

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE MOHAMED BOUDIAF - M'SILA

FACULTE : TECHNOLOGIE
DEPARTEMENT : GENIE ELECTRIQUE
N° D'ORDRE : Aut - 241



DOMAINE : SCIENCES ET TECHNOLOGIES
FILIERE : GENIE ELECTRIQUE
SPECIALITE : AUTOMATIQUE

MEMOIRE DE FIN D'ETUDE EN VUE DE L'OBTENTION DU
DIPLOME DE MASTER

Présenté par :

DEHIMI Thameur et BENZAHIA Ahlam

THEME

**Commande par backstepping à base d'observateur
appliquée à un vol d'hélicoptère TRMS**

Soutenu le 20 /05/ 2017 devant le jury composé de :

KHATTAB Khathir	Université Mohamed Boudiaf - M'sila	Président
GHELLAB Mohammed	Université Mohamed Boudiaf - M'sila	Encadreur
HERIZI Abdelghafour	Université Mohamed Boudiaf - M'sila	Examineur

ANNEE UNIVERSITAIRE : 2016/ 2017

Remerciement

Le travail présenté dans ce mémoire a été effectué au département génie électrique M'sila.

Je remercie Dieu, le tout puissant, je rende grâce pour m'avoir donné santé, patience, volonté et surtout la raison. Ainsi, J'exprime toute ma reconnaissance à monsieur GHELLAB Mohamed Zinelaabidine, enseignant à l'université de M'SILA, pour avoir assuré l'encadrement de ce travail. Je le remercie pour son soutien, son orientation et ses consignes. Son expérience et sa connaissance ont contribué à ma formation scientifique.

J'adresse un grand merci à mes amis et collègues pour le soutien tout moral et matériel...

Nous tenons également à remercier l'ensemble des membres du jury qui ont fait l'honneur de juger ce travail. Je suis aussi redevable à, tous les enseignants du département de génie électrique.

Dédicace

J'exprime ma profonde reconnaissance à mes parents, mes frères, ma sœur ainsi que toute ma famille pour leurs encouragements et prières qui m'ont permis de finaliser ce travail. Et n'oublier pas le grand merci à mes amies sur tout chaima, khawla, selma, yasmina, marwa,.....

Enfin, j'exprime ma gratitude à tous ceux qui ont contribué d'une manière ou d'une autre à l'élaboration de ce travail.

BENZAHA Ahlam

Dédicace

Je dédie ce modeste travail A mes très chers parents source de tendresse, qui m'encourage Dans les instants délicats, A mes chers frères, A ma petite sœur douaa, A mes tantes et mes oncles, A toute ma famille A tous mes amis.

DHIMI Thameur

Table des matières

Table des matières	I
Liste des figures	III
Liste des tableaux	V
Nomenclatures	1
Introduction générale	2

Chapitre I
Etat de l'art

I.1 Introduction.....	4
I.2 Histoire d'hélicoptère	4
I.3 Les type de vol d'un hélicoptère	5
I.4 Applications et utilisation de vol d'un hélicoptère.....	7
I.4.1 Applications civiles.....	8
I.4.2 Applications militaires	8

Chapitre II
Présentation du simulateur de vol d'hélicoptère

II.1 Introduction.....	10
II.2 Principe du Vol d'un Hélicoptère	10
II.3 Description.....	11
II.3.1 Propulseur	12
II.3.2 Commande des moteurs.....	13
II.3.3 Les encodeurs optiques	13
II.3.4 La base du TRMS	13
II.3.5 Boîtier marche/arrêt	14
II.3.6 Le (SCSI BOX)	14
II.3.7 Carte d'acquisition : ADVANTECH PCI 1711 (pci1711)	15
II.4 Modélisation du TRMS	16
II.4.1 Modèle dynamique	16
II.4.2 Le modèle couplé.....	18
II.4.3 Réponse en boucle ouvert du modèle du TRMS couplé.....	20
II.4.4 Le modèle découplé.....	21
II.4.4.1 Modèle 1 DDL vertical.....	21
II.4.4.2 Modèle 1DDL horizontal.....	21
II.4.5 Réponse en boucle ouvert du modèle du TRMS découplé	22
II.5 Interprétations des résultats	23
II. Conclusion	23

Chapitre III
Théorie de la commande par backstepping

III.1 Introduction	24
III.2 Le Backstepping	24
III.2.1 Synthèse de la commande stabilisante par la méthode du backstepping d'un système découplé (TRMS).....	28
III.2.1.1 Modèle 1 DDL vertical	28
III.2.1.2 Modèle 1DDL horizontal	30
III.3 Les Résultats de la Simulation	32
III. Conclusion.....	35

Chapitre IV
Les observateurs non linéaires

IV.1 Introduction	36
IV.2 Observabilité d'un système non linéaire.....	37
IV.2.1 Condition de rang d'observabilité	37
IV.3 Observateur des systèmes non linéaires.....	38
IV.4 Observateurs mode glissant.....	38
IV.4.1 Théorie des observateurs à modes glissants	38
IV.4.2 Etapes de dimensionnement de l'observateur.....	39
IV.4.3 Synthèse de l'observateur mode glissant classique.....	40
IV.4.4 Les Résultats de la Simulation.....	40
IV.5 Association commande par backsetepping et observateur à mode glissant (résultat et simulation)	42
IV.5.1 Schéma block de l'association applique au TRMS.....	42
IV.5.2 Les Résultats de la Simulation.....	42
IV. Conclusion	47
Conclusion générale	48
Références bibliographiques	50

Liste des figures

Chapitre I

Figure I.1 Premier vol d'hélicoptère.....	4
Figure I.2 Avion 3D.....	5
Figure I.3 Hélicoptère à deux rotors	5
Figure.I.4 Drone helicopter Scheibel Camcopter S-100	6
Figure I.5 Hélicoptères à trios hélices	7
Figure I.4 Le drone du laboratoire IBISC	7
Figure I.5 Exemple des applications civile	8
Figure I.6 Hélicoptères de combat confondu shropshire angliez-17 cervna	9
Figure I.7 Support au combat : (a) coopération UAV-UGV, (b) éclaireur.....	9

Chapitre II

Figure II.1 Principe de vol d'un hélicoptère	11
Figure II.2 Hélicoptère à deux degré de liberté TRMS33-949S	12
Figure II.3 Schéma synoptique du fonctionnement du propulseur	12
Figure II.4 Encodeurs optiques	13
Figure II.5 La base du TRMS	14
Figure II.6 Branchement des différents connecteurs.....	15
Figure II.7 Configuration du TRMS 33-949S	16
Figure II.8 Schéma bloc du système TRMS 33-949S	20
Figure II.9 Réponse du système vertical couplé pour un échelon 1V	20
Figure II.10 Réponse du système horizontal couplé pour un échelon 1V	21
Figure II.11 Réponse libre du système vertical découplé.....	22
Figure II.12 Réponse libre du système horizontal découplé.....	22

Chapitre III

Figure III.1 Résultats de la commande backstepping appliquée au système TRMS avec une consigne échelon.....	32
Figure III.2 Résultats de la commande backstepping appliquée au système TRMS avec une consigne carrée.....	33
Figure III.3 Résultats de la commande backstepping appliquée au système TRMS avec une consigne sinusoïdale.....	34

Chapitre IV

Figure IV.1 Observateur : la partie essentielle dans la commande36
Figure IV.2 Schéma fonctionnel de l'observateur à mode glissant39
Figure IV.3 Résultats de l'observateur à mode glissant appliquée au système TRMS41
Figure IV.4 Schéma principe d'observateur avec commande42

Figure IV.5 Résultats de l'association commande et observateur appliquée au système TRMS avec une consigne échelon43
Figure IV.6 Résultats de l'association commande et observateur appliquée au système TRMS avec une consigne carré.....44
Figure IV.7 Résultats de l'association commande et observateur appliquée au système TRMS avec une consigne sinusoïdale45
Figure IV.8 Stabilisation et perturbation pour système TRMS avec commande par backstepping et observateur à mode glissant46

Liste des tableaux

Chapitre II

Tableau II.1 Paramètres du modèle de TRMS 33-949S19

Nomenclatures

TRMS : Twin Rotor MIMO System

DDL : Deux degré de liberté



INTRODUCTION GENERALE :



Introduction générale

En raison d'une modernisation incessante des outils de production, les systèmes industriels deviennent de plus en plus complexes et sophistiqués. En parallèle, la représentation de ces systèmes avec une précision suffisante et un modèle de structure simple est devenue un véritable enjeu pour l'automaticien. La modélisation théorique requiert une connaissance précise des phénomènes intervenant dans le système et une aptitude à les représenter par des équations mathématiques. Le dilemme réside alors entre la fidélité du modèle vis-à-vis du processus réel et l'adéquation de ce modèle à une forme mathématiquement exploitable [1].

En automatique, pour décrire le comportement d'un système, une hypothèse communément faite est la linéarité du système. Cependant, l'hypothèse de linéarité n'est vérifiée que dans une plage de fonctionnement restreinte autour d'un point d'équilibre du système. Alors, les performances du modèle se dégradent dès qu'on s'en éloigne et la recherche d'un modèle plus adapté et notamment non linéaire devient nécessaire [1].

Les systèmes aéronautiques sont devenus aujourd'hui si difficiles et complexes qu'on ne puisse pas réaliser leurs commandes par des techniques classiques. En effet, des chercheurs automaticiens se sont penchés sur ces problèmes de commande, pour cela plusieurs prototypes ont été réalisés dans le but de tester de nouvelles techniques de commande. Le simulateur d'hélicoptère (*Twin Rotor MIMO System* : TRMS) est l'un de ces prototypes sur lequel nous allons travailler [2].

La mesure de toutes les grandeurs (variables) d'un procédé physique est souvent primordiale afin de mettre en œuvre des stratégies de commande par retour d'état par exemple, ou bien des stratégies de surveillance et de diagnostic de défauts [3].

Cependant, pour des raisons techniques ou économiques (difficulté d'implémentation ou coût élevé des capteurs) il n'est pas toujours possible d'accéder à toutes les variables d'état représentant ces grandeurs, d'où la nécessité de faire recours à un système dynamique auxiliaire, appelé observateur, qui est chargé d'estimer l'état du système [3].

De manière générale, la synthèse de l'observateur exploite les informations disponibles sur le système réel à savoir ses entrées et ses sorties mesurées on se basant sur un modèle dynamique du système. La technique basée sur les modes glissants permet la synthèse d'observateur pour de nombreuses classes de systèmes non linéaires tel que les systèmes Lipchitziens, les systèmes à forme triangulaire et même, sous certaines conditions, les systèmes à fortes non linéarités. L'utilisation des observateurs à mode glissant pour les systèmes non linéaires est motivée par leur robustesse aux incertitudes paramétriques [4].

Notre mémoire aborde la conception de commande par backstepping, Les techniques de conception de contrôle backstepping ont reçu beaucoup d'attention en raison de sa méthodologie de conception systématique et récursive pour le contrôle de rétroaction non linéaire. L'avantage de backstepping par rapport à d'autres méthodes de contrôle réside dans sa souplesse de conception.

Dans ce travail on utilise quatre chapitres, continus d'une conclusion générale. Ces chapitres est :

- ❖ Le premier chapitre permet de voir les principales configurations et les missions de différents drones commerciaux ou réalisées en laboratoire. ensuite, nous présentons une étude bibliographique en considérant les aspects modélisation et commande des hélicoptères drones.
- ❖ Le deuxième chapitre abordera un petit aperçu sur le principe du vol des hélicoptères, ensuite seront présentés les détails du simulateur (TRMS) et leur modélisation mathématique, celui-ci a abouti à une représentation d'état fortement non linéaire et couplée. Suivie de quelques simulations en boucle ouverte dans matlab simulink.
- ❖ Le troisième chapitre, présente théorie de méthode du backstepping, en utilise cette méthode comme une méthode de contrôle non linéaire basé sur le théorème de Lyapunov; et en présente par la suite la Synthèse de la commande stabilisante par la méthode du backstepping d'un système découplé (TRMS).
- ❖ Dans le quatrième chapitre, présente quelques concepts généraux sur l'observabilité et l'observateur des systèmes non linéaires, et présenter en détail la méthode de synthèse des observateurs mode glissant sur le système couplé.

Enfin on va appliquer la commande backstepping associe par un observateur à mode glissant dans le système TRMS couplé. Ce dernier appliqué dans le programme matlab simulink.



CHAPITRE I

Etat de l'art

I. Etat de l'art

I.1 Introduction

Les appareils à vol vertical ou les drones (UAV : Unmanned Aerial Vehicle) sont des aéronefs inhabités qui utilisent les forces aérodynamiques pour produire un vol vertical. Ils peuvent être pilotés à distance, autonomes ou semi autonomes [5]. Ils sont susceptibles d'emporter différentes charges utiles, les rendant capables d'effectuer des tâches spécifiques, pendant une durée de vol qui peut varier en fonction de leurs capacités.

L'utilisation des drones a d'abord été connue dans les applications militaires, comme la surveillance et la reconnaissance et comme plateforme de désignation de cible ou comme arme. Puis, plusieurs applications civiles sont devenues concurrentes, notamment dans l'observation des phénomènes naturels (Avalanches, volcans...), la pulvérisation des pesticides sur les surfaces agricoles, la surveillance de l'environnement (exemple : mesures de la pollution) et des réseaux routiers, la maintenance des infrastructures...etc.

Dans ce chapitre, nous présentons les drones, leurs classifications, leurs champs d'application ainsi que l'analyse bibliographique des différentes techniques de commande des drones.

I.2 Histoire d'hélicoptère

L'histoire de l'hélicoptère et autres voilures tournantes commence au début du XXe siècle, comme pour l'avion. Mais l'insuffisance de la puissance des moteurs et les problèmes de stabilité rendent les développements beaucoup plus longs et aléatoires. En dehors de la parenthèse des autogires, 15 avril 1877 Premier vol d'hélicoptère L'ingénieur italien Enrico Forlanini réussit à faire voler un hélicoptère modèle réduit à une hauteur de 13 mètres.

L'engin pèse 350 kilogrammes et est animé par une machine à vapeur. En 1907 pour que les frères Louis et Jacques Breguet s'envolent à bord d'un hélicoptère avec un moteur à explosion [6].

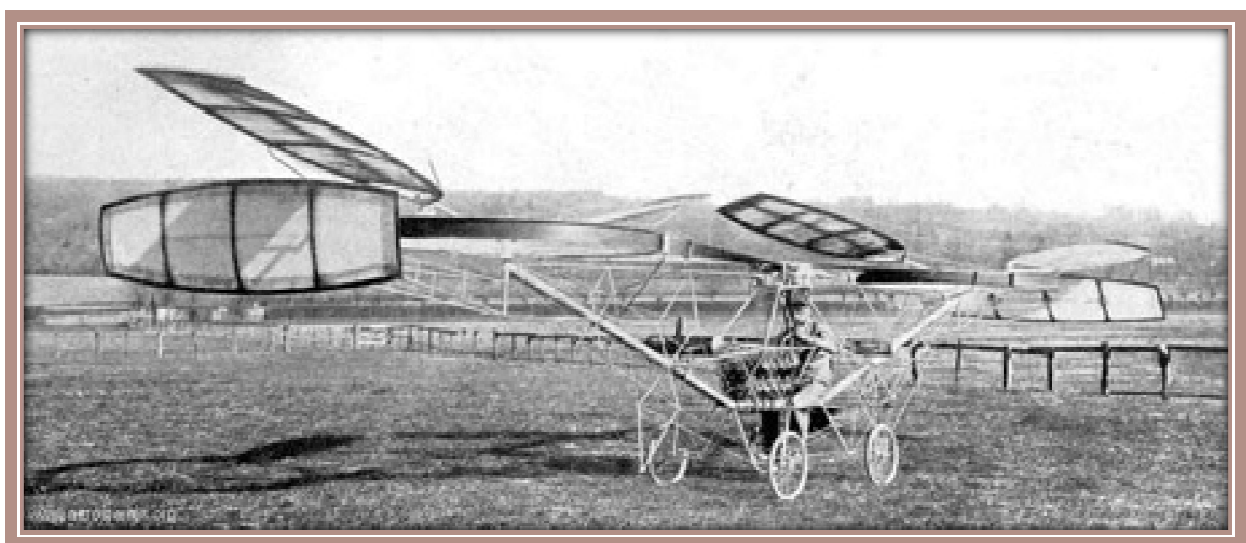


Figure I.1 Premier vol d'hélicoptère [6].

13 novembre 1907 Décollage du premier hélicoptère Dans les environs de Lisieux, Paul Cornu réussit à s'envoler pour la première fois à bord d'un hélicoptère de sa fabrication. Il atteint l'altitude de 1,5 mètres et son engin pèse 203 kilos. Le mot hélicoptère a été inventé en 1861 par le vicomte Ponton d'Amécourt à partir du grec "hélix" (spirale) et "pteron" (aile), mais déjà Léonard de Vinci en avait fait l'ébauche sur certains de ses croquis 4 siècles auparavant [6].

Le 12 avril 1933, en Belgique, l'ingénieur d'origine russe Nicolas Florine fait voler un prototype manœuvrable à deux rotors en tandem (un à l'avant et un à l'arrière – les deux rotors tournant dans le même sens).

I.3 Les types de vol d'un hélicoptère

A) Les Mono-rotor : Ils sont caractérisés par l'utilisation d'un seul rotor comme actionneur principal. Dans cette catégorie, nous trouvons essentiellement les convertibles [7].

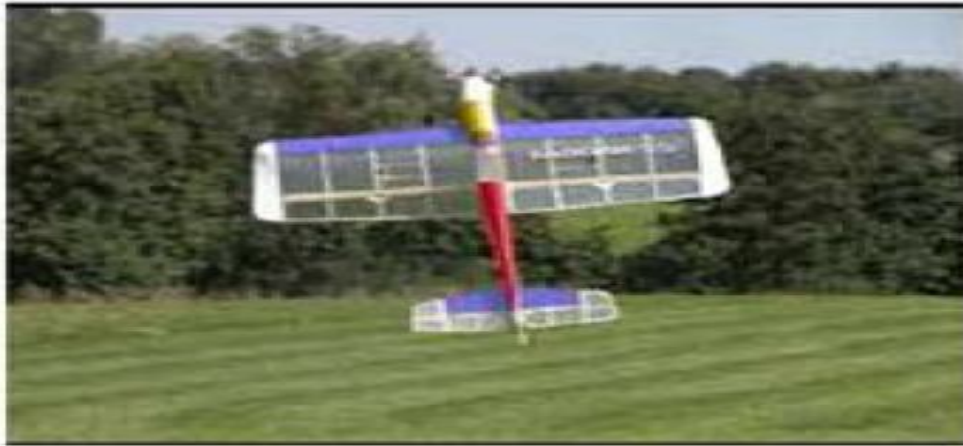


Figure I.2 Avion 3D [7].

B) Les deux rotors: Le fonctionnement de la plupart des configurations aéromécaniques à voilures tournantes présente souvent beaucoup de similitudes avec celui de l'hélicoptère. Ce dernier est l'architecture à voilure tournante la plus ancienne, la plus répandue et la mieux maîtrisée à ce jour. Il est composé d'un rotor principal et d'un rotor anti-couple [8], que l'on aperçoit sur la figure (I.3)



A. Hélicoptère Eurocopter EC 120 Colibri



B. Hélicoptère Hughes MD 500

Figure I.3 Hélicoptère à deux rotors [8].

Les pales en rotation du rotor principal balayent le disque rotor afin de générer une poussée suffisante pour contrer le poids de l'appareil. Le fuselage comprend une poutre située à l'arrière, sur laquelle est montée un rotor de queue qui peut être libre ou caréné dans un fenestron afin d'augmenter la protection et l'efficacité aérodynamique, ce qui est le cas de l'hélicoptère EC 120 Colibri visible sur la figure (I.3(A)).

Le rotor de queue, également appelé rotor anti-couple de par sa fonction, permet de compenser le moment dû à la rotation du rotor principal selon son propre axe. En d'autres termes, il permet de piloter la position de l'angle de lacet afin d'éviter que l'hélicoptère ne tourne indéfiniment sur lui-même. Malheureusement, le rotor de queue génère d'importantes vibrations qui affectent les performances de l'hélicoptère en vol.

Pour palier à ce problème, McDonnell Douglas a conçu au début des années 1980 le système NOTAR (No Tail Rotor) qui permet d'éliminer les nuisances de bruit mécanique. [9] Le rotor de queue est remplacé par une soufflante alimentée par le rotor principal et logée à l'extrémité de la poutre. Ainsi, les hélicoptères équipés du système NOTAR, comme le Hughes MD 500 visible sur la figure (I.3(B)), sont beaucoup moins bruyants et également beaucoup plus fiables, sachant que l'avarie du rotor anti-couple est la cause de beaucoup d'accidents. Cette technique n'est pas encore utilisée pour les drones de type hélicoptère. De nombreux drones à voilures tournantes sont directement inspirés de l'hélicoptère grandeur nature, comme par exemple le drone hélicoptère Camcopter S-100 de la société autrichienne Scheibel que l'on aperçoit sur la figure (I.4).



Figure.I.4 Drone helicoptre Scheibel Camcopter S-100 [9].

C) Les tris rotor : Moins performant en vol que le quadrotor, le tri-rotor 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.5 Hélicoptères à trois hélices [a].

D) Les Quadrotors : Un quadrotor est un engin volant doté de quatre rotors placés aux extrémités d'une armature en croix. Ces quatre rotors lui fournissent la force verticale (portance) qui lui permet de décoller.



Figure I.4 Le drone du laboratoire IBISC [10].

I.4 Applications de vol d'un hélicoptère

Les drones sont développés à l'origine pour remplacer l'homme dans des environnements ou des situations dangereuses. Ces engins pilotés présentent de nombreux avantages tels que [11]

- * la diminution des contraintes liées à la sécurité.
- * l'accomplissement des missions à haut risque ou dans des zones inaccessibles à l'homme.
- * la réduction des coûts.

Le domaine d'application des drones, qui ne cesse de s'élargir, relève tant du domaine militaire que civil. Principalement, on peut distinguer les applications militaires et les applications civiles.

I.4.1 Applications civiles

Tous les avantages reconnus des drones pour les applications militaires sont transposables aux applications civiles. On peut citer :

- * 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 (Cartographie de terrains minés).
- * 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.
- * Télécommunications mobiles, publicité et radiodiffusion (télévision, ...).
- * Géodésie et mesures atmosphériques.



Surveillance des lignes électriques [b]



Sécurité civile [c]

Figure I.5 Exemple des applications civiles.

I.4.2 Applications militaires

Les lourdes pertes subies pendant la seconde guerre mondiale par les aviations d'observation de chacun des antagonistes suscitérent l'idée d'un engin d'observation militaire sans équipage (ni pilote, ni observateur). Pendant la guerre du Vietnam, les Américains ont utilisé des drones utilisés des drones (Frisbee) pour localiser les rampes de lancement des missiles sol-air soviétiques «SAM-2».

Lors de la guerre du Golfe, les britanniques, les français commencèrent à se servir de drones et les américains l'ont fait appel au drone (Pioneer) pour la surveillance jour/nuit l'acquisition des objectifs, et les réglages de l'artillerie.

De leur côté, les Israéliens ont saturé les défenses aériennes le long du canal de Suez lors de la guerre du Kippour (1973) et ce, avec un grand nombre de drones bon marché. Mais c'est surtout au cours des trois derniers conflits majeurs impliquant les forces Internationales de l'OTAN (intervention au Kosovo, en Afghanistan et en Irak) que les drones ont vraiment pu démontrer leurs capacités opérationnelles, accomplissant indifféremment des missions d'observation aérienne ou d'attaque au sol.

En règle générale, on peut décomposer en trois grandes catégories, les missions militaires confiées aux drones :

- la surveillance et le renseignement.
- le support au combat.
- le combat proprement dit.

Ces missions sont illustrées par les figures



Figure I.6 Hélicoptères de combat confondu shropshire angliez-17 cervna [d]



(a)



(b)

Figure I.7 Support au combat : (a) coopération UAV-UGV, (b) éclaireur [7].



CHAPITRE II

**Présentation du simulateur de vol
d'hélicoptère**

II. Présentation du simulateur de vol d'hélicoptère

II.1 Introduction

Le simulateur, représente un système multi-variable « MIMO » constitué de deux sous Systèmes élévation « tangage » et azimut « lacet » fortement couplés. Il s'agit aussi d'un système non linéaire et instable en boucle ouverte.

En raison d'une modernisation incessante des outils de production, les systèmes industriels deviennent de plus en plus complexes et sophistiqués au point où il n'est plus possible d'implémenter des lois de commande directement sur ceux-ci. Parallèlement, le développement de puissance permet l'élaboration de systèmes miniatures.

Plusieurs prototypes sont mis en œuvre dans le but de tester les commandes avant de les transférer sur le système réel. Le simulateur d'hélicoptère (TRMS) est l'un de ces prototypes qui supporte l'implémentation des diverses commandes pour ensuite les appliquer sur les procédés aéronautiques. Il sera donc l'objet de notre travail [1].

Cette partie abordera un petit aperçu sur le principe du vol des hélicoptères

II.2 Principe du Vol d'un Hélicoptère [1]

Un hélicoptère est un aéronef à voilure tournant dans lequel les rotors procurent à eux seuls la propulsion et la sustentation pendant toutes les phases du vol. Chaque rotor dit de sustentation, à axe sensiblement 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.

✓ Déplacement dans le plan vertical

Pour faire varier l'altitude de l'hélicoptère, on joue à la fois sur la variation de la vitesse du moteur et sur le pas de l'hélice. Cependant, l'inertie d'une grande hélice est importante et un temps est nécessaire pour obtenir une modification de la vitesse demandée. On préfère alors la technologie du pas variable, la vitesse angulaire du rotor étant constante.

✓ Comment ça marche ?

La portance (sustentation) d'un aéronef est créée par l'écoulement de l'air autour de sa voilure. Le profil asymétrique d'une pale conduit à des vitesses relatives différentes entre sa partie inférieure et sa partie supérieure, la différence de pression ainsi générée induit une force résultante. En augmentant le pas (l'inclinaison) des pales, on provoque une augmentation de la portance et vice versa.

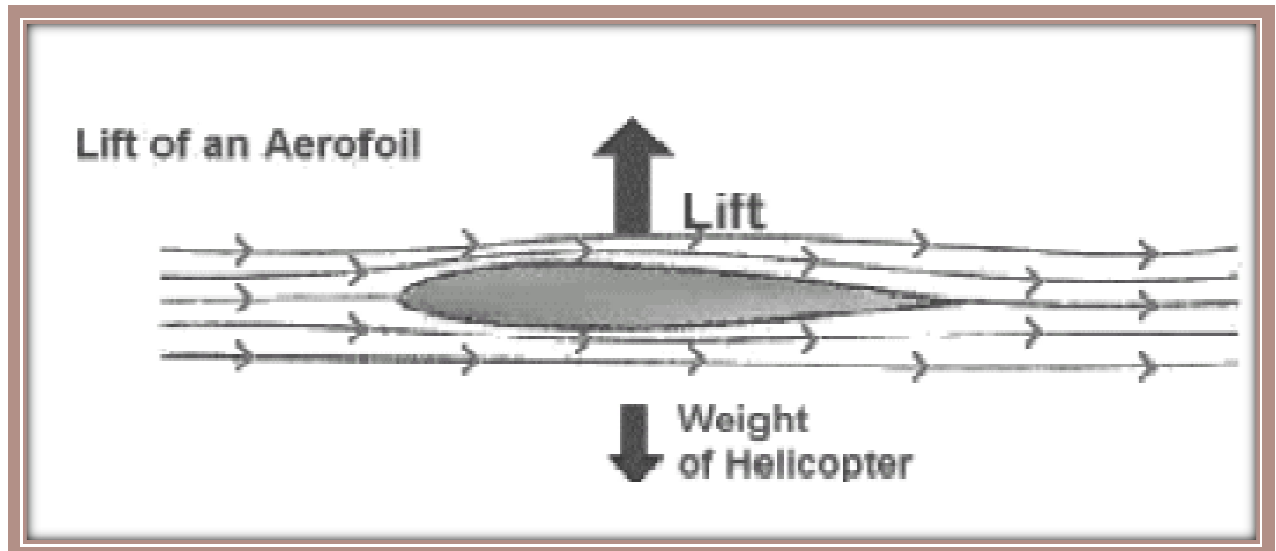


Figure II.1 Principe de vol d'un hélicoptère [1].

✓ Déplacement dans le plan horizontal :

Pour déplacer l'hélicoptère dans une direction ou une autre, on bascule légèrement le rotor dans la direction souhaitée. La force de sustentation, perpendiculaire au plan fermé par le rotor en rotation vu de côté et auparavant verticale, va donc être inclinée et « tirer » l'hélicoptère dans le sens désiré. Ceci est obtenu en augmentant de façon sélective l'incidence des pales la commande qui provoque ces modifications est appelée commande de pas cyclique.

II.3 Description

Le TRMS (Twin Rotor MIMO System) (figure II.2) est un système physique aérodynamique conçu pour le développement et l'implémentation de nouvelles lois de commandes. Ceci inclut, la modélisation de la dynamique du système, l'identification, l'analyse et la conception de divers contrôleurs par des méthodes classiques et modernes. Le comportement du TRMS ressemble à celui d'un hélicoptère, de point de vue commande ; c'est un système non linéaire d'ordre supérieur possédant des couplages significatifs. Il comprend les éléments suivants [1] [8] [12] [13] :

- Une poutre qui peut pivoter sur sa base de telle manière qu'elle puisse tourner librement dans le plan vertical et horizontal.
- Deux propulseurs (principal et secondaire) fixés aux deux extrémités de la poutre, ils sont formés d'une hélice, un moteur à courant continu ainsi qu'un bouclier pour des raisons de sécurité.
- Un contre-poids fixé sur la tige à son pivot, son rôle est de diminuer les vibrations (oscillations) de la poutre.
- Une tour pour maintenir la poutre.
- Une base comprenant des circuits électroniques pour l'adaptation, la synchronisation et le filtrage des signaux entrants et sortants.
- Un boîtier de marche/arrêt des moteurs.

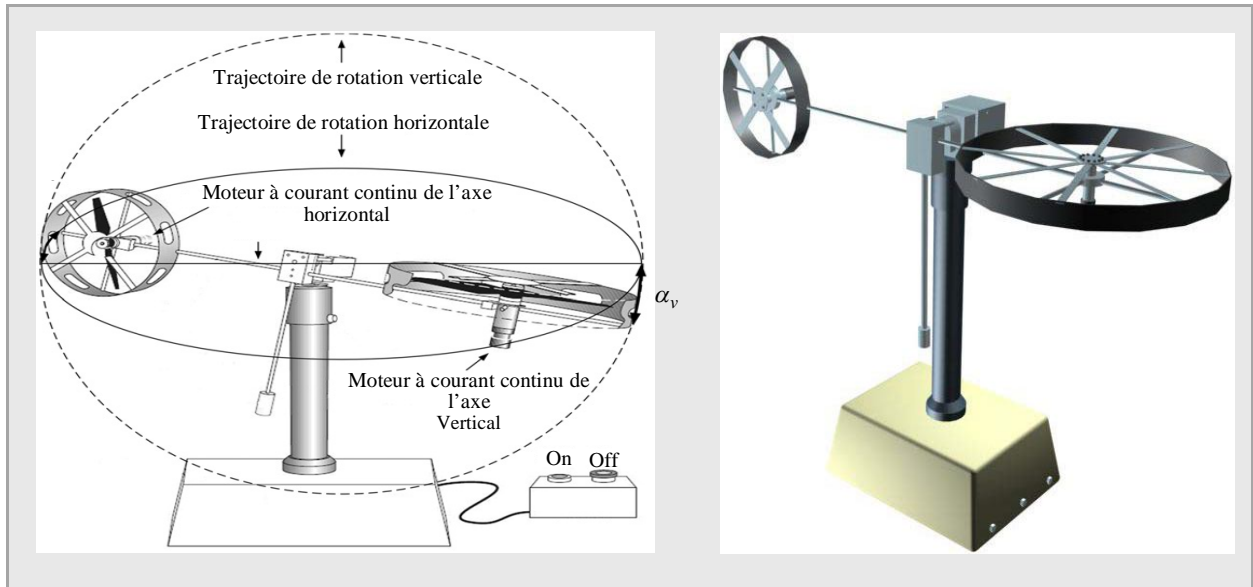


Figure II.2 Hélicoptère à deux degré de liberté TRMS33-949S [8] [14].

Le modèle du TRMS est multi-variable à deux entrées et deux sorties (MIMO 2*2). Les sorties étant l'angle d'élévation et l'angle d'azimut, les entrées étant les tensions appliquées aux deux moteurs. 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 par de 2 vis (Figure II.3) [8].

II.3.1 Propulseur

Le TRMS possède deux propulseurs, un principal qui agit dans le plan vertical, et l'autre secondaire qui agit dans le plan horizontal. Chaque propulseur est composé d'une hélice. Ces derniers sont entraînés par des moteurs à courant continu (marque MAXON), couplés avec des tachymètres. La tension de commande varie entre $2.5\text{ V} \pm$, le signe de la tension indique le sens de rotation [15].

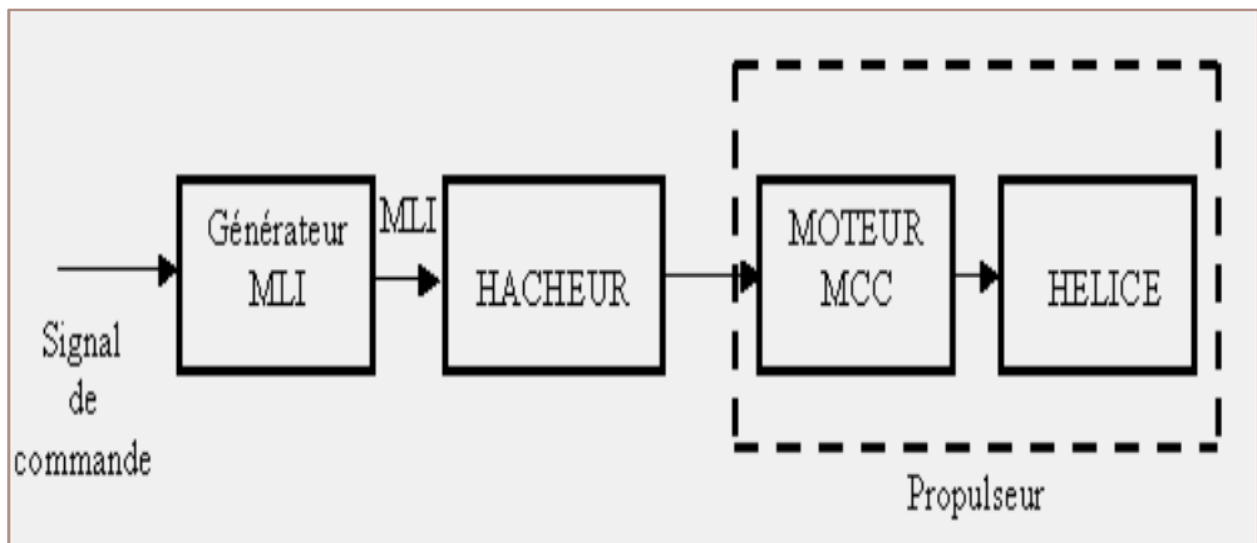


Figure II.3 Schéma synoptique du fonctionnement du propulseur [16].

II.3.2 Commande des moteurs

Le principe des moteurs électriques à courant continu utilisés est que leurs vitesses de rotation est proportionnelle à la tension qui leur est appliquée. Le mécanisme utilisé est un hacheur, qui est un convertisseur statique alimenté par une source de tension continue qui produit aux bornes du moteur une tension de valeur moyenne réglable. Ce hacheur est commandé par des trains d'impulsions (MLI) qui sont générés à partir du signal de commande provenant du PC à travers la carte d'acquisition [15].

II.3.3 Les encodeurs optiques

Le TRMS à deux capteurs pour mesurer l'orientation de la poutre dans l'espace, ils se situent à l'intérieur du pivot sphérique de la poutre. Il s'agit de deux encodeurs optiques incrémentaux : le principe de fonctionnement est le suivant (figure II.4) :

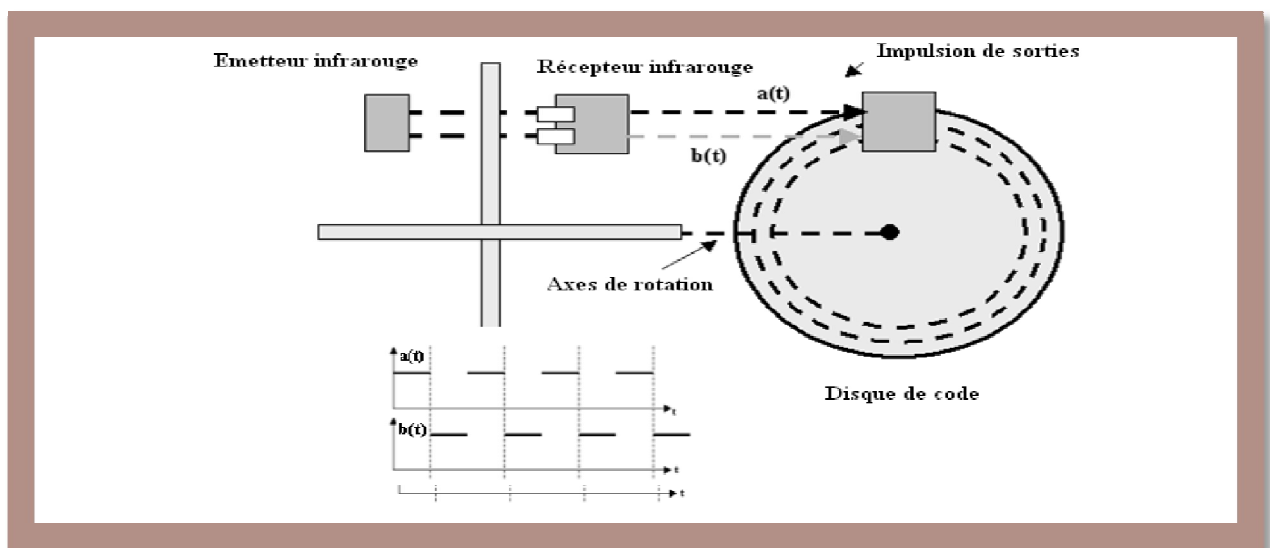


Figure II.4 Encodeurs optiques [1] [12] [13].

Les faisceaux lumineux émis par les deux photos diodes (A et B) passent par deux anneaux de fentes sur le disque. Les fentes ont une différence de phase, de sorte que la tension des récepteurs (A et B) soit des ondes rectangulaires avec une différence de phase. Le signe de la différence de phase permet de déterminer la direction de la rotation.

II.3.4 La base du TRMS

À l'arrière de la base on trouve les différentes connectiques figure II.5 :

- **Interrupteur ON / Off** : fiche DIN pour connecter la boîte de l'interrupteur ON/OFF des moteurs.
- **Sélecteur 110/220v.**
- **Fiche d'alimentation 110/220 V.**
- **Connecteur CN1** : il se branche avec le PL1 de la boîte d'adaptation, avec une large nappe 40 pistes. Les signaux sont ceux des deux capteurs de positions, c'est des signaux digitaux sur 16 bits.

- **Connecteur CN2** : il se branche avec PL3, avec une nappe 20 pistes. Les signaux sont les tensions de commandes des deux moteurs.
- **Connecteur CN3** ; il se branche avec PL2, avec une nappe 20 pistes. Les signaux sont ceux des tachymètres.

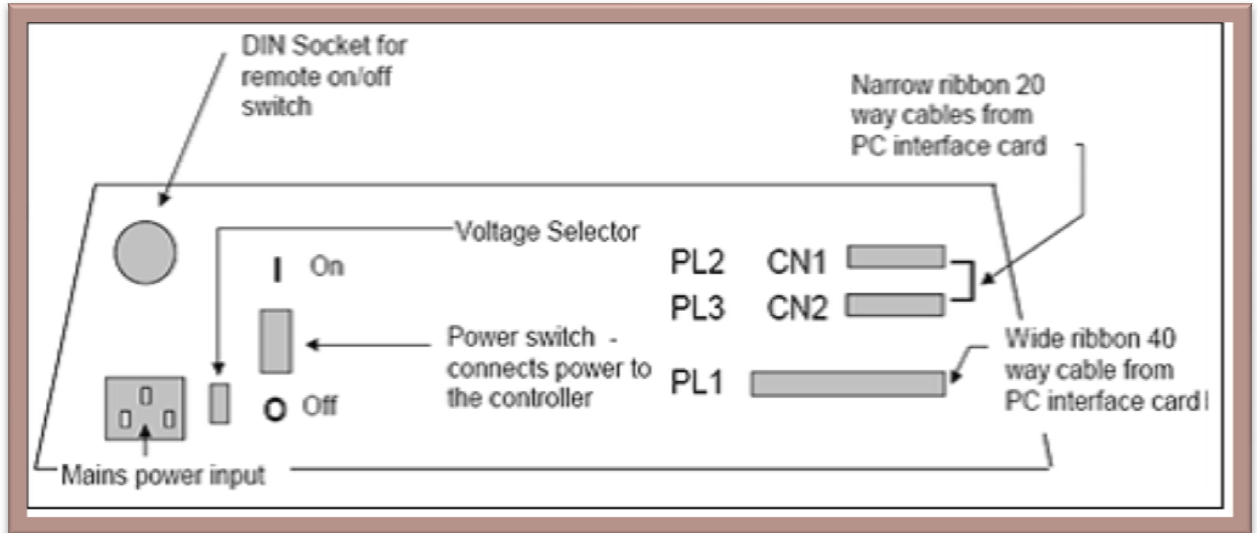


Figure II.5 La base du TRMS [1].

II.3.5 Boîtier marche/arrêt

C'est un petit boîtier avec deux boutons poussoirs pour, l'un vert pour fermer le circuit d'amplification des moteurs, et l'autre rouge pour l'ouvrir et couper l'alimentation, son rôle principal est de protéger les moteurs en cas de mauvaise manœuvre par l'utilisateur. Il est connecté à l'arrière de la base du TRMS [15].

II.3.6 Le (SCSI BOX)

La (SCSI BOX) figure II.6 a comme rôle d'adapter les signaux entre la carte d'acquisition et les différents connecteurs de la base du TRMS, et aussi séparer ces différents signaux en fonction de leurs types. La boîte dispose de quatre connecteurs [15] :

- Un connecteur 68 pins pour connecter le câble global 68 pin SCSI de la carte d'acquisition.
- Un grand connecteur PL1 pour les entrées digitales des capteurs de positions (deux encodeurs optiques).
- Un petit connecteur PL2 pour les sorties analogiques (deux tensions de commandes des moteurs).
- Un autre petit connecteur PL3 pour les entrées analogiques (retour tachymétrique des deux moteurs).

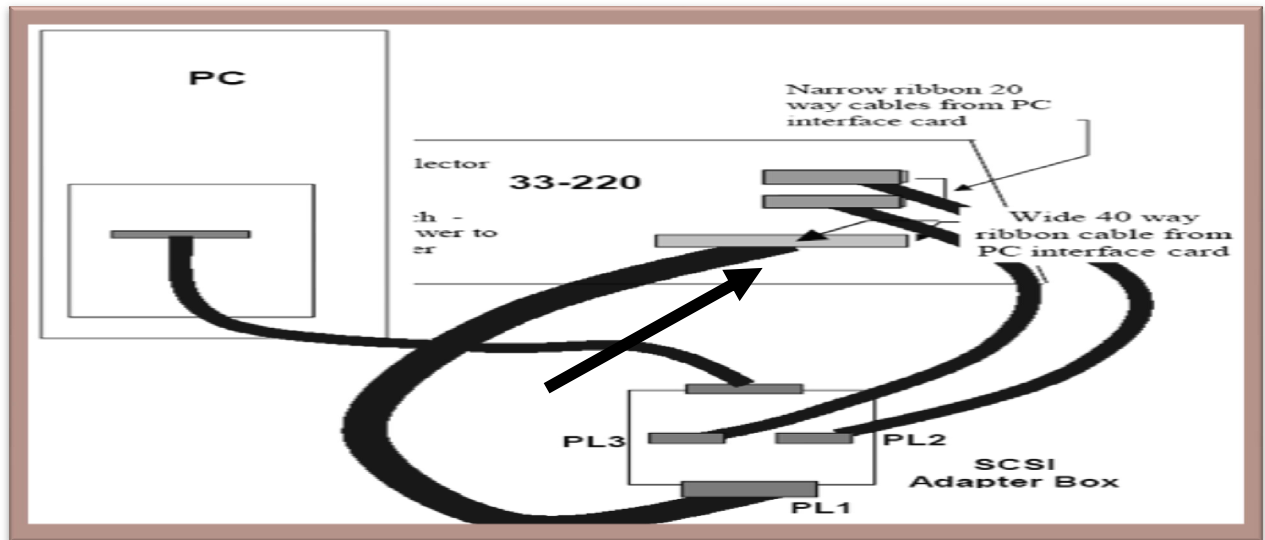


Figure II.6 Branchement des différents connecteurs [1].

II.3.7 Carte d'acquisition : ADVANTECH PCI 1711 (pci1711) [1] [7]

C'est une carte d'acquisition universelle qui s'installe sur le port PCI du PC de commande et dispose de connecteurs extérieurs pour des entrées/sorties analogiques et digitaux. Ces principales caractéristiques sont [15] :

- La fonction Plug & Play.
- 16 entrées analogiques configurables 16 simples ou source flottante.
- Convertisseurs A/D industriels normalisés à approximations successives.
- 12 bits utilisés pour la conversion des entrées analogiques.
- La fréquence maximale d'échantillonnage est de 100KHz.
- Gamme des entées analogiques est programmables et contrôlable par software.
- Chaque canal à sa gamme individuelle stockée dans la RAM de la carte.
- 2 sorties analogiques (convertisseur D/A).
- 16 canaux d'entées digitales.
- 16 canaux de sorties digitales.
- Un compteur/time programmable.
- Scanne automatique des gains/canaux.

Son principal rôle dans notre application, c'est qu'elle permet la commande digitale d'un système continu à travers un PC, en convertissant les signaux analogiques on numériques et vice-versa. Dans notre cas, on utilise :

- Deux sorties analogiques (convertisseur D/A) pour délivrer les tensions de commandes de références.
- Les entrées digitales des deux encodeurs optiques pour mesurer l'angle d'élévation et d'azimut de la poutre.
- Deux entrées analogiques (convertisseur A/D) pour récupérer le retour tachymétrique des deux moteurs.

II.4 Modélisation du TRMS

II.4.1 Modèle dynamique

Le modèle physique est développé sous certaines hypothèses simplificatrices. En premier lieu, on suppose que les dynamiques du sous-système rotor sont représentées par des équations différentielles du premier ordre. De plus, on suppose que les frottements sont de type visqueux, et que le sous-système hélice-air peut être décrit par les lois d'écoulement aérodynamiques [1] [8] [14] [18] [19].

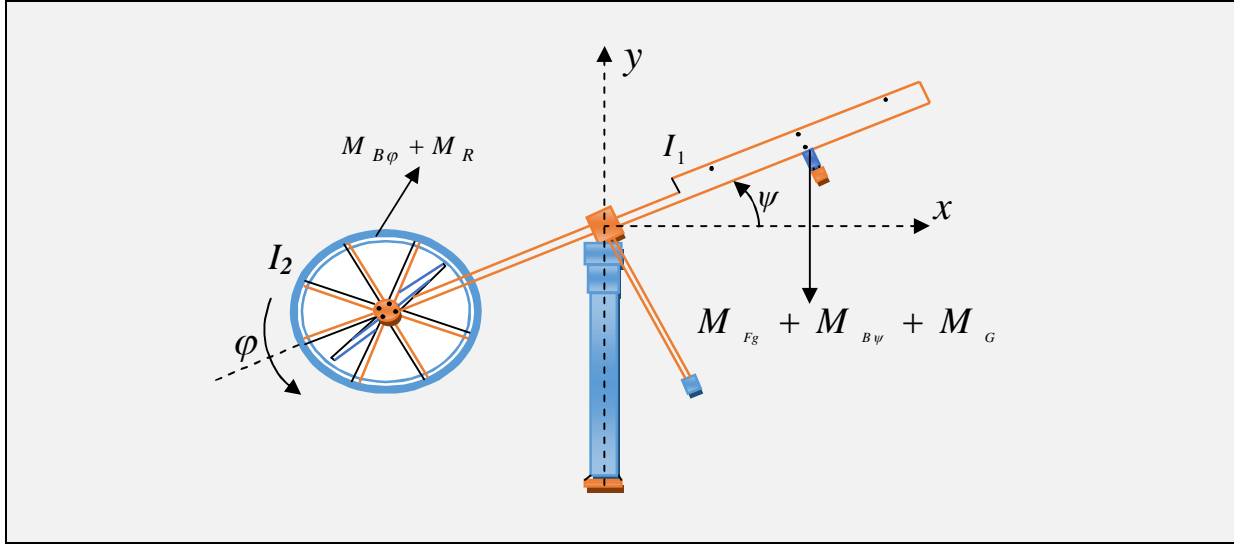


Figure II.7 Configuration du TRMS 33-949S.

Les deux rotors sont commandés par des moteurs électriques à vitesse variable permettant au système de tourner dans un plan vertical et horizontal (tangage et lacet). La configuration du TRMS est illustrée dans la figure II.7.

A. Sous système d'élévation

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

$$M_v = I_1 \frac{d^2\psi}{dt^2} \quad (\text{II.1})$$

Avec :

$$M_v = M_1 - M_{Fg} - M_{B\psi} - M_G \quad (\text{II.2})$$

Les équations de quantité de mouvement suivantes peuvent être dérivées pour le mouvement vertical [11] [13]:

$$I_1 \cdot \ddot{M} = M_1 - M_{Fg} - M_{B\psi} - M_G \quad (\text{II.3})$$

Où :

M_v : Somme des moments dans le plan vertical.

I_1 : Somme des moments d'inertie par rapport à l'axe horizontal.

Ψ : Angle d'élévation de la tige.

M_{Fg} : Moment de la gravitation.

$M_{B\Psi}$: Moment de friction.

M_G : Moment de la force centrifuge.

M_1 : Moment de la force aérodynamique.

Les différents moments de l'équation (2.3) sont donnés par :

$$M_1 = a_1 \tau_1^2 + b_1 \cdot \tau_1 \quad (\text{II.4})$$

$$M_{Fg} = M_g \cdot \sin(\Psi) \quad (\text{II.5})$$

$$M_{B\Psi} = B_{1\Psi} \cdot \dot{\Psi} - K_{gx} \cdot \sin(2\Psi) \cdot \dot{\varphi}^2 \quad (\text{II.6})$$

$$M_g = K_{gy} \cdot M_1 \cdot \dot{\varphi} \cdot \cos(\Psi) \quad (\text{II.7})$$

Avec :

τ_1 : Couple délivré par le rotor principal (vertical).

a_1 Et b_1 : Sont des paramètres caractérisant le moment de la force aérodynamique M_1 .

M_g : Dynamique de gravité.

$B_{1\Psi}$: Paramètre de la fonction de friction dynamique.

K_{gy} : Paramètre de l'inertie gyroscopique.

φ : L'angle d'azimut.

Le moteur (M1) et le circuit électrique de commande sont modélisés par une fonction de transfert du premier ordre :

$$\tau_1(s) = \frac{k_1}{T_{11}s + T_{10}} u_1(s) \quad (\text{II.8})$$

Où :

k_1 Est le gain du moteur (M1), T_{11} et T_{10} sont des constantes liées au moteur (M1) et u_1 est l'entrée de commande du moteur (M1).

B. Sous système d'azimut

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 :

$$M_h = I_2 \frac{d^2 \varphi}{dt^2} \quad (\text{II.9})$$

Avec :

$$M_h = M_2 - M_{B\varphi} - M_R \quad (\text{II.10})$$

De même, le mouvement horizontal est décrit par :

$$I_2 \cdot \ddot{\varphi} = M_2 - M_{B\varphi} - M_R \quad (\text{II.11})$$

Avec :

$$M_2 = a_2 \tau_2^2 + b_2 \cdot \tau_2 \quad (\text{II.12})$$

$$M_{B\varphi} = B_{1\varphi} \cdot \dot{\Psi} \quad (\text{II.13})$$

Où :

M_h : Somme des moments dans le plan horizontal.

I_2 : Somme des moments d'inertie par rapport à l'axe vertical.

M_2 : Moment de la force aérodynamique.

$M_{B\phi}$: Moment de friction.

τ_2 : Couple délivré par le rotor secondaire (horizontal).

a_2 Et b_2 : Sont des paramètres caractérisant le moment de la force aérodynamique M_2 .

$B_{1\phi}$: Paramètre de la fonction de friction dynamique.

M_R : est la dynamique de réaction croisée, elle est approchée par:

$$M_R(s) = \frac{K_C(T_0S+1)}{T_pS+1} \cdot M_1 \quad (\text{II.14})$$

Où :

K_C Est le gain de la réaction de l'élan et T_0 et T_p sont des paramètres de la réaction de l'élan.

Le moteur à courant continu (M2) et le circuit électrique sont modélisés par une fonction de transfert du premier ordre :

$$\tau_2(s) = \frac{k_2}{T_{21}s + T_{20}} \cdot u_2(s) \quad (\text{II.15})$$

Avec :

k_2 Est gain du moteur (M2), T_{21} et T_{20} sont des constantes liées au moteur (M2) et u_2 est l'entrée de commande du moteur (M2).

Le modèle dynamique du TRMS 33-949S est donné par :

$$\begin{cases} \ddot{\Psi} = \frac{1}{I_1} \{ -M_g \sin(\Psi) - B_{1\Psi} \dot{\Psi} + K_{gx} \dot{\phi}^2 \sin(2\Psi) + (a_1 \tau_1^2 + b_1 \tau_1) (1 - K_{gx} \sin(2\Psi) \cdot \dot{\phi}^2) \} \\ \ddot{\phi} = \frac{1}{I_2} \{ -B_{1\phi} \dot{\phi} - \frac{K_C(T_0S+1)}{T_pS+1} (a_1 \tau_1^2 + b_1 \tau_1) + a_2 \tau_2^2 + b_2 \tau_2 \} \end{cases} \quad (\text{II.16})$$

II.4.2 Le modèle couplé

Le modèle couplé après de l'étude en présente :

$$\begin{cases} \frac{d\Psi}{dt} = \dot{\Psi} \\ \frac{d\dot{\Psi}}{dt} = \frac{a_1}{I_1} \tau_1^2 + \frac{b_1}{I_1} \tau_1 - \frac{M_g}{I_1} \sin \Psi - \frac{B_{1\Psi}}{I_1} \dot{\Psi} - \frac{K_{gy}}{I_1} a_1 \cos(\Psi) \dot{\phi} \tau_1^2 - \frac{K_{gy}}{I_1} b_1 \cos(\Psi) \dot{\phi} \tau_1 + \frac{K_{gx}}{I_1} \sin(2\Psi) \cdot \dot{\phi}^2 \\ \frac{d\tau_1}{dt} = \frac{K_1}{T_{11}} U_1 - \frac{T_{10}}{T_{11}} \tau_1 \\ \frac{d\phi}{dt} = \dot{\phi} \\ \frac{d\dot{\phi}}{dt} = \frac{a_2}{I_2} \tau_2^2 + \frac{b_2}{I_2} \tau_2 - \frac{B_{1\phi}}{I_2} \dot{\phi} - \frac{a_1 K_C(T_0S+1)}{I_2 T_pS+1} \tau_1^2 - \frac{b_1 K_C(T_0S+1)}{I_2 T_pS+1} \tau_1 \\ \frac{d\tau_2}{dt} = \frac{K_2}{T_{22}} U_2 - \frac{T_2}{T_{22}} \tau_2 \end{cases} \quad (\text{II.17})$$

alors en choisissant comme :

➤ Entrée : $U = [U_1 \ U_2]$

➤ Vecteur d'état : $X = [\Psi \ \dot{\Psi} \ \tau_1 \ \phi \ \dot{\phi} \ \tau_2]^T$

➤ Sortie : $Y = [\Psi \ \varphi]^T$

On obtient le modèle d'état ci-dessous :

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = X_2 \\ \dot{X}_2 = \frac{a_1}{I_1} X_3^2 + \frac{b_1}{I_1} X_3 - \frac{M_g}{I_1} \sin X_1 - \frac{B_{1\Psi}}{I_1} X_2 - \frac{K_{gy}}{I_1} a_1 \cos(X_1) X_5 X_3^2 - \frac{K_{gy}}{I_1} b_1 \cos(X_1) X_5 X_3 + \frac{K_{gx}}{I_1} \sin(2X_1) \cdot X_5^2 \\ \dot{X}_3 = \frac{K_1}{T_{11}} U_1 - \frac{T_{10}}{T_{11}} X_3 \\ \dot{X}_4 = X_5 \\ \dot{X}_5 = \frac{a_2}{I_2} X_6^2 + \frac{b_2}{I_2} X_6 - \frac{B_{1\varphi}}{I_2} X_5 - \frac{a_1 K_c (T_0 S + 1)}{I_2 T_p S + 1} X_3^2 - \frac{b_1 K_c (T_0 S + 1)}{I_2 T_p S + 1} X_3 \\ \dot{X}_6 = \frac{K_2}{T_{22}} U_2 - \frac{T_{20}}{T_{22}} X_6 \end{cases} \quad (II.18)$$

Les paramètres de ce modèle ont été choisis plus ou moins expérimentalement, ce qui rend en fait le modèle non linéaire du TRMS 33-949S un modèle semi phénoménologique. Le tableau II.1 donne les valeurs des différents paramètres du modèle du TRMS 33-949S [8].

Tableau II.1 Paramètres du modèle de TRMS 33-949S [8].

Définition	Symbole	Valeur
Moment d'inertie du rotor vertical	I_1	0.068 kg.m ²
Moment d'inertie du rotor horizontal	I_2	0.02 kg.m ²
Paramètre caractéristique statique	a_1	0.0135
Paramètre caractéristique statique	b_1	0.0924
Paramètre caractéristique statique	a_2	0.02
Paramètre caractéristique statique	b_2	0.09
Dynamique de gravité	M_g	0.32 N.m
Paramètre de la fonction de friction dynamique	$B_{1\Psi}$	0.006 N.m.s/rad
Paramètre de la fonction de friction dynamique	$B_{2\Psi}$	0.001 N.m.s ² /rad
Paramètre de la fonction de friction dynamique	$B_{1\varphi}$	0.1 N.m.s/rad
Paramètre de la fonction de friction dynamique	$B_{2\varphi}$	0.01 N.m.s ² /rad
Paramètre d'inertie gyroscopique	K_{gy}	0.05 s/rad
Le gain du Moteur 1	K_1	1.1
Le gain du Moteur 2	K_2	0.8
constante liée au moteur 1	T_{11}	1.1
constante liée au moteur 1	T_{10}	1
constante liée au moteur 2	T_{21}	1
constante liée au moteur 2	T_{20}	1
paramètre de la réaction de l'élan	T_p	2
paramètre de la réaction de l'élan	T_0	3.5
Le gain de la réaction de l'élan	k_c	-0.2

La limite pour le signal de commande est réglé sur [-2.5V; 2,5V].

La figure II.8 présente un schéma bloc du TRMS 33-949S :

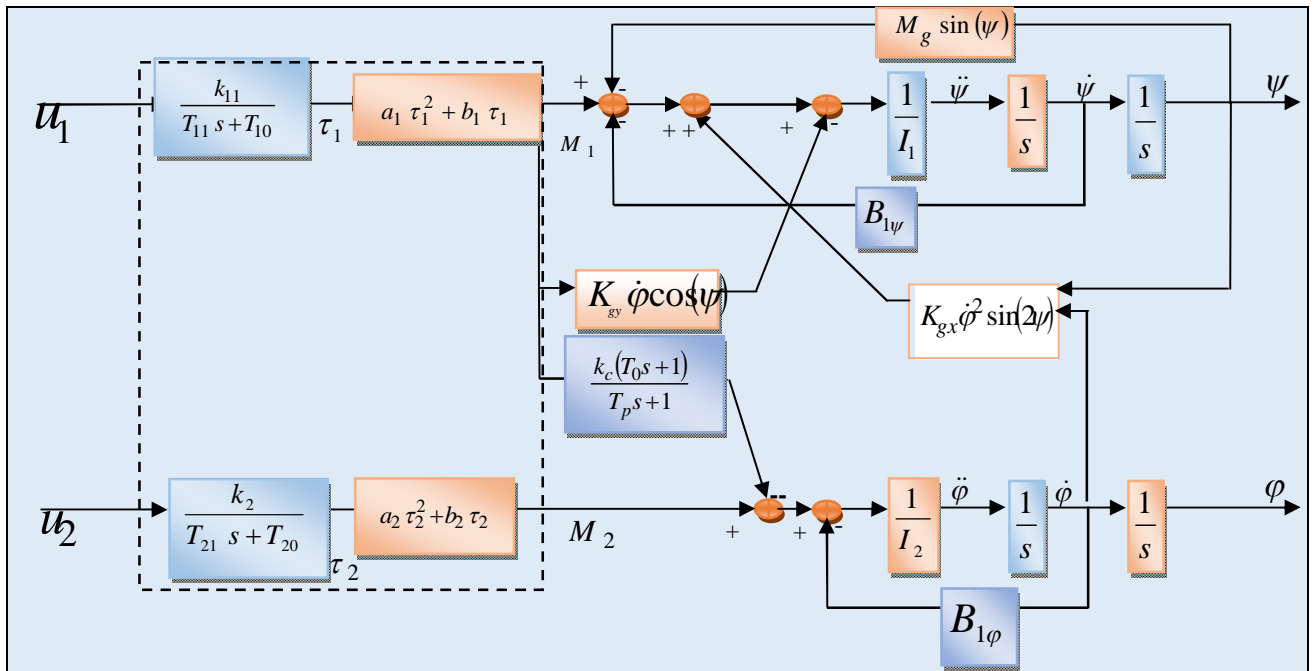


Figure II.8 Schéma bloc du système TRMS 33-949S [8].

II.4.3 Réponse en boucle ouvert du modèle du TRMS couplé

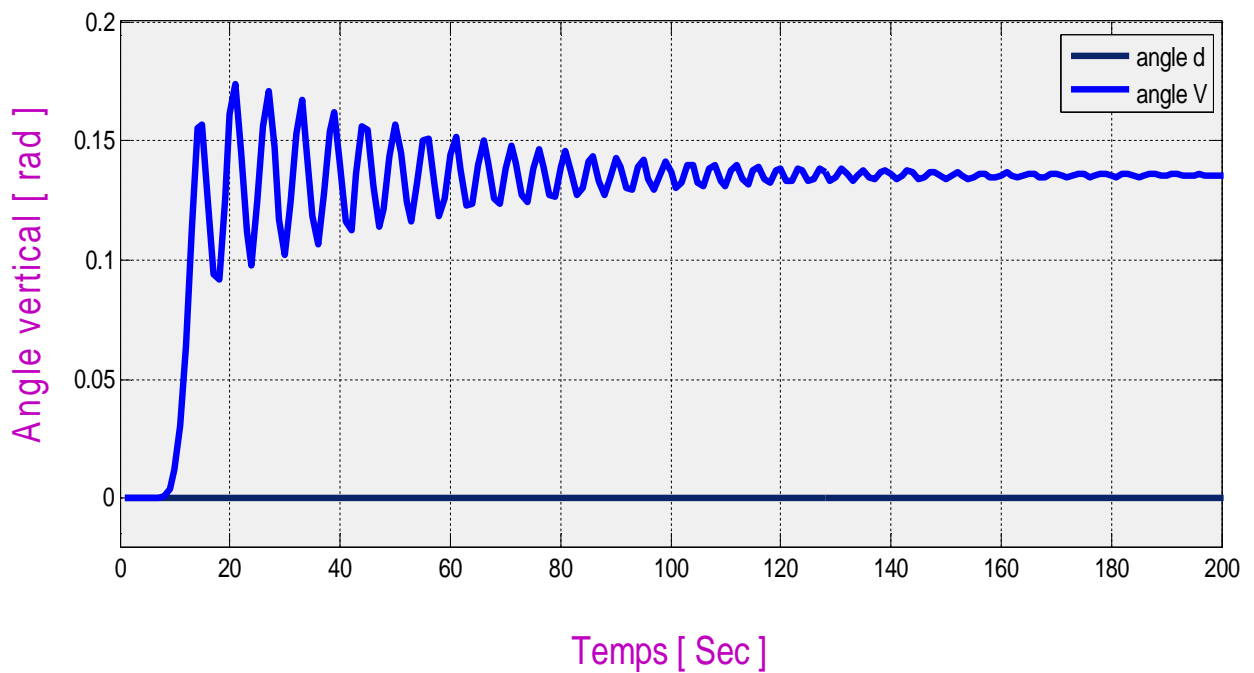


Figure II.9 Réponse du système vertical couplé pour un échelon 1V.

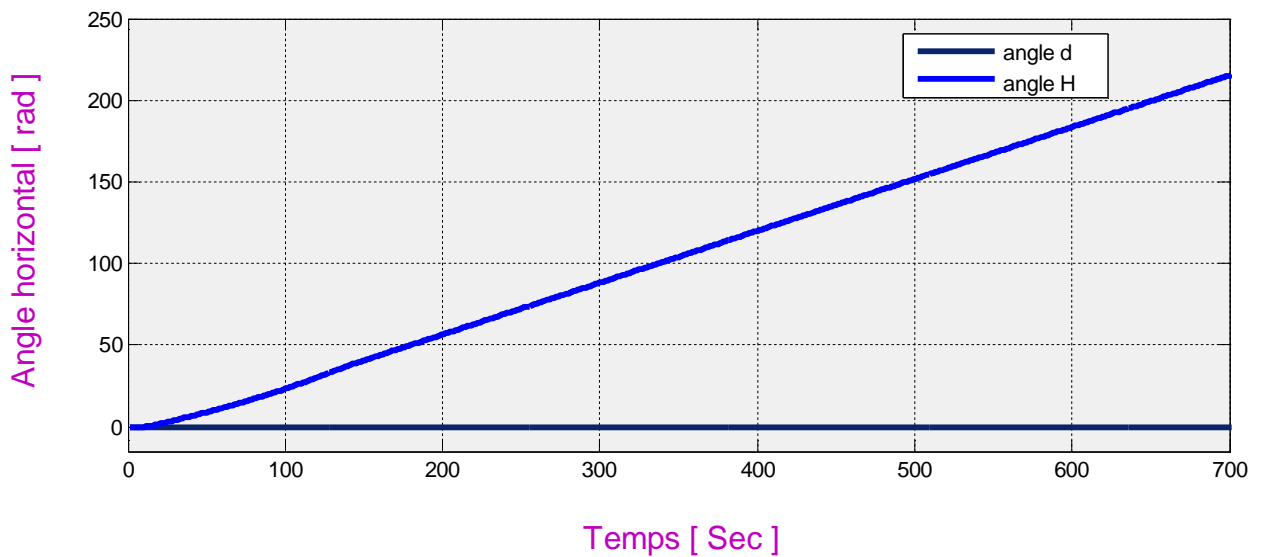


Figure II.10 Réponse du système horizontal couplé pour un échelon 1V.

II.4.4 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 chacun ayant un degré de liberté.

II.4.4.1 Modèle 1 DDL vertical

Ce modèle est dérivé du modèle couplé, en fixant l'angle d'azimut φ_h , et en posant $U_2 = 0$

On choisit le vecteur d'état suivant :

$$X = [\Psi \ \dot{\Psi} \ \tau_1]^T \quad (\text{II.19})$$

La représentation d'état est alors :

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = X_2 \\ \dot{X}_2 = \frac{a_1}{I_1} X_3^2 + \frac{b_1}{I_1} X_3 - \frac{Mg}{I_1} \sin X_1 - \frac{B_1 \Psi}{I_1} X_2 \\ \dot{X}_3 = \frac{K_1}{T_{11}} U_1 - \frac{T_{10}}{T_{11}} X_3 \end{cases} \quad (\text{II.20})$$

✓ **Remarque :**

Le modèle vertical obtenu ne dépend pas de l'angle d'azimut φ_h

II.4.4.2 Modèle 1DDL horizontal

De la même façon que pour le modèle vertical, dans le modèle couplé on pose $\Psi = \Psi_0$ et $U_1 = 0$.

Et on choisit (II.21) comme vecteur d'état.

$$X = [\varphi \ \dot{\varphi} \ \tau_2]^T \tag{II.21}$$

Le modèle horizontal est ainsi :

$$\begin{cases} \dot{X}_4 = X_5 \\ \dot{X}_5 = \frac{a_2}{I_2} X_6^2 + \frac{b_2}{I_2} X_6 - \frac{B_{1\varphi}}{I_2} X_5 \\ \dot{X}_6 = \frac{K_2}{T_{22}} U_2 - \frac{T_2}{T_{22}} X_6 \end{cases} \tag{II.22}$$

II.4.5 Réponse en boucle ouvert du modèle du TRMS découplé

II.4.5.1 Modèle 1 DDL vertical

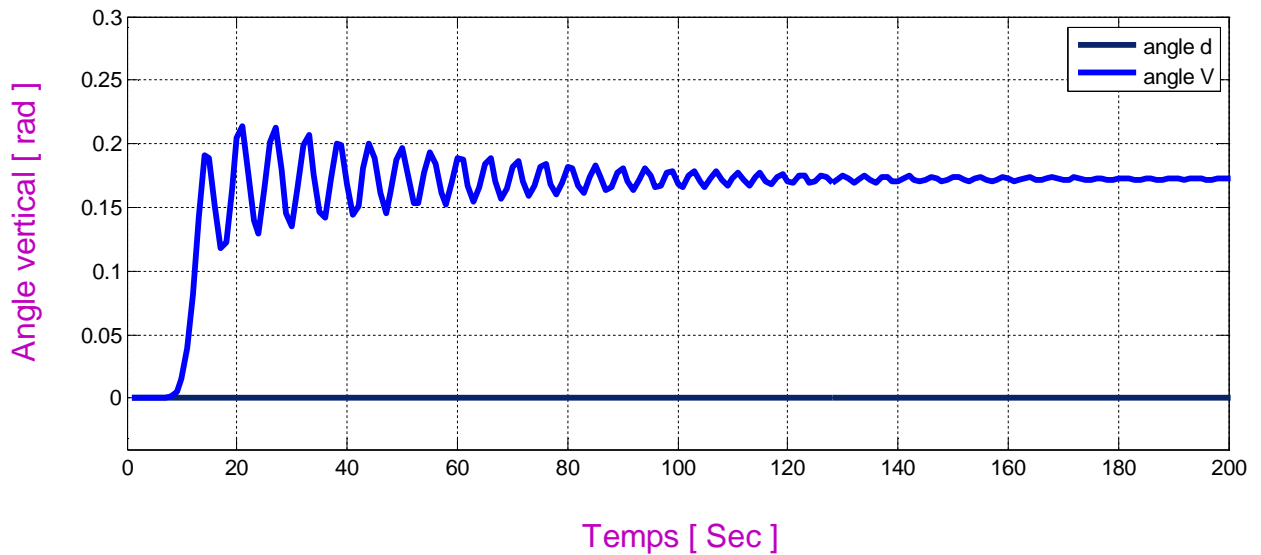


Figure II.11 Réponse libre du système vertical découplé.

II.4.5.2 Modèle 1DDL horizontal

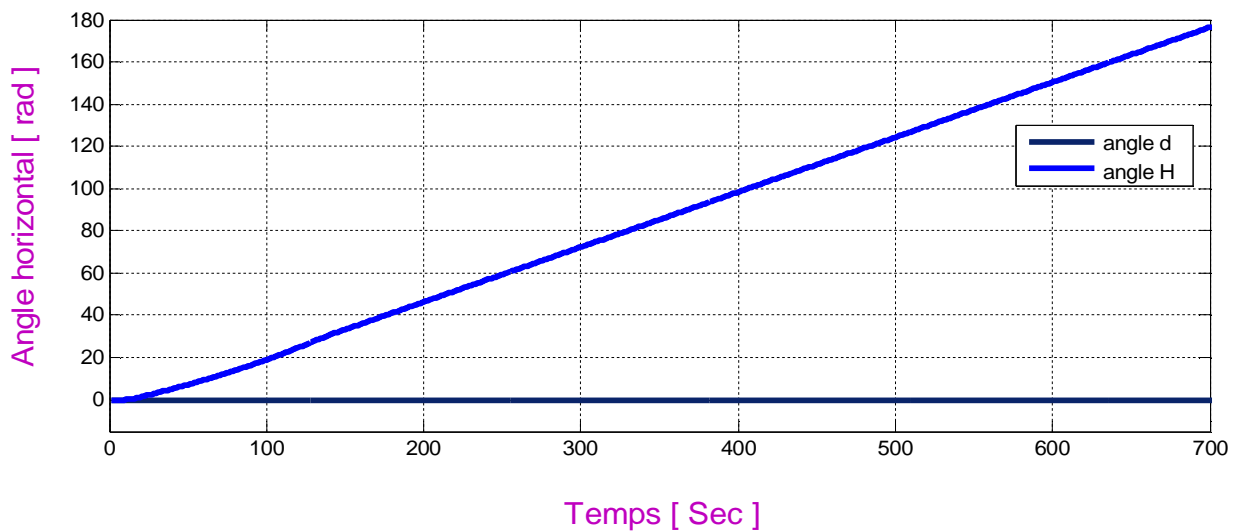


Figure II.12 Réponse libre du système horizontal découplé.

II.5 Interprétations des résultats

La réponse du sous-système d'élévation est oscillatoire amortie, cela est due aux forces gravitationnelles qui agissent uniquement sur le plan vertical, et pour poussent le simulateur à se stabiliser en un point d'équilibre $\alpha_v = -0.93 \text{ rad}$, par contre, le sous-système d'azimut reste dans sa position d'origine tant qu'il n'y pas d'excitation du rotor de queue.

Lorsqu'excite le système, le sous-système vertical tend vers nouveau point d'équilibre car la commande 0.8 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 ou il n'y a pas de force de gravité suppose au mouvement.

II. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté une généralité sur l'hélicoptère bi-rotor réel. En suite nous avons fait une brève description du simulateur « TRMS ». En fin, nous avons introduit le modèle mathématique décrivant le comportement dynamique du système TRMS . Ce modèle est non linéaire et fortement couplé. Le modèle établi montre la nature couplée, complexe, non linéaire et multi-variable Le modèle obtenu être utilisé, dans les chapitres suivants, pour mettre en œuvre les différentes lois de commande.



CHAPITRE III

Théorie de la commande par backstepping

III. Théorie de la commande par backstepping

III.1 Introduction

La technique « Backstepping », développée par Kanellakopoulos et al. [20], offre une méthode de conception systématique d'une commande non linéaire. L'appellation backstepping est particulièrement justifiée par le processus récursif intrinsèque à la synthèse de la loi de commande.

Le backstepping est une méthode de conception développée par plusieurs auteurs dont Petar V. Kokotovic et applicable à certaines classes de systèmes, qui normalise la conception du contrôleur en une série d'étapes prédéfinies. Cette stratégie permet de construire au fur et à mesure l'expression de la commande pouvant stabiliser le système.

L'une des méthodes de conception des contrôleurs non linéaires se base sur la théorie de la stabilité des systèmes dynamiques d'Aleksandr Lyapunov 1992. Typiquement, le but du concepteur est de trouver une fonction définie positive, nommée « la fonction candidate de Lyapunov », dont la dérivée, par rapport au temps, est contrainte, à l'aide des entrées du système, à être une fonction définie négative. Bien entendu, cette tâche est complexe pour un grand nombre de systèmes.

III.2 Le Backstepping

Le Backstepping n'est en fait que la construction de la fonction de Lyapunov ainsi que la commande étape par étape et cela pour un système qui peut être écrit sous forme de système en cascade. L'objectif est de déterminer une loi de commande qui stabilisera le système d'équation (III.1) autour de l'origine. On considère un système non linéaire donnée par l'équation (III.1) [21].

Afin d'illustrer le principe de la méthode du backstepping, on considère le cas des systèmes non linéaires de la forme suivante [21] :

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1^T(x_1)\vartheta + g_1(x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 = f_2^T(x_1, x_2)\vartheta + g_2(x_1, x_2)x_3 \\ \dot{x}_3 = f_3^T(x_1, x_2, x_3)\vartheta + g_3(x_1, x_2, x_3)u \\ g_3(x_1, x_2, x_3) \neq 0 \end{cases} \quad (\text{III.1})$$

Les fonctions f et g représentent les champs de vecteur, u représente la commande

Le vecteur des paramètres ϑ est supposé connu. On désire faire suivre à la sortie $y = x_1$ le signal de référence y_r , où $y_r, \dot{y}_r, \ddot{y}_r$ et $y_r^{(3)}$ sont supposées connues et uniformément bornées. Le système étant du troisième ordre, le design s'effectue en trois étapes.

Étape1 : On considère d'abord le premier sous système

$$\dot{x}_1 = f_1^T(x_1)\vartheta + g_1(x_1)x_2 \quad (\text{III.2})$$

La variable d'état x_2 est traitée comme une commande et l'on définit la première valeur désirée par :

$$x_{1d} = y_r \quad (\text{III.3})$$

La première variable d'erreur se définit par :

$$z_1 = x_1 - x_{1d} \quad (\text{III.4})$$

Avec ces variables, le système d'équation (III.2) s'écrit :

$$\begin{aligned} \dot{z}_1 &= \dot{x}_1 - \dot{x}_{1d} \\ &= f_1^T \vartheta + g_1 x_2 - \dot{x}_{1d} \end{aligned} \quad (\text{III.5})$$

Pour un tel système, la fonction quadratique s'écrit :

$$v_1(z) = \frac{1}{2} z_1^2 \quad (\text{III.6})$$

Elle constitue un bon choix de fonction de Lyapunov. Sa dérivée le long de la solution de l'équation, (III.5) est donnée par :

$$\begin{aligned} \dot{v}_1 &= z_1 \dot{z}_1 \\ &= z_1 [f_1^T \vartheta + g_1 x_2 - \dot{x}_{1d}] \end{aligned} \quad (\text{III.7})$$

Un choix judicieux de x_2 rendrait \dot{v}_1 négative et assurerait la stabilité de l'origine du sous-système décrit par (III.5). Prenons comme valeur de x_2 , la fonction Φ_1 , telle que :

$$f_1^T \vartheta + g_1 x_2 - \dot{x}_{1d} = -c_1 z_1 \quad (\text{III.8})$$

Où, $c_1 > 0$ est un paramètre de design. Cela donne

$$x_2 = \Phi_1 = \frac{1}{g_1} [-c_1 z_1 - f_1^T \vartheta + \dot{x}_{1d}] \quad (\text{III.9})$$

Et la dérivée s'écrit

$$\dot{v}_1 = -c_1 z_1^2 \leq 0 \quad (\text{III.10})$$

D'où la stabilité asymptotique de l'origine de l'équation (III.5).

Etape2 : On considère, dans ce cas, le deuxième sous-système par :

$$\dot{x}_2 = f_2^T(x_1, x_2) \vartheta + g_2(x_1, x_2) x_3 \quad (\text{III.11})$$

On définit la nouvelle variable d'erreur :

$$z_2 = x_2 - \Phi_1 \quad (\text{III.12})$$

Qui représente l'écart entre la variable d'état x_2 et sa valeur désirée Φ_1 à cause du fait que x_2 ne peut être forcée à prendre instantanément une valeur désirée, en l'occurrence Φ_1 , l'erreur z_2 n'est pas, instantanément, nulle. Le design dans cette étape consiste, alors, à forcer l'erreur de s'annuler avec une certaine dynamique, choisie au préalable.

Les équations du système à commander, dans l'espace (z_1, z_2) , s'écrivent :

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = f_1^T \vartheta - \dot{x}_{1d} + g_1 (z_2 + \Phi_1) \\ \dot{z}_2 = f_2^T \vartheta - \dot{\Phi}_1 + g_2 x_3 \end{cases} \quad (\text{III.13})$$

Pour lesquelles on choisit la fonction de Lyapunov suivante :

$$v_2 = (z_1, z_2) = v_1 + \frac{1}{2} z_2^2 \quad (\text{III.14})$$

Cette dernière a pour dérivée, le long de la solution de l'équation (III. 13) donnée par :

$$\dot{v}_2(z_1, z_2) = \dot{v}_1 + z_2 \dot{z}_2 \quad (\text{III.15})$$

$$= [f_1^T \vartheta + g_1(z_2 + \Phi_1) - \dot{x}_{1d}] + z_2 [f_2^T \vartheta + g_2 x_3 - \dot{\Phi}_1] \quad (\text{III.16})$$

$$= f_1^T \vartheta + g_1(z_2 + \Phi_1 - \dot{x}_{1d}) + z_2 [f_2^T \vartheta + g_1 z_1 + g_2 x_3 - \dot{\Phi}_1]$$

$$= -c_1 z_1^2 + z_2 [f_2^T \vartheta + g_1 z_1 + g_2 x_3 - \dot{\Phi}_1]$$

Le choix de la valeur désirée (la fonction stabilisante) de x_3 devient évident. Ce dernier est donné par :

$$x_3 = \Phi_2 = \frac{1}{g_2} [-\dot{\Phi}_1 - g_1 z_1 - f_2^T \vartheta - c_2 z_2] \quad (\text{III.17})$$

Où, $c_2 > 0$ avec $\dot{\Phi}_1$ calculée analytiquement :

$$\dot{\Phi}_1 = \frac{\partial \Phi_1}{\partial x_1} \dot{x}_1 + \frac{\partial \Phi_1}{\partial y_r} \dot{y}_r + \frac{\partial \Phi_1}{\partial \dot{y}_r} \ddot{y}_r \quad (\text{III.18})$$

Un tel choix permet de réduire la dérivée à

$$\dot{v}_2 \leq -c_1 z_1^2 - c_2 z_2^2 \leq 0 \quad (\text{III.19})$$

Ce qui assure la stabilité asymptotique de l'origine de (III. 13)

Etape3 : le système (III. 1) est maintenant considéré dans sa globalité. La variable d'erreur z_3 est définie par :

$$z_3 = x_3 - \Phi_2 \quad (\text{III.20})$$

Ce qui permet d'écrire les équations du système dans l'espace des erreurs (z_1, z_2, z_3) comme suit :

$$\dot{z}_1 = f_1^T \vartheta + g_1(z_2 + \Phi_1) - \dot{x}_{1d}$$

$$\dot{z}_2 = f_2^T \vartheta + g_2(z_3 + \Phi_2) - \dot{\Phi}_1 \quad (\text{III.21})$$

$$\dot{z}_3 = f_3^T \vartheta - \dot{\Phi}_2 + g_3 u$$

Avec comme fonction de Lyapunov

$$v_3 = (z_1, z_2, z_3) = v_2 + \frac{1}{2} z_3^2 \quad (\text{III.22})$$

La dérivée, le long de la solution du système d'équations(III. 21), devient :

$$\dot{v}_3 = \dot{v}_2 + z_3 \dot{z}_3 = -c_1 z_1^2 - c_2 z_2^2 + z_3 [g_3 u + g_2 z_2 + f_3^T \vartheta - \dot{\Phi}_2] \quad (\text{III.23})$$

À présent, on est en présence de la vraie commande u Un bon choix de celle-ci est donné par :

$$u = \frac{1}{g_3} [\dot{\Phi}_2 - g_2 z_2 + f_3^T \vartheta + c_3 z_3] \quad (\text{III.24})$$

Où $c_3 > 0$ et $\dot{\Phi}_2$ est également calculée analytiquement par :

$$\dot{\Phi}_2 = \frac{\partial \Phi_2}{\partial x_1} \dot{x}_1 + \frac{\partial \Phi_2}{\partial x_2} \dot{x}_2 + \frac{\partial \Phi_1}{\partial y_r} \dot{y}_r + \frac{\partial \Phi_1}{\partial \dot{y}_r} \ddot{y}_r + \frac{\partial \Phi_1}{\partial \ddot{y}_r} \ddot{\ddot{y}}_r \quad (III.25)$$

Avec ce choix, on a :

$$\dot{V}_2 \leq -c_1 z_1^2 - c_2 z_2^2 - c_3 z_3^2 \quad (III.26)$$

D'où la stabilité asymptotique de l'origine du système d'équation(III.21). Ceci se traduit par la stabilité, en boucle fermée, du système original (III.1) et la régulation à zéro de l'erreur de poursuite $y - y_r$, Les deux principaux objectifs du design sont alors atteints.

Les paramètres de design c_i sont directement liés à la position des pôles de la boucle fermée. Leur choix permet de faire un placement des pôles, fixant ainsi la dynamique en régulation de cette boucle.

Cas des systèmes d'ordre n

L'application récursive du backstepping permet l'extension de la procédure de design aux systèmes triangulaires de la forme suivante :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = f_1^T(x_1)\vartheta + g_1(x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 = f_2^T(x_1, x_2)\vartheta + g_2(x_1, x_2)x_3 \\ \vdots \\ \dot{x}_{n-1} = f_{n-1}^T(x_1, x_2, \dots, x_{n-1})\vartheta + g_{n-1}(x_1, x_2, \dots, x_{n-1})x_n \\ \dot{x}_n = f_n^T(x_1, x_2, \dots, x_{n-1}, x_n)\vartheta + g_n(x_1, x_2, \dots, x_{n-1}, x_n)u \end{array} \right. \quad (III.27)$$

Où $f_i(0) = 0$, $g_i \neq 0$ pour $1 \leq i \leq n$ La procédure de design commence à partir de l'équation (III.4) de l'erreur z_1 . Le changement de variable adéquat à chaque étape i permet d'appliquer le backstepping récursivement, en rajoutant l'équation $i + 1$. Partant de a_0 , on construit les différents a_i et v_i Ce qui résulte en

$$x_{1d} = y_r \quad (III.28)$$

$$\Phi_i = \frac{1}{g_i} \left[\sum_{k=1}^{i-1} \left(\frac{\partial \Phi_{i-1}}{\partial x_k} g_k x_{k+1} + \frac{\partial \Phi_{i-1}}{\partial y_r^{k-1}} y_r^{(k)} \right) - g_{i-1} z_{i-1} - c_i z_i - w_i^T \vartheta \right]$$

Où

$$i = 1, \dots, n \quad \left\{ \begin{array}{l} w_i = f_i - \sum_{k=1}^{i-1} \frac{\partial \Phi_{i-1}}{\partial x_k} f_k \\ z_i = x_i - \Phi_{i-1} \end{array} \right. \quad (III.29)$$

Les différentes fonctions de Lyapunov sont données par :

$$V_i = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^i [x_j - \Phi_{i-1}]^2 \quad (III.30)$$

La commande, qui permet d'atteindre les objectifs du design pour le système global, est donnée par la dernière commande virtuelle Φ_n .

III.2.1 Synthèse de la commande stabilisante par la méthode du backstepping d'un système découplé (TRMS)

III.2.1.1 Modèle 1 DDL vertical

$$\text{Soit le système : } \begin{cases} \dot{X}_1 &= X_2 \\ \dot{X}_2 &= \frac{a_1}{I_1} X_3^2 + \frac{b_1}{I_1} X_3 - \frac{M_g}{I_1} \sin(X_1) - \frac{B_1 \Psi}{I_1} X_2 \\ \dot{X}_3 &= \frac{K_1}{T_{11}} U_1 - \frac{T_{10}}{T_{11}} X_3 \end{cases}$$

Etape 01 :

Stabilisation de Z_1 :

$$Z_1 = x_1 - x_{1d}$$

$$\dot{Z}_1 = \dot{x}_1 - \dot{x}_{1d}$$

$$V_1 = \frac{1}{2} Z_1^2$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= Z_1 \dot{Z}_1 = Z_1 (\dot{x}_1 - \dot{x}_{1d}) \\ &= Z_1 \underbrace{(x_2 - \dot{x}_{1d})}_{-C_1 * Z_1} \end{aligned}$$

$$\dot{V}_1 = -C_1 Z_1^2 \leq 0 \quad \text{Et } C_1 > 0$$

On prend x_2 comme commande virtuelle

$$x_2 = -C_1 Z_1 + \dot{x}_{1d} = \Phi_1$$

Changement de variable :

$$Z_2 = x_2 - \Phi_1$$

$$Z_2 = x_2 - \dot{x}_{1d} + C_1 Z_1$$

$$\dot{Z}_2 = \dot{x}_2 - \ddot{x}_{1d} + C_1 \dot{Z}_1$$

$$\dot{Z}_2 = \frac{a_1}{I_1} X_3^2 + \frac{b_1}{I_1} X_3 - \frac{M_g}{I_1} \sin(X_1) - \frac{B_1 \Psi}{I_1} X_2 - \ddot{x}_{1d} + C_1 \dot{Z}_1$$

Etape 02 :

La fonction de Lyapunov augmenté $V_2 = V(Z_1, Z_2) = \frac{1}{2} (Z_1^2 + Z_2^2)$

$$\dot{V}_2 = Z_1 \dot{Z}_1 + Z_2 \dot{Z}_2$$

$$\dot{V}_2 = Z_1 \dot{Z}_1 + Z_2 \underbrace{\left(\frac{a_1}{l_1} X_3^2 + \frac{b_1}{l_1} X_3 - \frac{M_g}{l_1} \sin(X_1) - \frac{B_{1\Psi}}{l_1} X_2 - \ddot{x}_{1d} + C_1 \dot{Z}_1 \right)}_{-C_2 Z_2}$$

$$\dot{V}_2 = -C_1 Z_1^2 - C_2 Z_2^2 \leq 0 \quad \text{Et } C_1 > 0, C_2 > 0$$

On prend $\frac{a_1}{l_1} X_3^2 + \frac{b_1}{l_1} X_3 - \frac{B_{1\Psi}}{l_1} X_2$ **comme commande virtuelle**

$$\frac{a_1}{l_1} X_3^2 + \frac{b_1}{l_1} X_3 - \frac{B_{1\Psi}}{l_1} X_2 = -C_2 Z_2 + \frac{M_g}{l_1} \sin(X_1) + \ddot{x}_{1d} - C_1 \dot{Z}_1 = \Phi_2$$

Changement de variable :

$$Z_3 = \frac{a_1}{l_1} X_3^2 + \frac{b_1}{l_1} X_3 - \frac{B_{1\Psi}}{l_1} X_2 - \Phi_2$$

$$Z_3 = \frac{a_1}{l_1} X_3^2 + \frac{b_1}{l_1} X_3 - \frac{M_g}{l_1} \sin(X_1) - \frac{B_{1\Psi}}{l_1} X_2 - \ddot{x}_{1d} + C_1 \dot{Z}_1 + C_2 Z_2$$

$$\dot{Z}_3 = 2 \frac{a_1}{l_1} X_3 \dot{X}_3 + \frac{b_1}{l_1} \dot{X}_3 - \frac{M_g}{l_1} \dot{X}_1 \cos(X_1) - \frac{B_{1\Psi}}{l_1} \dot{X}_2 - \ddot{x}_{1d} + C_1 \ddot{Z}_1 + C_2 \dot{Z}_2$$

$$\dot{Z}_3 = 2 \frac{a_1}{l_1} X_3 \left(\frac{K_1}{T_{11}} U_1 - \frac{T_{10}}{T_{11}} X_3 \right) + \frac{b_1}{l_1} \left(\frac{K_1}{T_{11}} U_1 - \frac{T_{10}}{T_{11}} X_3 \right) - \frac{M_g}{l_1} \dot{X}_1 \cos(X_1) - \frac{B_{1\Psi}}{l_1} \dot{X}_2 - \ddot{x}_{1d} + C_1 (\dot{X}_2 - \ddot{x}_{1d}) + C_2 \dot{Z}_2 = -C_3 Z_3$$

Etape 3 :

Stabilisation de Z_3 :

La fonction de Layapunov augmenté $V_3 = V(Z_1, Z_2, Z_3) = \frac{1}{2} (Z_1^2 + Z_2^2 + Z_3^2)$

$$\dot{V}_3 = Z_1 \dot{Z}_1 + Z_2 \dot{Z}_2 + Z_3 \dot{Z}_3$$

$$\dot{V}_3 = Z_1 \dot{Z}_1 + Z_2 \dot{Z}_2 + Z_3 \left(2 \frac{a_1}{l_1} X_3 \left(\frac{K_1}{T_{11}} U_1 - \frac{T_{10}}{T_{11}} X_3 \right) + \frac{b_1}{l_1} \left(\frac{K_1}{T_{11}} U_1 - \frac{T_{10}}{T_{11}} X_3 \right) - \ddot{x}_{1d} - \frac{M_g}{l_1} \dot{X}_1 \cos(X_1) - \frac{B_{1\Psi}}{l_1} \dot{X}_2 + C_1 (\dot{X}_2 - \ddot{x}_{1d}) + C_2 \dot{Z}_2 \right)$$

$$\dot{V}_3 = -C_1 Z_1^2 - C_2 Z_2^2 - C_3 Z_3^2 \leq 0 \quad \text{Et } C_1 > 0, C_2 > 0, C_3 > 0$$

Alors :

$$-C_3 Z_3 = 2 \frac{a_1}{l_1} X_3 \left(\frac{K_1}{T_{11}} U_1 - \frac{T_{10}}{T_{11}} X_3 \right) + \frac{b_1}{l_1} \left(\frac{K_1}{T_{11}} U_1 - \frac{T_{10}}{T_{11}} X_3 \right) - \frac{M_g}{l_1} \dot{X}_1 \cos(X_1) - \frac{B_{1\Psi}}{l_1} \dot{X}_2 - \ddot{x}_{1d} + C_1 (\dot{X}_2 - \ddot{x}_{1d}) + C_2 \dot{Z}_2$$

Donc le commande stabilisante U_1 est :

$$U_1 = \frac{(-C_3 Z_3 - C_1 (\dot{X}_2 - \ddot{x}_{1d}) - C_2 \dot{Z}_2 + \ddot{x}_{1d} + \frac{1}{l_1} (B_{1\Psi} \dot{X}_2 - M_g \dot{X}_1 \cos(X_1) + \frac{T_{10}}{T_{11}} (2a_1 X_3^2 + b_1 X_3)))}{\frac{K_1}{T_{11}} \cdot \frac{1}{l_1} (2a_1 X_3 + b_1)}$$

III.2.1.2 Modèle 1DDL horizontal

$$\text{Soit le système : } \begin{cases} \dot{X}_4 = X_5 \\ \dot{X}_5 = \frac{a_2}{I_2} X_6^2 + \frac{b_2}{I_2} X_6 - \frac{B_{1\varphi}}{I_2} X_5 \\ \dot{X}_6 = \frac{K_2}{T_{22}} U_2 - \frac{T_2}{T_{22}} X_6 \end{cases}$$

Etape 01 :**Stabilisation de Z_4 :**

$$Z_4 = x_4 - x_{4d}$$

$$\dot{Z}_4 = \dot{x}_4 - \dot{x}_{4d}$$

$$V_4 = \frac{1}{2} Z_4^2$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_4 &= Z_4 \dot{Z}_4 = Z_4 (\dot{x}_4 - \dot{x}_{4d}) \\ &= Z_4 \underbrace{(x_5 - \dot{x}_{4d})}_{-C_4 Z_4} \end{aligned}$$

$$\dot{V}_4 = -C_4 Z_4^2 \leq 0 \quad \text{Et } C_4 > 0$$

On prend x_5 comme commande virtuelle

$$x_5 = -C_4 Z_4 + \dot{x}_{4d} = \Phi_3$$

Changement de variable :

$$Z_5 = x_5 - \Phi_3$$

$$Z_5 = x_5 - \dot{x}_{4d} + C_4 Z_4$$

$$\dot{Z}_5 = \dot{x}_5 - \ddot{x}_{4d} + C_4 \dot{Z}_4$$

$$\dot{Z}_5 = \frac{a_2}{I_2} X_6^2 + \frac{b_2}{I_2} X_6 - \frac{B_{1\varphi}}{I_2} X_5 - \ddot{x}_{4d} + C_4 \dot{Z}_4$$

Etape 02 :

La fonction de Lyapunov augmenté $V_5 = V(Z_4, Z_5) = \frac{1}{2} * (Z_4^2 + Z_5^2)$

$$\dot{V}_5 = Z_4 \dot{Z}_4 + Z_5 \dot{Z}_5$$

$$\dot{V}_5 = Z_4 \dot{Z}_4 + Z_5 \underbrace{\left(\frac{a_2}{I_2} X_6^2 + \frac{b_2}{I_2} X_6 - \frac{B_{1\varphi}}{I_2} X_5 - \ddot{x}_{4d} + C_4 \dot{Z}_4 \right)}_{-C_5 Z_5}$$

$$\dot{V}_2 = -C_4 Z_4^2 - C_5 Z_5^2 \leq 0 \quad \text{Et } C_4 > 0, C_5 > 0$$

On prend $\frac{a_2}{I_2} X_6^2 + \frac{b_2}{I_2} X_6 - \frac{B_{1\varphi}}{I_2} X_5$ **comme commande virtuelle**

$$\frac{a_2}{I_2} X_6^2 + \frac{b_2}{I_2} X_6 - \frac{B_{1\varphi}}{I_2} X_5 = -C_5 Z_5 + \ddot{x}_{4d} - C_4 \dot{Z}_4 = \Phi_4$$

Changement de variable :

$$Z_6 = \frac{a_2}{I_2} X_6^2 + \frac{b_2}{I_2} X_6 - \frac{B_{1\varphi}}{I_2} X_5 - \Phi_4$$

$$Z_6 = \frac{a_2}{I_2} X_6^2 + \frac{b_2}{I_2} X_6 - \frac{B_{1\varphi}}{I_2} X_5 - \ddot{x}_{4d} + C_4 \dot{Z}_4 + C_5 Z_5$$

$$\dot{Z}_6 = 2 \cdot \frac{a_2}{I_2} X_6 \dot{X}_6 + \frac{b_2}{I_2} \dot{X}_6 - \frac{B_{1\varphi}}{I_2} \dot{X}_5 - \ddot{x}_{4d} + C_4 \ddot{Z}_4 + C_5 \dot{Z}_5$$

$$\dot{Z}_6 = 2 \frac{a_2}{I_2} X_6 \left(\frac{K_2}{T_{21}} U_2 - \frac{T_{20}}{T_{21}} X_6 \right) + \frac{b_2}{I_2} \left(\frac{K_2}{T_{21}} U_2 - \frac{T_{20}}{T_{21}} X_6 \right) - \frac{B_{1\varphi}}{I_2} \dot{X}_5 - \ddot{x}_{4d} + C_5 \dot{Z}_5 + C_4 (\dot{X}_5 - \ddot{x}_{4d}) = -C_6 Z_6$$

Etape 3 :

Stabilisation de Z_6 :

La fonction de Layapunov augmenté $V_6 = V(Z_4, Z_5, Z_6) = \frac{1}{2} (Z_4^2 + Z_5^2 + Z_6^2)$

$$\dot{V}_6 = Z_4 \dot{Z}_4 + Z_5 \dot{Z}_5 + Z_6 \dot{Z}_6$$

$$\dot{V}_6 = Z_4 \dot{Z}_4 + Z_5 \dot{Z}_5 + Z_6 \left(2 \cdot \frac{a_2}{I_2} X_6 \left(\frac{K_2}{T_{21}} U_2 - \frac{T_{20}}{T_{21}} X_6 \right) + \frac{b_2}{I_2} \left(\frac{K_2}{T_{21}} U_2 - \frac{T_{20}}{T_{21}} X_6 \right) - \ddot{x}_{4d} - \frac{B_{1\varphi}}{I_2} \dot{X}_5 + C_4 (\dot{X}_5 - \ddot{x}_{4d}) + C_5 \dot{Z}_5 \right)$$

$$\dot{V}_6 = -C_4 Z_4^2 - C_5 Z_5^2 - C_6 Z_6^2 \leq 0 \quad \text{Et } C_4 > 0, C_5 > 0, C_6 > 0$$

Alors :

$$-C_6 Z_6 = 2 \cdot \frac{a_2}{I_2} X_6 \left(\frac{K_2}{T_{21}} U_2 - \frac{T_{20}}{T_{21}} X_6 \right) + \frac{b_2}{I_2} \left(\frac{K_2}{T_{21}} U_2 - \frac{T_{20}}{T_{21}} X_6 \right) - \frac{B_{1\varphi}}{I_2} \dot{X}_5 - \ddot{x}_{4d} + C_4 (\dot{X}_5 - \ddot{x}_{4d}) + C_5 \dot{Z}_5$$

Donc le commande stabilisante U_2 est :

$$U_2 = \frac{(-C_6 Z_6 - C_4 (\dot{X}_5 - \ddot{x}_{4d}) - C_5 \dot{Z}_5 + \ddot{x}_{4d} + \frac{1}{I_2} (B_{1\varphi} \dot{X}_5 + \frac{T_{20}}{T_{21}} (2a_2 X_6^2 + b_2 X_6)))}{\frac{K_2}{T_{21}} \cdot \frac{1}{I_2} (2a_2 X_6 + b_2)}$$

III.3 Les Résultats de la Simulation

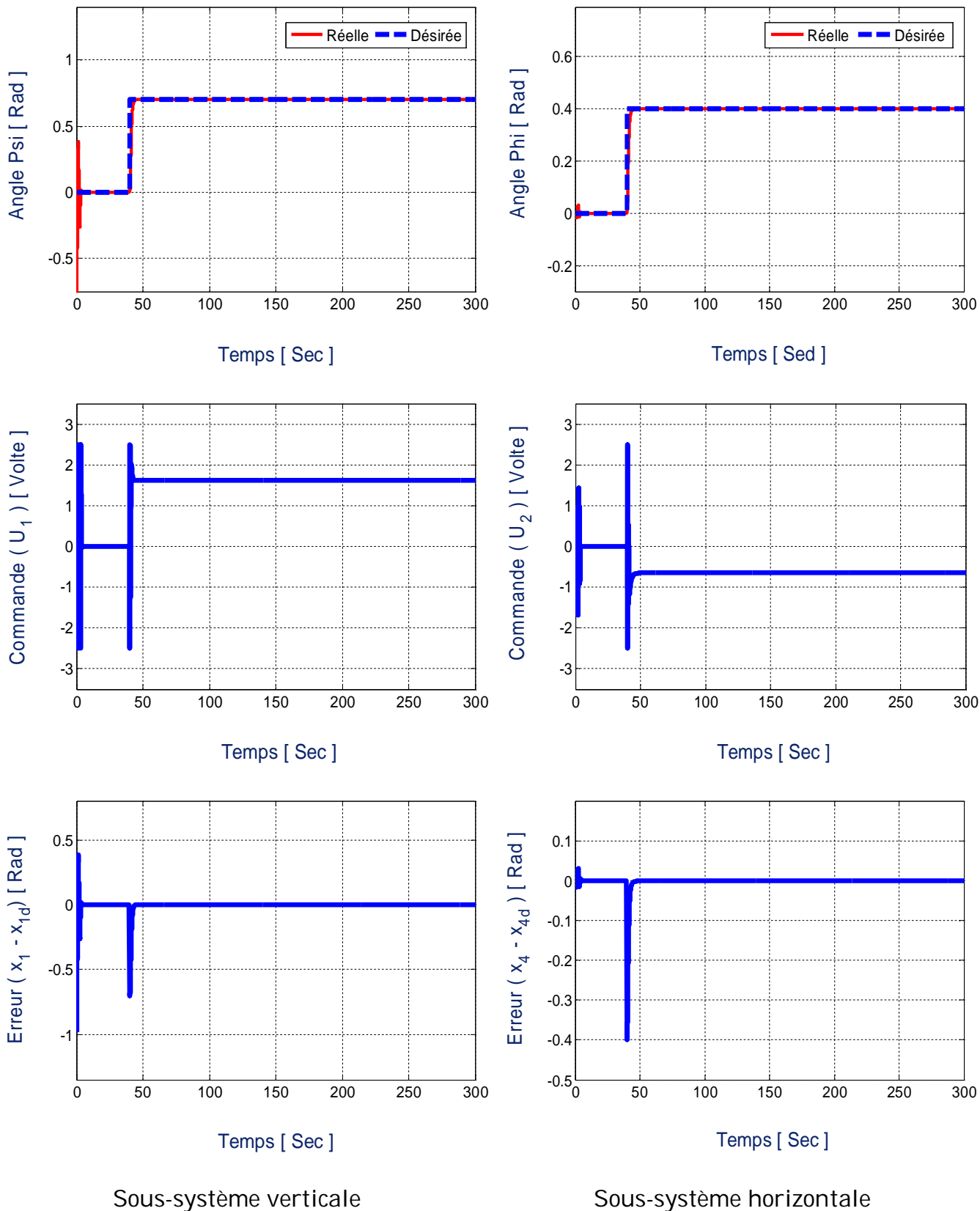


Figure III.1 Résultats de la commande backstepping appliquée au système TRMS avec une consigne échelon.

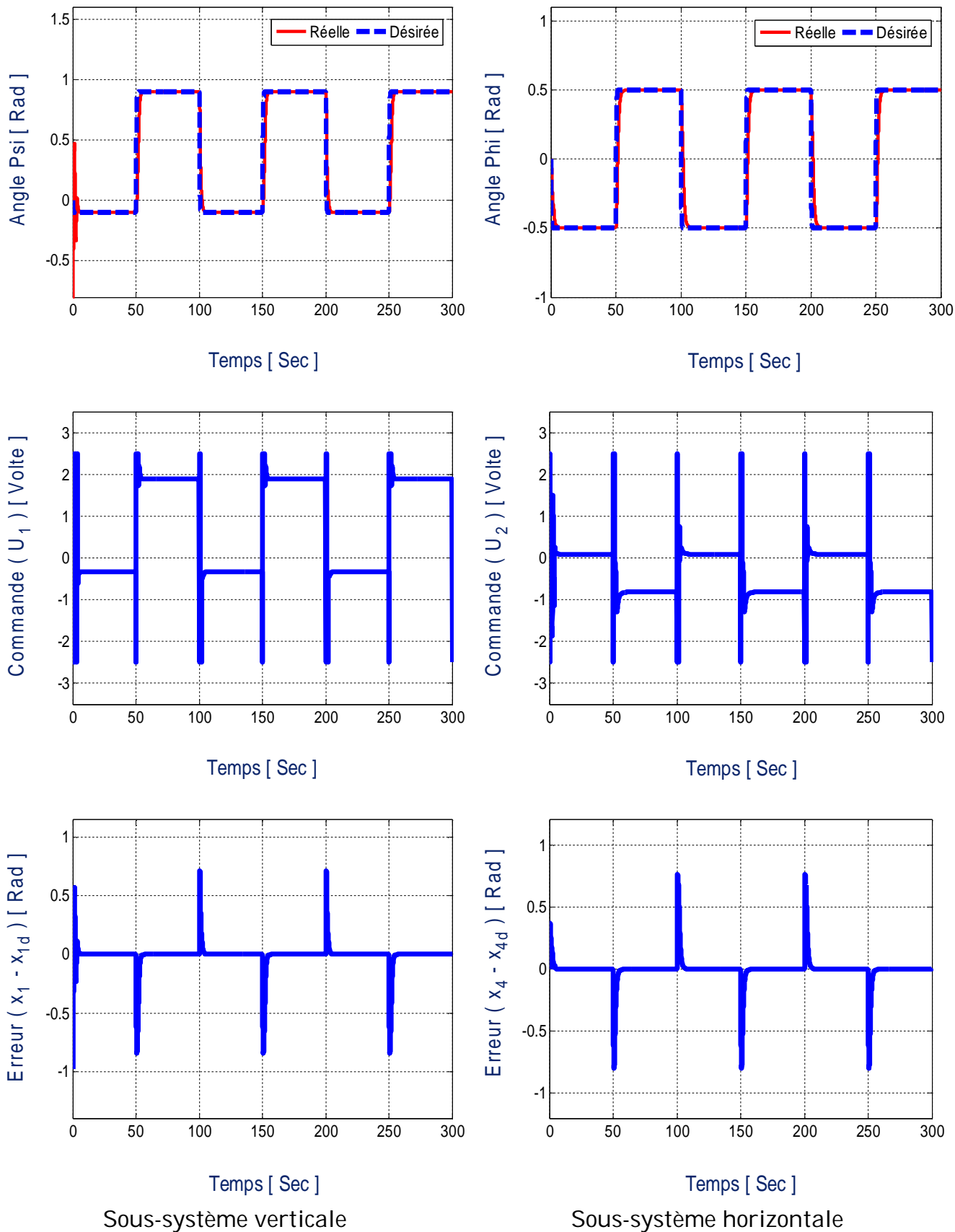


Figure III.2 Résultats de la commande backstepping appliquée au système TRMS avec une consigne carrée.

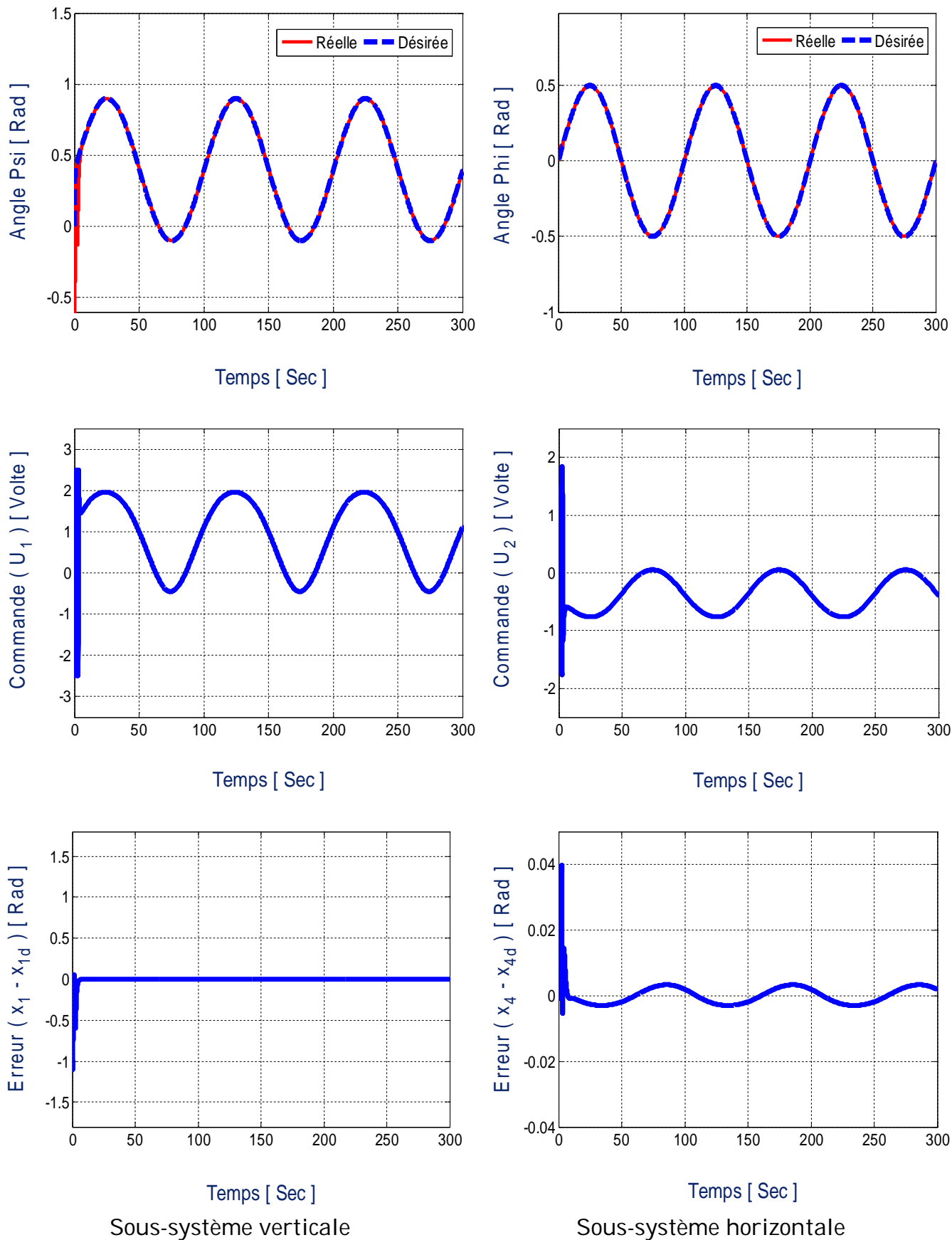


Figure III.3 Résultats de la commande backstepping appliquée au système TRMS avec une consigne sinusoïdale.

III. Conclusion

Dans ce chapitre a été consacré sur la commande par Backstepping pour déterminer une loi de commande qui stabilisera le système hélicoptère à deux degrés de liberté, on a appliqué cette commande sur le système (TRMS) couplé sur matlab simulink et obtenir les résultats.

Grâce à ces résultats nous concluons que, la commande par backstepping est une commande très efficace permet de démontrer facilement la stabilité d'un système non linéaire en boucle fermée.



CHAPITRE IV

Les observateurs non linéaires

IV. Les observateurs non linéaires

IV.1 Introduction

La mise en œuvre de lois des commandes basées sur le modèle non linéaire du système, nécessite la connaissance du vecteur d'état complet du système chaque instant. Mais, dans la plupart des cas, les seules grandeurs accessibles du système sont les variables d'entrées et de sorties, il est nécessaire qu'à partir de ces informations de reconstruire l'état du modèle choisi pour élaborer la commande. De ce fait, l'idée repose sur l'utilisation d'un observateur.

Un observateur est un système dynamique que l'on peut appeler capteur informatique. Puisqu'il est souvent implanté sur ordinateur afin de reconstituer ou d'estimer en temps réel l'état courant d'un système, à partir des mesures disponibles, des entrées du système et une connaissance à priori du modèle [3].

Il nous permet alors de suivre l'évolution de l'état en tant qu'information sur le système. Le besoin d'information sur l'état interne du système est motivé par le fait qu'elle est une étape importante voire indispensable à plusieurs niveaux [22] :

- La commande du procédé, qui nécessite obligatoirement la connaissance de son état interne.
- La surveillance du procédé, à travers les écarts entre le comportement de l'observateur et celui du procédé.
- La modélisation (identification) du procédé, au moyen de l'estimation des grandeurs constantes qui paramétrisent le modèle.

Ceci est illustré clairement par la figure IV.1 [20] :

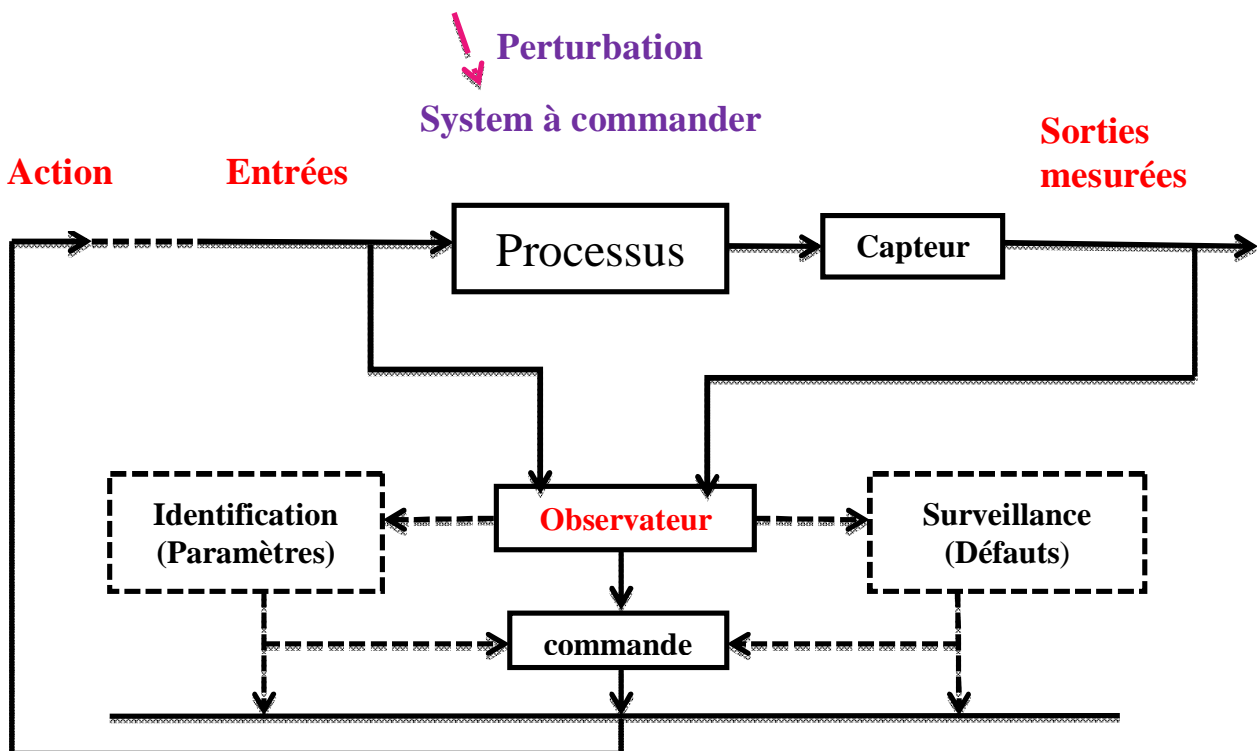


Figure IV.1 Observateur : la partie essentielle dans la commande [20].

IV.2 Observabilité d'un système non linéaire

On appelle observabilité d'un système, la possibilité d'évaluer le vecteur d'état x à partir de mesures effectuées. On dit qu'un système est observable à l'instante t_1 si à partir de la connaissance du vecteur de sortie y et du vecteur d'entrée u , il est possible en un temps fini, $t_2 > t_1$ de déterminer l'état $x(t_1)$.

Contrairement au cas des systèmes linéaires, le concept de l'observabilité des systèmes non linéaires est délicat à aborder. L'une des différences majeures avec les systèmes linéaires est que l'observabilité des systèmes non linéaires peut dépendre de l'entrée [23].

IV.2.1 Condition de rang d'observabilité

La condition de rang d'observabilité des systèmes non linéaires est une condition duale à la condition d'observabilité des systèmes linéaires [23].

Considérons le système non linéaire suivant :

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = f(x, u) \\ y = h(x, u) \end{cases} \quad (\text{IV.1})$$

L'application d'observabilité s'écrit par :

$$Y = \begin{bmatrix} y \\ \dot{y} \\ \vdots \\ y^{n-1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N_f^0 h(x, u) \\ N_f^1 h(x, u) \\ \vdots \\ N_f^{n-1} h(x, u) \end{bmatrix} = q(x, u) \quad (\text{IV.2})$$

Ou l'opérateur d'observabilité s'écrit par :

$$L_f h = \frac{\partial h}{\partial x} + \frac{\partial h}{\partial U} * \frac{\partial U}{\partial t}, \quad L_f^1 h = L_f(L_f^0 h), \quad L_f^0 h = h \quad (\text{IV.3})$$

$$Y = \begin{bmatrix} y \\ \dot{y} \\ \vdots \\ y^{n-1} \end{bmatrix}, \quad U = \begin{bmatrix} u \\ \dot{u} \\ \vdots \\ u^{n-1} \end{bmatrix} \quad (\text{IV.4})$$

Le système est globalement observable si l'application d'observabilité (IV.5) peut être résolue en fonction de x dans tout le domaine de définition. Il est, par contre souvent impossible d'établir les conditions physique nécessaires à l'existence de l'inverse q^{-1} .

Tout fois, il a été démontré dans [24] que le système non linéaire (IV.2) est localement faiblement observable, si la matrice jacobéenne de $q(x, u)$ donner par :

$$Q(x, U) = \frac{\partial q}{\partial x} \quad (\text{IV.5})$$

Est régulière dans tout le domaine de définition de x et U i.e.

$$\text{Rang } Q(x, U) = n \quad \forall x \in M_x \text{ et } M_u^n.$$

En introduisant la notion des dérivées de Lie, la matrice $Q(x, U)$ s'écrit :

$$Q(x, U) = \frac{\partial}{\partial x} \begin{bmatrix} h_1(x) \\ h_2(x) \\ \vdots \\ h_n(x) \end{bmatrix} \quad (\text{IV.6})$$

Avec :

$$\begin{cases} h_1 = h(x) \\ h_2 = L_f^1 h(x) = \frac{\partial h_1(x)}{\partial x} f(x, u) \\ \vdots \\ h_n = L_f^{n-1} h(x) = \frac{\partial h_{n-1}(x)}{\partial x} f(x, u) \end{cases} \quad (\text{IV.7})$$

IV.3 Observateur des systèmes non linéaires

Une fois l'observabilité du système non linéaire (IV.1) est assurée, on passe à la synthèse de l'observateur.

La plupart des observateurs synthétisés pour les systèmes non linéaires et qui existent dans la littérature ont la structure suivante [3] :

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}} &= f(\hat{x}, u) + \rho(y, \hat{x}) \\ y &= h(x(t)) \end{aligned} \quad (\text{IV.8})$$

C'est-à-dire une copie du modèle plus un terme correcteur $\rho(y, \hat{x})$ qui établit la convergence de l'état estimé \hat{x} vers l'état réel x en un temps fini.

En général le gain d'observation et la stabilité de l'observateur synthétisé pour les systèmes non linéaires dépendent de l'entrée [25].

Plusieurs observateurs ont été proposés par des chercheurs : les observateurs linéaires [26], les observateurs non linéaires comme : Observateur de Kalman étendu, Observateur avec injection de sortie, Observateur Grand Gain [27-29] Observateur adaptatif, Observateur Ensembliste, Observateur en temps fini avec retard, observateurs par mode glissant d'ordre un et d'ordre supérieures.

La synthèse des observateurs pour les systèmes non linéaires reste un sujet encore ouvert pour la recherche, et dans ce travail on va utiliser l'observateur par mode glissant.

IV.4 Observateurs mode glissant

IV.4.1 Théorie des observateurs à modes glissants

Tout comme la commande par modes glissants, le principe des observateur à mode glissants consiste à contraindre, à l'aide de fonctions discontinues, les dynamiques d'un système d'ordre n à converger vers une variété s de dimension $(n-p)$ dite surface de glissement (p étant la dimension du vecteur de mesure). L'attractivité et l'invariance de cette surface sont assurées par la condition de glissement [30].

Dans le cas des observateurs à mode glissant, les dynamiques concernées sont celles des erreurs d'observation ($\tilde{x} = \hat{x} - x$).

A partir de leurs valeurs initiales $\tilde{x}(0)$, ces erreurs doivent converger vers les valeurs d'équilibre en deux étape : un mode d'atteindre très dynamique où la trajectoire des erreurs d'observation évolue vers la surface de glissement sur laquelle les erreurs entre la sortie de l'observateur et la sortie du système réel (les mesures) : $\tilde{y} = \hat{y} - y$ sont nulles, et un mode de glissement où la trajectoire des erreurs d'observation glisse sur la surface de glissement définie par $\tilde{y} = 0$.

IV.4.2 Etapes de dimensionnement de l'observateur

Considérons un système d'état non linéaire afin d'ordre n :

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x, u) \\ y = h(x) \end{cases} \quad (\text{IV.9})$$

Où $x \in \mathfrak{R}^n$ est le vecteur d'état et $y \in \mathfrak{R}^p$ est le vecteur de sortie mesuré du système
L'observateur à mode glissant d'un tel système est défini avec la structure suivante :

$$\dot{\hat{x}} = f(\hat{x}, u) - \Lambda \Gamma_s \quad (\text{IV.10})$$

Ou :

- $\hat{x} \in \mathfrak{R}^n$ représente l'estimée du vecteur d'état x .
- u est le vecteur de commande.
- $f(\hat{x}, u)$ est l'estimée de la fonction $f(x, u)$ à l'aide des $\hat{x}_{j,j=1,\dots,n}$.
- Λ est une matrice $n \times p$ contenant les gains correctifs de l'observateur.
- Γ_s est le vecteur de dimension $p \times 1$ défini tel que :

$$\Gamma_s = [\text{sign}(\tilde{y}_1), \text{sign}(\tilde{y}_2), \dots, \text{sign}(\tilde{y}_p)]^T \text{ avec } \tilde{y}_i = \hat{y}_i - y_i \text{ et } i = 1, \dots, p. \quad (\text{IV.11})$$

Soient $\tilde{y} = \hat{y} - y$ le vecteur relatif aux erreurs d'observation de la sortie

Et $\tilde{x} = \hat{x} - x$ celui du vecteur d'état.

La surface de glissement est définie alors par :

$$s = \tilde{y} = \hat{y} - y = 0 \quad (\text{IV.12})$$

Nous pouvons à présent déduire la dynamique des erreurs d'observation :

$$\dot{\tilde{x}} = \dot{\hat{x}} - \dot{x} = \Delta f - \Lambda \Gamma_s \quad (\text{IV.13})$$

$$\text{Avec : } \Delta f = f(\hat{x}, u) - f(x, u) \quad (\text{IV.14})$$

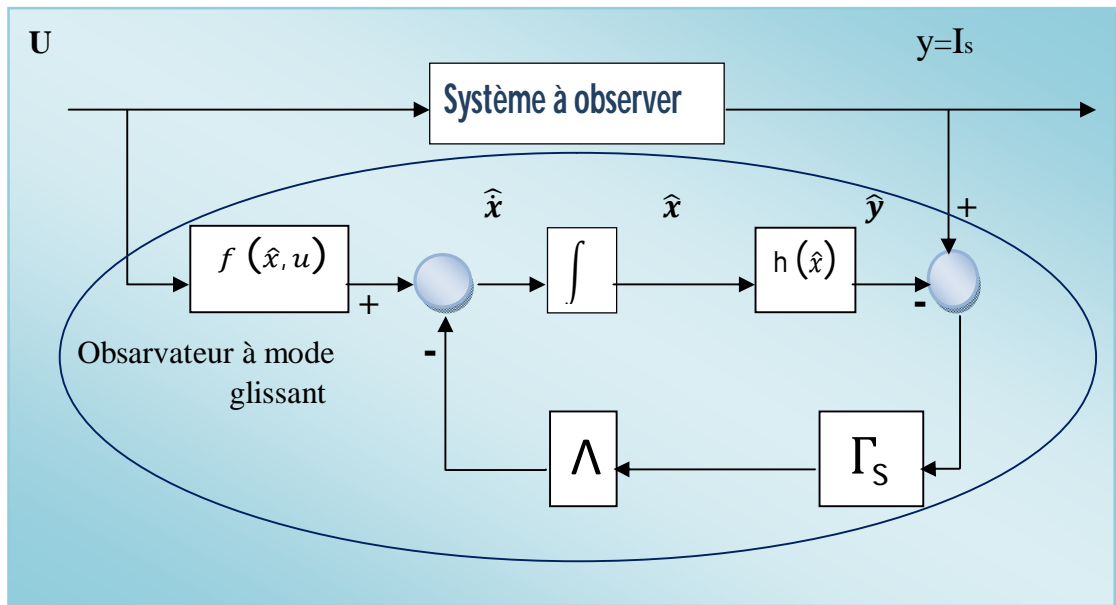


Figure IV.2 Schéma fonctionnel de l'observateur à mode glissant [30].

La surface de glissement, permettant la synthèse d'un observateur à mode glissant, doit satisfaire la condition d'attractivité $S \cdot \dot{S} < 0$ et la condition d'invariance.

$$\begin{cases} \dot{s}(x) = 0 \\ s(x) = 0 \end{cases} \quad (\text{IV.14})$$

La condition d'attractivité est assurée si la fonction de Lyapunov $v(s) = \frac{1}{2} s^T s$ (IV.15)

vérifie $\dot{v}(s) < 0$, quand $s \neq 0$, et la condition d'invariance est satisfaite à l'aide des termes correctifs Λ de l'équation (III.9).

IV.4.3 Synthèse de l'observateur mode glissant classique

Pour le modèle du système étudié l'observateur en mode glissant qui fait les erreurs observées tend vers zéro en un temps fini est une copie du système plus une partie corrective. Peut-être écrit comme suit [26] :

$$\begin{cases} \widehat{X}_1 = X_2 - \Lambda_1 \text{Sign}(S_1) \\ \widehat{X}_2 = \frac{a_1}{I_1} X_3^2 + \frac{b_1}{I_1} X_3 - \frac{M_g}{I_1} \sin X_1 - \frac{B_{1\psi}}{I_1} X_2 - \frac{K_{gy}}{I_1} a_1 \cos(X_1) X_5 X_3^2 - \frac{K_{gx}}{I_1} b_1 \cos(X_1) X_5 X_3 \sin(2X_1) \cdot X_5^2 - \Lambda_2 \text{Sign}(S_1) \\ \widehat{X}_3 = \frac{K_1}{T_{11}} U_1 - \frac{T_{10}}{T_{11}} X_3 - \Lambda_3 \text{Sign}(S_1) \\ \widehat{X}_4 = X_5 - \Lambda_4 \text{Sign}(S_2) \\ \widehat{X}_5 = \frac{a_2}{I_2} X_6^2 + \frac{b_2}{I_2} X_6 - \frac{B_{1\psi}}{I_2} X_5 - \frac{a_1 K_C (T_0 S + 1)}{I_2 T_p S + 1} X_3^2 - \frac{b_1 K_C (T_0 S + 1)}{I_2 T_p S + 1} X_3 - \Lambda_5 \text{Sign}(S_2) \\ \widehat{X}_6 = \frac{K_2}{T_{22}} U_2 - \frac{T_2}{T_{22}} X_6 - \Lambda_6 \text{Sign}(S_2) \end{cases} \quad (\text{IV.16})$$

$$\text{Avec : } S_1 = \widehat{X}_1 - X_1 \quad (\text{IV.17})$$

$$\text{Et } S_2 = \widehat{X}_4 - X_4 \quad (\text{IV.18})$$

$\Lambda_1, \Lambda_2, \Lambda_3$ Et $\Lambda_4, \Lambda_5, \Lambda_6$ sont les gains de l'observateur.

Les dynamiques des erreurs sont exprimées par les équations suivantes :

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = \widehat{X}_1 - \dot{X}_1 \\ \dot{e}_2 = \widehat{X}_4 - \dot{X}_4 \end{cases} \quad (\text{IV.19})$$

Pour étudier la convergence en temps fini de notre observateur, on considère la fonction de Lyapunov suivante :

$$V_1(x) = \frac{1}{2} * e_1^2 \quad (\text{IV.20})$$

Alors :

$$\dot{V}_1(x) = e_1 * \dot{e}_1 \quad (\text{IV.21})$$

$$\text{Et } \dot{e}_1 = -\Lambda_1 \text{Sign}(e_1) \quad (\text{IV.22})$$

$$\dot{V}_1(x) = e_1 * (-\Lambda_1 \text{Sign}(e_1)) \quad (\text{IV.23})$$

$$\dot{V}_1(x) = e_1 * (-\Lambda_1 \text{Sign}(e_1)) < 0 \quad (\text{IV.24})$$

$$\text{Pour } e_4 : \dot{V}_2(x) = e_4 * \dot{e}_4 \quad (\text{IV.25})$$

$$\text{Et } \dot{e}_4 = -\Lambda_4 \text{Sign}(e_4) \quad (\text{IV.26})$$

$$\dot{V}_1(x) = e_4 * (-\Lambda_4 \text{Sign}(e_4)) \quad (\text{IV.27})$$

$$\dot{V}_1(x) = e_4 * (-\Lambda_4 \text{Sign}(e_4)) < 0 \quad (\text{IV.28})$$

IV.4.4 Les Résultats de la Simulation

Pour la validation de cet observateur en simulation, des tests ont été réalisés sous Matlab/Simulink sur les gains de l'observateur.

Les gains de l'observateur choisis sont : $\Lambda_1 = 1.5, \Lambda_2 = 1.7, \Lambda_3 = 1.2$

$\Lambda_4 = 1.3, \Lambda_5 = 1.5, \Lambda_6 = 1.2$

La figure IV.3 montre l'angle d'azimut et l'angle d'élévation mesurée et observée à travers un observateur mode glissant obtenu à partir du modèle d'état non linéaire du TRMS.

La figure IV.4 montre clairement l'erreur d'observation de l'angle d'azimut et l'angle d'élévation, et nous informe sur le temps de convergence de l'observateur < 0.5 .

Les résultats de simulation sont mentionnés dans les figures suivant :

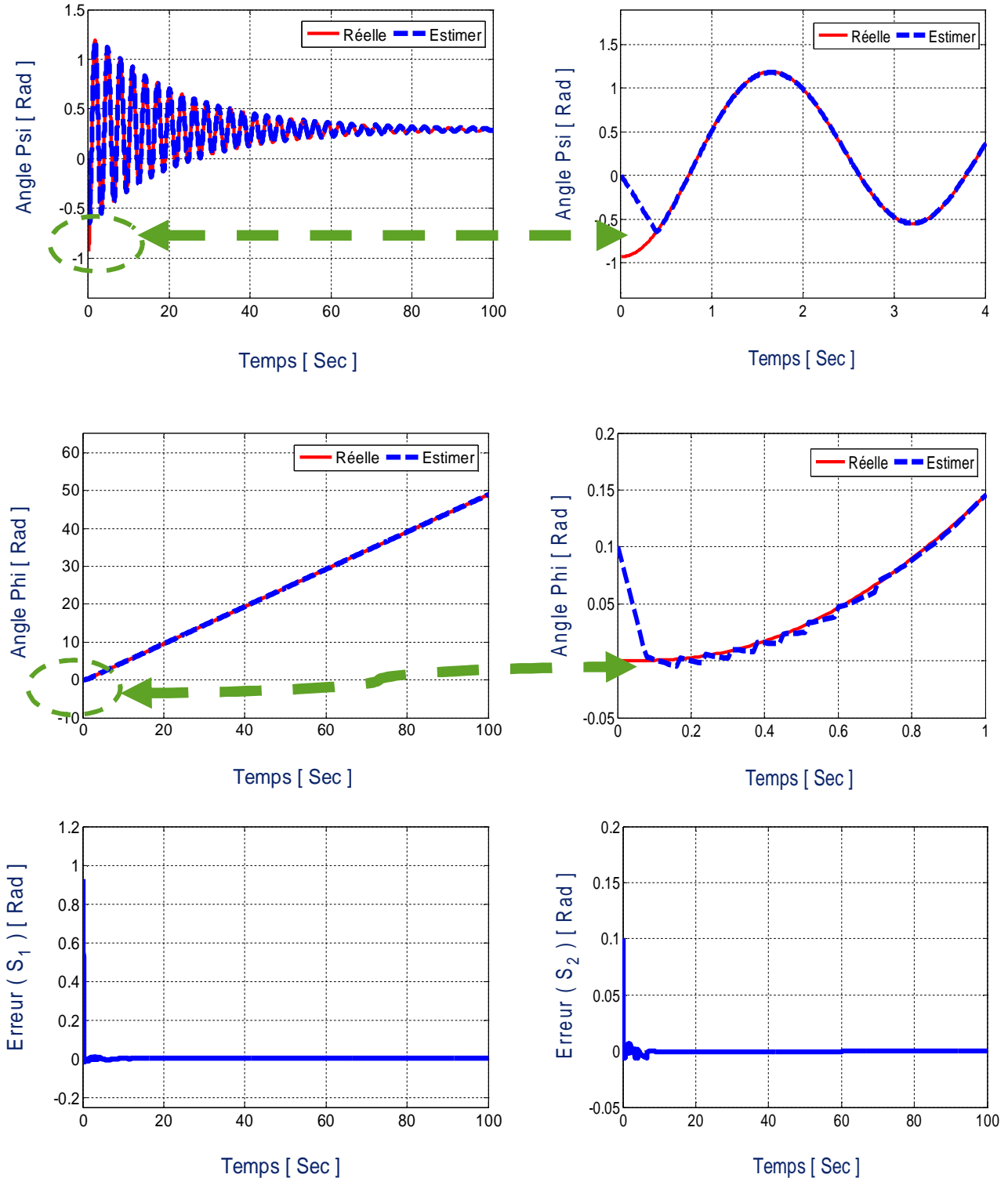


Figure IV.3 Résultats de l'observateur à mode glissant appliquée au système TRMS.

Les résultats de la simulation obtenus montrent clairement l'efficacité et la robustesse de l'observateur mode glissant appliqué au drone à deux degré de liberté (TRMS) pour estimer leurs états. La synthèse de ce type d'observateurs prouve que la convergence de cette dernière dépend essentiellement de la valeur du gain de l'observateur dont le choix reste une tâche difficile.

IV.5 Association commande par backstepping et observateur à mode glissant (résultat et simulation)

IV.5.1 Schéma block de l'association applique au TRMS

Les simulations présentées ci-dessous représentent la combinaison de l'observateur avec la commande par backstepping. L'objectif de la commande est de suivre la trajectoire désirée.

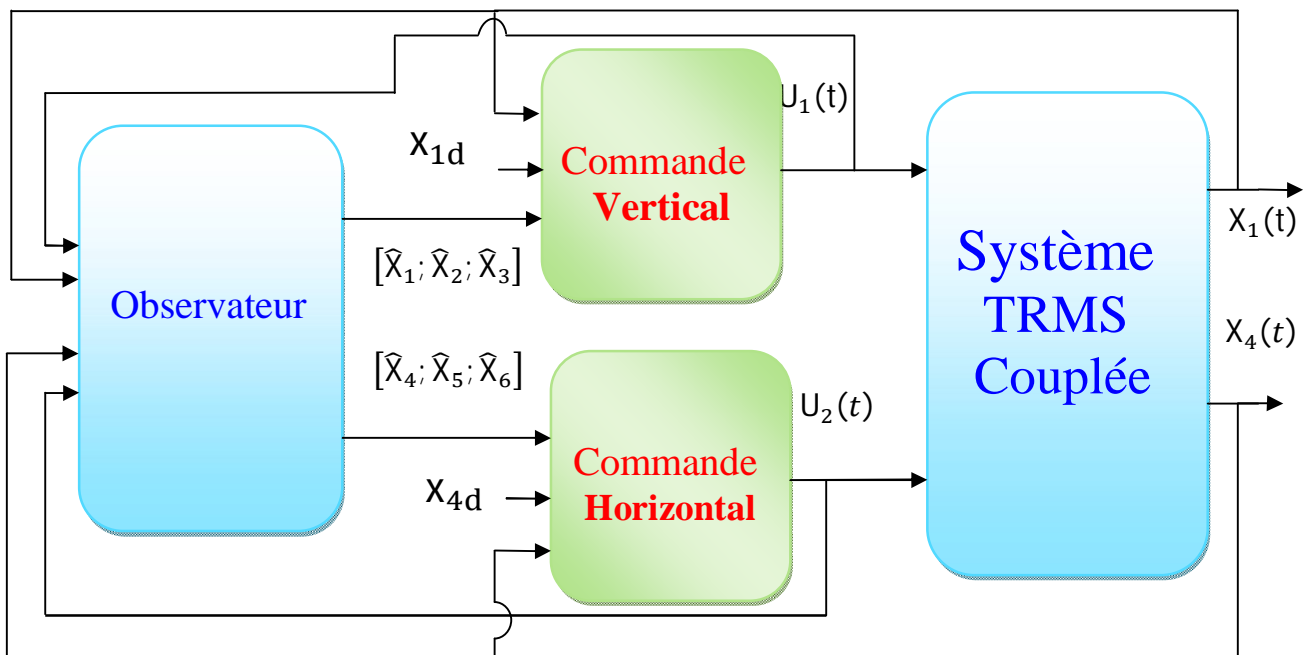


Figure IV.4 Schéma principe d'observateur avec commande.

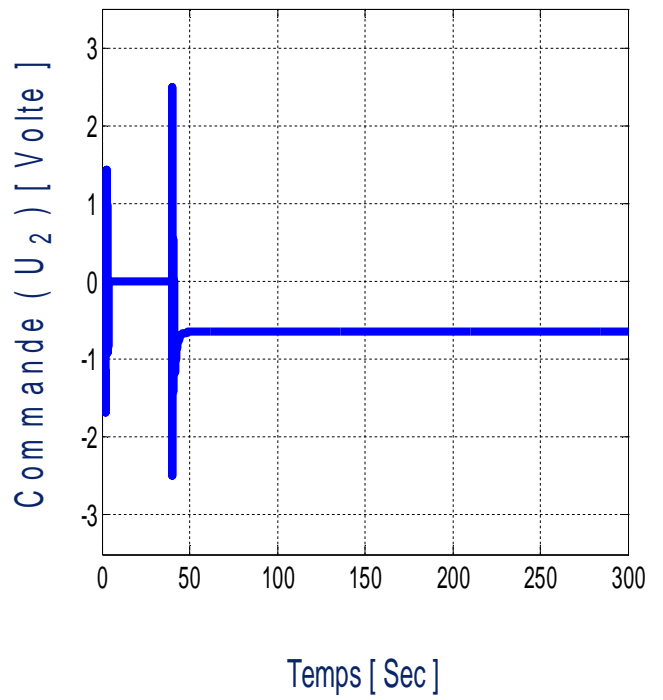
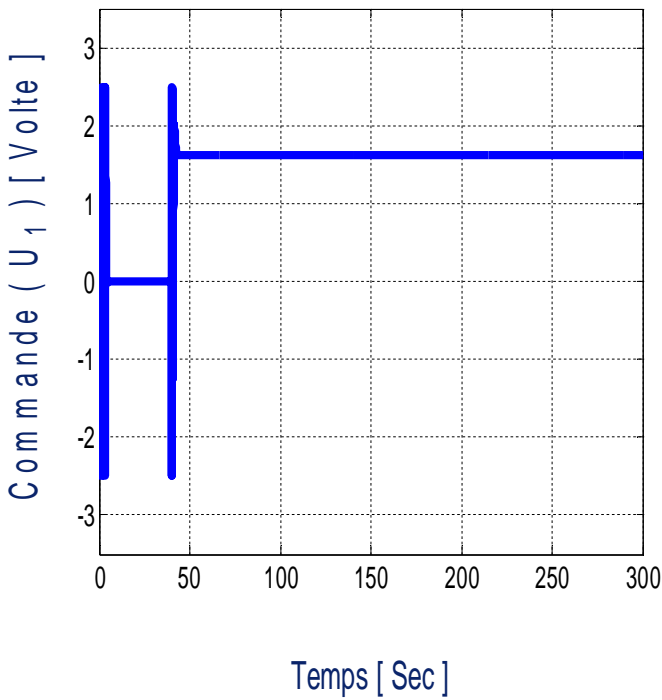
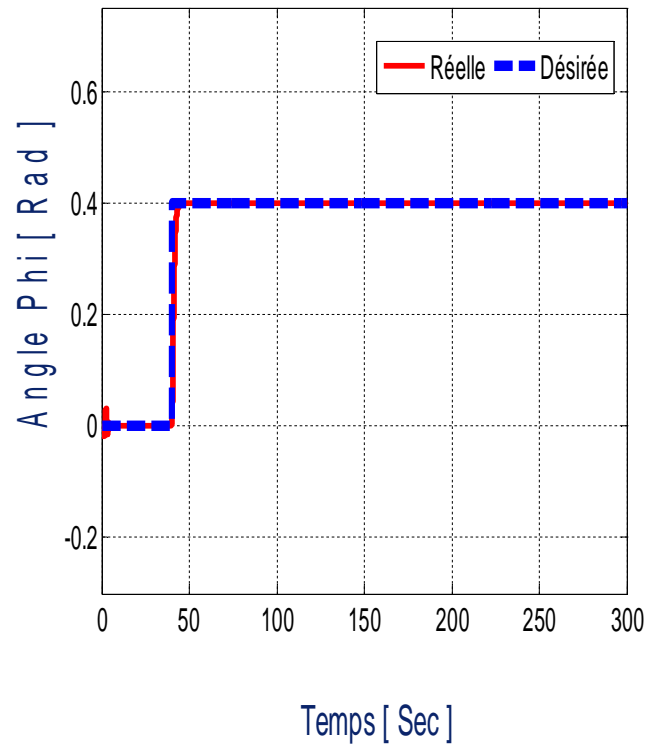
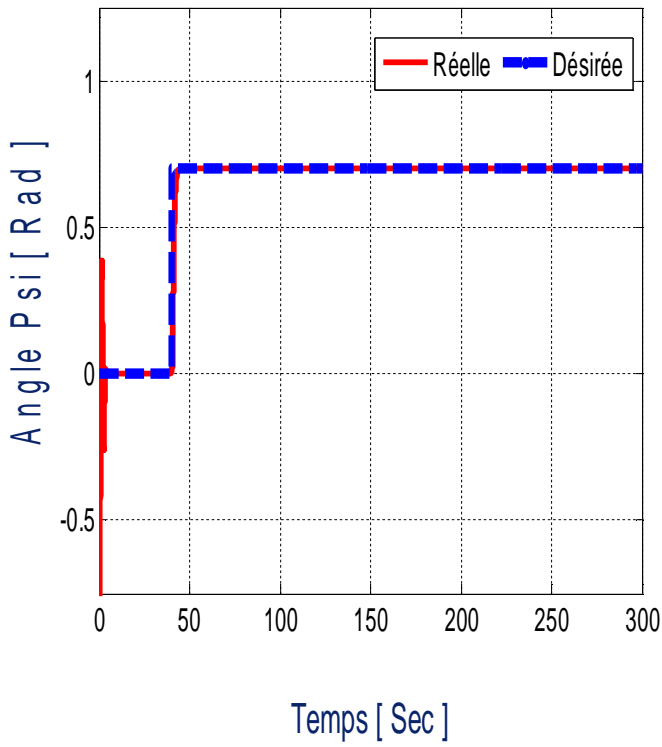
IV.5.2 Les Résultats de la Simulation

Les figures IV.5 à IV.8 présentent les résultats de simulation de la technique d'association commande par backstepping et observateur à mode glissant appliquée au modèle du TRMS. Toutes les simulations ont été effectuées avec les positions initiales $\alpha_h(0) = 0 \text{ rad}$ et $\alpha_v(0) = -0.93 \text{ rad}$ pour les sous systèmes horizontal et vertical respectivement. A partir de ces figures nous pouvons constater, que ce soit dans le cas d'une trajectoire échelon (figures IV.5) ou carrée (figures IV.6) ou sinusoïdale (figures IV.7), que l'erreur de poursuite et la valeur du dépassement sont faibles.

Pour conclure sur la robustesse de cette technique d'association vis-à-vis des perturbations externes, nous avons appliquée, durée du temps [100 s], la perturbation pour les deux sous-systèmes horizontal et vertical (figures IV.8). Nous remarquons qu'il y a une dégradation sévère des performances de poursuite ; cette dégradation disparaît avec l'annulation de cette augmentation.

Les gains de la commande choisis sont : $C_1 = 7, C_2 = 5, C_3 = 2$

$$C_4 = 10, C_5 = 5.5, C_6 = 1$$



Sous-système verticale

Sous-système horizontale

Figure IV.5 Résultats de l'association commande et observateur appliquée au système TRMS avec une consigne échelon.

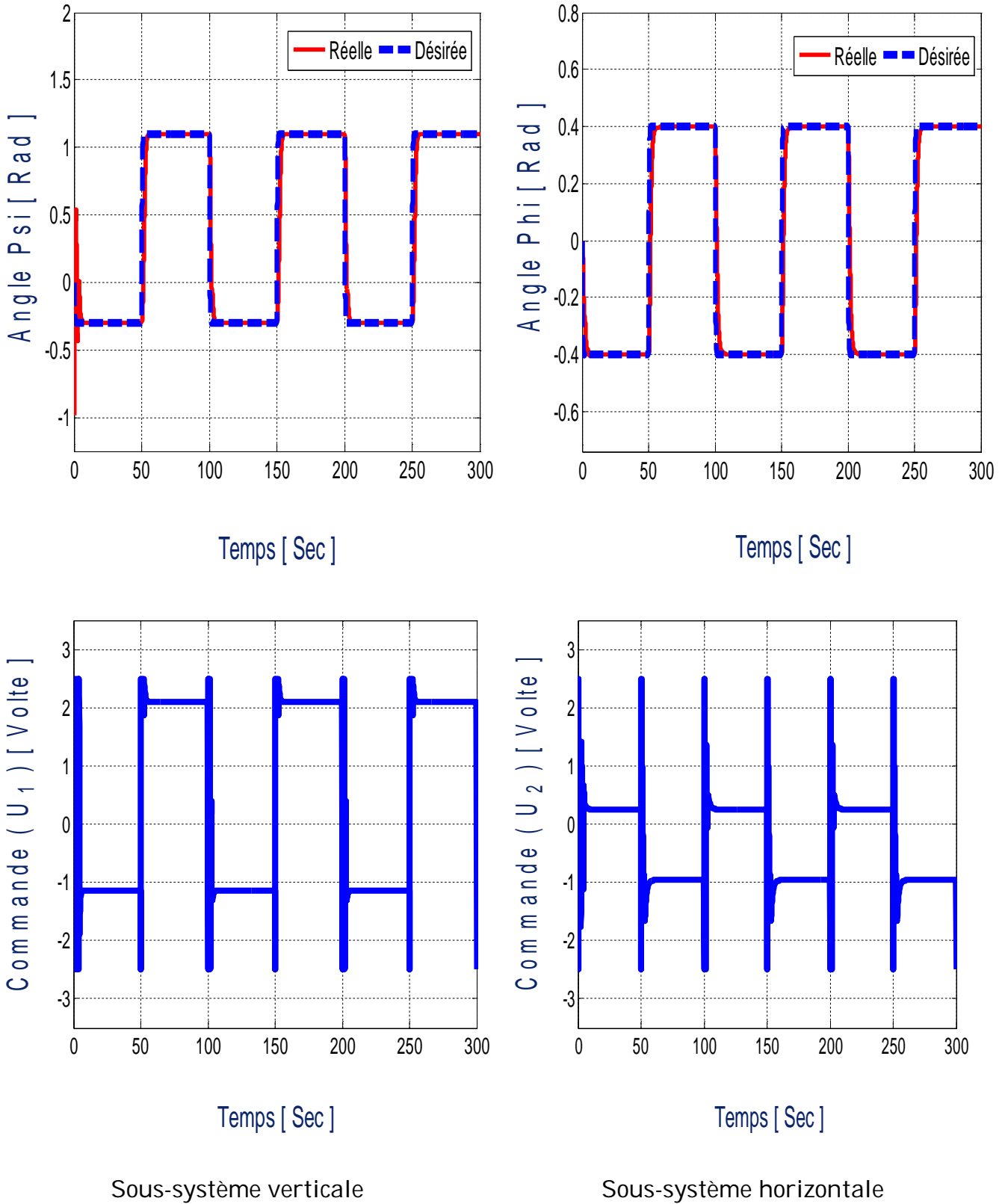


Figure IV.6 Résultats de l'association commande et observateur appliquée au système TRMS avec une consigne carrée.

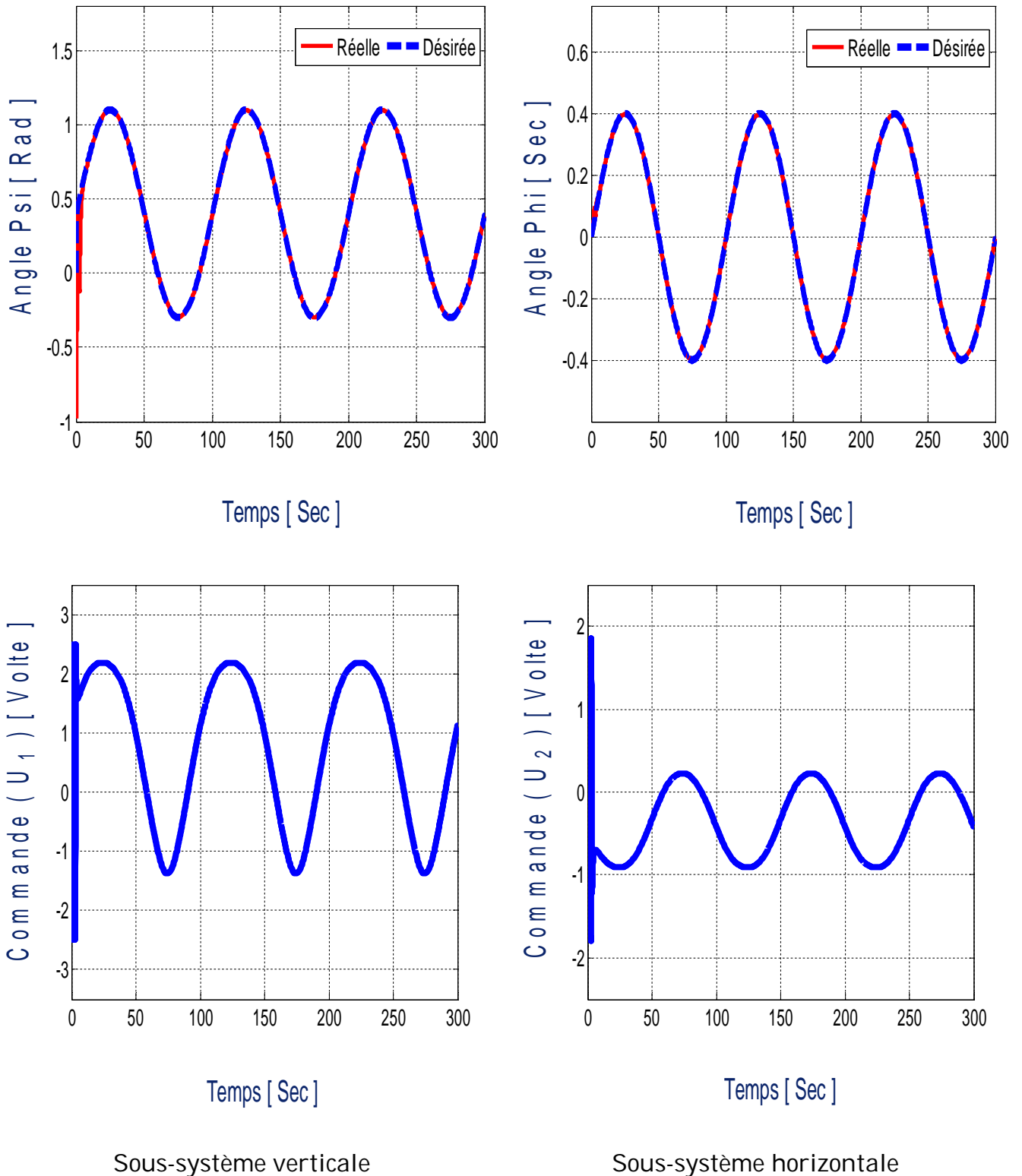


Figure IV.7 Résultats de l'association commande et observateur appliquée au système TRMS avec une consigne sinusoïdale.

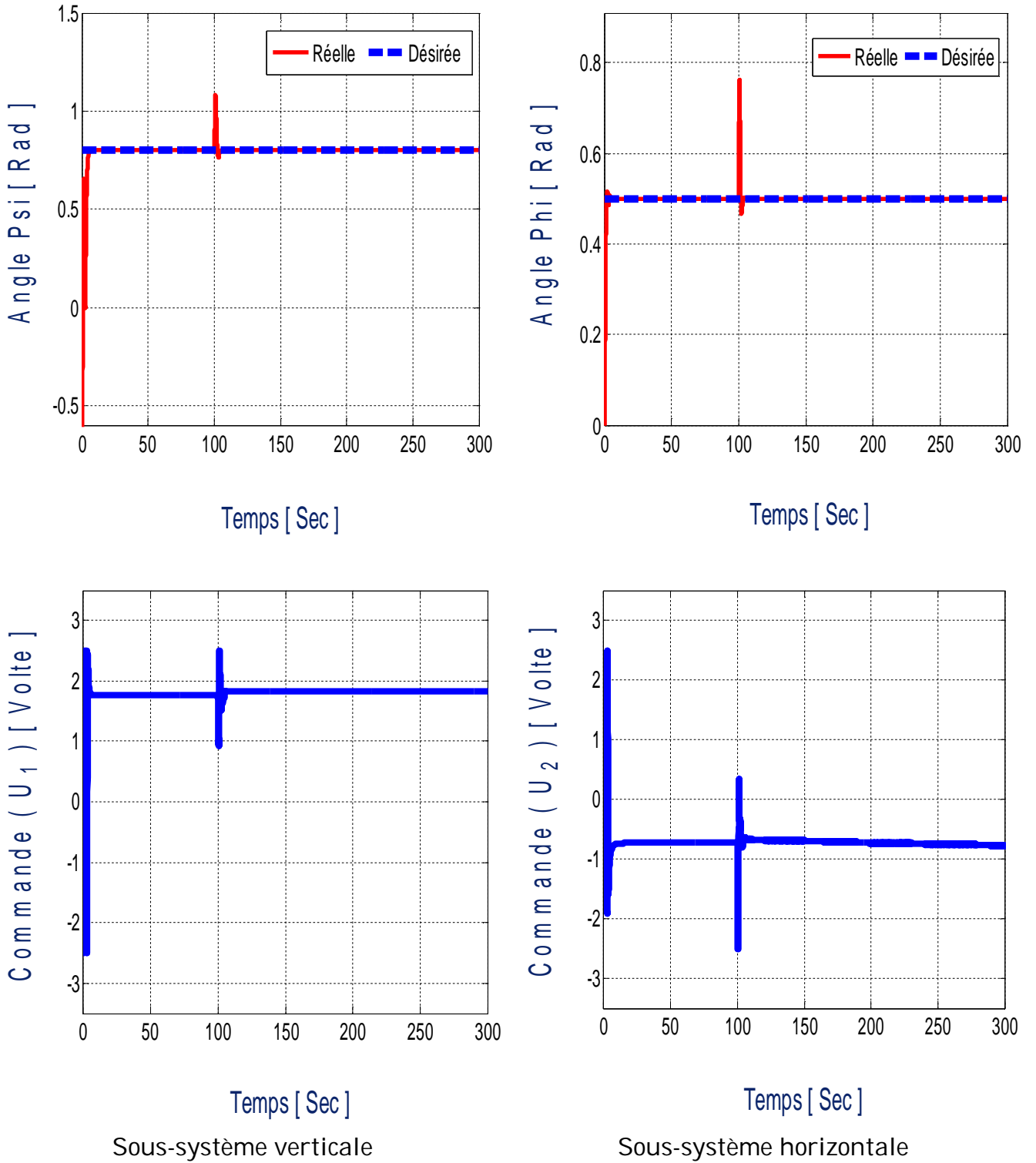


Figure IV.8 Stabilisation et perturbation pour système TRMS avec commande par backstepping et observateur à mode glissant

IV. Conclusion

Dans le dernier chapitre, nous avons donné la théorie nécessaire pour la synthèse d'un observateur par mode glissant, et nous avons combiné la commande Backstepping avec cet observateur

Ensuite on va tester la robustesse de cette association travers perturbation applique dans la force aérodynamique.

En fin, Les résultats de simulations obtient montré la fiabilité de cet observateur, et obtenue prouvent la convergence en un temps fini, l'efficacité et la robustesse de cette association.



CONCLUSION GENERALE :



Conclusion générale

Par ce travail, nous avons abordé un thème d'actualité dans le domaine de la commande des systèmes complexes. Nous avons présenté la commande du système physique non linéaire TRMS en utilisant la technique avancée de l'automatique telle que la commande par backstepping.

Le TRMS sont des systèmes complexes non linéaires, multi-variables, instables notamment en mode de vol quasi-stationnaire et présentent une dynamique fortement couplée. Le problème traité consiste à garantir en premier lieu la stabilité de ces systèmes ainsi que la poursuite de trajectoire avec plus ou moins des performances acceptables vis-à-vis le milieu de navigation.

Le premier chapitre nous présentons les drones, leurs classifications, leurs champs d'application ainsi que l'analyse bibliographique des différentes techniques de commande des drones.

Dans le deuxième chapitre, nous avons commencé par le principe du vol des hélicoptères, et la présentation détaillée du simulateur d'hélicoptère et en suite développer un modèle mathématique du système TRMS en se basant sur les lois fondamentales de la mécanique du processus. Le modèle obtenu régi par un système d'équations fortement non linéaires présente une dynamique instable en boucle ouverte.

Le chapitre suivant a permis de rappeler les bases générales de la théorie de backstepping pour calculer la commande, et après déterminer cette commande nous appliquons sur le système (TRMS) couplé sur matlab simulink, les résultats obtenus montrent que la méthode de backstepping est très efficace pour commander un système non linéaire, et la méthode de backstepping fonctionne pour toutes les conditions.

En outre la méthode de backstepping évite le recours à la linéarisation et le réglage de gain le seul réglage nécessaire sert à améliorer la performance du système.

Cette commande étant en boucle fermée, la connaissance des valeurs instantanées des variables d'état est nécessaire. Néanmoins, la mesure de ces variables nécessite l'utilisation de capteurs très coûteux. Il devient donc judicieux de pouvoir capter ces variables à l'aide d'un observateur d'état. Nous avons alors développé un observateur d'état par modes glissants basé sur un modèle exact. Les résultats de simulations ont montré la fiabilité de cet observateur.

Perspectives

A l'issue des travaux réalisés, ce mémoire ouvre de nouvelles perspectives de recherche parmi lesquelles nous citons :

- Mise en œuvre expérimentale des lois de commande développées sur le TRMS .
- Généraliser l'étude des lois de commande proposées pour le cas discret.
- Utilisation des algorithmes d'optimisation pour la détermination des différents paramètres de la loi de commande.
- La reformulation des méthodes développées dans un contexte adaptatif.
- Validation des commandes proposées sur d'autres types des avions sans pilote.
- L'utilisation des observateurs mode glissant d'ordres supérieurs pour avoir des meilleurs résultats et résoudre surtout le problème de chattering.

Références bibliographiques

- [1] Aiouani H., Boudjatit D., « Commande Hybride Tolérante aux Défauts. Application au Simulateur D'hélicoptère TRMS », Projet de Fin D'études d'Ingénieur d'Etat en Automatique, Ecole National, Polytechnique 10 Avenue Hassan Badi BP182E1, Harrach, 2009.
- [2] Alma, A., « Commande à Base d'observateurs d'état Non Linéaires d'un Simulateur d'hélicoptère », Mémoire de Magister, Département du Génie Electrique, Spécialité Automatique, Ecole Nationale Polytechnique, Algérie, 2006.
- [3] Chakib Sosse Alaoui, M., « Commande et Observateur par Modes glissants d'un Système de Pompe et d'un Bras Manipulateur », Thèse de Doctorat, Université Sidi Mohammed Ben Abdallah, Maroc, 2009.
- [4] Nait Slimani B., « Synthèse D'observateurs : Application au Diagnostic de Défauts », Mémoire de Magister, Université de Tizi-Ouzou, 2007.
- [5] C.A. Patel, « Building a Test Bed for mini Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle with protective Shroud », Master of Science thesis, Graduate School of Wichita, USA, 2006.
- [6] NAIDJI, O., « Commande à structure variable appliquée au simulateur de vol d'hélicoptère », Thèse de master, Département de génie électrique, Université de M'sila, 2012.
- [7] Y. Ameho, « Du pilotage d'une famille de drones à celui d'un drone hybride via la commande adaptative », Thèse de doctorat, Université de Toulouse, France, 2013.
- [8] Twin Rotor MIMO System Control Experiments Manual 33-949S, Ed01 122006, Feedback Part No. 1160-33949S, Feedback Instruments Ltd, Park Road, Crow Borough, East Sussex, TN6 2QR, UK, 2006.
- [9] Koehl, A., « Modélisation, Observation et Commande d'un Drone Miniature à Birotor Coaxial », Thèse de doctorat, Département de formation doctorale en automatique Ecole doctorale IAEM Lorraine UFR Sciences et Technologies, Centre de Recherche en Automatique de Nancy, France, 2012.
- [10] P. Castillo, R. Lozano and A.E. Dzul, « Modelling and Control of Mini- Flying Machines », Springer - Verlag London, 2005.

Références bibliographiques

- [11] All the world's Rotorcraft, www.aviastar.org.
- [12] Abdeslam, H., Ben Allègue, L., « Synthèse et Implémentation Pratique De Lois De Commande Hybrides Multi-Contrôleurs, Application au Simulateur D'hélicoptère », Projet De Fin D'études, Ecole Nationale Polytechnique, Algérie, 2008.
- [13] Ben Chaabane, A., « Commandes Hybrides Neuro -glissantes et Neuro Floues-glissantes Appliquées au Simulateur D'hélicoptère TRMS », Mémoire de Magister, Ecole Nationale Polytechnique, Algérie, 2011.
- [14] Zeghlache,S., Chemachema,M., and Bouguerra, A., « Feedback Linearization Control of A Helicopterlike Twin Rotor MIMO System in Coupled Configuration »,12th International Conference on Sciences and Techniques of Automatic Control & Computer Engineering, Sousse, Tunisia, pp. 348–357, 2011.
- [15] Ghellab, M., « Commande à Structure Variable Appliquée au Simulateur de Vol D'hélicoptère », Mémoire de Magister, Département de Génie Electrique, Ecole Nationale Polytechnique, Algérie, 2010.
- [16] Chikh Bey Ahmed,F., « Commande Floue d'un Twin Rotor », Mémoire de Master Académique , Département D'électronique et des Télécommunications , Université kasdi Merbah, Ouargla, 2014.
- [17] Moussaoui,Z., M.N. Hadjali,« Commande à Base D'observateurs D'état. Application au Simulateur D'hélicoptère TRMS », Projet de Fin D'études, Ecole Nationale Polytechnique, Algérie, 2010.
- [18] Ahmad, S. M., Chipper field ET M.O. Tokhi, A.J., « Dynamic Modeling of a Two Degree of-Free Dom Twin Rotor Multi-Input Multi-output System »Proc. IEE United King Dom Automatic Control Conference (UKACC2000), Cambridge, UK, 2000.
- [19] Bouguerra,A., « Commande Tolérante aux Défauts d'un Appareil à Vol Vertical », Thèse de Doctorat, Département D'électronique , Université Mohamed Boudiaf, m'sila, 2015.
- [20] Kanellakopoulos,I., Kokotovic,P.V., and Morse,A.S., « Systematic Design of Adaptive Controllers for Feedback Linearizable Systems », IEEE Transactions on AutomaticControl, 36(11):pp. 1241-1253, 1991.

- [21] Zeghlache,S., « Commande Non Linéaire d'un Appareil à Vol Vertical », Thèse de Doctorat, Département D'électronique, Université de M'sila, 2014.
- [22] Tian Yang, « Une contribution à L'observation et à L'estimation des Systèmes Linéaires », Thèse de Doctorat, Ecole Centrale de Lille, 2010.
- [23] Bouchareb,H., « Observateur Non Linéaire Mode Glissant », Mémoire de Magister, Université Ferhat Abbas I-UFAS, Sétif, 2013.
- [24] Herman,R., « Nonlinear 52 Controllability and Observability ». IEEE Transactions on Automatic Control, 22(5):728-740, 1977.
- [25] Malek Ghanes, « Observation et Commande de la Machine Asynchrone Sans Capteur Mécanique », Thèse de Doctorat, Ecole Centrale de Nantes, 2005.
- [26] Busawon, K., Farza, M., and Hammouri, H., « A Simple Observer for a Class of Non Linear Systems », Applied Mathematics Letters V.11, N°.33, pp.27-31, Elsevier, 1998.
- [27] Hammouri, H., ETI.Kupka J. P.Gauthier, « Observers for Non Linear Systems », Decision and Control, Proceedings of the 30th IEEE Conference, Issue, pp1483- 1489, 1991.
- [28] Hammouri,H., and J. De Leon Morales, « Observer Synthesis for State-affine Systems », Decision and Control, Proceedings of the 29th IEEE Conference on V.2, Issue, pp.784-785, 1990.
- [29] Luenberger, D.G., « An Introduction to observers », IEEE Transactions on Automatic Control V.16, N°.6, pp.596-602, 1971.
- [30] Farida,B.,« Conception de Stratégies de Commande et D'observateur Pour un Convertisseur Multicellulaire Approche Hybride », Mémoire de Magister, Département de Génie Electrique, Ecole Nationale Polytechnique, Algérie, 2008.

Références bibliographiques

- [a] https://www.google.dz/search?q=helicopter+tris+rotor&sa=X&tbm=isch&tbo=u&source=univ&ved=0ahUKEwiqxuO_1aPTAhWClxoKHRrvAzkQsAQIJA&biw=1366&bih=638

- [b] https://www.google.dz/search?q=applications+civiles+de+vol+d%27un+h%C3%A9licopt%C3%A8re&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=0ahUKEwir1KXKuKfTAhUDcRQKHS3XAi4Q_AUICCGD&biw=1366&bih=638#imgrc=VF8-JHdq6oz2nM:

- [c] https://www.google.dz/search?q=applications+civiles+de+vol+d%27un+h%C3%A9licopt%C3%A8re&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=0ahUKEwir1KXKuKfTAhUDcRQKHS3XAi4Q_AUICCGD&biw=1366&bih=638#tbm=isch&q=Surveillance+des+lignes+%C3%A9lectriques&imgdi=K87u5rfQxie13M:&imgrc=4GKWn8lnwyh9sM:

- [d] https://www.google.dz/search?q=applications+civiles+de+vol+d%27un+h%C3%A9licopt%C3%A8re&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=0ahUKEwir1KXKuKfTAhUDcRQKHS3XAi4Q_AUICCGD&biw=1366&bih=638#tbm=isch&q=Support+au+combat+h%C3%A9licoptaire&imgdi=bfYUemx01svCMM:&imgrc=JVodd896y_g9rM:

ملخص

هذا العمل يهدف الى ايجاد استراتيجيات التحكم و الملاحظة ، بداية قمنا بتقديم و توضيح النموذج الرياضي اللاخطي لجهاز (TRMS)، ثم قمنا بدراسة نظرية للتحكم بالرجوع المرحلي و الملاحظ اللاخطي بالنمط الانزلاقي . و في الأخير قمنا بتطبيق نظام التحكم المحصل عليه بالاشتراك مع الملاحظ على جهاز المحاكاة لطائرة الهليكوبتر مرفوقة بالنتائج الموضحة .

كلمات مفتاحية: النظام اللاخطي، التحكم بالرجوع المرحلي، ملاحظ لاخطي بالنمط الانزلاقي، TRMS

Résumé

Le présent travail a pour objet la synthèse de stratégies de commande et d'observateur permettant l'équilibrage en boucle fermée au simulateur de vol d'hélicoptère, en utilisant des approches issues de la théorie de la commande par backstepping et L'étude de l'observabilité et le développement d'un observateur par mode glissant. En suite ont été synthèses puis appliquées au TRMS en mode couplé en utilisant une structure de commandes par backstepping associe avec observateur à mode glissant et en fin des résultats de simulations ont été présentés.

Mots clés : Système non linéaire, Backstepping, Observateur non linéaire à mode glissant, TRMS