fuselage autour de l'axe de lacet (« yaw axis » sur la Figure 1-3). La solution la plus courante, afin de contrer ce couple, consiste à implanter un rotor sur la queue de l'appareil ; celui-ci génère une force, « tail force » sur la Figure 1-4, dont la norme est imposée par le pilote par l'intermédiaire des pédales à ses pieds, voir Figure 1-3. Cette brève explication montre au lecteur la difficulté que peut représenter le pilotage d'une telle machine : tous ses axes sont couplés. Autrement dit, chaque action sur un des manches ou pédales demandera une action corrective sur chacune des autres commandes, et ce de manière itérative jusqu'à converger vers une attitude acceptable de l'appareil.

La Figure 1-7 montre des mesures réalisées il y a quelques années lors de l'essai en vol d'un hélicoptère autour de l'aéroport de Marignane. Il s'agit de deux mesures, l'une de l'angle de roulis imposé au manche cyclique par le pilote et l'autre de l'angle de roulis de l'appareil. Sur cette figure, les commentaires des auteurs du rapport d'essai ont été reproduits en couleur orange. Ils attribuent l'amplification des oscillations en roulis du fuselage à une action du pilote. Encore une fois, ces actions (~3Hz) sont qualifiées d'involontaires car elles se produisent à des fréquences supérieures à celles du contrôle manuel d'un véhicule (~1Hz). Une discussion avec un pilote, sur Apache AH-64D de Boeing, de l'armée de l'air Royale des Pays-Bas, a confirmé que les pilotes peuvent ressentir des vibrations inhabituelles dans la cabine. De plus, ils sentent parfois qu'ils participent au phénomène, parce qu'ils tiennent trop fermement les manches de commandes. S'ils se retrouvent dans une situation où cela est possible, le relâchement des commandes permet au pilote d'atténuer l'amplitude des vibrations liées au phénomène. Mais cette solution est loin d'être acceptable.

Dans un deuxième temps, le contexte scientifique est progressivement introduit. Parmi les premiers travaux autour des phénomènes de couplages entre pilotes et aéronefs, on trouve ceux de (McRuer, 1995). Ces travaux se concentrent surtout sur les phénomènes qui apparaissent sur les aéronefs à voilure fixe. Plus récemment, le projet de recherche européen Aristotel (2010-2013) a proposé de distinguer deux types de couplages entre pilote et aéronef à voilure tournante : les couplages dits « rigides » pour des oscillations inférieures à 1Hz et des couplages dits « aéroélastiques » pour des oscillations comprises entre 2 et 8Hz (Pavel, et al., 2013). Le terme aéroélastique qualifie la nature des forces en interactions : aérodynamiques, inertielles et élastiques (dues aux déformations). Comme suggéré dans (Masarati & Quaranta, 2014), le terme **aéroélastique** peut être étendu à **bio-aéroélastique** lorsque les forces générées par le comportement biodynamique de l'humain doivent être prises en compte.

Les aéronefs à voilure tournante sont connus pour avoir un niveau vibratoire plus important que les aéronefs à voilure fixe, ce qui fait des aéronefs à voilure

tournante des machines plus sensibles aux phénomènes aéroélastiques et donc aux couplages aéroélastiques entre pilote et aéronef (RPCs). Ces phénomènes ont un impact critique sur la sécurité parce qu'ils peuvent être à l'origine de cycles limites ou instabilités. Même si les RPCs ne sont pas toujours instables, les vibrations et cycles limites sont, inconfortables pour les passagers, et une source d'efforts alternatifs, qui fatiguent les matériaux des pièces de l'aéronef, et réduisent par conséquent ses performances.

Jusqu'à aujourd'hui, la plupart des efforts de recherches se sont concentrés sur la prédiction des RPCs aéroélastiques sur l'axe vertical des hélicoptères. Dans (Mayo, 1989), des expériences sur simulateurs ont permis d'identifier un modèle du comportement biodynamique du pilote sur la commande de pas collectif, qui agit sur l'axe vertical de l'hélicoptère. Celui-ci a été ensuite couplé à un modèle linéaire d'hélicoptère, sur son axe vertical, afin de simuler de potentiels RPCs aéroélastiques, et de concevoir un filtre ; celui-ci supprime des commandes du pilote sur une bande de fréquences et atténue le couplage pilote-aéronef. Dans (Gennaretti, et al., 2013), des modèles d'hélicoptères bien plus détaillés sont proposés, afin d'étudier le phénomène toujours sur l'axe vertical de la machine. Dans (Masarati & Quaranta, 2014), un modèle non linéaire, du comportement biodynamique du bras gauche du pilote, qui agit sur la commande de pas collectif, est obtenu en se basant sur des principes physiques. Il est ensuite couplé à un modèle d'hélicoptère. Cette approche constitue une des premières approches qui tente de prédire le comportement involontaire du pilote en utilisant des principes physiques.

Ce comportement involontaire a été formalisé sous le nom de **biodynamic feedthrough (BDFT)**. Une définition est donnée par (Venrooij, 2014): « **il s'agit du transfert d'accélération par le corps humain pendant l'exécution d'une tâche de contrôle manuel, qui engendre des forces involontaires qui s'appliquent sur le dispositif de commande, et qui peut éventuellement provoquer des mouvements involontaires du dispositif de commande** ». Cette définition, très générale permet d'imaginer que ce transfert peut se produire sur n'importe quel type de véhicule et pas uniquement des aéronefs.

Il est reconnu dans (Walden, 2007) que les phénomènes qui se produisent sur l'axe latéral des hélicoptères, ont tendance à être plus critiques que ceux sur son axe vertical. Dans (Lantzsch, Hamers, & Wolfram, 2014), le développement d'un contrôleur est proposé afin de supprimer les oscillations en roulis (autour de 1.8Hz) lorsque la boucle de retour du système d'augmentation de la stabilité d'un hélicoptère H135 d'Airbus (anciennement Eurocopter EC135) est fermée. Une contribution à la compréhension du mécanisme physique entre les interactions d'un système de pilotage automatique (AFCS) et la dynamique latérale d'un hélicoptère est proposée dans (Pavel & Padfield, 2008). En complément dans (Pavel M. , 2010), les flux d'énergies relativement complexes sont révélés, entre les degrés de liberté de battement et de traînée des pales du rotor, le roulis du fuselage et un système de pilotage automatique (AFCS). Dans (Muscarello, et al., 2015), un modèle aeroservoélastique (« servo », qui tient compte dans une certaine mesure de la dynamique des servocommandes) d'hélicoptère est couplé à des modèles de pilote, identifiés à l'aide d'un simulateur. Les prédictions numériques de couplages entre pilote et aéronefs sont ensuite comparées à des résultats d'essais dans des conditions similaires sur simulateur.

Des conjectures intéressantes sont dégagées de cette étude : « les prédictions suggèrent que les RPCs sur les axes latéral et de roulis sont plus susceptibles d'apparaître sur les hélicoptères dont la technologie du rotor est de type souple dans le plan, et dont les modes de traînées du rotor dans le plan sont peu amortis, [...], plus dangereux lorsque la vitesse de l'aéronef est élevée et lorsque les pilotes (leur comportement biodynamique) sont caractérisés par une fréquence propre proche de la fréquence du mode de traînée du rotor dans le plan ».

D'une manière générale, sur des hélicoptères conventionnels, les RPCs aéroélastiques dépendent des modes du rotor et du fuselage, de la phase de vol mais aussi d'un grand nombre de sous-systèmes : le système d'augmentation de la stabilité (SAS), le système de commande de vol (FCS), la chaîne de commande, la chaîne de transmission de puissance (moteur/boîte de vitesse), des actionneurs des plateaux fixe et tournant, etc. comme le montre la Figure 1-8. Il existe encore des concepts d'aéronefs à voilure tournante qui souffrent de RPCs ainsi que d'autres phénomènes dynamiques indésirables d'une manière générale. L'atténuation de ses phénomènes est généralement obtenue par des solutions développées après de nombreux essais en vol. Mais ce processus itératif représente un coût important. Dans certains cas, les phénomènes dynamiques comme les RPCs peuvent être mêmes destructifs, présentant alors un danger pour les pilotes, les passagers et la population.

Dès lors, il existe un intérêt important d'être capable de prédire des RPCs et tous phénomènes dynamiques indésirables le plus tôt possible dans le processus de conception des machines. Ceci permettrait de réduire le coût de réduction de l'impact de ces phénomènes par le développement de solutions de conception le plus tôt possible pendant le processus de conception. Les méthodes et outils idéaux devraient donner la possibilité au concepteur de modéliser un aéronef complet avec tous les sous-systèmes pertinents, qui interagiraient dans le cas d'un RPC, de telle façon, que la modélisation puisse être adaptée efficacement au problème d'étude. En termes de résolution physique, cela nécessiterait d'être capable de prendre en compte non seulement des modèles très détaillés d'aérodynamique instationnaire ; mais également l'interaction de ces forces, avec des pales déformables aux géométries complexes, composées de matériaux anisotropes ainsi que des couplages avec un fuselage déformable. En même temps, tous les comportements biophysiques et cognitifs du pilote pertinents devraient être pris en compte ; puis couplés avec le modèle décrit précédemment en tenant compte de la dynamique de la chaîne de commande et sa cinématique complexe. La méthode de modélisation devrait également être suffisamment flexible pour intégrer des éléments de contrôle actif, qui seront de plus en plus présent sur les futurs aéronefs. « Les calculs dans le domaine des aéronefs à voilure tournante demandent la plus vaste intégration possible des disciplines, une des raisons pour laquelle les analyses globales sont difficiles » dit (Johnson, 2013). De plus, les RPCs sont sensibles aux phases de vol des appareils. En conséquence, le modèle devrait être capable de représenter n'importe quelle phase de vol et devrait être validé expérimentalement.

Enfin, des méthodes devraient permettre d'analyser le modèle mathématique non linéaire obtenu, dans le but d'être prédictif en terme d'efforts, de stabilité aéroélastique et de qualités de vol sur toute l'enveloppe de vol d'un aéronef, le tout avec un coût de calcul le plus faible possible. Ceci permettrait de mieux

comprendre les mécanismes physiques derrière de tels phénomènes dynamiques et de trouver des solutions efficaces aux RPCs.

Une fois le contexte décrit et l'idéal projeté, nous nous intéressons aux approches globales actuelles. Les constructeurs d'hélicoptères développent leurs propres outils de calculs pour mieux comprendre les phénomènes dynamiques qu'ils découvrent avec le temps. Ces outils de calcul aéromécanique comme CAMRAD ou HOST, (Johnson, 2013), sont devenus de plus en plus détaillés en termes de physique et ont été traduits sous forme de code afin de pouvoir automatiser leur utilisation. Avec le temps, ce code peut devenir difficile à comprendre et peut demander de plus en plus de temps pour être modifié ; il est donc de plus en plus coûteux de le conserver et de l'entretenir sous cette forme. Des approches développées par des universités ont également été entreprises, comme UMARC (University of Maryland, USA), MBDyn (Politecnico di Milano, Italie) et DYMORE (Georgia Institute of Technology, USA), voir également (Johnson, 2013). Cependant, il n'y a pas de consensus jusqu'à maintenant, dans la manière d'approcher la modélisation et la simulation du comportement de systèmes comme les aéronefs à voilure tournante.

Parallèlement aux besoins de modélisation, un besoin d'égale importance est de savoir comment analyser de tels modèles, et plus particulièrement en termes de stabilité aéroélastique. Jusqu'à maintenant la plupart des analyses pratiquées dans la communauté des voilures tournantes sont des analyses basées sur des modèles linéaires. Néanmoins, comme décrit précédemment, l'utilisation entre autres de nouveaux matériaux et de géométries complexes de pales (Friedmann, 2004), va entraîner un besoin croissant d'analyse de la stabilité à partir de modèles non linéaires. Des avancés récentes vont dans cette direction. Dans (Tamer & Masarati, 2015) et (Wang, Shan, Bin, & Bauchau, 2015), le calcul des Exposants Caractéristiques de Lyapunov (LCEs) est appliqué à l'étude de la stabilité aéroélastique de systèmes, et notamment d'hélicoptères, directement à partir de modèles non linéaires.

*Afin de formaliser le problème, la chaire industrielle « Dynamique des systèmes mécaniques complexes » (2010-2015) propose d'identifier les caractéristiques générales de **systèmes complexes** tels que les hélicoptères :*

- 1. Ils possèdent un **grand nombre de sous-systèmes** en interaction*
- 2. Ils sont caractérisés par une forte **interaction Homme-Machine***
- 3. Ce sont des systèmes **multiphysiques***
- 4. Qui peuvent avoir des **comportements non linéaires** comme le développement de cycle limite*
- 5. Et finalement ce sont des systèmes dont les équilibres sont **potentiellement instables***

Il est à noter que cette chaire industrielle est la première de l'Ecole d'Arts et Métiers ParisTech, et a été créée à Aix-en-Provence avec le soutien financier de la Fondation d'entreprise Airbus Group.

Concernant l'aspect scientifique, cette chaire étudie l'utilisation d'une approche complémentaire aux approches plus classique de la communauté « hélicoptère ».

*C'est une approche énergétique par bond graphs (BGs), dont certains de ces intérêts sont rappelés ici. Les bond graphs sont des représentations graphiques de systèmes physiques dans lesquelles les sous-systèmes, représentés par des éléments énergétiques, échangent de la puissance à travers des ports (Dauphin-Tanguy, 2000), (Karnopp, Margolis, & Rosenberg, 2012), (Borutzky, 2009). Etant donné que la puissance est le 'langage naturel de communication' entre tous les domaines de la physique, les BGs peuvent être vu comme un langage unifié lorsqu'il s'agit de représenter à la fois des comportements mécaniques, hydrauliques et électromagnétiques. Les BGs facilitent donc la modélisation de systèmes multiphysiques. De plus, une modélisation par BG est connue pour permettre une **approche structurelle de la modélisation** (Chikhaoui, 2013). On entend par approche structurelle que les frontières du système physique ainsi que les frontières de ses sous-systèmes apparaissent explicitement sur le bond graph du système en question. Cette caractéristique des BGs est également parfois qualifiée de **modulaire** (Boudon, 2014) ; la Figure 1-9 illustre ce potentiel. Il est attendu de cette méthode qu'elle donne de la flexibilité dans la modélisation. Ce 'langage commun' pourrait également faciliter l'échange de modèles dans un contexte industriel afin par exemple d'améliorer la conception des interfaces entre les sous-systèmes d'un hélicoptère. On citera, par exemple, les échanges nécessaires entre les dynamiciens et automaticiens qui définissent les lois des systèmes de commande de vol et l'équipe qui s'intéressent aux qualités de vol, (Chikhaoui, 2013). Bien que les BGs aient été développés par Henri Paynter en 1961 au Massachusetts Institute of Technology, ses applications dans l'industrie aérospatiale ne sont pas encore répandues: ils ont par exemple été utilisés à la NASA par (Montgomery & Granda, 2003) pour obtenir un grand nombre de systèmes d'états qui modélisent un nombre important de configurations possibles du module Zvezda de la Station Spatiale Internationale.*

En revenant à l'approche de la chaire « Dynamique des systèmes mécaniques complexes », sa vision à long terme consiste à vouloir obtenir un modèle global énergétique de l'hélicoptère par l'assemblage des modèles énergétiques de ses sous-systèmes. On peut noter qu'il est déjà possible de retrouver dans la littérature, le sous-système de la chaîne de commande de vol (Martin, 2013), le sous-système rotor-fuselage dans (Chikhaoui, 2013) et le présent mémoire, le sous-système de suspension d'un hélicoptère dans (Boudon, 2014), ainsi que le sous-système modélisant le comportement biodynamique du pilote, également dans le présent mémoire de thèse.

*De plus, les modèles deviennent réellement utiles lorsqu'ils peuvent être analysés à un coût acceptable. Dans le cas des RPCs aéroélastiques, le premier besoin est d'être capable d'évaluer les marges de stabilité d'un modèle d'aéronef paramétré par un jeu de variables de conception. Les instabilités qui peuvent apparaître sur un hélicoptère, comme la résonance sol, ou comme il sera démontré dans ce travail les RPCs aéroélastiques, sont des **instabilités paramétriques** (Krysinski & Malburet, 2011). On ne pourra donc en aucun cas les identifier au niveau graphique d'un bond graph, comme suggéré par (Zeid, 1989) pour des systèmes et instabilités de nature plus simple. Néanmoins, au niveau graphique d'un BG, la mise en place des causalités (voir l'Appendix I) permet d'obtenir les équations du système physique. Que ces équations soient obtenues analytiquement ou à l'aide d'un bond graph, le modèle mathématique de ces équations prend la forme d'un*

système d'équations différentielles algébriques (DAEs) (Borutzky, 2009), (Mantegazza & Masarati, 2012). L'étude de la stabilité de l'équilibre d'un système décrit par un grand nombre de DAE non linéaire est encore une question ouverte.

Ce dernier paragraphe, synthétise les problèmes qui sont traités dans ce travail et décrit le chemin suivi par chapitre afin de tenter d'y répondre. Dans le but de prédire l'émergence de phénomènes dynamiques, comme des instabilités bio-aéroélastique, sur des aéronefs à voilure tournante, le plus tôt possible dans le processus de conception, une approche énergétique par bond graph est utilisée afin de modéliser et simuler un système dynamique complexe. Les **chapitres 2 et 3** illustrent la traduction de modèles tirés de la littérature en bond graph, d'un modèle aéromécanique d'hélicoptère ainsi que d'un modèle biodynamique de pilote d'hélicoptère. L'objectif du **chapitre 3** est de développer un modèle prédictif du comportement involontaire du pilote ou « biodynamic feedthrough » (BDFT) suivant l'axe latéral d'un cockpit. L'association des modèles de pilote et d'aéronef au **chapitre 4** afin de prédire des RPCs aéroélastiques sur les axes latéral et roulis d'un hélicoptère est considérée comme originale. Finalement, l'objectif de ces **chapitres 2,3 et 4** est d'illustrer comment l'approche par bond graph peut faciliter la modélisation de systèmes complexes. Une analyse de la stabilité au **chapitre 4** démontre la conjecture, issue de la littérature selon laquelle le mode régressif de traînée est le mode déstabilisé lors de RPCs aéroélastiques sur les axes latéral et de roulis. De plus, les résultats indiquent que le mode progressif de traînée peut également être déstabilisé.

Finalement, le **chapitre 5** pose les premières pierres d'une méthode, basée sur les fonctions de Chetaev, visant à analyser la perte de stabilité de l'équilibre d'un système dynamique, directement à partir de son modèle mathématique non linéaire à un coût de calcul potentiellement intéressant.

Rotorcraft designers deliver to their customers a machine capable of flying inside a given flight envelope, which gives limits of speed, altitude and temperature as major constraints. However, when trying to push the limits of this envelope by improving the performance of actual designs, engineers might face the emergence of dynamic phenomena such as *ground resonance*, *air resonance* (Krysinski & Malburet, 2011), *whirl flutter*, or *pilot-induced/assisted oscillations* (PIO/PAO) (Pavel, et al., 2013). This work focuses on this last dynamic phenomenon involving a significant part of the human and the machine, recently renamed by the rotorcraft research community as *Rotorcraft-Pilot Couplings* (RPCs).

A well-documented illustration available in the open literature concerns the Boeing-Bell V-22 Osprey tiltrotor, see Figure 1-1, for which three unstable RPCs were found after flight testing in 1991 in (Parham, Popelka, Miller, & Froebel, 1991).

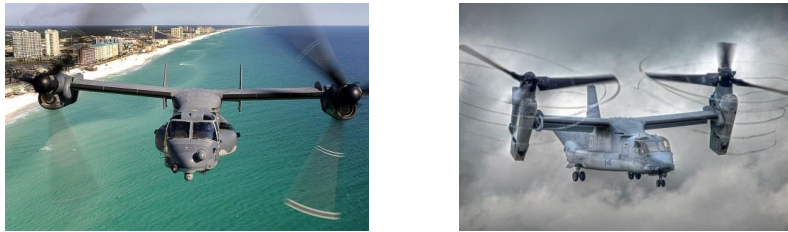


Figure 1-1. Tiltrotor Boeing-Bell V-22 in airplane and helicopter mode (photos: Julianne Showalter, Peter Gronemann)

Two lightly damped modes appeared while on the ground while the last one appeared during flight tests at high speed. The mechanism behind the first two modes was found to be due to a difference of thrust between the two rotors that was the result of an output of the flight control system due to the involuntary movement of the lateral lever by the pilot. These involuntary movements were explained to be induced by the lateral acceleration oscillation of the fuselage and were hardly controllable by the pilot. To increase the damping of the two first modes, the designers added extra mass to the cyclic lever; a reduction of the amplitude of the movements of the stick when the vibrations appeared was obtained. For the 3.4Hz mode, the implemented solution consisted in filtering the pilot's inputs around 3.4Hz using a *notch filter* implemented in the flight control system. While this solution revealed to work efficiently at this frequency², it could not have been implemented for the lower frequency modes, since around 1Hz it would filter voluntary and necessary inputs from the pilot for the manual control of the vehicle. Even if it cannot be explicitly correlated, an idea of the magnitude of roll oscillations during a 1991 flight test is illustrated on the video image captures of a duration of 10 seconds see Figure 1-2.

² Notch filters have the undesirable effect of adding time delays in the flight control system that need to be taken into account to avoid deteriorating the handling qualities of the aircraft



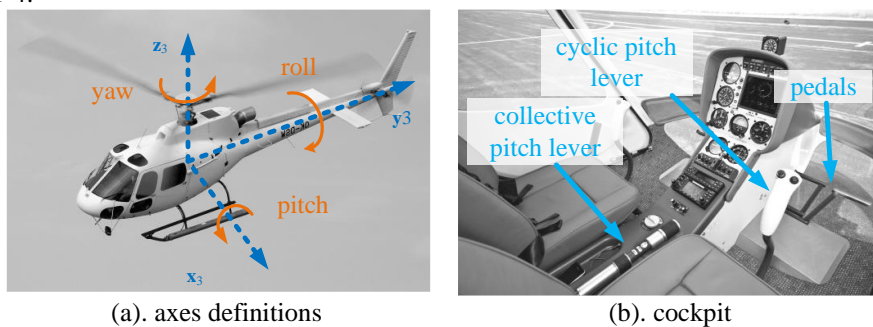
Figure 1-2. Roll oscillations during flight tests of Boeing-Bell V-22 tiltrotor from (DefenceVideos, 2013)

1.1. Context

1.1.1. Helicopter basics

An explanation of what are the controls a pilot has at disposal and how they act on a helicopter is proposed in the next paragraph, readers who are familiar with rotorcrafts should jump to the next section.

A helicopter has the capability to fly in any spatial direction and perform hover flight, thanks to a variable magnitude and orientation of the rotor thrust vector, see Figure 1-4.



(a). axes definitions

(b). cockpit

Figure 1-3. Helicopter and cockpit

The rotor thrust vector is the sum of the individual blade aerodynamic forces. So far, in actual technologies, the rotor angular velocity is maintained constant; as a result the variations of both magnitude and orientation of the thrust vector can only be obtained by modifying the pitch of the main rotor blades. This modification can be done,

- *Collectively*: constant individual blade pitch per rotor revolution. This is achieved by translating vertically the swashplates see (b) Figure 1-4. The norm of the thrust vector is modified by a constant collective blade pitch angle through the *collective pitch lever* see Figure 1-3.
- *Cyclically*: varying individual blade pitch per rotor revolution. This is achieved by changing the orientation of the swashplates see (b) Figure 1-4. For pitch and roll helicopter orientations, the pilot has to modify the *cyclic pitch lever* angles in one or a combination of the two directions Figure 1-3.

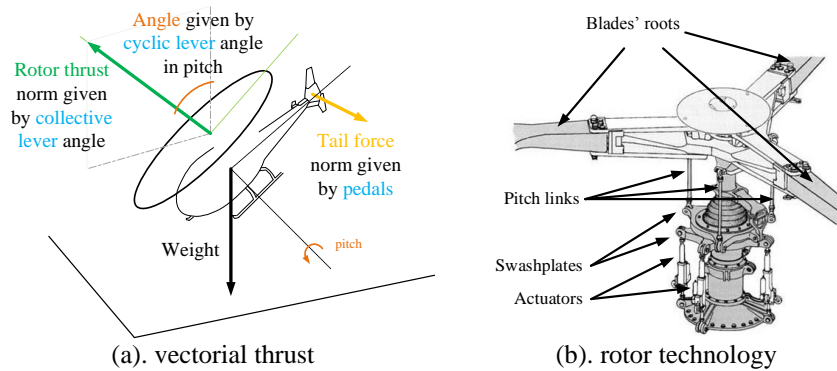


Figure 1-4. Helicopter main rotor thrust vector and technology

On Figure 1-5, the links are detailed between the cyclic and collective levers to the control of the actuators that will impose the position and orientation of the main rotor swashplates (see (b) Figure 1-4).

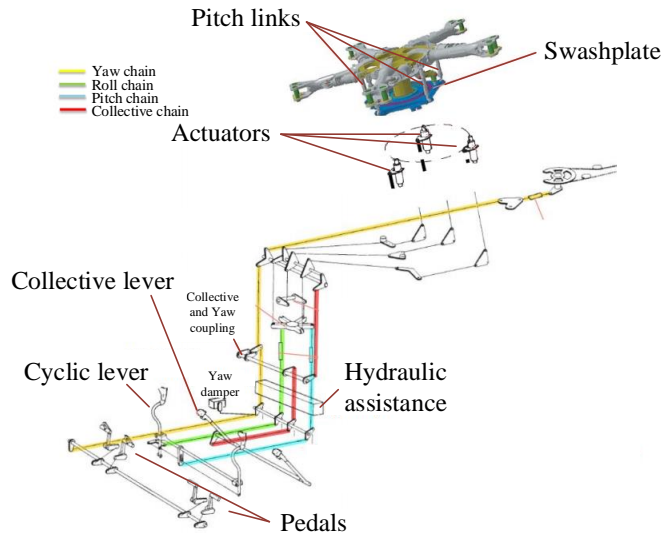


Figure 1-5. Helicopter main rotor flight controls technology from (Martin, 2013)

A particularity of conventional helicopter architectures is that a torque around the yaw axis is generated by the main rotor on the airframe. A tail rotor has to be implemented to counter act this torque thanks to the tail force vector see Figure 1-4. This force vector norm can be adjusted by the pilot thanks to the *pedals* see (b) Figure 1-3. At this point, the reader should note that all the axis of the helicopter are coupled: a modification of any of the controls (*collective*, *cyclic*, *pedals*) will need an iterative corrective action on all of them. Behind the unique VTOL (Vertical Take-Off and Landing) and hover flight capabilities of helicopters, one can already have an idea of the complexity of the machine. Even if this investigation will focus on conventional helicopters, one should keep in mind the methods used in this work could still be applicable to other rotorcraft architectures such as Figure 1-6 examples.



(a). Sikorsky Aircraft – S-69 (1981)



(b). Airbus Helicopters X³ (2010)

Figure 1-6. No tail rotor unconventional rotorcraft architectures (photos: Sergeant Lloyd H. Cole, Airbus Helicopters ©)

1.1.2. Bioaeroelasticity

Very practically, the Figure 1-7 shows unusual helicopter roll oscillations that appeared during a flight test many years ago around Marignane airport. The comments in orange were written down by the engineer that compiled the report. What can be seen is that during the flight both pilot and fuselage oscillations are unusually amplified to a certain point (orange arrows) before decreasing. The report states that the pilot inputs seem to be at the origin of the phenomena but that considering the frequency of the signal ($>2\text{Hz}$) it is too high to be a voluntary action of the pilot.

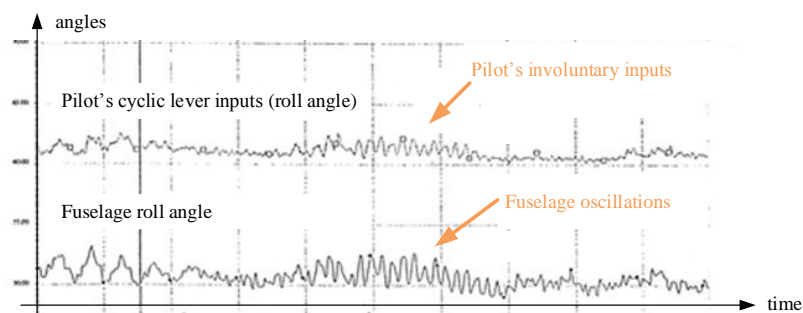


Figure 1-7. Roll oscillations measured during a flight test (Laffisse & Zoppitelli, 1993)

By discussing³ with a Royal Netherlands Air force Boeing AH-64D Apache pilot, it appeared that sometimes pilots can feel unusual cockpit vibrations while piloting. In some cases they realize they are participating in the vibratory event by for example holding ‘too tight’ the controls. If they are in a situation in which they can, releasing the controls can help attenuating the phenomena; however this is far from being an acceptable solution.

The first investigations around these kind of phenomena, known as *Aircraft-Pilot Couplings* (APCs) are reported in the fixed wing aircraft industry, for which a general definition is proposed by (McRuer, 1995) these are “*inadvertent, sustained aircraft oscillations which are a consequence of an abnormal joint enterprise between the aircraft and the pilot*”. Recently, the Aristotel (2010-2013) European research project devoted to the investigation of RPCs has categorized the phenomenon into two categories depending on the frequency of the oscillations: ‘rigid’ below 1Hz and ‘aeroelastic’ ones between 2 and 8Hz (Pavel, et al., 2013). The term aeroelastic comes from the nature of the forces in interaction: aerodynamic, inertial and elastic⁴ forces.

As suggested in (Masarati & Quaranta, 2014), the term *aeroelasticity* is extended to *bioaeroelasticity* when additional forces generated by human biodynamics need to be taken into account.

³ This was possible during a stay at the Delft University of Technology in November 2015

⁴ From flexible structures

Due to the harsher vibratory environment of rotorcraft compared to fixed wing aircrafts, rotorcraft designs are more sensitive to aeroelastic phenomena and therefore aeroelastic RPCs. These phenomena have a critical impact on safety since they can be at the origin of undesirable vibrations, limit cycle oscillations or instabilities. Even if RPCs are not always unstable, vibrations and limit cycle oscillations are uncomfortable for the passengers and a source of alternative loads that fatigue the materials and reduce the lifetime of aircrafts, limiting their performances.

So far, most research efforts have concentrated in the prediction of aeroelastic RPCs on the vertical axis of helicopters. In (Mayo, 1989), based on simulator experimental results a vertical pilot biodynamics model is proposed and then coupled to a high order linear helicopter model to simulate potential Pilot-Assisted Oscillations (PAOs) in the vertical axis of helicopters, and to design a filter of selected pilot's inputs capable of alleviating the phenomena. In (Gennaretti, et al., 2013), very detailed helicopter models are developed to predict vertical instabilities associated to PAOs/RPCs. In (Masarati & Quaranta, 2014), detailed nonlinear models of pilot's left arm acting on the collective lever and a helicopter model are coupled to investigate vertical PAOs. This approach constitutes one of the first attempts to predict the involuntary behavior of the pilot using physical principles.

This involuntary behavior has been formalized as quantity known as biodynamic feedthrough. A definition is proposed by (Venrooij, 2014): *“the transfer of accelerations through the human body during the execution of a manual control task, causing involuntary forces being applied to the control device, which may result in involuntary control device deflections”*. One can immediately imagine this quantity might appear in any vehicle and not just aircrafts.

It is recognized in (Walden, 2007) that the lateral axis for PAOs tends to be more critical. In (Lantzsch, Hamers, & Wolfram, 2014), the development of a controller is reported to cancel the emergence of a roll oscillatory phenomenon (around 1.8 Hz) when closing the roll rate feedback of a stability augmentation system of an Airbus helicopter H135 (previously known as Eurocopter EC135). A contribution to understanding the physical mechanisms between the potential interactions of an automatic flight control system (AFCS) and lateral helicopter dynamics can be found in (Pavel & Padfield, 2008) and (Pavel M. , 2010), especially about the complex energy flows between blade flap, lag and the airframe roll motion in the presence of an AFCS.

In (Muscarello, et al., 2015), linear aeroservoelastic models were coupled to pilot biodynamic models derived from simulator experimental excitation and compared to flight simulator experimental trials. Interesting conjectures are drawn: *“predictions suggest that the roll/lateral PAO phenomena are more likely to occur on helicopters with soft in-plane rotors that have lightly damped in-plane rotor modes, more sensitive to time delay than gearing ratio with respect to the lateral cyclic control, more dangerous when the flight speed increases and more likely to occur with pilots that are characterized by a natural frequency of the biodynamic poles that is close to the lightly damped in-plane rotor mode”*.

On conventional helicopters, aeroelastic RPCs depend on rotor-airframe modes, flight mechanics but also on many subsystems such as the stabilization augmentation system (SAS), flight control system (FCS), flight controls, engine/drive train dynamics and

swashplate actuators, see the potential frequencies of interferences of these subsystems see Figure 1-8 from (Serafini, 2008). Many rotorcraft designs and technologies still suffer from emerging RPCs and from undesirable dynamic phenomena in general. Their alleviation is usually achieved by developing solutions during extensive flight tests. But this process has an important cost and some of the dynamic phenomena such as RPCs might be destructive, presenting a danger for the pilots, passengers and population.

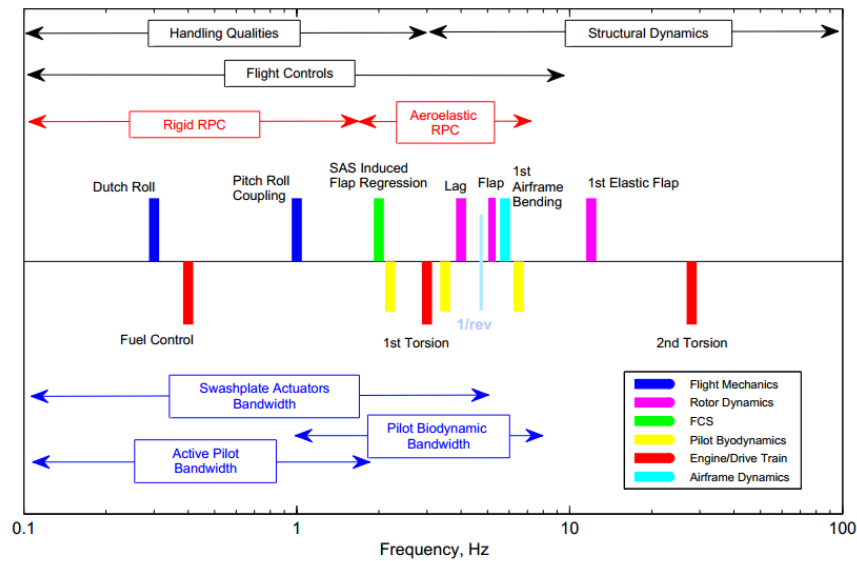


Figure 1-8. Characteristic frequencies⁵ of conventional helicopter dynamics, from (Serafini, 2008)

1.2. Towards a global energetic approach of helicopters

There is a considerable interest in being capable of predicting RPCs and other dynamic phenomena as early as possible in the design process of new rotorcrafts to decrease the cost of alleviation of these phenomena thanks to early design modifications. The ideal methods and tools should give the ability to the designer to model the complete rotorcraft with all the relevant subsystems that may interact in RPCs in such a way that he can adapt as efficiently as possible the resolution of a model for a particular problem. In terms of physical resolution, this would imply being able to take into account highly detailed unsteady aerodynamic formulations. And especially their interactions with deformable rotor blades with complex geometries, made of anisotropic materials and a deformable airframe. At the same time, all the relevant biophysical and cognitive characteristics of the pilot should be also modeled

⁵ The frequencies are positioned around 1/rev, which is the main rotor angular velocity

and coupled to the previous model by also taking into account the relevant dynamics of the actuation system and its complex kinematics. The modeling method should also be flexible enough to adapt the modeling to any other component and active controls since they will be implemented more in future rotorcrafts.

“Rotorcraft calculations demand the widest possible integration of disciplines, a fact that makes comprehensive analyses challenging”, (Johnson, 2013).

Furthermore, RPCs are sensitive to the flight configuration. As a result, the model should have the capacity to represent any given flight configuration and should be validated with experimental results.

Finally, analysis methods should be found to give the possibility to analyze the highly nonlinear resultant mathematical model and be predictive in terms of loads, aeroelastic stability and handling qualities on the rotorcraft flying envelop at the lowest computational cost. It would allow rotorcraft designers to better understand the physical drivers hidden behind such phenomena and lead to solutions to alleviate RPCs.

1.2.1. Problem statement

Rotorcraft designers have been developing predictive numerical tools to better understand the dynamic phenomena they have been discovering through the years and tackle them as early as possible in the design process. The aeromechanical comprehensive tools they have been developing for many years, such as CAMRAD or HOST, (Johnson, 2013) have become more and more detailed in terms of physics and have been translated into code to automate their use. With the years the code might become more and more difficult to understand, more time consuming to modify and therefore more costly to maintain in its form. Academic approaches are also under development, UMARC (University of Maryland), MBDyn (Politecnico di Milano) and DYMORE (Georgia Institute of Technology), see (Johnson, 2013). There is however, no consensus so far, on the approach to model and simulate rotorcraft systems.

In parallel to the modeling capabilities, an important topic is how to analyze such models and in particular in terms of aeroelastic stability. So far most aeroelastic stability analysis in the rotorcraft community are performed using linear stability analysis. However as stated previously, with the implementation of for example new materials and complex blade geometries (Friedmann, 2004), the need to be capable of analyzing the aeroelastic stability of nonlinear models will become more and more important. Recent advances in the rotorcraft community have pushed in this direction; for instance in (Rezgui, Lowenberg, Jones, & Monteggia, 2014), numerical continuation and bifurcation analysis methods are proposed to predict nonlinear stability and have a better understanding of both local and global stability of helicopter systems. In (Tamer & Masarati, 2015) and (Wang, Shan, Bin, & Bauchau, 2015), Lyapunov Characteristic Exponents⁶ (LCEs) are used in application to aeroelastic and rotorcraft systems problems to investigate their stability directly from nonlinear models.

⁶ LCEs give a quantitative measure of the sensitivity of a dynamical system to initial conditions and are used to measure the chaotic behavior of dynamical systems

Finally, from the above rotorcraft industrial context, the problems that have been raised can be extended to the wide range of systems that can be defined as *complex systems* characterized as proposed by the Dynamics of Complex Mechanical Systems Chair⁷ by,

1. A large number of subsystems
2. *Human-machine* interactions
3. Multiphysical
4. Which can exhibit nonlinear behavior such as limit cycle oscillations
5. And potentially unstable

1.2.2. The Dynamics of Complex Mechanical Systems Chair

Rather than trying to replace any existing approaches, the Dynamics of Complex Mechanical Systems Chair has been investigating a complementary approach, based on energetic methods and bond graphs⁸ (BGs) in particular.

Bond graphs (BGs) are graphical representations of physical systems in which subsystems represented by energetic elements exchange power through power ports (Dauphin-Tanguy, 2000), (Karnopp, Margolis, & Rosenberg, 2012), (Borutzky, 2009). Since power is the ‘natural communication language’ between physical domains, BGs can be seen as a single language to represent mechanics, hydraulics, and electromagnetism. As a result, BGs facilitate the modeling of multiphysical systems.

In addition, a BG-based modeling approach is known to be a *structural modeling approach* (Chikhaoui, 2013); in the sense the physical system and subsystems structural frontiers appear explicitly on the bond graph of the system. In other words, the BG modeling approach could also be qualified of a *modular modeling approach* (Boudon, 2014). The Figure 1-9 gives an illustration. This method is expected to give modeling flexibility. This ‘common language’ could also facilitate model exchanges and therefore simulations in an industrial context to improve the design of interfaces between rotorcraft subsystems like those under the responsibility of dynamicists, flight control designers and handling qualities teams (Chikhaoui, 2013). While bond graphs were firstly developed by Henri Paynter at the Massachusetts Institute of Technology in 1961, its applications in the aerospace industry are not yet wide: it has been used for example at NASA by (Montgomery & Granda, 2003) for its efficiency to obtain a large set of state space systems when modeling the different dynamic configurations of the Zvezda module of the International Space Station (ISS).

With time one could imagine obtaining a global energetic model of helicopters by assembling literature subsystems models developed using energetic approaches such as the flight control subsystem (Martin, 2013), rotor-airframe subsystem (Chikhaoui,

⁷ First industrial chair at the engineering school Arts et Metiers ParisTech, Aix-en-Provence, supported by the Fondation Airbus Group from 2010 to 2015.

⁸ In the text, *vectorial bond graphs* or *multibond graphs* will be called for simplicity *bond graphs*. The quantities transported by a *vectorial bond* are vectors, of size 3 in this work, and 1 for *scalar bonds*.

2013) and this work, helicopter suspension subsystem (Boudon, 2014), pilot biodynamics subsystem (in this work), etc.

Models become truly useful because when they can be analyzed in a cost efficient way. In the case of aeroelastic RPCs, the first major need is to be able to deduce the impact of rotorcraft design parameters on its stability. Since the instabilities that might appear in rotorcraft systems such as *ground resonance* or as it will be shown in this work *aeroelastic RPCs* are *parametric instabilities* (Krysinski & Malburet, 2011), one cannot expect to be able to identify them at the level of the structure of a bond graph⁹ as proposed for simpler systems in (Zeid, 1989). However, at the graphical level of the bond graph, the augmentation of causality see Appendix 1 allows to obtain the equations of the physical system. Whether obtained purely analytically or by bond graphs, the mathematical model of a multiphysical system takes the general form of a set of *differential-algebraic equations* (DAEs) (Borutzky, 2009), (Mantegazza & Masarati, 2012). The investigation of the stability of equilibrium of a large set of nonlinear DAEs is also an open question.

1.3.Proposal

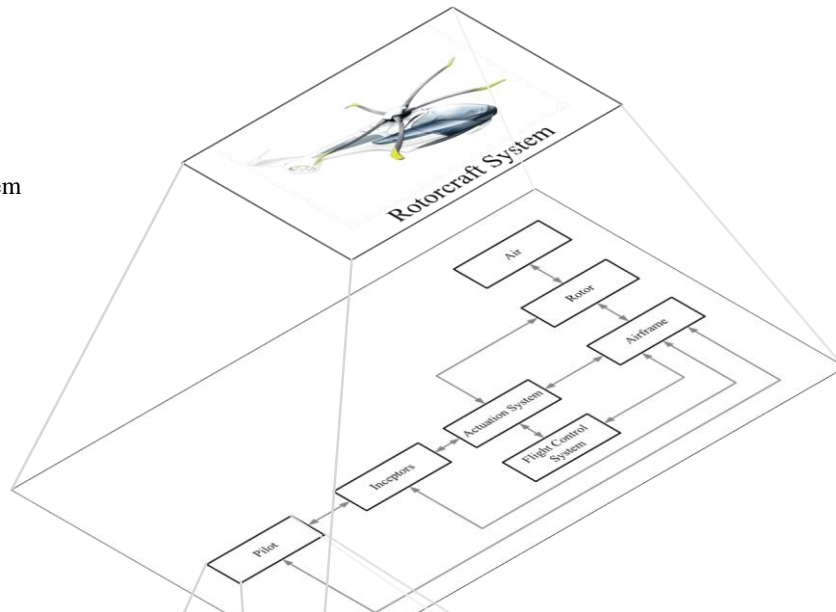
In order to predict the proneness of rotorcrafts to dynamic phenomena such as bioaeroelastic instabilities as early as possible in their design process, the application of an energetic approach using bond graphs is investigated to model and simulate complex dynamic systems. **Chapters 2 and 3** illustrate how to translate existing literature aeromechanical models of helicopters and pilot biodynamics into bond graphs. Chapter 3 objective is to develop a predictive model of pilot biodynamic feedthrough (BDFT) on the lateral axis. The association of the models on **chapter 4** to predict aeroelastic RPCs in the lateral-roll axes of helicopters is considered original. In the end, these first chapters illustrate how the bond graph method can facilitate increasing the level of detail of a given model.

The results of chapter 4 enlighten how important is the role of the regressing lag mode as conjectured in literature in lateral-roll aeroelastic RPCs. In addition, the results show the advancing lag mode could also be destabilized by pilot involuntary behavior.

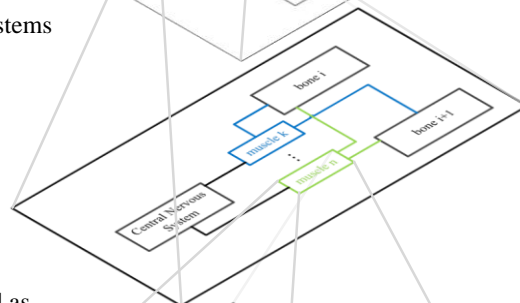
Finally on **chapter 5** the first blocks of a method based on Chetaev functions, which can also be energy-based functions, are proposed to analyze the stability of a dynamic system equilibrium, directly from its nonlinear mathematical model, at a potentially interesting computational cost.

⁹ The graph level is parameter independent

A complex system



Decomposed into subsystems that exchange energy



Subsystems are modeled as graphs of interconnected energetic elements

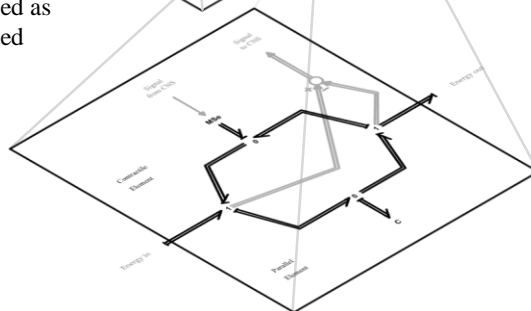


Figure 1-9. Bond graphs for a systems approach of modeling