الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE DR. YAHYAFARES DE MEDEA
FACULTE DES SCIENCES ET DE LA TECHNOLOGIE

Département de Génie Électrique et de l'Informatique



Projet de Fin d'Études

**Présenté pour l'obtention du Diplôme
de Master en Génie Électrique**

Option: Automatique des systèmes

THEME

COMMANDE PAR REJET ACTIF DE PERTURBATION

D'UN MODELE D'HELICOPTERE DRONE

Proposé et dirigé par :

Dr. MEDJEBOURI Ali

Réalisé et présenté par :

Mr. ATTAB Abderrahmane

Mr. AOUDJ Farouk

ANNÉEUNIVERSITAIRE 2014-2015

REMERCIEMENTS

Avant tout, louange et gratitude à Dieu le tout puissant pour la volonté, la santé, la force et la patience qu'il nous a donné dans l'accomplissement de ce travail et l'atteinte de cet objectif.

Au terme ce modeste travail nous tenons tout particulièrement à témoigner notre profonde gratitude à notre encadreur Mr.MEDJBOURI.A, Maître Assistant à la Faculté des Sciences et Technologies à l'Université YAHIA Fares-Medea , pour l'honneur qu'il nous a faiten acceptant de diriger ce mémoire.

Nous remercions vivement l'ensemble des membres du jury.

Ce travail est le fruit de gros efforts de plusieurs personnes à qui nous voudrons exprimer nos vifs remerciements et notre entière reconnaissance pour l'aide, les conseils, les encouragements et le soutien permanent.

DEDICACE

Je dédie ce travail en premier lieu à mes parents, qui ont toujours été présents à mes coté pour me soutenir et m'encourager. Je ne saurai jamais vous remercier pour la patience dont vous faites preuve ni pour réconfort que je trouve auprès de vous je n'aurais sûrement pas réalisé tout ce chemin sans votre aide constante.

Je le dédie à ma sœur et mon frère, qui m'ont soutenu et apporter l'aide et l'encouragement.

A la mémoire de mes grands parents maternels et paternels.

A toute ma famille.

A mes amis d'enfance de HBK-Ouargla (Adnane, Sid Ahmed ,Chiheb ,Fethi , Djawad, Yacine Amine et Adel).

Et à tous mes amis d'Ouargla, Medea, et Blida et sur tout mon binôme Aoudj Farouk

Je réserve une pensée particulière à toutes les personnes qui ont prié pour moi sans que je le sache

ATTAB Abderrahmane

DEDICACE

Je dédie ce travail en premier lieu à mes parents, qui ont toujours été présents à mes coté pour me soutenir et m'encourager. Je ne saurai jamais vous remercier pour la patience dont vous faites preuve ni pour réconfort que je trouve auprès de vous je n'aurais sûrement pas réalisé tout ce chemin sans votre aide constante.

Je le dédie à ma sœur et mes frères, qui m'ont soutenu et apporter l'aide et l'encouragement.

A mes amis d'enfance de medea (Nadir, Firas, Allel , Houssine ,Feteh)

Et a tous mes amis de medea et sur tous mon binôme ATTAB Abderrahmane

Je réserve une pensée particulière à toutes les personnes qui ont prié pour moi sans que je le sache

AOUDJ FAROUK

Table des matières

LISTE DES FIGURE…… I

LISTE DES TABLEAUX……. II

LISTE DES ACRONYMES……. III

Introduction Générale …….. 1

Chapitre I Généralités et état de l'art

I.1 Introduction. ……..……. 3

I.2 Généralité sur les hélicoptères drones …….. …… 3

I.2.1 Les drones.…….……. 3

I.3 Classification des drones. ……..……. 3

I.3.1 Principales catégories. ..……..…… 3

I.4 Missions des hélicoptères drones.…… 4

I.5 Description du fonctionnement des hélicoptères. …….……...……. 8

I.5.1 Quelques définitions sur les hélicoptères. ……. 8

I.6 Modes de vol. ……..……. 8

I.6.1 Le Vol stationnaire (hover). ……..…… 9

I.6.2 Le vol vertical. ……..……..…….. 9

I.6.3 Le vol de translation. ..……..……. 10

I.6.3.1 Les translations verticales.……..…….. 10

I.6.3.2 La translation spatiale. ……..…… 10

I.7 Analyse bibliographique. ..……..…… 10

I.7.1 Les techniques de commande linéaires. ……..…….. 12

I.7.2 Les techniques de commande non linéaires. ……..…… 14

I.8 Conclusion. ..……..……..…… 14

Chapitre II Modélisation et Linéarisation de l`hélicoptère

II.1 Introduction. ..……..……..……..…… 16

II.2 Expressions des forces agissant sur l'hélicoptère lors de son vol. ..……... 16

II.3 Considération de l'élément différentiel des pales. ..…….…….. **17**

II.3.1 Rotor principal…… 17

II.4 Différentes configurations des rotors d'un hélicoptère……. **20**

II.4.1 Hélicoptère standard. ..…….. 20

II.4.1.1 L'hélicoptère de type NOTAR..…… 21

II.4.2 Hélicoptère à deux rotors principaux. ..……..……..... 21

II.4.2.1 Hélicoptère bi-rotor en tandem. ..……...……..……..... 21

II.4.2.2 Hélicoptère bi-rotor coaxial. ..…….……..……..... 21

II.4.2.3 Hélicoptère bi-rotor côte à côte. ..…….. 22

II.4.3 Configuration à trois rotors. ..…… 22

II.4.4 Configuration à quatre rotors. ..……...…….. 22

II.5 Description du rotor principal et du rotor de queue.……. **23**

II.5.1 Rotor principal…….…….. 23

II.5.2 Rotor de queue. ..……... 24

II.6 Le modèle dynamique de l'hélicoptère à 3DDL. ..……... **26**

II.7 L'effet de la perturbation sur l'hélicoptère. ..…… ..……..…… **31**

II.7.1 Fonction discrète de la rafale. ..……. 32

II.7.2 Modèle de l'hélicoptère perturbé……... 33

II.8 Conclusion. …… **35**

Chapitre III La commande par rejet actif de perturbation

III.1 Introduction. ..……... **36**

III.2 Introduction à la commande par rejet actif de perturbation……. **36**

III.3 Généralisation de la commande par rejet actif de perturbation pour un système d'ordre quelconque. ..……..... **39**

III.4 Conception et application de la commande pour le modèle de l'hélicoptère considéré. ..……..…… **43**

III.5 Application de la commande ADRC pour la commande du modèle perturbé… **46**

III.6 Résultats de simulation……..... **48**

III.6.1 Application de la commande non linéaire (sans terme de rejet de perturbation) pour la commande du modèle non perturbé…… 50

III.6.2 Application de la commande non linéaire (sans terme de rejet de perturbation) pour la commande du modèle perturbé par une rafale de vent verticale……. 51

III.6.3 Application de la commande ADRC (retour d'état non linéaire avec terme de rejet actif de perturbation) pour la commande du modèle perturbé par une rafale de vent verticale……...…….. 53

III.7 Conclusion……. 54

Conclusion Générale. ……... 55

Bibliographie…….... 57

ANNEXE

LISTE DES FIGURES

Figure I.1 : Utilisation de drones dans la recherche et le sauvetage……. 5
Figure I.2 : Utilisation de drones dans Surveillance. ……..……. 5
Figure I.3 : Utilisation de drones pour faire appliquer la loi. ……... 6
Figure I.4 : Utilisation de drones pour l'inspection..... 6
Figure I.5 : Utilisation de drone dans le domaine de la cartographie. ……..... 7
Figure I.6 : Utilisation de drone dans le domaine de la cinématographie.…… 7
Figure I.7 : Composantes d'un hélicoptère……..……..... 8
Figure I.8 : Le Vol stationnaire**.**……..…….**.....** 9
Figure I.9: Le vol vertical……. 9
Figure II.1:Les forces et les couples aérodynamiques……... 16
Figure II.2 : Eléments différentiels des pales et vitesses tangentiel et perpendiculaire…. 17
Figure II.3 : Rotor principal. ……..... 24
Figure II.4 : Le modèle de l'hélicoptère à 3DDL……... 26
Figure II.5 : Représentation de la rafale discrète…… 33
Figure II.6 :L'hélicoptère plate-forme avec la perturbation…… 34
Figure III.1: Schéma global de la commande ADRC pour un système du second ordre 43
Figure III.2: Structure du command ADRC…….. 49
Figure III.3: Variation de l'altitude Z(m) et son erreur de poursuite…… 50
Figure III.4: Variation de l'angle lacet phi (rad) et son erreur de poursuite……. 50
Figure III.5: Variation de la vitesse de rotation des pales…… 51
Figure III.6: Variation de l'altitude Z(m) et son erreur de poursuite…… 51
Figure III.7: Variation de l'angle lacet phi (rad) et son erreur de poursuite……. 52
Figure III.8: Variation de la vitesse de rotation des pales……. 52
Figure III.9: Variation de l'altitude Z(m) et son erreur de poursuite……..... 53
Figure III.10 : Variation de l'angle lacet phi (rad) et son erreur de poursuite…….. 53
Figure III.11: Variation de la vitesse de rotation des pales……... 54

LISTE DES TABLEAUX

TableauI.1 : Les principales entrées de commandes……..	13
Tableau II.1 : Les composantes du vecteur de forces externes en fonction des forces et des couples aérodynamique…….	26
Tableau II. 2 : Les variables d'état du modèle……..	31

LISTE DES ACRONYMES

UAV : Unmanned Aerial Vehicles.

MALE : Medium Altitude Long Endurance.

HALE : High Altitude Long Endurance.

VTOL UAV : Vertical Take-Off Launched.

ADAV : Appareils à Décollage et Atterrissage Verticaux.

7-DDL : 7 degré-de-liberté.

3-DDL : 3 degré-de-liberté.

VTOL : Vertical Take-off and Landing.

LTR : longitudinal et latéral.

MUAV : Mini Unmanned Aerial Vehicles.

µUAV : Micro Unmanned Aerial Vehicles.

ADRC : Active Disturbance Rejection Control.

Introduction Générale

Suites aux différents progrès technologiques que connaît le monde dans tous les domaines, et particulièrement dans le domaine de l'aéronautique, l'automatique a connu un essor considérable. L'élaboration de lois de commande de systèmes a fait l'objet de nombreux travaux de recherche. L'application de certaines de ces méthodes à des avions et aux hélicoptères a montré leur efficacité. Cependant, les systèmes à commander devenant de plus en plus complexes, les lois de commande deviennent elles-mêmes complexes et parfois difficiles à mettre en œuvre.

On a basé dans ce travail sur la commande automatique des hélicoptères sans pilote qui s appelons hélicoptères drone ou UAV (Unmanned Aerial Vehicles) son objectif faire des missions de la façon autonome. Ils sont très commandé sur tout dans le domaine militaire pour la pression de mission et ne pas mettre l'être humain en danger et pour d'autres applications comme la surveillance etc [29] ..

C'est dernier année on voit un grand développement dans ce domaine robotique grâce à la miniaturisation toujours plus poussée des capteurs et des actionneurs. Pour avoir la commande d'une hélicoptère drone l'ensemble de départ de cette commande est comporte la dérivation d'un modèle non linéaire de l'hélicoptère en se basant sur les lois de la physique et de l'aérodynamique en profitant les travaux de recherches réalisé dans ce domaine .L'étape suivante consiste à programmer l'ensemble des équations décrivant le fonctionnement du système en un modèle Simulink modulaire par l'utilisation des blocs Simulink et des S-Functions. Pour les besoins de l'application et, pour que le programme soit fonctionnel, un type de mini hélicoptère fut sélectionné tel que les paramètres numériques nécessaires à la programmation soient disponibles. Il s'agit, à la fois, des paramètres de l'hélicoptère et du modèle linéaire sur lequel repose la stratégie de commande adoptée dans ce travail.

Le problème de commande des hélicoptères drones est une tâche délicate puisque la dynamique du système est fortement non linéaire et pleinement couplée, et également sujette aux incertitudes paramétriques. Les hélicoptères drones fonctionnent dans un environnement où l'exécution de la trajectoire peut facilement être affectée par des turbulences atmosphériques.

Nous considérons ici le problème de commande d'un modèle lagrangien de l'hélicoptère à 3-DDL monté sur une plate-forme et soumis à une rafale de vent lors d'une mission (décollage, inclinaison, vol, descente et atterrissage). Le modèle mathématique du système est très simple mais sa dynamique est non triviale (non linéaire en état, et sous actionné). Fondamentalement, beaucoup de méthodes de commande traitant l'atténuation de la perturbation peuvent être utilisées.

Ce travail comporte trios chapitres :

Dans le **premier chapitre**, nous avons une présentation sur les modèles aérodynamiques des hélicoptères en générale et des mini hélicoptères drones en particulier.

Le **second chapitre** nous allons développer un modèle mathématique permettant de décrire les mouvements de l'hélicoptère dans le cas particulier du vol axial (décollage, montée, vol stationnaire, descente, et atterrissage) en reprenant les travaux de l'auteur dans [2].

Dans le **troisième chapitre,** l'objectif est d'appliquer la technique de contrôle ADRC pour le contrôle de l'hélicoptère drone présenté est modélisé dans les chapitres précédents en mode de vole vertical (altitude et lacet) en présence de perturbations externes (rafales de vent).

I.1 Introduction

Ce chapitre est constitué de deux parties. D'abord une présentation sur les modèles aérodynamiques des hélicoptères en générale et des mini hélicoptères drones en particulier.

Ensuite, une recherche bibliographique approfondie et détaillée sur l'état de l'art, les principales configurations, les missions des différents drones et les techniques des commandes des hélicoptères drones.

I.2 Généralité sur les hélicoptères drones

I.2.1 Les drones

Les drones ou UAV (Unmanned Aerial Vehicles) sont des engins volants sans pilote capables de mener à bien une mission en autonomie ou semi-autonome .Leur utilisation principale est militaire pour des missions de reconnaissance ou de surveillance, sans risque de pertes humaines. En effet, ils sont bien adaptés pour la réalisation de missions qui mettraient potentiellement un équipage en danger ou qui nécessitent une permanence sur zone qui serait fastidieuse pour un équipage à bord. Leur emploi a commencé par tout ce qui touche à l'observation puis a été étendu à l'acquisition d'objectifs ainsi qu'à la guerre électronique, et à la destruction de cibles. Des applications civiles font leur apparition comme la surveillance du trafic autoroutier, la prévention des feux de forêts, la récolte de données météorologiques ou bien encore l'inspection d'ouvrages d'art. La taille des drones varie du centimètre à plusieurs mètres, tout comme leur mode de propulsion qui évolue en fonction des besoins. On distingue deux types de voilures : les voilures fixes pour le vol en mode d'avance et les voilures tournantes pour le vol stationnaire [1][2].

I.3 Classification des drones

I.3.1 Principales catégories :

a) Selon leur taille :

Il n'existe pas une façon unique de classer les drones car ils peuvent être classés selon plusieurs critères : autonomie, portée, altitude, mission, système de contrôle, etc.

Cependant, pour des raisons de sécurité dans l'espace aérien national, plusieurs pays se sont penchés sur la classification de ces drones. Le Royaume-Uni et l'Australie les ont répertoriés en deux groupes basés sur leur masse. Les Etats-Unis ont proposé une répartition en cinq catégories : micro, mini, tactique, MALE (Medium Altitude LongEndurance) et HALE (High Altitude Long Endurance). Une sixième catégorie pourrait faire son apparition avec des drones gros porteurs type cargo [3].

b) Selon leur voilure :

On peut aussi distinguer les drones selon leur mode de déplacement : le vol d'avancement est caractéristique des drones à ailes fixes et le vol stationnaire des drones sa voilure tournante. Le premier type est destiné à des missions de plus grande portée (plusieurs centaines de kilomètres), alors que le second type doit répondre aux exigences des nouvelles formes de mission de type urbaine. Ils doivent être capables de se mouvoir à travers des rues en évitant tous les obstacles, de rentrer dans des pièces pour les inspecter, de retransmettre toutes les données en temps réel et enfin de revenir à leur point de départ. Le second type partie des VTOL UAV (Vertical Take-OffLaunched) ou ADAV (Appareils à Décollage et Atterrissage Verticaux). Le drone idéal serait par conséquent un drone capable de grandes vitesses d'avancement (plusieurs centaines de km/h, selon ses dimensions) et aussi capable de vol stationnaire et ayant une grande manœuvrabilité dans des espaces confinés.

I.4 Missions des hélicoptères drones

Nous évoquons ici les différentes missions pour les hélicoptères drones :

a. Recherche et sauvetage (Figure I.1):

- Les hélicoptères drone peuvent effectuer rapidement et systématiquement des recherches dans un secteur très grand pour localiser des victimes d'un accident ou d'une catastrophe naturelle.
- Ils peuvent focaliser les efforts de la recherche et aider l'équipage de sauvetage à l'opération de sauvetage au lieu de longue opération de recherche.
- Ils peuvent plus aisément être déployés dans les conditions atmosphériques qui empêcheraient normalement la recherche et le sauvetage pilotés par l'homme.
- Ils peuvent être sacrifiés en conditions très dangereuses pour sauver des vies humaines. Les exemples typiques incluent le vol près d'un incendie de forêt pour rechercher les individus perdus, recherchant dans des secteurs contaminés, et identifiant les fuites radioactives potentielles après un accident de réacteur nucléaire.



Figure I.1 : Utilisation de drones dans le recherche et le sauvetage

b. Surveillance (Figure I.2)

- Les hélicoptères drones peuvent patrouiller un secteur et rapporter l'activité intéressante ou peu commune.
- Ils peuvent automatiquement localiser et identifier une activité suspecte et effectuer une détection efficace visuelle des objets ou des personnes impliqués jusqu'à l'arrivée des forces terrestres.



Figure I.2: Utilisation de drones dans Surveillance

c. Contrôle de l'application de la loi (Figure I.3)

• Les drones peuvent voler au-dessus de véhicules pour aider la police dans des poursuites ou des opérations de recherche de criminels postés sur des bâtiments dans des secteurs urbains, ils peuvent être envoyés en quelques secondes pour prendre des images de points sensibles.



Figure I.3 : Utilisation de drones pour faire appliquer la loi.

d. Inspection (Fig1.4)

- Les hélicoptères drones peuvent inspecter les lignes électriques à haute tension dans des sites lointains ou difficiles d'accès.
- Ils peuvent inspecter de grandes structures telles que des ponts et des barrages de manière rentable.



Figure I.4:Utilisation de drones pour l'inspection.

- Ils peuvent être rapidement sollicités pour inspecter des bâtiments et des routes pour déceler les dommages potentiels après un tremblement de terre.
- Ils peuvent localiser les matériaux dangereux dans des emplacements de rebut par le transfert d'images aériennes aux experts humains ou par l'identification automatique de décharges de conteneurs ou de matériaux par la vision à bord.

e. Cartographie (Figure I.5) **:**

- Les hélicoptères drones peuvent construire des cartes topologiques plus précises que l'avion conventionnel avec beaucoup d'économie.

- A la différence des avions, ils peuvent voler près de la terre tout en portant des appareils photographiques ou des sondes pour construire des cartes en 3D de haute résolution.
- Ils peuvent voler dans des secteurs plus petits et plus contraints pour construire des cartes fortement détaillées.



Figure I.5: utilisation de drone dans le domaine de la cartographie

f. Cinématographie (Figure I.6)

- Les hélicoptères drones peuvent être la caméra ou l'œil-dans-le-ciel d'un directeur (artistique).
- Ils peuvent voler avec précision grâce à l'ordinateur qui permet de se passer de pilotes humains habiles pour la photographie aérienne.



Figure I.6: Utilisation de drone dans le domaine de la cinématographie

I.5 Description du fonctionnement des hélicoptères

I.5.1 Quelques définitions sur les hélicoptères

Un hélicoptère est un aéronef à voilure tournante dont -le ou- les rotors procurent à eux seuls la propulsion et la sustentation pendant toutes les phases du vol(fig1.7). Chaque rotor dit de sustentation, à axe vertical, est une sorte de grande hélice à pas variable, et comporte de deux à huit surfaces aérodynamiques appelées pales, qui servent à déplacer l'appareil à la fois dans le plan vertical et dans le plan horizontal. Comparé aux aéronefs classiques à ailes fixes, l'hélicoptère est d'une conception plus complexe, il est plus onéreux à l'achat et à l'usage, reste relativement lent, possède un rayon d'action réduit et il ne peut pas emporter de très lourdes charges.

Cependant, l'hélicoptère possède un avantage considérable sur l'avion : son aptitude à effectuer un vol stationnaire (maintenir une position fixe en vol) qui lui permet d'atteindre des endroits inaccessibles à son homologue à voilure fixe qui doit presque toujours utiliser .

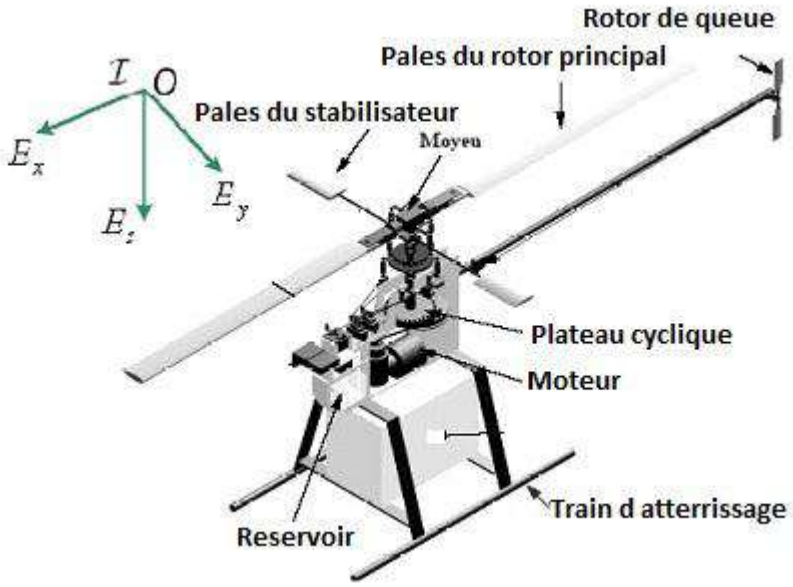


Figure I.7 : Composantes d'un hélicoptère.

I.6 Modes de vol

Dans la littérature, le fonctionnement aérodynamique et mécanique est analysé selon le type de vol que réalise l'hélicoptère. L'hélicoptère exécute en principe trois sortes de vols :

- vol stationnaire, l'appareil étant immobile par rapport à l'air.
- vol vertical (ascendant ou descendant).
- vol de translation (horizontalement ou incliné).

I.6.1 Le Vol stationnaire (hover)

Il est réalisé lorsque l'hélicoptère reste à une certaine hauteur par rapport au sol en ayant une vitesse de translation pratiquement nulle. Dans ce mode de vol, l'hélicoptère a la liberté de faire des rotations autour de l'axe E_z Le vol stationnaire (Figure I.8) est obtenu lorsque la valeur de la force sustentatrice et la valeur de la force de pesanteur sont égales et opposées.

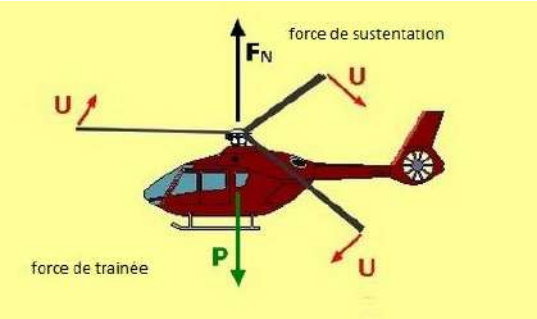


Figure I.8 : Le Vol stationnaire.

I.6.2 Le vol vertical

Dans le vol vertical, la résultante vectorielle de deux forces, aérodynamique et la force totale de pesanteur sont deux forces ayant la même direction mais sont de sens opposés, le vol est ascendant ou descendant, suivant que l'effet aérodynamique est supérieur ou inférieur au poids de l'appareil, (Figure I.9) décrit un vol vertical ascendant.



Figure I.9 : Le vol vertical

I.6.3 Le vol de translation

Le vol de translation correspond à tout vol en avant, en arrière ou sur le côté. Pour la réalisation de ce déplacement, il faut incliner la résultante de la force aérodynamique de l'engin pour créer une force de traction horizontale, latérale ou les deux. On distingue les trois classements de vol de translation :

I.6.3.1 Les translations verticales

Elles sont définies quand l'hélicoptère se déplace dans deux directions simultanément, par exemple dans les plans E_xE_z ou E_yE_z ou bien lorsqu'il fait un vol vertical suivant l'axe E_z1.6.3.2 Les translations horizontales :

Elles sont définies de façon similaire aux translations verticales mais cette fois-ci dans le plan xy ou dans les directions E_x ou E_y Le vol dans la direction E_x est connu sous le nom de vol en palier (level flight).

I.6.3.2 La translation spatiale

Elle est développée dans l'espace $E_xE_yE_z$ suivant les trois directions de déplacement en translation.

I.7 Analyse bibliographique

Ces dernières années, la conception et la mise au point des algorithmes de commande pour les hélicoptères drones a fait l'objet d'un certain nombre d'études. Ceci est dû au besoin de produire des véhicules aériens manœuvrables et autonomes, pour des applications militaire sous civiles. Alors qu'ils sont plus lents et moins efficaces que des avions, les hélicoptères sont capables de décollages et d'atterrissages verticaux, de vols stationnaires, et en général ils sont plus manœuvrables dans des espaces limités. Par conséquent, les hélicoptères représentent l'une des meilleures plates-formes pour des opérations dans des environnements sur bains ou encombrés. Cependant, la dynamique de l'hélicoptère est plus compliquée que celle d'un avion à voilure fixe : l'hélicoptère est en soi instable sur certaines plages de vol et présente une dynamique fortement couplée, et les caractéristiques de vol changent nettement en dehors de l'enveloppe de vol. Les travaux de recherche sur les hélicoptères drones s'articulent autour des problèmes de modélisation, identification de commande.

Le principal objectif de la plupart des articles traitant des problèmes de modélisation d'un hélicoptère drone est d'identifier un modèle linéaire à 6 degrés de liberté grâce à une série de données enregistrées lors de quelques essais en vol ou en soufflerie.

Le problème de commande des hélicoptères est une tâche délicate puisque la dynamique du système est fortement non linéaire et pleinement couplée, et également sujette aux incertitudes paramétriques. Souvent, lors de manouvres complexes de l'hélicoptère, la force de poussée est une fonction des angles de roulis, de tangage et de lacet. Les entrées de commande sont invariablement limitées aux variations longitudinales des pales du rotor principal et du rotor de queue, et à la commande de puissance du moteur. En outre, le rotor de queue doit compenser exactement le couple de rotation dû au rotor principal afin que l'hélicoptère maintienne un angle de lacet régulier.

En 2003:J.C. Avila Vilchis, et al. Présente le développement d'un modèle non linéaire et d'une stratégie non linéaire de commande pour un hélicoptère modèle VARIO. Le modèle est un 7-DDL (degré-de-liberté) qui est réduit en un modèle 3-DDL représentant un hélicoptère monté sur une plate-forme expérimentale. Le modèle non linéaire proposé possède toutes les caractéristiques qui font de son étude un défi intéressant, même dans le cas 3-DLL. Les résultats des expérimentations et des calculs numériques sur la plate-forme de l'hélicoptère ont permis des développements théoriques du modèle ainsi que des estimations robustes de certains paramètres étudiés [4].

En 2004: Minh-Duc Hua et al. s'intéressent aux véhicules aériens de type VTOL (Vertical Take-off and Landing) qui appartiennent à la classe des systèmes sous actionnés. Dans un premier temps, ils présentent une synthèse des méthodes de commande classiquement utilisées pour ces engins. Ils présentent ensuite une méthode qui exploite la structure d'actionnement commune à la plupart de ces systèmes, a savoir une seule commande en poussée dans une direction privilégiée du véhicule et un actionnement complet de la dynamique de rotation. Cette structure d'actionnement caractérise la plupart des véhicules conçus par l'homme : avions, bateaux, aéroglisseurs, sous-marins, et bien évidemment les VTOLs. La méthode de synthèse ne se limite donc pas au seul cas des VTOLs et permet de traiter différents modes opérationnels, tel que la stabilisation de la vitesse ou de la position du véhicule autour de consignes spécifiques. Une action intégrale e peut être incorporée dans la loi de commande afin de garantir un comportement robuste vis-à-vis de perturbations extérieures (rafales de vent par exemple) [5].

En 2006 : Tarek Hamel et Philippe Souères présentent un ensemble de résultats relatifs à la modélisation, l'estimation, et la commande des drones à voilures tournantes. Cette étude s'appuie sur un ensemble de projets récents menés par des laboratoires de recherche français.

Ils proposent tout d'abord une description des configurations les plus connues de ce type de véhicule et ils analysent leurs atouts et leurs faiblesses sur la base des spécificités dynamiques. Une description des stratégies de contrôle permettant de répondre à différents objectifs de navigation est ensuite donnée. Les auteurs abordent aussi les problèmes d'estimation de l'état en offrant une description des différentes approches du problème de filtrage permettant de fusionner les différentes données sensorielles pour reconstruire tout ou partie de l'état du véhicule. Les techniques d'asservissement visuel dédiées à la commande des drones sont aussi présentées [6].

En 2007 : Adnan MARTINI et al. présentent une étude sur les hélicoptères drones fonctionnant dans un environnement extérieur où l'exécution de la mission peut être affectée par des turbulences atmosphériques qui mènent à des écarts de trajectoires et à des variations dans les paramètres de son modèle. Un modèle simple non linéaire à 3-DDL d'un hélicoptère drone avec des perturbations inconnues est considéré et utilisé. Les effets de ces perturbations de type rafales de vent sont atténuées par l'intermédiaire de commandes non linéaires robustes (une commande linéaraisant robuste et une commande active de rejet de perturbation) qui utilisent un observateur non linéaire à état étendu. Plusieurs simulations montrent alors la meilleure efficacité du rejet de perturbations par l'utilisation de l'observateur non linéaire considéré [7].

Parmi les ouvrages traitant la théorie de la modélisation de l'hélicoptère, on trouve le livre de Wayne Johnson où l'auteur explique tous les détails nécessaires pour obtenir un modèle d'hélicoptère. Un autre livre, celui de Prouty donne une introduction à la dynamique de l'hélicoptère et particulièrement, la théorie aérodynamique du rotor en présentant une approche de modélisation de l'hélicoptère adaptée à la simulation [8] [9].

I.7.1 Les techniques de commande linéaires

L'élaboration de lois de commande linéaires pour contrôler le mouvement d'un hélicoptère pose de nombreux problèmes car les modèles linéaires simplifiés sont généralement loin de la réalité du système physique. Ce qui rend l'élaboration de lois de commande performants sur les modèles linéaires très difficiles.

Nous trouvons dans une comparaison de deux types de commande (linéaire et non linéaire). La commande linéaire par placement de pôles se base sur le modèle linéaire et simplifié de l'hélicoptère, où on néglige les petites forces de translation. Les principales entrées de commande sont données dans le tableau 1.1, où $\mathbf{T_M}$ est la force de poussée du rotor principal, $\mathbf{T_T}$ est la force de poussée du rotor de queue, **a** et **b** sont respectivement les angles longitudinal et latéral de battement vertical par rapport au plan perpendiculaire à l'arbre moteur [10].

Entrée	Translation	Rotation
T_M	z	–
T_T	–	ψ
A	X	θ
B	Y	φ

TABLEAU I.1: LES PRINCIPALES ENTREES DE COMMANDES

Une autre utilisation de la commande par placement de pôles se trouve dans [11]. Dans[12,13], il a été proposé d'utiliser la théorie de la commande robuste μ-Synthèse afin de contrôler un hélicoptère en mode de vol stationnaire. En effet dans [13], en supposant que toutes les incertitudes peuvent être regroupées dans un seul terme, alors le problème de la commande est défini comme suit : trouver un contrôleur interne stabilisant tel que quel que soit les incertitudes, le système bouclé soit stable. Nous trouvons la commande linéaire "gainscheduling" floue dans l'article [14], les auteurs utilisent un modèle non linéaire à 6DDL pour déterminer les points d'équilibres pour différents modes de vol de l'hélicoptère, ensuite pour chaque point d'équilibre, un modèle linéaire de l'hélicoptère peut être dérivé en utilisant un développement de Taylor.

Ils ont élaboré une commande par retour d'état simple pour le modèle linéaire :

$$\upsilon = -\kappa.\chi + r0$$

Où $\mathbf{r_0}$est la référence et $\boldsymbol{\chi}$le vecteur d'état du système. La référence [15] est un exemple de l'application de technique linéaire gaussienne quadratique LQG dans la commande d'un hélicoptère. nous trouvons une commande PD pour stabiliser l'altitude et l'angle de lacet d`un mini -hélicoptère à quatre rotors. Ensuite, les auteurs font une

comparaison entre la commande non linéaire par la méthode de saturation imbriquée et la commande LQR linéaire.

L'article [16] présente les techniques de la commande modale et de la structure propre et, dans [3], nous trouvons une application de trois types de commandes LQG, LTR et H∞ pour contrôler différents modes de vol (longitudinal et latéral) d'un hélicoptère et en présence des perturbations dues aux dynamiques des rotors et à un changement de point de vol amenant l'hélicoptère dans une plage de vol différente. L'auteur a trouvé que les commandes LQG/LTR sont moins robustes que la commandeH∞surtout en présence de la perturbation, et l'autreinconvénient est que l'ordre du correcteur (LQG/LTR) est assez élevé, d'une part en raison des pondérations ajoutées, d'autre part à cause de l'utilisation du filtre de Kalman nécessaire pour la construction des états non mesurables.

I.7.2 Les techniques de commande non linéaires

Les conceptions de contrôleurs non linéaires sont majoritairement basées sur la notion de la linéarisation de la boucle fermée du modèle non linéaire de l'hélicoptère .L'idée est de transformer la dynamique non-linéaire en forme linéaire en utilisant le retour d'état, avec la linéarisation entrée/état correspondant à la linéarisation complète ou partielle. C'est le dernier type de linéarisation de la boucle fermée qui est normalement utilisée pour la conception de contrôleur dans le cas des hélicoptères drones. La linéarisation entrée-sortie signifie la génération d'une relation différentielle linéaire entre la sortie et une nouvelle entrée [17][18].

Un système linéarisé par entrée-sortie sans la dynamique interne peut être obtenu comme démontré dans [19,20] (l'application se fait sur le modèle d'un avion à décollage et atterrissage vertical(PVTOL)). Dans le contexte de la commande des hélicoptères drones, les conceptions de contrôleurs basées sur la linéarisation entrée-sortie ont un certain nombre de limitations importantes parmi lesquelles, aucune robustesse n'est garantie en présence des incertitudes paramétriques, de la dynamique non modélisée, ou de perturbations externes [17].Koo et Satsry[21], en se basant sur [20], ont proposé une linéarisation entrée-sortie approximative, en ignorant le terme de couplage entre la dynamique de roulis (tangage)et la dynamique latérale (longitudinale).

I.8 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons donné quelques définitions et principes de base du fonctionnement de l'hélicoptère. Ce qui nous amène à dire que l'hélicoptère une machine

incroyablement complexe du point de vue aérodynamique. L'hélicoptère peut voler dans à peu près tous les sens et faire du surplace. Cela est dû aux effets de poussée des deux rotors, l'un vertical (rotor de queue), l'autre horizontal (rotor principal), assurant une meilleure stabilité à l'appareil. Quelques définitions sur les hélicoptères et leurs différents composant sont été présentés

Dans l'étude bibliographique que nous venons de présenter, nous avons décrit les drones et leurs principales classifications selon leur taille, et leur voilure. Puis nous avons abordé les mini drones (MUAV) et les micros drones (µUAV). Ensuite la constitution d'un drone miniature et les contraintes associées ont été présentées. Enfin, Nous avons également évoqué les différentes missions pour les hélicoptères drones.

Nous avons décomposé l'étude des techniques de commande en deux parties. Dans la première partie nous avons abordé les techniques de commande linéaires, ensuite les techniques de commande non linéaire ont été détaillées.

II.1Introduction

La dynamique des hélicoptères est particulièrement difficile à appréhender, tant les effets aérodynamiques et les couplages des degrés de liberté sont nombreux. Dans ce chapitre nous allons développer un modèle mathématique permettant de décrire les mouvements de l'hélicoptère dans le cas particulier du vol axial (décollage, montée, vol stationnaire, descente, et atterrissage) en reprenant les travaux de l'auteur dans [2]. Dans cette approche de modélisation, et sous les hypothèses évoquées dans le chapitre précédent, la dynamique de l'hélicoptère peut être considérée comme étant la dynamique du corps rigide associé au fuselage a laquelle sont ajoutées les forces aérodynamiques générées par le mouvement des deux rotors principal et de queue.

II.2Expressions des forces agissant sur l'hélicoptère lors de son vol

Les forces et les couples aérodynamiques intervenant lors du vol d'un hélicoptère sont montrés dans la figure (II.1).

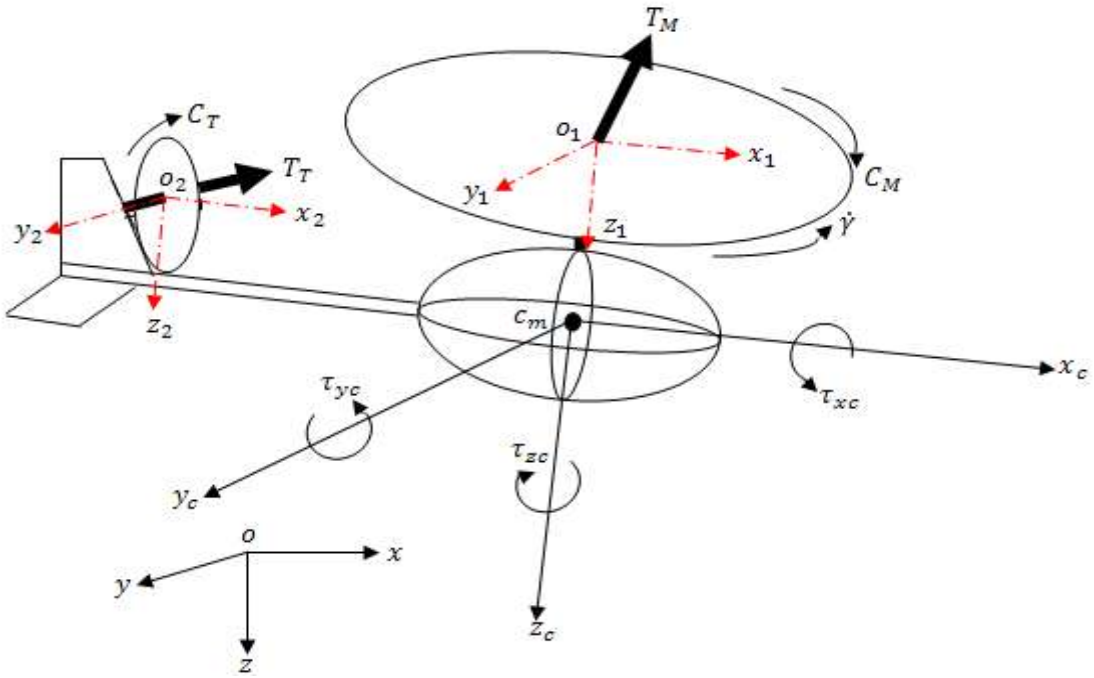


Figure II.1:Les forces et les couples aérodynamiques

- La force de poussée principal T_M est celle qui garantit la sustentation de l'hélicoptère et qui génère à partir de son inclinaison des force de traction f_{xM}, f_{yM}, f_{zM}permettant la présence de translations horizontales et verticales.
- Cette inclinaison produit aussi les couples aérodynamiques de tangage et/ou de roulis comme le résultat d'un bras de levier de la ligne d'action de T_M au centre de masse de l'hélicoptère. Les couples de tangageτ_{yc}, de roulisτ_{xc}, et de lacetτ_{zc}, sont avec C_M et C_T les couples les plus importants considérés dans les analyse aérodynamiques des hélicoptères [2].
- Les couples de traînée C_M et C_T sont générés par les forces de traînée qui agissent sur les pales du rotor principal et de queue respectivement. Ces forces de traînée représentent la résistance de l'air que les pales doivent vaincre lors de leurs rotations.

II.3 Considération de l'élément différentiel des pales

II.3.1 Rotor principal

Considérons un élément différentiel de pale comme celui montré sur la figure (II.2).

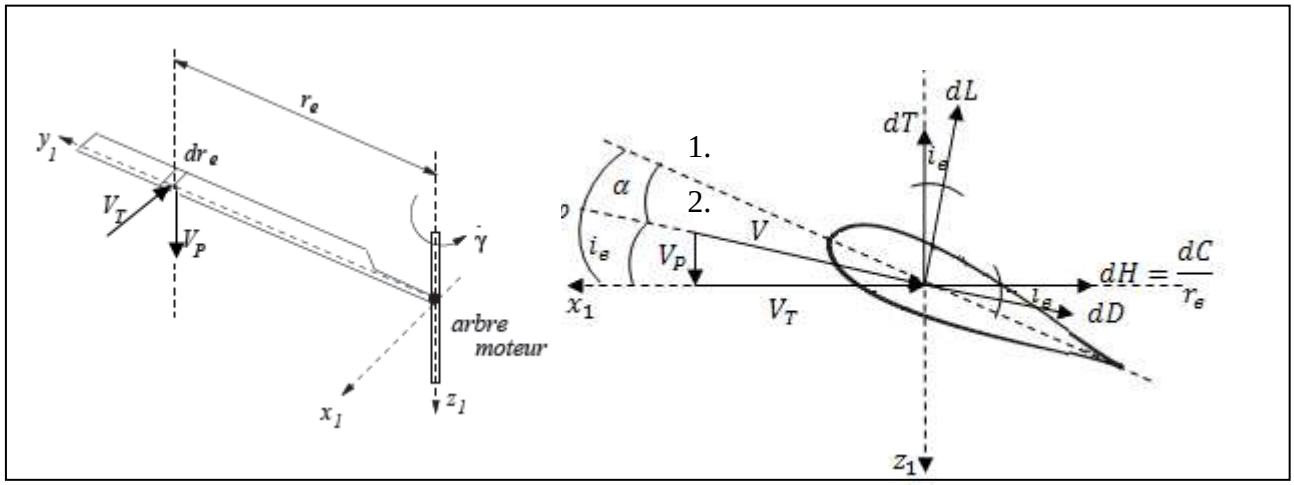


Figure II.2 : Eléments différentiels des pales et vitesses tangentiel et perpendiculaire.

$$\boldsymbol{dL = P_d c_l c_M dr_e} \quad \textbf{(II.1)}$$

Où dL est l'élément différentiel de la force de sustentation, P_d est la pression dynamique, $c_l = a\alpha$ est le coefficient de sustentation, c_M est la longueur de la corde de la pale dr_e est l'élément différentiel de distance radial. En écrivons l'équation (II.1) en termes de conditions de l'élément de pale :

$$dL = \frac{\rho}{2} V^2 a \alpha c_M dr_e \quad \textbf{(II.2)}$$

Où ρest la masse volumique de l'air,V est la valeur algébrique de la vitesse relative de l'air, a est la pente de la courbe de la force de sustentation ou gradient de portance et α est l'angle d'attaque de l'élément de pale.

L'élément différentiel de la force de traînée dD est donné par

$$dD = \frac{\rho}{2} V^2 c_d c_M dr_e \quad \textbf{(II.3)}$$

Où $c_d$est lecoefficient de traînée.

Projetant ces deux forces sur les axes parallèle et normal au plan de disque rotor (plan de rotation), nous aurons les forces élémentaires de poussée dT :

$$dT = dL\cos(i_e) - dD\sin(i_e) \quad \textbf{(II.4)}$$

Et l'élément différentiel du couple de traînée dC :

$$dC = (dL\sin(i_e) + dD\cos(i_e))r_e \quad \textbf{(II.5)}$$

Généralement l'angle d'incidence du vent est considéré très petit ($|i_e| \ll 1$), alors les approximations suivantes peuvent être faites [3] :

$$V \cong V_T \quad \textbf{(II.6)}$$

$$dT \cong dL \quad \textbf{(II.7)}$$

$$dC \cong (i_e dL + dD)r_e \quad \textbf{(II.8)}$$

Alors, nous pouvons écrire :

$$dT = \frac{\rho}{2} V_T^2 a \alpha c_M dr_e \quad \textbf{(II.9)}$$

$$dD = \frac{\rho}{2} V_T^2 c_d c_M dr_e \quad \textbf{(II.10)}$$

La force de poussée totale est égale au nombre de pales fois la force moyenne de sustentation par pale [2] :

$$T_M = \frac{P_M}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^{R_M} \frac{dL}{dr_e} dr_e d\gamma = \frac{\rho P_M a c_M}{4\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^{R_M} V_T^2 \alpha dr_e d\gamma \quad \textbf{(II.11)}$$

Considérons maintenant le cas du couple de traînée du rotor principal. En écrivant (II.9) en termes de conditions de l'élément pale nous trouvons :

$$dC_M = \left(\frac{\rho}{2} c_d c_M V_T^2 dr_e + \frac{\rho}{2} c_l c_M V_T^2 dr_e \frac{V_P}{V_T}\right) r_e \quad \textbf{(II.12)}$$

Alors : $$C_M = \frac{\rho P_M a c_M}{4\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^{R_M} \left[\frac{c_d}{a}\left(V_T^2 r_e\right) + \left(V_T^2 r_e\right)\alpha \frac{V_P}{V_T}\right] dr_e d\gamma \quad \textbf{(II.13)}$$

Et $$C_M = \frac{\rho P_M a c_M}{4\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^{R_M} \left[\frac{c_d}{a}\left(V_T^2 r_e\right) + \left(r_e V_P^2 + r_e V_T V_P \varphi\right)\right] dr_e d\gamma \quad \textbf{(II.14)}$$

Les expressions des forces de poussée et des couples produits par le rotor principal dans le repère mobile lié à c_m en négligeant le phénomène de battement des pales en fonction des entrées de commandes [10] :

$$F_M = \begin{bmatrix} f_{xM} \\ f_{yM} \\ f_{zM} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_M \sin(u_3) \cos(u_4) \\ T_M \cos(u_3) \sin(u_4) \\ T_M \cos(u_3) \cos(u_4) \end{bmatrix}$$

$$\tau_M = \begin{bmatrix} \tau_{xM} \\ \tau_{yM} \\ \tau_{zM} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_M \cos(u_3) \cos(u_4) y_M - T_M \cos(u_3) \sin(u_4) z_M \\ T_M \sin(u_3) \cos(u_4)\, z_M - T_M \cos(u_3) \cos(u_4) x_M \\ T_M \cos(u_3) \sin(u_4)\, x_M - T_M \sin(u_3) \cos(u_4) y_M \end{bmatrix}$$

Où (x_M, y_M, z_M) est la position du rotor principal par rapport à c_m.

II.4 Différentes configurations des rotors d'un hélicoptère

Ce type d'aéronef possède des configurations diverses de rotors :

1. Configuration à rotor principal avec ou sans rotor de queue. Par la suite, nous appellerons hélicoptère standard ou simplement hélicoptère, la configuration correspondant à un rotor principal et un rotor de queue.
2. Configurations à deux rotors principaux. On peut distinguer les cinq solutions suivantes :

(a) Configuration à deux rotors principaux en tandem (bi-rotor en tandem).

(b) Configuration à deux rotors principaux coaxiaux contrarotatifs (bi-rotor coaxial).

(c) Configuration à deux rotors principaux côte à côte.

(d) Configuration à deux rotors principaux pivotants.

(e) Configuration à deux rotors principaux dit convertible.

3. Un hélicoptère à trois rotors.

4. Un hélicoptère à quatre rotors.

II.4.1 Hélicoptère standard

Dans un hélicoptère standard qui a un seul rotor principal, ce rotor produit la poussée verticale (la force de sustentation). Si on incline le vecteur de la portance, l'hélicoptère peut accélérer dans les deux directions, longitudinalement et latéralement. Le mouvement de rotation de l'axe du rotor principal produit un mouvement naturel en lacet. Il est compensé par le rotor de queue qui sert d'anti-couple. Ainsi, le rotor de queue gouverne la commande en lacet de l'hélicoptère. Cette méthode la plus commune pour la commande de lacet a été employée la première fois par Igor Sikorsky en 1941 dans l'Ah-64 Apache.

Pour maximiser le couple du rotor de queue, le rotor de queue est habituellement monté sur une perche allongée. Aux Etats-Unis et en Grande-Bretagne, le rotor principal tourne dans le sens inverse des aiguilles d'une montre. En France, ce rotor tourne dans le sens des aiguilles d'une montre.

II.4.1.1 L'hélicoptère de type NOTAR

La stratégie la plus récente de commande en lacet développée pour les hélicoptères est la conception du rotor de queue de NOTAR (NO Tail Rotor).

Le rotor de queue est à l'origine d'une grande partie du bruit et des vibrations qui affectent un hélicoptère en vol. Le système NOTAR, conçu par McDonnell Douglas au début des années 80, permet de réduire ces nuisances et ces problèmes techniques, en faisant appel à une solution ingénieuse qui envoie de l'air pulsé par une soufflante alimentée par le rotor principal et logée dans la racine de la poutre de queue de l'hélicoptère.

Beaucoup moins bruyant, les hélicoptères NOTAR sont également plus sûrs, les risquesde pannes du rotor arrière, causes de tant d'accidents, étant éliminés.

II.4.2 Hélicoptère à deux rotors principaux :

II.4.2.1 Hélicoptère bi-rotor en tandem

Cette configuration remplace le rotor de queue par un autre rotor placé aussià l'extrémité du fuselage .Ces rotors tournent en sens opposé. Le résultat aérodynamique provoque une perte de puissance. Mais cette quantité perdue (8-10%) est la même que celle perdu dans le cas d'un hélicoptère a un seul rotor principal. Un exemple de réalisation est le Ka-50. Le couple de lacet de chaque rotor est donc compensé et l'interaction des deux rotors nous offre, pour cet appareil, une capacité de charge supérieure. La commande de lacet est réalisée en augmentant l'angle de tangage d'une pale sur un rotor tout en diminuant l'angle de tangage de l'autre. Puisque ces hélicoptères ont deux rotors qui sont habituellement égaux en taille, la solution simple au problème de commande de lacet est de tourner les rotors dans des sens opposés. La commande de lacet est réalisée en inclinant les rotors dans des directions opposées.

II.4.2.2 Hélicoptère bi-rotor coaxial

Afin d'éviter l'utilisation du rotor de queue et afin de construire un grand hélicoptère pour soulever de lourdes charges, on comprend qu'il faut utiliser deux rotors contrarotatifs, ils sont placés l'un au-dessus de l'autre et sur le même axe de rotation.

Nous remarquons que la taille du fuselage peut être inférieure à celle des autres types d'hélicoptères.

II.4.2.3 Hélicoptère bi-rotor côte à côte

Cette configuration se retrouve surtout sur les hélicoptères Kalman. Comme pour les hélicoptères à rotors en tandem et coaxiaux, chaque rotor tourne dans un sens différent. Les rotors, dont les plans de rotation sont inclinés, sont synchronisés par une boîte de transmission commune. Ainsi, à aucun moment les pales ne risquent de se percuter. Pour le déplacement latéral et la translation (avant/ arrière), chaque rotor assure la même fonction (inclinaison dans le sens désiré), on applique sur les deux rotors la même commande de pas collectif et de pas cyclique. Par contre, pour le contrôle en lacet, un rotor est incliné vers l'avant et l'autre vers l'arrière ce qui provoque la rotation du fuselage. On applique une commande antisymétrique sur l'angle de battement longitudinal de chaque rotor. Lorsque le rotor gauche (sens de la marche) est incliné vers l'avant et que le rotor droit est incliné vers l'arrière, la machine effectue une rotation sur elle-même sur la droite. Les dérives situées à l'arrière de la machine participent aussi au contrôle de l'axe de lacet. La poussée totale résultante est effectivement la somme des poussées de chaque rotor : l'efficacité est meilleure que celle d'un double rotor contrarotatif "empilé", et l'encombrement est moins grand que pour un double rotor en tandem. Ce type de véhicule est très propice au transport de charges lourdes. L'inconvénient majeur reste la complexité de la boîte de transmission des deux rotors.

II.4.3 Configuration à trois rotors

Dans cette catégorie, nous trouvons le trirotor ,le vectron et l'hélicoptère auto-stable. Le trirotor est constitué de 2 rotors à l'avant qui tournent dans des sens opposés et un rotor à l'arrière avec orientation réglable. Le fonctionnement est similaire à celui d'un quadri rotor mais la performance en vol n'est pas aussi satisfaisante. Le Vectron est constitué de 3 rotors qui tournent dans le même sens. Le corps circulaire de l'appareil tourne par conséquent dans le sens contraire. Les vitesses des moteurs sont modifiées à des instants très précis de manière à obtenir des couples de tangage et de roulis.

II.4.4 Configuration à quatre rotors

Cette configuration, qui n'existe qu'en modèle réduit, est destinée principalement à des missions de vol dans des environnements intérieurs. Le sens de rotation des deux rotors situés sur l'axe E_x de l'engin est différent du sens de rotation des deux autres situés sur l'axe E_y. La montée et la descente sont assurées par les quatre rotors à la fois. En effet, chaque rotor en développant sa propre poussée, contribue à la génération d'une force totale de sustentation qui assure à la fois la montée et la descente de l'engin. La différence de poussée entre les rotors arrière et avant produit un couple de roulis qui contrôle le mouvement de translation

(avant/arrière). Le déplacement gauche/droite, quant à lui, est assuré par la différence de poussée entre les rotors situés sur la gauche et sur la droite. Enfin, pour le contrôle en lacet de l'appareil, c'est la somme des anti-couples produits par les quatre rotors qui définit le sens de rotation.

II.5 Description du rotor principal et du rotor de queue

II.5.1 Rotor principal

C'est l'ensemble mécanique le plus important de l'hélicoptère, il offre non seulement la sustentation (force de portance qui permet de pratiquer le vol vertical), mais également assure le vol de translation horizontal ; il affecte ainsi la majeure partie du contrôle de l'appareil dans les cas de vol envisagés sur les axes : roulis et tangage. Le rotor est constitué essentiellement de (figure II.3):

- Des **pales** qui en se mettant en rotation, transforment l'énergie mécanique du moteur en une force aérodynamique portante, ceci grâce à leurs formes d'une aile allongée avec une section profilées. leurs nombre varient de deux à plusieurs pales suivant la grandeur de l'appareil.
- Un **moyeu** fixé sur le mat rotor dont le rôle est de supporter les pales en assurant une liaison articulée (articulation de pas, de traînée et de battement) entre le mat et les pales.
- Un **mat** fixé sur la boite de transmission principale. Il entraîne le moyeu, et transm et à la structure la portance du rotor par l'intermédiaire des barres de suspension. Le mat comporte aussi le plateau cyclique, un mécanisme compliqué responsable du changement de l'angle d'inclinaison des pales face au vent -angle d'incidence- afin de varier la force aérodynamique de portance, et par conséquent contrôler le vol de l'hélicoptère.

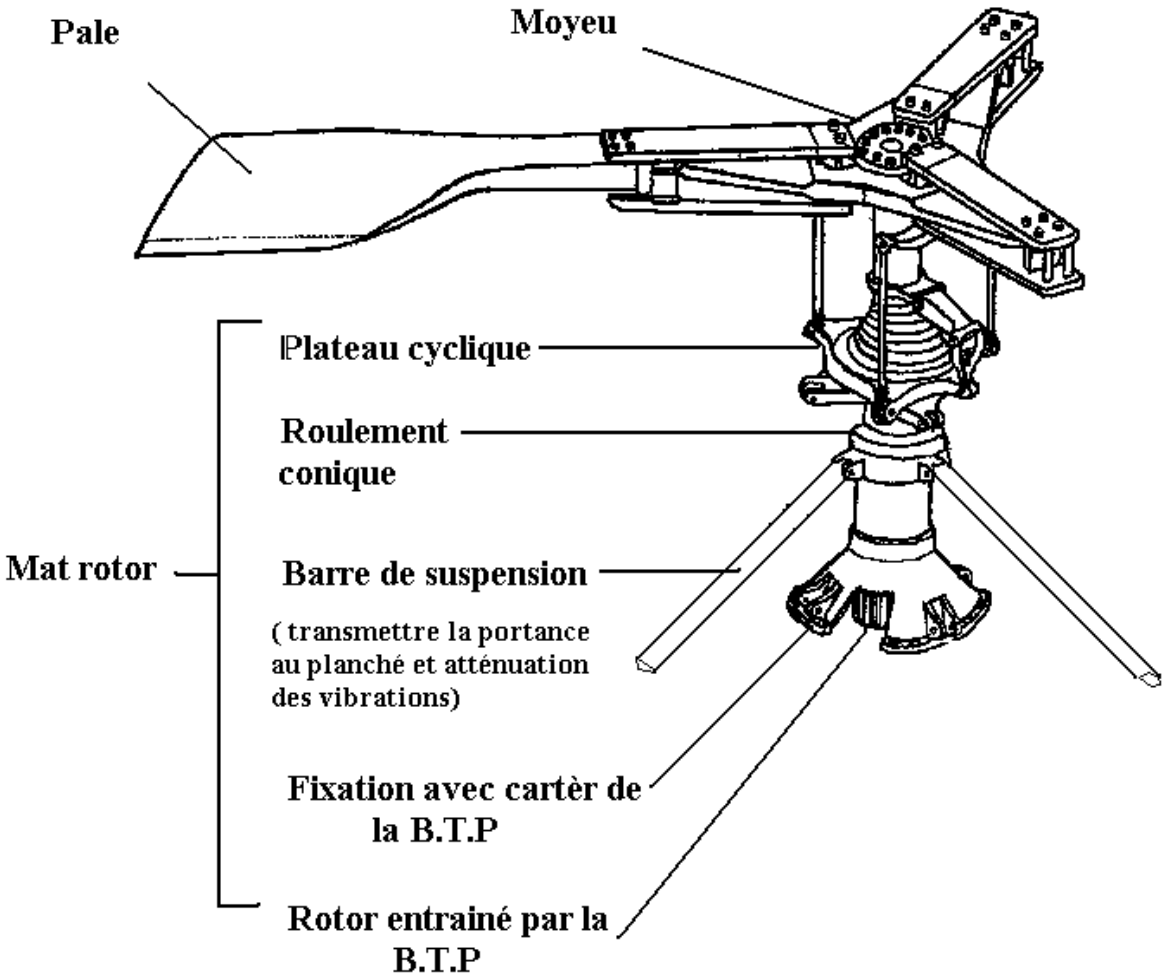


Figure II. 3 : Rotor principal.

II.5.2Rotor de queue

En ce qui concerne le rotor de queue, il est composé du même mécanisme que le rotor principal sauf qu'il ne contient pas l'ensemble des articulations qui aident à la commande dupas cyclique. Ce rotor est aussi entraîné par le moteur qui fait tourner le rotor principal.

La force de sustentation et la force de traînée élémentaire sont données par :

$$dL_T = \frac{\rho}{2} V_T^2 a_T \alpha_T c_T dr_{e_T}$$
$$dD_T = \frac{\rho}{2} {V_T}^2 c_{d_T} c_T dr_{e_T} \quad \textbf{(II.15)}$$

La force de poussée du rotor de queue est décrite par :

$$\boldsymbol{T_T = \frac{P_T}{2\pi}\int_0^{2\pi}\int_0^{R_T} -dL_T\, d\gamma_T} \qquad \textbf{(II.16)}$$

Où P_T est le nombre de pales du rotor de queue, R_T est le rayon du rotor de queue, γ_T est l'angle d'azimut des pales du rotor de queue.

Le couple produit par le rotor de queue est donné par :

$$\boldsymbol{C_T = \frac{P_T}{2\pi}\int_0^{2\pi}\int_0^{R_T} -r_{e_T}(i_{e_T}dL_T + dD_T)\, d\gamma_T} \qquad \textbf{(II.17)}$$

Comme la force de poussée du rotor de queue a seulement une composante le long de l'axe *y2*(parallèle à *y1*) nous avons donc$f_{xT} = f_{xT} = 0$. Le résultat des forces et des couples produitspar le rotor de queue peut être écrit de la façon suivante (par rapport au *cm*) :

$$\boldsymbol{F_T = \begin{bmatrix} f_{xT} \\ f_{yT} \\ f_{zT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ T_T \\ 0 \end{bmatrix}}$$

$$\boldsymbol{\tau_T = \begin{bmatrix} \tau_{xT} \\ \tau_{yT} \\ \tau_{zT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_T z_T \\ C_T \\ -T_T x_T \end{bmatrix}}$$

En tenant compte du fait que :$u_3 \approx 0$ $etu_4 \approx 0$, les composantes du vecteur de forces externes F_L en fonction des forces et des couples aérodynamiques mentionnés dans le chapitre précédent sont montrées dans le tableau :

Tableau II.1 : les composantes du vecteur de forces externes en fonction des forces et des couples aérodynamique.

F	Expression Analytique
f_{xc}	$T_M u_3$
f_{yc}	$T_M u_4 + T_T$
f_{zc}	$T_M + D_{vi}$
f_{zc}	$T_M + D_{vi}$
τ_{yc}	$C_T + T_M u_3 z_M$
τ_{zc}	$C_{mot} + C_M$

II.6 Le modèle dynamique de l'hélicoptère à 3DDL

Nous présentons une formulation de Lagrange afin d'obtenir le modèle de l'hélicoptère lorsqu'il est monté sur une plate-forme expérimentale figure (II.4).Nous avons donc un système à trois degrés de libertéz, φ et γ. Il n'ya pas de mouvement dans les directions$x$ et y ni en tangage ni en roulis, et en conséquence $x = y = \theta = \psi = 0$.

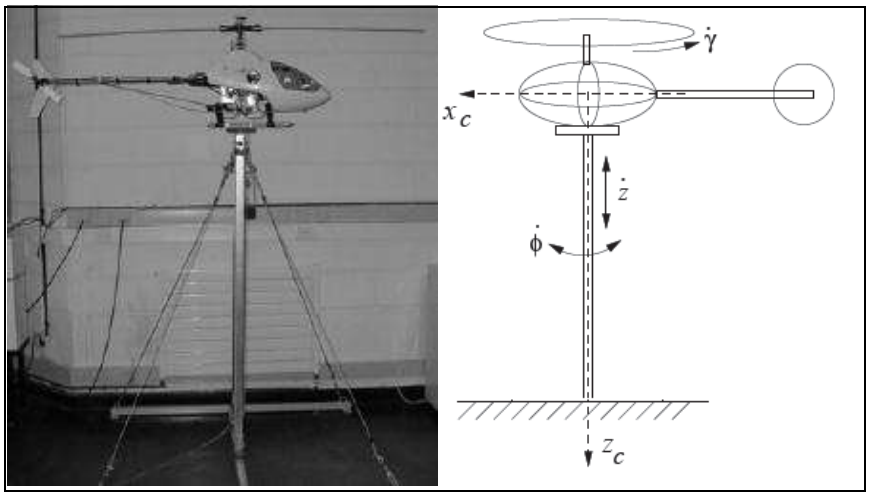


Figure II.4 : Le modèle de l'hélicoptère VARIO

L'énergie cinétique de translation prend une forme plus simple que celle donnée par (II.16), car elle considère uniquement un déplacement dans la direction$z$, nous trouvons donc :

$$\boldsymbol{T_t = \frac{1}{2} m \dot{z}^2} \qquad \textbf{(II.18)}$$

De manière simple, nous pouvons dire que la seule composante significative de la vitesse angulaire du fuselage est donnée par $\dot{\phi}$; en plus l'axe z du repère inertiel coïncide avec l'axe z_c lié a l'hélicoptère et donc la vitesse angulaire dans le repère inertiel est la même que celle exprimée dans le repère de l'hélicoptère. Elle est donnée par l'équation :

$$\boldsymbol{\omega_z = \omega_{zc} = \dot{\varphi}} \qquad \textbf{(II.19)}$$

En ce qui concerne l'énergie cinétique de rotation elle est définie par :

- ✓ Pour le fuselage : $$\boldsymbol{T_{rF} = \frac{1}{2} I_{zzF} \dot{\varphi}^2} \qquad \textbf{(II.20)}$$
- ✓ Pour le rotor principal : $$\boldsymbol{T_{rM} = \frac{1}{2} I_{zzM} (\dot{\varphi} + \dot{\gamma})^2} \qquad \textbf{(II.21)}$$
- ✓ Pour le rotor de queue : $$\boldsymbol{T_{rT} = \frac{1}{2} I_{zzT} \dot{\varphi}^2 + \frac{1}{2} I_{yyT} \dot{\gamma}^2 r_\gamma^2 - \frac{1}{2} I_{yzT} \dot{\varphi} \dot{\gamma} r_\gamma} \qquad \textbf{(II.22)}$$

L'énergie potentielle est formée par l'énergie potentielle gravitationnelle et par la partie de l'énergie élastique correspondant à l'angle de conicité (battement vertical des pales).

Nous pouvons maintenant calculer le Lagrangien $L = T - U$ et obtenir les équations du mouvement de l'hélicoptère à partir de :

$$\boldsymbol{\frac{d}{dt}\left[\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i}\right] - \frac{\partial L}{\partial q_i} = Q_i} \qquad \textbf{(II.23)}$$

Où $q_i i = 1,2,3$ sont les coordonnées généralisées. Le développement de cette équation permet d'obtenir le modèle général de l'hélicoptère sous forme matricielle, qui est donné par :

$$\boldsymbol{M(q)\ddot{q} + C(q,\dot{q})\dot{q} + G(q) = Q(u)} \quad \textbf{(II.24)}$$

$M(q)$ est la matrice d'inertie, $C(q,\dot{q})$représentela matrice de Coriolis, $G(q)$est le vecteur des forces conservatives, et $Q(u)$le vecteur des forces généralisées donné par le Lagrangien est donc exprimé par :

$$\boldsymbol{L = T - U = \frac{1}{2}m\dot{z}^2 + \frac{1}{2}I_{zzF}\dot{\varphi}^2 + \frac{1}{2}I_{zzM}(\dot{\varphi}+\dot{\gamma})^2 + \frac{1}{2}I_{zzT}\dot{\varphi}^2 + \frac{1}{2}I_{yyT}\dot{\gamma}^2 r_\gamma^2 - \frac{1}{2}I_{yzT}\dot{\varphi}\dot{\gamma}r_\gamma + + mgz - ka_0^2} \quad \textbf{(II.25)}$$

Nous prenons l'hypothèse d'une force de poussée toujours vertical dans ce système, car une variation dans l'orientation de T_M entraînerait un changement du mode de vol (par exemple en vol en palier) qui ne peut pas se produire dans le système hélicoptère/plate-forme. D'autre part l'angle de conicité est considéré constant. Le vecteur de coordonnées généralisées prend donc la forme suivante :

$$\boldsymbol{q = [z\ \varphi\ \gamma]^T} \quad \textbf{(II.26)}$$

La dérivée du vecteur de coordonnées généralisées est :

$$\boldsymbol{\dot{q} = [\dot{z}\dot{\varphi}\dot{\gamma}]^T} \quad \textbf{(II.27)}$$

Les entrées utilisées dans ce cas sont définies par le vecteur d'entrée :

$$\boldsymbol{u = [u_1\ u_2]^T} \quad \textbf{(II.28)}$$

A partir de (II.25), en tenant compte du fait $I_{yzT} = 0$ et en utilisons l'équation (II.23) nous avons :

$$\boldsymbol{\frac{\partial L}{\partial z} = mg} \quad \textbf{(II.29)}$$

$$\frac{\partial L}{\partial \phi} = 0 \tag{II.30}$$

$$\frac{\partial L}{\partial \gamma} = -\frac{2}{3} m_T b^2 r_\gamma \sin(r_\gamma \gamma) \cos(r_\gamma \gamma) \dot{\varphi}^2 \tag{II.31}$$

$$\frac{\partial L}{\partial \dot{z}} = m\dot{z} \tag{II.32}$$

$$\frac{\partial L}{\partial \dot{\varphi}} = I_{zzF}\dot{\varphi} + I_{zzM}(\dot{\varphi} + \dot{\gamma}) + 2m_T\left(x_T^2 + y_T^2\right)\dot{\varphi} + \frac{2}{3} m_T b^2 \cos^2(r_\gamma \gamma)\dot{\varphi} \tag{II.33}$$

$$\frac{\partial L}{\partial \dot{\gamma}} = I_{zzM}(\dot{\varphi} + \dot{\gamma}) + I_{yyT} r_\gamma^2 \dot{\gamma} \tag{II.34}$$

$$\frac{d}{dt}\left[\frac{\partial L}{\partial \dot{z}}\right] = m\ddot{z} \tag{II.35}$$

$$\frac{d}{dt}\left[\frac{\partial L}{\partial \dot{\varphi}}\right] = I_{zzF}\ddot{\varphi} + I_{zzM}(\ddot{\varphi} + \ddot{\gamma}) + 2m_T\left(x_T^2 + y_T^2\right)\ddot{\varphi} + \frac{2}{3} m_T b^2 \cos^2(r_\gamma \gamma)\ddot{\varphi} - \frac{4}{3} m_T b^2 \sin(r_\gamma \gamma)\cos(r_\gamma \gamma) r_\gamma \dot{\gamma}\dot{\varphi} \tag{II.36}$$

$$\frac{d}{dt}\left[\frac{\partial L}{\partial \dot{\gamma}}\right] = I_{zzM}(\ddot{\varphi} + \ddot{\gamma}) + I_{yyT} r_\gamma^2 \ddot{\gamma} \tag{II.37}$$

A partir des équations ci-dessus nous pouvons écrire la forme matricielle du modèle à3DDL:

$$M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) = Q(u) \tag{II.38}$$

Où

$$\boldsymbol{M(q)} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{m} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I_{zzF} + I_{zzM} + m_T\left(x_T^2 + y_T^2\right) + \frac{3}{2} m_T b^2 \cos^2(r_\gamma \gamma)} & \boldsymbol{I_{zzM}} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I_{zzM}} & \boldsymbol{I_{zzM} + I_{yyT} r_\gamma^2} \end{bmatrix} \quad \textbf{(II.39)}$$

$$\boldsymbol{C(q,\dot{q})} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{-\frac{1}{3} m_T b^2 r_\gamma \sin(2 r_\gamma \gamma)\dot{\gamma}} & \boldsymbol{-\frac{1}{3} m_T b^2 r_\gamma \sin(2 r_\gamma \gamma)\dot{\varphi}} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{\frac{1}{3} m_T b^2 r_\gamma \sin(2 r_\gamma \gamma)\dot{\varphi}} & \boldsymbol{0} \end{bmatrix} \quad \textbf{(II.40)}$$

$$\boldsymbol{G(q)} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{-mg} \\ \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} \end{bmatrix} \quad \textbf{(II.41)}$$

Les matrices$M$, C et le vecteur G prennent donc les formes suivantes :

$$\boldsymbol{M(q)} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{c_0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{c_1 + c_2 \cos^2(c_3 \gamma)} & \boldsymbol{c_4} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{c_4} & \boldsymbol{c_5} \end{bmatrix} \quad \textbf{(II.42)}$$

$$\boldsymbol{C(q,\dot{q})} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{c_6 \sin(2c_3 \gamma)\dot{\gamma}} & \boldsymbol{c_6 \sin(2c_3 \gamma)\dot{\varphi}} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{-c_6 \sin(2c_3 \gamma)\dot{\varphi}} & \boldsymbol{0} \end{bmatrix} \quad \textbf{(II.43)}$$

$$\boldsymbol{G(q)} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{c_7} \\ \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} \end{bmatrix} \quad \textbf{(II.44)}$$

A partir (II.15) (II.16) (II.17)et du tableau le second membre de (II.38)peut être mis sous la forme $Q(u) = A(\dot{q})u + B(\dot{q})$, et en tenant compte que :

Les forces généralisées données par () prennent les formes suivantes :

$$\boldsymbol{A(\dot{q})} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{c_8 \dot{\gamma}^2} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{c_{11} \dot{\gamma}^2} \\ \boldsymbol{c_{12}\dot{\gamma} + c_{13}} & \boldsymbol{0} \end{bmatrix} \quad \textbf{(II.45)}$$

$$\boldsymbol{B(\dot{q})} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{c_9\dot{\gamma} + c_{10}} \\ \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{c_{14}\dot{\gamma}^2 + c_{15}} \end{bmatrix} \quad \textbf{(II.46)}$$

Il est intéressant d'utiliser une représentation d'état qui sera utilisée pour faire des simulations en Matlab/Simulink. Nous prenons donc les trois variables du vecteur de coordonnées généralisées et leurs dérivées comme variables d'état du modèle :

Variable	Dérivée
$x_1 = z$	$x_2 = \dot{x}_1 = \dot{z}$
$x_3 = \varphi$	$x_4 = \dot{x}_3 = \dot{\varphi}$
$x_5 = \gamma$	$x_6 = \dot{x}_5 = \dot{\gamma}$

Tableau II.2. Les variables d'état du modèle

La représentation d'état devient plus simple:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_1 = \mathbf{x}_2 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 = \dfrac{1}{\mathbf{c_0}}\left[\mathbf{c_8 x_6^2 u_1 + c_9 x_6 + c_{10} - c_7}\right] \\ \dot{\mathbf{x}}_3 = \mathbf{x}_4 \\ \dot{\mathbf{x}}_4 = \dfrac{\mathbf{1}}{\mathbf{c_1 c_5 - c_4^2}}\left[\mathbf{c_5 c_{11} x_6^2 u_2 - c_4}\left(\mathbf{(c_{12} x_6 + c_{13}) u_1 + c_{14} x_6^2 + c_{15}}\right)\right] \\ \dot{\mathbf{x}}_5 = \mathbf{x}_6 \\ \dot{\mathbf{x}}_6 = \dfrac{\mathbf{1}}{\mathbf{c_1 c_5 - c_4^2}}\left[\mathbf{-c_4 c_{11} x_6^2 u_2 + c_1}\left(\mathbf{(c_{12} x_6 + c_{13}) u_1 + c_{14} x_6^2 + c_{15}}\right)\right] \end{cases} \quad \textbf{(II.47)}$$

II.7 L'effet de la perturbation sur l'hélicoptère

Les hélicoptères drones fonctionnent dans un environnement où l'exécution de la tâche peut facilement être affectée par des turbulences atmosphériques. Le vol dans la turbulence atmosphérique est un des sujets de recherche importants en aéronautique. Ce thème concerne à la fois les constructeurs des hélicoptères et les opérateurs du transport civil. Les problèmes les plus importants liés aux effets de turbulence sont : le chargement et la fatigue structurale, la contrôlabilité et les qualités de manipulation, la sécurité et le confort des passagers et de l'équipage.

Le développement d'une représentation des phénomènes aérodynamiques instationnaires tout comme l'établissement de lois de commande pour l'absorption de rafales est des objectifs importants pour assurer la sécurité dans les phases critiques de décollage et d'atterrissage, mais également pour assurer le confort des passagers. Les modèles mathématiques de la réponse de l'hélicoptère à la turbulence atmosphérique sont sensiblement plus complexes que ceux utilisés généralement pour l'avion à aile fixe. Il y a deux raisons. La première est dû à l'environnement opérationnel dans lequel les hélicoptères sont utilisés, et l'autre est dû au mouvement spatial des éléments de pale radiaux. A la différence de l'avion à aile fixe, l'hélicoptère fonctionne à basse altitude et cela fait une partie substantielle de leur vie opérationnelle. A basse altitude, la longueur de la turbulence est relativement petite, alors une partie relativement grande de l'énergie de la turbulence atmosphérique est concentrée à des fréquences spatiales qui sont du même ordre de grandeur que le rayon du rotor. Ainsi, la variation de vitesses de la turbulence atmosphériques au-dessus de l'hélicoptère ne peut être modélisée à l'aide d'une approximation linéaire du champ. La deuxième raison est que l'hélicoptère a de grandes surfaces tournantes qui sont coupées longitudinalement par le champ variable de la turbulence atmosphérique. Ceci produit des environnements rigoureusement différents de turbulence sur les pales tournantes et les points fixes sur le corps rigide.

Notre étude concerne la représentation mathématique du comportement de l'hélicoptère dans la turbulence atmosphérique. Une modélisation basée sur les équations générales de la mécanique du vol permettra d'en simuler le vol, d'étudier sa stabilité et d'analyser sa performance. Différentes approches de modélisation du vol d'un hélicoptère dans la turbulence atmosphérique ainsi que de la représentation des effets instationnaires ont été en vissages .Dans ce mémoire nous allons adopter le modèle cité dans [7].

II.7.1 Fonction discrète de la rafale :

Le modèle mathématique de la rafale de vent pour un avion à aile fixe définie par la relation suivante [7]:

$$Vraf\,(m/s) = (Vm/2)(1 - \cos(\pi x/Lu)t) \qquad \textbf{(II.48)}$$

où V_m représente l'amplitude de la rafale de vent (m/s), Lu représente la longueur de la rafaleen (m) et x est la distance parcourue par l'avion en (m). Cette rafale est représentée sur

la figure(II.5). La longueur de la rafale Lu (pour l'hélicoptère) est traditionnellement prise égale à 25fois la corde aérodynamique de la pale du rotor principal de l'hélicoptèresoit Lu = $25c_M$.

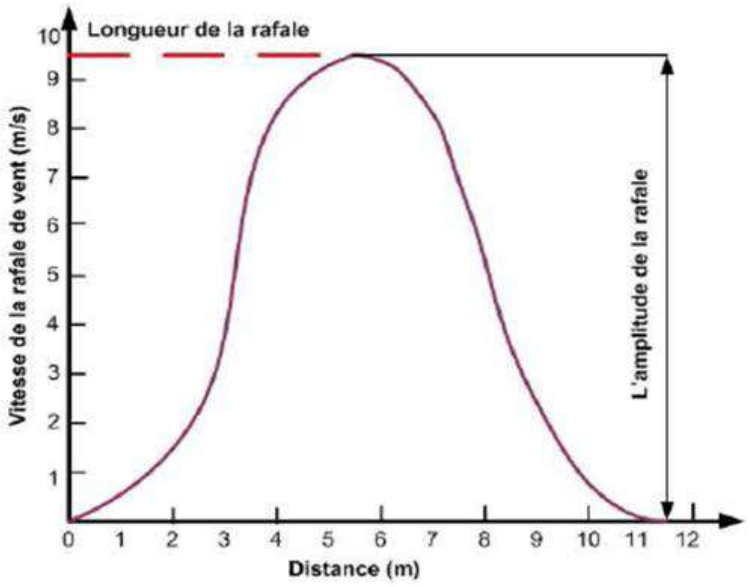
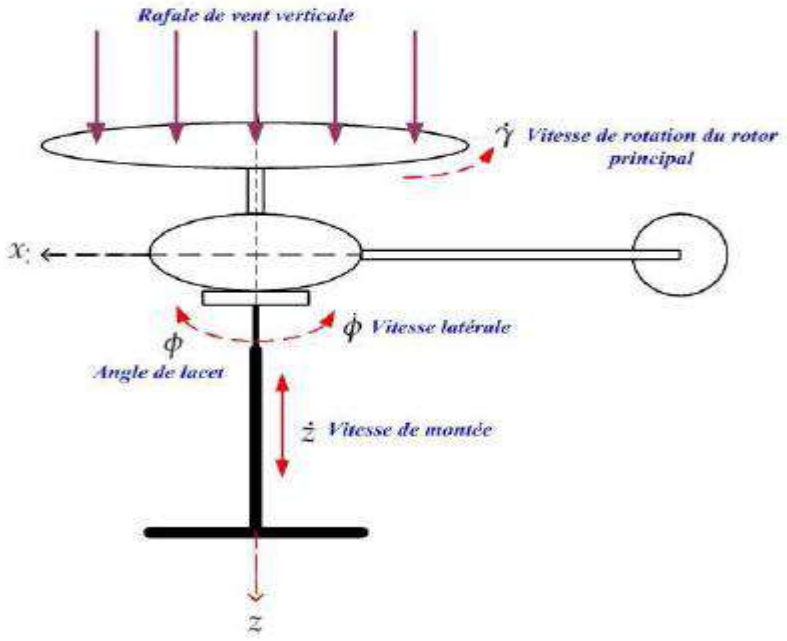


Figure II.5 : Représentation de la rafale discrète

II.7.2Modèle de l'hélicoptère perturbé

Les hélicoptères fonctionnent dans un environnement où l'exécution de la tâche peut facilement être affectée par des turbulences atmosphériques. Ce paragraphe discute de l'essai de vol aéroporté de l'hélicoptère dans des conditions turbulentes pour déterminer les critères de rejet de perturbation et pour développer un modèle à vitesse réduite de turbulence pour la simulation d'hélicoptère. La figure (II.6) représente un hélicoptère monté sur une plate-forme et soumis à une rafale de vent .



FigureII.6:L'hélicoptère plate-forme avec la perturbation

On considère dans notre cas, un vol vertical ascendant avec une vitesse de rafale *vraf*. Dans cecas la vitesse induite totale devient : $v_1 = v_v + vraf$. Si nous considérons que l'hélicoptère vole à basse vitesse, alors la vitesse induite en vol vertical et la vitesse induite en vol stationnaire sont presque les mêmes : ($v_v \approx v_h$), soit $v_1 = v_h + v_{raf}$. Nous remplaçons donc cette valeur dans les équations de forces, de moments et de couples (II.6), ce qui fournit la contribution δT_M, δT_TetδC_M du vent sur ces actions aérodynamiques :

$$\begin{cases} \boldsymbol{\delta T_M = C_{16}\dot{\gamma} v_{raf}} \\ \boldsymbol{\delta T_M = 0} \\ \boldsymbol{\delta C_M = C_8\dot{\gamma} v_{raf} u_1 + \frac{5}{2} C_9 v_{raf} + C_{17} v_{raf}^2} \end{cases} \quad \textbf{(II.49)}$$

Finalement, la représentation du système réduit de l'hélicoptère sur la plate-forme et soumisà une rafale de vent peut s'écrire sous la forme d'état suivante[7]:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = \frac{1}{C_0}[C_8\dot{\gamma}^2 u_1 + C_9\dot{\gamma} + C_{10} - C_7] + \frac{1}{C_0}C_{16} \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = \frac{1}{C_1C_5 - C_4^2}\left[C_5C_{11}\dot{\gamma}^2 u_2 - C_4\left((C_{12}\dot{\gamma} + C_{13} + C_8\dot{\gamma}v_{raf})u_1 + C_{14}\dot{\gamma}^2 + C_{15}\right.\right. \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = \frac{1}{C_1C_5 - C_4^2}\left[C_{11}C_4\dot{\gamma}^2 u_2 + C_1C_4\left((C_{12}\dot{\gamma} + C_{13} + C_8\dot{\gamma}v_{raf})u_1 + C_{14}\dot{\gamma}^2 + C_1\right.\right. \end{cases} \quad \textbf{(II.50)}$$

II.8Conclusion

Dans ce chapitre nous avons effectué une modélisation dynamique de l'hélicoptère VARIO en vol axial. Nous avons d'abord présenté la modélisation dynamique d'un corps rigide en se basant sur le formalisme de Lagrange auquel nous avons ajouté les forces et les couples produits par les deux rotors. De cette façon le modèle dynamique était complètement décrit. Enfin, nous avons obtenu un modèle non linéaire d'ordre réduit de l'hélicoptère monté sur la plateforme, que nous l'avons mis sous forme d'état plus adaptée pour faire des simulations. Dans le chapitre suivant nous allons étudier la commande de l'hélicoptère drone VARIO à 3DDL.

III.1 Introduction

Le contrôle des systèmes non linéaires multi-variables présente un problème difficile en raison de la dynamique couplée et fortement non linéaire des systèmes considérés. Une difficulté supplémentaire résulte du fait des incertitudes paramétriques et des dynamiques négligées dans le modèle mathématique à base duquel la loi de commande est calculée.

Au cours des dernières décennies, divers méthodes de contrôle adaptatif et robuste ont été proposées pour faire face aux incertitudes du modèle. Parmi les lois de contrôle robuste qui existent, on trouve la commande à rejet actif de perturbation connue sous l'abréviation en anglais ADRC (Active Disturbance Rejection Control).

L'ADRC a été d'abord proposé par J. Han dans les années 1990s [22,23] et encore simplifié et explicité par Z. Gao dans [24, 25]. L'essence de l'ADRC est que la dynamique interne du système ainsi que les perturbations d'origines internes ou externes peuvent être estimé et compensé en temps réel [22]. En raison de sa robustesse et de fort rejet de perturbation, ADRC a été appliquée avec succès dans de nombreux domaines [22,23].

Dans ce chapitre, l'objectif est d'appliquer la technique de contrôle ADRC pour le contrôle de l'hélicoptère drone présenté est modélisé dans les chapitres précédents en mode de vole vertical (altitude et lacet) en présence de perturbations externes (rafales de vent).

III.2 Introduction à la commande par rejet actif de perturbation

Afin de pouvoir expliquer le rôle du terme de rejet actif, considérons un système d'ordre deux décrit par l'équation suivante [24, 27]:

$$\ddot{y} = f(y, \dot{y}, w) + bu \qquad \textbf{(III.1)}$$

Où f (L_3) représente la dynamique du modèle et de la perturbation, w est une entrée de perturbation inconnue, u est l'entrée de commande, et y est la sortie mesurée. On suppose que la valeur du paramètre b est connue. Le système (III.1) est ensuite modifié comme suit :

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 + b.u \\ \dot{x}_3 = \dot{f} \end{cases} \qquad \textbf{(III.2)}$$

Où$x_1 = y, x_2 = \dot{y}, x_3 = f(y, \dot{y}, w)$. La fonction *f* est traitée comme un état augmenté. Ici *f* et $\dot{f}$ sont inconnus. En considérant $f(y, \dot{y}, w)$comme un état, on peut maintenant l'estimer en utilisant un estimateur (observateur) d'état. Les auteurs dans [26-28] ont proposé un observateur non linéaire pour (III.2) :

$$\begin{cases} \dot{\hat{\boldsymbol{x}}} = \boldsymbol{A}.\hat{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{B}.\boldsymbol{u} + \boldsymbol{L}.\boldsymbol{fal}(\boldsymbol{e}, \boldsymbol{\alpha_i}, \boldsymbol{\delta}) \\ \boldsymbol{y} = \boldsymbol{C}\hat{\boldsymbol{x}}. \end{cases} \quad \textbf{(III.3)}$$

Où

$$\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0} & \boldsymbol{1} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{1} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} \end{bmatrix}, \boldsymbol{B} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{b} \\ \boldsymbol{0} \end{bmatrix}, \boldsymbol{C} = [\boldsymbol{1} \quad \boldsymbol{0} \quad \boldsymbol{0}], \boldsymbol{L} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{L_1} \\ \boldsymbol{L_2} \\ \boldsymbol{L_3} \end{bmatrix}$$

L'erreur de l'observateur est $e = y - \hat{x}_1$,$fal(e, \alpha_i, \delta)$défini comme fonction exponentielle de gain modifié :

$$\boldsymbol{fal}(\boldsymbol{e}, \boldsymbol{\alpha_i}, \boldsymbol{\delta})|_{\boldsymbol{i=1,2,3}} = \begin{cases} |\boldsymbol{e}|^{\boldsymbol{\alpha_i}}.\boldsymbol{sign}(\boldsymbol{e}), & \boldsymbol{si}|\boldsymbol{e}| > \boldsymbol{\delta} \\ \dfrac{\boldsymbol{e}}{\boldsymbol{\delta}^{\boldsymbol{1-\alpha_i}}}, & \boldsymbol{sinon} \end{cases} \quad \textbf{(III.4)}$$

Si on choisi $0 < \alpha_i < 1$, $fal(e, \alpha_i, \delta)$ représente un gain élevé lorsque l'erreur est faible. La valeur $\delta > 0$ petite est utilisée pour limiter le gain au voisinage de l'origine.

L'observateur réduit à l'ensemble d'équations d'état suivantes, est désigné sous le nom d'un observateur à état étendu (*Extended state observer ESO*) :

$$\begin{cases} \dot{\hat{\boldsymbol{x}}}_{\boldsymbol{1}} = \hat{\boldsymbol{x}}_{\boldsymbol{2}} + \boldsymbol{L_1}\,\boldsymbol{fal}(\boldsymbol{e}, \boldsymbol{\alpha_1}, \boldsymbol{\delta}) \\ \dot{\hat{\boldsymbol{x}}}_{\boldsymbol{2}} = \hat{\boldsymbol{x}}_{\boldsymbol{3}} + \boldsymbol{L_2}\boldsymbol{fal}(\boldsymbol{e}, \boldsymbol{\alpha_2}, \boldsymbol{\delta}) + \boldsymbol{bu} \\ \dot{\hat{\boldsymbol{x}}}_{\boldsymbol{3}} = \boldsymbol{L_3}\boldsymbol{fal}(\boldsymbol{e}, \boldsymbol{\alpha_2}, \boldsymbol{\delta}) \end{cases} \quad \textbf{(III.5)}$$

Notons que si l'erreur est petite, l'observateur ESO devient un observateur linéaire (de Luenberger)

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 + \beta_1 e \\ \dot{\hat{x}}_2 = \hat{x}_3 + \beta_2 e + bu \\ \dot{\hat{x}}_3 = \beta_{i3} e \end{cases} \quad \textbf{(III.6)}$$

Avec:

$$\beta_i = \frac{L_i}{\delta^{1-\alpha_i}}$$

Les paramètres β_i sont généralement choisis comme [27, 28] :

$$s^3 + \beta_1 s^2 + \beta_2 s + \beta_3 = (s + \omega_0)^3 \quad \textbf{(III.7)}$$

$\omega_0$est la bande passante de l'observateur.

En utilisant la méthode de placement de pôle les gains de l'observateur pour le cas $|e| \leq \delta$ (c.à.d. observateur linéaire) peuvent être évalués :

$$\frac{L_1}{\delta^{1-\alpha_1}} = 3\omega_0$$
$$\frac{L_2}{\delta^{1-\alpha_2}} = 3\omega_0^2$$
$$\frac{L_3}{\delta^{1-\alpha_3}} = \omega_0^3$$

La commande active de rejet de perturbation ADRC est alors définie comme une méthode de commande où la valeur de $f(y, \dot{y}, w)$ est estimée en temps réel et compensée par l'utilisation du signal de commande u. Comme$\hat{x}_3 \rightarrow f$ il est utilisé pour éliminer activement f par l'application :

$$u = (u_0 - \hat{x}_3)/b \quad \textbf{(III.8)}$$

Cette expression réduit le système à :

$$\ddot{y} = (f - \hat{x}_3) + u_0 . \quad \textbf{(III.9)}$$

Alors quand$\hat{x}_3 \to f$:

$$\ddot{y} \approx u_0 \quad \textbf{(III.10)}$$

Le procédé est de type double intégrateur de gain unité, ce qui permet l'utilisation de la loi de commande linéaire :

$$u_0 = \ddot{y}_{ref} + 2\zeta\omega_n\dot{e} + \omega_n^2 e \quad \textbf{(III.11)}$$

Où y_d est la consigne. Les gains de l'observateur L_i et les gains du correcteur linéaire peuvent être calculés par un placement de pôle.

L'application de la loi de commande (III.8) pour le système (III.1) nous donne la dynamique de poursuite en boucle fermée :

$$\ddot{e} + 2\zeta\omega_n\dot{e} + \omega_n^2 e = 0 \quad \textbf{(III.12)}$$

ω_n , ζSont respectivement la bande passante et l'amortissement du système en boucle fermée.

La bande passante de l'observateur $\omega_0$est choisie généralement comme :

$$\omega_0 = (3\sim5)\omega_n \quad \textbf{(III.13)}$$

III.3 Généralisation de la commande par rejet actif de perturbation pour un système d'ordre quelconque

Considérons le système physique d'ordre *n* suivant [27, 28]:

$$\begin{cases} x^{(n)} = f\left(x^{(n-1)}(t), x^{(n-2)}(t), \dots, x(t), \omega(t), t\right) + bu(t), \\ y = x(t) \end{cases} \quad \textbf{(III.14)}$$

Où n est l'ordre du système, y est la sortie à commander, u est l'entrée de commande, b est une constante, x (t) est la perturbation externe, f (x)est une fonction inconnue qui peut être considéré comme l'effet global des incertitudes et des perturbations du système, à la fois interneset externe. Introduisons h = d f /dt. Selon le principe de l'ADRC,l'incertitude f est considérée comme un état étendu du système (III.14).

L'équation (1) peut être réécrite sous la forme :

$$\begin{cases} \dot{x_1}(t) = x_2(t) \\ \vdots \\ \dot{x}_{n-1}(t) = x_n(t) \\ \dot{x}_n(t) = x_{n+1}(t) + bu \\ \dot{x}_{n+1}(t) = h(t) \end{cases} \quad \textbf{(III.15)}$$

Où$X = [x_1,\cdots,x_{n+1}] \in R^{n+1}$ représente l'état dusystème(III.14). L'observateur à état étendu (ESO) utilisé pour estimer à la fois les états du système ainsi quel'état étendu pour le système incertain (1) est donnéesuit:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 + L_1 fal(e_1, \alpha_1, \delta) \\ \vdots \\ \dot{\hat{x}}_{n-1} = \hat{x}_n + L_{n-1} fal(e_1, \alpha_{n-1}, \delta) \\ \dot{\hat{x}}_n = \hat{x}_{n+1} + L_n fal(e_1, \alpha_n, \delta) + bu \\ \dot{\hat{x}}_{n+1} = L_{n+1} fal(e, a_{n+1}, \delta) \end{cases} \quad \textbf{(III.16)}$$

Où $e_1 = \hat{x}_1 - x_1$et Li (i = 1,…,n+1) sont respectivement, les erreurs d'observation et les gains de l'observateur (ESO) :

$$fal(e, a, \delta) = \begin{cases} |e|^a sgn(e), |e| > \delta \\ e/\delta^{1-a}, autrement \end{cases} 0 \le a \le 1, \delta > 0.$$

L'observateur (3) est conçu pour assurer la convergence des états estimés vers les états du système

$$\hat{x}_i \rightarrow x_i i = 1, \dots, n+1$$

Quand l'erreur d'estimation e_1 est petite $(e_1 < \delta)$, l'observateur non linéaire (3) prend la forme classique de l'observateur linaire de Luenberger d'où le nom (*LESO : Linear Extended state Observer*) :

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 + \beta_1 e_1 \\ \vdots \\ \dot{\hat{x}}_{n-1} = \hat{x}_n + \beta_{n-1} e_1 \\ \dot{\hat{x}}_n = \hat{x}_{n+1} + \beta_n e_1 + bu \\ \dot{\hat{x}}_{n+1} = \beta_{n+1} e_1 \end{cases} \quad \textbf{(III.17)}$$

Avec:

$$\beta_i = \frac{L_i}{\delta^{1-\alpha_i}}$$

Les paramètres $\beta_i$sont choisis d'une manière particulière tel que [27, 28]:

$$s^{n+1} + \beta_1 s^n + \cdots + \beta_{n+1} = (s + \omega_0)^{n+1}$$

Où w_0 désigne la largeur de bande LESO (III.17). Il a été prouvé que si f est différentiable rapport à t et $h = df/dt$ est bornée, alors le LESO (III.17) peut estimer $f(t)$ avec erreur bornée.

Alors, les gains de l'observateur sont donnés par :

$$[L_1, L_2, \dots, L_{n+1}] = \left[\omega_0 b_1, \omega_0^2 b_2, \dots, \omega_0^{n+1} a_{n+1}\right]$$

Ou

$$\boldsymbol{b_i} = \frac{(\boldsymbol{n+1})!}{\boldsymbol{i}!(\boldsymbol{n+1-i})!}\,\mathbf{i} = \mathbf{1}, \mathbf{2}, \ldots \text{ n+1}$$

Quand$\hat{x}_{n+1} \to f$ il est utilisé pour éliminer le terme*f*de façon activepar l'application de la loi de commande[27, 28]:

$$\boldsymbol{u} = (\boldsymbol{u_0} - \hat{\boldsymbol{x}}_{\boldsymbol{n+1}})/\boldsymbol{b} \qquad \textbf{(III.18)}$$

Cette expression réduit le système à :

$$\boldsymbol{y^{(n)}} = (\boldsymbol{f} - \hat{\boldsymbol{x}}_{\boldsymbol{n+1}}) + \boldsymbol{u_0}\,. \qquad \textbf{(III.19)}$$

Alors quand$\hat{x}_{n+1} \to f$:

$$\boldsymbol{y^{(n)}} \approx \boldsymbol{u_0} \qquad \textbf{(III.20)}$$

Le procédé est de type intégrateur multiple de gain unité, ce qui permet l'utilisation de la loi de commande linéaire :

$$\boldsymbol{u_0} = \boldsymbol{y_{ref}^{(n)}} + \boldsymbol{a_{n-1}e^{(n-1)}} + \cdots + \boldsymbol{a_1\dot{e}} + \boldsymbol{a_0 e} \qquad \textbf{(III.21)}$$

Où y_d est la consigne. Les gains de l'observateur L_i et les gains du correcteur linéaire peuvent être calculés par un placement de pôle.

L'application de la loi de commande (III.18)pour le système (III.1) nous donne la dynamique de poursuite en boucle fermée :

$$e^{(n)} + a_{n-1}e^{(n-1)} + \cdots + a_1\dot{e} + a_0 e = 0 \qquad \textbf{(III.22)}$$

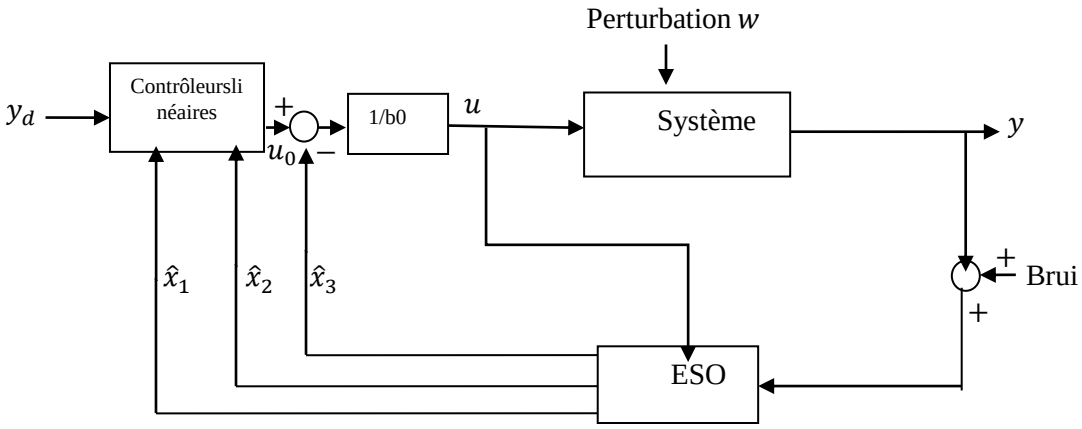


Figure III.1 : Schéma global de la commande ADRC pour un système du second ordre.

III.4 Conception et application de la commande pour le modèle de l'hélicoptère considéré

Compensation des termes non linéaires du modèle non perturbé (vraf = 0) par le moyen de retours d'état non linéaire (III.23) et (III.24) en introduisant les deux nouvelles commandes V1 et V2 tel que [29, 30]:

$$u_1 = \frac{1}{C_8\gamma^2}[c_0V_1 - c_9\dot{\gamma} - c_{10} + c_7] \qquad \textbf{(III.23)}$$

$$u_2 = \frac{1}{c_5 c\gamma^2}[(c_1c_5 - c_4^2)V_2 + c_4((c_{12}\gamma + \dot{c}_{13})V_1 + c_{13}\dot{\gamma}^2 + c_{15}] \qquad \textbf{(III.24)}$$

Avec ces deux commandes, pour $v_{raf} = 0$, nous obtenons un système linéaire découplé d'équations :

$$\ddot{Z} = V_1 \qquad \textbf{(III.25)}$$

$$\ddot{\boldsymbol{\varphi}} = \boldsymbol{V_2} \qquad \textbf{(III.26)}$$

Etant donné que l'ordre du système n=6 est les degrés relatifs (nombre de fois à dériver la sortie à commander afin de faire apparaitre au moins un terme de commande) des deux sorties à commander *Z* et φ sont *r1=2* et *r2=2*, alors le degré relatif total du système *r=r1+r2<n* ; ce qui implique l'existence d'une dynamique interne d'ordre deux qu'on doit vérifier sa stabilité.

Cette dynamique représente la dynamique de rotation des pales $\boldsymbol{\gamma}$. La combinaison des équations (III.23), (III.24) avec le modèle de l'hélicoptère non perturbé donné dans le chapitre 2, nous permet de calculer cette dynamique en faisant V1=V2=0 [29, 30]:

$$\ddot{\gamma} = b_1\dot{\gamma}^2 + \frac{b_2}{\dot{\gamma}^2} + \frac{b_3}{\dot{\gamma}} + b_4$$

Avec:

$$b_1 = 4{,}1425 \times 10^{-5} b_2 = -7{,}783 \times 10^{5} b_3 = -6{,}142 \times 10^{3} b_{74} = 0{,}1814$$

Pour trouver les points d'équilibre, il faut résoudre l'équation :

$$b_1\dot{\gamma}^2 + \frac{b_2}{\dot{\gamma}^2} + \frac{b_3}{\dot{\gamma}} + b_4 = 0$$

Pour le cas de l'hélicoptère, les quatre solutions sont :

$$\dot{\gamma}^* = \begin{cases} -219{,}5 \pm i\ 468{,}2 \ \ (rad/s) \\ 563{,}71 \ \ (rad/s) \\ 124{,}634 \ \ (rad/s) \end{cases}$$

Seulement les deux valeurs réelles de $\dot{\gamma}^*$ ont une signification physique. D'autre part, la valeur $\dot{\gamma}^* = 563{,}7\ rad/s$ est trop grande au regard de la fragilité des pales [29, 30]. La dynamique des pales linéarisé autour du point d'équilibre$\dot{\gamma}^* = 124{,}634\ rad/s$, correspond à une valeur propre (un pôle) égale à -0.419. Par conséquent, toutes les

trajectoires commençant suffisamment près de $\dot{\gamma}^*$ converge vers ce dernier. Alors la dynamique des zéros de un comportement stable.

La stabilisation se fait par un placement de pôles. Pour régler l'altitude z et le lacet φ, nous choisissons :

• Pour l'altitude z,

$$\boldsymbol{V_1 = \ddot{z} = \ddot{z}_{ref} + 2\zeta\omega_n\dot{e}_z + \omega_n^2 e_z} \qquad \textbf{(III.27)}$$

Ce qui donne la dynamique de poursuite suivante en boucle fermée :

$$\boldsymbol{\ddot{e}_z + 2\zeta\omega_n\dot{e}_z + \omega_n^2 e_z = 0}$$

Les paramètres de régulation ζ et ω_n sont des constantes positives et z_{ref}dénote l'altitude désirée. Les paramètres ont été calculés pour obtenir deux pôles en boucle fermée de pulsation propre $\omega_n = 10\, rad/s$ et de facteur d'amortissement $\zeta = 1$.

• Pour l'angle de lacet φ,

De façon similaire nous obtenons les valeurs suivantes :

$$\boldsymbol{V_2 = \ddot{\varphi} = \ddot{\varphi}_{ref} + 2\zeta\omega_n\dot{e}_\varphi + \omega_n^2 e_\varphi} \qquad \textbf{(III.28)}$$

Ce qui donne la dynamique de poursuite suivante en boucle fermée :

$$\boldsymbol{\ddot{e}_\varphi + 2\zeta\omega_n\dot{e}_\varphi + \omega_n^2 e_\varphi} = 0$$

Où φ_{ref}est l'angle de lacet désiré. Les pôles dominants sont tel que$\omega_n = 10\frac{rad}{s} et \zeta = 1$.

III.5 Application de la commande ADRC pour la commande du modèle perturbé

Commençant d'abord par compenser les termes non linéaires du modèle perturbé (II.48) en appliquant les lois de commande (III.23) et (III.24)

Si$v_{raf} \neq 0$, nous obtenons un système non linéaire d'équations :

$$\begin{cases} \ddot{z} = V_1 + \dfrac{1}{c_0} c_{16} \gamma \dot{v_{raf}} & (\mathbf{III.29}) \\ \ddot{\varphi} = V_2 - \dfrac{c_4 c_0 v_{raf}}{(c_1 c_5 - {c_4}^2)\dot{\gamma}} V_1 - \dfrac{c_4 v_{raf}}{c_1 c_5 - {c_4}^2}\left[\dfrac{c_7 - c_{10}}{\dot{\gamma}} + \dfrac{5}{2} c_9 + c_{17} v_{raf}\right] & (\mathbf{III.30}) \end{cases}$$

Les systèmes (III.29) et (III.30) peuvent alors se mettre sous la forme suivante :

$$\ddot{y} = f(y, \dot{y}, w) + bu$$

Avec *b = 1*, *u = V1*ou *V2*, soit :

Poury = z, on a :$f_z(y, \dot{y}, w) = \frac{1}{c_0} c_{16} \dot{\gamma} v_{raf}$

Pour$y = \varphi$, on a :$f_\varphi(y, \dot{y}, w) = -\frac{c_4 c_0 v_{raf}}{(c_1 c_5 - {c_4}^2)\dot{\gamma}} V_1 - \frac{c_4 v_{raf}}{c_1 c_5 - {c_4}^2}\left[\frac{c_7 - c_{10}}{\dot{\gamma}} + \frac{5}{2} c_9 + c_{17} v_{raf}\right]$

Ensuite, un observateur est construit en utilisant l'équation (III.5)

• Pour l'altitudez:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 + L_1 fal(e_z, \alpha_1, \delta_z) \\ \dot{\hat{x}}_2 = \hat{x}_3 + L_2 fal(e_z, \alpha_2, \delta_z) + bV_1 \\ \dot{\hat{x}}_3 = L_3 fal(e_z, \alpha_3, \delta_z) \end{cases}$$

Où $e_z = z - \hat{x}_1$est l'erreur d'observation, $g_i(e_i, \alpha_i, \delta_i)$défini comme fonction exponentielle de gain modifié.

$$\boldsymbol{fal}(\boldsymbol{e_z}, \boldsymbol{\alpha_i}, \boldsymbol{\delta_z})_{\downarrow i=1,2,3} = \begin{cases} |\boldsymbol{e_z}|^{\alpha_i}\boldsymbol{sign}(\boldsymbol{e_z}), & |\boldsymbol{e_z}| > \boldsymbol{\delta_z} \\ \dfrac{\boldsymbol{e_z}}{\boldsymbol{\delta_z^{1-\alpha_i}}}; & |\boldsymbol{e_{z,}}| \leq \boldsymbol{\delta_z} \end{cases}$$

Avec $0 < \alpha_i < 1$ et $0 < \delta_i \leq 1$, nous utilisons ici le contrôleur linéaire (III.27)pour assurer le suivi de trajectoire de référence:

$$\begin{cases} \boldsymbol{V_{01}} = \ddot{\boldsymbol{z}} = \ddot{\boldsymbol{z}}_{\boldsymbol{ref}} + \boldsymbol{2\zeta\omega_n\dot{e}_z} + \boldsymbol{\omega_n^2 e_z} \\ \boldsymbol{V_1} = (\boldsymbol{V_{01}} - \hat{\boldsymbol{x}}_3)/\boldsymbol{b} \end{cases}$$

• Pour l'angle de lacet φ :

$$\begin{cases} \dot{\hat{\boldsymbol{x}}}_4 = \hat{\boldsymbol{x}}_5 + \boldsymbol{L_4 fal}(\boldsymbol{e_\emptyset}, \boldsymbol{\alpha_4}, \boldsymbol{\delta_\varphi}) \\ \dot{\hat{\boldsymbol{x}}}_5 = \hat{\boldsymbol{x}}_6 + \boldsymbol{L_5 fal}(\boldsymbol{e_\emptyset}, \boldsymbol{\alpha_5}, \boldsymbol{\delta_\varphi}) + \boldsymbol{bV_2} \\ \dot{\hat{\boldsymbol{x}}}_6 = \boldsymbol{L_6 fal}(\boldsymbol{e_\emptyset}, \boldsymbol{\alpha_6}, \boldsymbol{\delta_\varphi}) \end{cases}$$

Où$e_\emptyset = \varphi - \hat{x}_4$est l'erreur d'observation, $g_i(e_\emptyset, e_{i\emptyset}, \delta_\varphi)$défini comme fonction exponentielle de gain modifié.

$$\boldsymbol{fal}(\boldsymbol{e_\emptyset}, \boldsymbol{\alpha_{i\emptyset}}, \boldsymbol{\delta_\varphi})_{\downarrow i=4,5,6} = \begin{cases} |\boldsymbol{e_\emptyset}|^{\alpha_{i\emptyset}}\boldsymbol{sign}(\boldsymbol{e_\emptyset}), & |\boldsymbol{e_\emptyset}| > \boldsymbol{\delta_\varphi} \\ \dfrac{\boldsymbol{e_\emptyset}}{\boldsymbol{\delta_\varphi^{1-\alpha_{i\emptyset}}}} & |\boldsymbol{e_\emptyset}| \leq \boldsymbol{\delta_\varphi} \end{cases}$$

$$\begin{cases} \boldsymbol{V_{02}} = \ddot{\boldsymbol{\varphi}} = \ddot{\boldsymbol{\varphi}}_{\boldsymbol{ref}} + \boldsymbol{2\zeta\omega_n\dot{e}_\varphi} + \boldsymbol{\omega_n^2 e_\varphi} \\ \boldsymbol{V_2} = (\boldsymbol{V_{02}} - \hat{\boldsymbol{x}}_6)/\boldsymbol{b} \end{cases}$$

III.6 Résultats de simulation

Les résultats de simulation suivants montrent l'efficacité de la commande ADRC en présence de la rafale de vent verticale. En appliquant la même rafale devant verticale sur le rotor principal, on va voir trois approches de simulation.

Afin de tester les qualités de la loi proposée, nous allons considérer trois essais **:**

Essai 1 : La loi de commande non linéaire donnée par les équations (III.23), (III.24), (III.27) et (III.28) (sans terme ADRC) est appliquée pour le contrôle du modèle nominal non perturbé de l'hélicoptère (sans rafale de vent verticale) afin de visualiser les performances de cette méthode en mode de poursuite. Les résultats obtenus dans l'espace articulaires ainsi que dans l'espace opérationnel sont données par les figures (III.3) et (III.4).

Essai 2 : La loi de commande non linéaire (sans terme ADRC) est appliquée pour le contrôle du modèle perturbé de l'hélicoptère (introduction d'une rafale de vent verticale), l'objectif de ce teste est de tester les qualités de cette loi en mode de régulation (rejet de perturbations). Les résultats obtenus sont données par les figures (III.6) et (III.7).

Essai 3 : La loi de commande par rejet actif de perturbation (ADRC) que nous avons proposé dans ce projet est appliquée est appliquée pour le contrôle du modèle de l'hélicoptère perturbé par une rafale de vent vertical. L'objectif de ce teste est de vérifier les améliorations introduite par le terme à rejet actif de perturbations en matière de robustesse vis-à-vis des perturbations qui affectent ce système. Les résultats obtenus sont données par les figures (III.9) et (III.10).

Le schéma bloc de la loi de commande de l'hélicoptère drone est donné par la figure ci-dessous :

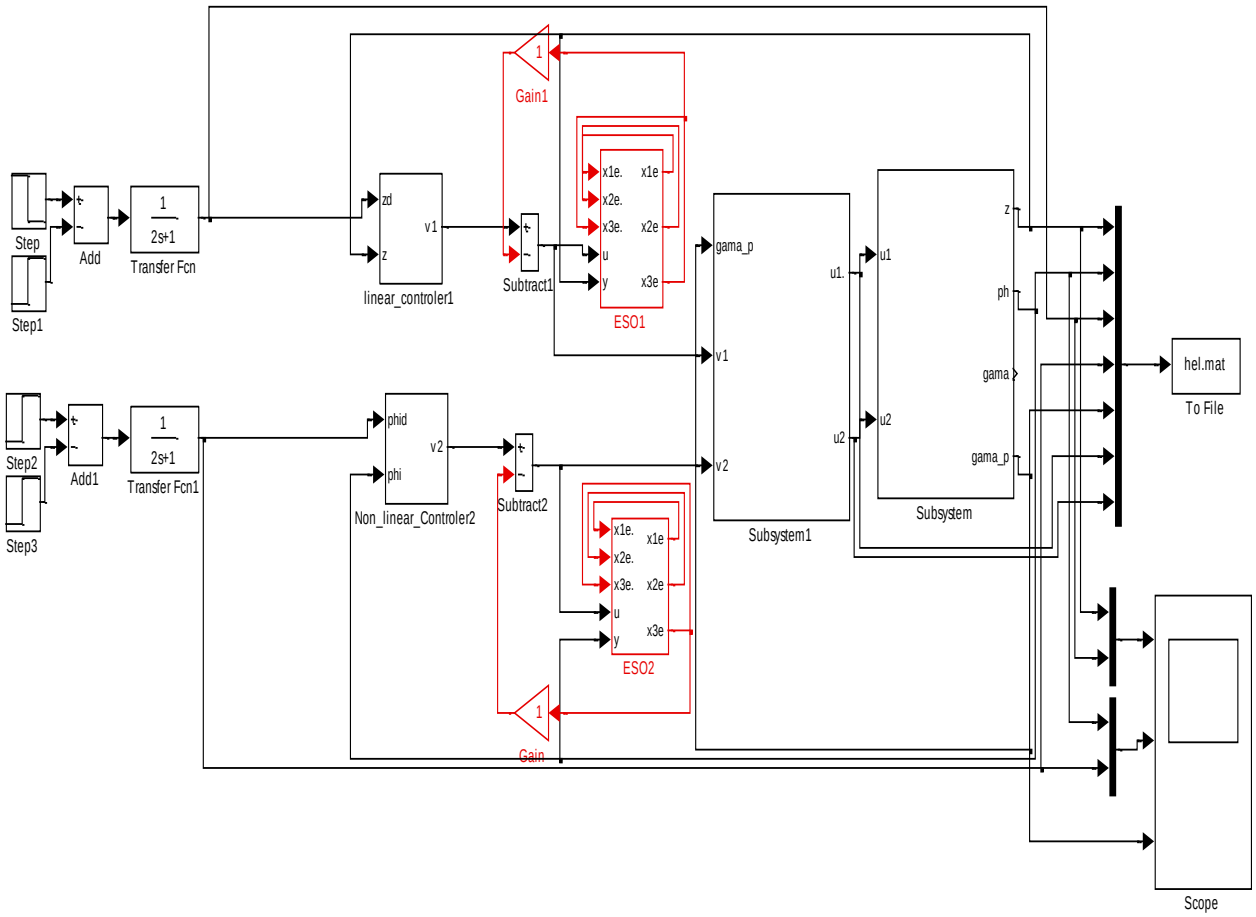


Figure III.2: structure du command ADRC

III.6.1 Application de la commande non linéaire (sans terme de rejet de perturbation) pour la commande du modèle non perturbé

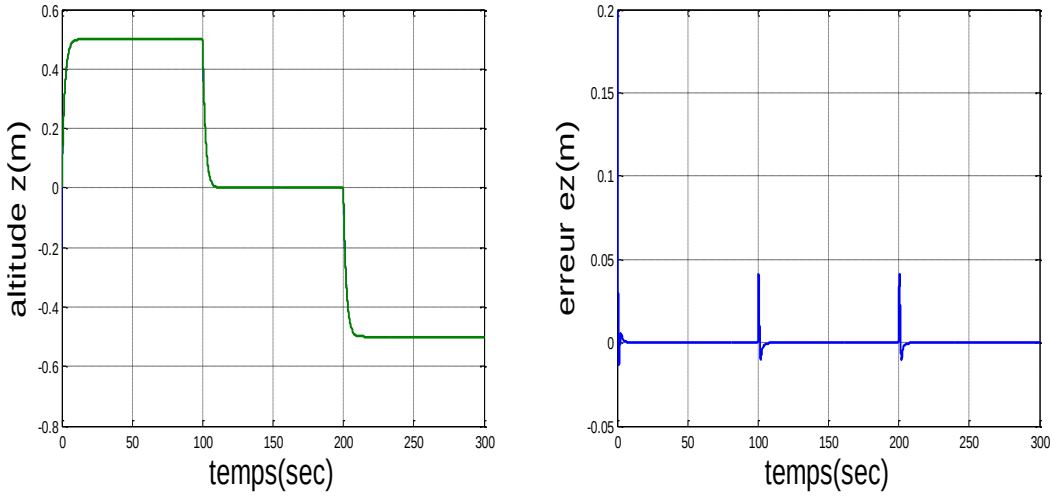


Figure III.3: variation de l'altitude Z(m) et son erreur de poursuite.

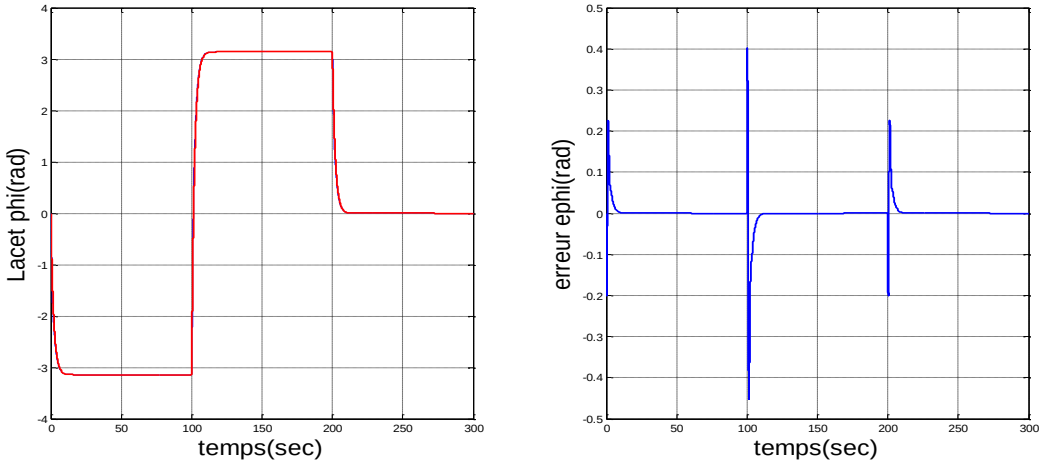


Figure III.4: variation de lacet φ (rad) et son erreur de poursuite.

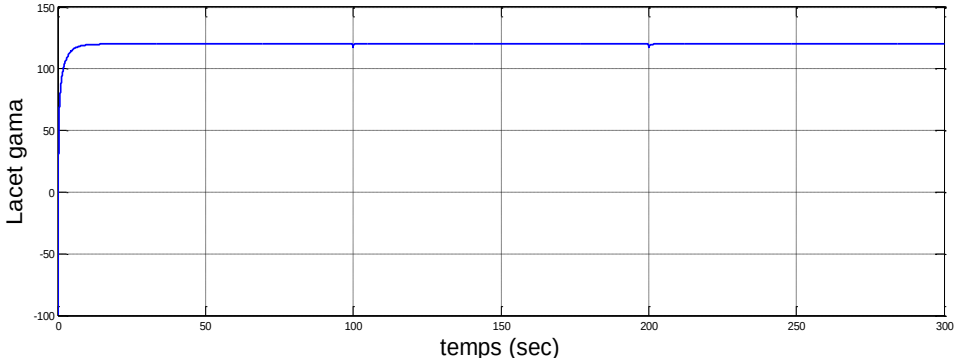


Figure III.5: variation de la vitesse de rotation des pales(rad/s).

Les résultats ainsi obtenus par la simulation numérique la loi de commande non linéaire présentée ci-dessus, montrent clairement l'efficacité de cette méthode en matière de performances de poursuite, les erreurs de poursuite s'annulent après le régime transitoire.

Sur la figure III.5 on remarque la convergence de la vitesse de rotation des pales vers le point d'équilibre calculée, ce qui confirme la stabilité de cette dynamique interne non commandable.

III.6.2 Application de la commande non linéaire (sans terme de rejet de perturbation) pour la commande du modèle perturbé par une rafale de vent verticale

La vitesse de la rafale de vent est :

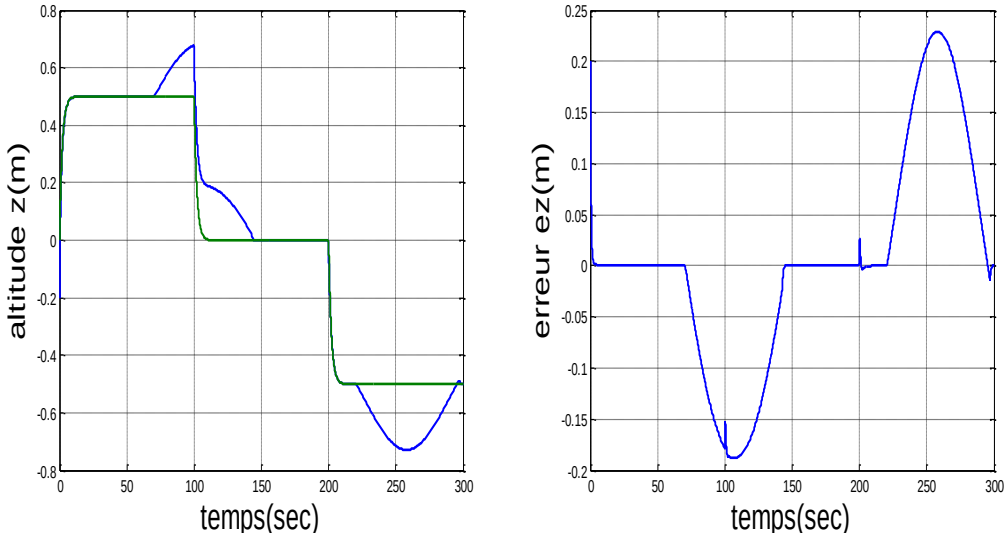


Figure III.6: variation de l'altitude Z(m) et son erreur de poursuite.

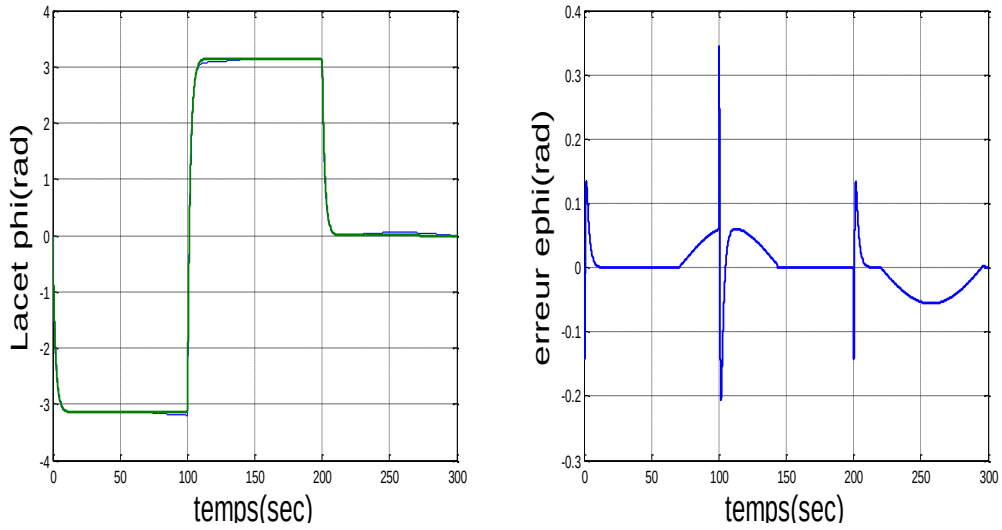


Figure III.7: variation de l'angle lacet φ (rad) et son erreur de poursuite.

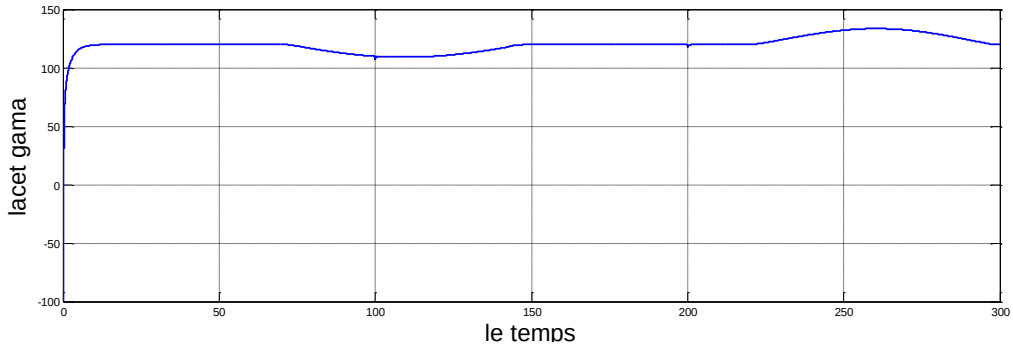


Figure III.8 : variation de la vitesse de rotation des pales(rad/s).

Les résultats de simulation montrent clairement l'inconvénient majeur de la loi de commande non linéaire classique qui est la sensibilité de cette stratégie de commande aux effets des perturbations. Les figures III.6 et III.7 montrent la divergence des trajectoires du système des trajectoires désirées sous l'effet des perturbations.

III.6.3Application de la commande ADRC (retour d'état non linéaire avec terme de rejet actif de perturbation) pour la commande du modèle perturbé par une rafale de vent verticale

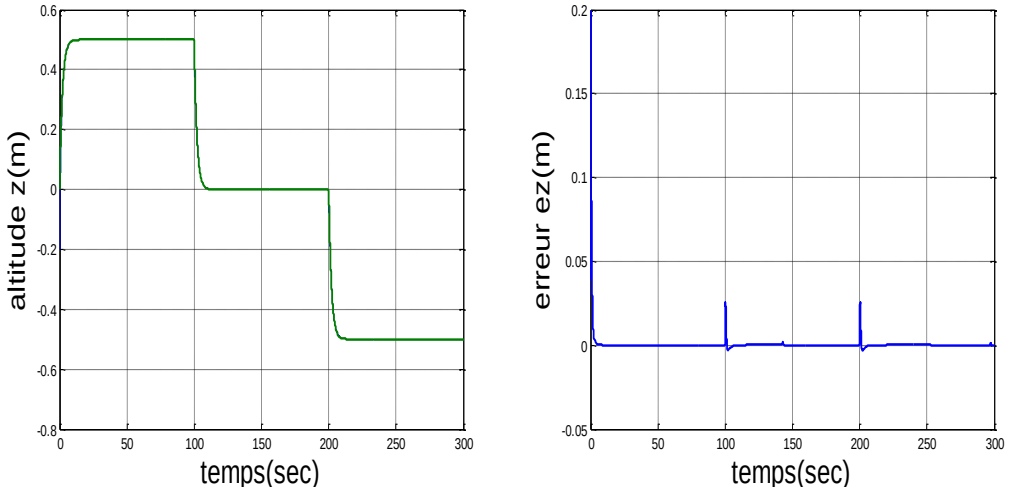


Figure III.9 :variation de l'altitude Z(m) et son erreur de poursuite.

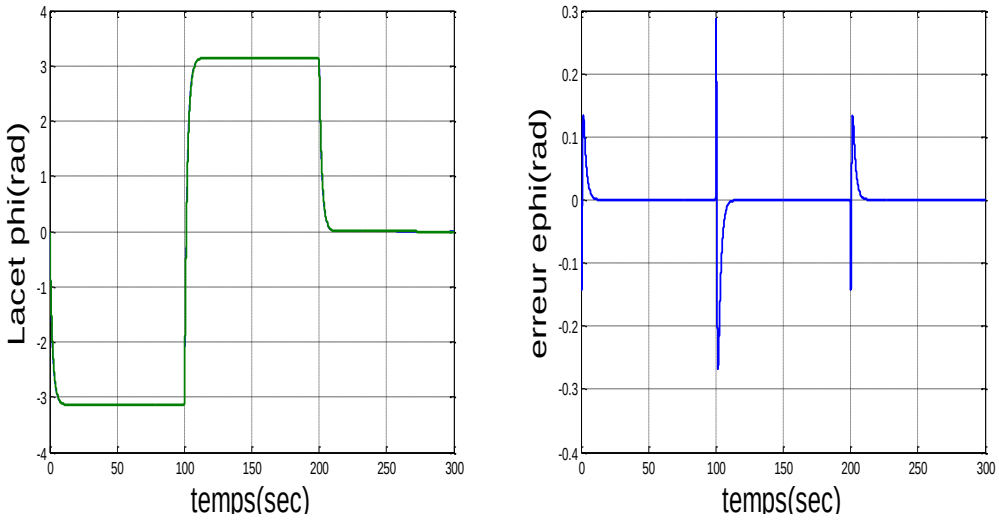


Figure III.10: variation de lacet φ (rad) et son erreur de poursuite.

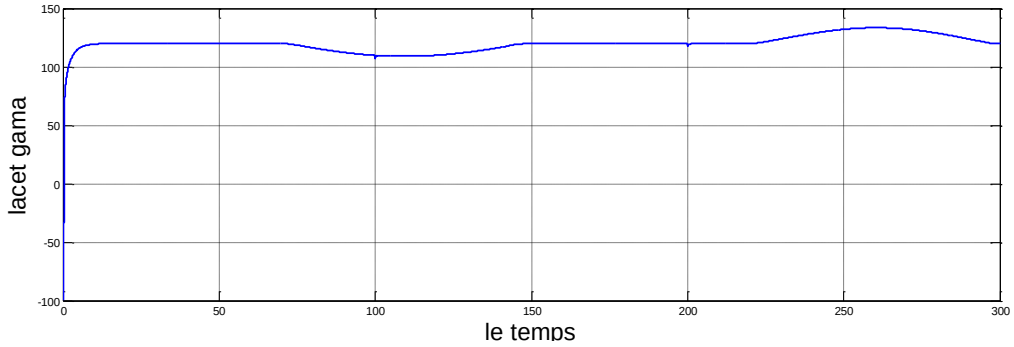


Figure III.11: variation de la vitesse de rotation des pales(rad/s).

Comme attendu, les résultats ainsi obtenus montrent clairement le caractère robuste de la part rejet actif de perturbation (ADRC),ou les figures III.9 et III.10 montrent la convergence des sorties du système vers les trajectoires désirées malgré les effets de ces perturbations. Cette robustesse face aux effets des perturbations et des erreurs de modélisation augmente la possibilité de la réussite de cette loi de commande dans le cas d'une réalisation pratique sur le système réel.

III.7 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté les bases théoriques de la commande par rejet actif de perturbation, qui se résume comme étant une loi qui permet d'estimer est de compenser les perturbations. Une fois les effets du modèle par l'usage d'un observateur à état

étendu, cet état étendu regroupe les effets globaux des perturbations de différentes natures. Une fois ces perturbations sont observées, elles seront facilement éliminées.

De cette façon le système résultant va se comporter comme une série d'intégrateurs. Une fois le système linéarisé, la synthèse des contrôleurs de la boucle externe devient une tâche facile, en s'appuyant sur la théorie de l'asservissement linéaire. A la fin du chapitre, nous avons appliqué cette technique pour la commande de l'altitude et du lacet d'un hélicoptère drone miniature en vol verticale, les résultats ainsi obtenus ont été assez satisfaisantes et prometteuses soit du point de vue performances de poursuite ou robustesse vis-à-vis des perturbations qui affectent le système à commander.

Conclusion Générale

Ce projet de fin d'études a été consacré pour l'application d'une nouvelle loi de commandes robustes qui est la commande par rejet actif de perturbations connue sous l'abréviation en anglais ADRC pour la commande d'un modèle hélicoptère drone dans le cas particulier du vol verticale (décollage, montée, vol stationnaire, descente et atterrissage) et dans un environnement perturbé (rafale de vent verticale).

Du point de vue modélisation, le modèle d'état de l'hélicoptère drone à 3 DDL présenté, est un modèle non linéaire qui présente des forts couplages entre les états du système et les entrées de commande, de plus ce modèle est sous-actionné dans le sens ou le nombre d'entrées de commande est inférieur aux degrés de liberté; ce qui rend la tâche de commande extrêmement difficile.

Afin de pouvoir appliqué la loi de commande ADRC, nous avons procédé en deux étapes. La première est l'application de la commande par retour d'état non linéaire, nous a permet de résoudre cette difficulté en transformant ce système MIMO (multi-entrées/ multi-sorties) extrêmement non linéaire en série de systèmes linéaire monovariables (SISO) entièrement découplées les uns des autres grâce à un retour d'état non linéaire. Le suivi des trajectoires de référence (altitude et angle de lacet désirées) à été assuré par des contrôleurs linéaires classiques. La deuxième étape consistait à l'introduction un terme de commande par rejet actif de perturbation qui avait pour rôle d'estimer et de compenser les effets des perturbations grâce à un observateur à état étendu connu sous le nom ESO, l'état augmenté de cet estimateur contient les effets globaux de ces perturbation qui affectent le système .

Afin de tester les performances de cette loi de commande, des simulations numériques ont été réalisées, et les résultats ainsi obtenus ont été suffisamment satisfaisantes du point de vue performances de poursuite (position désirée bien atteinte et erreur de poursuite nulle en régime permanent) et robustesse vis-à-vis des effets perturbateurs de l'environnement

extérieur. Cela sollicite l'application de ces contrôleurs sur le système réel en vue d'effectuer une vérification et de s'assurer de performances retrouvées en simulation numérique.

Bibliographie

[1] P. Cazin. « La révolution des drones». Académie nationale de l'air et de l'espace, P87. n°.25, 2004.

[2] N. Achotte«Conception, optimisation et dimensionnement de motrices planaires à aimantspermanents pour drones miniatures en vol stationnaire». PhDthesis, Laboratoired'Electrotechnique de Grenoble, Université Joseph Fourier, 2005.

[3] R. E. Weibel and R. J. Hansman«Safety Considerations for Operation of Unmanned AerialVehicles in the National Airspace System». MIT International Center for Air Transportation, ReportNo. ICAT-2005-1, Mars 2005.

[4]J.C. Avila Vilchis, B. Brogliato, A. Dzul, R. Lozano« Nonlinear modeling and control ofhelicopters» : J.C. Avila Vilchis et al Automatica 39 (2003) 1583 – 1596.

[5]Minh-Duc Hua, Tarek Hamel, Pascal Morin « Commande par retour d'état pour des engins volantsde type VTOL» Sophia Antipolis 2004.

[6] T . Hamel, Ph.Souères«:Modélisation, estimation et contrôle des drones a voilurestournantes»,Toulouse, France 2006.

[7] A . MARTINI, François LEONARD, Gabriel ABBA«:Modélisation et commande robuste d'unhélicoptère drone soumis à desrafales de vent»: 18 ème Congrès Français de Mécanique Grenoble, 27-31 août 2007.

[8] W. Johnson« Helicopter Theory». Dover Publications Inc, 1994.

[9]R.W.Prouty«Helicopter Performance», Stability, and Control.Krieger, 1995.

[10] A. Gonzalez, R. Mahtani, M. Bejar, and A. Ollero.«Control and stability analysis ofanautonomoushelicopter.World Automation Congress, *2004*.Proceedings, Seville, Spain,15:399– 404,2004.

[11] C.C. Luo, C.C. Kung, and P.W.«Chang.Linear helicopter model for global flightenvelopecontrol».Journal of C.C.I.T, 32(1), 2003.

[12] A. Packard and J. Doyle.«The complex structural singular value.Automatica», 29(1):71-109, 1993.

[13] H. Shim, T.J. Hoffmann, and S«Sastry.A comprehensive study of control design foranautonomoushelicopter».In Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision andControl,Florida, USA, pages 3653–3658, 1998.

[14] B. Kadmiri, P. Bergsten, and D.«Driankov.Autonomous helicopter using fuzzy-gainsheduling». Proc. of the IEEE Int. Conf. on Robotic and Autonomous ICRA, Seoul, Korea,3 :2980–2985, 2001.

[15] G. Stein and M. Athans«The LQG/LTR procedure for multi-variable feedback controldesign». IEEE Transactions in Automatic Control, 32(2):105–114, 1987.

[16]P. Apkarian, C.«Champetier, and J.F. Magni. Design of an helicopter output feedbackcontrol law using modal and structured-robustness techniques». Int. J. Control,50(4) :1195–1215, 1989.

[17] J.J.E. Slotine and W. Li.«Applied nonlinear control.Prentic-Hall, Inc, 1991.

[18] A. Isidori.«Nonlinear Control Systems.Springer-Verlag», Berlin, 3rd edition edition, 1995.

[19] J.E. Hanser.«Approximate Tracking for Nonlinear Systems with Application to FlightControl.PhD thesis», College of England, University of California, Berkeley, CA-USA, 1989.

[20] J. Hauser, S. Sastry, and G. Meyer.«Nonlinear control design for slightly non-minimumPhasesystems: Applications to V/STOL aircraft. Automatica, » 28(4):665–679, 1992.

[21] T.J. Koo and S.«Sastry.Output tracking control design of a helicopter model based on approximatelinearization. » The *37*th Conference on Decision and Control, Florida, USA,4:3636–3640, 1998.

[22] S. Liu, X. Mei, F. Kong, «Research on Unwinding Tension System Control Based on Active Disturbance Rejection Control», 2nd International Conference on Materials, Mechatronics and Automation, pp. 252-257, 2012.

[23] J. Zhang, J. Feng, Y. Zhou, F. Fang and H. Yue, «Linear Active Disturbance Rejection Control of Waste Heat Recovery Systems with Organic Rankine Cycles», Energies, Vol. 5, pp. 5111-5125, 2012.

[24] Z. Gao, "Active Disturbance Rejection Control:«A Paradigm Shift in Feedback Control System Design», Proceedings of the 2006 American Control Conference Minneapolis, Minnesota, USA, pp. 2399-2405, 2006.

[25] Q. Zheng, L. Q. Gao, Z. Gao, «On Stability Analysis of Active Disturbance Rejection Control for Nonlinear Time-Varying Plants with Unknown Dynamics», Proceedings of

the 46th IEEE Conference on Decision and Control New Orleans, LA, USA, pp 3501-3506, 2007.

[26] J. Han From, «PID to Active Disturbance Rejection Control», IEEE Transactions on Industrial Electronics, Vol. 56, No. 3, pp. 900-906, 2009.

[27] Q. Zheng, L. Q. Gao, Z. Gao, «On Estimation of Plant Dynamics and Disturbance from Input-Output Data in Real Time» 16th IEEE International Conference on Control Applications Part of IEEE Multi-conference on Systems and Control Singapore, pp.1167-1172, 2007.

[28] X. Yang, Y. Huang, «Capabilities of Extended State Observer for Estimating Uncertainties» 2009 American Control Conference Hyatt Regency Riverfront, St. Louis, MO, USA, pp. 3700-3705, 2009.

[29]A. Martini «Modélisation et Commande de Vol d'un Hélicoptère Drone Soumis à une Rafale de Vent ». Thèse de doctorat, Université De Paul Verlaine-Metz, 2008.

[30] A. Medjebouri. « Commande neuro-floue d'un modèle d'hélicoptère » Mémoire de Magister, Université 20 août 1955 de Skikda, 2010.

ANNEXE

Cette annexe contient différentes configurations des rotors d'un hélicoptère

1 Hélicoptère standard



Figure.1 :Hélicoptère standard

1.2 Hélicoptère de type NOTAR



Figure.2 : Hélicoptère de type NOTAR

2 Hélicoptère à deux rotors principaux

2.1 Hélicoptère bi-rotor en tandem



Figure.3: Hélicoptère bi-rotor en tandem

2.2 Hélicoptère bi-rotor coaxial



Figure.4: Hélicoptère bi-rotor coaxial

2.3 Hélicoptère bi-rotor côte à côte



Figure.5: Hélicoptère bi-rotor côte à côte

3.Hélicoptère à trois rotors



Figure.6: Hélicoptère à trois rotors

4.Hélicoptère à quatre rotors



Fig.7: Hélicoptère à quatre rotors