

Vers une approche de représentation énergétique de l'hélicoptère

Dans ce chapitre, nous proposons une analyse de l'hélicoptère, basée sur une vision énergétique guidée par les outils de représentation de modèles présentés dans le Chapitre II. Il s'agit ici d'exploiter l'aspect méthodologique et organisationnel de ces formalismes graphiques afin de proposer une représentation unifiée globale de l'hélicoptère, permettant l'étude des couplages énergétiques, des transferts de puissance, entre les sous-systèmes qui le composent.

Tout d'abord, le bond graph à mots est utilisé pour une organisation et une description macroscopique afin d'obtenir un premier niveau de représentation. Ensuite, une analyse des différentes parties de la représentation macroscopique est présentée, montrant l'intérêt de décrire et modéliser certaines d'entre elles en détail à l'aide des outils retenus dans le chapitre précédent. Dans le cadre de l'approche de représentation énergétique multiniveau de l'hélicoptère, le choix de modélisation du sous-système rotor-fuselage est retenu. Une représentation multibond graph associée à ce sous-système est donc proposée en dernière partie de ce chapitre.

III.1. Analyse énergétique de l'hélicoptère

Dans la présente étude, ce sont les sources d'énergie qui sont le premier centre d'intérêt, plus que "les entrées" au sens de la fonction de l'hélicoptère (Chapitre I.1). Parmi les questions à poser pour aborder un système avec une vision énergétique, la première est celle de la provenance de l'énergie (Figure III.1). Dans le cas présent, la motorisation thermique peut être considérée comme la principale source de puissance mécanique, à laquelle s'ajoutent d'autres sources énergétiques qui

correspondent aux interactions de l'appareil avec son environnement extérieur lors de son déplacement. On citera par exemple le contact avec le sol lors de la phase de roulage de l'hélicoptère, ou encore son interaction avec l'air en tant que source possible de perturbations (tel que lors de "rafales de vent").

- Quelles sont les sources énergétiques ?
- Où va l'énergie (puits d'énergie) ?
- Par où chemine cette énergie ?

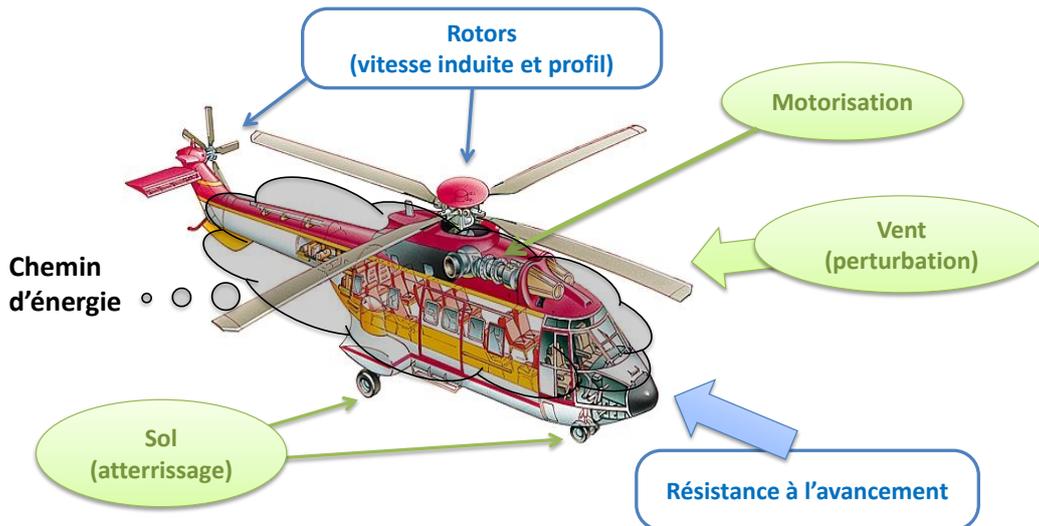


Figure III.1 – Questionnement quant à la vision énergétique de l'hélicoptère

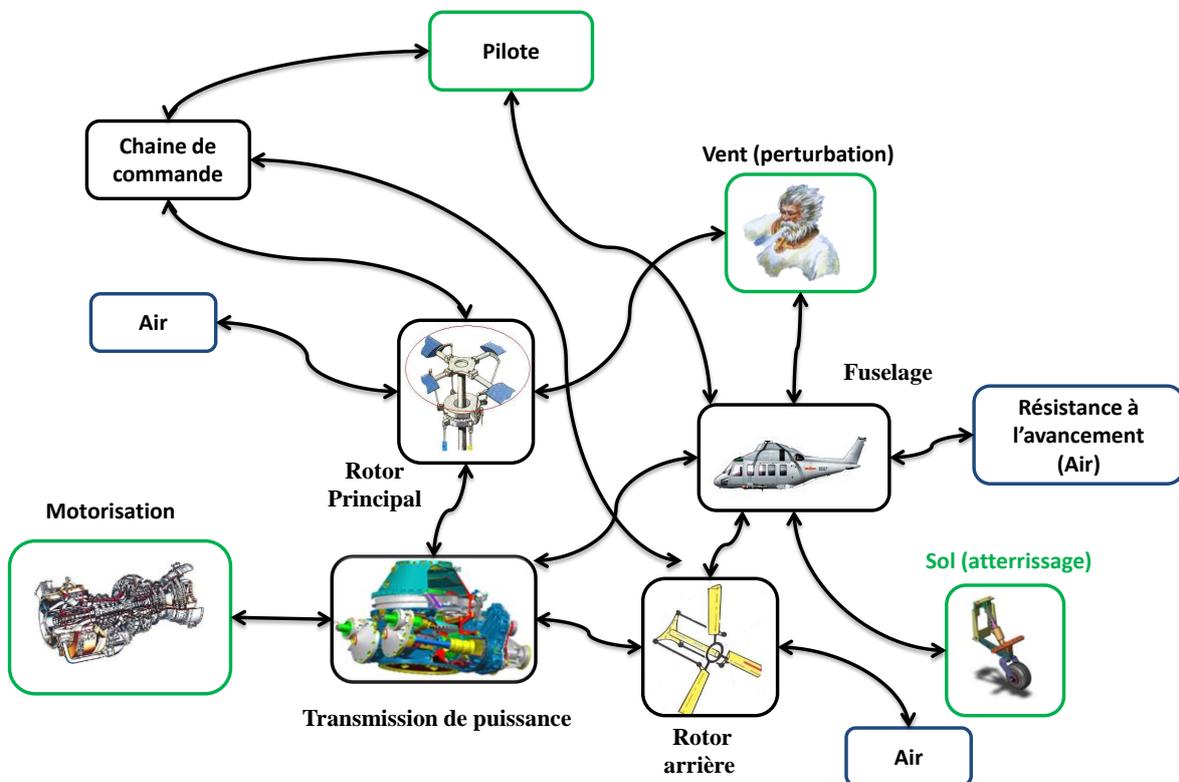


Figure III.2 - Diagramme des interactions énergétiques

Une deuxième question concerne la destination de cette énergie. En première approche, cette énergie devrait être répartie entre l'entraînement des voilures tournantes (rotor principal et rotor arrière) et le déplacement des flux d'air que cela permet. Ces déplacements d'air doivent à leur tour permettre à la fois le contrôle de la sustentation de l'appareil et de son attitude. La Figure III.2 montre les différents éléments en interaction qui permettent ce cheminement de l'énergie.

Nous exploitons par la suite l'outil de représentation bond graph (BG) pour définir la nature des variables entre les composants. Pour cela une étude simplifiée de la composition de la chaîne de puissance est menée. Il s'agit ici de définir les fonctions énergétiques des principaux éléments permettant le transfert de puissance en s'appuyant sur les règles de modélisation structurelle du bond graph.

III.1.1. Description de la chaîne de puissance de l'hélicoptère

La chaîne de puissance d'un hélicoptère, qui va de la motorisation aux deux rotors, principal et arrière, est essentiellement composée d'un ensemble de réducteurs et d'arbres de transmission. L'ensemble de la chaîne permet d'assurer deux fonctions principales : la répartition de la puissance mécanique fournie par la motorisation et sa transmission aux différents éléments (rotors et fuselage). La chaîne cinématique entre le moteur et les deux rotors comporte notamment des renvois d'angle entre les axes du moteur (axe longitudinal), du rotor principal (axe vertical) et du rotor arrière (axe transversal).

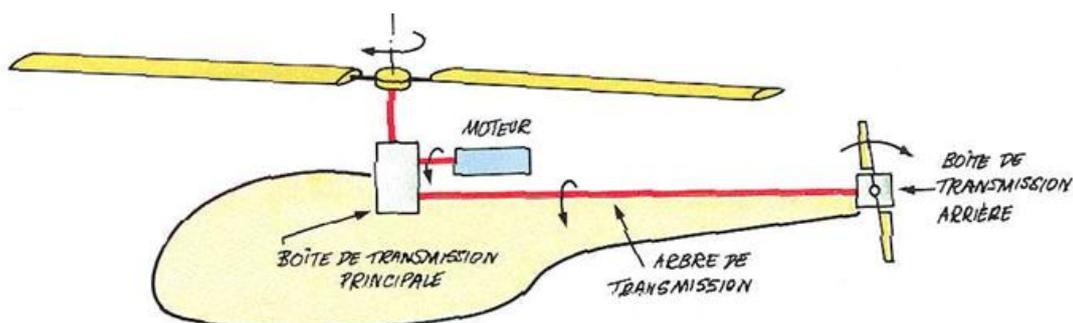


Figure III.3 - Transmission de puissance dans un hélicoptère [Raletz - 1990]

La Figure III.3 représente un schéma simplifié d'un hélicoptère montrant les principaux éléments de transmission de puissance entre les rotors et le fuselage. La Figure III.4, quant à elle, présente plus de détails sur la cinématique de ces éléments à travers l'exemple d'un hélicoptère de classe moyenne. Les éléments de la chaîne de puissance sont essentiellement les boîtes de transmission principale (BTP) et arrière (BTA), comportant principalement des étages de réduction et des renvois d'angle, et

les arbres de transmission de puissance aux rotors principal et arrière. La motorisation permet aussi d'entraîner un alternateur (non représenté) pour alimenter les réseaux d'énergie électrique de bord et les pompes hydrauliques permettant l'alimentation du réseau d'énergie hydraulique de bord. Les entraînements des générateurs électrique et hydraulique ne sont pas pris en compte pour la suite de l'étude.

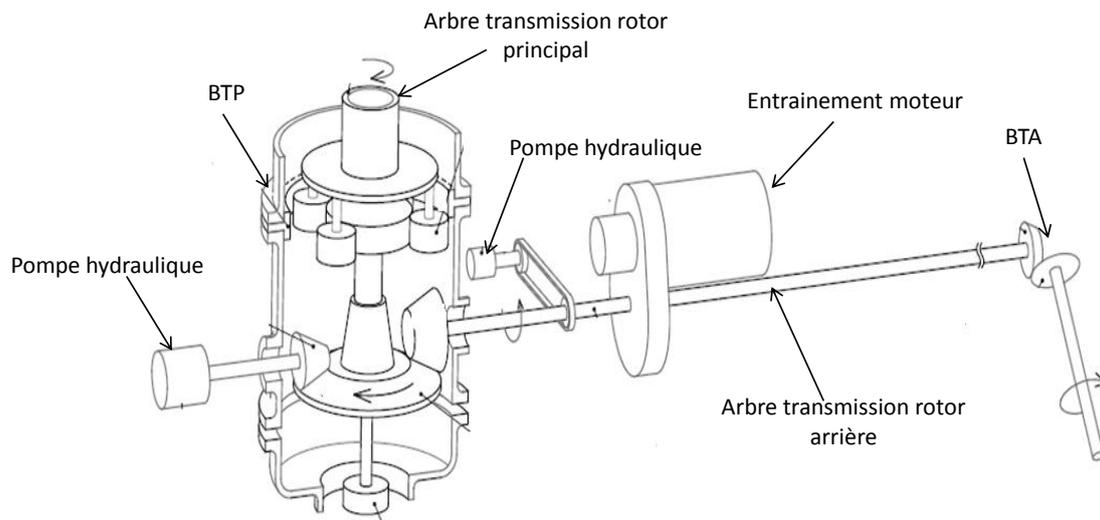


Figure III.4 - Exemple d'une schématisation cinématique des éléments de transmission de puissance d'un hélicoptère

A partir de ces éléments nous proposons un schéma simplifié de la cinématique de la chaîne de puissance en Figure III.5.

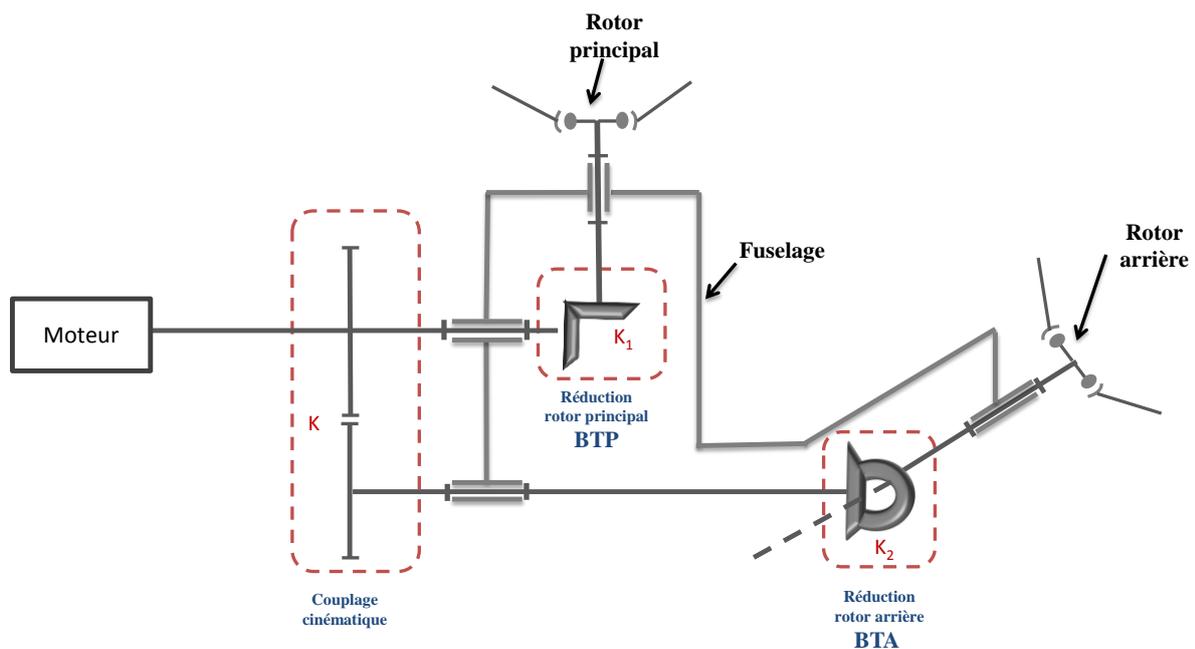


Figure III.5 - Représentation cinématique simplifiée de la chaîne de puissance d'un hélicoptère

Le fuselage est lié mécaniquement aux différentes parties de la chaîne par des liaisons mécaniques de type pivot. Ces liaisons permettent la transmission au fuselage de la puissance nécessaire à son avancement et à sa sustentation.

III.1.2. Représentation macroscopique de l'hélicoptère

Suite à la réflexion menée sur les outils dans le Chapitre II, le bond graph à mots est utilisé en première approche. Il est choisi en tant que premier niveau de description macroscopique et énergétique de l'hélicoptère, pour répondre à l'objectif visé d'une représentation multiniveau. Cette description consiste en une décomposition de l'hélicoptère en sous-systèmes qui échangent de la puissance. Cette première étape est nécessaire pour un tel système complexe afin d'avoir une représentation globale de référence.

Le BG à mots offre une vision macroscopique des transferts de puissance entre les différentes parties, sans obligation d'une connaissance détaillée des sous-systèmes. Il apporte un support méthodologique pour les premières phases de modélisation. En utilisant ce principe de description et en s'appuyant sur l'étude de la chaîne de puissance présentée précédemment, nous proposons, en Figure III.6, un BG à mots correspondant à l'hélicoptère.

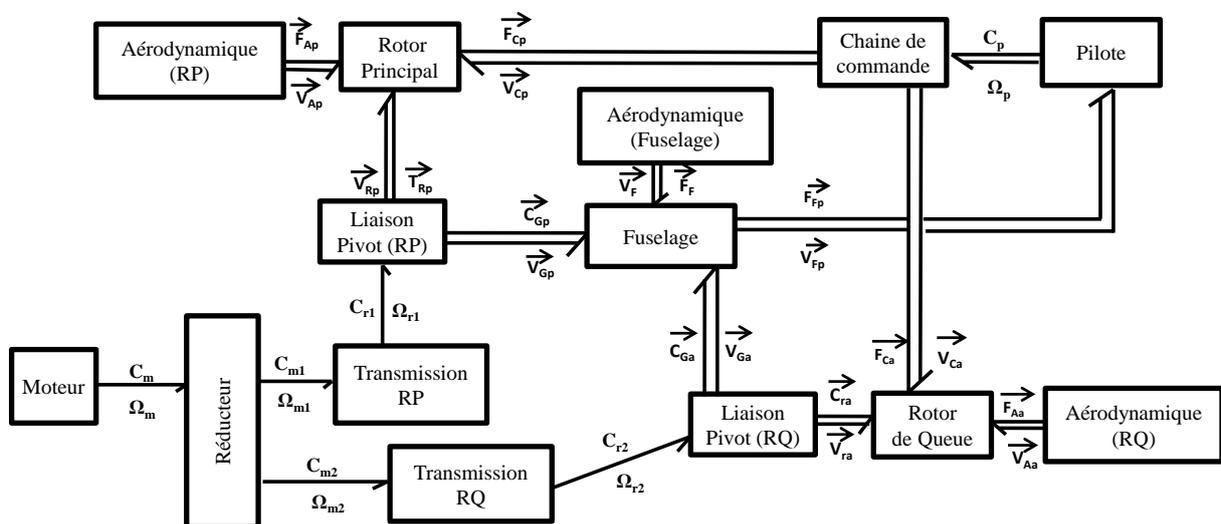


Figure III.6 - Représentation macroscopique de l'hélicoptère par BG à mots

Le BG à mots (Figure III.6) représente les principaux éléments de la chaîne de puissance ainsi que les interactions énergétiques entre eux. On distingue deux types de sources de puissance : le moteur et les sources d'efforts aérodynamiques. Ces dernières exercent des vecteurs d'efforts appliqués au niveau du fuselage, du rotor principal et du rotor arrière. Le moteur est considéré comme une source de

puissance, qui permet de mettre les rotors en rotation par rapport au fuselage au travers des étages de réduction et des renvois d'angle simplement modélisés par leur gain. Par conséquent, les liaisons pivot entre le fuselage et le rotor du moteur et portant les engrenages du "couplage cinématique" (Figure III.5) ne sont pas prises en compte dans cette étude. En effet, les efforts transmis dans ces liaisons sont supposés négligeables par rapport aux efforts de portance transmis dans les liaisons entre les rotors et le fuselage. Suite aux hypothèses précédentes, la première partie de la chaîne de puissance, comprise entre le moteur et les liaisons pivot supportant les rotors, est traitée à l'aide d'une modélisation BG monodimensionnelle. Les autres parties du modèle concernent des interactions multidimensionnelles entre sous-systèmes et nécessitent par conséquent l'utilisation du multibond graph dont les liens de puissance sont représentés par des demi-flèches spécifiques (corps de flèche en trait double, Figure III.6).

Le BG à mots permet une représentation macroscopique du système considéré. L'étape suivante consiste à analyser les différents sous-systèmes, un par un, afin d'en proposer une modélisation structurale. Certains sous-ensembles peuvent être à leur tour décomposés en sous-systèmes, autant de fois que nécessaire.

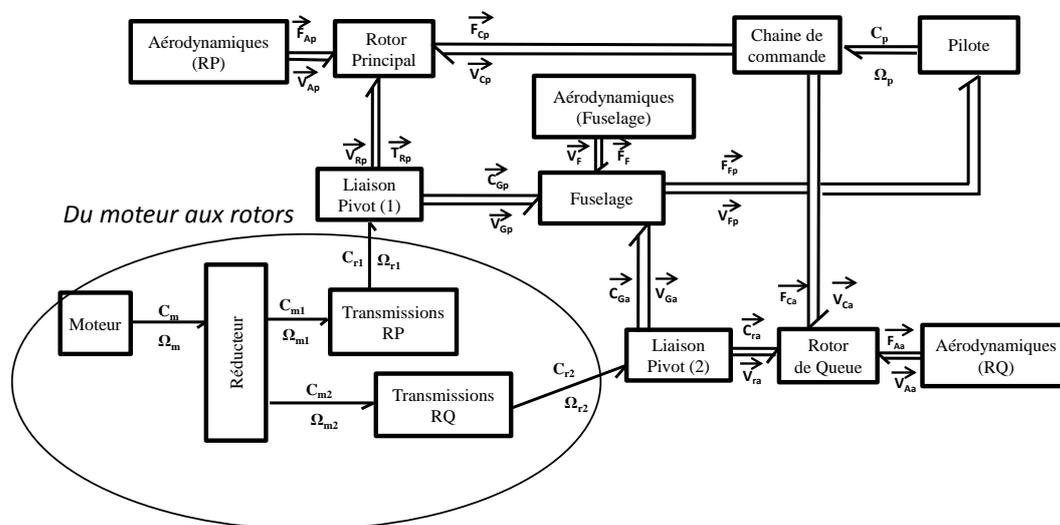


Figure III.7 - Etude de la partie 1 : Du moteur aux rotors

- **Partie 1 : De la motorisation aux rotors**

La partie allant du moteur aux liaisons avec les rotors (Figure III.7) est principalement composée d'éléments permettant la distribution et la transmission de puissance. Il s'agit de la partie la plus simple à modéliser et ne représente pas de difficulté particulière.

Pour la modélisation de la partie motorisation, en plus des hypothèses évoquées précédemment concernant les liaisons fuselage-moteur, la chaîne de puissance est supposée parfaitement rigide. Le modèle BG représentant cette partie est proposé par la Figure III.8. La construction du modèle est appuyée par le schéma cinématique de la Figure III.5. Le moteur est représenté par une source d'effort MSe reliée à une jonction "1" à laquelle est attaché l'élément I (J_{mot}) correspondant à l'inertie du moteur. Le tout est relié à une jonction "1" représentant la répartition de puissance entre les deux rotors. Les transformateurs "TF1" et "TF2" de coefficients respectifs $K1$ et $K2$ représentent les réductions de la vitesse de rotation pour la transmission au rotor principal et au rotor de queue. Les inerties J_1 et J_2 correspondent aux inerties équivalentes des arbres de transmission de puissance aux rotors principal et arrière. Les boîtes de transmission principale et arrière (BTP et BTA) sont représentées par les transformateurs "TF3" et "TF4" (de coefficients respectifs $K3$ et $K4$). La puissance est par la suite transmise aux autres éléments de la chaîne (rotors et fuselage) au travers des liaisons pivot définies comme frontières de cette partie. Finalement, les éléments dissipatifs (R_1 , R_2 et R_3) représentent les frottements visqueux dans la chaîne.

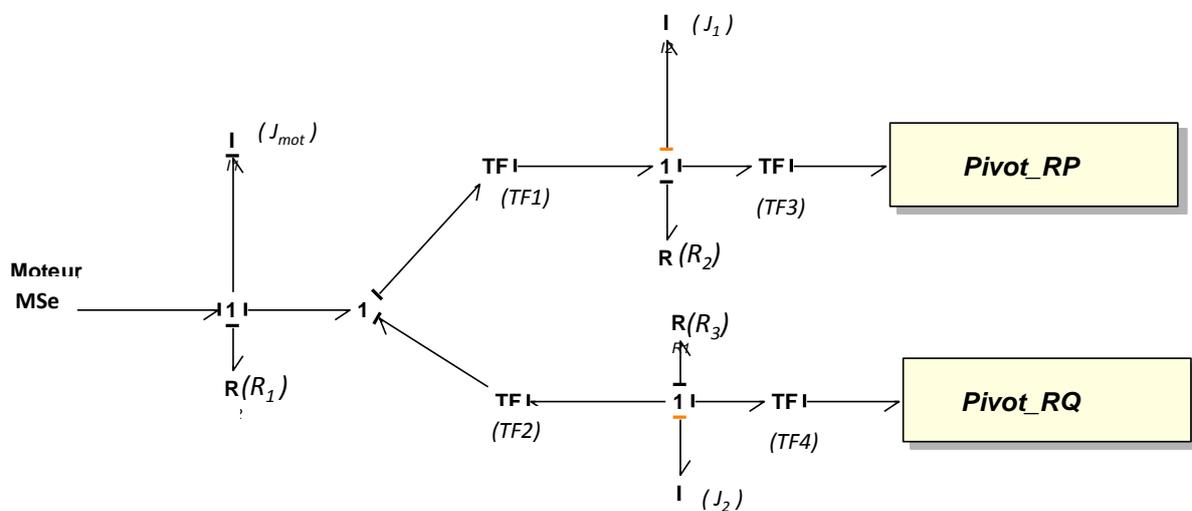


Figure III.8 - Modèle BG de la partie 1 : du moteur aux rotors

Le BG de la Figure III.8 fait apparaître des éléments (I) en causalité dérivée. Dans un objectif de mise en place d'un asservissement de vitesse selon la démarche proposée au Chapitre II.2, il est nécessaire d'avoir un bond graph en causalité intégrale. Dans ce cas, en prenant en considération l'hypothèse précédente sur la rigidité de la chaîne de transmission, une concaténation des éléments inertiels J_{mot} , J_1 et J_2 est effectuée. Une inertie équivalente (J_{eq}) est donc retenue pour l'ensemble des arbres de transmission. De même, des opérations de concaténation des éléments de

transformation (TF) et des éléments dissipatifs (R) sont effectuées. Le BG en causalité intégrale obtenu à la suite de cette modification est représenté en Figure III.9. Les expressions de ces différents éléments équivalents sont détaillées en Annexe E.

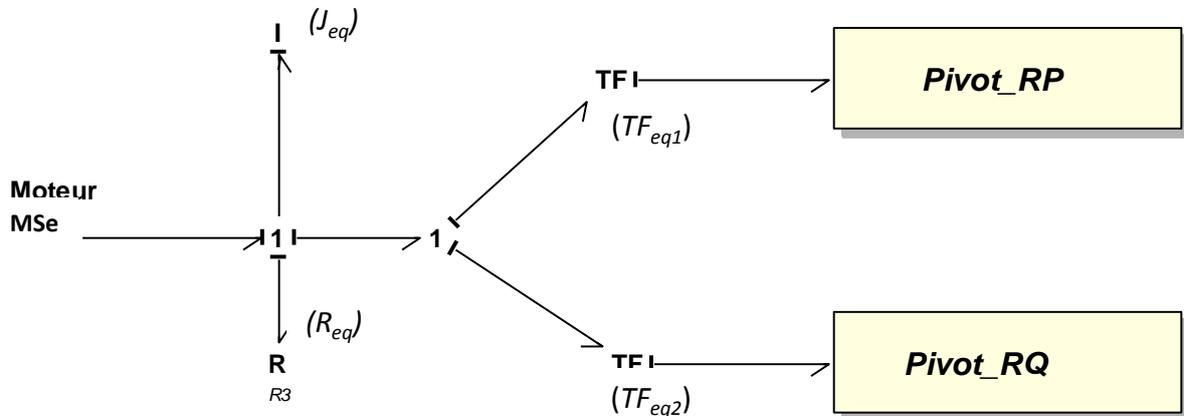


Figure III.9 - BG en causalité intégrale de la partie 1 : du moteur aux rotors

A partir du modèle BG en causalité intégrale, il est possible d'établir la transformation en représentation énergétique macroscopique afin d'exploiter les principes d'inversion pour la structuration de la commande. Il s'agit ici d'appliquer les deux dernières étapes de l'approche de complémentarité entre les deux outils BG et REM proposée dans le Chapitre II. En effet, sur la plupart des hélicoptères, il existe une boucle de régulation automatique de la vitesse de rotation du moteur. Dans la suite de cette étude, nous supposons que cette régulation est parfaite et la modélisons par une simple source (parfaite) contrôlable de vitesse, comme décrit par la Figure III.10.



Figure III.10 - Modélisation bond graph de la motorisation en tant que source de vitesse

- Partie 2 : Rotors et fuselage

Cette partie de modélisation se décompose en deux sous-parties similaires : le couplage entre le rotor principal et le fuselage et celui entre le rotor arrière et le fuselage (Figure III.11).

La modélisation des couplages aéroélastiques multidimensionnels entre rotors et fuselage est intéressante pour l'analyse et la prédiction des comportements instables récurrents de l'hélicoptère comme la résonance air et la résonance sol qui

seront expliqués dans le Chapitre IV. Dans l'idéal, pour avoir un modèle global suffisamment prédictif de ce type de comportements, il aurait été intéressant qu'il prenne en compte un grand nombre de sous-systèmes (rotors, chaîne de commande, fuselage, train d'atterrissage, pilote, etc.).

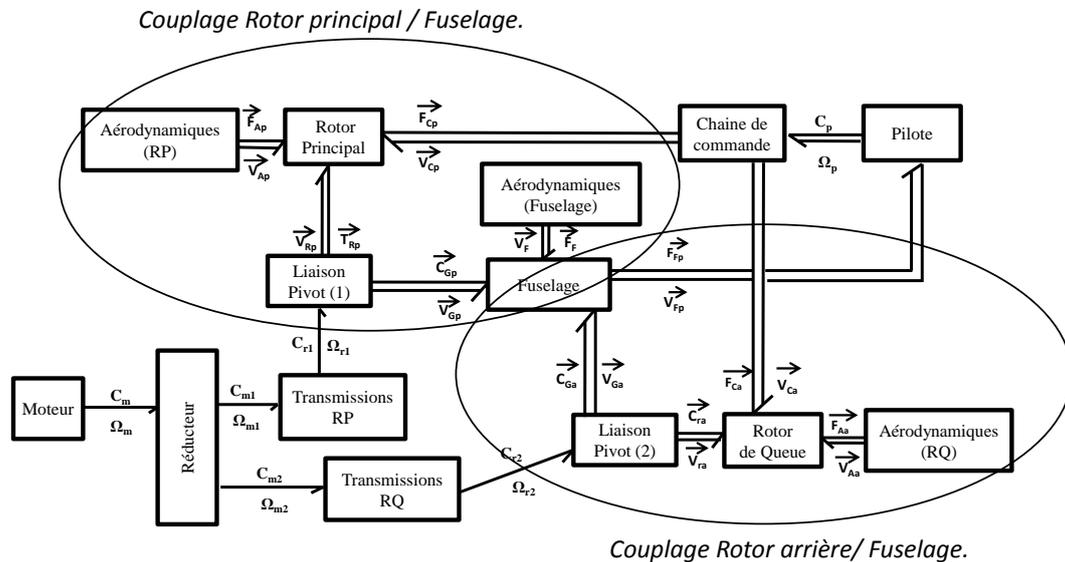


Figure III.11 - Parties couplage rotors-fuselage

Dans un premier temps, ce travail propose de ne tenir compte que de la partie composée du rotor principal et du fuselage, correspondant aux deux principaux sous-systèmes incontournables pour une modélisation des comportements dynamiques de l'hélicoptère (couplages rotor-fuselage). Dans ce cadre l'originalité du travail consistera en l'utilisation du multibond graph (chapitre II.1.3) pour plusieurs raisons. L'obtention d'une représentation basée sur un langage unifié de ces sous-systèmes facilitera l'intégration des représentations d'autres éléments tels que la chaîne de commande (électrique, mécanique et hydraulique), le pilote (biomécanique) ou encore train d'atterrissage, etc. Un deuxième avantage figure dans l'exploitation de l'aspect graphique pour étudier les propriétés structurelles et, si possible, en déduire des lois de commande afin d'anticiper la récurrence des phénomènes mal maîtrisés.

- **Partie 3 : Interactions entre le pilote et les autres parties**

Le pilote agit sur les commandes de vol et contrôle ainsi la portance de l'appareil en modifiant les angles d'incidence de chacune des pales des rotors. Dans le cadre des chaînes mécaniques actuelles, il est fait en sorte que le pilote perçoive un retour d'effort au travers des manches. D'autre part, le pilote est soumis aux

mouvements du fuselage, ce qui peut provoquer de la réinjection dans les commandes (Figure III.12).

La compréhension des couplages aéroélastiques multidimensionnels entre le pilote et les autres sous-systèmes est également intéressante pour l'analyse et la prédiction de comportements dynamiques récurrents de l'hélicoptère, principalement connus sous le nom "Rotorcraft Pilot Couplings" (RPC) [Pavel - 2008 ; Pavel - 2010].

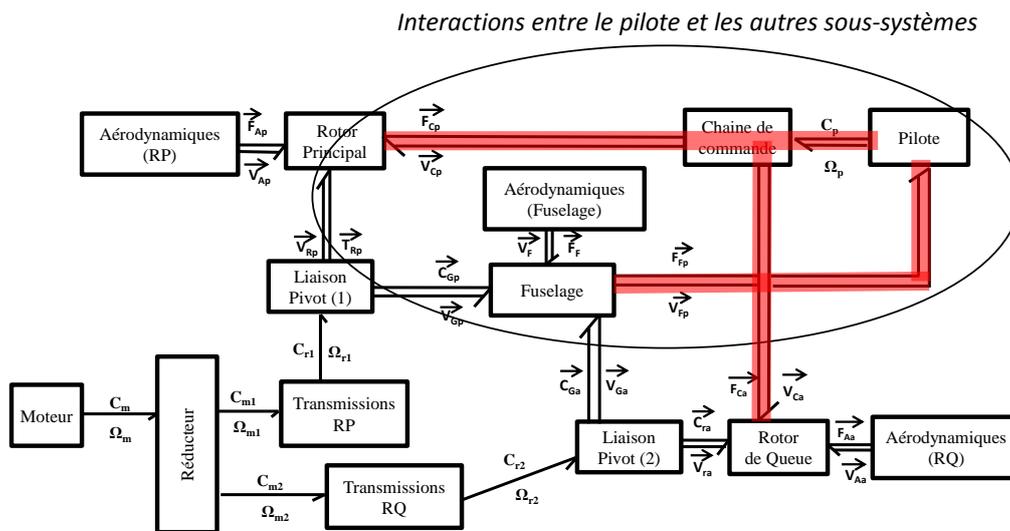


Figure III.12 - Interactions entre le pilote, les rotors et le fuselage

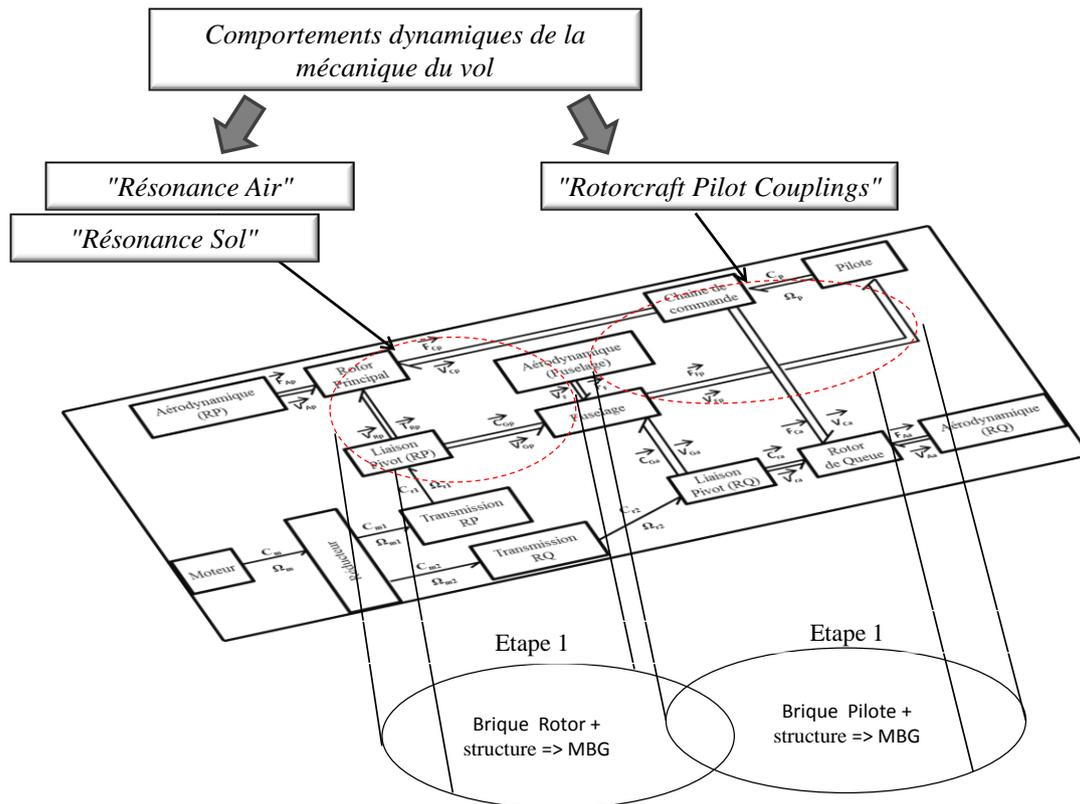


Figure III.13 – Prochaines étapes de la représentation multiniveau

Dans le contexte d'une représentation multiniveau (Figure III.13), la brique contenant le modèle du pilote ne peut être construite avant la brique constituée par le rotor et le fuselage. Les travaux de cette thèse se focalisent donc, pour la suite, sur la représentation de la deuxième partie (Figure III.11), correspondant au corps de l'hélicoptère, afin d'étudier les comportements dynamiques spécifiques à la mécanique de vol tels que la résonance sol ou la résonance air.

III.2. Modélisation des sous-systèmes rotor et fuselage

La modélisation du sous-système rotor-fuselage est traitée dans cette section. Il est donc nécessaire de présenter, dans un premier temps, la composition de ces éléments et de comprendre leur comportement physique. Cette analyse est suivie d'une brève étude bibliographique sur les modélisations existantes des rotors. Finalement, la modélisation multibond graph des sous-systèmes rotor et fuselage est proposée.

III.2.1. Description des principaux degrés de liberté

- Les degrés de liberté du fuselage :

Pour une facilité d'analyse en première approche, nous considérons pour ces travaux que l'ensemble formé par le fuselage, la boîte de transmission principale BTP et le train d'atterrissage est un unique sous-système rigide nommé fuselage. Les déformations de la structure de l'hélicoptère ne sont donc pas considérées dans cette étude. Nous nous limitons ainsi à la description des mouvements de corps rigide du fuselage selon les six degrés de liberté décrits en Figure III.14. Ces mouvements sont, d'une part, les trois mouvements de rotation de roulis (α_x), tangage (α_y) et lacet (α_z), respectivement autour des trois axes X, Y et Z, et d'autre part, les déplacements de translation du centre de gravité de l'hélicoptère selon ces trois mêmes axes. Ces degrés de liberté sont contrôlés au travers de deux rotors.

La constitution du rotor arrière ainsi que son comportement sont relativement proches de ceux du rotor principal, avec un degré de complexité moindre : les pales de ce rotor ne comportent qu'un seul degré de liberté en pas, contrôlé de façon collective. En raison de l'hypothèse consistant à considérer le fuselage comme un corps rigide, le couplage fuselage - rotor arrière ne présente pas d'intérêt particulier dans cette modélisation. Seule son action anti-couple sera supposée parfaite et modélisée par un blocage de l'axe de lacet.

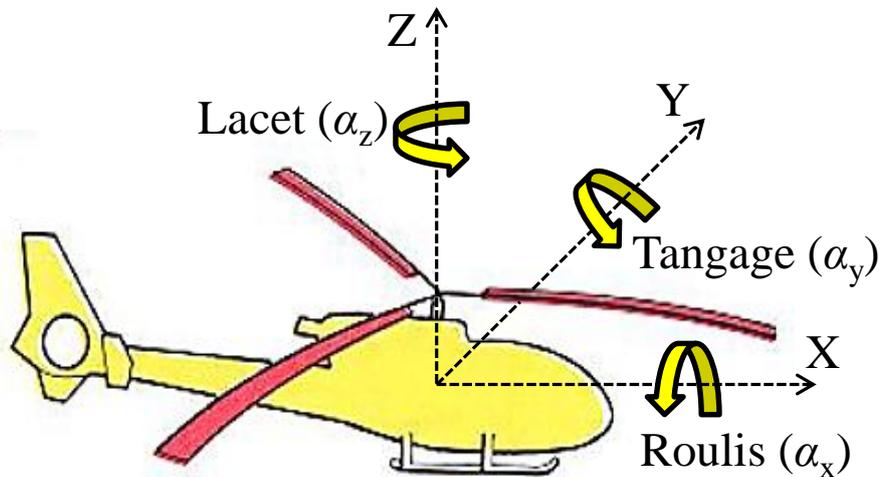


Figure III.14 - Définition des 6 degrés de liberté du fuselage

Le rotor principal est composé du mat rotor, en rotation par rapport au fuselage, et de la tête rotor ou "moyeu", composant qui assure les liaisons entre les pales et le mat. Un rotor peut comporter deux pales ou plus. Les rotors à deux pales sont généralement exempts de mouvement de trainée de par leur conception (liaisons pales-moyeu et inter-pales), ce qui limite naturellement l'apparition de certains phénomènes d'instabilité. Pour ces travaux, seuls les cas des rotors à plus de deux pales sont donc considérés. De plus ils constituent la totalité de la gamme

d'Eurocopter, entreprise du consortium EADS auquel la fondation d'entreprises EADS est associée.

- *Les degrés de liberté des pales :*

Les pales sont mises en rotation par la motorisation. La pale est alors soumise à des effets d'inertie, à des actions aérodynamiques, à la réaction d'attache et à son poids propre. Les effets du poids sont négligeables par rapport aux effets des autres actions.

D'un point de vue comportement, il est nécessaire de laisser des degrés de libertés de la pale par rapport au moyeu (3 rotations). Nous présentons ces trois mouvements de la pale :

Le mouvement de pas, exprimé par l'angle θ , correspond à la rotation de la pale autour de son axe longitudinal X_p (Figure III.15). Le mouvement de pas est utilisé pour assurer la variation d'incidence de la pale, et donc des efforts aérodynamiques auxquels elle est soumise pour permettre ainsi le contrôle de l'appareil. Il est contrôlé par l'action du pilote sur les manches de commande (collectif et cyclique). Au travers de la chaîne de commande, il agit sur le plateau de commande qui, par l'intermédiaire de la biellette de pas et du levier de pas (Figure III.15), fait pivoter la pale autour de son axe longitudinal (nommé axe de pas). Cette opération permet de contrôler les efforts de portance des différentes pales, collectivement par le manche collectif, et de façon cyclique par le manche cyclique, afin de contrôler l'action de portance globale équivalente du rotor en intensité et en direction.

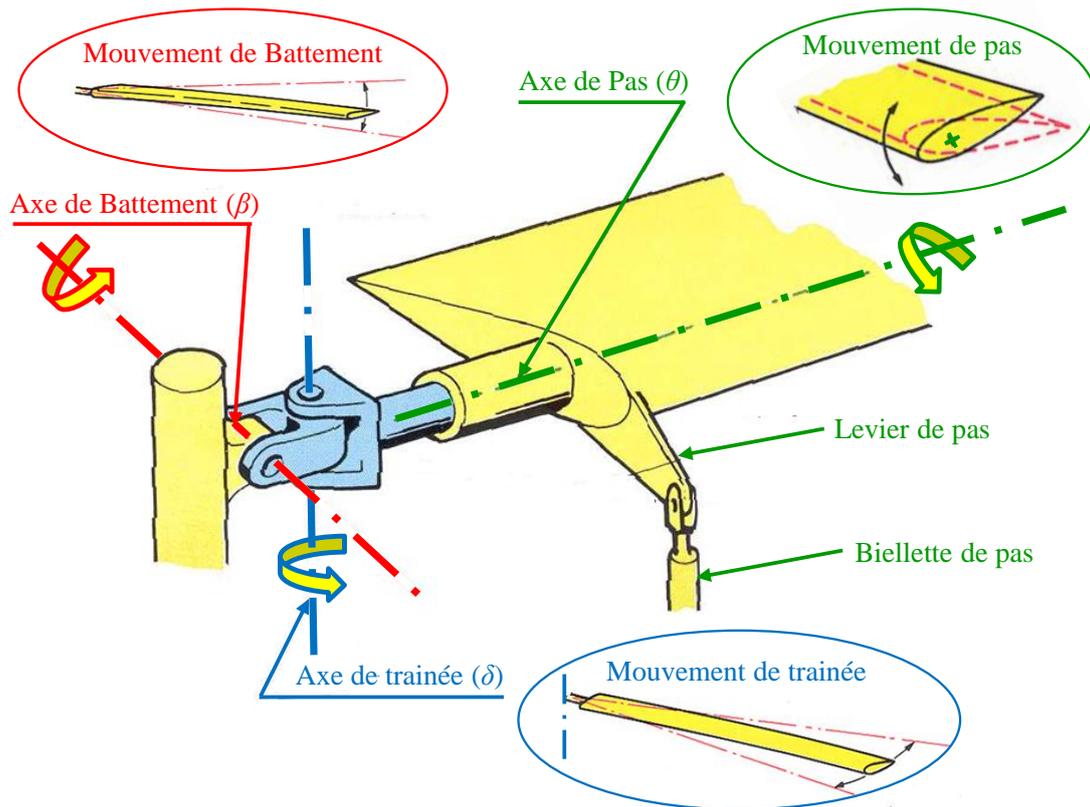


Figure III.15 - Définition des 3 degrés de liberté d'une pale d'hélicoptère [Raletz - 1990]

Le mouvement de battement correspond à la rotation de la pale autour de l'axe Y_p et est exprimé par l'angle de battement β (Figure III.15). Le mouvement de battement est indispensable et donc fonctionnel. Sans ce degré de liberté, le vol de l'hélicoptère en avancement devient impossible. En effet, sans articulation de battement, la superposition du mouvement d'avance et de la rotation du rotor crée une dissymétrie de la répartition des efforts de portance en vol d'avancement. Il en résulte un moment des efforts aérodynamiques créant un mouvement de roulis qui rend impossible le pilotage de l'hélicoptère [Raletz - 1990].

Le mouvement de trainée correspond à la rotation de la pale dans le plan de rotation, autour de l'axe vertical Z_p et est exprimé par l'angle de trainée δ (Figure III.15). Ce mouvement est introduit par les hélicoptéristes sur les rotors à plus de deux pales, d'une part pour limiter les contraintes en pied de pale, et d'autre part, par le biais des effets d'inertie, pour limiter l'amplitude de battement. Le mouvement de trainée pouvant se coupler avec le mouvement du fuselage et être à l'origine, dans certaines configurations, des phénomènes de résonance sol (RS) et/ou de résonance air (RA), les hélicoptéristes introduisent un amortissement et/ou une raideur sur cette articulation de manière à éviter, par la conception, ces phénomènes d'instabilité.

Ces trois degrés de liberté par pale sont importants à prendre en compte dans la modélisation. Les technologies des liaisons pale-moyeu varient suivant le type de rotor. Elles peuvent être réalisées sous forme d'articulations réelles, liaisons pivot à roulements par exemple, ou "fictives", par l'intermédiaire d'éléments déformables en pied de pale. Dans tous les cas, le montage pale-moyeu doit permettre un déplacement de la pale selon 3 degrés de liberté en rotation, tels qu'illustrés sur la Figure III.15.

III.2.2. Approches d'analyse énergétique du rotor principal

Il existe deux principales approches d'analyse d'un rotor :

La première est une approche de calcul de puissance avec un objectif de pré-dimensionnement du rotor et permet principalement de déterminer la puissance du moteur et de définir les principales caractéristiques du rotor (diamètre, nombre de pales, vitesse de rotation). Pour cette méthode, le bilan de puissance se résume à considérer l'égalité entre la puissance mécanique fournie par la motorisation et la puissance nécessaire au vol [Rougier - 2007]. La puissance nécessaire au vol est décomposée en plusieurs contributions :

- la puissance du rotor principal, comprenant généralement la puissance induite, ou puissance de Froude, liée à la mise en mouvement du fluide et assurant la sustentation, et la puissance de profil, due au frottement de l'air sur la pale ;
- la puissance de fuselage, qui correspond à la puissance dépensée pour vaincre la traînée du fuselage ;
- la puissance du rotor arrière ;
- la puissance consommée par les accessoires (réseaux hydraulique et électrique de bord).

Les pales ne sont pas modélisées une à une dans cette approche globale. Elle n'est pas adaptée pour les objectifs de ces travaux, car elle ne fait pas apparaître les relations entre variables de flux et variables d'effort et car elle ne prend pas en compte les grandeurs de commande de l'hélicoptère.

La deuxième approche permet d'avoir une plus grande précision de modélisation du comportement en fonction des paramètres du rotor. La méthode utilisée est basée sur la théorie d'éléments de pale décrite dans [Martini - 2008] et [Raletz - 1990]. Elle s'appuie sur une discrétisation longitudinale des pales en

éléments de longueur dl et permet d'analyser les efforts agissant sur ces éléments de pale, tel que décrit par la Figure III.16.

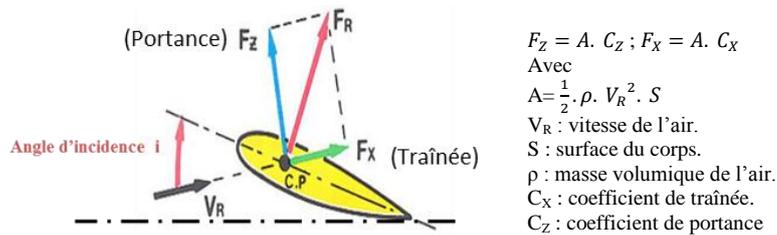


Figure III.16 - Efforts appliqués sur un profil de pale [Raletz - 1990]

Les forces appliquées sur un profil de pale, sont exprimées en fonction de coefficients de traînée et de portance, C_X et C_Z , qui dépendent de l'angle d'incidence. La variation de l'angle d'incidence, qui modifie le coefficient de portance C_Z , se fait par l'action du pilote sur les leviers de commande. Cela correspond, sur un hélicoptère, au seul moyen de contrôle des rotors principal et arrière [Raletz - 1990]. Cette approche semi-empirique est basée sur des études expérimentales en soufflerie pour l'identification des caractéristiques aérodynamiques du profil de pale. Dans la pratique, il peut être difficile de déterminer les efforts de portance et de traînée à cause des interactions fluide-structure, d'un champ de vitesse relative air/pale non constant et de la non-linéarité générée par les différents écoulements (laminaire, turbulent, vortex, ...). Pour prendre en compte ces phénomènes, les modélisations quasi-statiques ne suffisent plus. Ainsi, il est nécessaire de faire appel à des modélisations numériques de la dynamique des fluides (CFD, Computational Fluid Dynamics).

Les deux approches existantes de modélisation du rotor n'apportent pas les éléments suffisants qui répondent à nos besoins de modélisation par bond graph. La première approche d'analyse est trop globale et sert à faire du prédimensionnement, tandis que la deuxième, plus précise et plus lourde, sert à faire de l'optimisation une fois que le prédimensionnement est réalisé. Il n'y a pas d'outil intermédiaire.

Pour une première modélisation de rotor par bond graph, nous choisissons une complexité intermédiaire en considérant chaque pale comme un sous-système soumis à un effort de portance moyen et en liaison avec le fuselage au travers du mat rotor. Plus tard, il sera intéressant d'avoir une modélisation plus précise (plutôt proche de la deuxième approche d'analyse par éléments de pale) pour tenir compte de la déformation des pales et de la répartition de l'effort aérodynamique. Une piste pourra être de considérer chaque pale comme une association de plusieurs solides reliés par des éléments de raideurs.

III.2.3. Modélisation MBG du sous-système rotor-fuselage

Nous nous intéressons pour notre étude à un hélicoptère lourd ("heavy", 9-12 tonnes), ayant un rotor principal à quatre pales. La représentation MBG du sous-système rotor-fuselage est effectuée en quelques étapes. Tout d'abord, une description cinématique du sous-système rotor-fuselage ainsi que les hypothèses de modélisation considérées pour cette étude sont exposées. Le modèle MBG de l'ensemble est ensuite construit, et une validation quasi-statique du comportement du modèle est proposée.

III.2.3.1. Description cinématique du sous-système rotor-fuselage

L'ensemble considéré comporte le fuselage, l'arbre rotor ("rotor hub") et les quatre pales ("blades"). L'arbre du rotor est attaché au fuselage par l'intermédiaire d'une liaison pivot ("pivot link"). Chacune des pales est attachée à l'arbre par l'intermédiaire de l'équivalent d'une liaison rotule ("ball joint") pour assurer les trois degrés de liberté de rotation évoqués précédemment. La Figure III.17 montre le schéma cinématique du système rotor-fuselage.

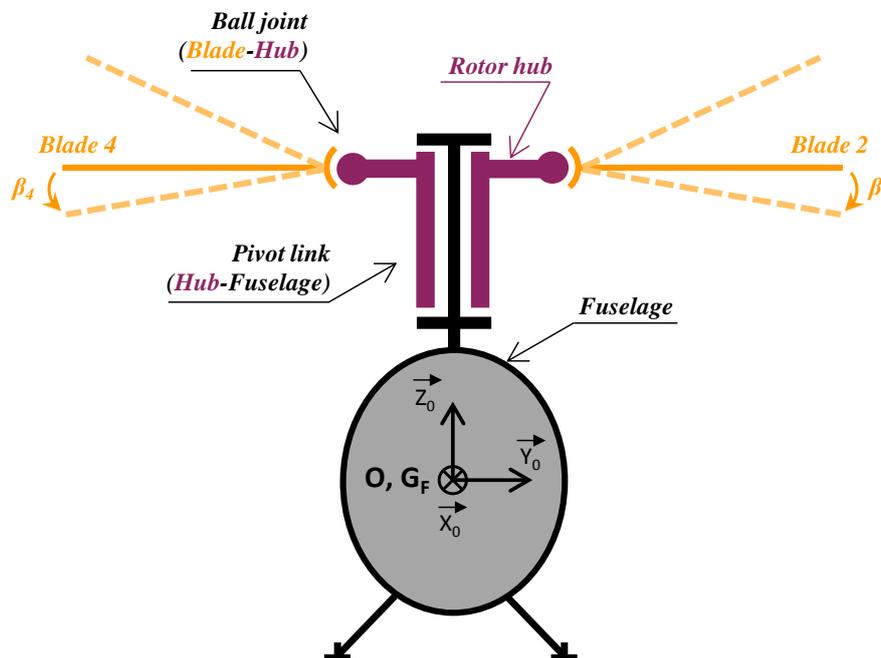


Figure III.17 - Schéma cinématique du système rotor-fuselage (vue de face)

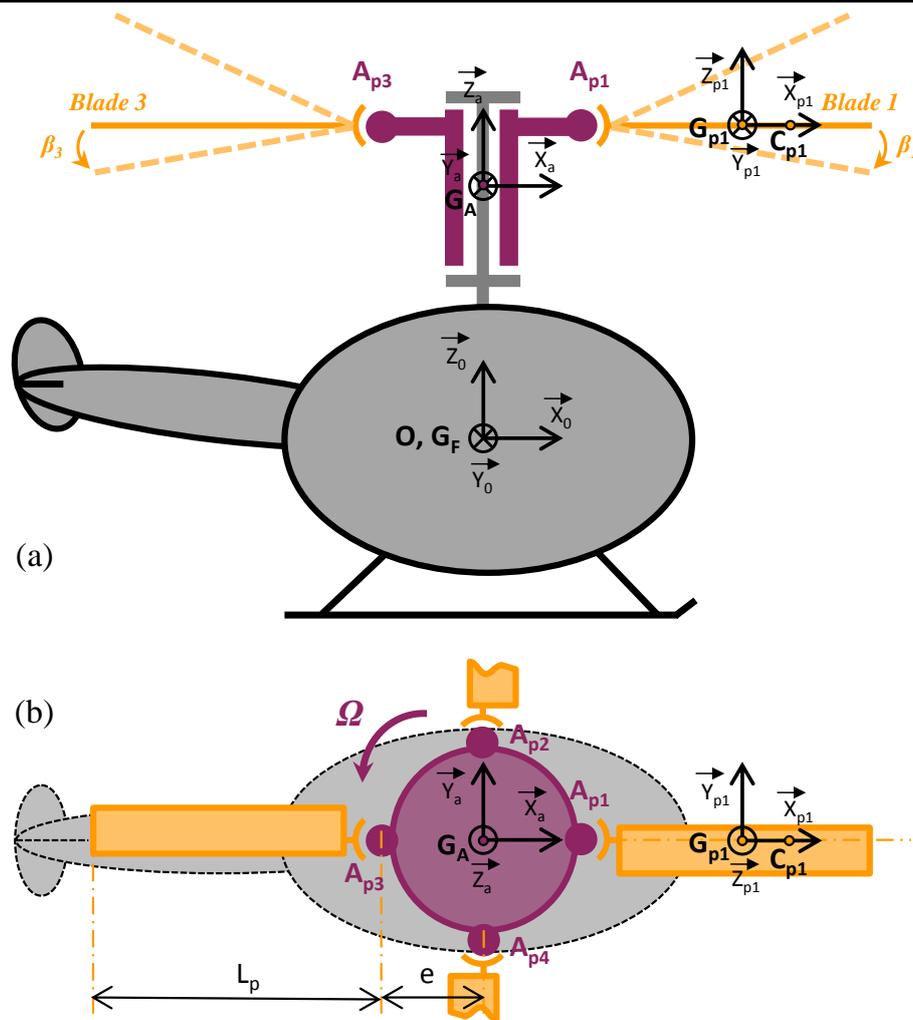


Figure III.18 - Définition des repères et points d'attache des solides (vues de côté (a) et de dessus (b))

On définit les repères des différents solides présentés dans la Figure III.18-a :

- $R_g (O, X_0, Y_0, Z_0)$ repère galiléen ;
- $R_f (G_F, X_f, Y_f, Z_f)$ repère lié au fuselage (confondu en position initiale avec le repère galiléen) ;
- $R_a (G_A, X_a, Y_a, Z_a)$ repère lié à l'arbre rotor ;
- $R_{pi} (G_{pi}, X_{pi}, Y_{pi}, Z_{pi})$ repère lié à la pale n^oi.

G_A , G_F et G_{pi} définissent respectivement les centres de gravité du fuselage de l'arbre rotor et de la pale i . Nous supposons ainsi que les repères liés aux solides sont les repères des axes principaux d'inertie.

La Figure III.18-b montre une vue de dessus du rotor. Le point G_A correspond au centre d'inertie du mat rotor. A_{pi} définit le centre de la liaison entre l'arbre et la pale i et se trouve à une distance e , nommée excentricité du rotor, de l'axe Z_a de rotation du rotor. Le centre de gravité de la pale, G_{pi} , se trouve à une distance $(L_p/2)$ du point d'attache A_{pi} , avec L_p la longueur de la pale. Le modèle des efforts

aérodynamiques retenu définit C_{pi} comme le centre de poussée, point d'application de la force aérodynamique équivalente d'une pale i . Ce dernier est placé à une distance égale à $0.7 \cdot R$ de l'axe Z_a [Raletz - 1990]. R est le rayon du disque rotor et est égal à la somme de la longueur de la pale (L_p) et de l'excentricité (e). Les différentes pales sont équiréparties autour de la tête rotor. Les coordonnées du point d'attache (A_{pi}) de la pale i par rapport au centre du repère du fuselage G_F sont définies, à partir de l'angle Ψ_{pi} entre la pale i et la pale alignée avec l'axe X_0 en position initiale (numérotée 1), selon les relations suivantes :

$$\Psi_{pi} = (i - 1) * \left(\frac{2 * \pi}{N}\right) \quad (3.1)$$

$$\begin{cases} X_{Api} = e * \cos \Psi_{pi} \\ Y_{Api} = e * \sin \Psi_{pi} \\ Z_{Api} = 2,625 \text{ m} \end{cases} \quad (3.2)$$

Avec N , le nombre de pales (égal à 4 pour l'hélicoptère considéré), Z_p , la position verticale des points d'attache des pales par rapport à l'origine du repère du fuselage, étant entendu que l'inclinaison du mât rotor de quelques degrés par construction est négligée et que, par abus de langage, l'axe Z du fuselage est dénommé vertical.

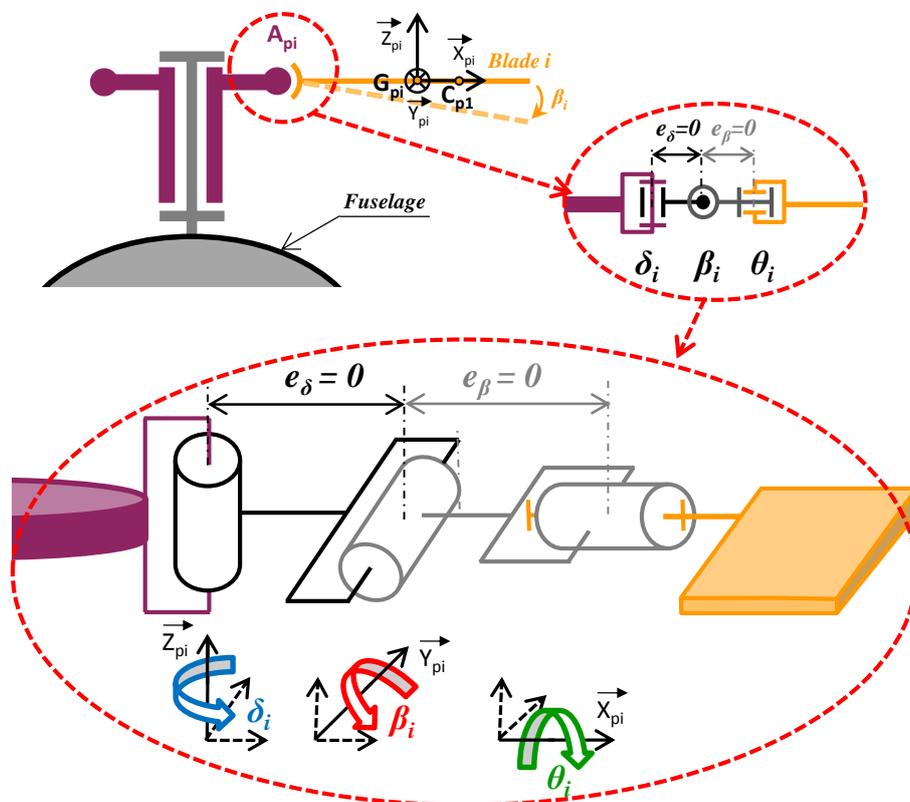


Figure III.19 – Décomposition cinématique de la liaison entre une pale i et l'arbre rotor

La liaison rotule entre une pale et l'arbre rotor est composée de trois liaisons pivot, comme illustré par le schéma cinématique de la Figure III.19. Le modèle retenu considère les centres de ces liaisons comme coïncidents au point A_{pi} , mais l'ordre dans lequel les articulations sont modélisées est important et doit être le suivant (pour être en accord avec les considérations et les définitions habituelles des gens du métier) :

- 1- la trainée (δ_i) ;
- 2- le battement (β_i) ;
- 3- le pas (θ_i).

La Figure III.19 définit également la convention de signe adoptée pour ces trois angles.

III.2.3.2. Hypothèses de modélisation pour le sous-système rotor-fuselage

Les frontières du sous-système étudié sont constituées par des sources qui modélisent les sous-systèmes environnants. Pour le sous-système rotor-fuselage, ces sources représentent la motorisation, les commandes de pas des pales et les sources aérodynamiques, avec les hypothèses suivantes :

- **La Motorisation :**

La motorisation thermique, considérée comme principale source de puissance mécanique de l'hélicoptère, est supposée parfaitement asservie en vitesse. De plus, l'ensemble de la transmission mécanique entre le moteur et le rotor principal est supposé parfaitement rigide. En conséquence, l'ensemble {moteur – transmission – asservissement}, incluant les étages de réduction (Figure III.6, TF2 sur la Figure III.9), est assimilé à une source de flux parfaite qui impose la vitesse de l'arbre du rotor quel que soit le couple de charge. Cette source de flux, représentée par l'élément "MSf" (Source de flux modulée) sur le bond graph monodimensionnel de la Figure III.10, est contrôlable pour permettre la simulation de l'accélération du rotor, depuis les conditions initiales nulles jusqu'à la vitesse nominale constante $\Omega_N = 27.75 \text{ rad.s}^{-1}$, et contrôle l'unique degré de liberté de la liaison pivot entre le fuselage et le rotor principal ("PIVOT - RP" sur la Figure III.10).

- **La commande de pas :**

Le pilote agit sur les commandes de vol à travers la chaîne de commande sur le rotor principal afin de modifier l'incidence des pales. Cette action permet de varier la portance des pales et par conséquent la portance de l'appareil.

Pour cette étude, l'action du pilote sur le rotor est modélisée par des sources de flux permettant le contrôle des angles de pas. Ces angles sont fournis par la relation de l'équation (3.3). Cette dernière est fonction des commandes de pas collectif (θ_0) et cyclique (θ_{1c} et θ_{1s}) que le pilote peut modifier, et correspond à la décomposition des mouvements de pas de chaque pale par la transformation de Coleman [Krysinski - 2011]. Cette transformation est employée pour la modélisation cinématique des plateaux de commande qui permettent le passage du repère "fixe" (par rapport au fuselage) au repère tournant du rotor.

$$\theta_i(t) = \theta_0(t) + \theta_{1c}(t) * \cos(\Omega.t + \Psi_{pi}) + \theta_{1s}(t) * \sin(\Omega.t + \Psi_{pi}) \quad (3.3)$$

Dans la représentation BG, les variables d'entrée et les variables échangées entre les éléments doivent être sous forme de variables de flux ou de variables d'effort. Ainsi, dans le modèle de la Figure III.20, chaque signal d'angle de pas, en sortie du bloc de transformation, est dérivé afin d'obtenir le signal de vitesse correspondant. Les vitesses obtenues permettent d'alimenter les sources de flux modulées qui contrôlent le degré de liberté de chaque articulation de pas.

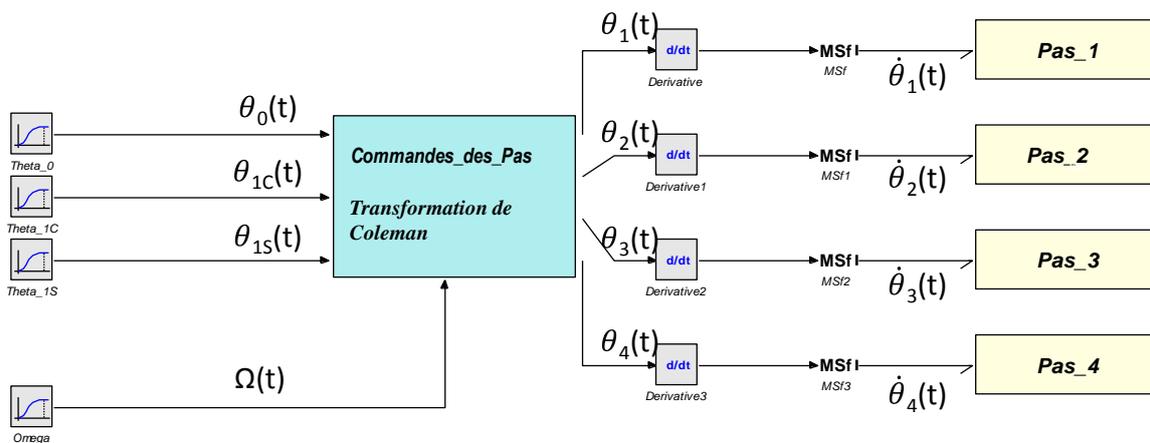


Figure III.20 - Modélisation bond graph des entrées de commande de pas

- Les sources aérodynamiques :

Les efforts aérodynamiques de traînée s'exerçant sur le fuselage ne sont pas considérés dans cette étude. Un modèle aérodynamique quasi-statique est considéré pour chaque pale [Krysinski - 2011]. Ce modèle prend en compte les variables d'entrée des deux sources précédemment décrites : la vitesse de rotation du rotor principal Ω et l'angle de pas θ_i de la pale i (Figure III.21). L'effort de portance F_i est exprimé par l'expression (3.4) suivante :

$$F_i = \frac{1}{2} * \rho * \alpha * C_{zp} * \theta_i * \Omega^2 * \frac{R^3}{3} \quad (3.4)$$

Avec :

- ρ : masse volumique de l'air [kg.m^{-3}] ;
- α : corde du profil de la pale [m] ;
- $C_{zp} \cdot \theta_i = C_z$: coefficient de portance, en faisant l'hypothèse d'égalité entre l'angle d'incidence et l'angle de pas θ_i ;
- R : rayon du disque rotor [m].

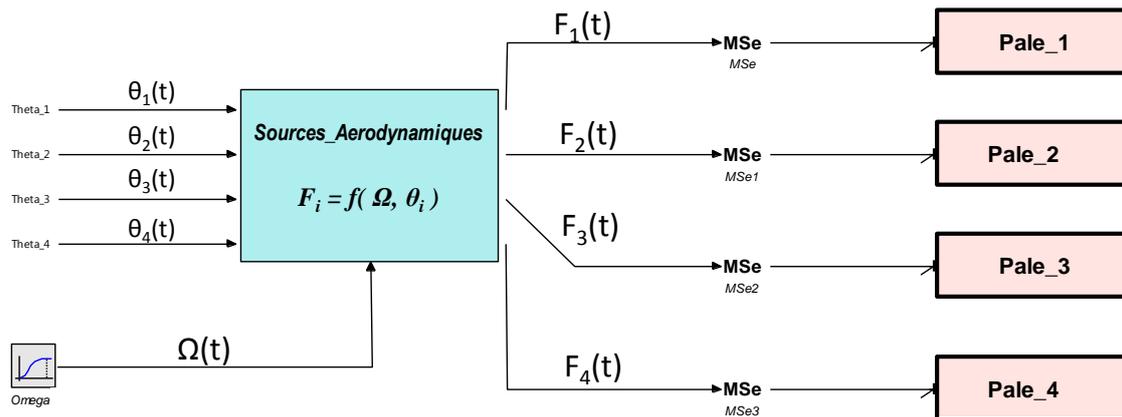


Figure III.21 - Entrées des sources d'efforts aérodynamiques

La résultante aérodynamique F_i de l'équation (3.4) permet d'alimenter la source d'effort modulée (Mse) appliquée sur chaque pale i (Figure III.21) en leur centre de poussée C_{pi} suivant la direction de l'axe Z_{pi} du repère de la pale R_{pi} . Seule la composante de portance (selon la direction Z_{pi}) est prise en compte dans cette étude, et le modèle quasi-statique utilisé ne permet pas de prendre en compte l'influence de l'angle de battement sur l'amortissement.

III.2.3.3. Représentation MBG du sous-système rotor-fuselage

A partir du modèle cinématique du système rotor-fuselage proposé en Figure III.17 et des hypothèses choisies pour la modélisation de ses entrées, le multi bond graph de la Figure III.22 est construit.

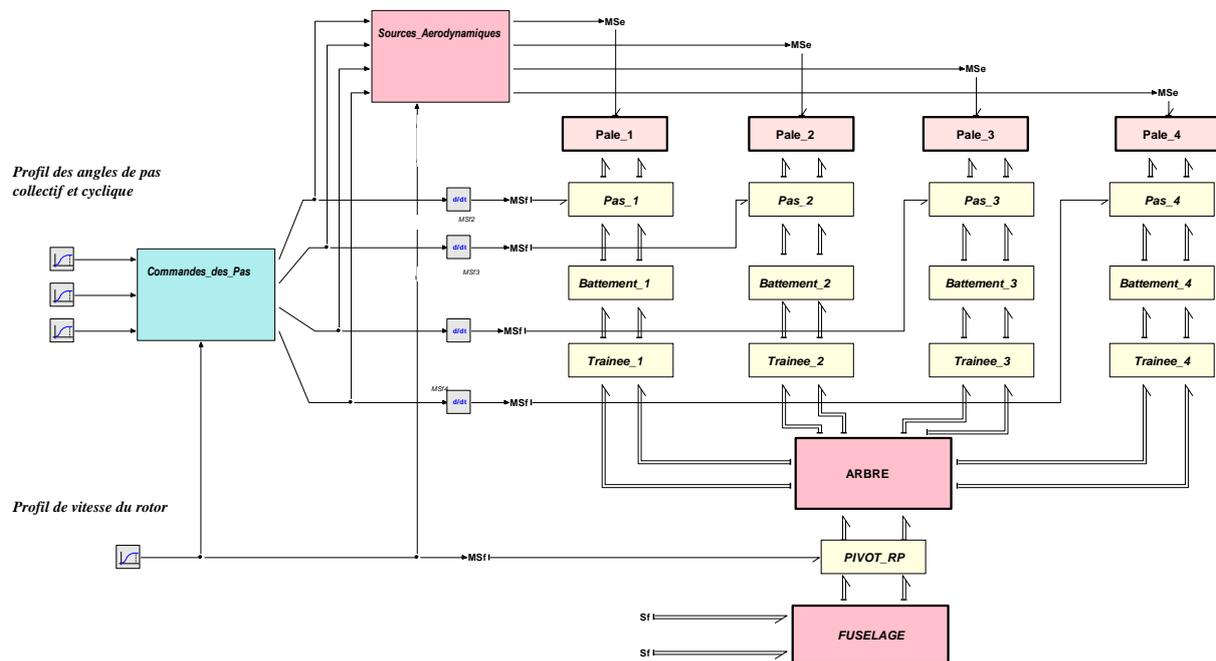


Figure III.22 - Représentation MBG du sous-système rotor-fuselage

On distingue deux éléments principaux du MBG :

- **Représentation MBG d'un solide rigide en mouvement :**

La représentation utilisée est basée sur les équations de Newton Euler. Plusieurs travaux existent sur la modélisation MBG d'un solide en mouvement [Vergé - 2004 ; Marquis - 1997 ; Borutzky - 2010]. La représentation des différents solides du modèle est inspirée de ces travaux et prend en compte les hypothèses fixées précédemment. La Figure III.23 illustre la représentation MBG d'un solide rigide au travers de l'exemple d'une pale du rotor. Cette dernière est composée de trois parties principales : la partie supérieure (1) décrivant la dynamique de rotation, la partie inférieure (3) décrivant la dynamique de translation et la partie centrale (2) décrivant les relations entre les vitesses et les transformations nécessaires.

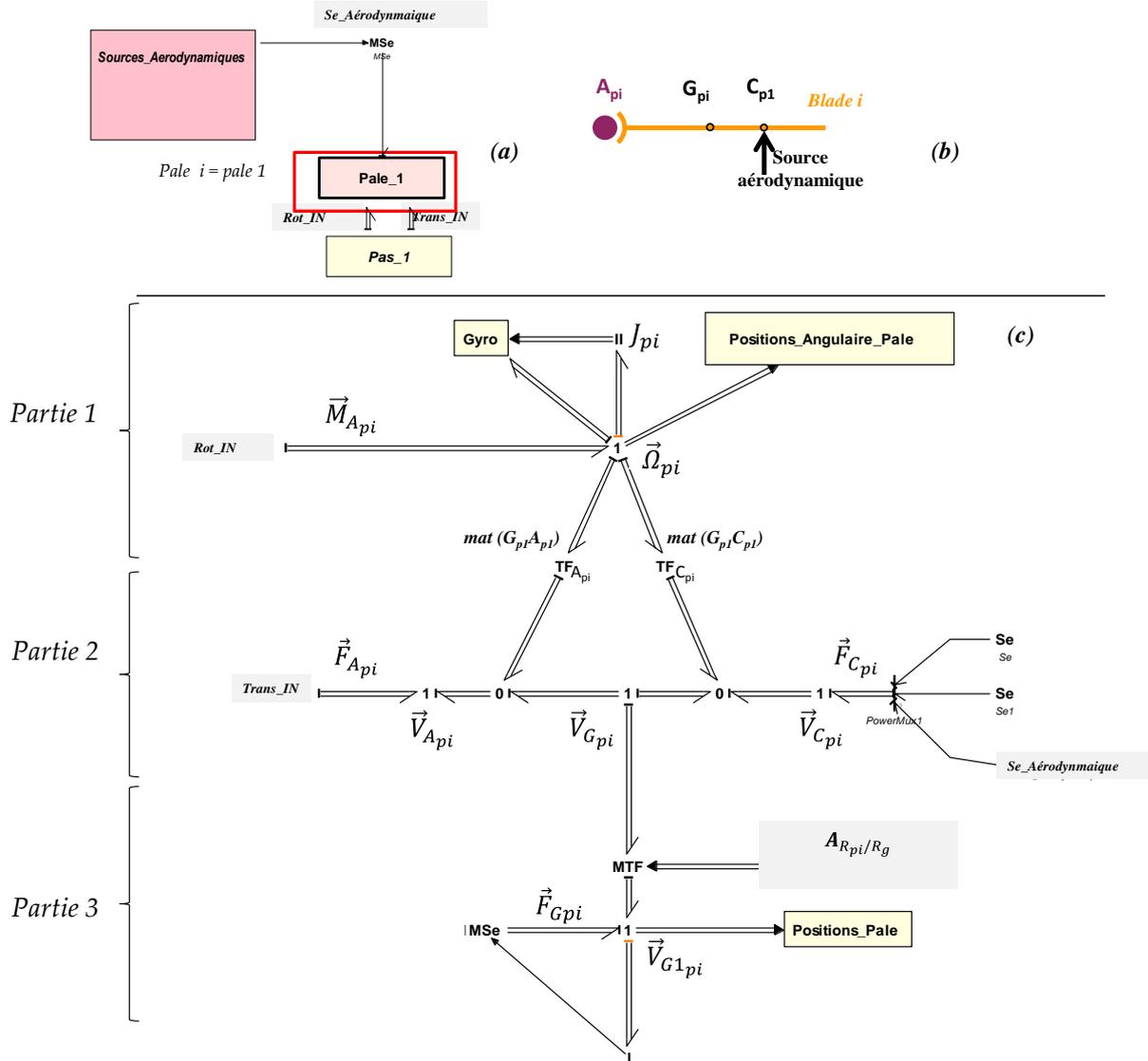


Figure III.23 - MBG d'un solide en mouvement - Exemple d'une pale de rotor (c), frontières du solide considéré (a), cinématique du solide considéré(b)

Dans la partie (1) de la représentation, la jonction "1" représente la vitesse de rotation absolue $\vec{\Omega}_{pi}$ du centre d'inertie de la pale par rapport au repère galiléen, exprimée dans le repère local du solide. La somme des efforts au niveau de cette jonction respecte l'équation (3.5) d'Euler [Borutzky - 2010] :

$$J_{pi} \frac{d\vec{\Omega}_{pi}}{dt} + \vec{\Omega}_{pi} \wedge (J_{pi} \cdot \vec{\Omega}_{pi}) = \vec{M}_{A_{pi}} - (TF_{A_{pi}})^T \cdot \vec{F}_{A_{pi}} - (TF_{C_{pi}})^T \cdot \vec{F}_{C_{pi}} \quad (3.5)$$

- J_{pi} est la matrice d'inertie de la pale i (au centre de gravité). Cette matrice est supposée diagonale.
- Le terme non linéaire "Gyro", permet de calculer le couple de Coriolis et correspond au produit vectoriel de la vitesse de rotation avec le produit de cette dernière avec la matrice d'inertie.

- $TF_{A_{pi}}$ et $TF_{C_{pi}}$ représentent les matrices asymétriques (voir équation (3.6)) assurant les transformations entre le centre d'inertie G_{pi} de la pale i et les deux points caractéristiques de la pale où sont appliqués les efforts extérieurs. Le premier, A_{pi} (matrice $TF_{A_{pi}}$), est le point d'attache avec l'arbre. Le second, C_{pi} . (matrice $TF_{C_{pi}}$), est le point d'application des efforts aérodynamiques
- $\vec{M}_{A_{pi}}$ et $\vec{F}_{A_{pi}}$ qui apparaissent à gauche de la représentation, sont respectivement les moments et forces extérieures agissant sur la pale, et résultants des mouvements de rotation et de translation en sortie de la liaison précédente, c'est-à-dire la liaison de l'articulation de pas.
- Le vecteur d'effort $\vec{F}_{C_{pi}'}$, apparaissant sur la partie droite de la représentation, correspondent aux efforts aérodynamiques de portance. Ces efforts sont introduits selon l'équation (3.4) à travers une source d'effort modulée (Mse) et suivant la direction Z_{pi} . Des sources d'effort nul sont utilisées pour les deux autres axes ($Se, Se1$). La pale étant l'élément terminal de la chaîne cinématique représentée, aucun autre moment ni aucune force supplémentaire ne sont à représenter.

La partie 2 représente les relations entre les vitesses des points caractéristiques de la pale et celles du centre d'inertie, exprimées par l'équation (3.6) suivante :

$$\begin{cases} \vec{V}_{A_{pi}} = \vec{V}_{G_{pi}} + \vec{\Omega}_{pi} \wedge \overrightarrow{G_{pi}A_{pi}} = \vec{V}_{G_{pi}} + TF_{A_{pi}} \cdot \vec{\Omega}_{pi} \\ \vec{V}_{C_{pi}} = \vec{V}_{G_{pi}} + \vec{\Omega}_{pi} \wedge \overrightarrow{G_{pi}C_{pi}} = \vec{V}_{G_{pi}} + TF_{C_{pi}} \cdot \vec{\Omega}_{pi} \end{cases} \quad (3.6)$$

Les vecteurs $\overrightarrow{G_{pi}A_{pi}}$ et $\overrightarrow{G_{pi}C_{pi}}$ définissent respectivement la position des points A_{pi} et C_{pi} par rapport au centre de gravité G_{pi} de la pale i . $\vec{V}_{A_{pi}}$ et $\vec{V}_{C_{pi}}$ sont les vecteurs de vitesses associés aux vecteurs d'efforts $\vec{F}_{A_{pi}}$ et $\vec{F}_{C_{pi}'}$ et $\vec{V}_{G_{pi}}$ est le vecteur vitesse du centre d'inertie de la pale i . Ces vitesses sont exprimées dans le repère local de la pale.

Finalement, la partie inférieure (3) de la représentation décrit la dynamique de translation du centre de gravité de la pale selon l'équation d'Euler (3.7) :

$$M_{pi} \cdot \frac{d\vec{V}_{G1_{pi}}}{dt} = \vec{F}_{G_{pi}} + A_{R_{pi}/R_g} \cdot (\vec{F}_{A_{pi}} + \vec{F}_{C_{pi}'}) \quad (3.7)$$

- M_{pi} est la matrice dite de masse de la pale. Elle est aussi diagonale.
- La jonction "1" de cette partie représente la vitesse du centre d'inertie $\vec{V}_{G1_{pi}}$ exprimée dans le repère galiléen. Le vecteur $\vec{F}_{G_{pi}}$ correspond à la pesanteur

qui ne peut s'appliquer que dans le repère galiléen. La matrice A_{R_{pi}/R_g} permet d'alimenter le transformateur modulé (MTF) et d'établir les transformations nécessaires entre le repère local de la pale et le repère galiléen.

$$A_{R_{pi}/R_g} = PVT_{Pas_i} * PVT_{Batt_i} * PVT_{Train_i} * PVT_{R_{pi}/R_a} * PVT_{R_a/R_f} * CRD_{R_f/R_g} \quad (3.8)$$

Avec :

- CRD_{R_f/R_g} : la matrice qui permet le passage entre le repère local du fuselage (R_f) et le repère galiléen (R_g). Les coordonnées de cardan sont choisies pour cette transformation, c'est-à-dire les rotations dans l'ordre autour des axes de roulis, de tangage et de lacet.
- PVT_{R_a/R_f} : la matrice de changement de repère entre l'arbre rotor (R_a) et le repère du fuselage (R_f). Elle prend en compte la position angulaire du rotor par rapport au fuselage.
- PVT_{R_{pi}/R_a} : la matrice de changement de repère entre le repère de la pale i (R_{pi}) et celui de l'arbre (R_a). Elle consiste dans une rotation d'un angle Ψ_{pi} (équation (3.1)) autour de l'axe Z_a du repère lié au rotor et permet de positionner le repère de chaque pale i de manière à ce que l'axe X_{pi} soit l'axe longitudinal de la pale.
- PVT_{Train_i} , PVT_{Batt_i} et PVT_{Pas_i} : les matrices de rotation des liaisons représentant les articulations de trainée, de battement et de pas entre l'arbre et la pale i . Chacune de ces matrices prend en compte la position angulaire relative correspondant au degré de liberté considéré dans la liaison.

Les expressions de ces différentes matrices sont détaillées en Annexe C. La représentation des autres solides est basée sur le même principe de représentation des équations d'Euler. Les principales différences figurent au niveau des transformateurs TF définissant les points de liaison, ainsi qu'au niveau des matrices de passage entre les repères locaux et le repère galiléen R_g :

- Pour le fuselage on définit deux points d'attache, un permettant la liaison avec le sol et un permettant la liaison avec l'arbre. Le fuselage est considéré fixe dans un premier temps. Pour bloquer ses mouvements de rotation et de translation, nous appliquons des sources de flux nulles au niveau de la vitesse de rotation du centre d'inertie et au niveau de la vitesse de translation du point d'attache coté sol (Figure III.22). Par la suite, certains degrés de liberté pourront être libérés selon l'objectif de l'étude. La matrice CRD_{R_f/R_g} permet d'alimenter le transformateur modulé (MTF) et d'établir les

transformations nécessaires entre le repère local du fuselage et le repère galiléen.

- Pour l'arbre rotor, on définit cinq points d'attache. Un premier permet la liaison avec le fuselage, tandis que les autres (A_{pi}) permettent les liaisons avec les quatre pales et sont définis par l'équation (3.2). La matrice A_{R_a/R_g} de l'équation (3.9) alimente le transformateur modulé du solide (MTF) réalisant les transformations entre le repère local de l'arbre et le repère galiléen.

$$A_{R_a/R_g} = PVT_{R_a/R_f} * CRD_{R_f/R_g} \tag{3.9}$$

Les détails de modélisation de ces solides (fuselage et mât rotor) sont donnés en Annexe C.

• **Représentation MBG d'une liaison pivot :**

De même que pour la représentation MBG des solides, celle des liaisons, ici des liaisons pivot, est inspirée des ouvrages [Vergé - 2004], [Marquis - 1997] et [Borutzky - 2010]. La Figure III.24 illustre la représentation MBG des liaisons au travers de l'exemple de la liaison pivot de l'articulation de battement d'une pale.

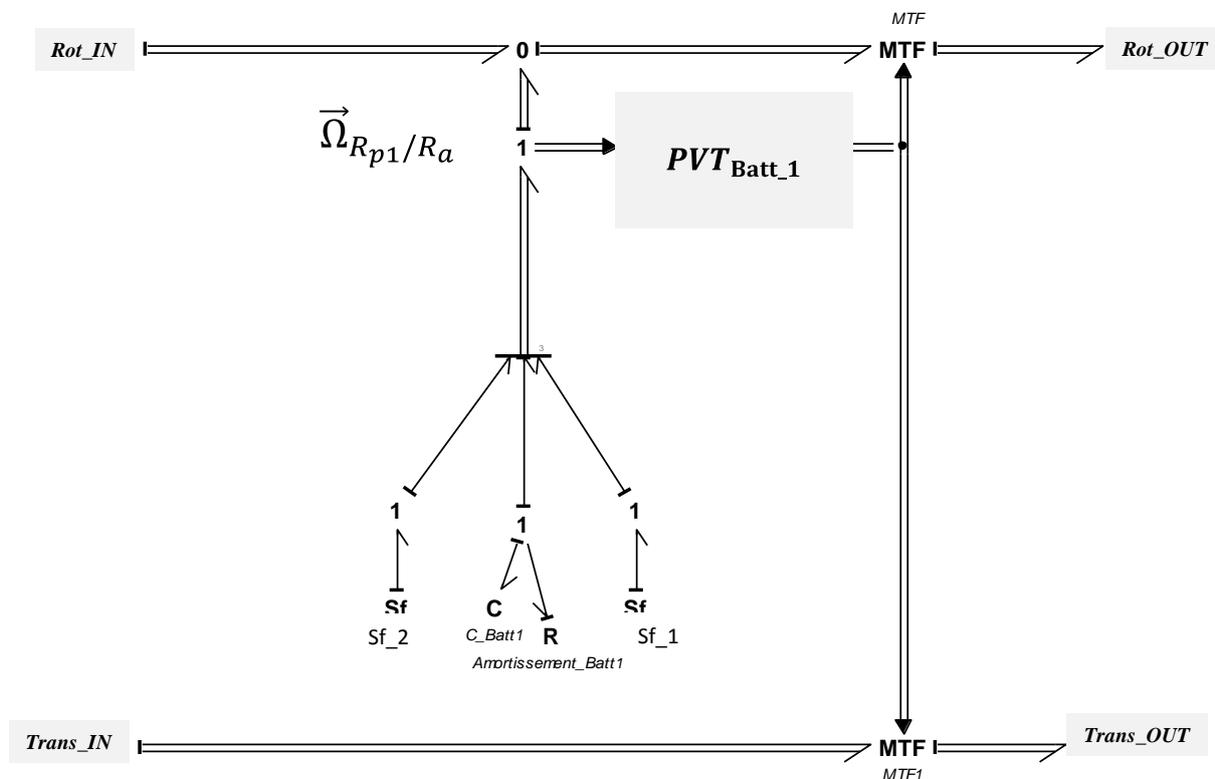


Figure III.24 - MBG d'une liaison - Exemple de l'articulation de battement d'une pale (pivot)

Une liaison pivot présentant, par définition, trois degrés de liaison en translation, la partie inférieure consiste en la transmission intégrale des mouvements

de translation et des efforts correspondants, de l'élément précédent (ici, la liaison de l'articulation de trainée) à l'élément suivant (ici, la liaison de l'articulation de pas). Cette transmission est établie au travers d'un transformateur modulé (décrit par $MTF1$ dans la Figure III.24) par la matrice de rotation (ici, PVT_{Batt_i}) qui prend en compte la position angulaire relative du degré de liberté considéré dans la liaison (ici, l'angle de battement). Cette transformation modulée intervient également dans la partie supérieure (décrite par MTF dans la Figure III.24) qui concerne les degrés de liberté et de liaison en rotation. Ces derniers sont pris en compte au travers de la jonction "0" du modèle (Figure III.24). Dans le cas de la liaison considérée, le degré de liberté en rotation autour de l'axe Y_{pi} , correspondant au battement de la pale i , est associé à un couple d'éléments R et C correspondant à l'amortissement et à la raideur de l'articulation de battement. Les vitesses relatives des deux autres dimensions, correspondant aux degrés de liaison en rotation, sont maintenues à zéro par des sources de flux nulles (Sf_1 et Sf_2).

Les autres liaisons sont modélisées de manière équivalente à la liaison de battement des pales. Les degrés de liberté des liaisons de pas de pale ainsi que de la liaison entre l'arbre et le fuselage sont contrôlés par des sources de flux modulées décrites respectivement par la Figure III.20 et la Figure III.10. Les détails de modélisation concernant ces autres liaisons sont donnés en Annexe C.

III.2.3.4. Validation quasi-statique du modèle rotor-fuselage avec fuselage fixe

Dans cette partie, le modèle MBG est réalisé en utilisant des paramètres correspondant à un hélicoptère lourd ("heavy", 9-12 tonnes), fictif, comportant un rotor articulé. Pour une première validation, nous présentons les résultats de simulation du modèle obtenus en considérant le fuselage fixe. La simulation du modèle a été réalisée à l'aide du logiciel 20-sim (spécifique à la méthode BG) et sous des conditions spécifiques.

- **Conditions de simulation :**

Le calcul des conditions initiales spécifiques pour chaque élément du modèle (solides en mouvement ou liaisons), se trouve être une tâche difficile en raison de l'aspect multidimensionnel des solides en rotation. Pour cette raison, nous supposons que toutes les conditions initiales de vitesse sont nulles.

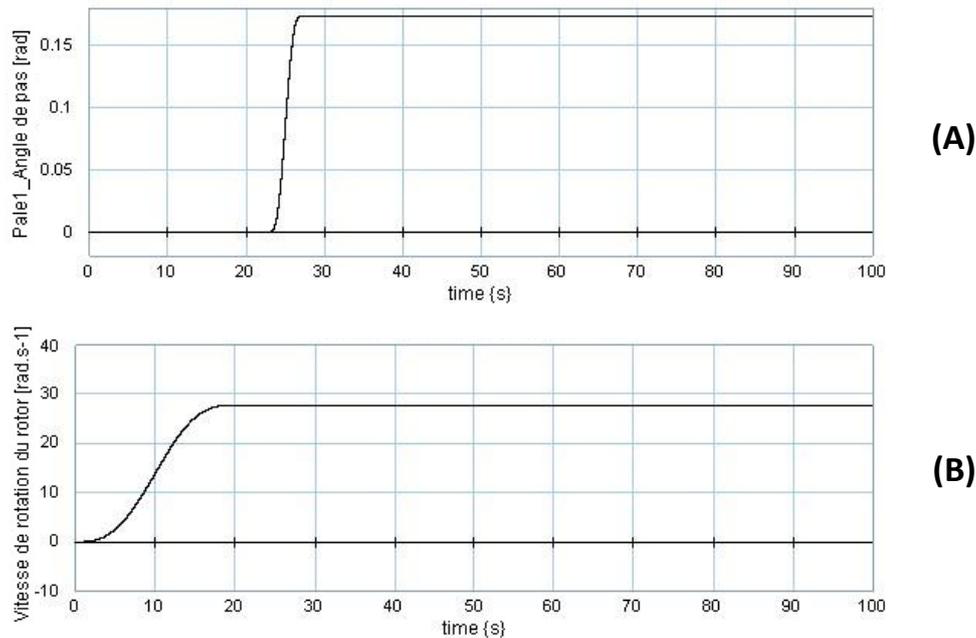


Figure III.25 - Simulation des régimes transitoires (commande de pas (A) et vitesse de rotation du rotor principal (B))

En contrepartie, une phase de simulation des régimes transitoires est nécessaire pour atteindre les conditions de fonctionnement désirées. Ces conditions sont illustrées dans la Figure III.25 : la commande de pas des pales est modifiée à partir de $t = 25$ s, une fois que le régime permanent de vitesse du rotor principale est atteint.

Les régimes transitoires simulés, nécessaires pour atteindre les régimes nominaux souhaités, sont obtenus à partir de signaux proches de la physique, basés sur des fonctions sinusoïdales. Ces signaux alimentent les sources modulées contrôlant la vitesse du rotor et les angles de pas de pales. La vitesse de rotation du rotor augmente jusqu'à atteindre sa valeur nominale $\Omega_N = 27,75 \text{ rad.s}^{-1}$, soit 4,41 tr/s, à $t = 20$ s (Figure III.25-B). Ensuite, une commande de pas collectif est appliquée à partir de $t = 25$ s pour atteindre un angle de pas $\theta_0 = 0,174 \text{ rad}$, soit 10 degrés (Figure III.25-A). La force de portance générée sur une pale est exposée en Figure III.26.

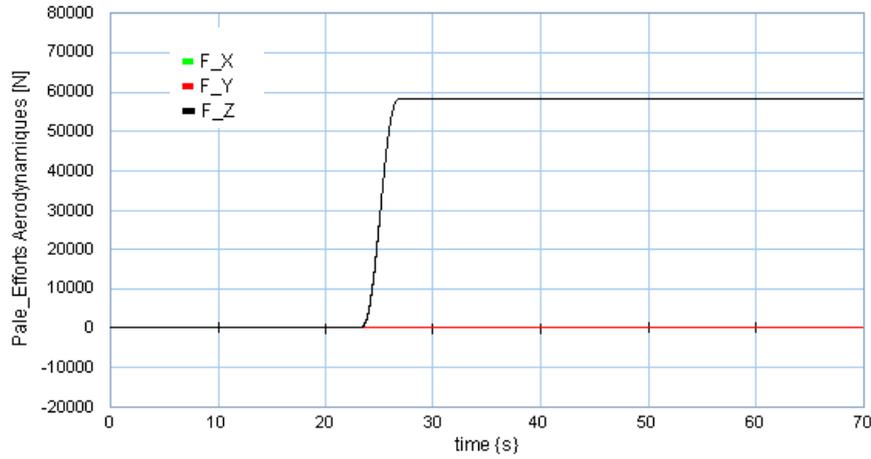


Figure III.26 - Efforts aérodynamiques appliqués à une pale

- **Résultats de simulation :**
 - **Vérification de la cohérence cinématique :**

Nous présentons dans la Figure III.27, les positions de translation des centres de gravité des pales dans le repère galiléen R_g . Les positions initiales, récapitulées dans le Tableau III.1, vérifient bien l'équation (3.10) (définie à partir des équations (3.1) et (3.2)), avec $L_p = 8$ m, $e = 0,3$ m, $\beta_{init} = 4$ deg et $Z_{A_{pi}} = 2,6$ m.

$$\begin{cases} X_{G_{pi}0} = \left(e + \frac{L_p}{2} * \cos \beta_{init} \right) * \cos \Psi_{pi} \\ Y_{G_{pi}0} = \left(e + \frac{L_p}{2} * \cos \beta_{init} \right) * \sin \Psi_{pi} \\ Z_{G_{pi}0} = Z_{A_{pi}} - \frac{L_p}{2} * \sin \beta_{init} \end{cases} \quad (3.10)$$

Tableau III.1 - Positions initiales simulées des pales

Numéro de pale	$i = 1$	$i = 2$	$i = 3$	$i = 4$
$X_{G_{pi}0}$ [m]	4,29	0	-4.29	0
$Y_{G_{pi}0}$ [m]	0	4,29	0	4,29
$Z_{G_{pi}0}$ [m]	2,32	2,32	2,32	2,32

Les positions $X_{G_{pi}}$ et $Y_{G_{pi}}$ du centre de gravité des pales décrivent ensuite un cercle de centre (0, 0) selon l'équation (3.11).

$$\begin{cases} X_{G_{pi}} = \left(e + \frac{L_p}{2} * \cos \beta_i \right) * \cos(\Omega \cdot t + \Psi_{pi}) \\ Y_{G_{pi}} = \left(e + \frac{L_p}{2} * \cos \beta_i \right) * \sin(\Omega \cdot t + \Psi_{pi}) \\ Z_{G_{pi}} = Z_{A_{pi}} - \frac{L_p}{2} * \sin \beta_i \end{cases} \quad (3.11)$$

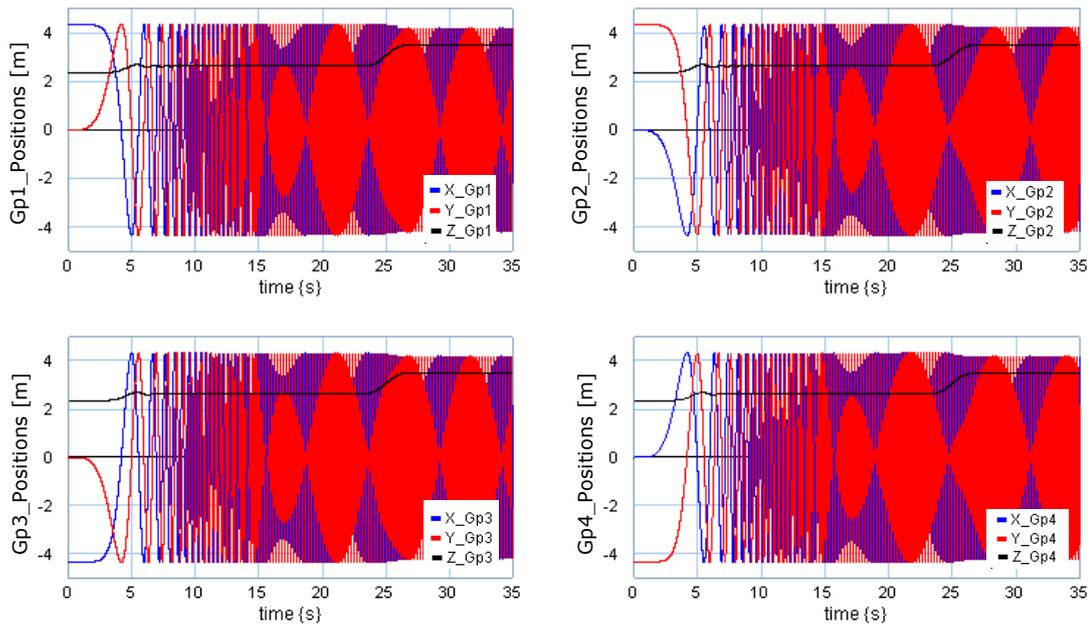


Figure III.27 - Positions des centres de gravité des différentes pales

En l'absence d'efforts aérodynamiques ($t < 25s$), la position verticale $Z_{G_{pi}}$ augmente une première fois pendant la phase d'accélération du rotor alors que les pales sont soumises à un effort centrifuge croissant. A la fin de la phase d'accélération du rotor, les pales se stabilisent en position horizontale, c'est-à-dire à $Z_{G_{pi}} = Z_{A_{pi}} = 2,6$ m et un angle de battement β_i nul. Ce phénomène, visible sur la Figure III.27, l'est aussi sur la Figure III.28-A donnant l'évolution de l'angle de battement des pales. D'autre part, le rayon du cercle décrit dans le plan (X_g, Y_g) par les quatre pales se stabilise à une valeur de 4,3 m en fin de phase d'accélération ($t = 20$ s), valeur qui correspond bien à l'amplitude de $X_{G_{pi}}$ et $Y_{G_{pi}}$ lorsque β_i est nul (équation (3.11)).

L'ensemble de ces éléments valide le comportement cinématique du modèle.

○ Vérification de la dynamique :

Le comportement des pales en battement et en trainée est présenté à la Figure III.28 pour deux variations différentes du pas des pales à partir de $t = 25$ s. Les comportements en battement et en trainée des quatre pales sont donc bien identiques. Comme décrit précédemment, lors de la phase d'accélération, l'angle de battement (Figure III.28-A) part de sa valeur initiale ($\beta_{init} = 0,0698$ rad) et diminue jusqu'à osciller autour de zéro. Ce comportement correspond à l'effet de la force centrifuge sur les pales qui augmente avec la vitesse de rotation du rotor et tend à maintenir les pales à l'horizontale tant qu'aucun effort extérieur ne vient modifier cet équilibre. Les oscillations amorties correspondent au mode de battement dont la

fréquence propre est fonction de l'inertie de la pale et de la raideur de l'articulation de battement. Cette raideur est essentiellement fonction de la force centrifuge, fonction de l'angle de battement, s'exerçant sur la pale.

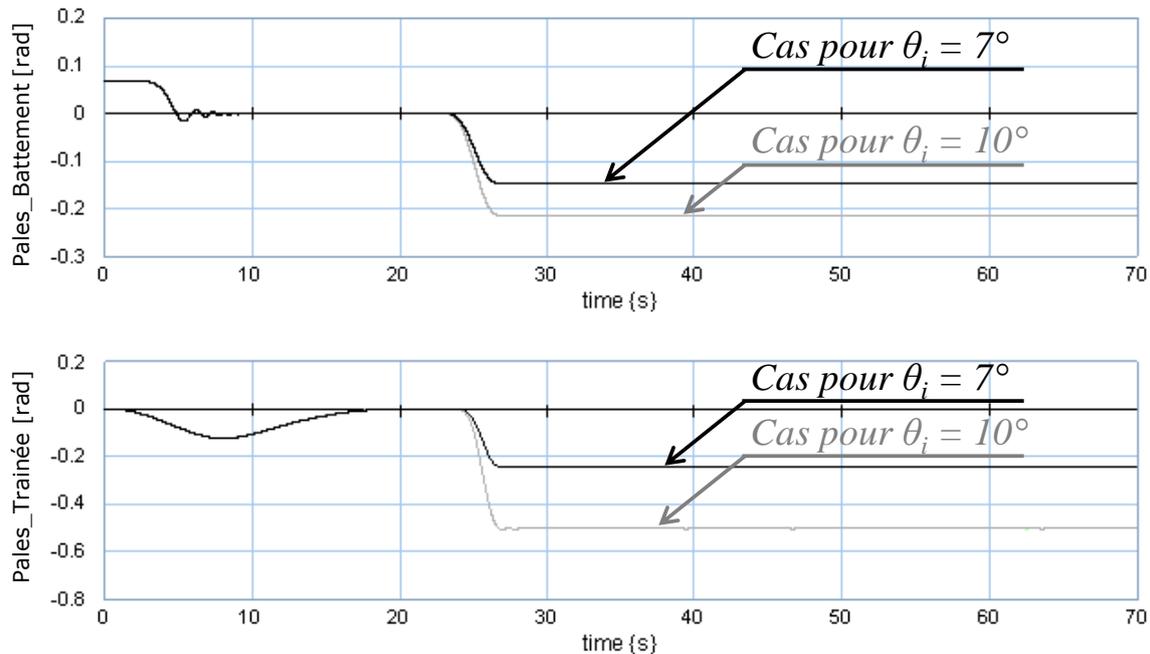


Figure III.28 - Positions de battement et de trainée (Fuselage fixe)

Lorsque la commande de pas collectif est modifiée, à partir de $t = 25$ s, l'effort de portance généré implique l'augmentation de la position de battement qui se stabilise autour d'une position d'équilibre, ici $\beta_i = -0,147$ rad et $-0,212$ rad pour des angles de pas θ_i respectivement de 7 et 10 degrés. Cela correspond à l'augmentation de la position $Z_{G_{pi}}$ et à la très légère diminution de l'amplitude des signaux $X_{G_{pi}}$ et $Y_{G_{pi}}$ constatées sur la Figure III.27 à partir de l'instant de modification de l'angle de pas collectif. Ce comportement correspond à celui décrit par l'équation (3.11). En raison de l'orientation choisie pour les repères des pales (Figure III.19), l'angle de battement est positif lorsque la pale se trouve en dessous du plan de rotation de la tête rotor (par exemple en position initiale), et négative lorsque la pale passe au-dessus de ce plan de rotation sous l'effet des efforts de portance.

De même, la position de trainée, initialement nulle, diminue dans un premier temps sous l'effet de l'accélération du rotor (Figure III.28-B). La raideur de trainée, exerçant un couple de rappel sur la pale, tend à la ramener à sa position initiale à la fin de cette phase. Lorsque la commande de pas est appliquée, les efforts aérodynamiques tendent à modifier cette position d'équilibre (ici, jusque $\delta_i = 0,242$ rad et $0,5$ rad, pour des angles de pas θ_i respectivement de 7 et 10 degrés).

Pour valider le comportement quasi statique du modèle, il est également intéressant d'analyser les résultats des efforts dans les liaisons entre solides. La Figure III.29-B présente les efforts de portance de chaque pale observés au niveau des liaisons entre les pales et le moyeu, selon la direction Z_a de la pale. La somme de ces efforts est bien égale à l'effort de portance exercé sur le fuselage (Figure III.29-A) au travers de la liaison pivot arbre - fuselage selon la direction Z_a .

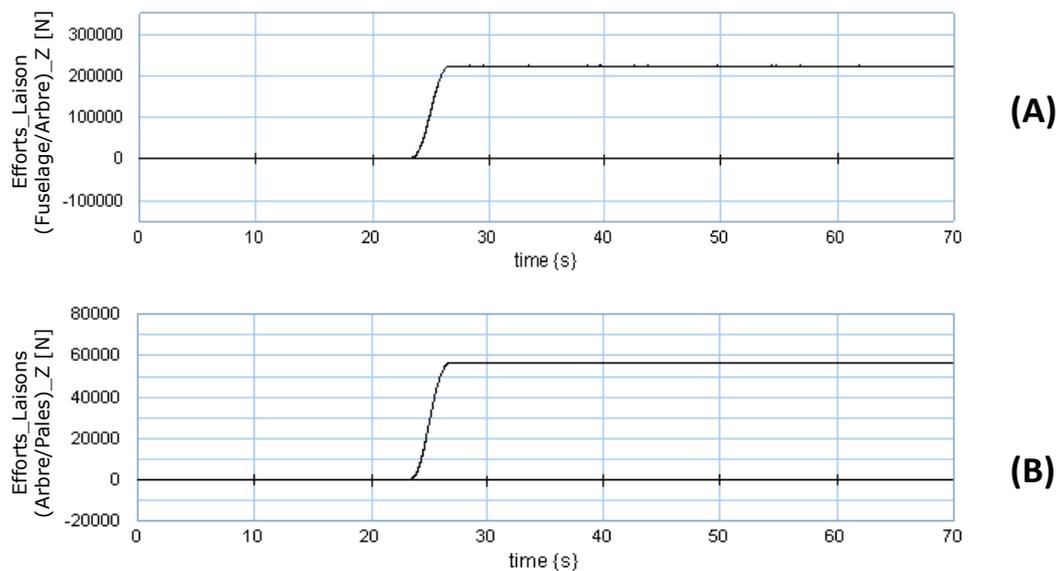


Figure III.29 - Efforts de portance dans les liaisons

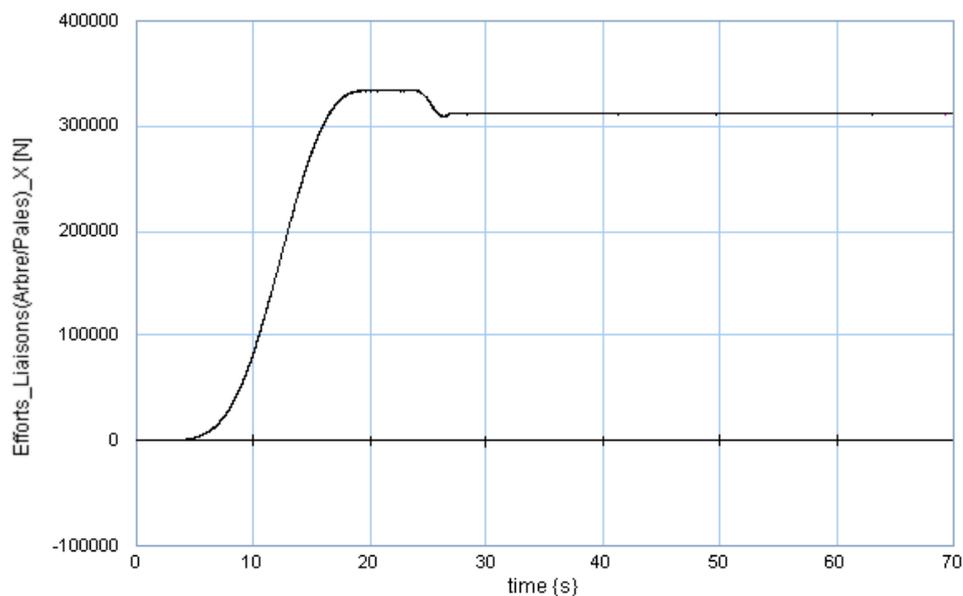


Figure III.30 - Efforts centrifuges dans les liaisons arbre - pales

Les efforts selon la direction X_{pi} des liaisons entre les différentes pales et l'arbre rotor (Figure III.30) correspondent, en absence des efforts aérodynamiques, aux efforts centrifuges donnés par l'équation (3.12).

$$F_c = m * \Omega_N^2 * \left(e + \frac{L_p}{2} \right) \quad (3.12)$$

En présence des efforts aérodynamiques, la valeur de cette force diminue en fonction de la conicité du rotor correspondant à l'angle de battement β_i .

Le comportement simulé de l'ensemble est par conséquent cohérent. Tout ceci constitue une première validation cinématique et dynamique du modèle.

III.3. Conclusion

Ce chapitre présente une introduction à une approche de représentation énergétique globale de l'hélicoptère, offrant la possibilité d'évoluer progressivement vers une granularité de représentation de plus en plus fine en fonction des objectifs et en considérant les hypothèses appropriées. Une telle représentation structurelle permet d'assurer une traçabilité des hypothèses de modélisation choisies et facilite la modification du modèle en cas de modification des hypothèses ou d'ajout d'éléments supplémentaires (servocommandes, trains d'atterrissage, vérins électriques, etc). L'intérêt d'avoir un tel modèle complet de l'hélicoptère, qui prenne en compte le maximum de sous-systèmes et les liens énergétiques entre eux, est d'analyser les phénomènes d'instabilités récurrents (RA, RS, RPC).

Dans ce contexte, nous avons proposé dans ce chapitre une première partie de cette représentation : une analyse énergétique de l'hélicoptère est effectuée et une description macroscopique basée sur le bond graph à mots est proposée. Ensuite, nous en avons parcouru les différentes parties intéressantes à représenter et à modéliser en détail, ceci tout en se référant à chaque fois à la représentation macroscopique afin de garder une vision globale et structurelle. Le rotor est un des constituants principaux de l'hélicoptère. Nous avons donc choisi, dans le cadre de la représentation multiniveau, de nous focaliser sur la partie composée du rotor et du fuselage. Pour cela, une représentation MBG du sous-système considéré a été proposée et une validation quasi-statique d'aspects dynamiques et cinématiques du modèle a été effectuée. Lors de cette première modélisation, le fuselage est supposé fixe. Les prochaines étapes consistent en l'exploitation du modèle dans d'autres conditions, pour l'étude de certains phénomènes d'instabilité récurrents de l'hélicoptère.