الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE DR. YAHIA FARES DE MEDEA

FACULTE DE TECHNOLOGIE

Département du Génie Électrique



Mémoire de Fin d'Études

Présenté pour l'obtention du Diplôme
de Master en électrotechnique

Option : Commande électrique.

THEME

MODELISATION ET COMMANDE NON LINEAIRE D'UN DRONE A DECOLLAGE ET ATTERRISSAGE VERTICAL (VTOL)

Proposé et dirigé par

Mr kharkher A

Préparé et présenté par,

BELLOULOU YASSMINE
BENAISSA HIND

REMERCIEMENT

A l'issue de cette fin de travail nous adressons nos remerciements premièrement à dieu tout puissant pour la volonté, la santé et la patience qu'il nous a donnée durant toutes ces longues années d'études.

Nos remerciements s'adressent à nos promoteurs Dr KHERKHAR A pour sa patience et sa coopération le long de cette période. A tous les Enseignants du département d'électrotechnique sans exception qui ont contribué à notre formation avec beaucoup de compétence et de dévouement.

Nous remercions également tous les membres de jury d'avoir accepter de juger notre travail.

Enfin, nos plus vifs remerciements s'adressent aussi à tous ceux qui nous ont aidées, encouragé et soutenu.

BELLOULOU YASSMINE BENAISSA HIND

Dédicaces

Avant tout, je tien à remercies le bon dieu,

et l'unique qui m'offre le courage et la volonté nécessaire,

pour affronter les différentes de la vie

Je dédie ce modeste travail à

Ma très chère mère et mon père

Mes sœurs

Mes frères surtout TOUFIK qui m'aider durant tout ma carrière

A mes nièces et mes neveux et mes belles sœurs

A toute ma famille

A tous mes amis

YASSMINE

Tables des matiéres

Liste des figures

Notation

Introduction générale ……1

CHAPITRE I : l'ETAT DE L'ART SUR LES DRONES

I.1. Introduction ……3

I.2. Contexte et historique ……..3

I.3.Classification des drones……...4

I.3.1.Hélicoptère Mono-rotor ……4

I.3.2. Hélicoptère Birotors ……..5

1.3.3 Hélicoptère Tri-rotor ……5

I.3.4. Hélicoptère à quatre hélices ……..6

I.4 Application et perspectives ……...6

I.5. Principe de vol d'un hélicoptère ……..7

I.7 Description d'un simulateur TRMS ……..8

I.7.1. Constitution……8

I.8. Commande des drones ……10

1.8.1.Les techniques de commande linéaires ……..11

1.8.1.1.Limites d'utilisation de la commande linéaire ……11

1.8.2 Les techniques de commande non linéaires ……11

I.9. Conclusion ……12

CHAPITRE II : MODELISATION DES DRONES TRMS

II.1.Introduction ……...……...13

II.2. Modélisation du drone TRMS ……..13

II.3. Le modèle mathématique ……14

II.4 Sous système vertical ……14

II.4.1 Moment gravitationnel Mv1 …… .14

II.4.1 Moment de la force aérodynamique Mv2 ……16

II.4.3 Moment des forces centrifuge Mv3…….16

II.4.4. Moment de friction Mv4 ……17

II.4.5 Moment d'inertie J_v ……....17

II.5. Sous système Horizontal ……18

II.5.1 Moment de la force aérodynamique ……18

II.5.2 Moment de friction ……19

II.5.3 Moment d'inertie J_h ……....19

II.5.4 Dynamiques des propulseurs (hélices + moteurs DC) ……19

II.6 Modèle d'état non linéaire ……..21

II.7 Le modèle découplé ……...22

II.7.1 Modèle 1 DDL vertical ……22

II.7.2 Modèle 1 DDL horizontal ……22

II.8 Résultats de Simulations …….……23

II.8.1 modèle Simulink du TRMS …….24

II.8.3 Résultat de simulation ……24

II.9. Conclusion ……25

CHAPITRE III : COMMANDE PAR MODE GLISSANT D'UN DRONE VLOT

III.1. Introduction ……27

III.2. Commande par modes glissants d'ordre simple…….27

III.2.1. Choix des surfaces de glissement ……....27

III.2.2. Condition de glissement ……...28

III.2.3. Calcul de la commande ……29

III.2.4. Expression analytique de la commande ……29

III.2.4 Elimination du phénomène du chattering …….30

III.3. Commande par mode glissant pour l'hélicoptère ……31

III.3.1. modèle mathématique d'un hélicoptère ……31

III.3.2. de la dynamique et linéarisation découplée du modèle Inversion …….32

III.3.3. Conception de contrôleur de mode glissant ……..... 33

III.3.Résultats de simulation ……..34

III.4. Résultats de simulation …….35

III.5. Conclusion ……...36

CHAPITRE IV : COMMANDE ROBUSTE PAR MODE GLISSANT POUR VTOL

IV.1 Introduction …….. ……...37

IV.2 Commande par mode de glissant du VTOL incertain ……..37

IV.2.1 Description du système ……37

IV.2.2 Transformer du modèle .……..39

IV.2.3 Conception de contrôleur ……..…41

IV.4 résultats de simulation .…….……44

VI. Conclusion …….……..47

Conclusion générale ……48

BIBLIOGRAPHIE

Notation

M_{v1} : Le moment résultant correspondant aux forces de gravités.

m_{mr} : La masse du rotor principal.

m_m : La masse de la partie principale de la poutre.

m_{tr} : La masse du rotor secondaire.

m_t : La masse de la partie secondaire de la poutre.

m_{cb} : La masse du contrepoids.

m_b : La masse de la poutre du contrepoids.

m_{ms} : La masse du l'hélice principale.

m_{ts} : La masse de l'hélice secondaire.

l_m : La longueur de la partie principale de la poutre.

l_t : La longueur de la partie secondaire de la poutre.

l_b : La longueur de la poutre du contrepoids.

l_{cb} : La distance entre le contrepoids et l'articulation.

M_{v2} : Le moment de la force aérodynamique développé par le rotor principal.

ω_m : La vitesse angulaire du rotor principal.

$F_v(\omega_m)$: Exprime la dépendance de la force aérodynamique de la vitesse angulaire du rotor principal.

g : L'accélération gravitationnelle.

M_{v3} : Moment de la force centrifuge.

Ω_h : Vitesse angulaire de la poutre autour de l'axe vertical

a_h : L'angle d'azimute de la poutre.

M_{v4} : Moment de friction.

Ω_v : La vitesse angulaire autour de l'axe horizontal

a_v : L'angle d'élévation de la poutre.

K_v : Constante de friction à déterminer expérimentalement (par identification).

J_v : Le moment d'inertie par rapport à l'axe horizontal

r_{ms} : Le rayon de l'hélice principale.

r_{ts} : Le rayon de l'hélice secondaire.

M_h : La somme des moments des forces agissantes dans le plan horizontal.

J_h : La somme des moments d'inertie par rapport à l'axe vertical.

ω_t : La vitesse angulaire du rotor secondaire.

$F_h(\omega_t)$: Exprime la dépendance de la force aérodynamique de la vitesse angulaire du rotor secondaire.

K_h : Constante de friction à déterminer expérimentalement par l'identification.

J_{tr} : Le moment d'inertie dans le moteur secondaire.

J_{mr} : Le moment d'inertie dans le moteur principal.

K_b : Constante de la FEM

K_i : Constante du couple

T_L : Couple résistant généré par la charge.

ω : Vitesse angulaire du moteur.

u : Tension de commande.

I : Moment d'inertie.

R : Résistance de l'armature.

T_{mr} : La constante du temps du moteur principal.

T_{tr} : La constante du temps du moteur secondaire.

K_{mr} : Le gain statique du moteur principal.

K_{tr} : Le gain statique du moteur secondaire.

MIMO: Multiple input Multiple output.

TRMS: Twin Rotor MIMO System.

UAV : Unmanned Aerial Vehicle.

UAS : Unmanned Aerial system.

VTOL : décollage et atterrissage verticaux.

CTOL : décollage et atterrissage classique.

Liste des figures

Chapitre I :L'état de l'art des drones.

Figure I.1: Avion 3D …..…….…… …..4

Figure I.2: Le T-Wing et l'HoverEye…….…….……..5

FigureI.3: Hélicoptères à trois hélices. Le Vectron (a), l'hélicoptère auto-stable…..….5

Figure I.4: Hélicoptères à quatre hélices : (a) Quadrotor de pennsylvanie, (b) X19 quadtilt-rotor aircraft…….6

Figure I.5: forces agissant sur l'hélicoptère en vol ……..……7

FigureI.6: Effet de couple et rôle du rotor de queue ……..…….8

Figure I.7: le simulateur d'hélicoptère TRMS (Twin Rotor MIMO System ……..9

Figure I.8 : Description du TRMS …..……. .…….9

Figure.I.9 : Vis de fixation (à gauche axe vertical, à droite axe horizontal)……..10

Chapitre II : Modélisation du TRMS.

Figure II.1 : présentation du drone TRMS …….……12

Figure.II.2 : Forces de gravité agissantes sur le TRMS ……15

Figure.II.4 : Moment de la force aérodynamique dans le plan horizontal.……18

Figure.II.5: schéma bloc des propulseurs……...20

Figure II.6 : schéma sous SIMULINK de TRMS ……24

Chapitre III : Commande par mode glissant.

Figure III.1 : Convergence du système glissant……..……27

Figure III.2 : Valeur continue U_{eq} prise par la commande lors de la commutation entre U_{max} et U_{min} ……..29

Figure III.3 : Représentation de la fonction *sign*……30

Figure III.4 : Fonction saturation avec un seuil et deux seuils (zone morte)……..…..……..30

Figure III.5 : Fonction «*smooth*»…….…..……..31

Figure III.6 : poursuite de trajectoire verticale…….……..35

Figure III.7 : Poursuite de l'angle de tangage……...35

Figure III.8 : L'entrée de commande $u_1(t)$…….…….35

Figure III.10 : L'entrée de commande $u_2(t)$……...35

CHAPITRE IV : COMMANDE REBUSTE PAR MODE GLISSANT POUR VTOL

Figure IV.I : VTOL planaire à décollage et atterrissage verticaux ……37

Figure IV.2 : Poursuite de trajectoire pour une position horizontale $x_1(t)$...……44

Figure IV.3 : Poursuite de trajectoire pour une vitesse horizontale $x_2(t)$..……...44

Figure IV.4 : Poursuite de trajectoire pour une position verticale $y_1(t)$……45

Figure IV.5 : Poursuite de trajectoire pour une vitesse verticale $y_2(t)$…….45

Figure IV.6 : Poursuite de trajectoire de $\theta(rad)$…..……..……...…….……45

Figure IV.7 : Poursuite de trajectoire de $\omega(rad/sec)$……...….…….....45

Figure IV.8 : La commande appliquée $u_1(t)$……...….46

Figure IV.9 : La commande appliquée $u_2(t)$…….……...……46

Résumé

Le travail présenté dans ce mémoire concerne la modélisation et la commande non linéaire au système physique TRMS (Twin Rotor MIMO System).

Ce mémoire présente la commande d'un simulateur de vol d'un hélicoptère (TRMS) par la commande de mode glissant.

Mots clés : Simulateur de vol d'hélicoptère, TRMS, système non linéaire, commande par mode glissant.

Abstract

The work presented in this thesis concerns modeling and nonlinear command to TRMS (Twin Rotor MIMO System) physical systems.

This thesis presents the command of a simulator of flight of a helicopter (TRMS) by the command of sliding mode.

Key words: Helicopter flight simulator, TRMS, nonlinear system, sliding mode control.

تلخيص

يتطرق العمل المقدم في هذه المذكرة الى النمذجة والتحكم غير الخطية الأنظمة الفيزيائية هذه الرسالة تعرض التحكم في جهاز محاكاة الطيران لطائرة هيلوكبتر بواسطة التحكم بوضع الانزلاق

الكلمات المفتاحية: محاكي الطيران المروحي ، نظام TRMS ، نظام غير خطي ، التحكم في الوضع المنزلق.

INTRODUCTION GENERALE

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. Pour cela, des prototypes (ou simulateurs) ont été conçus dans le but de tester de nouvelles lois de commandes, qui ne peuvent être implémentées directement sur les systèmes réels. Le simulateur de vol d'hélicoptère *TRMS* (Twin Rotor Mimo System) est l'un de ces prototypes. Ce simulateur est un système multi variables à deux entrées et deux sorties, caractérisé par une forte non linéarité, un couplage important et une dynamique instable en boucle ouverte.

D'un autre coté, l'obtention d'un modèle précis du procédé devient nécessaire. Les méthodes de modélisation traditionnelles s'avèrent souvent incapables de représenter le comportement global d'un système. L'automaticien est alors confronté à un problème de choix pour la construction d'une loi de commande.

Il faut noter que contrairement, aux robots manipulateurs classiques, la plupart de ces systèmes mécaniques sont sous actionnés (le nombre d'entrées de commande est inférieur au nombre de degrés de liberté). La nécessité de différencier ces deux catégories provient du fait que ces robots ne se commandent pas de la même façon. En effet, le manque d'actionneurs pour ces engins induit une grande difficulté dans la conception de la commande. Au début des années 90, la communauté automatique a montré un regain d'intérêt pour le problème de commande de ces systèmes. La dynamique d'un avion à décollage (et atterrissage) vertical (VTOL Vertical Take-off and Landing), par exemple, a fait l'objet d'une étude très approfondie, a constitué une source énorme de connaissances et a permis des développements supplémentaires à la théorie des systèmes plats et aux techniques de linéarisation entrées-sorties.

La commande à structure variable est un sujet qui a attiré l'attention de plusieurs chercheurs depuis longtemps. Le principe de cette technique de commande

est de forcer la dynamique du système à suivre, au mieux, une dynamique désirée, imposée par des systèmes autonomes stables, ce qu'on appelle les surfaces de glissement. Dans la littérature, les surfaces de glissement se trouvent comme des systèmes autonomes stables et souvent linéaires.

Dans la commande à structure variable, la commande par mode de glissement avec l'ajout de la commande équivalente est considérée comme une commande complète. Celle-ci contient un terme continu (commande équivalente) pour pré-positionner l'état futur de système et un terme discontinu de hautes fréquences (commande discontinue) pour assurer l'attractivité de la surface et la compensation des erreurs de modélisation, et aussi pour réduire l'effet des perturbations exogènes. La commande discontinue donne naissance à une dynamique parasite appelée communément "chattering" en anglais, ou phénomène de réticence en français. Celle-ci se caractérise par des oscillations persistantes de hautes fréquences. Plusieurs techniques ont été proposées pour réduire ou éliminer ce phénomène.

Les solutions par limitation de la condition de glissement sont les plus utilisées dans les applications en temps réel. Ces techniques sont basées sur la définition d'une zone autour de la surface, à l'intérieur de laquelle une condition de glissement moins stricte que la condition signe est appliquée. Ainsi, le terme " *sign* (*s*) " dans la partie de glissement de la commande est souvent remplacé par un terme à variation plus douce.

Chapitre I.

L’état de l’art sur les drones

I.1. Introduction :

Un drone est un engin volant sans pilote à bord, commandé à distance et réutilisable. Il peut se définir comme un système mécanique, électronique et informatique contrôlé ou programmé pour effectuer des tâches trop répétitives, dangereuses ou difficiles pour être faites directement par des êtres humains.

Ils sont aussi connus sous la dénomination "UAV (Unmanned Aerial Vehicle)" ou "UAS (Unmanned Aerial system)". Les développements de technologies de détection et d'actionnement font, de nos jours, l'étude des minis Véhicules aériens sans pilote (UAV) très intéressants.

Parmi les drones, le VTOL Les systèmes (décollage et atterrissage verticaux) représentent une classe précieuse de robots volants grâce à leur petite zone de surveillance et d'exploration de la construction.

Les avions VTOL (A Vertical Take-off And Landing) offrent de nombreux avantages par rapport aux décollages classiques atterrissage (CTOL) des véhicules. Les plus remarquables sont les capacités à planer sur place et la petite zone requise pour le décollage et l'atterrissage. Les avions VTOL comprennent hélicoptères conventionnels, d'autres embarcations à rotors comme le tilt rotor, et aéronefs à voilure fixe dotés d'une capacité de poussée de jet dirigée. Les deux désirables avantages des avions VTOL les rendent particulièrement utiles pour les reconnaissances, le suivi des biens, la livraison des munitions, etc.

Dans ce chapitre nous présentons les drones VTOL, leurs historiques et contexte, leurs classifications ainsi que leurs champs d'applications et les différentes techniques de commande des drones.

I.2. Contexte et historique :

Le drone est un aéronef télécommandé, c'est-à-dire sans pilote à bord. Il embarque une charge utile qui lui permet de réaliser des missions diverses et variées : surveillance, renseignement, cartographie, transport, vidéo…etc. La conceptualisation du drone remonte à la fin de la Première Guerre Mondiale. Alors qu'aux Etats-Unis se développe le projet *Hewitt-Sperry automatic airplane*, en France George Clémenceau, alors le Président de la Commission sénatoriale de l'Armée, lance un projet « d'avions sans pilote » : le capitaine Max Boucher met au point un système de pilotage automatique qui fait voler sur plus de cent kilomètres un avion Voisin BN3. Ainsi, dans les années 1920, des avions sans pilote radio-commandés voient le jour, avec les tentatives de *torpilles* aériennes télécommandées par des ondes de télégraphie sans fil. Le développement de drones aériens s'accélère et suscite un intérêt croissant, ils ont été utilisés au début pour des missions militaires de renseignement, de surveillance, d'acquisition de cible et

de reconnaissance, connues sous l'abréviation d'ISTAR (Intelligence, Surveillance, Target Acquisition and Reconnaissance) [1]. Les drones aériens possèdent aussi de nombreuses applications civiles comme la surveillance jour et nuit et l'observation de sites sensibles, la gestion des infrastructures (réseau routier, lignes électriques, pipe-lines...), les activités gouvernementales (police, douanes, environnement, ...) grâce aux capteurs infrarouges, la cartographie d'un terrain, expériences scientifiques et l'intervention dans des sites hostiles. Dans un premier temps, ces applications concerneront surtout les petits drones, mais elles devraient petit à petit évoluer vers de plus grandes plateformes. Toutefois, l'utilisation civile pose certaines contraintes, essentiellement à cause des réglementations restreignant ou interdisant leur utilisation au sein de l'espace aérien.

I.3. Classification des drones :

Les drones peuvent être classés en plusieurs catégories. Nous décrivons les configurations les plus répondues de drones hélicoptère disposant de rotors.

I.3.1. Hélicoptère Mono-rotor :

Ils sont caractérisés par l'utilisation d'un seul rotor comme actionneur principal. Dans cette catégorie, nous trouvons essentiellement les convertibles.



Figure I.1: Avion 3D.

I.3.2. Hélicoptère Birotors :

Il existe plusieurs types de configurations à deux rotors tels que l'hélicoptère classique composé d'un rotor principal et d'un rotor en queue. Les appareils sans plateaux cycliques (autre que les hélicoptères notamment) utilisent des ailerons pour faire pivoter les rotors. Il existe aussi des appareils possédant deux rotors sur le même axe tournant dans des sens opposés et des ailerons qui baignent dans le flux d'air de ces rotors [2].

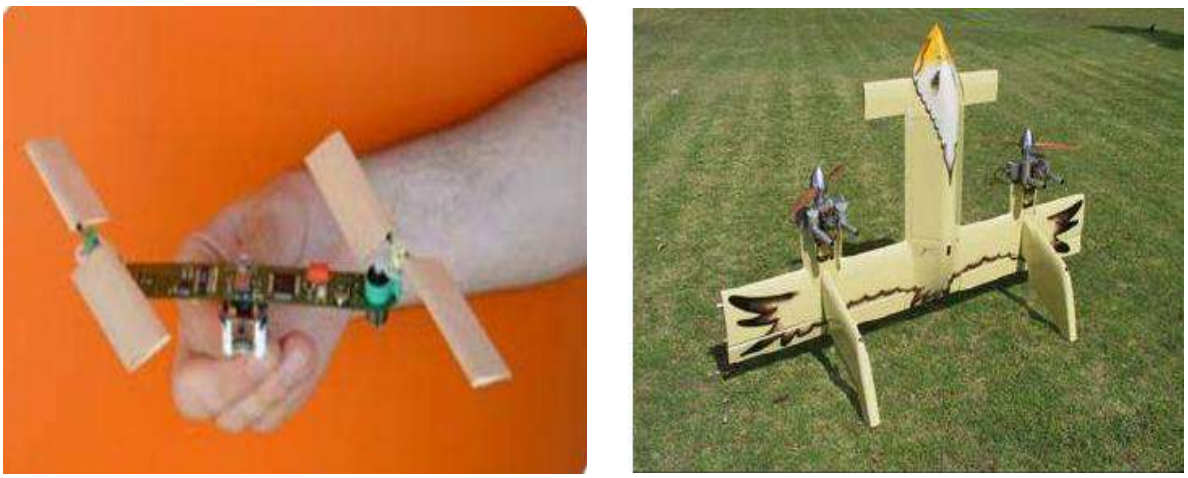


Figure I.2 : Le T-Wing et l'HoverEye.

I.3.3 Hélicoptère Tri-rotor :

Le tri-rotor (figure I.3) est constitué de deux rotors à l'avant qui tournent dans des sens opposés pour modifier le tangage et d'un rotor en arrière pour régler le roulis.

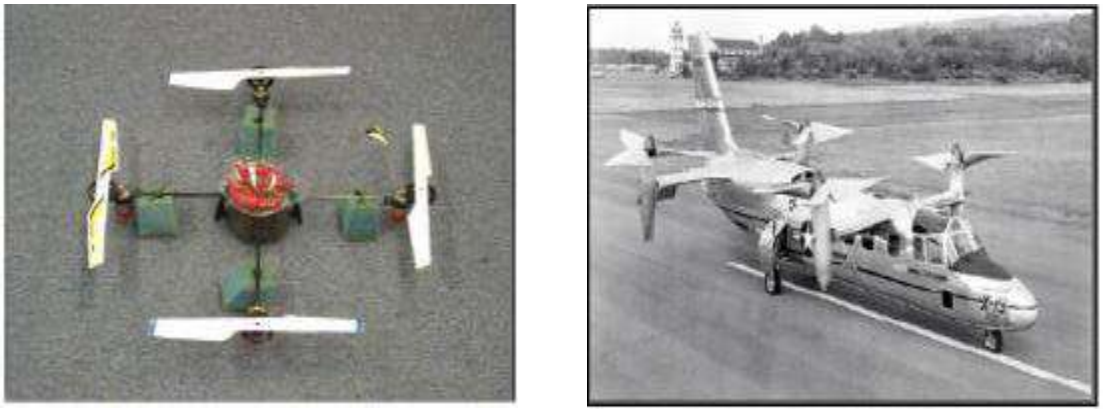


Figure I.3 : Hélicoptères à trois hélices. Le Vectron (a), l'hélicoptère auto-stable.

I.3.4. Hélicoptère à quatre hélices :

Un Quadrotor est un engin volant doté de quatre rotors placés aux extrémités d'une armature en croix (Figure I.4). Ces quatre rotors lui fournissent la force verticale (portance) qui lui permet de décoller.

Son principe de fonctionnement est comme suit : Deux rotors de même axe tournent dans le sens horaire tandis que les deux autres tournent dans le sens inverse. Ses mouvements possibles sont le Gaz (montée ou descente verticale), le Roulis ou Tangage qui est une orientation que prennent le Quadrotor, et le Lacet qui est une rotation du Quadrotor autour de lui-même.



(a) (b)

Figure I.4 : Hélicoptères à quatre hélices : (a) Quadrotor de pennsylvanie, (b) X19 quadtilt-rotor aircraft.

I.4 Application et perspectives :

Actuellement, les drones occupent une place importante dans le domaine civil et militaire. En effet, ces engins sans pilote présentent de nombreux avantages [3] :

- diminution des contraintes liées à la sécurité.
- missions à haut risque, zone non accessible à l'homme.
- réduction des coûts.

Il existe différents types de drones adaptés à chaque mission :

- dans le domaine de la sécurité : surveillance de l'espace aérien, du trafic urbain et interurbain.
- Dans la gestion des risques naturels : surveillance de l'activité des volcans.
- La protection de l'environnement : mesure de la pollution de l'air, surveillance des forêts.

- L'intervention dans des sites hostiles : milieux radioactifs, déminage des terrains sans intervention humaine.
- La gestion des grandes infrastructures : barrages, lignes à haute tension, pipelines.
- L'agriculture : détection et traitement des cultures.
- La prise de vue aérienne dans la production des films.

Toutes ces missions nécessitent un contrôle performant de l'appareil et par conséquent des informations précises sur son état absolu et/ou relatif à son environnement.

I.5. Principe de vol d'un hélicoptère :

Essayons de simplifier le principe de vol d'un hélicoptère en nous référant à l'avion.

Dans un avion, la traction est assurée par les hélices qui font prendre de la vitesse à l'avion.

Quant à la portance, ce sont les ailes qui, par leurs formes aérodynamiques, créent une force proportionnelle (au carré généralement) de la vitesse de traction provoquant, ainsi, l'envol de l'avion, dès que sa vitesse est suffisamment importante.

Pour un hélicoptère, c'est le rotor qui joue à la fois le rôle de l'aile et de l'hélice. Il assure, ainsi, traction et portance.

Ainsi, Pour changer de direction l'hélicoptère doit changer l'angle d'attaque de son rotor pour créer une portance dans la direction voulue.

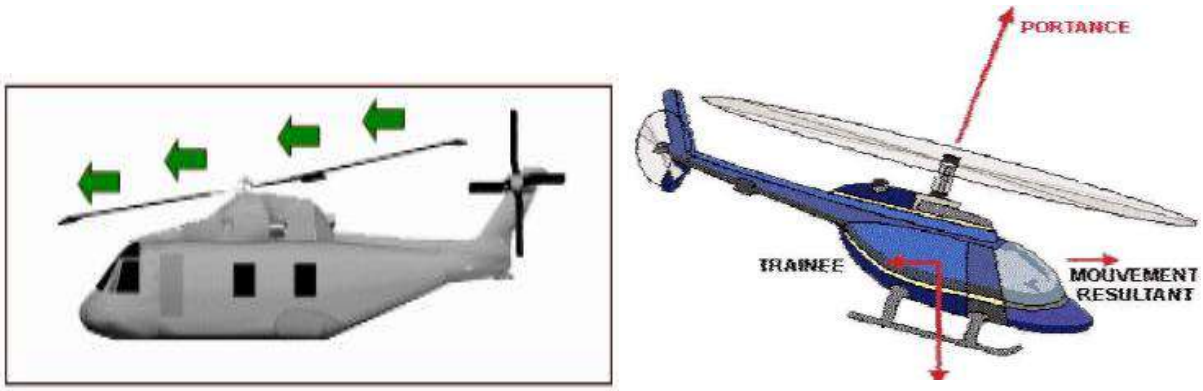


Figure I.5 : forces agissant sur l'hélicoptère en vol.

Le rotor est entraîné en rotation par un groupe motopropulseur, constitué d'un moteur (à pistons ou turbine à gaz), d'un embrayage et d'un réducteur aussi appelé BTP (boîtier de transmission principal). Cependant, comme pour l'hélice, le rotor exerce sur l'air un couple dû à son mouvement. L'air en retour (principe d'action-réaction), exerce un autre couple d'intensité

égale mais de sens opposé. Imaginez que vous essayez d'introduire une vis encastrée dans un mur extrêmement dur avec une visseuse puissante, vous tourneriez avec la visseuse ! C'est le même phénomène qui est observé avec le rotor principal.

Pour contrer cet effet de couple et permettre un vol stable, on dispose à l'arrière des hélicoptères un "rotor de queue". Son rôle consiste à contrer le couple du rotor principal. C'est le système le plus couramment utilisé actuellement mais il existe d'autres systèmes qui jouent le même rôle tel que : jet d'air, fenestron, deux rotors principaux (ce qui annule l'anti-couple), mais aussi deux rotors d'anti-couple.

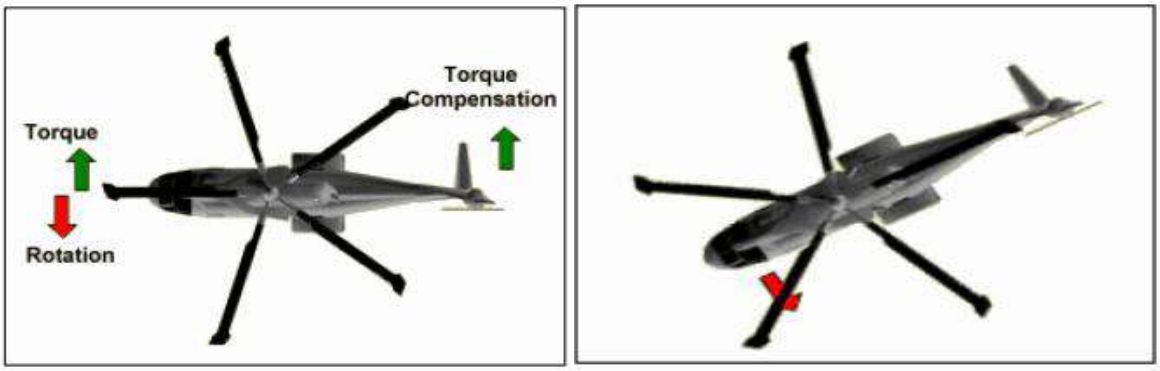


Figure I.6 : Effet de couple et rôle du rotor de queue.

Le rotor anti-couple consomme environ 10 % de la puissance, son interaction sonore avec le rotor principal le rend bruyant, dangereux (extrêmement coupant), sensible au vent de travers, il est également coûteux et fragile, toutes ces raisons motivent les constructeurs à l'éviter ou à l'optimiser.

I.7 Description d'un simulateur TRMS :

Le TRMS (Twin Rotor Mimo System) est un dispositif conçu dans le but d'expérimenter de nouvelles lois de commandes pour les drones VTOL. Son comportement est similaire à celui d'un hélicoptère. Du point de vue commande ; c'est un exemple de système présentant un non linéarité d'ordre supérieur fortement couplé.

I.7.1. Constitution :

Le TRMS est composé de (voir figure I.7) :

- Une poutre pouvant pivoter sur sa base de manière à ce qu'elle puisse tourner librement dans les plans vertical et horizontal.
- Deux propulseurs (principal et secondaire) fixés aux deux extrémités de la poutre. Ils sont formés d'une hélice, d'un moteur à courant continu et d'un bouclier de sécurité.

- Un contrepoids fixé sur une tige collée au niveau du pivot de la poutre, son rôle est de diminuer les vibrations (oscillations) de cette dernière.
- Une tour pour maintenir la poutre.
- Une base comprenant des circuits électronique pour l'adaptation, la synchronisation et le filtrage des signaux entrants et sortants.
- Un boîtier de marche/arrêt des moteurs.

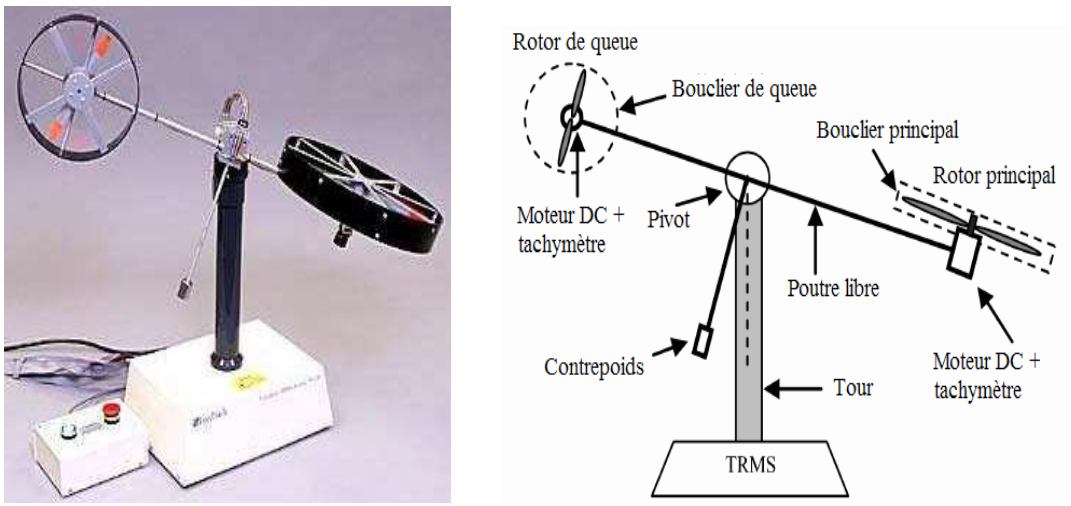


Figure I.7 : le simulateur d'hélicoptère TRMS (Twin Rotor MIMO System)

L'état de la poutre est décrit par 4 variables : les angles horizontal (azimut) et vertical (élévation) mesurés à l'aide d'un capteur se trouvant au niveau du pivot (et qui représente également les sorties du système).

Les deux autres variables sont les vitesses angulaires des rotors, mesurées par des générateurs tachymétrique couplés aux moteurs DC. Elles ne sont, néanmoins, pas utilisées dans les commandes.

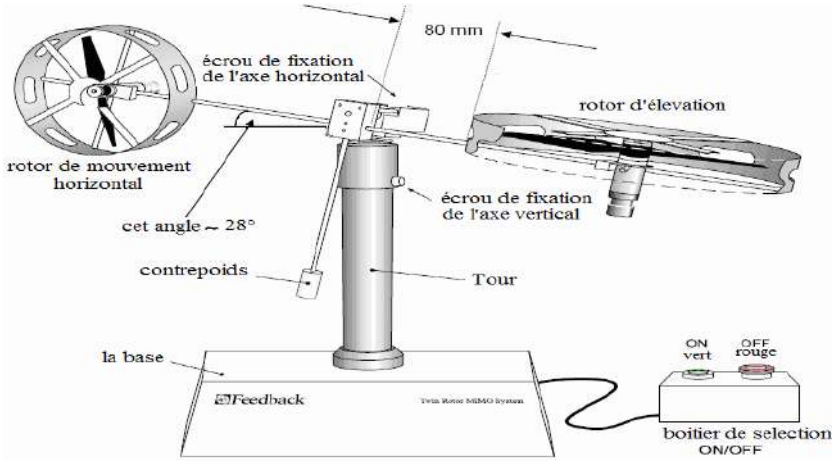


Figure I.8 : Description du TRMS.

Il existe un fort couplage entre les actions des rotors, chaque rotor influence les deux angles.

L'articulation sphérique permet à la poutre de pivoter simultanément dans le plan horizontal et vertical. C'est un système à deux degrés de liberté, mais on peut restreindre le mouvement à un degré de liberté à l'aide de 2 vis. (Figure I.9)

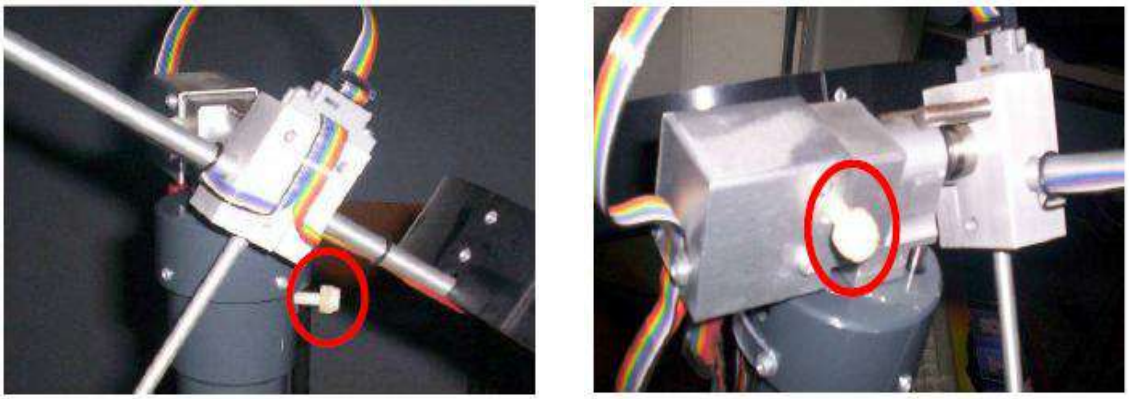


Figure I.9 : Vis de fixation (à gauche axe vertical, à droite axe horizontal).

Dans un hélicoptère réel, la force aérodynamique est contrôlée par changement de l'angle d'attaque. Cependant, pour le TRMS, l'angle d'attaque étant fixe, la force aérodynamique est commandée par changement de la vitesse des rotors. On utilise donc les tensions appliquées aux moteurs comme variable de commande.

I.8. Commande des drones :

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 militaires ou 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 urbains 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 [4].

Concernant la commande des hélicoptères drones, certains présentent des lois de commande basées sur le modèle linéaire des drones, alors que d'autres considèrent le modèle entier.

1.8.1. Les techniques de commande linéaires :

Des approches de commandes linéaires telles que les correcteurs PID peuvent alors être utilisés. Cette démarche a été adoptée dans plusieurs travaux antérieurs [5]. La commande optimale linéaire a été également utilisée pour la commande des drones [6], la technique de commande LQR (Linear Quadratic Regulator) a été appliquée sur un modèle linéaire d'hélicoptère.

1.8.1.1. Limites d'utilisation de la commande linéaire :

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. Le modèle dynamique complet d'un hélicoptère engendre en réalité des incertitudes qui constituent des erreurs de la dynamique par rapport au modèle linéaire, et, par conséquent, rend l'élaboration de lois de commande linéaires très difficile. Donc la meilleure solution est de synthétiser des commandes non linéaires basées sur une modélisation complète du système physique.

1.8.2 Les techniques de commande non linéaires :

Les conceptions de contrôleurs non linéaires sont généralement 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 une linéarisation complète ou partielle du modèle. D'autres travaux, en utilisant la méthode directe de Lyapunov et tenant en compte du modèle complet de l'hélicoptère, ont été élaborés pour le suivi de chemin, le suivi de trajectoires ou encore la stabilisation à une position fixe.

Une approche rigoureuse de la commande adaptative non linéaire pour un UAV utilisant les réseaux de neurones est présentée dans [7]. Cette approche est basée sur une structure de boucles imbriquées (boucle interne pour la stabilisation d'attitude, et boucle externe pour le suivi de trajectoire). Les poids du réseau de neurones utilisé sont adaptés en ligne pour réduire au minimum l'erreur de suivi.

Les techniques prédictives ont été aussi utilisées pour la commande des drones. Par exemple, une commande prédictive, qui tient compte de la planification des trajectoires avec des contraintes d'entrée et d'état tout en suivant la position et l'angle de lacet désirés, a été proposée pour la commande du modèle non linéaire d'un hélicoptère drone.

I.9. Conclusion :

Au cours de ce chapitre, nous avons brièvement présenté le contexte historique associé aux différentes configurations des engins volants et le principe de vol d'un hélicoptère ainsi que les différents travaux dans la commande des drones et une description de simulateur d'hélicoptère.

Chapitre II.
Modélisation du drone TRMS

II.1. Introduction :

L'analyse du comportement dynamique d'un système passe nécessairement par la recherche de l'ensemble des relations entre les grandeurs d'entrée et de sortie de celui-ci. Cet ensemble constitue un modèle mathématique exprimant la dynamique du système sous forme d'équations différentielles ordinaires, à dérivées partielles, ou d'équations aux différences.

La construction d'un modèle mathématique peut s'effectuer par application des lois usuelles de la physique, ce modèle est alors dit « modèle de connaissance ».

Dans ce chapitre, nous commencerons par une modélisation détaillée du TRMS, on présentera ensuite les modèles découplés et on terminera par quelques simulations en boucle ouverte.

II.2. Modélisation du drone TRMS :

Le drone étudié a le nom du TRMS se référant à *Twin Rotor Mimo System*. i1 s'agit d'un système non linéaire à deux entrées modélisant un hélicoptère. Le concept est fourni par la société *Feedback* spécialisée dans la conception d'équipements d'ingénierie.

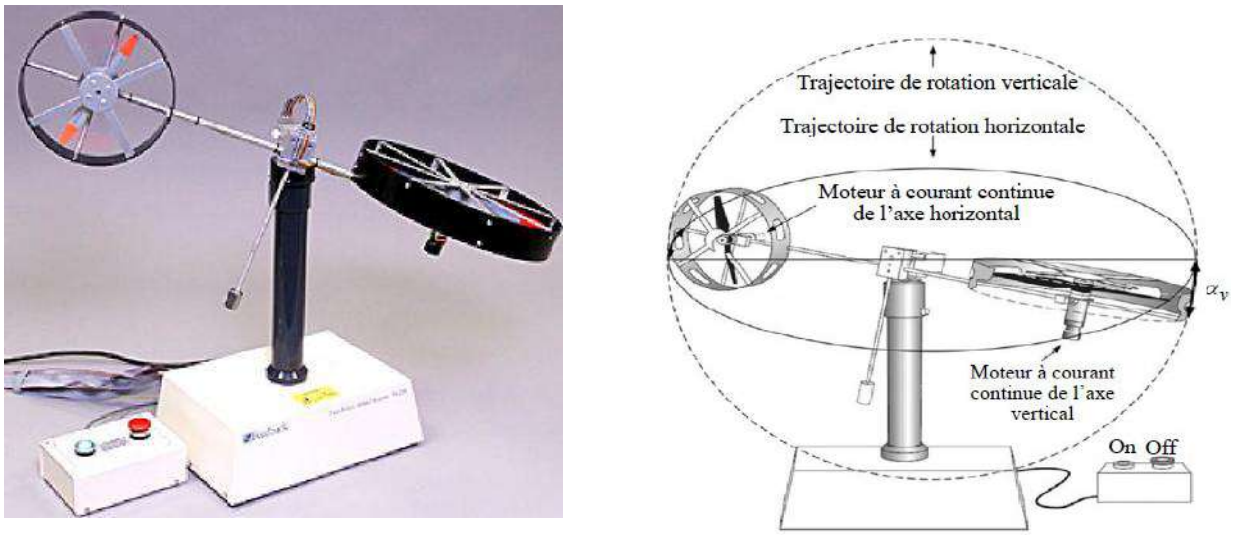


Figure II.1 : présentation du drone TRMS.

A chaque extrémité d'une tige pivotant par rapport à la base se trouvent deux hélices entraînées par deux moteurs à courant continu. L'hélice de queue assure un déplacement horizontal alors que l'hélice principale permet un déplacement vertical. Un contrepoids permet

d'ajuster une position d'équilibre désirée. Deux encodeurs optiques HEDS-9440 montés au niveau du pivot indiquent les positions horizontales et verticales de la tige. Deux tachymètres installés sur les moteurs (un sur chaque moteur) indiquent la vitesse angulaire des moteurs. Le contrôle du système se fait par la commande en tension des deux moteurs.

II.3. Le modèle mathématique :

Le modèle mathématique est développé en faisant quelques simplifications. On suppose que la dynamique des moteurs peut être décrite par des équations du premier ordre et que le frottement dans le système est du type visqueux. La rotation peut être décrite en principe comme le mouvement d'un pendule.

II.4 Sous système vertical :

D'abord, considérons la rotation de la poutre dans le vertical. C'est-à-dire autour de l'axe horizontal. En appliquant la seconde loi de Newton on obtient :

$$M_{v=}\ J_v \frac{d^2 a_v}{dt^2} \quad \text{(II.1)}$$

Avec :

$$M_v = \sum_{i=1}^{4} M_{vi} \quad \text{(II.2)}$$

$$J_v = \sum_{i=1}^{8} J_{vi} \quad \text{(II.3)}$$

L'équation (II.1) peut être écrite sous la forme :

$$J_v \ddot{a_v} = M_{v1} + M_{v2} + M_3 + M_4 \quad \text{(II.4)}$$

Ou :

M_v : La somme des moments dans le plan vertical.
J_v : La somme des moments d'inertie par rapport à l'axe horizontal.
a_v : L'angle d'élévation de la tige.
M_{v1} : Moment de la gravitation.
M_{v2} : Moment de la force aérodynamique.
M_3 : Moment de la force centrifuge.
M_4 : Moment de friction.

Les différents moments sont calculés comme suit :

II.4.1 Moment gravitationnel Mv1 :

La figure (II.2) montre l'ensemble des forces de gravité qui agissent sur le sous-système d'élévation. Le moment gravitationnel résultant est la somme des moments de chaque force.

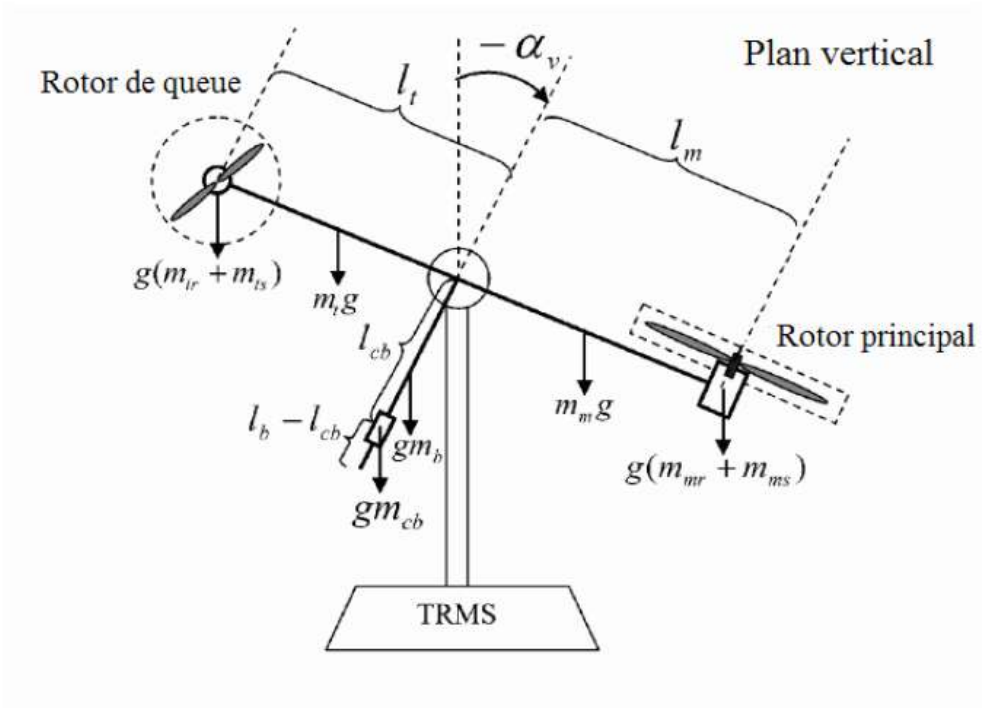


Figure II.2 : Forces de gravité agissantes sur le TRMS.

$$M_{v1}= g[\{\frac{m_t}{2}+m_{tr}+m_{ts}\}.I_t-\{\frac{m_m}{2}+m_{mr}+m_{ms}\}.I_m]\cos a_v-\{\frac{m_b}{2}I_b+m_{cb}I_{cb}\}\sin a_v] \quad \text{(II.5)}$$

L'équation (II.5) peut être écrite sous la forme :

$$M_{v1}=g[\{A-B\}\cos a_v-C\sin a_v] \quad \text{(II.6)}$$

Avec:

$$\begin{cases} A=\{\frac{m_t}{2}+m_{tr}+m_{ts}\}.I_t \\ B=\{\frac{m_m}{2}+m_{mr}+m_{ms}\}.I_m \\ C=\{\frac{m_b}{2}I_b+m_{cb}I_{cb}\} \end{cases}$$

Où :

M_{v1} : Le moment correspondant aux forces de gravités.
m_{mr} : La masse du rotor principal.
m_m: La masse de la partie principale de la tige.
m_{tr} : La masse du rotor secondaire.
m_t : La masse de la partie secondaire de la tige.
m_{cb}: La masse du contrepoids.
m_b: La masse de la tige du contrepoids.
m_{ms} : La masse du l'hélice principale.
m_{ts}: La masse de l'hélice secondaire.
I_m : La longueur de la partie principale de la tige.
I_b: La longueur de la tige du contrepoids.

I_{cb} : La distance entre le contrepoids et l'articulation.
I_t : La longueur de la partie secondaire de la tige.
g : L'accélération gravitationnelle.

II.4.1 Moment de la force aérodynamique Mv2 :

La figure (II.3) montre la direction de la force aérodynamique de portance dans le plan vertical. Cette force dépend de la vitesse angulaire du rotor principal dont la relation est déterminée expérimentalement.

$$M_{v2}=l_m\ F_{v\,(\omega_m)} \qquad \text{(II.8)}$$

Ou :

M_{v2} : Le moment de la force aérodynamique développé par le rotor principal.
ω_m : La vitesse angulaire du rotor principal.
$F_{v\,(\omega_m)}$: Exprime la dépendance de la force aérodynamique de la vitesse angulaire du moteur. Elle doit être mesurée expérimentalement.

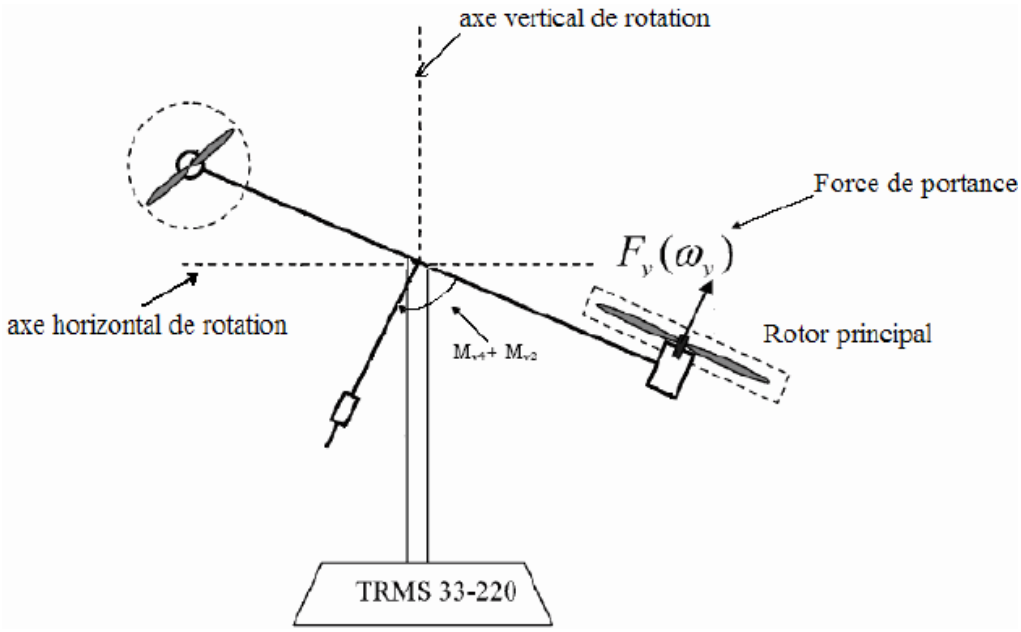


Figure II.3 : Moments de la force aérodynamique et de friction dans le TRMS.

II.4.3 Moment des forces centrifuge Mv3 :

La masse de la poutre lorsqu'elle effectue un mouvement de rotation dans le plan horizontal génère une force orthogonale à la direction de rotation. Cette force est proportionnelle au carré de la vitesse angulaire de la poutre dans le plan horizontal, elle est nulle lorsque la poutre est élevée à $\frac{\pi}{2} rad$, et négative lorsque l'angle d'élévation est supérieur à $\frac{\pi}{2} rad$, et positive

Lorsqu'il est inférieur à $\frac{\pi}{2}$ *rad*, son expression mathématique est :

$$M_{v3} = -\vec{\Omega}_h^2 \{[\frac{m_t}{4}+m_{tr}+m_{ts}]\ l_t^2 + [\frac{m_m}{4}+m_{mr}+m_{ms}]\ l_m^2 - [\frac{m_b}{4}\ l_b^2+ m_{mb}\, l_{cb}^2\ ]\ \}\ \sin a_v\ \cos a_v \quad \text{(II.9)}$$

Avec :

$$\vec{\Omega}_h = \frac{d a_h}{dt} \quad \text{(II.10)}$$

$\vec{\Omega}_h$: Vitesse angulaire de la tige autour de l'axe vertical et a_h est l'angle d'azimut de la tige.

Posons :

$$\text{H} = \{[\frac{m_t}{4}+m_{tr}+m_{ts}]\ l_t^2 + [\frac{m_m}{4}+m_{mr}+m_{ms}]\ l_m^2 - [\frac{m_b}{4}\ l_b^2+ m_{mb}\, l_{cb}^2\ ]\ \} \quad \text{(II.11)}$$

$$M_{v3} = -\vec{\Omega}_h^2\ \text{H}\ \sin a_v\ \cos a_v \quad \text{(II.12)}$$

II.4.4. Moment de friction Mv4 :

Ce moment est donné par : $M_{v4} = -\Omega_v\, K_v$ (II.13)

Avec :

$$\Omega_v = \frac{d a_v}{dt} \quad \text{(II.14)}$$

Ω_v : La vitesse angulaire autour de l'axe horizontal.

K_v : Constante de friction.

II.4.5 Moment d'inertie J_v :

Le moment d'inertie par rapport à l'axe horizontal ne dépend pas de l'angle d'élévation car dans le plan vertical, la distribution de la masse est indépendante de l'anglea_v.

$$\begin{cases} J_{v_1} = m_{mr}\ l_m^2 \\ J_{v_2} = m_m\ \frac{l_m^2}{3} \\ J_{v_3} = m_{cb}\ l_{cb}^2 \\ J_{v_4} = m_b\ \frac{l_b^2}{3} \\ J_{v_5} = m_{tr}\ l_t^2 \\ J_{v_6} = m_t\ \frac{l_t^2}{3} \\ J_{v_7} = \frac{\text{m}_{\text{ms}}}{2}\ r_{\boldsymbol{ms}}^2 + \text{m}_\text{s}\ l_m^2 \\ J_{v_8} = m_{ts}\ r_{ts}^2 + m_{ts}\ l_t^2 \end{cases} \quad \text{(II.15)}$$

Ou :

$\text{r}_{\boldsymbol{ms}}$: Le rayon de l'hélice principale.

$\text{r}_{\boldsymbol{ts}}$: Le rayon de l'hélice secondaire.

II.5. Sous système Horizontal :

De la même façon, on peut décrire le mouvement de la tige autour de l'axe vertical, le mouvement horizontal peut être décrit comme étant un mouvement de rotation d'un solide :

$$M_h = J_h \frac{d^2 a_h}{dt^2} \quad \text{(II.16)}$$

M_h : Est la somme des moments des forces agissantes dans le plan horizontal, et J_h est la somme des moments d'inertie par rapport à l'axe vertical.

Ainsi :

$$M_h = \sum_{i=1}^{2} M_{hi} \quad \text{(II.17)}$$

$$J_h = \sum_{i=1}^{8} J_{hi} \quad \text{(II.18)}$$

II.5.1 Moment de la force aérodynamique :

Pour déterminer le moment de la force aérodynamique, considérons le cas présenté dans la figure (II.4).

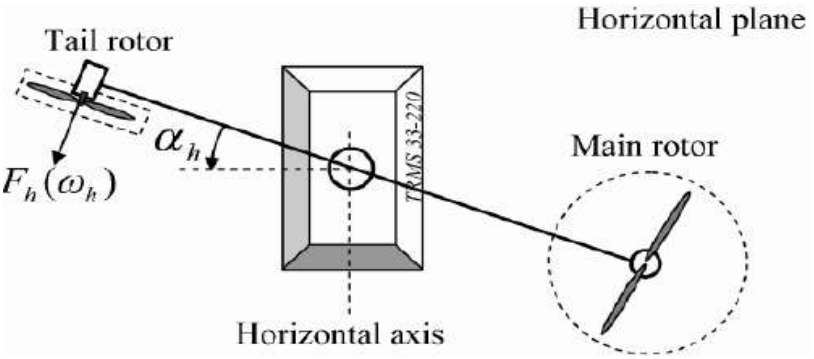


Figure II.4 : Moment de la force aérodynamique dans le plan horizontal.

$$M_{h1} = l_t F_h(\omega_t) \cos a_v \quad \text{(II.17)}$$

Avec :

ω_t : La vitesse angulaire du rotor secondaire.

$F_h(\omega_t)$: Exprime la dépendance de la force aérodynamique de la vitesse angulaire du rotor secondaire.

II.5.2 Moment de friction :

$$M_{h2} = -\Omega_h K_h \quad \text{(II.18)}$$

Avec :

K_h Constante de friction.

II.5.3 Moment d'inertie J_h:

Ce moment est donné par :

$$\begin{cases} J_{h1} = \frac{m_m}{3} (l_m \cos av)^2 \\ J_{h2} = \frac{m_t}{3} (l_t \cos av)^2 \\ J_{h3} = \frac{m_b}{3} (l_b \cos av)^2 \\ J_{h4} = m_{tr} (l_t \cos av)^2 \\ J_{h5} = m_{mr} (l_m \cos av)^2 \\ J_{h6} = m_{cb} (l_{cb} \cos av)^2 \\ J_{h7} = \frac{m_{ts}}{2} r_{ts}^2 + m_{ts} l_{lt} \cos av)^2 \\ J_{h8} = m_{ms} r_{ts}^2 + m_{ts} l_{lt} \cos av)^2 \end{cases}$$

Ou sous forme compacte :

$J_h (a_v)$ = D $cos^2 a_v$+ E $sin^2 a_v$+F

D= $(\frac{m_m}{3} + m_{mr} + m_{ms}) l_m^2 + (\frac{m_t}{3} + m_{tr} + m_{ts}) l_t^2$

E=$\frac{m_b}{3} l_b^2 + m_{cb} l_{cb}^2$

F=$m_{ms} r_{ms}^2 + \frac{m_{ts}}{2} r_{ts}^2$

Où:

J_{tr} : Le moment d'inertie dans le moteur secondaire,

J_{mr} : Le moment d'inertie dans le moteur principal

S_v: Le moment angulaire dans le plan vertical,

S_h: Le moment angulaire dans le plan horizontal

II.5.4 Dynamiques des propulseurs (hélices + moteurs DC) :

Les deux moteurs sont à courant continu commandés en tension. On considère le modèle simple d'un MCC (Moteur à Courant Continu) avec une charge extérieure donnée par :

$$I_{\dot{\gamma}} = \frac{K_i}{R} (u - K_b \gamma \omega) - T_L \quad \text{(II.20)}$$

Avec :

ω: Vitesse angulaire du moteur (rad/s).

u: Tension de commande (V).

I: Moment d'inertie.

K_b : Constante de la FEM.

Ki : Constante du couple.

R: Résistance de l'armature.

T_L : Couple résistant généré par la charge.

La charge T_L ici représente les frottements mécaniques et les frottements aérodynamiques générés par la rotation de l'hélice. Puisque ces frottements sont difficiles à modéliser, on a introduit une nouvelle variable u_{vv} pour le vertical et u_{hh} pour l'horizontal ainsi que deux fonctions non linéaires statiques. Ensuite, il suffit de déterminer leurs caractéristiques statiques expérimentalement.

Le sous-système devient alors un système de premier ordre avec une fonction non linéaire à sa sortie :

$$\begin{cases} \frac{du_{vv}}{dt} = \frac{1}{T_{mr}}(-u_{vv} + K_{mr}\ u_v) \\ \omega_m = P_v(u_{vv}) \end{cases} \quad \text{(II.21)}$$

$$\begin{cases} \frac{du_{hh}}{dt} = \frac{1}{T_{tr}}(-u_{hh} + K_{tr}\ u_h) \\ \omega_t = P_h(u_{hh}) \end{cases} \quad \text{(II.22)}$$

Le schéma bloc des moteurs de chaque sous-système est présenté par la figure :

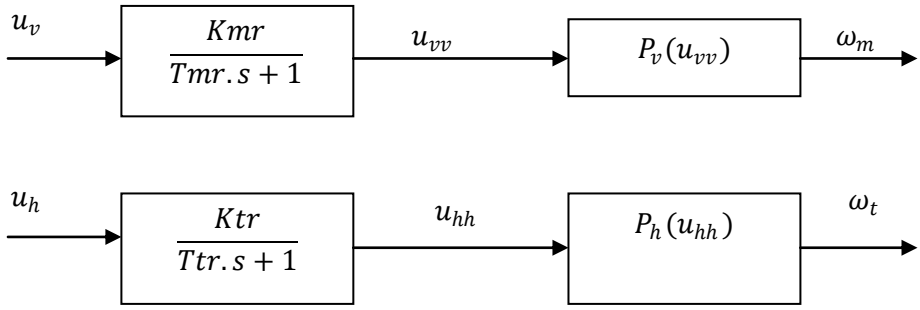


Figure II.5 : schéma bloc des propulseurs.

T_{mr} : La constante du temps du moteur principal.

T_{tr} : La constante du temps du moteur secondaire.

K_{mr} : Le gain statique du moteur principal.

K_{tr} : Le gain statique du moteur secondaire.

$P_v(u_{vv})$ et $P_h(u_{hh})$ sont les caractéristiques statiques des frottements, déterminées expérimentalement.

Ainsi, les sous-systèmes propulseurs sont décrits par des équations différentielles du premier ordre avec des fonctions non linéaires à la sortie :

$$\begin{cases} \frac{du_{vv}}{dt} = \frac{1}{Tmr}(-u_{vv} + K_{mr}u_v) \\ \omega_m = P_v(u_{vv}) \end{cases} \quad \text{(II.23)}$$

$$\begin{cases} \frac{du_{hh}}{dt} = \frac{1}{Ttr}(-u_{hh} + K_{tr}u_h) \\ \omega_t = P_h(u_{hh}) \end{cases} \quad \text{(II.24)}$$

II.6 Modèle d'état non linéaire :

En utilisant les relations mathématiques développées précédemment, on peut réécrire les équations régissant le mouvement du système comme suit :

$$\frac{ds_v}{dt} = l_m \; F_v(\omega_m) - \Omega_v K_v + g\big((A-B)cosa_v - C\sin a_v\big) - \frac{1}{2}\Omega_h^2(A+B+C)\sin 2a_v \quad \text{(II.25)}$$

$$\frac{da_v}{dt} = \Omega_v \quad \text{(II.26)}$$

$$\Omega_v = S_v + \frac{J_{tr}\,\omega_t}{Jv} \quad \text{(II.27)}$$

$$\frac{ds_h}{dt} = l_t \;\; F_h(\omega_t)\cos a_v - \Omega_h K_h \quad \text{(II.28)}$$

$$\frac{d_{a_h}}{dt} = \Omega_h \quad \text{(II.29)}$$

$$\Omega_h = S_h + \frac{J_{mr}\;\omega_m\;\cos a_v}{Jh\,(a_v)} \quad \text{(II.30)}$$

En choisissant comme :

- Entrée : U= $[u_v\; u_h]^T$
- La dynamique de système : X= [$a_v\; S_v\; u_{vv}\; a_h\; S_h\; u_{hh}$]^T
- Sortie : Y=$[a_v \;\; a_h]$

On obtient le modèle d'état ci-dessous :

$$\begin{cases} \dot{x_1} = \frac{x_2 + J_{tr} P_h(x_6)}{J_v} \\ \dot{x_2} = l_m F_v\big(P_v(x_3)\big) - K_v\left[\frac{x_2 + J_{tr} P_h(x_6)}{J_v}\right] + \mathrm{g}\big((\mathrm{A} - B)cosx_1 - Csin\, x_1\big) \\ \quad -\frac{1}{2}\left[\frac{x_5 + J_{mr} P_v(x_3)\cos(x_1)}{J_h x_1}\right]^2 (\mathrm{A} + \mathrm{B} + \mathrm{C})\sin(2x_1) \\ \dot{x_3} = \frac{1}{T_{mr}}\,(-x_3 + K_{mr}\, u_1\,) \\ \dot{x_4} = \frac{x_5 + J_{mr} P_v(x_3)\cos(x_1)}{J_h x_1} \\ \dot{x_5} = l_t F_h\big(P_h(x_6)\big)\cos(x_1) - K_h\left[\frac{x_5 + J_{mr} P_v(x_3)\cos(x_1)}{J_h x_1}\right] \\ \dot{x_6} = \frac{1}{T_{tr}}(-x_6 + K_{tr}\, u_2\,) \end{cases} \quad \text{(II.31)}$$

II.7 Le modèle découplé :

En contraignant le mouvement de la tige dans un seul plan soit l'horizontal ou le vertical, on obtient deux sous modèles ayant chacun un degré de liberté.

II.7.1 Modèle 1 DDL vertical :

Ce modèle est dérive du modèle couplé, en fixant l'angle d'azimut α_h, et en posant $u_h = 0$. On choisit le vecteur d'état suivant :

$X = [\alpha_v\ S_v\ U_{vv}]^T$

La représentation d'état est alors :

$$\begin{cases} \dot{x_1} = \frac{x_2}{J_v} \\ \dot{x_2} = l_m F_v\big(P_v(x_3)\big) - K_v\frac{x_2}{J_v} + \mathrm{g}((\mathrm{A} - B)\, cosx_1 - Csin\, x_1) \\ \dot{x_3} = \frac{1}{T_{mr}}\,(-x_3 + K_{mr}\, u_1\,) \end{cases} \quad \text{(II.32)}$$

II.7.2 Modèle 1 DDL horizontal :

De la même façon que pour le modèle vertical, dans le modèle couplé on pose $\alpha_v = \alpha_{v0}$ et $u_v = 0$ Et on choisit X= $[\alpha_h\ S_h\ u_{hh}\ ]^T$ comme vecteur d'état.

Le modèle horizontal est ainsi :

$$\begin{cases} \dot{x_1} = \frac{1}{J_h(\alpha_{v0})} x_2 \\ \dot{x_2} = l_t F_h\big(P_h(x_3)\big)\cos(\alpha_{v0}) - \frac{K_h}{J_h(\alpha_{v0})} x_2 \\ \dot{x_3} = \frac{1}{T_{tr}}\,(-x_3 + K_{tr}\, u_2\,) \end{cases} \quad \text{(II.33)}$$

II.8 Résultats de Simulations :

Afin de pouvoir utiliser le modèle du TRMS pour des simulations ou pour développer des lois de commandes, nous devons déterminer les différents paramètres et constantes de temps du système, ainsi que les caractéristiques statiques des fonctions non linéaires en utilisant l'identification.

- **Fonction non linéaire du rotor principal :**

$$P_v(U_{vv}) = 90.99.U_{vv}^6 + 599.73.U_{vv}^5 - 129.26.U_{vv}^4 - 1238.64.U_{vv}^3 + 63.45U_{vv}^2 + 1283.41U_{vv} \quad \text{(II.34)}$$

- **Fonction aérodynamique principal :**

$$F_v(\omega_m) = -3.48.10^{-12}.\omega_m^5 + 1.09.10^{-9}.\omega_m^4 + 4.123.10^{-6}.\omega_m^3 - 1.632.10^{-4}\omega_m^2 + 9.544.10^{-2}.\omega_m \quad \text{(II.35)}$$

Et pour le rotor secondaire on a :

- **Fonction non linéaire du rotor secondaire :**

$$P_h(U_{hh}) = 2020.U_{hh}^5 - 194.69.U_{hh}^4 - 4283.15.U_{hh}^3 + 262.27.U_{hh}^2 + 3796.83.U_{hh} \quad \text{(II.36)}$$

- **Fonction aérodynamique secondaire :**

$$F_h(\omega_t) = -3.10^{-14}.\omega_t^5 - 1.595.10^{-14}.\omega_t^4 + 2.511.10^{-7}.\omega_t^3 - 1.808.10^{-4}\omega_t^2 + 0.0801\omega_t \quad \text{(II.37)}$$

Pour les rotors principal et secondaire, les polynômes décrivant les fonctions non linéaires des moteurs peuvent être remplacés par :

- **Rotor principal :**

$$P_{\boldsymbol{v}}(U_{vv}) = 600\alpha \tan(2U_{vv}) \quad \text{(II.38)}$$

- **Rotor secondaire :**

$$P_h(U_{hh}) = 1200\alpha \tan(3{,}8U_{hh}) \quad \text{(II.39)}$$

Les paramètres du modèle sont représentés sous forme de tableau, ils seront utilisés lors de la simulation du modèle [20].

- **les paramètres de simulation :**

Paramètre	Valeur
A	0.0947
B	0.1105
C	0.011702
D	0.048814
E	0.0016087
F	0.006225
$J_v(K_g.m^2)$	0.055448
$J_{tr}(K_g.m^2)$	1.6543.10-5
$J_{mr}(K_g.m^2)$	2.65.10-5
$l_m(m)$	0.24
$l_t(m)$	0.25
T_{mr}	1.432
T_{tr}	0.3842
K_{mr}	1
K_{tr}	1
K_v	0.00545371
K_h	0.0095

Tableau II.1 : Les paramètres du modèle

II.8.1 modèle Simulink du TRMS :

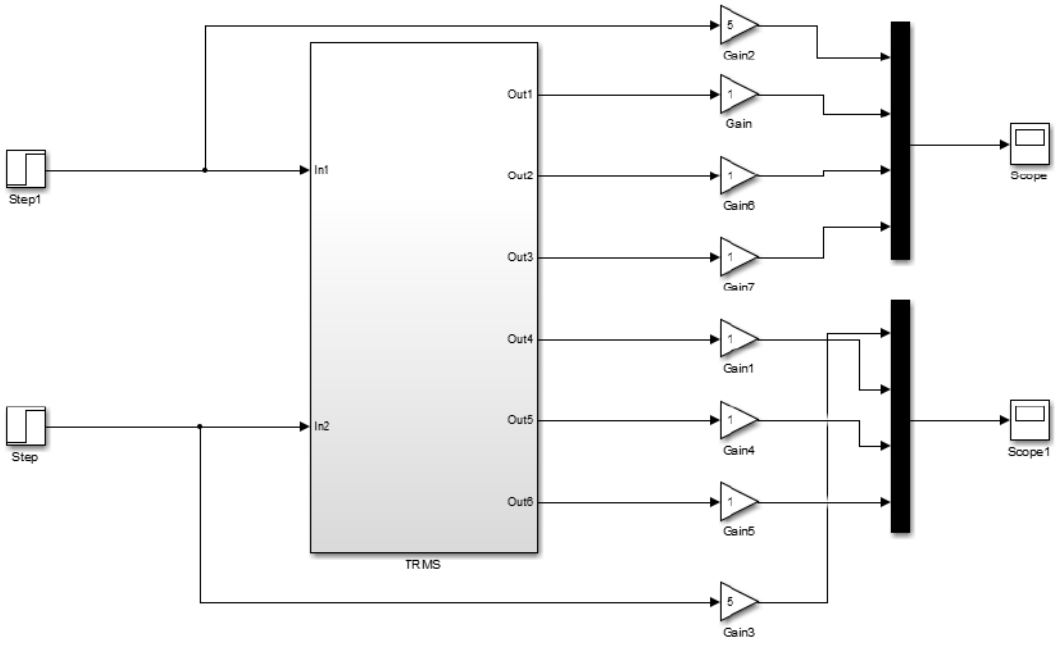
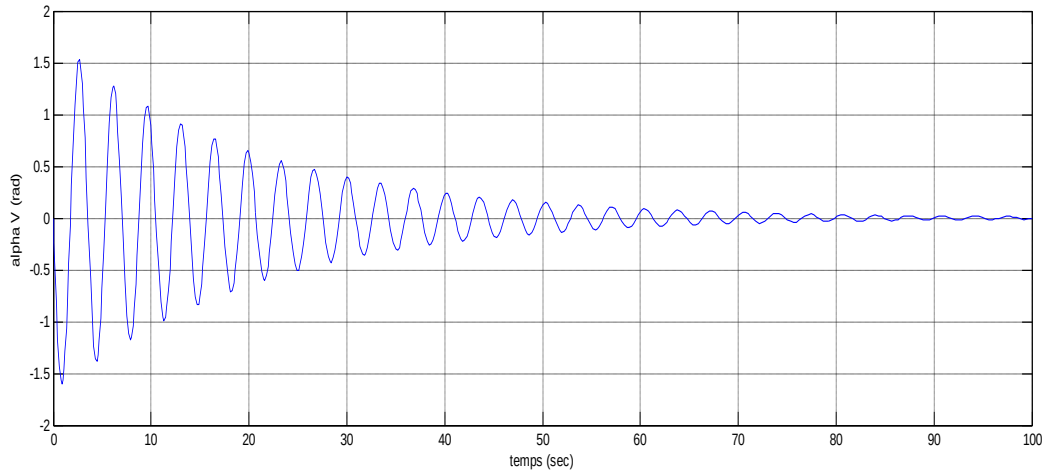


Figure II.6 : schéma sous SIMULINK de TRMS.

II.8.3 Résultat de simulation :

Les figures II.7 et II.8, montrent les réponses libres et forcées du simulateur d'hélicoptère, avec les conditions initiales :$a_v = a_h = 0^0$.



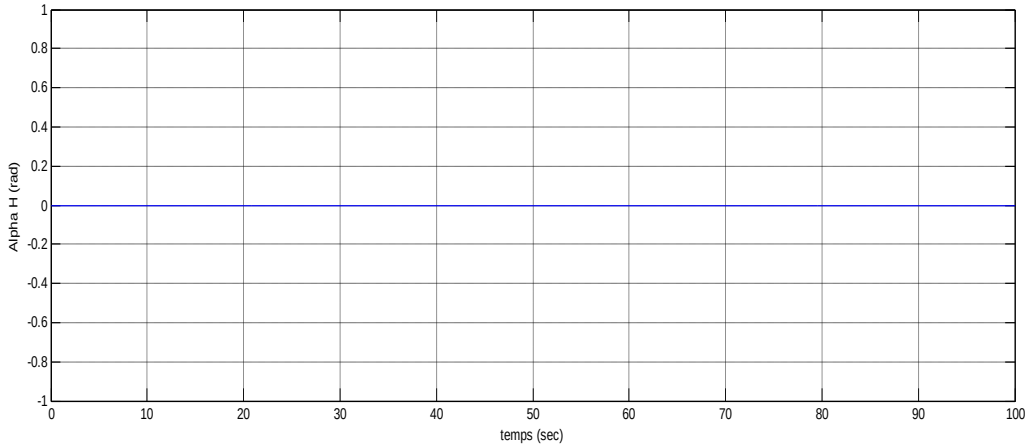
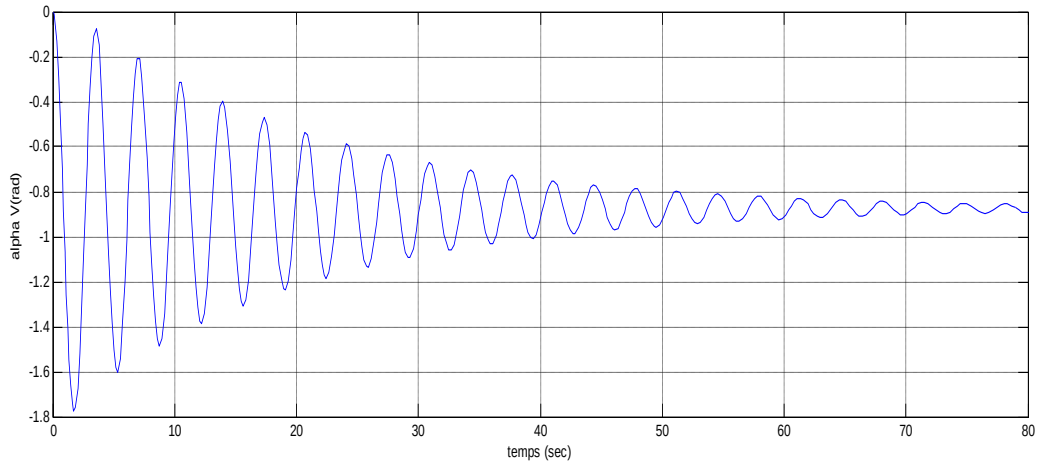


Figure II.7 : réponses libres du TRMS avec$\alpha_{v0} = 0(rad) u_v = 0.5(volt), U_v = U_h = 0\ volt.$



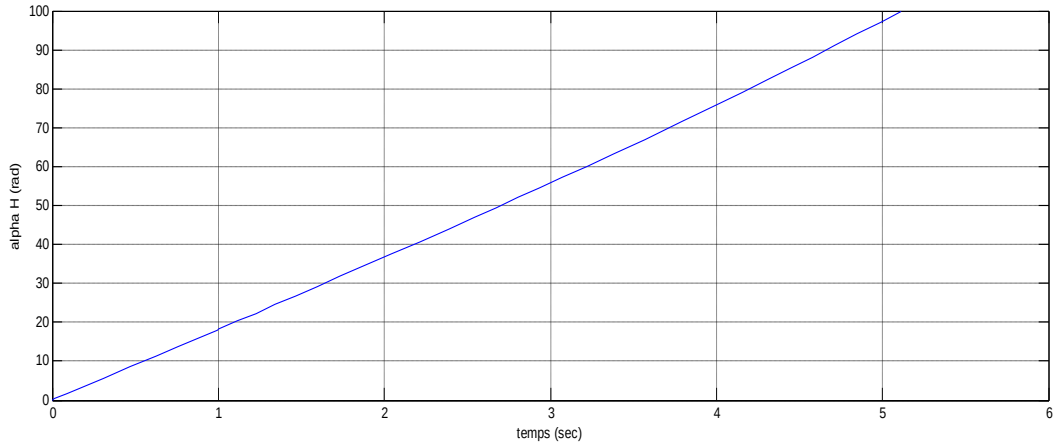


Figure II : réponses du TRMS pour $U_v = U_h = 0.5(volt)$et $\alpha_{v0} = -0.54(rad)$ et $\alpha_{h0} = 0\ (rad)$.

La réponse libre du sous-système d'élévation est oscillatoire amortie, cela est due aux forces gravitationnelles qui agissent uniquement sur le plan vertical, et poussent le simulateur à se stabiliser en un point d'équilibre α_v= −0.93 rad. Par contre, le sous-système d'élévation reste dans sa position d'origine tant qu'il n'y pas d'excitation du Rotor de queue.

Lorsqu'on excite le système, le sous-système vertical tend vers un nouveau point d'équilibre car la commande 0.5 n'est pas suffisante pour l'élever vers un angle supérieur. Cependant, le sous système horizontal a le comportement d'un intégrateur, il diverge même pour de petites excitations. Ceci est dû essentiellement à la faible inertie du mouvement horizontal où il n'y a pas de force de gravité qui s'oppose au mouvement.

II.9. Conclusion :

Dans ce chapitre, on a établi un modèle mathématique du simulateur d'hélicoptère TRMS, Le modèle obtenu est non linéaire et fortement couplé. Afin de simplifier la tâche de développement des lois de commande, nous avons considéré le découplage du modèle complet en deux sous systèmes, selon les deux plans vertical et horizontal.

Chapitre III.

Commande par mode glissant d’un drone VTOL.

III.1. Introduction :

Le mode glissant est un type de commande particulier des systèmes à structure variable. Cette démarche est devenue l'une des techniques de contrôle les plus populaires pour une large gamme de classes des systèmes non linéaires et présente un grand intérêt dans des domaines très variés tels que la mécanique, la robotique ou le génie électrique.

Elle se distingue par sa simplicité de mise en œuvre, une très bonne réponse dynamique, mais surtout par sa robustesse envers les incertitudes internes, traduites par une insensibilité aux variations de paramètres du système à commander, et vis-à-vis des perturbations externes.

La commande par mode glissant a connu un essor considérable durant les dernières décennies. Ceci est dû aux propriétés de sa convergence rapide et sa grande robustesse par rapport aux erreurs de modélisation et des perturbations externes [15].

Ce chapitre introduit un type de contrôleur de mode glissant pour un hélicoptère.

III.2. Commande par modes glissants d'ordre simple :

L'idée de base de la commande par mode glissant est premièrement d'attirer les états du système dans une région convenablement sélectionnée, puis de concevoir une loi de commande qui maintiendra toujours le système dans cette région. En résumé, une commande par mode glissant est conçue en deux étapes [16], [17] Figure (III.1)

- Détermination d'une surface de glissement.
- Définition d'une loi de commande stabilisante qui pourra contraindre le système à avoir le comportement désiré.

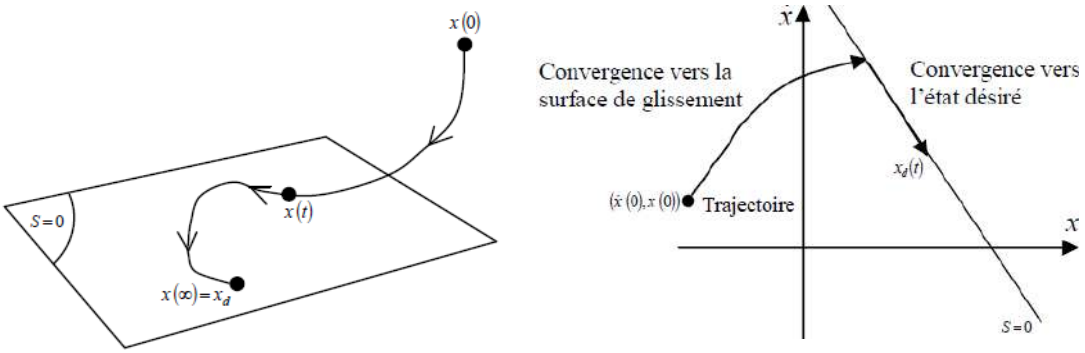


Figure III.1 : Convergence du système glissant.

III.2.1. Choix des surfaces de glissement :

En général, la forme de la surface dans le plan de phase est présentée par [16] :

$$S(e) = \left(\frac{\partial}{\partial t} + \lambda\right)^{r-1} \quad \text{(III.1)}$$

Avec $e = x - x_d = [e\ e\dot{}\ldots e^{r-1}]$

Où :

x : La variable à réguler, e est l'erreur de réglage, λ est une constante positive qui interprétera la bande passante du contrôle désiré et r est le degré relatif du système.

On aura donc :

Pour $r = 1$

$$S(e) = e \quad \text{(III.2)}$$

Pour $r = 2$

$$S(e) = \lambda e + \dot{e} \quad \text{(III.3)}$$

III.2.2. Condition de glissement:

Soit le système dynamique non linéaire décrit par l'équation d'état suivante :

$$\frac{dx}{dt} = f(x,t) + g(x,t)U \quad \text{(III.4)}$$

Où $x \in X$ (un ouvert de $\Re^{\hbar}$) est le vecteur d'état, $f(x), g(x)$ sont des fonctions définies sur $\Re^{\hbar}$, avec la condition de glissement peut être formulée en déterminant une fonction scalaire de Lyapunov :

$V(x): \Re \to \Re$ tel que $V(x) > 0 \quad \forall x \in \Re$

La fonction de Lyapunov est choisie de façon à décroître dans le temps. L'idée est de trouver une commande qui assure cette décroissance en rendant négative la dérivée de la fonction de Lyapunov.

Soit :

$$V(x) = \frac{1}{2}S^2(x) \quad \text{(III.5)}$$

Où $S(x)$ décrit la distance du point x de la surface de glissement $S(x)=0$.

Pour que la fonction de Lyapunov se décroit, nous devons assurer que [17], [18] :

$$\dot{V(x)} = S(x)\dot{S}(x) < 0 \quad \text{(III.6)}$$

Cette condition assure que la surface S soit attractive pour la trajectoire de phase : sous certaines conditions, le point représentatif de l'évolution du système dans l'espace de phase peut être maintenu sur la surface $S(x)=0$ qui est choisie à priori. L'état du système bouclé est alors plongé dans l'état d'un système "réduit" de dimension inférieure et libre appelé système

équivalent, dont les coefficients de son équation caractéristique sont identiques à ceux de cette surface [19].

III.2.3. Calcul de la commande :

Les deux composants de la commande sont :

$$U = U_{eq} + U_s \tag{III.7}$$

U_{eq} : La commande équivalente ou nominale, est déterminée par le modèle du système, on peut la considérer comme la valeur moyenne continue que prend la commande lors d'une commutation rapide entre deux valeurs U_{max} et U_{min} figure (III.2).

U_s , correspond à la commande qui garantit l'attractivité de la variable à contrôler vers la surface et satisfait la condition $S(x)\dot{S}(x) < 0$.

La figure (III.2) présente l'évolution de la commande équivalente lors de la commutation entre U_{max} et U_{min} .

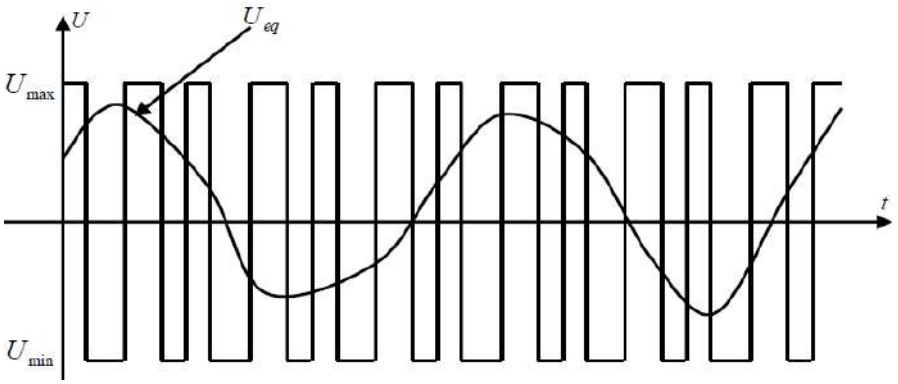


Figure III.2 : Valeur continue U_{eq} prise par la commande lors de la commutation entre U_{max} et U_{min} .

III.2.4. Expression analytique de la commande :

En régime de glissement idéal, l'expression des surfaces et de leurs dérivées sont nulles. Ceci se traduit par :

$$\begin{cases} U_s = 0 \\ S(x) = 0 \end{cases} \tag{III.8}$$

Donc :

$$S(x) = \left(\frac{\partial S}{\partial x}\right)^T (f(x,t) + g(x,t)U) = 0 \text{ Avec } U = U_{eq} \tag{III.9}$$

Ainsi, la commande équivalente est donnée par :

$$U_{eq} = -\left(\left(\frac{\partial S}{\partial x}\right)^T g(x,t)\right)^{-1} \left(\left(\frac{\partial S}{\partial x}\right)^T f(x,t)\right) \tag{III.10}$$

Avec la condition de transversalité :

$$det\left(\left(\frac{\partial S}{\partial x}\right)^{T} g(x,t)\right) \neq 0 \qquad \text{(III.11)}$$

Le régime idéal n'est pratiquement jamais réalisable, on doit ainsi faire usage du deuxième terme de la commande pour ramener l'état du système vers la surface à chaque fois qu'il s'en écarte. Il convient donc de prendre :

$$U_s = \dot{S}(x) = -K\ sign\ (S(x)) \qquad \text{(III.12)}$$

Où $K = diag(K_1, \dots K_m)$ et la fonction *sign* est représentée sur la figure III.3.

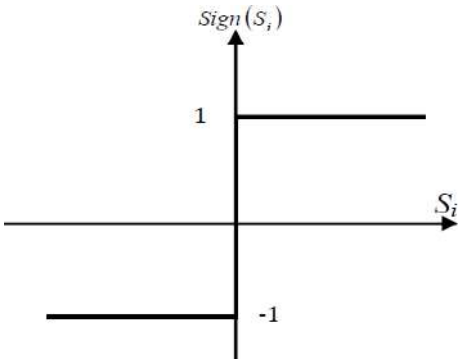


Figure III.3 : Représentation de la fonction *Sign*.

III.2.4 Elimination du phénomène de chattering :

L'un des principaux inconvénients du réglage par mode de glissement est le phénomène du chattering. Qui peut endommager les actionneurs par des sollicitations trop fréquentes et nuire au fonctionnement et aux performances du système. Dans le but de réduire ces oscillations plusieurs solutions ont été apportées, comme par exemple remplacer la fonction *Sign* par une fonction de saturation caractérisée par un ou deux seuils (figure III.4) :

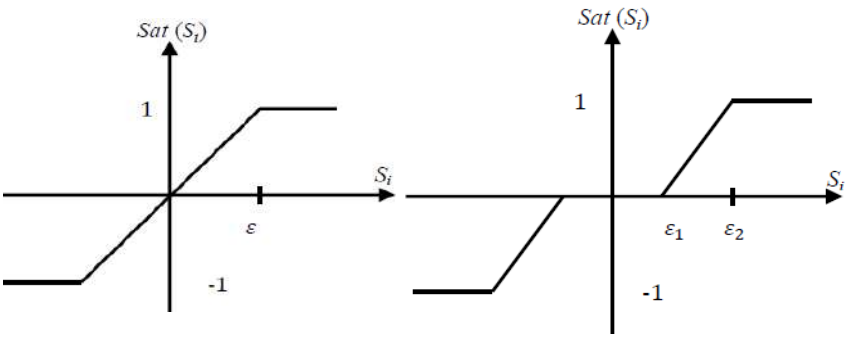


Figure III.4 : Fonction saturation avec un seuil et deux seuils (zone morte).

Ces deux fonctions sont respectivement définies par :

$$sat(S) = \begin{cases} -1 \ si \ S < -\varepsilon \\ \frac{S}{\varepsilon} \ si \ |S| < \varepsilon \\ 1 \ si \ S > \varepsilon \end{cases} \qquad sat(S) = \begin{cases} 0 \ si \ |S| < \varepsilon_1 \\ \frac{S-\varepsilon_1}{\varepsilon_2-\varepsilon_1} \ si \ \varepsilon_1 < |S| < \varepsilon_2 \\ 1 \ si \ S > \varepsilon \end{cases} \quad \text{(III.13)}$$

La fonction de *smooth* (figure III.5) est aussi utilisée :

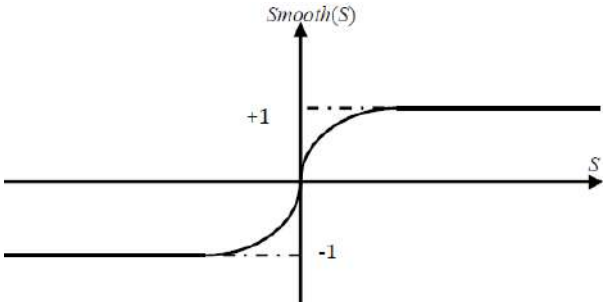


Figure III.5 : Fonction «*smooth*».

III.3. Commande par mode glissant pour l'hélicoptère :

III.3.1. modèle mathématique d'un hélicoptère :

Le système de contrôle d'un hélicoptère est un système multivariables (MIMO). Les caractéristiques des dynamiques non linéaire de l'hélicoptère sont évidentes. De plus, la stabilité, le fonctionnement et la maniabilité sont relativement plus mauvais. La hauteur d'un hélicoptère varie en fonction de l'angle de tangage. En ignorant l'effet de sol, l'équation cinétique d'un hélicoptère est décrite comme suit [20]:

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + g_1(x)u_1 + g_2(x)u_2 \\ y = [y_1 \quad y_2]^T = [x_1 \quad x_4]^T \end{cases} \quad \text{(III.14)}$$

Où $g_1(x) = [0 \ 0 \ 1 \ 0 \ 0\ ]^T$, $g_2(x) = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1\ ]^T$, $f(x) = [f_1 \ f_2 \ f_3 \ f_4 \ f_5]^T$,

$$f(x) = [f_1 \ f_2 \ f_3 \ f_4 \ f_5]^T = \begin{bmatrix} x_2 \\ a_0 + a_1x_2 + a_2x_2^2 + (a_3 + a_4x_4 - \sqrt{a_5 + a_6x_4}\,)x_3^2 \\ a_7 + a_8x_3 + (a_9 sinx_4 + a_{10})x_3^2 \\ x_5 \\ a_{11} + a_{12}x_4 + a_{13}x_3^2 sinx_4 + a_{14}x_5 \end{bmatrix}$$

$x = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5]^T = [h \ \ h^{\cdot} \ \ \omega \ \theta \ \ \theta^{\cdot}\ ]^T$

h : La hauteur.

ω: La vitesse de rotation de la pale de rotor.

θ: L'angle de pas collectif de la pale de rotor.

u_1 : L'entrée de commande de la hauteur,

u_2 : L'entrée de commande de l'angle de tangage.

L'équation (III.14) peut être écrite comme:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f_2 = a_0 + a_1 x_2 + a_2 x_2^2 + (a_3 + a_4 x_4 - \sqrt{a_5 + a_6 x_4})x_3^2 \\ \dot{x}_3 = f_3 + u_1 = a_7 + a_8 x_3 + (a_9 sinx_4 + a_{10})x_3^2 + u_1 \\ \dot{x}_4 = f_4 = x_5 \\ \dot{x}_5 = f_5 + u_2 = a_{11} + a_{12} x_4 + a_{13} x_3^2 sinx_4 + a_{14} x_5 + u_2 \end{cases} \quad \text{(III.15)}$$

D'après l'équation (III.15) nous constatons que deux types de couplages existent le premier est résultant par les états du système et s'appelle le couplage dynamique et le second est due par l'entrée de commande et s'appelle le couplage de fonctionnement. La linéarisation des couplages atteint deux objectifs. D'une part, u_1 opère directement sur la hauteur h ou ses dérivées. Deuxièmement u_2 opère directement sur l'angle de tangage θ ou ses dérivés. En conséquence, la relation directe de l'entrée de commande et de la sortie de contrôle peut être montrée.

III.3.2.Inversion de la dynamique et linéarisation découplée du modèle :

D'après l'équation (III.15), nous avons :

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \ddot{x}_1 = \dot{x_2} = f_2 = a_0 + a_1 x_2 + a_2 x_2^2 + \left(a_3 + a_4 x_4 - \sqrt{a_5 + a_6 x_4}\right)x_3^2 \\ \dddot{x}_1 = \dot{f_2} = (a_1 + 2a_2 x_2)\dot{x_2} + 2x_3\dot{x_3}\left(a_3 + a_4 x_4 - \sqrt{a_5 + a_6 x_4}\right) + \left[a_4 \dot{x_4} - \frac{a_6 \dot{x_4}}{2\sqrt{a_5 + a_6 x_4}}\right]x_3^2 \\ \dot{x}_4 = f_4 = x_5 \\ \ddot{x_4} = \dot{f_5} + u_2 = a_{11} + a_{12} x_4 + a_{13} x_3^2 sinx_4 + a_{14} x_5 + u_2 \end{cases} \quad \text{(III.16)}$$

On peut obtenir :

$$(\varepsilon_{11}, \varepsilon_{12}, \varepsilon_{13}, \varepsilon_{21}, \varepsilon_{22}) = \left(y_1, L_f y_1, L_f^2 y_1, y_2, L_f y_2\right) = (x_1, \dot{x_1}, \ddot{x_1}, x_4, \dot{x_4}) = (h, \dot{h}, \ddot{h}, \theta, \dot{\theta}) \quad \text{(III.17)}$$

Compte tenu des incertitudes et des perturbations d_1, d_2. La linéarisation par retour d'état du modèle de l'hélicoptère est donné comme suit :

$$\begin{cases} \dot{\varepsilon_{11}} = \varepsilon_{12} \\ \dot{\varepsilon_{12}} = \varepsilon_{13} \\ \dot{\varepsilon_{13}} = F + v_1 + d_1 \\ \dot{\varepsilon_{21}} = \varepsilon_{22} \\ \dot{\varepsilon_{22}} = f_5 + v_2 + d_2 \end{cases} \quad \text{(III.18)}$$

Où : $F = (a_1 + 2a_2 x_2)f_2 + 2x_3 f_3 r + K$

$v_1 = 2x_3 r u_1$

$v_2 = u_2$

$r = a_3 + a_4 x_4 - \sqrt{a_5 + a_6 x_4}$

$K = [a_4 x_5 - \frac{1}{2} a_6 x_5 (a_5 + a_6 x_4)^{\frac{-1}{2}}] x_3^2$

$|d_1| \leq D_1 , |d_2| \leq D_2 .$

La nouvelle loi de commande est :

$$\begin{cases} u_1 = v_1/(2x_3 r) \\ u_2 = v_2 \end{cases} \quad \text{(III.19)}$$

Le système linéaire affine en la commande peut être obtenu par le modèle lineairisant découplé de l'hélicoptère, certaines méthodes de la commande linéaire peuvent être utilisées pour construire la loi de commande pour l'hélicoptère. Les méthodes classiques de commande peuvent adoptée pour calculer les lois de commande v_1 et v_2 pour le modèle d'équation (III.18).

III.3.3. Conception de contrôleur :

A partir de l'équation (III.18), le degré relatif du modèle est [3 2]. on peut écrire:

$$(\varepsilon_{11}, \varepsilon_{12}, \varepsilon_{13}, \varepsilon_{21}, \varepsilon_{22}) = (x_1, x_1, f_2, x_4, x_4) = (h, \dot{h} , \ddot{h} , \theta, \dot{\theta}) \quad \text{(III.20)}$$

Pour commander le déplacement vertical de l'hélicoptère, supposons que la commande d'entrée soit r_1 et que l'erreur de poursuite soit $e_1 = r_1 - \varepsilon_1$. Choisissant la surface de glissement suivante :

$s_1 = c_{11} e_1 + c_{12} \dot{e}_1 + \dot{e_1}$

Ou $c_{11} > 0,\ c_{12} > 0$

Donc,

$s_1 = c_{11}(r_1 - \varepsilon_{11}) - c_{12} \dot{\varepsilon_{11}} - \ddot{\varepsilon_{11}} = c_{11}(r_1 - \varepsilon_{11}) - c_{12} \varepsilon_{12} - \varepsilon_{13}$

$\dot{s_1} = -c_{11} \dot{\varepsilon}_{11} - c_{12} \ddot{\varepsilon_{11}} - \dddot{\varepsilon_{11}} = -c_{11} \varepsilon_{12} - c_{12} \varepsilon_{13} - (F + v_1 + d_1)$

Le contrôleur auxiliaire est conçu comme:

$$v_1 = -F - c_{11} \varepsilon_{12} - c_{12} \varepsilon_{13} + D_1 sgn(s_1) \quad \text{(III.21)}$$

En substituant l'équation (III.8) dans $\dot{s}_1$, on obtient :

$$\dot{s}_1 = D_1 sgn(s_1) - d_1$$

Donc :

$$s_1 \dot{s_1} = -|s| D_1 - s_1 d_1 \leq 0$$

Pour calculer la commande d'angle de tangage de l'hélicoptère, supposons que la commande d'entrée est une constante r_2 et l'erreur de poursuite: $e_2 = r_2 - \varepsilon_{21}$. Considérant une surface de glissement de la forme :

$s_2 = c_{21}e_2 + \dot{e_2}$

Ou $c_{21} > 0$.

Donc :

$s_2 = c_{21}(r_2 - \varepsilon_{21}) - \dot{\varepsilon_{21}}$

$\dot{s_2} = -c_{21}\dot{\varepsilon_{21}} - \ddot{\varepsilon_{21}} = -c_{21}\varepsilon_{22} - \dot{\varepsilon_{22}} = -c_{21}\varepsilon_{22} - (f_5 + v_2 + d_2)$

La loi de contrôle auxiliaire est conçue comme :

$$v_2 = -f_5 + D_2 sgn(s_2) - c_{21}\varepsilon_{22} \quad \text{(III.9)}$$

En remplaçant l'équation (III.9) dans $\dot{s}_2$, nous avons :

$\dot{s}_2 = -D_2 sgn(s_2) - d_2$

Donc, nous avons :

$s_2\dot{s}_2 = -|s|D_2 - s_2 d_2 \leq 0$

III.3. Résultats de simulation :

La simulation du problème de la hauteur et de l'angle de tangage. Le mode de l'hélicoptère est donné en équation (III.14), avec les conditions initiales : $h = 1.5, \theta = 0.15, \omega = 200, \dot{h} = \dot{\theta} = 0.$ les paramètres du modèle sont: $a_0 = -17.67, a_1 = a_2 = -0.1, a_3 = 5.31 \times 10^{-4}, a_4 = 1.5364 \times 10^{-2}, a_5 = 2.82 \times 10^{-7}, a_6 = 1.632 \times 10^{-5}, a_7 = -13.92, a_8 = -0.7, a_9 = a_{10} = -0.0028, a_{11} = 434.88, a_{12} = -800, a_{13} = -0.1, a_{14} = -65.$

Soit $c_{11} = 120, c_{12} = 20, c_{21} = 25.$ Les incertitudes et des perturbations : $D_1 = 5.0\ et\ D_2 = 1.0$ respectivement. Les lois de commande sont données par (III.19), (III.20) et (III.21).

III.4. Résultats de simulation :

Figure III.6 : poursuite de trajectoire verticale.

Figure III.7 : Poursuite de l'angle de tangage

Figure III.8 : L'entrée de commande $u_1(t)$

Figure III.10 : L'entrée de commande $u_2(t)$.

Les résultats de poursuite verticale (la hauteur) et de l'angle de tangage sont montrés sur la figure (III.7) et sur la figure (III.8) sont satisfaisants. En particulier, nous avons obtenu une bonne précision de poursuite des trajectoires de référence.

Dans la simulation, la fonction de saturation est adoptée à la place de la fonction de commutation (*Sign*) pour réduire le phénomène de chattering (broutements).

III.5. Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons proposé une loi de commande s'appelle le mode glissant. Ce régulateur assurant la stabilisation d'un hélicoptère drone pour des missions de vol, telles que l'atterrissage et le décollage. La synthèse du contrôleur est basée sur le modèle dynamique perturbé. Une étude de la robustesse du contrôleur du système est présentée, afin déterminé les conditions de stabilité. Les résultats de simulation ont montré la robustesse de la loi de commande.

Chapitre IV.

Commande robuste par mode glissant pour VTOL.

IV.1 Introduction :

La commande par mode glissant a largement prouvé son efficacité à travers les études théoriques rapportées, l'avantage que procure une telle commande et qui la rend aussi importante est sa robustesse vis-à-vis des perturbations et des incertitudes du modèle. Cependant, ces performances sont obtenues au prix de certains inconvénients : un phénomène de chattering (broutement) qui peut causer l'instabilité et qui a un effet néfaste sur les actionneurs.

IV.2 Commande par mode de glissant du VTOL incertain :

IV.2.1 Description du modèle de système :

Dans un drone à décollage et atterrissage vertical (VTOL), la réaction de moment de roulis dans l'extrémité de l'aile créent une force qui n'est pas perpendiculaire à l'axe y. ainsi, la production d'un moment de roulis positif produira également une légère accélération des avions vers la droite. Comme on le verra, ce phénomène rend la dynamique de drone sous un modèle à phase non-minimale. À partir de Figure (IV.1) et en utilisant les lois physiques de Newton, le modèle dynamique de VTOL peut être obtenu comme suit :

$$\begin{cases} -mX^{\cdot\cdot} = -\big(T + \delta_1(t)\big)sin\theta + \varepsilon_0\big(l + \delta_2(t)\big)cos\theta & (1) \\ -mY^{\cdot\cdot} = \big(T + \delta_1(t)\big)cos\theta + \varepsilon_0\big(l + \delta_2(t)\big)sin\theta - mg & (2) \\ I_z\theta^{\cdot\cdot} = l + \delta_2(t) & (3) \end{cases} \quad \text{(IV.1)}$$

Où ε_0 est un petit coefficient qui caractérise le couplage entre le moment de roulis et la force latérale, $\varepsilon_0 l$ influence sur le VTOL. θet $\dot{\theta}$ sont des inconnus.

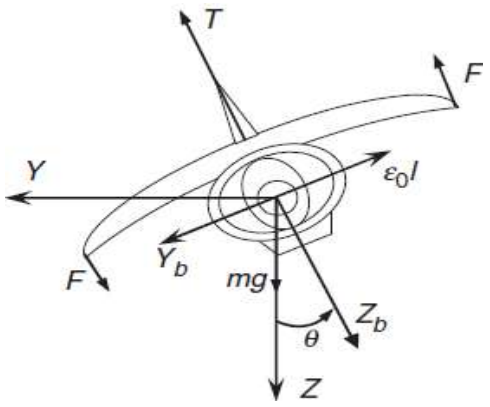


Figure IV.I : VTOL à décollage et atterrissage vertical.

Pour plus de simplicité, nous divisons l'équation (IV.1) comme suit : (1) et (2) par *m*, et (3) parI_z. On prend :

$$x = -\frac{X}{g}, y = -\frac{Y}{g}, u_1 = \frac{T}{mg}, u_2 = l/I_z, \varepsilon = \varepsilon_0 I_z/mg, \varepsilon_1(t) = \delta_1(t)/mg, \varepsilon_1(t) = \delta_2(t)/I_z$$

L'équation (IV.1) devient :

$$\begin{cases} \ddot{X} = -\big(u_1 + £_1(t)\big)sin\theta + \varepsilon\big(u_2 + £_2(t)\big)cos\theta & (1) \\ \ddot{y} = \big(u_1 + £_1(t)\big)cos\theta + \varepsilon\big(u_2 + £_2(t)\big)sin\theta - g & (2) \\ \ddot{\theta} = u_2 + £_2(t) & (3) \end{cases} \quad \text{(IV.2)}$$

On prend :

$$x_1 = x, x_2 = \dot{x}, y_1 = y,\ y_2 = \dot{y} \quad \text{(IV.3)}$$

Par conséquent, le modèle du VTOL peut être décrit comme :

$$\begin{cases} \dot{x_1} = x_2 \\ \dot{x_2} = -\big(u_1 + £_1(t)\big)sin\theta + \varepsilon\big(u_2 + £_2(t)\big)cos\theta \\ \dot{y_1} = y_2 \\ \dot{y_2} = \big(u_1 + £_1(t)\big)cos\theta + \varepsilon\big(u_2 + £_2(t)\big)sin\theta - g \\ \dot{\theta} = \omega \\ \dot{\omega} = u_2 + £_2(t) \end{cases} \quad \text{(IV.4)}$$

Où $x_1(t), y_1(t), \theta(t)$ représentent respectivement la position de drone et l'angle de roulis à l'instant t, et $x_2(t), y_2(t), \omega(t)$indiquent la vitesse linéaires angulaires et la vitesse de roulis de respectivement;u_1 et u_2 sont respectivement la composante de commande verticale et l'entrée de commande du moment de rotation, $g > 0$ est l'accélération gravitationnelle et ε est le couplage constant entre le moment de roulis et la force latérale δ_1, δ_2 et δ_3 sont les incertitudes. Cependant, la dynamique de l'équation (IV.1) représente le modèle de VTOL en phase non-minimale pour $\varepsilon \neq 0$ par rapport à la sortie $y(t) = [x_1(t), y_1(t), \theta(t)]^T$ [22].

Avec :

$d_1(t) = -£_1(t)sin\theta + \varepsilon £_2(t)cos\theta$

$d_2(t) = £_1(t)cos\theta + \varepsilon £_2(t)sin\theta$

La trajectoire désirée est (x_d, y_d), et l'erreur de suivi de trajectoire est:

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = e_2 \\ \dot{e}_2 = -\big(u_1 + £_1(t)\big)sin\theta \\ \dot{e}_3 = e_4 \\ \dot{e}_4 = -\big(u_1 + £_1(t)\big)cos\theta - g - \ddot{y}_d \\ \dot{\theta} = \omega \\ \dot{\omega} = u_2 + £_2(t) \end{cases} \quad \text{(IV.5)}$$

A partir de l'équation (IV.5) on peut écrire :

$$\begin{pmatrix} \dot{e_2} \\ \dot{e_4} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -sin\theta & \varepsilon cos\theta \\ cos\theta & \varepsilon sin\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -£_1(t)sin\theta + \varepsilon £_2(t)cos\theta \\ £_1(t)cos\theta + \varepsilon £_2(t)sin\theta \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -\ddot{x}_d \\ -g - \ddot{y_d} \end{pmatrix}$$

Le degré relatif des sorties de l'équation (IV.5) égale $[2\ 2]^T$, donc l'approche de la linéarisation par retour d'état peut être utilisée en choisissant la loi de commande proposée dans [1,2], on obtient les expressions suivantes:

$$\begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -sin\theta & \varepsilon cos\theta \\ cos\theta & \varepsilon sin\theta \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} v_1 + \ddot{x}_d \\ v_2 + \ddot{x}_d + g \end{pmatrix} \quad \text{(IV.6)}$$

Les entrées de commande $v_1$et v_2 seront conçus comme suit :

$$\begin{pmatrix} -sin\theta & \varepsilon cos\theta \\ cos\theta & \varepsilon sin\theta \end{pmatrix}^{-1} = \begin{pmatrix} -sin\theta & cos\theta \\ \frac{1}{\varepsilon} cos\theta & \frac{1}{\varepsilon} sin\theta \end{pmatrix} \quad \text{(IV.7)}$$

Par conséquent, l'équation (IV.5) devient :

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = e_2 \\ \dot{e_2} = v_1 + d_1(t) \\ \dot{e}_3 = e_4 \\ \dot{e}_4 = v_2 + d_2(t) \\ \dot{\theta} = \omega \\ \dot{\omega} = u_2 + £_2(t) \end{cases} \quad \text{(IV.8)}$$

A partir de l'équation (IV.6) et (IV.7), on obtient:

$$u_2 = \frac{1}{\varepsilon} v_1 cos\theta + \frac{1}{\varepsilon} v_2 sin\theta + \frac{g}{\varepsilon} sin\theta + \frac{1}{\varepsilon} \ddot{x_d} cos\theta + \frac{1}{\varepsilon} \ddot{y_d} sin\theta \quad \text{(IV.9)}$$

Par conséquent, nous avons :

$$\dot{\omega} = \frac{1}{\varepsilon} v_1 cos\theta + \frac{1}{\varepsilon} v_2 sin\theta + \frac{g}{\varepsilon} sin\theta + \frac{1}{\varepsilon} \ddot{x_d} cos\theta + \frac{1}{\varepsilon} \ddot{y_d} sin\theta + £_2(t)$$

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = e_2 \\ \dot{e_2} = v_1 + d_1(t) \\ \dot{e}_3 = e_4 \\ \dot{e}_4 = v_2 + d_2(t) \\ \dot{\theta} = \omega \\ \dot{\omega} = \frac{1}{\varepsilon} v_1 cos\theta + \frac{1}{\varepsilon} v_2 sin\theta + \frac{g}{\varepsilon} sin\theta + \frac{1}{\varepsilon} \ddot{x_d} cos\theta + \frac{1}{\varepsilon} \ddot{y_d} sin\theta + £_2(t) \end{cases} \quad \text{(IV.10)}$$

Pour éliminer v_1 et v_2 dans l'expression de $\dot{\omega}$, on introduit une nouvelle variable η qui remplace ω [1,2] :

$$\eta = \varepsilon\omega - e_2 cos\theta - e_4 sin\theta \quad \text{(IV.11)}$$

❖ **Remarque1** : à partir de l'équation (VI.11), on peut voir si $e_2 \to 0, e_4 \to 0$, puis $\eta = \varepsilon\omega$ et si$\eta \to 0$, alors $\omega \to 0$, donc on peut utiliser η au lieu de ω.

❖ **Remarque2:** à partir de l'équation (VI.11), la forme de $\dot{\omega}$ inclut dans v_1 et v_2, $\dot{e}_2$ inclut dans v_1, $\dot{e}_4$ inclut dans v_2, donc la de η peut être obtenir par la combinaison de ω, e_2 et e_4, donc nous pouvons obtenir l'équation de $\dot{\eta}$en fonction de $\dot{\omega}$, $\dot{e_2}$et $\dot{e_4}$, tandis que v_1, v_2 peuvent être éliminés.

Donc à partir de l'équation (IV.11) on obtient :

$$\omega = \frac{1}{\varepsilon}(\eta + e_2 cos\theta + e_4 sin\theta) \quad \text{(IV.12)}$$

Alors :

$$\dot{\theta} = \frac{1}{\varepsilon}(\eta + e_2 cos\theta + e_4 sin\theta)$$

et :

$$\dot{\eta} = \varepsilon\dot{\omega} - \dot{e_2}cos\theta + e_2\dot{\theta}sin\theta - \dot{e_4}sin\theta - e_4\dot{\theta}cos\theta = \varepsilon\left(\frac{1}{\varepsilon}v_1 cos\theta + \frac{1}{\varepsilon}v_2 sin\theta + \frac{g}{\varepsilon}sin\theta + \frac{1}{\varepsilon}x_{\ddot{d}}cos\theta + \frac{1}{\varepsilon}y_{\ddot{d}}sin\theta + £_2(t)\right) - (v_1 - £_1(t)sin\theta + \varepsilon£_2(t)cos\theta)cos\theta - (v_2 + £_1(t)cos\theta + \varepsilon£_2(t)sin\theta)sin\theta + \frac{1}{\varepsilon}(e_2 sin\theta - e_4 cos\theta)(\eta + e_2 cos\theta + e_4 sin\theta) = \frac{1}{\varepsilon}(e_2 sin\theta - e_4 cos\theta)(\eta + e_2 cos\theta + e_4 sin\theta) + gsin\theta + x_{\ddot{d}}cos\theta + y_{\ddot{d}}sin\theta \quad \text{(IV.13)}$$

A partir de l'équation (IV.22), la dynamique entraînée de la partie à phase non minimale du modèle, peut s'écrire sous la forme :

$$\dot{\bar{\eta}} = q(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, y_d) \quad \text{(IV.14)}$$

Ou $\bar{\eta} = [\theta\ \eta]^T$, $Y_d = [\ddot{x_d}\ddot{y_d}]^T$, et

$$q(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, y_d) = \begin{bmatrix} \frac{1}{\varepsilon}(e_2 sin\theta + e_4 cos\theta) \\ \frac{1}{\varepsilon}(e_2 sin\theta - e_4 cos\theta)(\eta + e_2 cos\theta + e_4 sin\theta) + gsin\theta + x_{\ddot{d}}cos\theta + y_{\ddot{d}}sin\theta \end{bmatrix}$$

Aux conditions initiales nulles, $q(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, y_d)$ est dépendant seulement de vecteur $[e_1\ e_2]$ et n'est pas lié à $[e_3\ e_4]$. Alors, on obtient :

$$\frac{\partial q(e_1,e_2,e_3,e_4,\theta,\eta,y_d)}{\partial(e_3 e_4)}\Big|_0 = O_{2\times 2} \quad \text{(IV.15)}$$

$$\frac{\partial q(e_1,e_2,e_3,e_4,\theta,\eta,y_d)}{\partial(e_1 e_2)}\Big|_0 \neq O_{2\times 2} \quad \text{(IV.16)}$$

Par exemple :

$$\frac{\partial q(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, y_d)}{\partial(e_4)}\Big|_0 = \begin{bmatrix} \frac{1}{\varepsilon}sin\theta \\ -\frac{1}{\varepsilon}cos\theta(\eta + e_2 cos\theta + e_4 sin\theta) + \frac{1}{\varepsilon}(e_2 sin\theta - e_4 cos\theta)sin\theta \end{bmatrix}\Big|_0 = O_{2\times 1}$$

A partir de (IV.15) et (IV.16), le modèle équation (IV.10) peut être décomposée en une partie à phase minimale pour la conception de la partie de commande des dynamiques verticales :

$$\begin{cases} \dot{e_3} = e_4 \\ \dot{e_4} = v_2 + d_2(t) \end{cases} \quad \text{(IV.17)}$$

Et une partie à phase non minimale pour la conception d'une partie de commande des dynamiques horizontales et le roulis :

$$\begin{cases} \dot{e_1} = e_4 \\ \dot{e_2} = v_2 + d_2(t) \\ \dot{\theta} = \frac{1}{\varepsilon}[\eta + e_2 cos\theta + e_4 sin\theta] \\ \dot{\eta} = \frac{1}{\varepsilon}[\eta + e_2 cos\theta + e_4 sin\theta][e_2 sin\theta - e_4 cos\theta] + \ddot{x}_d cos\theta + (\ddot{x_d} + g)sin\theta \end{cases} \quad \text{(IV.18)}$$

IV.2.2 Conception de la commande :

En se basant sur la décomposition faite dans la section précédente et en appliquant le principe de la commande par retour d'état pour résoudre le problème de suivi de trajectoire pour la dynamique de l'équation (VI.17).

On choisit la surface glissementen fonction de l'erreur et la dérivée de l'erreur.

$\sigma_1 = ce_3 + \dot{e}_3$, avec $e_3(t) = y_1 - y_d$, $e_4(t) = y_2 - \dot{y}_d$ (IV.20)

Où $c > 0$ une constante.

Par conséquence la structure du contrôleur devient :

$v_2 = -ce_4 - \bar{h}_2 sign(\sigma_1)$ (IV.21)

Où $\bar{h}_1 \geq |d_2(t)|$

Pour assurer la stabilité de cette loi de commande on prend la fonction quadratique de Lyapunov suivante :

$$V_1 = \frac{1}{2}\sigma_1^2$$

Sa dérivée devient :

$$\dot{V}_1 = \sigma_1\dot{\sigma_1} = \sigma_1(c\dot{e_3} + \dot{e}_4) = \sigma_1\big(ce_4 + (v_2 + d_2)\big) = \sigma_1\left(-ce_4 + \left(-ce_4 - \bar{h}_1 sign(\sigma_1) + d_2\right)\right)$$

$$= \sigma_1(-\bar{h}_1 sign(\sigma_1) + d_2)$$

$$= c(-\bar{h}_1|\sigma_1| + d_2\sigma_1) \leq 0$$

Par conséquent, touts les signaux de sortie du système soient bornées et à certain temps doit être stable et suivre la référence désirée $y_d, y_1(t) \to y_d$et $y_2(t) = \dot{y_d}$, $t \to \infty$.

La partie à phase minimale du système est complètement découplée à celle de la dynamique à phase non minimale. Cela signifie que la dynamique verticale ne sera pas affectée par la dynamique horizontale et de roulis du drone.

Notre objectif consiste à concevoir une commande par mode glissant pour le système équation (IV.16) de telle sorte qu'a l'origine, l'équation (IV.16) possède un point d'équilibre stable.

A partir de l'équation (IV.16), on peut écrire :

$$\mu_1 = e_2,\ \mu_2 = [e_1\theta\ \eta]^T \tag{IV.22}$$

Avec : $e_1 = x_1 - x_d,\ e_2 = x_2 - \dot{x}_d$.

Donc l'équation (IV.16) devient :

$$\begin{cases} \dot{\mu}_1 = v_1 + d_1(t) \\ \dot{\mu}_2 = p(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, Y_d) \end{cases} \tag{IV.23}$$

Ou $p(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, Y_d)$définie comme :

$$p(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, Y_d) = \begin{bmatrix} e_2 \\ \frac{1}{\varepsilon}(\eta + e_2 cos\theta + e_4 sin\theta) \\ \frac{1}{\varepsilon}(\eta + e_2 cos\theta + e_4 sin\theta)(e_2 sin\theta - e_4 cos\theta) + x_{\ddot{d}} cos\theta + (y_{\ddot{d}} + g) sin\theta \end{bmatrix}$$

En utilisant le développement en séries de Taylor, (IV.23) devient :

$$\begin{cases} \dot{\mu}_2 = \frac{\partial p}{\partial e_2} \Big|_0 e_2 + \frac{\partial p}{\partial [e_1 \theta \eta_2]} \Big|_0 [e_1 \theta \eta_2]^T + o(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, Y_d) \\ \dot{\mu}_2 = \overline{A}_{21}\mu_1 + \overline{A}_{22}\mu_2 + o(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, Y_d) \end{cases} \tag{IV.24}$$

Où

$$\bar{A}_{21} = \frac{\partial p(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, Y_d)}{\partial e_2} \Big|_0 = [1\ \ \varepsilon^{-1}\ \ 0]^T$$

$$\bar{A}_{22} = \frac{\partial p(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, Y_d)}{\partial e_2} \Big|_0 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \varepsilon^{-1} \\ 0 & \varepsilon^{-1} & 0 \end{bmatrix}$$

$$o(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, Y_d) = p(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, Y_d) - \bar{A}_{22}\mu_2 - \bar{A}_{21}\mu_1 \tag{IV.25}$$

On voit clairement que $(\bar{A}_{21}, \bar{A}_{22})$ sont complètement commandables.

Pour cela on choisit la surface de glissement pour (VI.25), comme suit :

$$\sigma_2 = \mu_1 - M\mu_2 \tag{VI.26}$$

Où : $M = [m_1\ m_2\ m_3]$

M est choisi de telle sorte que la matrice $(\bar{A}_{21} + \bar{A}_{22}\, M)$ soit *Hurwitz*. Si le mode glissant existe, il existe un temps t_s, pour $t \geq t_s$, tel que $\sigma_2 = \mu_1 - M\mu_2 = 0$, alors $\mu_1 = M\mu_2$.

Donc à partir (VI.23), on a :

$$\begin{cases} \dot{\mu_2} = \overline{A}_{21} M\mu_2 + \overline{A}_{22}\,\mu_2 + o(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, Y_d) \\ \quad = (\overline{A}_{21} M + \overline{A}_{22})\mu_2 + o(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, Y_d) \end{cases} \quad \text{(IV.26)}$$

On prend la forme du contrôleur suivant :

$$v_1 = M * p(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, Y_d) \quad \text{(VI.27)}$$

Où $\bar{h}_2 \geq |d_1(t)|$

Pour assurer la stabilité de cette loi de commande on prend la fonction quadratique de Lyapunov suivante :

$$V = \frac{1}{2}\sigma_2^2$$

Par conséquent :

$$\dot{V} = \sigma_2(\dot{\mu_1} - M\dot{\mu_2})$$

$$= \sigma_2(v_1 + d_1(t) - M\dot{\mu_2})$$

$$= \sigma_2\{Mp(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, Y_d) - \bar{h}_2 sgn(\sigma_2) + d_1(t) - Mp(e_1, e_2, e_3, e_4, \theta, \eta, Y_d)\}$$

$$= \sigma_2\{d_1(t) - \bar{h}_2 sgn(\sigma_2)\} = \sigma_2 d_1(t) - \bar{h}_2|\sigma_2| \leq 0$$

Avec :

$$\bar{A}_{22} + \bar{A}_{21}M = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \varepsilon^{-1} \\ 0 & g & 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ \varepsilon^{-1} \\ 0 \end{bmatrix} (m_1 \quad m_2 \quad m_3) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \varepsilon^{-1} \\ 0 & g & 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} m_1 & m_2 & m_3 \\ \varepsilon^{-1}m_1 & \varepsilon^{-1}m_2 & \varepsilon^{-1}m_3 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} m_1 & m_2 & m_3 \\ \varepsilon^{-1}m_1 & \varepsilon^{-1}m_2 & \varepsilon^{-1}m_3 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \text{(VI.28)}$$

Alors :

$$|sI - (\bar{A}_{22} + \bar{A}_{21}M)| = s^3 - (m_1 + \varepsilon^{-1}m_2)s^2 - g(\varepsilon^{-1} + \varepsilon^{-1}m_3)s + g\varepsilon^{-1}m_1 \quad \text{(VI.29)}$$

On applique les conditions de stabilité selon le critère de *Routh* sur (IV.29), on obtient :

$$m_1 > 0, \quad m_2 < -\varepsilon m_1, m_3 < -\frac{\varepsilon^{-1}m_2}{m_1 + \varepsilon^{-1}m_2} \quad \text{(VI.30)}$$

Nous pouvons sélectionner seulement trois paramètres présentés par l'équation (VI.30) pour rendre le système exponentiellement stable.

IV.2.3 résultats d simulation :

Dans cette section, nous effectuons une simulation numérique pour illustrer l'efficacité du contrôleur proposé avec : ε = 0.5, g = 9.8.

Pour l'équation (VI.13), en utilisant le contrôleur proposé dans l'équations (VI.15) et (VI.36), et (VI.29) les gains de contrôleur sont choisis comme suit : $m_1 = 2, m_2 = -8$, $m_3 = -4$, $\bar{h}_2 = 5, \bar{h}_1 = 2, c = 50$.

On considère la trajectoire désirée suivante :

$$\begin{cases} x_d = 0 \\ y_d = 0.1sint \end{cases}$$

Et $£_1(t) = 0.5sint, £_2(t) = 0.5cost$.

Les conditions initiales sont : $x_1(0) = 0.05$, $x_2(0) = 0.01$, $y_1(0) = 0.05$, $y_2(0) = 0.01$, $\theta(0) = 0.05$, $\omega(0) = 0.01$. Les résultats de la simulation sont montrés sur les figures suivantes.

Figure IV.2 : Poursuite de trajectoire pour une position horizontale $x_1(t)$.

La figure IV.2 représente la trajectoire désirée x_{d1} (t) et la poursuite de trajectoire pour une position horizontale $x_1(t)$, à partir de cette figure on remarque que on début on a des dépassements de $x_1(t)$ par rapport x_{d1} (t) et enfin la poursuite est suivie la trajectoire désirée.

Figure IV.3 : Poursuite de trajectoire pour une vitesse horizontale $x_2(t)$.

La figure IV.3 représente la vitesse désirée $x_{d2}(t)$ et la poursuite de trajectoire pour une vitesse horizontale $x_2(t)$, nous savons que la vitesse c'est la dérivé de position Le changement qui se produit dans la position se produit dans la vitesse.

Figure IV.4 : Poursuite de trajectoire pour une position verticale $y_1(t)$.

La figure IV.4 représente la position verticale désirée $y_{d1}(t)$ et la position verticale mesurée $y_1(t)$, on remarque que à t=0s la différence entre les deux égale 1 Commencez à diminuer jusqu'à t=5s la différence entre les deux égale 0 et en suite la position verticale mesurée suivi la position verticale désirée.

.

Figure IV.5 : Poursuite de trajectoire pour une vitesse verticale $y_2(t)$.

La figure IV.5 représente la vitesse verticale désirée $y_{d2}(t)$ et vitesse verticale mesurée $y_2(t)$, nous savons que la vitesse c'est la dérivé de position Le changement qui se produit dans la position se produit dans la vitesse.

Figure IV.6 : Poursuite de trajectoire de $\theta(rad)$.

La figure IV.6 représente la position angulaire theta (rad) désiré et la position angulaire thela (rad) mesurée, on remarque qu'Au début il y a perturbation dans theta (rad) mesurée et après ça theta mesurée suivi theta désiré.

Figure IV.7 : Poursuite de trajectoire de ω(*rad/sec*).

La figure IV.7 représente la vitesse angulaire w (rad/sec) désirée et la vitesse angulaire mesurée w (red/sec) nous savons que la vitesse angulaire c'est la dérivé de position angulaire le changement qui se produit dans la position se produit dans la vitesse

Figure IV.8 : La commande appliquée $u_1(t)$.

La figure IV.8 représente La commande appliquée $u_1(t)$, cette commande appliquée sur sous-système horizontale.

Figure IV.9 : La commande appliquée $u_2(t)$.

La figure IV.9 représente la commande appliquée $u_2(t)$, cette commande appliquée sur sous-système verticale.

On voit que les erreurs de poursuite convergente asymptotiquement vers zéro et que le contrôleur $u(t)$ sont bornées.

VI.3. Conclusion :

Dans ce chapitre nous avons appliqué la commande de mode de glissant pour un aéronef à décollage et atterrissage vertical incertain, cette stratégie de contrôle a été appliquée aux deux modes découplés et couplé, pour le but de la stabilisation des angles d'élévation. Les résultats de simulation présentés sont satisfaisante, cette commande présente une amélioration des performances du système ainsi que la robustesse vis-à-vis les perturbations externes.

Conclusion générale

Le travail effectué dans ce mémoire concerne la modélisation et la commande non linéaire des hélicoptères de type drone.

L'hélicoptère est un système complexe non linéaire à plusieurs variables instables, Présente une dynamique fortement couplée. La commande de ce système consiste à garantir la stabilisation des angles d'élévation et d'azimut en présence de perturbation.

En considérant le modèle de TRMS, nous avons élaboré la loi de commande : la commande par mode glissant. En utilisant l'environnement MATLAB, le système TRMS a été simulé en utilisant la loi de commande. Les résultats de simulation obtenus présentés dans le chapitre 3 et 4 sont satisfaisants, tant du point de vue d'un changement de consigne, que de celui du rejet de perturbation.

De plus on constante également la robustesse des commandes utilisées en rejetant la perturbation. Par exemple, les commandes appliquées ont totalement compensé la perturbation agissant sur l'angle d'élévation, et l'angle d'azimut. Nous avons aussi remarqué que l'erreur de la dynamique verticale et horizontale rejoint le zéro, ce qui signifie que l'hélicoptère se stabilise rapidement avec la commande.

En outre, nous avons constaté que la commande par mode glissant permet d'obtenir des résultats meilleurs que la commande par retour de sortie non linéaire ; le temps de réponse réduit, et le dépassement qui est quasi inexistant.

Certaines améliorations à notre travail peuvent être envisagées, comme l'application de ce commande sur un simulateur réel pour validé ces résultats ; introduire des méthodes d'optimisation pour déterminer les gains de la surface de glissement.

BIBLIOGRAPHIE

[01] GD Watt-2002.dtic.mils.

[02] J.F.G. Castellanos, ” Estimation de l’attitude et commande bornée en attitude d’un corps rigide : application a un mini hélicoptère à quatre rotors ”, Thèse de doctorat, Université Joseph Fourier – Grenoble I, France, 2005.

[03] Hamel.T.Sonères P, Modélisation, estimation et contrôle des drones à voilures tournantes : un aperçu des projets de recherche français, Rapport de Nice, 2005.

[04] H. J. Kim and D. H. Shim,” A Flight Control System for Aerial Robots: Algorithms and Experiments”, Control Engineering Practice, 11(12), 2003, pp. 1389-1400.

[05] A. Budiyono and S.S. Wibowo, ” Optimal Tracking Controller Design for A Small Scale Helicopter”, Proceeding of the International Conference on Intelligent Unmanned Systems, Bali, Indonesia, 24-25 Oct 2007, pp. 91-99.

[06] S. Bouabdallah, A. Noth and R. Siegwart, ” PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor”, Proceedings of the IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems, Sendai, Japan, 28 Sept-2 Oct 2004, pp. 2451-2456.

[07] E.N. Johnson and S.K. Kannan, ”Adaptive trajectory control for autonomous helicopters”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 28(3), 2005, pp. 524–538.

[15] S.V. Emelianov, ”Variable structure control systems, ” Oldenburg Verlag, Moscow,Russia, 1967.

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

[17] V.I. Utkin, ”Sliding modes in control optimization, ”Communication and control Engineering Seriesn, Springer-Verlag, 1992.

[18] S.V. Emelianov, ”Variable structure control systems, ” Oldenburg Verlag, Moscow, Russia, 1967.

[19] H. Bühler, “Réglage par mode de glissement”, Presses Polytechniques Romandes, Lausanne, Suisse, 1986.

[20] Manual of the Twin Rotor MIMO System
“advanced teaching manual”,
manual 330074M5 ed 2001.

[21] Wang XH,Liu Jk, Cai KY, Tracking control for a velocity-sensorless VTOL aircraft with delayed outputs, Automatica, 2009, 45: 2876-2882.

[22] Wang XH,Liu Jk, Cai KY, Tracking control for VTOL aircraft with disabled IMUs. International journal of Systems Science, 2010, 41(10): 1231-1239.