

**EPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET  
POPULAIRE MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE  
LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE**



**UNIVERSITE MOHAMED BOUDIAF - M'SILA**

**FACULTE DE TECHNOLOGIE**

**DEPARTEMENT DE GENIE ELECTRIQUE**

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

**SPECIALITE : AUTOMATIQUE**

**THEME**

---

**Commande Hybride Robuste avec Gain Adaptatif  
Sans/Avec Observateur  
Appliquée à un Hélicoptère Autonome**

---

**Proposé et dirigé par :**

**Mr. GHELLAB Mohamed zinelaàbidine**

**Présenté par :**

**Rouane Sara**

**Rouane Nor Elhoda**

**Année Universitaire: 2020/2021**

N° d'ordre: AUT\_

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

أَوَّلُ عِلْمٍ أَنْتَ كَلَّمَكَ اللَّهُ عَلَيْهِ السَّلَامُ

وَأَنْ أَعْمَلَ صَالِحًا يَرْضَاهُ وَأَدْخِلَنِي بِرَحْمَتِكَ  
فِي عِبَادِكَ الصَّالِحِينَ

ملخص:

الهدف من العمل المقدم في هذه المذكرة هو دراسة التحكم في المتانة بدون أجهزة استشعار ميكانيكية لنظام SMRT. هذا العمل يعرض التحكم في جهاز محاكاة الطيران لطائرة هليكوبتر SMRT بعد وصف وتقديم الجهاز والنمذجة الديناميكية مع الاخذ بعين الاعتبار الظواهر الفيزيائية المختلفة، والتي يمكن ان تؤثر على ديناميكيات هيكل الطيران. بعد ذلك درسنا وحدة التحكم في الوضع المنزلق (GMC) من اجل جعل التحكم قويا ضد حالات الارتياح، تقدم إشارة التحكم التي تم الحصول عليها بواسطة (GMC) اختلافات مفاجئة بسبب ظاهرة الثرثرة. من اجل تقليل تأثيرات هذه الظاهرة على تذبذب في اداء التحكم على SMRT قمنا بعمل ارتباط بين المنطق الضبابي والعمل الانزلاقي، والاتجاه الاخر الذي اتبعناه هو تركيب وضع التحكم الهجين الانزلاق الضبابي مع كسب تكيفي تم اقتراحه من اجل تحسين المتانة فيما يتعلق بالاضطرابات والتغيرات البارامترية ل SMRT. كما تطرقنا الى دراسة المراقب عن طريق الانزلاق المطبق على SMRT الذي يتحكم فيه النهج الهجين.

كلمات مفتاحية: المتانة، أجهزة استشعار ميكانيكية، SMRT، الوضع المنزلق، المنطق الضبابي، التحكم الهجين، الانزلاق الضبابي، كسب تكيفي، المراقب.

### Résumé :

L'objectif du travail présenté dans cette mémoire est l'étude de la commande robuste sans capteurs mécaniques de la TRMS. Ce mémoire présente la commande d'un simulateur de vol d'un hélicoptère TRMS, après avoir décrit et présenté le simulateur et la modélisation dynamique d'hélicoptère birotor type TRMS tenant compte les divers phénomènes physiques, qui peuvent influencer la dynamique d'une structure volante. Ensuite, nous avons étudié le contrôleur par mode glissant CMG dans le but de rendre commande robuste envers les incertitudes, Les signaux de commande obtenue par la CMG, présente des fréquences élevés dues au phénomène de broutement (chattering). Afin de réduire les effets de cette phénomène sans détériorer les performances de contrôle au TRMS, on a fait une association entre la logique floue et le mode de glissement, L'autre direction que nous avons suivie est synthétiser un Commande hybride mode glissant-floue avec gain adaptatif a été proposée afin d'améliorer la robustesse vis-à-vis des perturbations et variations paramétriques du TRMS. L'étude d'un observateur par mode glissant appliqué à un TRMS commandé par l'approche hybride est ensuite présentée.

**Mots clés :** Robustesse, capteurs mécaniques, TRMS, mode glissant, logique floue, commande hybride, glissant floue, Gain adaptatif, observateur.

# *REMERCIEMENT*

*En premier lieu, nous tenons à remercier ALLAH le tout puissant, qui nous a donné la force et le courage pour accomplir ce travail.*

*Pour la réalisation de ce mémoire, nous tenons à exprimer notre gratitude à Docteur GH'ELLAB MED ZINELABIDINE, pour la confiance qu'il nous a témoignée en nous accueillant dans son équipe et en acceptant l'encadrement de nos travaux. Aussi nos plus vifs remerciements vont aussi aux membres du jury qui ont bien voulu nous honoré en acceptant d'examiner notre travail. Nos vifs remerciements vont aussi à tous ceux qui ont contribué à la réalisation de ce travail et à tous ceux qui nous ont aidé à vaincre les nombreuses difficultés rencontrer toute au long de la durée de ce mémoire de Master.*

*Nous exprimons, enfin, notre infinie gratitude à nos chers parents et à nos frères et sœurs en reconnaissance de leurs sacrifices, aides, soutiens et encouragements réussite de ce travail.*

*Sara et Houda*

# *Dédicaces*

*Je dédie ce travail*

*À mon père ROUANE Ahmed qui m'a supporté toujours*

*À ma chère mère et précieuse maman Warda*

*À mon cher mari AbdelBakí Bakrí*

*À mes frères surtout Nabil, Mohamed Et le petit Mehdi*

*À mes proches de mes sœurs surtout ma cousine Nor el*

*Houda et mon amie Khadidja et Chaima*

*À mes grands- parents*

*À toute la famille ROUANE sans oublier les familles*

*BAKRI*

*À ceux que j'aime et qui m'aiment*

*À mes amis et mes collègues de la promotion 2021*

*« Automatique ».*

*À mes amis (chaque un à son nom).*

*Pour vous tous, Merci*

*R. Sara*

# *Dédicaces*

*Je dédie ce travail*

*À mon père ROUANE Abdelkader qui m'a supporté  
toujours*

*À ma chère mère et précieuse maman Nadjia*

*À mon cher mari AbdelBaki Mokrane*

*À mes frères surtout Islam, Mohamed Et Mehdi*

*À mes proches de ma sœur Sara, ma cousine Sara et mon  
amie Meriem Et Chaïma*

*À mes grands- parents*

*À toute la famille ROUANE sans oublier les familles  
MOKRANE*

*À ceux que j'aime et qui m'aiment*

*À mes amis et mes collègues de la promotion 2021*

*« Automatique ».*

*À mes amis (chaque un à son nom).*

*Pour vous tous, Merci*

*R. Nor el Houda*

# Table des Matières

<b>Table des Matières.....</b>	<b>I</b>
<b>Liste des Figures.....</b>	<b>V</b>
<b>Liste des Tableaux.....</b>	<b>VII</b>
<b>Introduction générale.....</b>	<b>1</b>
 <i>Chapitre I : Modélisation d'un hélicoptère TRMS à 2DDL</i>	
I.1 Introduction .....	5
I.2 Présentation du système de simulateur d'hélicoptère TRMS .....	5
I.3 Description du système TRMS .....	5
I.4 Modélisation de Simulateur d'hélicoptère .....	6
I.4.1 Modèle dynamique .....	6
I.4.1.1 Sous système d'élévation .....	7
I.4.1.2 Sous système d'azimut .....	9
I.4.2 Le modèle couplé .....	10
I.4.3 Le modèle découplé .....	12
I.4.3.1 Modèle 1 DDL vertical .....	12
I.4.3.2 Modèle 1DDL horizontal .....	12
I.4.4 Réponse en boucle ouverte .....	13
I.5 Conclusion .....	13
 <i>Chapitre II : Commande d'un système TRMS à 2DDL</i>	
II.1 Introduction .....	15
II.2 Système a structure variable .....	15
II.3 Théories des modes glissants .....	16
II.4 conception de la commande par mode glissant .....	17
II.4.1 Choix des surfaces de glissement .....	17
II.4.2 condition de convergence .....	18
II.4.2.1 fonction direct de commutation .....	18
II.4.2.2 Fonction de LYAPUNOV .....	18
II.4.3 calcul de la commande .....	19
II.4.4 Elimination du phénomène du broutement (chattering) .....	19

II.4.5	Domaine d'application du réglage par mode glissant .....	21
II.4.6	Les avantages de commande par mode glissant .....	21
II.5	Application de la commande par mode glissant au TRMS .....	22
II.6	Résultat de simulation .....	26
II.6.1	Test de poursuite de trajectoire .....	27
II.6.2	Test de poursuite de trajectoire sinusoïde.....	27
II.7	Représentation de la commande par mode de glissant .....	28
II.7.1	Commande hybride mode glissant floue .....	28
II.7.1.1	Théorie de La logique floue .....	28
II.7.1.2	Principe de la logique floue .....	28
II.7.1.3	Les éléments de base de la logique floue.....	29
II.7.1.4	La Commande floue.....	30
II.7.1.4.1	Base de règles et définition .....	30
II.7.1.4.2	Interface de Fuzzification.....	31
II.7.1.4.3	Mécanisme d'inférence .....	32
II.7.1.4.4	Interface de défuzzification .....	33
II.7.1.5	Type de Contrôleurs flou usuels .....	34
II.7.1.6	Application de la Commande glissant Floue (GF) .....	34
II.7.1.6.1	Fonctions d'appartenance .....	35
II.7.1.6.2	Méthode d'inférence .....	37
II.7.1.6.3	Méthode de défuzzification .....	37
II.7.1.7	Résultats de simulation .....	37
II.7.1.7.1	Test de poursuite de trajectoire .....	38
II.7.1.7.2	Test de poursuite de trajectoire sinusoïde.....	38
II.7.2	Commande par mode de glissement avec une approche adaptative .....	39
II.7.2.1	Différentes techniques de commande adaptative .....	39
II.7.2.1.1	Commande adaptative à modèle de référence .....	40
II.7.2.1.2	Commande adaptative auto-ajustable .....	41
II.7.2.2	L'application de la Commande Hybride floue- Glissante Adaptatif .....	42
II.7.2.2.1	Fonctions d'appartenance .....	42
II.7.2.2.2	Table des règles floues .....	43
II.7.2.2.3	la surface de superviseur .....	44
II.7.2.2.4	Méthode d'inférence .....	44

II.7.2.2.5 Méthode de défuzzification .....	44
II.7.2.3 Résultats de simulation .....	45
II.7.2.3.1 Test de poursuite de trajectoire carré.....	46
II.7.2.3.2 Test de poursuite de trajectoire sinusoïde.....	46
II.7.2.4 Conclusion .....	47

## Chapitre III : Synthèse d'Observateur

III.1 Introduction.....	49
III.2 Généralité sur les Observateurs .....	49
III.2.1 Observabilité d'un système non linéaire .....	49
III.2.1.1 Condition de rang d'observabilité .....	49
III.2.2 Types d'observateurs .....	50
III.3 Commande hybride robuste à base d'Observateur d'état .....	51
III.3.1 Théorie des observateurs à modes glissants .....	51
III.3.1.1 Principes de fonctionnement de l'observateur.....	51
III.3.1.2 Etapes de dimensionnement de l'observateur.....	51
III.3.2 Développement d'un observateur à modes glissants pour un TRMS .....	53
III.3.2.1 Equation de l'observateur à modes glissants .....	53
III.3.2.2 Condition de convergence .....	54
III.4 Résultat de simulation .....	54
III.4.1 Commande par mode glissant avec un observateur .....	55
III.4.1.1 Test de poursuite de trajectoire.....	55
III.4.1.2 Test de poursuite de trajectoire sinusoïde .....	55
III.4.2 Commande par mode glissant flou avec un observateur.....	56
III.4.2.1 Test de poursuite de trajectoire.....	56
III.4.2.2 Test de poursuite de trajectoire sinusoïde .....	56
III.4.3 Commande flou-glissant adaptatif avec un observateur .....	57
III.4.3.1 Test de poursuite de trajectoire.....	57
III.4.3.2 Test de poursuite de trajectoire sinusoïde .....	57
III.4.3.3 Test de robustesse .....	58
III.5 Etude Comparative .....	59
III.5.1 Observateur d'état à mode glissant .....	60
III.5.2 Observateur d'état à mode glissant flou .....	61

III.5.3 Observateur d'état à mode glissant avec gain adaptative .....	62
III.6 Conclusion .....	63

# Liste de figures

## Chapitre I

Figure I.1 : Le simulateur d'hélicoptère TRMS.....	5
Figure I.2 : le simulateur TRMS .....	6
Figure I.3 : Configuration du TRMS 33-949S.....	7
Figure I.4 : Schéma bloc du système TRMS 33-949S.....	12
Figure I.5 : Réponse du système en boucle ouvert .....	13

## Chapitre II

Figure II.1 : Différents modes pour la trajectoire dans le plan de phase .....	16
Figure II.2 : Trajectoire de l'état vis-à-vis la surface de glissement .....	19
Figure II.3 : phénomène de réticence .....	20
Figure II.4 : Schéma bloc de la commande par mode glissant appliquée à l'hélicoptère a deux degrés de liberté (TRMS) .....	22
Figure II.5 : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire carrée : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande .....	27
Figure II.6 : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire sinusoïdale : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande .....	27
Figure II.7 : La différence entre la logique floue et La logique classique .....	29
Figure II.8 : Types de fonctions d'appartenance.....	30
Figure II.9 : Architecture générale d'un contrôleur flou .....	30
Figure II.10 : Fuzzification pour une mesure précise .....	32
Figure II.11 : Fuzzification pour une mesure imprécise.....	32
Figure II.12 : Schéma bloc de la commande hybride glissant-flou appliquée à l'hélicoptère a deux degrés de liberté (TRMS) .....	35
Figure II.13 : Fonctions d'appartenance pour les variables d'entrée s, ds .....	36
Figure II.14 : La surface de régulateur flou .....	37
Figure II.15 : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire carrée : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande .....	38
Figure II.16 : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire sinusoïdale : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande .....	38

Figure II.17 : structure de base d'une commande adaptative.....	40
Figure II.18 : Schéma de principe de la commande directe MRAC.....	41
Figure II.19 : Schéma principe de la commande adaptative indirecte MIAC .....	41
Figure II.20 : Contrôleur flou de supervision .....	42
Figure II.21 : Fonctions d'appartenance pour les entrées (e et de) et la sortie $K_j$ .....	43
Figure II.22 : Surface du contrôle flou de gain $K_j$ .....	44
Figure II.23 : Schéma fonctionnel de la commande par glissant flou avec gain adaptatif .....	45
Figure II.24 : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire carrée : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande .....	46
Figure II.25 : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire sinusoïdale : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de .....	46

## Chapitre III

Figure III.1 : Schéma fonctionnel de l'observateur à mode glissant.....	52
Figure III.2 : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire carrée : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande.....	55
Figure III.3 : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire sinusoïdale : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande.....	55
Figure III.4 : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire carrée : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande.....	56
Figure III.5 : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire sinusoïdale : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande.....	56
Figure III.6 : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire carrée : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande .....	57
Figure III.7 : Evaluation des gains de commutations .....	57
Figure III.8 : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire carrée : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande.....	58
Figure III.9 : Evaluation des gains de commutations .....	58
Figure III.10 : Réponses du système et signaux de commande avec Observateur. ....	59
Figure III.11 : Comparaison qualitatif de commande mode glissant avec un observateur .....	61
Figure III.12 : Comparaison qualitatif de commande mode glissant flou avec un observateur .....	62

Figure III.13 : Comparaison qualificatif de commande mode glissant à gain adaptative avec un Observateur.....62

# *Liste des tableaux*

## Chapitre I

Tableau I.1 Paramètres du modèle de TRMS 33-949S.....	11
---	----

## Chapitre II

Tableau II.1 fonctions permettant de réduire le phénomène de chattering .....	20
Tableau II.2 : les gains de la commande glissant .....	28
Tableau II.3 : Choix des différents opérateurs de la logique floue .....	31
Tableau II.4 : les différents termes linguistiques des variables d'entrées.....	36
Tableau II.5 : les valeurs des variables de sorties d'un régulateur flou .....	36
Tableau II.6 : les paramètres de la commande hybride glissant floue.....	39
Tableau II.7 : Règle d'inférence pour le superviseur du contrôleur CMGFA .....	43
Tableau II.8 : les paramètres de la commande hybride floue-glissante a gain adaptatif .....	47

## Chapitre III

Tableau III.1 : Comparaison quantitative entre les commandes développées avec d'observateur pour le TRMS.....	60
---	----

# *Introduction générale*

## **I. Généralité :**

Pendant des décennies, les chercheurs de tous les domaines s'intéressaient aux systèmes aéronautiques plus particulièrement les chercheurs automaticiens qui se sont penchés sur le problème de la commande des avions et des hélicoptères en effet ces engins sont des systèmes complexes non linéaire multi variable instable dans certaines plages de vol et présentent une dynamique fortement couplée [1].

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 oeuvre. 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 [2].

Le *TRMS* a été développé par feedback instrument Ltd en 1998, depuis cette date, il a fait l'objet de plusieurs travaux de recherche. La plupart de ces recherches étaient basées sur des techniques de commande linéaire et plus récemment sur des approches non-linéaires. De plus, l'utilisation des commandes modernes et intelligentes est plus que nécessaire. Un certain nombre de ces commandes ont été déjà appliquées au système de vol vertical aéronef telles que la commande adaptative, la commande floue, les réseaux de neurones... Les travaux publiés dans la littérature ont montré l'efficacité de ces méthodes et particulièrement pour les systèmes complexes [3] [4] [5].

En automatique et en théorie de l'information, un observateur d'état est une extension d'un modèle représenté sous forme de représentation. Lorsque l'état d'un système n'est pas mesurable ou manque des capteurs, on conçoit un observateur qui permet de reconstruire l'état à partir d'un modèle du système dynamique et des mesures d'autres grandeurs. Depuis des décennies, de nombreuses recherches et des études ont été faites pour annuler le capteur tout en préservant un bon fonctionnement du TRMS [6]. Plusieurs approches ont été proposées dans la littérature, on s'intéresse dans ce qui suit à celle basée sur le modèle de comportement de la TRMS et s'appuie sur des techniques d'observations issues de l'automatique. Des techniques modernes d'automatique tel que le contrôle Robustesse sans capteur de vitesse permet d'atteindre de bonnes performances fonctionnelles avec une installation à faible coût et à volume réduit [7]. L'objectif principal de notre travail fera l'objet d'une étude d'une commande robuste et déterminer le comportement du TRMS à la suite de l'utilisation d'un correcteur. Cette technique de commande introduit des observateurs corrigeant en boucle fermée, donc nous commencerons notre étude par l'introduction d'un observateur par mode glissant destiné à l'estimation des erreurs d'observation.

## **II. Problématique :**

Le problème de la commande des hélicoptères à deux degrés de liberté (TRMS) est traité dans le projet qui vise à développer des lois de commande qui permettent l'amélioration des performances des appareils à vol vertical. Ces véhicules aériens sont des systèmes multi variables, un couplage important et une dynamique instable en boucle ouverte, quelque variable non mesurable, des commandes en boucle fermée sont développées. Elles nécessitent en revanche l'utilisation des variables d'état non mesurable.

L'objectif de ce travail est de trouver une stratégie de commande et un observateur d'état pour un système d'hélicoptère de TRMS.

Ainsi que nous sommes intéressés aux stratégies de commande suivantes :

- 1) Synthèse d'une loi de commande hybride floue-glissante avec une surfaces de glissement d'ordre un pour le système TRMS en présence des perturbations externes.
- 2) Un superviseur flou est conçu pour optimiser les gains de commutation de manière adaptative, a effectivement produit une bonne réponse dynamique pour le simulateur de vol d'hélicoptère TRMS.
- 3) Synthèse d'observateur non linéaire pour le TRMS.

### III. Structure du mémoire :


Le contenu de ce mémoire est structuré en quatre chapitres suivis d'une conclusion générale.

Ces chapitres sont organisés comme suit :

- Dans le **premier chapitre**, nous avons introduit une généralité sur TRMS et leur modélisation, suivie de quelques simulations en boucle ouverte.
- Le **second chapitre** est la première partie consacrée à la commande par mode de glissement avec une surface de glissement linéaire d'ordre 1 pour l'hélicoptère TRMS, et la deuxième partie nous présente une commande hybride floue glissante, appliquée sur le simulateur de vol d'hélicoptère à deux degrés de liberté type TRMS, et la troisième partie nous présente la commande hybride flou-glissant avec gain adaptatif basé sur la logique floue comme étant une nouvelle méthodologie de conception des lois de commande.
- Dans le **troisième chapitre**, nous présentons la synthèse d'observateur d'état non linéaire d'ordre complet à modes glissants sera conçu, afin d'estimer l'état de la TRMS.

Et finalement la dernière partie, nous présentons une étude comparative entre les différentes lois de commandes.

# *CHAPITRE I*



*Modélisation d'un hélicoptère*  
*TRMS à 2DDL*

## I.1 Introduction :

Dans ce chapitre, nous allons étudier le système de vol d'hélicoptère ou TRMS (Twin Rotor Mimo System). Dans notre cas, nous allons décrire la représentation et la description de vol d'hélicoptère, ensuite nous présentons la modélisation de simulateur d'hélicoptère.

## I.2 Présentation du système de simulateur d'hélicoptère TRMS :

La maquette étudiée au nom du TRMS (Twin Rotor Mimo System) est un système multi variable à deux entrées et deux sorties, conçu pour faire approcher le comportement d'un hélicoptère de point de vue commande. Ce dispositif est un système caractérisé par une forte non-linéarité et un couplage considérable ce qui permet aux chercheurs d'étudier, tester et implémenter des nouvelles commandes avant leurs mises en œuvre sur un hélicoptère réel. Le concept de ce système est fourni par la société Feedback spécialisée dans la conception -des équipements d'ingénierie, La maquette est contrôlée par un logiciel fonctionnant sous Matlab. L'acquisition des signaux et l'envoi des commandes sont faits via les cart d'acquisition de la compagnie Advantech .



**Figure I.1:** le simulateur d'hélicoptère TRMS (Twin Rotor MIMO System)

## I.3 Description du système TRMS [8] [9] [10] [11] :

Le TRMS (Twin Rotor Mimo System) est un dispositif de laboratoire conçu dans le but d'expérimenter de nouvelles lois de commandes. 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.

Le TRMS est formé de :

- ✓ 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 contrepois 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. [11]

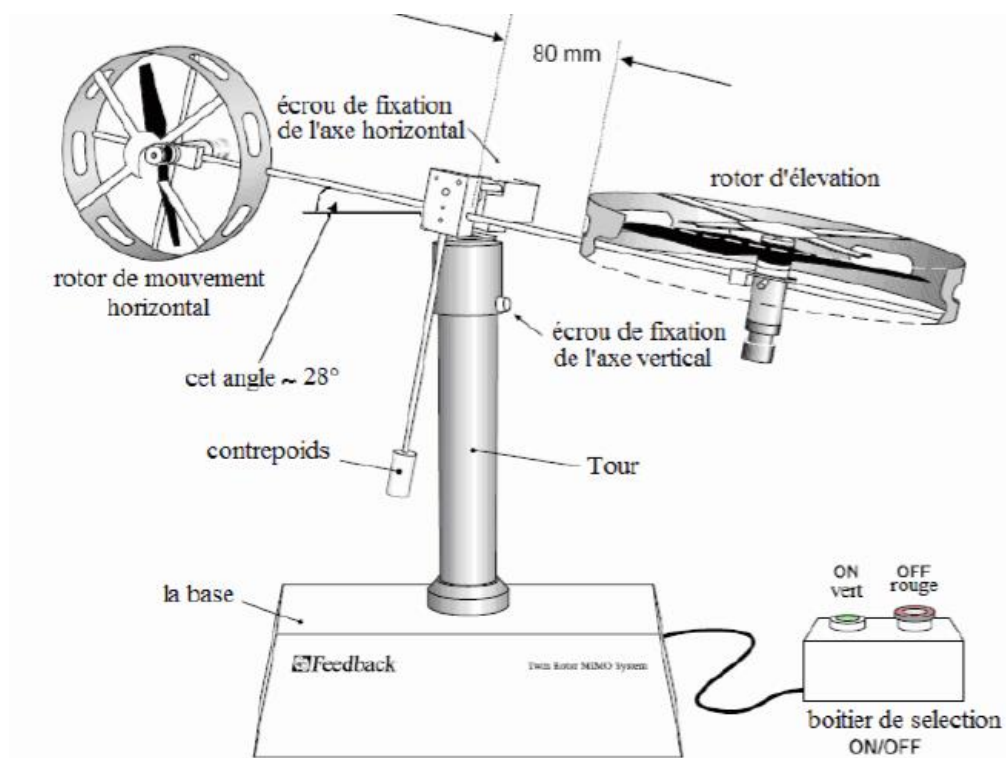


Figure I.2 : Simulateur TRMS

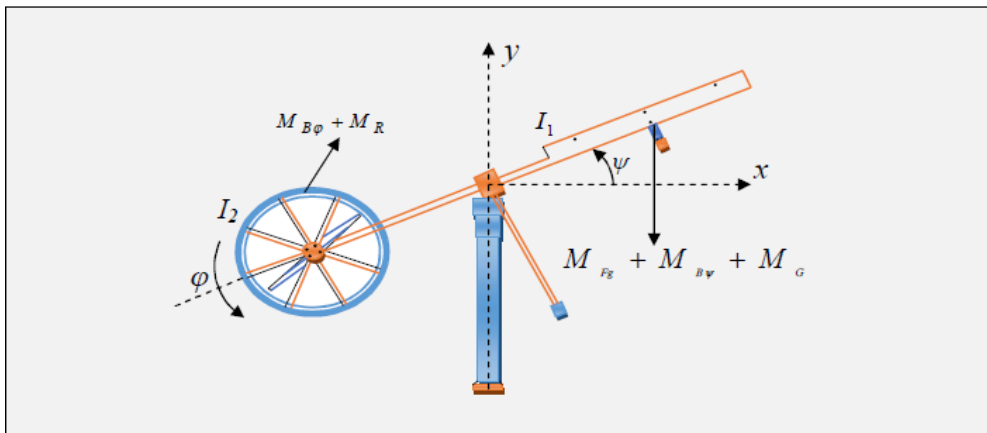
## I.4 Modélisation de Simulateur d'hélicoptère :

### I.4.1 Modèle dynamique :

Le modèle physique est développé sous certaines hypothèses simplificatrices :

- La dynamique des sous-systèmes de propulsion peut être décrite par des équations différentielles du premier ordre.
- les frottements dans le système sont du type visqueux.

- les sous-systèmes hélices-air peuvent être décrits par les postulats de la théorie de l'écoulement aérodynamique.



**Figure I.3 :** 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).

#### I.4.1.1 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 :

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

Avec :

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

Les équations de quantité de mouvement suivantes peuvent être dérivées pour le mouvement vertical :

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

Où :

$M_v$ : Somme des moments dans le plan vertical.

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

$\psi$ : 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 :

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

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

$$M_{B\psi} = B_{1\psi} \cdot \dot{\Psi} \quad (\text{I.6})$$

$$M_G = K_{gy} \cdot M_1 \cdot \phi \cdot \cos(\Psi) - K_{gx} \dot{\phi}^2 \sin(2\Psi) \quad (\text{I.7})$$

Avec :

$\tau_1$ : 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.

$\phi$ : L'angle d'azimut.

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

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

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).

**I.4.1.2 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

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

Avec :

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

De même, le mouvement horizontal est décrit par :

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

Avec :

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

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

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.

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

$\tau_2$ : Couple délivré par le rotor secondaire (horizontal).

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

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

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

$$M_R(s) = \frac{K_c(T_0s+1)}{T_p s+1} \cdot M_1 \quad (\text{I.14})$$

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 :

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

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 :

#### I.4.2 Le modèle couplé :

$$\begin{cases} \ddot{\Psi} = \frac{1}{I_1} \{-M_g \cdot \sin(\Psi) - B_{1\psi} \cdot \dot{\Psi} + K_{gx} \dot{\varphi}^2 \cdot \sin(2\Psi) + (a_1 \tau^2_1 + b_1 \tau)(1 - K_{gy} \cdot \dot{\varphi} \cos(\Psi))\} \\ \ddot{\varphi} = \frac{1}{I_2} \left\{ B_{1\varphi} \dot{\varphi} - \frac{K_c(T_0s+1)}{T_p s+1} (a_1 \tau^2_1 + b_1 \tau_1) + a_2 \tau^2_2 + b_2 \tau_2 \right\} \end{cases} \quad (\text{I.16})$$

Le modèle couplé après de l'étude présente

$$\begin{cases} \frac{d\Psi}{dt} = \dot{\Psi} \\ \frac{d\dot{\Psi}}{dt} = \frac{1}{I_1} \{-M_g \sin(\Psi) - B_{1\psi} \dot{\Psi} + K_{gx} \dot{\varphi}^2 \sin(2\Psi) + (a_1 \tau^2_1 + b_1 \tau)(1 - K_{gy} \dot{\varphi} \cos(\Psi))\} \\ \frac{d\tau_1}{dt} = \frac{K_1}{T_{11}} U_1(t) - \frac{T_{10}}{T_{11}} \\ \frac{d\varphi}{dt} = \dot{\varphi} \\ \frac{d\dot{\varphi}}{dt} = \frac{1}{I_2} \left\{ B_{1\varphi} \dot{\varphi} - \frac{K_c(T_0s+1)}{T_p s+1} (a_1 \tau^2_1 + b_1 \tau_1) + a_2 \tau^2_2 + b_2 \tau_2 \right\} \\ \frac{d\tau_2}{dt} = \frac{K_2}{T_{21}} U_2(t) - \frac{T_{20}}{T_{21}} \end{cases} \quad (\text{I.17})$$

Alors en choisissant comme :

- Entrée :  $U = [U_\psi U_\varphi]$
- Vecteur d'état :  $X = [\Psi \ \dot{\Psi} \ \tau_1 \ \varphi \ \dot{\varphi} \ \tau_2]^T$
- Sortie :  $Y = [\Psi \ \varphi]^T$

On obtient le modèle d'état ci-dessous :

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = \frac{1}{I_1} [-M_g \sin(x_1) - B_{1\psi} x_2 + a_1 x_3^2 + b_1 x_3 - K_{gy} b_1 \cos x_1 x_3 x_5 + K_{gx} a_1 \sin 2x_1 x_5^2] \\ \dot{x}_3 = -\frac{T_{10}}{T_{11}} x_3 + \frac{K_{11}}{T_{11}} U_\psi \\ \dot{x}_4 = x_5 \\ \dot{x}_5 = \frac{1}{I_2} \left[ -B_{1\varphi} x_5 + a_2 x_6^2 + b_2 x_6 - b_1 \frac{K_c(T_0s+1)}{(T_p s+1)} x_3 - a_1 \frac{K_c(T_0s+1)}{(T_p s+1)} x_3^2 \right] \\ \dot{x}_6 = -\frac{T_{20}}{T_{22}} x_6 + \frac{K_{22}}{T_{22}} U_\varphi \end{cases} \quad (\text{I.18})$$

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.

<i>Définition</i>	<i>Symbole</i>	<i>Valeur</i>
Moment d'inertie du rotor vertical	$I_1$	0.068 Kg.m <sup>2</sup>
Moment d'inertie du rotor horizontal	$I_2$	0.02 Kg.m <sup>2</sup>
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	$B_{1\phi}$	0.1 N.m.s/rad
Paramètre d'inertie gyroscopique	$K_{gy}$	0.05 s/rad
Le gain du Moteur 1	$K_{11}$	1.1
Le gain du Moteur 2	$K_{22}$	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	$T_{22}$	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

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

La figure I.4 présente un schéma bloc du TRMS 33-949S :

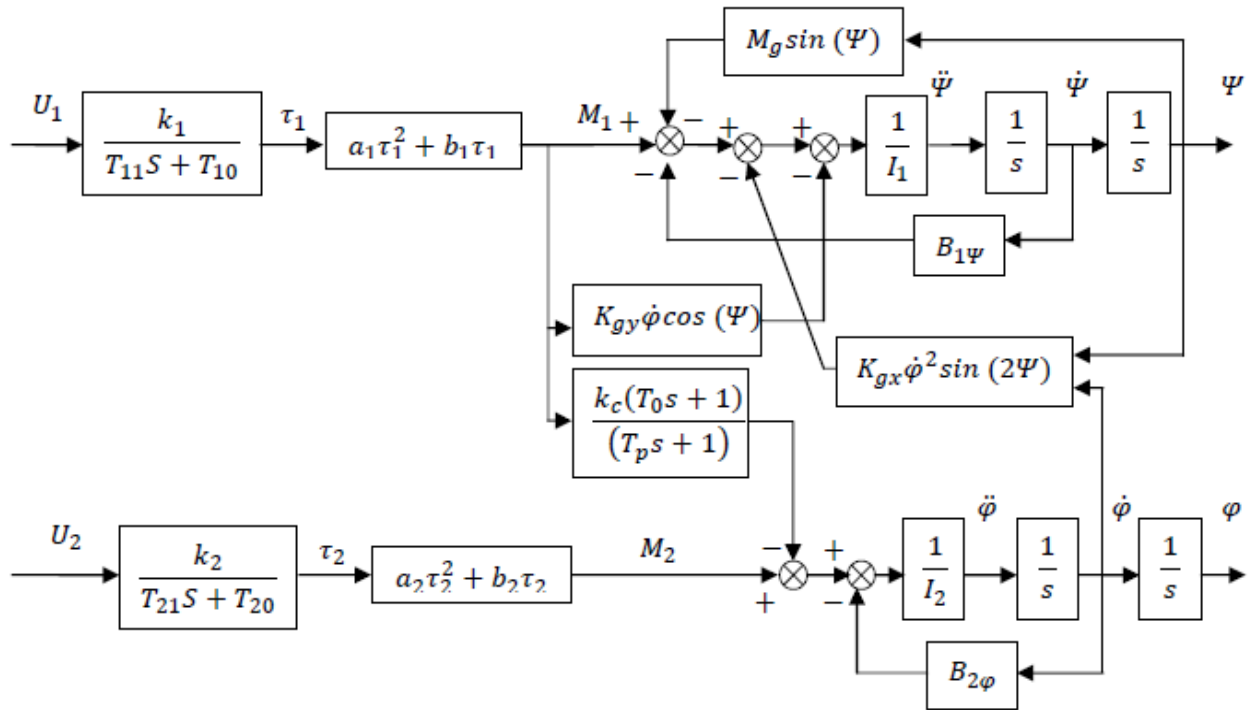


Figure I.4: Schéma bloc du système TRMS 33-949

**I.4.3 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.

**I.4.3.1 Modèle 1 DDL vertical :**

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

On choisit le vecteur d'état suivant :

$X = [\Psi \ \dot{\Psi} \ \tau_1]$  La représentation d'état est alors :

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = \frac{1}{I_1} [-M_g \sin(x_1) - B_{1\psi}x_2 + a_1x_3^2 + b_1x_3] \\ \dot{x}_3 = -\frac{T_{10}}{T_{11}} x_3 + \frac{K_{11}}{T_{11}} U_\psi \end{cases} \quad (I.19)$$

✓ **Remarque :**

Le modèle vertical obtenu ne dépend pas de l'angle d'azimut  $\varphi_h$

**I.4.3.2 Modèle 1DDL horizontal :**

De la même façon que pour le modèle vertical, dans le modèle couplé on pose  $\Psi = \Psi_0$  et  $U_2=0$

Et on choisit comme vecteur d'état.

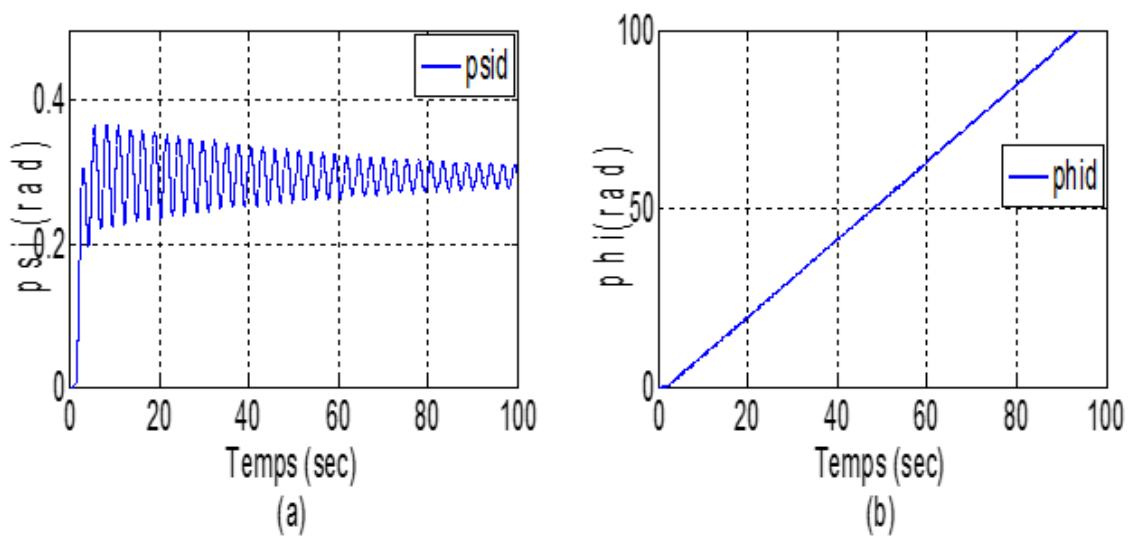
$$X = [\varphi \ \dot{\varphi} \ \tau_2]$$

Le modèle horizontal est ainsi :

$$\begin{cases} \dot{x}_4 = x_5 \\ \dot{x}_5 = \frac{1}{I_2} [-B_{1\varphi} x_5 + a_2 x_6^2 + b_2 x_6] \\ \dot{x}_6 = -\frac{T_{20}}{T_{22}} x_6 + \frac{K_{22}}{T_{22}} U_\varphi \end{cases} \quad (\text{I. 20})$$

#### I.4.4 Réponse en boucle ouverte :

Voici ci-dessous quelques réponses du système en boucle ouverte




**Figure I.5:** Réponse du système pour  $u_v = u_h = 0.5$  avec  $\alpha_{v_0} = 0$  et  $\alpha_{h_0} = 0$

#### I.5 Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons d'abord donné le principe du vol d'un hélicoptère réel. Ensuite nous avons fait une brève description du simulateur (TRMS), ainsi que son principe de fonctionnement. En fin, nous avons introduit le modèle mathématique décrivant le comportement dynamique du système TRMS. Ce modèle est non linéaire et fortement couplé, complexe et multi variable, Le modèle obtenu être utilisé dans les chapitres suivants, pour mettre en œuvre les différentes lois de commande.

# *CHAPITRE II*



*Commande d'un systeme*  
*TRMS à 2DDL*

## II.1 Introduction :

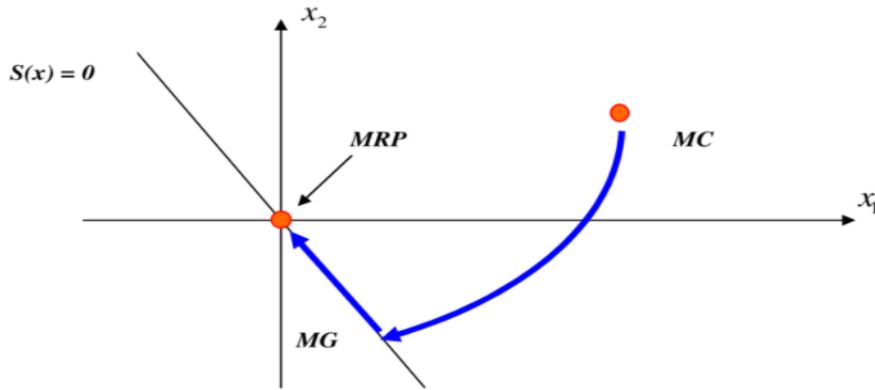
L'objectif principal de cette étape du projet est de déterminer le comportement du TRMS à la suite de l'utilisation d'un correcteur. Il existe plusieurs types de régulateurs, notre choix s'est porté sur trois différentes stratégies de commande. Les lois de la commande dite à structure variable constituent une bonne solution à ces problèmes liés à la commande classique, La commande à structure variable consiste à amener la trajectoire d'état du système bouclé vers une surface de glissement et de faire commuter autour de cette surface jusqu' au point d'équilibre [12]. La commande par mode glissant est caractérisée par une robustesse vis à vis des incertitudes structurelles et des perturbations externes pour la commande de drones. Cependant, l'inconvénient principal associé à cette méthodologie est l'apparition des vibrations (phénomènes de Chattering) dans les actionneurs qui peut endommager le système. Dans ce chapitre, nous considérons la combinaison de la commande par logique floue et la commande par mode glissant. Nous avons synthétisé une commande hybride Floue- glissante dont le but est de réduire le broutement dû au terme de correction. Des résultats de simulation de la commande d'hélicoptère à deux degrés de liberté sont inclus dans ce chapitre pour illustrer les performances des stratégies de commande proposées.

## II.2 Système à structure variable :

La commande à structure variable, par sa nature, est une commande non linéaire [13]. Il est caractérisé par le choix d'une fonction et d'une logique de commutation. Ce choix permet au système de commuter d'une structure à une autre à tout instant. La technique de mode glissant consiste à amener la trajectoire d'état d'un système vers la surface de glissement et de l'y maintenir à l'aide d'une logique de commutation appropriée autour de celle-ci jusqu'au point d'équilibre, d'où le phénomène de glissement [14].

La trajectoire dans le plan de phase est constituée de trois parties distinctes : [15]

- Le mode de convergence « MC »
- Le mode de glissement « MG »
- Le mode du régime permanent « MRP »



**Figure II.1 :** Différents modes pour la trajectoire dans le plan de phase [16].

### II.3 Théories des modes glissants :

L'idée de base de la commande par mode glissant est premièrement d'attirer les états du système dans une région convenablement sélectionnée. En résumé, une commande par mode glissant est conçue en deux étapes :

- ✓ Détermination d'une surface de glissement.
- ✓ Définition d'une loi de commande stabilisante qui pourra contraindre le système avoir le Comportement désiré [17]. Comme il a été présenté précédemment, la commande par mode glissant est un cas particulier de la commande à structure variable appliquée à des systèmes décrits par l'équation suivante (on se limite au cas  $n=2$ ) :

$$\dot{X} = f = \begin{cases} f^+(X, U^+) & \text{si } S(x, t) > 0 \\ f^-(X, U^-) & \text{si } S(x, t) < 0 \end{cases} \quad (\text{II.1})$$

Les champs de vecteur  $U^+, U^-$  sont définis par :

$$\dot{X} = \begin{cases} U^+ & \text{si } S(x, t) > 0 \\ U^- & \text{si } S(x, t) < 0 \end{cases} \quad (\text{II.2})$$

Où  $S(x, t)$  est la fonction de commutation.

La surface de commutation  $S_0$  est définie comme suit

$$S_0 = \frac{x(t)}{s(x,t)} = 0 \quad (\text{II.3})$$

## II.4 conception de la commande par mode glissant :

La conception de la commande par mode de glissement prend en compte les problèmes de stabilité et de bonnes performances de façon systématique dans son approche. La mise en œuvre de cette méthode de commande nécessite principalement trois étapes :

1. Choix des surfaces de glissement.
2. Définition des conditions d'existence et de convergence du régime glissant.
3. Détermination de la loi de commande.

### II.4.1 Choix des surfaces de glissement :

La surface de glissement peut être linéaire ou non linéaire, elle est construite de telle sorte que le système ait toujours une dynamique désirée et est généralement choisie avec un degré relatif égal à un (i.e. la dérivée de la surface  $S(x)$  par rapport au temps fait apparaître explicitement la commande  $U$ ).

En général, pour un système défini par l'équation d'état suivant :

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = f(x, t) + g(x, t) u(t) \\ y = C^T x \quad y \in \mathbf{R}^m \end{cases} \quad (\text{II .4})$$

$$S(x) = \left( \frac{\partial}{\partial t} + \lambda_x \right)^{r-1} e(x) \quad (\text{II .5})$$

Avec :

$e(x)$  : L'écart de la variation à régler :

$$e(x) = x_{ref} - x \quad (\text{II .6})$$

$\lambda_x$  : Est un scalaire qui représente la pente de la surface de glissement, cette dernière est obtenue pour un système du deuxième ordre lorsque :  $S(x, t)=0$

$r$  : Degré relatif, égale au nombre de fois qu'il faut dériver le sorte pour faire apparaître la commande.

**II.4.2 condition de convergence :**

Les conditions de convergences permettent à la dynamique du système de converger vers les surfaces de glissement. Nous retenons de la littérature deux conditions, celles-ci correspondent au mode de convergence de l'état du système.

**II.4.2.1 fonction direct de commutation : [13]**

Cette approche est la plus ancienne. Elle est proposée par Emelyanov et Utkin. Il s'agit de donner à la surface une dynamique convergente vers zéro. Elle est donnée par :

$$\dot{S}(x) \cdot S(x) < 0 \quad (\text{II .7})$$

**II.4.2.2 Fonction de LYAPUNOV : [13]**

La fonction de Lyapunov est une fonction scalaire positive  $V(x) > 0$  pour les variables d'état du système. La loi de commande doit faire décroître cette fonction  $\dot{V}(x) < 0$  L'idée est de choisir une fonction scalaire  $S(x)$  pour garantir l'attraction de la variable à contrôler vers sa valeur de référence et de concevoir une commande  $u$  telle que le carré de la surface correspond à une fonction de Lyapunov. Nous définissons la fonction de Lyapunov comme

Suit :

$$V(x) = \frac{1}{2} S(x)^2 \quad (\text{II .8})$$

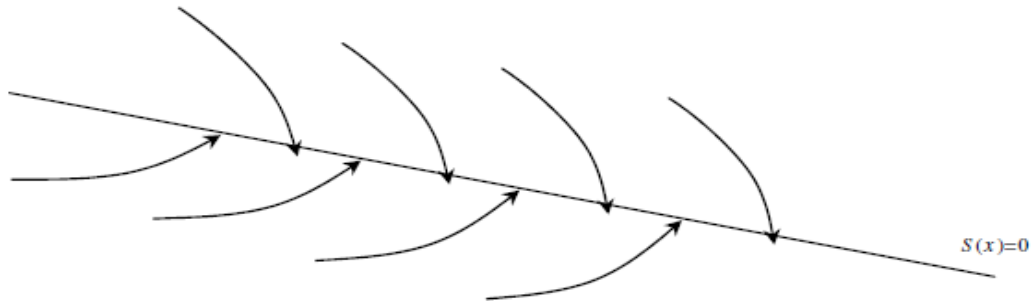
Et sa dérivée par :

$$\dot{V}(x) = \dot{S}(x)S(x) \quad (\text{II .9})$$

Pour que la fonction de Lyapunov décroisse, il suffit d'assurer que sa dérivée est négative. Ceci est vérifié si :

$$\dot{S}(x)S(x) < 0 \quad (\text{II .10})$$

Cette équation montre que le carré de la distance vers la surface, mesuré par :  $S(x)^2$ , diminue tout le temps, contraignant la trajectoire du système à se diriger vers la surface des deux côtés (Figure II.2) .Cette condition suppose un régime glissant idéal.



**Figure II.2** : Trajectoire de l'état vis-à-vis la surface de glissement.

### II.4.3 calcul de la commande :

Dans notre cas, la surface de glissement choisie, ainsi que le critère de convergence, il reste à déterminer la condition nécessaire pour ramener la variable à contrôler vers la surface et ensuite vers son point d'équilibre. La structure de contrôleur comprend deux parties, une partie concernant la linéarisation exacte et une autre dite stabilisante. Nous posons donc :

$$U = U_{eq} + U_{\eta} \quad (\text{II.11})$$

Est déterminée à partir de la condition de convergence. Est calculée pour garantir l'attractivité de la variable d'état à contrôler vers la surface de commutation :

$$U_{\eta} = -K_u \text{signe}(S) \quad (\text{II.12})$$

Le choix de la constante  $K_u$  est **très influent**. Car si la constante  $K_u$  est très petite, le temps de réponse est trop long et si elle est trop grande, des oscillations de très hautes fréquences appelées phénomène de chattering, apparaissent dans le mode de glissement et qui sont éliminées par une des solutions qui consistent à imposer une variation de la valeur de la commande en fonction de la distance entre la variable d'état et la surface de glissement [14].

### II.4.4 Elimination du phénomène du broutement (chattering) :

L'un des principaux inconvénients du réglage par mode de glissement est le phénomène du chattering car il peut endommager les actionneurs par des oscillations trop fréquentes et nuire au fonctionnement et aux performances du système (voir Figure II.3). En pratique, de telles oscillations sont quelque fois indésirables car elles peuvent dégrader les performances du système et même le déstabiliser [18].

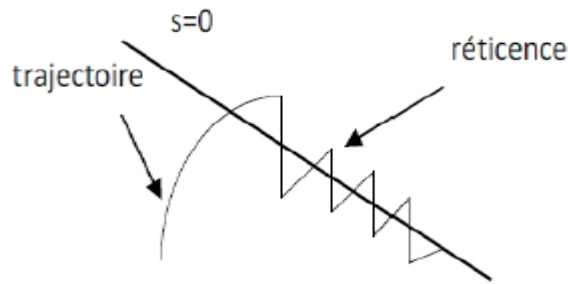


Figure II.3 : phénomène de réticence

Afin d'éliminer ou au moins réduire ce phénomène comme il montre le tableau ci-dessous :

La fonction	La définition
	$\begin{cases} sat(S) = 1 & si S > \mu \\ sat(S) = -1 & si S < \mu \\ sat(S) = \frac{S}{\mu} & si  S  < \mu \end{cases}$
	$\begin{cases} 0 & si  S  < \epsilon_1 \\ \frac{S - \epsilon_1}{\epsilon_2 - \epsilon_1} & si \epsilon_1 <  S  < \epsilon_2 \\ sign(S) & si S > \epsilon_2 \end{cases}$
	$\begin{aligned} Smooth(S(x)) &= \tanh(S(x)) = \frac{e^x - e^{-x}}{e^x + e^{-x}} \\ &= \frac{S(x)}{ S(x)  + \epsilon} \end{aligned}$

Tableau II.1 : fonction permettant de réduire le phénomène de chattering.

Il y a d'autres méthodes qui permettent de réduire l'effet du chattering :

**1-Utiliser des commandes à gain décroissant** : définies par  $U = -K|S|^\alpha \text{signe}(S)$  où la commande diminue en amplitude à mesure que l'on s'approche de la surface de glissement.

**2-Les modes glissants d'ordre supérieur (higher order sliding en anglais)** : Les modes glissants d'ordre supérieur ont été introduits pour pallier au problème du chattering tout en gardant les propriétés de convergence en temps fini et de robustesse des commandes par modes glissants classiques, le terme discontinu n'apparaît plus directement dans l'expression de la commande synthétisée mais dans une de ses dérivées supérieures ce qui a le mérite de réduire le Chattering. [20]

**3-Les techniques de l'intelligence computationnelle** : Trois techniques principales de l'intelligence computationnelle ont été combinées avec la commande sliding mode :

- la logique floue
- les réseaux de neurones
- les algorithmes évolutionnaires en particulier les algorithmes génétiques

#### II.4.5 Domaine d'application du réglage par mode glissant :

La technique du réglage par mode glissant a connu des développements importants dans Tous les domaines de la commande. Dans le domaine des commandes hydraulique ou pneumatiques. Les entraînements électriques pour les machines électriques, ou robots, entraînements qui nécessitent, soit un réglage de la vitesse de rotation, soit un réglage de position. Dans ce cas le comportement dynamique à haute performance et la possibilité de limiter facilement certaines grandeurs (comme le courant et la vitesse de rotation).

#### II.4.6 Les avantages de commande par mode glissant :

Cette commande présente les caractéristiques suivantes :

- imprécision et variation de paramètres : problème d'identification.
- Simplification du modèle dynamique du système : problème de modélisation.
- Robustesse, rejetant la perturbation.
- Le choix de la surface de commutation est assez libre.

On peut étendre la technique à des surfaces autres que des droites, de dimension quelconques, et à des intersections d'autant de telles surfaces qu'on a des commandes disponibles. [19]

### II.5 Application de la commande par mode glissant au TRMS :

Il est connu que les techniques exploitant les modes glissant, appliquées pour synthétiser une loi de commande, ont l'avantage de présenter une certaine robustesse par rapport aux dérives paramétriques du système à commander avec des réponses dynamiques rapides et précises, il faut choisir entre deux stratégies de commande : la commande centralisée, ou la commande décentralisée. Dans ce choix, on doit s'appuyer sur les critères suivants : réalisabilité de la commande, temps de calcul et ordre du régulateur. L'utilisation des surfaces linéaires dans la synthèse des lois de commande par mode glissant est jugée satisfaisante en terme de stabilité. Toutefois, la dynamique imposée par ce choix est relativement lente. Des surfaces de glissement non linéaires pourront être utilisées pour remédier à cet inconvénient. [11] Le système global (le TRMS) sera décomposé en deux sous-systèmes (vertical et horizontal), chacun d'eux est commandé indépendamment de l'autre (figure II.4). Les interconnexions seront considérées comme étant des perturbations.

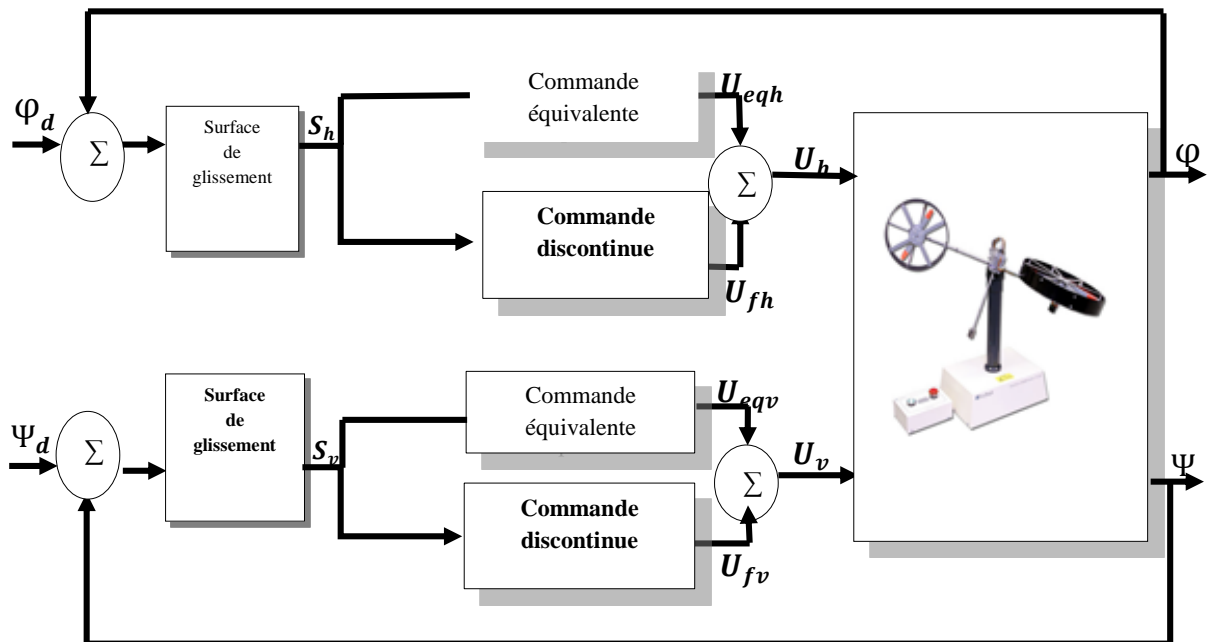


Figure II.4 : Schéma bloc de la commande par mode glissant appliquée à l'hélicoptère à deux degrés de liberté (TRMS).

D'après les équations (I.19) et (I.20), nous obtenons pour le sous-système vertical et le sous-système horizontal les représentations d'état suivantes :

**Sous-système vertical :**

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = \frac{1}{I_1} [-M_g \sin(x_1) - B_{1\psi} x_2 + a_1 x_3^2 + b_1 x_3] \\ \dot{x}_3 = -\frac{T_{10}}{T_{11}} x_3 + \frac{K_{11}}{T_{11}} U_\psi \end{cases} \quad (\text{II .13})$$

**Sous-système horizontal :**

$$\begin{cases} \dot{x}_4 = x_5 \\ \dot{x}_5 = \frac{1}{I_2} [-B_{1\phi} x_5 + a_2 x_6^2 + b_2 x_6] \\ \dot{x}_6 = -\frac{T_{20}}{T_{22}} x_6 + \frac{K_{22}}{T_{22}} U_\phi \end{cases} \quad (\text{II .14})$$

Les lois de commande synthétisées pour chaque sous-système vertical et horizontal, en utilisant les surfaces de glissement proposées ci-dessus, assurent la stabilité au sens de Lyapunov.

**1-Choix de surface de glissement :**

**1-1 Calcul du degré relatif :**

$$y = x_1$$

$$\begin{cases} \dot{y} = \dot{x}_1 = x_2 \\ \ddot{y} = \ddot{x}_1 = \dot{x}_2 = \frac{1}{I_1} [-M_g \sin(x_1) - B_{1\psi} x_2 + a_1 x_3^2 + b_1 x_3] \\ \dddot{y} = \dddot{x}_1 = \ddot{x}_2 = \frac{1}{I_1} [-M_g \dot{x}_1 \sin(x_1) - B_{1\psi} \dot{x}_2 + 2a_1 x_3 \dot{x}_3 + b_1 \dot{x}_3] \end{cases} \quad (\text{II .15})$$

Et on a :

$$\dot{x}_3 = -\frac{T_{10}}{T_{11}} x_3 + \frac{K_{11}}{T_{11}} U_\psi \quad (\text{II .16})$$

La commande apparente alors  $r = 3$

$$\text{Et on a :} \quad e(x) = x_1 - x_{1d} \quad (\text{II .17})$$

Donc et selon slotin la surface de ce sous-système 1 défini comme suit

$$S_v(x) = \ddot{e}(x) + 2\lambda_v \dot{e}(x) + \lambda_v^2 e(x) \quad (\text{II .18})$$

$$y = x_4$$

$$\begin{cases} \dot{y} = \dot{x}_4 = x_5 \\ \dot{y} = \ddot{x}_4 = \dot{x}_5 = \frac{1}{I_2} [-B_{1\varphi} x_5 + a_2 x_6^2 + b_2 x_6] \\ \ddot{y} = \ddot{x}_4 = \ddot{x}_5 = \frac{1}{I_2} [-B_{1\varphi} x_5 \dot{x}_5 + 2a_2 x_6 \dot{x}_6 + b_2 \dot{x}_6 x_6] \end{cases} \quad (\text{II .19})$$

Et on a :

$$\dot{x}_6 = -\frac{T_{20}}{T_{22}} x_6 + \frac{K_{22}}{T_{22}} U_\varphi \quad (\text{II .20})$$

La commande apparente alors  $r = 3$

$$\text{Et on a :} \quad e(x) = x_4 - x_{4d} \quad (\text{II .21})$$

Donc et selon slotin la surface de sous-système 2 défini comme suit

$$S_h(x) = \ddot{e}(x) + 2\lambda_h \dot{e}(x) + \lambda_h^2 e(x)$$

En résumé :

$$\begin{cases} S_v(x) = \ddot{e}(x) + 2\lambda_v \dot{e}(x) + \lambda_v^2 e(x) \\ S_h(x) = \ddot{e}(x) + 2\lambda_h \dot{e}(x) + \lambda_h^2 e(x) \end{cases} \quad \lambda_v, \lambda_h > 0 \quad (\text{II .22})$$

## 2-Calcul de la commande équivalente :

### 2-1 Sous-système vertical :

On dériver (II .22)

$$\begin{cases} \dot{S}_v(x) = 2\lambda_v \dot{e}(x) + \lambda_v^2 e(x) + \ddot{e}(x) \\ \dot{S}_v(x) = 2\lambda_v \dot{e}(x) + \lambda_v^2 e(x) + (\ddot{x}_1 - \ddot{x}_{1d}) \\ \dot{S}_v(x) = 2\lambda_v \dot{e}(x) + \lambda_v^2 e(x) - \ddot{x}_{1d} + \frac{1}{I_1} [-M_g \dot{x}_1 \sin(x_1) - B_{1\psi} \dot{x}_2 + 2a_1 x_3 \dot{x}_3 + b_1 \dot{x}_3] \end{cases} \quad (\text{II .23})$$

Remplaçons  $\dot{x}_3$  et  $\dot{x}_1$  par leurs valeurs dans (II .23), on trouve :

$$\begin{cases} \dot{S}_v(x) = 2\lambda_v \dot{e}(x) + \lambda_v^2 e(x) - \ddot{x}_{1d} + \frac{1}{I_1} [-M_g \dot{x}_1 \sin(x_1) - B_{1\psi} \dot{x}_2 \\ \quad + \dot{x}_3 (2a_1 x_3 + b_1)] \\ \dot{S}_v(x) = 2\lambda_v \dot{e}(x) + \lambda_v^2 e(x) - \ddot{x}_{1d} + \frac{1}{I_1} [-M_g \dot{x}_1 \sin(x_1) - B_{1\psi} \dot{x}_2 \\ \quad + (-\frac{T_{10}}{T_{11}} x_3 + \frac{K_{11}}{T_{11}} U_\psi)(2a_1 x_3 + b_1)] \end{cases} \quad (\text{II .24})$$

Sur la surface de glissement, on a  $\dot{S}_v(x) = 0$ , par conséquent la commande équivalente est :

$$U_{eqv} = \frac{T_{11} I_1}{K_{11}(2a_1 x_3 + b_1)} [2\lambda_v \ddot{e}(x) - \lambda_v^2 \dot{e}(x) + \ddot{x}_{1d} - \frac{1}{I_1} (-M_g \dot{x}_1 \sin(x_1) + B_{1\psi} \dot{x}_2 + \frac{T_{10} 2a_1}{T_{11}} x_3^2 + \frac{T_{10} b_1}{T_{11}} x_3)] \quad (\text{II .25})$$

### 2-2 Sous système horizontal :

On dériver (II .22)

$$\begin{cases} \dot{S}_h(x) = 2\lambda_h \ddot{e}(x) + \lambda_h^2 \dot{e}(x) + \ddot{e}(x) \\ \dot{S}_h(x) = 2\lambda_h \ddot{e}(x) + \lambda_h^2 \dot{e}(x) + (\ddot{x}_4 - \ddot{x}_{4d}) \\ \dot{S}_h(x) = 2\lambda_h \ddot{e}(x) + \lambda_h^2 \dot{e}(x) - \ddot{x}_{4d} + \frac{1}{I_2} [-B_{1\varphi} \dot{x}_5 + 2a_2 x_6 \dot{x}_6 + b_2 \dot{x}_6] \end{cases} \quad (\text{II .26})$$

$$\begin{cases} \dot{S}_h(x) = 2\lambda_h \ddot{e}(x) + \lambda_h^2 \dot{e}(x) - \ddot{x}_{4d} + \frac{1}{I_2} [-B_{1\varphi} \dot{x}_5 + 2a_2 x_6 \dot{x}_6 + b_2 \dot{x}_6] \\ \dot{S}_h(x) = 2\lambda_h \ddot{e}(x) + \lambda_h^2 \dot{e}(x) - \ddot{x}_{4d} + \frac{1}{I_2} [-B_{1\varphi} \dot{x}_5 (-\frac{T_{20}}{T_{22}} x_6 + \frac{K_{22}}{T_{22}} U_\varphi) (2a_2 x_6 + b_2)] \end{cases} \quad (\text{II .27})$$

Sur la surface de glissement, on a  $\dot{S}_h(x) = 0$ , par conséquent la commande équivalente est :

$$U_{eqh} = \frac{T_{22} I_2}{K_{22}(2a_2 x_6 + b_2)} [2\lambda_h \ddot{e}(x) - \lambda_h^2 \dot{e}(x) + \ddot{x}_{4d} - \frac{1}{I_2} (B_{1\varphi} \dot{x}_5 + \frac{T_{20} 2a_2}{T_{22}} x_6^2 + \frac{T_{20} b_2}{T_{22}} x_6)] \quad (\text{II .28})$$

### 3- L'attractivité :

La condition de convergence est :

$$\dot{S}(x)S(x) < 0 \quad (\text{II .29})$$

Soit la commande

$$U_{\eta i} = -K_i \text{signe}(S) \quad \text{Avec } i \text{ (v, h)} \quad (\text{II .30})$$

La loi de commande globale est alors :

$$U = U_{eqi} + U_{\eta i} \quad (\text{II .31})$$

$$\dot{S} = -K_i \text{signe}(S) \quad (\text{II .32})$$

Multiplions (II .31) par  $S$

$$\dot{S}(x)S(x) = -K_i S(x). \text{signe}(S(x)) < 0 \quad (\text{II. 33})$$

Ce qui vérifie la condition de convergence

En somme, Les lois de commandes finales sont :

$$U_i = U_{eqi} + U_{\eta i}$$

Les lois de commande assurant la stabilité au sens de Lyapunov se présentent comme suit

$$\left\{ \begin{array}{l} U_v = \frac{T_{11} I_1}{K_{11}(2a_1 x_3 + b_1)} \left[ -2\lambda_v \ddot{e}(x) - \lambda_v^2 \dot{e}(x) + \ddot{x}_{1d} + \frac{1}{I_1} (+M_g \dot{x}_1 \cos(x_1) + B_{1\psi} \dot{x}_2 \right. \\ \left. + \frac{T_{10} 2a_1}{T_{11}} x_3^2 + \frac{T_{10} b_1}{T_{11}} x_3 \right] - K_v \text{signe}(S) \\ U_h = \frac{T_{22} I_2}{K_{22}(2a_2 x_6 + b_2)} \left[ -2\lambda_h \ddot{e}(x) - \lambda_h^2 \dot{e}(x) + \ddot{x}_{4d} + \frac{1}{I_2} \left( B_{1\varphi} \dot{x}_5 + \frac{T_{20} 2a_2}{T_{22}} x_6^2 + \frac{T_{20} b_2}{T_{22}} x_6 \right) \right] \\ \left. - K_h \text{signe}(S) \right\}$$

(II. 34)

## II.6 Résultat de simulation :

Dans cette partie, nous avons présenté les résultats de simulation concernant l'application de la loi de commande par mode de glissement synthétisée précédemment. Ces résultats ont été obtenus en utilisant le modèle mathématique du TRMS couplés, nous avons utilisé les valeurs des paramètres du modèle présentées dans le tableau I.1. Les figures ci-dessous représentent les Réponses du système et signaux de commande, (a .c) pour le sous-système vertical, (b, d) pour le sous-système horizontal. La simulation a donné de bons résultats de poursuite de trajectoire de référence (erreurs presque nul  $5 \cdot 10^{-3}, 7 \cdot 10^{-4}$ ), des valeurs de dépassement maximales admissibles et un temps de réponse d'environ 2.5 sec (ceci est acceptable par rapport à la nature des systèmes aéronautiques). Cependant on remarque que les commande appliqués au TRMS sont des signaux de hautes fréquences, ce qui considéré comme un inconvénient de cette commande.

II.6.1 Test de poursuite de trajectoire :

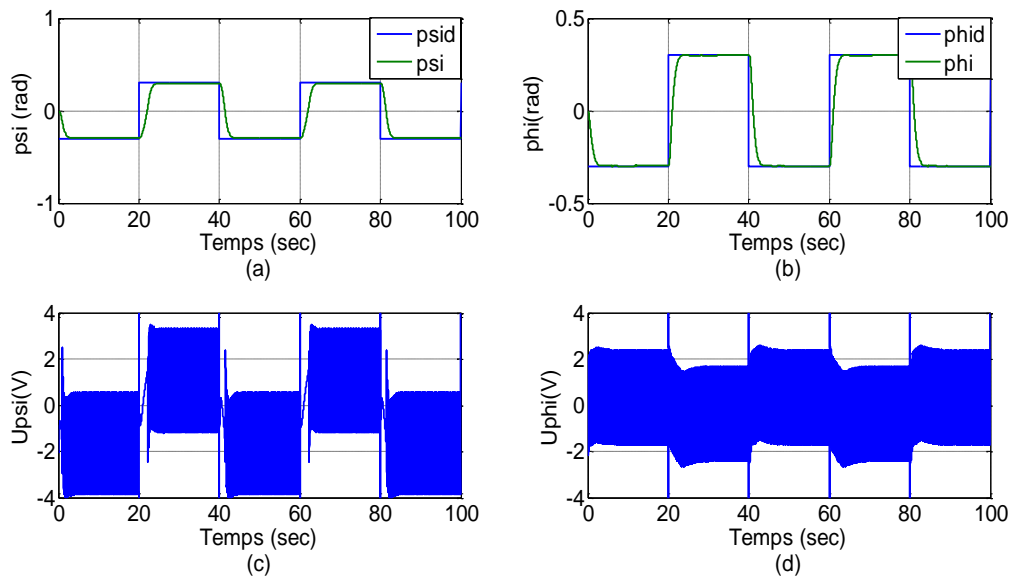


Figure II.5 Performances de commande dans le cas d'une trajectoire carrée : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande.

II.6.2 Test de poursuite de trajectoire sinusoïde :

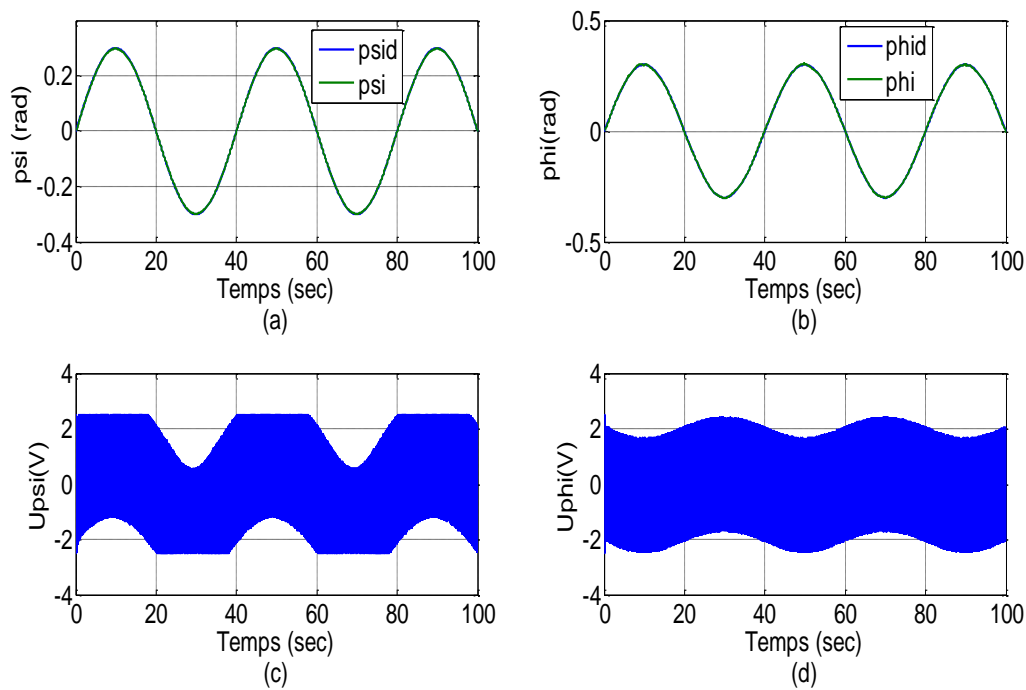


Figure II.6 : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire sinusoïdale : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande

Noter que les valeurs finales de ces gains, ayant contribué à cette performance sont les suivantes :

Sous système	Paramètres de la commande	Valeurs	Sous système	Paramètres de la commande	Valeurs
<b>Horizontale</b>	$\lambda_h$	3.2	<b>Verticale</b>	$\lambda_v$	3.78
	$k_h$	0.8		$k_v$	1.57

**Tableau II.2** : les gains de la commande glissant.

## II.7 Représentation de la commande par mode de glissant :

### II.7.1 Commande hybride mode glissant floue :

#### II.7.1.1 Théorie de La logique floue :

La logique floue est une branche des mathématiques, basée sur la théorie des probabilités et des concepts flous. Cette Théorie introduite par Zadeh en 1965 [21] permet de traiter des variables imprécises dont l'appartenance à un sous-ensemble donné est une valeur qui peut varier entre 0 et 1. L'un des domaines d'application de la logique floue qui a connu une évolution considérable et qui continue de susciter l'intérêt de plusieurs chercheurs est celui de la modélisation et la commande des systèmes [22]. Depuis la mise en œuvre du principe de la commande floue pour la première fois en 1974 [23], plusieurs techniques et applications ont été développées. Les lois de commande classiques sont alors remplacées par une base de règles de la forme : SI conditions ALORS opérations, (4.1) où les différentes conditions et opérations sont définies par des variables linguistiques. Dans ce cas, la stratégie de commande ne nécessite plus un modèle mathématique particulier mais plutôt l'adaptation des expériences obtenues par un opérateur. On évite ainsi les problèmes d'identifications complexes et mal définies [24].

#### II.7.1.2 Principe de la logique floue :

Un exemple : dans la logique classique, la taille peut être qualifiée par les termes « Grand ». Dans la logique floue, des échelons d'appréciation intermédiaires de la variable taille sont possibles. La «taille» devient une variable linguistique dont les valeurs sont par exemple : «Très

Petit », « Petit », « Moyenne », «Grand », « Très Grand». La logique floue peut être considérée comme une extension de la logique classique ou binaire.

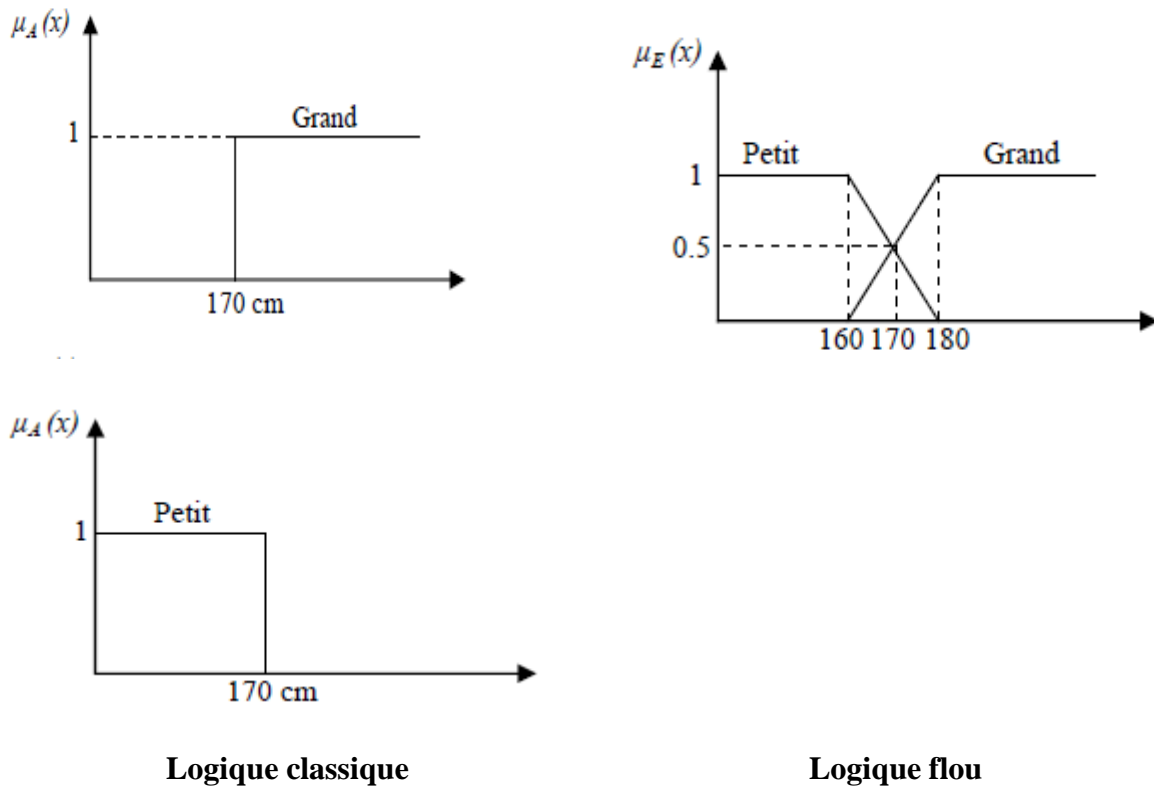


Figure II.7 : La différence entre la logique floue et La logique classique.

### II.7.1.3 Les éléments de base de la logique floue :

Sont les suivants [25] :

- **les ensembles flous (*fuzzy sets*)** : pour la représentation de variables linguistiques.
- **les fonctions d'appartenance (*memberships functions*)** : qui décrivent le degré d'appartenance de grandeurs physiques (vitesse, courant, température) à un ensemble flou (faible, élevé, chaud).
- **les opérateurs flous** : qui permettent l'énonciation de relations logiques entre les assertions floues (conclusion du genre « Si, Alors »).
- **L'inférence floue** : c'est à dire la déduction de nouvelles informations déjà disponibles sur la base des règles linguistiques.

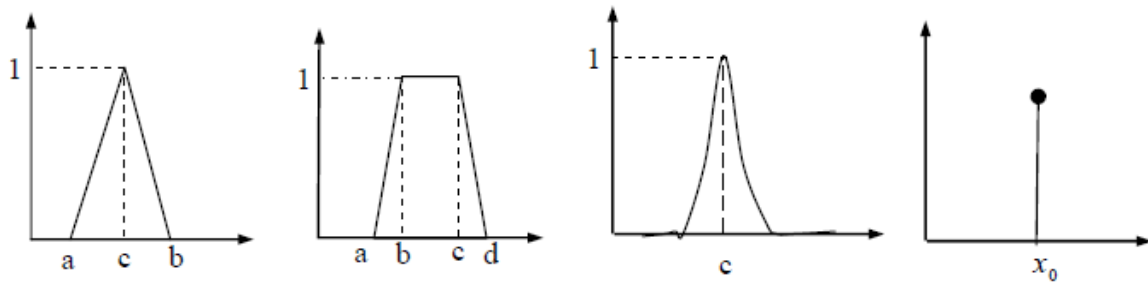


Figure II.8 Types de fonctions d'appartenance.

### II.7.1.4 La Commande floue :

Un régulateur flou est un système à base de connaissance, particulière composé de quatre modules principaux à savoir : la base de règles, la fuzzification, le moteur d'inférence et la défuzzification comme il est montré la figure II.9.

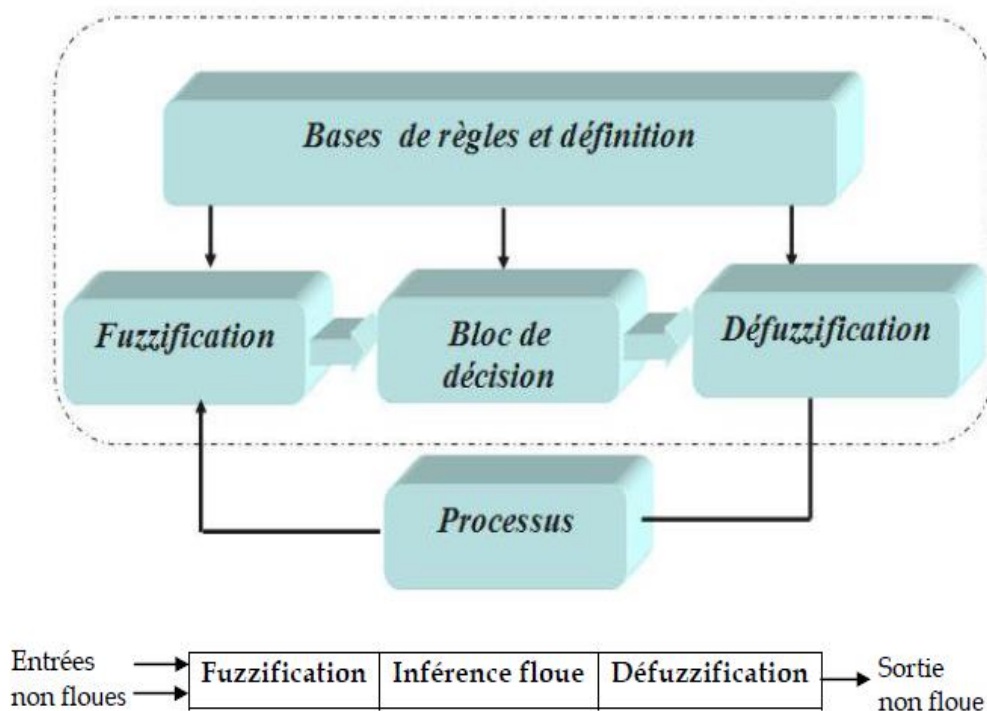


Figure II.9 : Architecture générale d'un contrôleur flou [26]

#### II.7.1.4.1 Base de règles et définitions :

On regroupe dans ce bloc toutes les définitions utilisées pour l'élaboration de la loi de commande telles que le choix des opérateurs [28] et une description de la stratégie de

commande avec plusieurs règles R1, se basant sur des variables linguistiques liées entre elles par des opérateurs, de la forme :

$$K \text{ règles } R^i : \text{SI } (x \text{ est } X^i) \text{ ALORS } (y \text{ est } Y^i), \tag{II.35}$$

Où  $x$  est la variable d'entrée et  $y$  est la variable de sortie.  $X^i$  et  $Y^i$  sont respectivement des sous-ensembles flous d'entrée et de sortie. Le tableau II.2. Présente un exemple de choix des opérateurs de la logique floue :

Opérateur	Choix
Intersection	min
Union	max
Projection floue	sup
Implication floue	min

**Tableau II.3** : Choix des différents opérateurs de la logique floue.

**II.7.1.4.2 Interface de Fuzzification :**

Cette interface accomplit les fonctions suivantes :

- La définition des fonctions d'appartenances pour les variables d'entrées.
- Le passage des grandeurs physiques en variables linguistiques qui peuvent être ainsi traitées par les règles d'inférences.

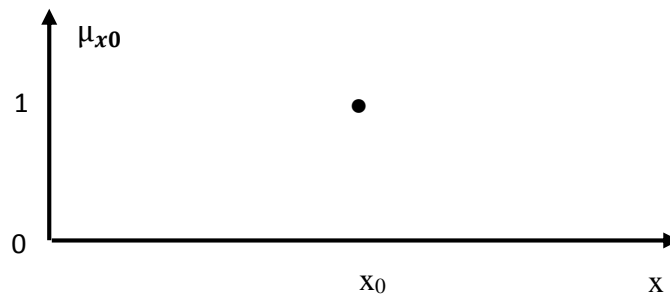
Il existe deux techniques de fuzzification :

- La fuzzification singleton.
- La fuzzification non singleton.

La fuzzification singleton est la plus utilisée en contrôle, elle interprète un point numérique  $\mu_0$  comme un ensemble flou  $A$  dans  $x$ , ayant pour fonction d'appartenance  $\mu_A(x)$ .

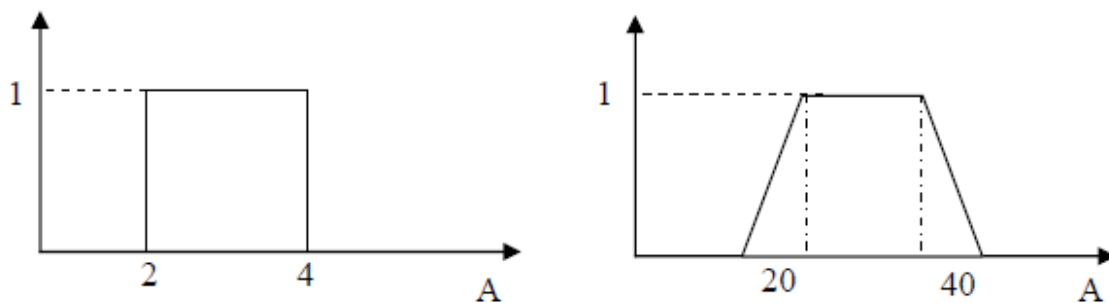
$$\text{Avec : } \mu_A(x) = \begin{cases} 0 & \text{si } x = x_0 \\ 1 & \text{si } x \neq x_0 \end{cases}$$

Par exemple, si la mesure  $x_0$  est précise, la représentation du sous ensemble flou  $X_0$  se fait par un fait précis comme le montre la figure II.10. L'opérateur de **Fuzzification** utilisé dans ce cas est la transformation dite du singleton.



**Figure II.10** : Fuzzification pour une mesure précise.

En présence de bruits ou de perturbations, la mesure  $x_0$  est alors imprécise, et par suite la représentation du sous-ensemble flou  $X_0$  se fait par un fait imprécis (voir figure II.11). Dans ce cas, on utilise le plus souvent pour les fonctions d'appartenance des formes trapézoïdales ou triangulaires [27] comme le montre la figure II.11



**Figure II.11** : Fuzzification pour une mesure imprécise.

#### II.7.1.4.3 Mécanisme d'inférence :

L'inférence ou la prise de décision est le noyau du contrôleur flou. Elle a l'aptitude de simuler la prise de décision de l'être humain en se basant sur les concepts flous et l'expertise. Il permet de lier, à l'aide d'un certain nombre de règles, le sous-ensemble flou  $X_0$  de l'univers de discours  $U$ , correspondant à la fuzzification de la variable de mesure  $x_0$ , à un sous ensemble flou  $Y_0$  caractérisant la variable de sortie exprimée, elle aussi, sous forme linguistique sur l'univers de discours  $W$ .

Fait flou :  $x$  est  $X_0$

**$m$  règles  $R^i$  : SI ( $x$  est  $X^i$ ) ALORS ( $y$  est  $Y^i$ )** (II.36)

Conclusion :  $y$  est  $Y_0$

Si les règles  $R^i$  utilisées dans (II.2) sont disjonctives, la relation globale  $R$  est définie par l'opérateur d'union  $\cup$  sur les  $m$  règles floues  $R^i$  ( $i=1, \dots, m$ ) et caractérisée par sa fonction d'appartenance  $\mu_R$  :

$$\mu_R(x, y) = \mu_{R^1}(x, y) \cup \dots \cup \mu_{R^m}(x, y), \quad (\text{II.37})$$

Expression dans laquelle la fonction d'appartenance du sous-ensemble flou défini par la règle  $R$  s'écrit (**Tableau II.3**)

$$\mu_{R^i}(x, y) = \min(\mu_{X^i}(x), \mu_{Y^i}(y)). \quad (\text{II.38})$$

Le sous-ensemble flou  $Y^0$  de l'univers de discours  $W$  solution du problème (4.3) est la projection sur  $W$  de l'intersection entre le sous-ensemble flou  $X^0$  et la relation  $R$  (4.4). En se basant sur le choix des opérateurs du tableau 4.1, il en résulte pour la fonction d'appartenance  $\mu_Y(y)$  l'expression :

Voire un exemple dans [28]

$$\mu_Y(y) = \sup(\min(\mu_X(x), \max(\mu_R(x, y)))) \quad (\text{II.39})$$

#### II.7.1.4.4 Interface de défuzzification :

La défuzzification a pour rôle de fournir une action physique de contrôle à partir d'une action de contrôle flou, il existe plusieurs stratégie de défuzzification, les plus utilisées sont :

- La technique du maximum.
- La technique de la moyenne pondérée.
- La technique du centre de gravité.
- La technique des hauteurs pondérées.

Cette opération est appelée défuzzification et notée  $D_F$ , on peut citer la défuzzification barycentrique qui consiste à déterminer le centre de gravité de la fonction d'appartenance  $\mu_Y(y)$  :

$$D_F(Y) = \frac{\int y \mu_Y(y) dy}{\int \mu_Y(y) dy} \quad (\text{II.40})$$

Dans le cas où les sous-ensembles flous  $M'$  relatifs aux gains à choisir dans les règles floues  $R'$  sont des singletons, la défuzzification barycentrique donne :

Où  $k$  est le nombre de sous-ensemble flous  $Y$  distincts sur l'univers de discours  $W$ .

$$y = D_F(Y) = \frac{\sum_{i=1}^k y^i \mu_Y(y^i)}{\sum_{i=1}^k \mu_Y(y^i)} \quad (\text{II.41})$$

### II.7.1.5 Type de Contrôleurs flou usuels :

Il existe deux types de systèmes d'inférence floue :

- ✓ **Type Mamdani** : la conclusion de chaque règle appartient au domaine symbolique.
- ✓ **Type Takagi-Sugeno** : la conclusion de chaque règle est définie sous forme numérique.

### II.7.1.6 Application de la Commande glissant Floue (GF) :

Il est bien connu que l'un désavantages de la mode glissant est le phénomène de chattering .L'idée de base pour la conception de cette commande est qu'il est possible de faire une extension de la surface de glissement  $s = 0$ , vers une surface floue. Dans cette section, un contrôleur flou est introduit pour remplacer la fonction  $\ll \text{signe}(S_i) \gg$

$$U_i = U_{eqi} + CLF(S_i, \dot{S}_i) \quad (\text{II.42})$$

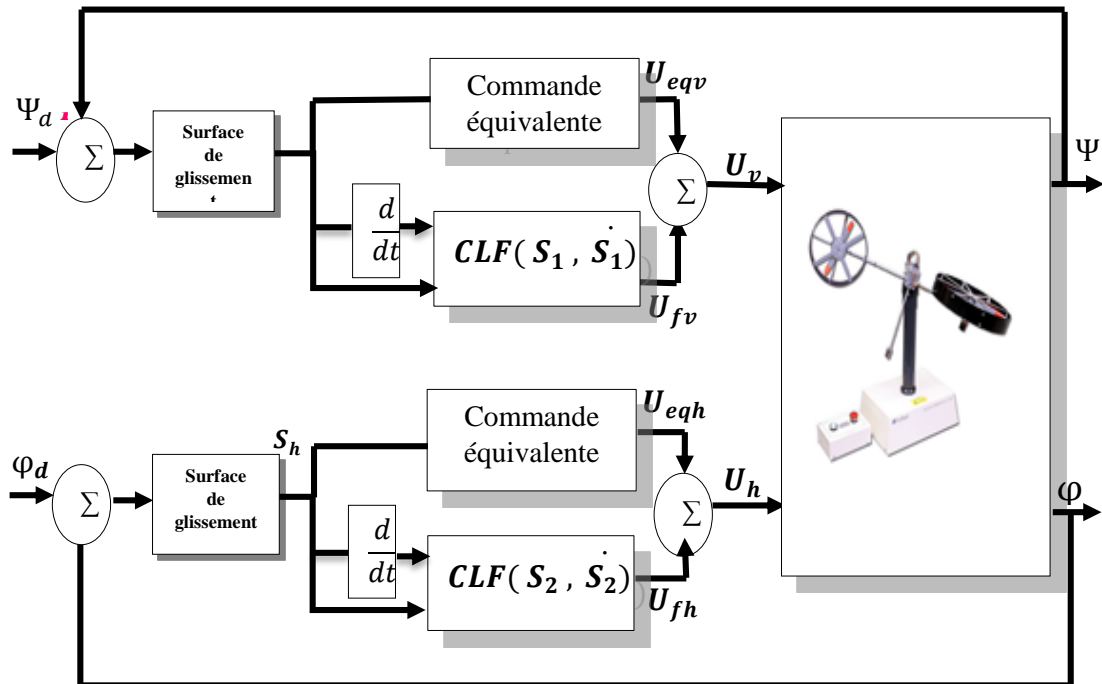
Tel que  $i$  : représente les deux sous système (vertical et horizontal)

Alors :

$$\left\{ \begin{array}{l} U_v = \frac{T_{11} I_1}{K_{11}(2a_1 x_3 + b_1)} \left[ -2\lambda_v \ddot{\theta}(x) - \lambda_v^2 \dot{\theta}(x) + \ddot{x}_{1d} + \frac{1}{I_1} (+M_g \dot{x}_1 \cos(x_1) + B_{1\psi} \dot{x}_2 \right. \\ \left. + \frac{T_{10} 2a_1}{T_{11}} x_3^2 + \frac{T_{10} b_1}{T_{11}} x_3) \right] - K_v CLF(S_1, \dot{S}_1) \\ U_h = \frac{T_{22} I_2}{K_{22}(2a_2 x_6 + b_2)} \left[ -2\lambda_h \ddot{\theta}(x) - \lambda_h^2 \dot{\theta}(x) + \ddot{x}_{4d} + \frac{1}{I_2} \left( B_{1\varphi} \dot{x}_5 + \frac{T_{20} 2a_2}{T_{22}} x_6^2 + \frac{T_{20} b_2}{T_{22}} x_6 \right) \right] \\ \left. - K_h CLF(S_2, \dot{S}_2) \right\} \quad (\text{II.43})$$

Le schéma bloc ci-dessous représente la combinaison entre les deux commandes glissante et

Floue :



**Figure II.12 :** Schéma bloc de la commande hybride glissant-floue appliquée à l'hélicoptère à deux degrés de liberté (TRMS).

Comme nous l'avons expliqué précédemment pour obtenir la commande glissant floue on garde la commande équivalente comme nous l'avons dans le chapitre précédent et remplace la fonction «  $\text{signe}(S_i)$  » par un régulateur flou.

#### II.7.1.6.1 Fonctions d'appartenance :

- **Forme des fonctions d'appartenance :**

Pour le choix de la forme des fonctions d'appartenance, nous avons procédé par essai et observation. Les trois formes principales (triangulaires, trapézoïdales et gaussiennes) ont été essayées.

- **Distribution des fonctions d'appartenance :**

Après plusieurs essais de diverses distributions, celle qui a donné lieu à plus de satisfaction est simplement la distribution uniforme ou équidistante avec des formes symétriques ce qui donne un chevauchement de 50 % entre les sous-ensembles flous adjacents.

- **Nombre de classes ou sous-ensembles flous :**

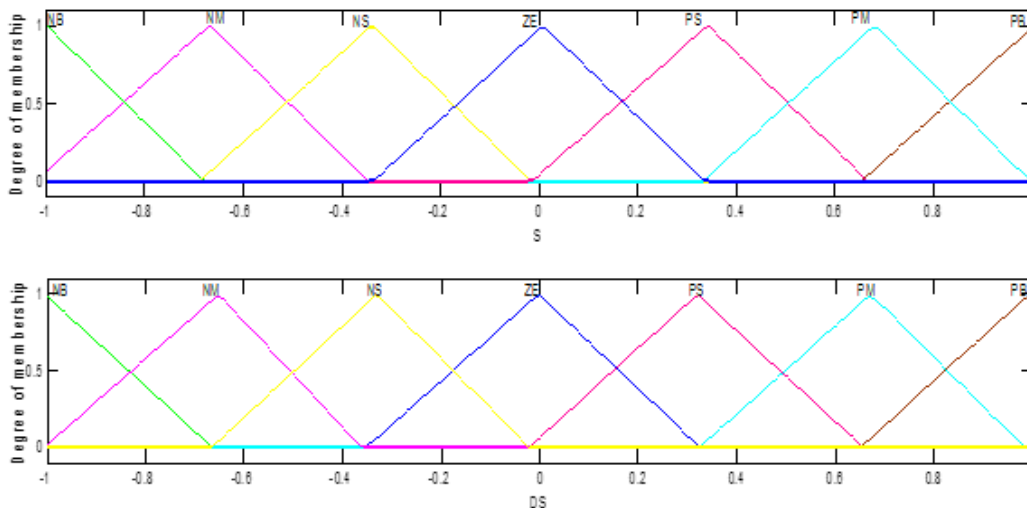
Plusieurs combinaisons des nombres impairs (3, 5, 7, 9) pour les sous-ensembles flous représentant les deux variables du contrôleur flou ( $s$ ,  $ds$ ) ont été essayées. Les résultats étaient

meilleurs en utilisant les sept sous-ensembles flous. Nous choisissons les différents termes linguistiques des variables d'entrées par :

NB	Negative Big
NM	Negative Medium
NS	Negative Small
ZE	Zero Equal
PS	Positive Small
PM	Positive Medium
PB	Positive Big

**Tableau II.4** : les différents termes linguistiques des variables d'entrées

- ✓ Les fonctions d'appartenance des trois variables  $s$ ,  $ds$ , sont illustrées par la figure II.13



**Figure II.13** : Fonctions d'appartenance pour les variables d'entrée  $s$ ,  $ds$ .

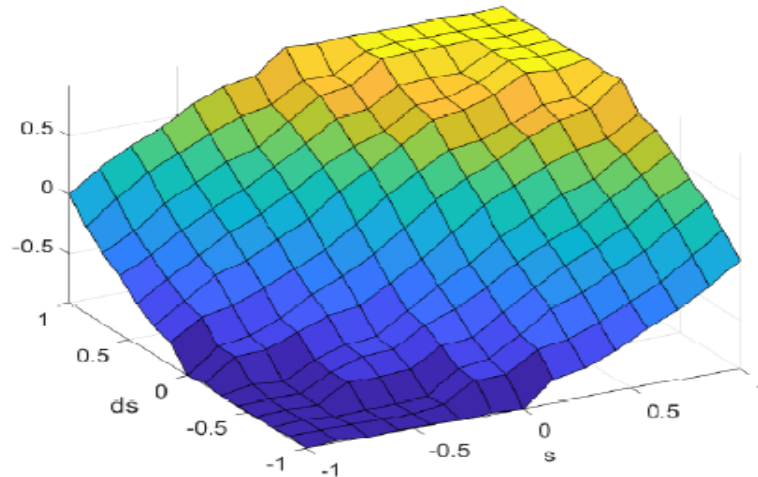
- ✓ **Sortie du contrôleur flou :**

Le contrôleur flou est de type Sugeno avec une seule sortie, Le tableau ci-dessous eprésente les variables de sortie d'un RF :

<i>NVB</i>	-1
<i>NB</i>	-0.8
<i>NM</i>	-0.6
<i>NS</i>	-0.4
<i>ZE</i>	0
<i>PS</i>	0.4
<i>PM</i>	0.6
<i>PB</i>	0.8
<i>PVB</i>	1

**Tableau II.5** : les variables de sorties d'un régulateur flou.

✓ **La surface** générée est illustrée dans la figure II.14

**Figure II.14** : La surface de régulateur flou.

#### II.7.1.6.2 Méthode d'inférence :

Pour ce qui est de la méthode d'inférence, notre choix s'est porté sur la méthode Max-Min de Zadeh.

#### II.7.1.6.3 Méthode de défuzzification :

La méthode de défuzzification adoptée est celle qui est la plus utilisée en commande, à savoir la méthode du centre de gravité.

#### II.7.1.7 Résultats de simulation :

Les figures ci-dessous (a, c), (b, d) représenté respectivement la sortie et la commande pour les deux sous-systèmes, Nous pouvons remarquer qu'on a abouti à des résultats de suivi satisfaisants, avec un dépassement maximal admissible et un temps de réponse environ de 5 sec, Le signal de commande agissant est représenté dans la figure (b, e). Nous pouvons remarquer clairement l'absence des oscillations a hautes fréquences (chattering) .

II.7.1.7.1 Test de poursuite de trajectoire :

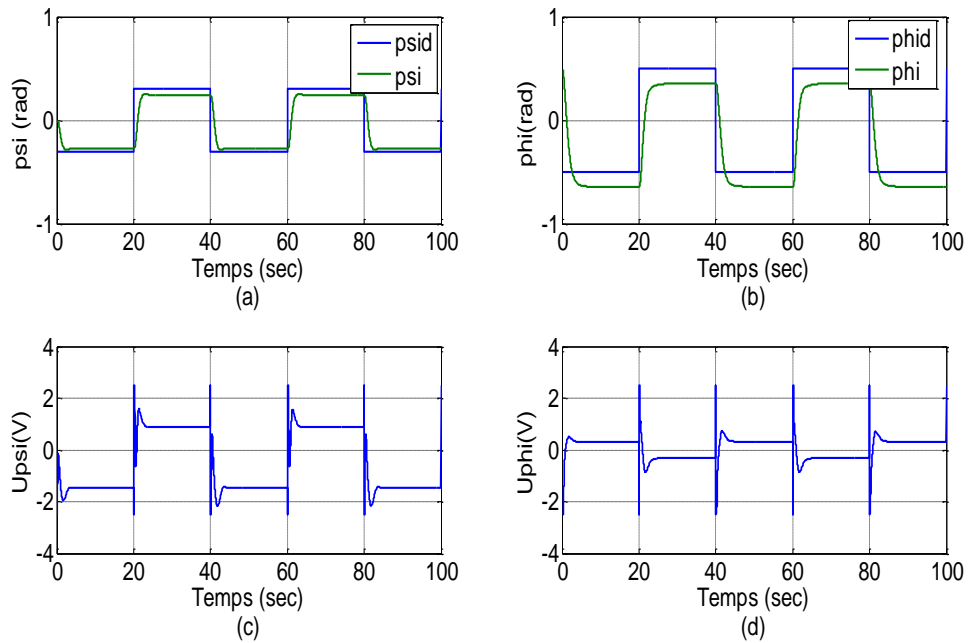


Figure II.15 Performances de commande dans le cas d'une trajectoire carrée : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande.

II.7.1.7.2 Test de poursuite de trajectoire sinusoïde :

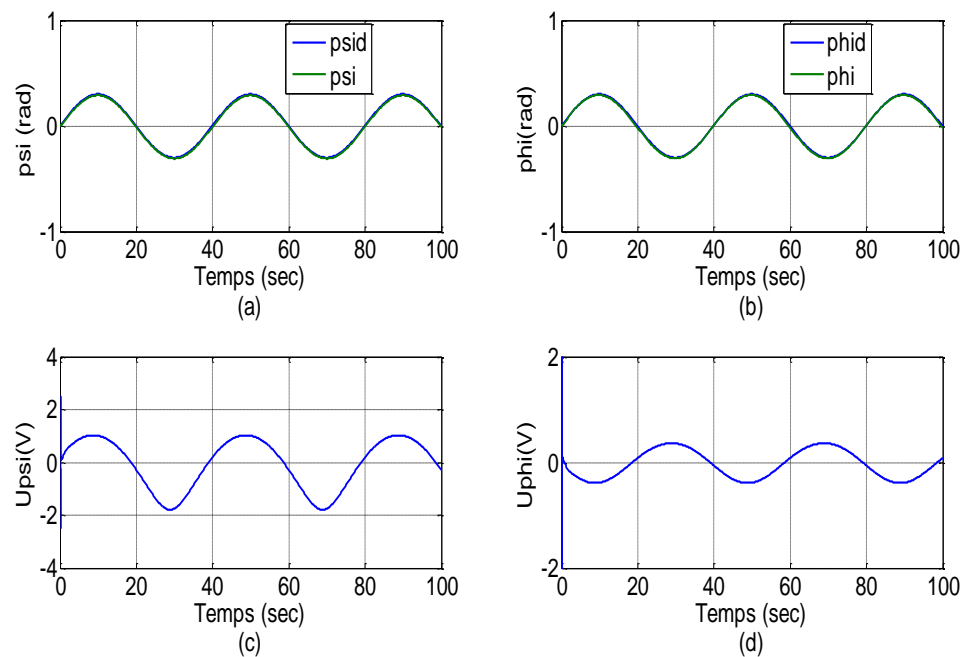


Figure II.16 : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire sinusoïdale : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande.

Sous-système	Paramètre de la Commande	Valeurs	Sous-système	Paramètre de la Commande	Valeurs
<b>Horizontale</b>	$\lambda_h$	3	<b>Verticale</b>	$\lambda_v$	3.76
	$k_h$	0.8		$k_v$	1.57
	$k_{h11}$	0.019		$k_{v21}$	0.02
	$k_{h12}$	0.178		$k_{v22}$	0.3

**Tableau II.6** : les paramètres de la commande hybride floue-glissante.

### II.7.2 Commande par mode de glissement avec une approche adaptative :

Dans cette partie nous présentons l'application de la commande adaptative au système d'hélicoptère (TRMS). La commande adaptative est une approche utilisée pour les systèmes ayant des paramètres incertains, provenant des incertitudes dans les paramètres du système ou des simplifications dans la dynamique du système. Elle est basée sur le concept de l'estimation en ligne des paramètres pour l'ajustement d'une loi de commande. Cette commande a été développée vers les débuts des années 1950 [29]. Le régulateur adaptatif est défini par son aptitude à maintenir dans ces conditions un certain niveau de performance préalablement choisi. Lorsque le système de commande est non-linéaire et que les paramètres de son modèle de connaissance varient dans de grandes proportions, la commande adaptative est une alternative intéressante qui permet de prendre en compte ces problèmes. Plusieurs possibilités de commande adaptative peuvent être envisagées. Nous présentons dans ce partie une commande hybride floue-glissante adaptative appliquée au système de vol d'hélicoptère.

#### II.7.2.1 Différentes techniques de commande adaptative :

La commande adaptative est un ensemble des techniques utilisées pour l'ajustement automatique des régulateurs pour assurer les performances voulues quand les paramètres du système à contrôler sont inconnus et/ou variaient avec le temps.

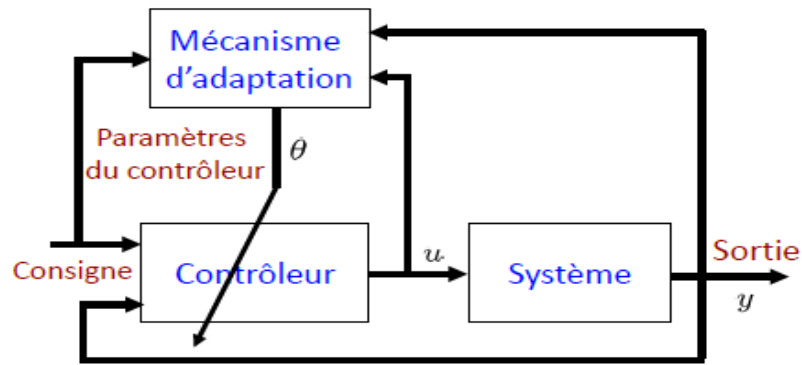


Figure II.17 : Structure de base d'une commande adaptative

La commande adaptative peut être structurée selon les catégories suivantes :

- Approximations des stratégies de commande optimale stochastique (Duale)
- Systèmes de Commande Auto-ajustable (Self Tuning Control - S.T.C.)
- Commande Adaptative avec Modèle de Référence (MRAC)

Parmi les méthodes de commande adaptative, deux principales approches ont attiré le plus d'attention :

- ✓ La commande adaptative à modèle de référence (Model Reference Adaptive Control «M.R.A.C »).
- ✓ Les systèmes de commande auto-ajustable (Self-Tuning Regulator « S.T.R »).

#### II.7.2.1.1 Commande adaptative à modèle de référence :

L'élaboration des lois de commande susceptibles de réaliser les performances désirées a fait l'objet de nombreux travaux de recherche. Particulièrement, la Commande Adaptative avec modèle de Référence (MRAC) a suscité un réel intérêt. Le concept de la loi de commande MRAC consiste tout simplement à ajuster les paramètres du régulateur en vue de réaliser une poursuite parfaite d'un modèle de référence, incorporant la dynamique désirée en boucle fermée [30]. Cette technique demande souvent des algorithmes plus rapides et favorise une application en temps réel. La structure en boucle fermée du MRAC est représentée par la figure.II.18

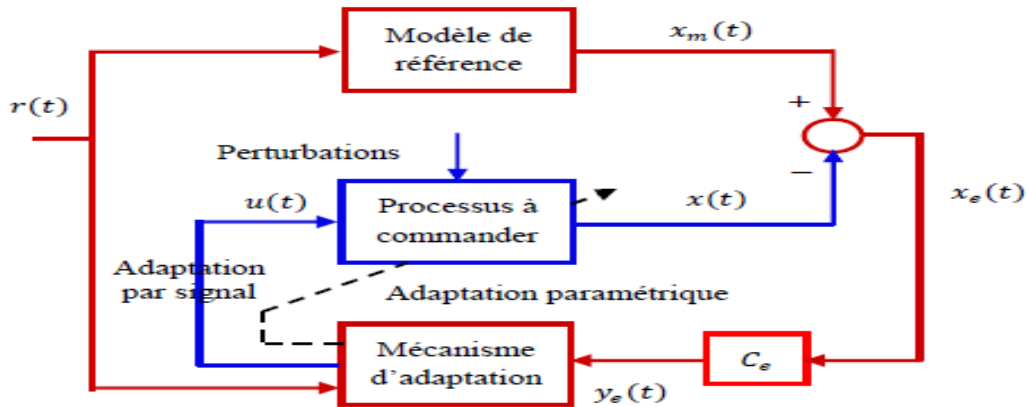


Figure II.18 : Schéma de principe de la commande directe MRAC

II.7.2.1.2 Commande adaptative auto-ajustable :

Cette commande fait partie des commandes adaptatives indirectes, Ceci implique que les paramètres du régulateur suivent les changements dans les processus. Le régulateur est appelé auto-ajustable du fait qu'il ajuste le contrôleur aux performances désirées. Ce type de commande adaptative est basé sur les principes de séparation et d'équivalence certaine. Le modèle du processus servant pour le calcul du régulateur est remplacé par un modèle estimé en temps réel à partir des entrées et des sorties du système à réguler. L'avantage de la séparation entre identification et commande est de pouvoir estimer les paramètres du système à contrôler tout en satisfaisant les objectifs de commande. Le schéma block de cette commande est représenté par la figure.II.19 :

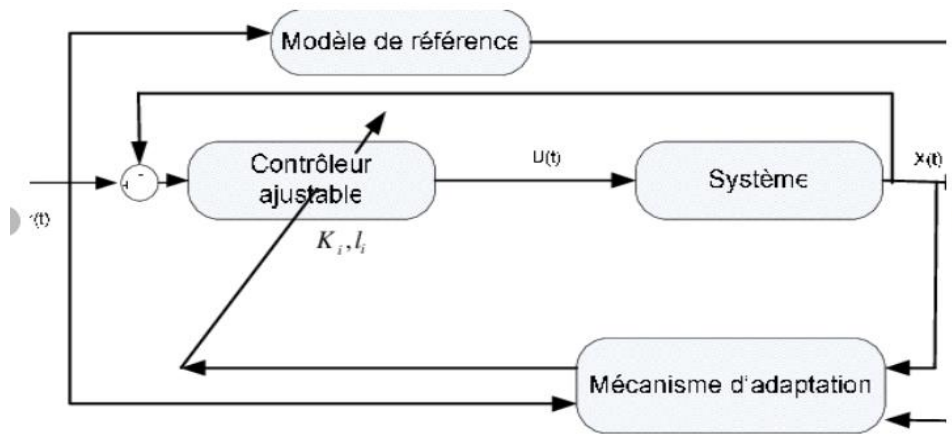


Figure.II.19 : Schéma principe de la commande adaptative indirecte MIAC.

### II.7.2.2 L'application de la Commande Hybride floue- Glissante Adaptatif :

Dans la partie précédente, on a supposé que le gain  $K_j$  de la commande par mode glissant peut être déterminé. Cependant, en pratique, on n'a pas une méthode permettant le calcul de ce gain [31]. Pour résoudre ce problème, on utilise dans cette section, une commande à gain adaptatif optimisé par la logique floue. C'est une stratégie de réglage proposée contient des opérations de connaissance sous la forme de règles « SI-ALORS » qui décident des valeurs des gains  $K_j$  du commande en fonction de la condition de fonctionnement simultanée du système à commander. Les règles du superviseur flou sont développées en fonction de l'erreur et sa variation pour faire une adaptation de gain  $K_j$  à chaque pas d'échantillonnage. Cette approche permet de faire converger la commande attractive vers la commande attractive optimale [32]. Pour se faire nous proposons un schéma de superviseur donné par la figure II.20.

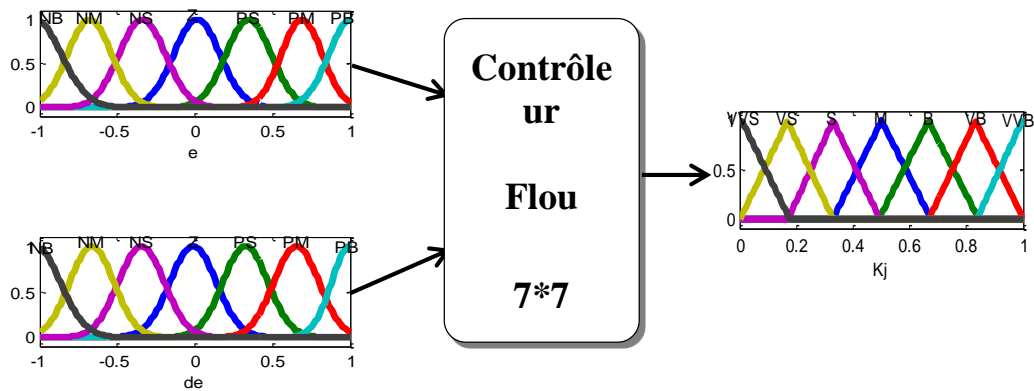


Figure II.20 Contrôleur flou de supervision

#### II.7.2.2.1 Fonctions d'appartenance :

Les fonctions d'appartenance des trois variables  $e_j$ ,  $de_j$  et  $k_j$  sont illustrées par la figure II.21. On définit des fonctions d'appartenance de formes triangulaires pour les entrées  $e_j$  et  $de_j$  et la sortie  $k_j$  qui sont définies respectivement dans les plages  $[-0.01, 0.01]$ ,  $[-0.01, 0.01]$  et  $[0.2, 2]$  avec les variables linguistiques suivantes :

$(e, de) = \{NB \text{ (Negative Big), NM (Negative Medium), NS (Negative Small), ZE (Zéro), PS (Positive Small), PM (Positive Medium), PB (Positive Big)}\}$  ;

$k_j = \{VVS \text{ (Very Very Small), VS (Very Small), S (Small), M (Medium), B (Big), VB (Very Big) and VVB (Very Very Big). (Small), M (Medium), B (Big), VB (Very Big) and VVB (Very Very Big)}\}$ .

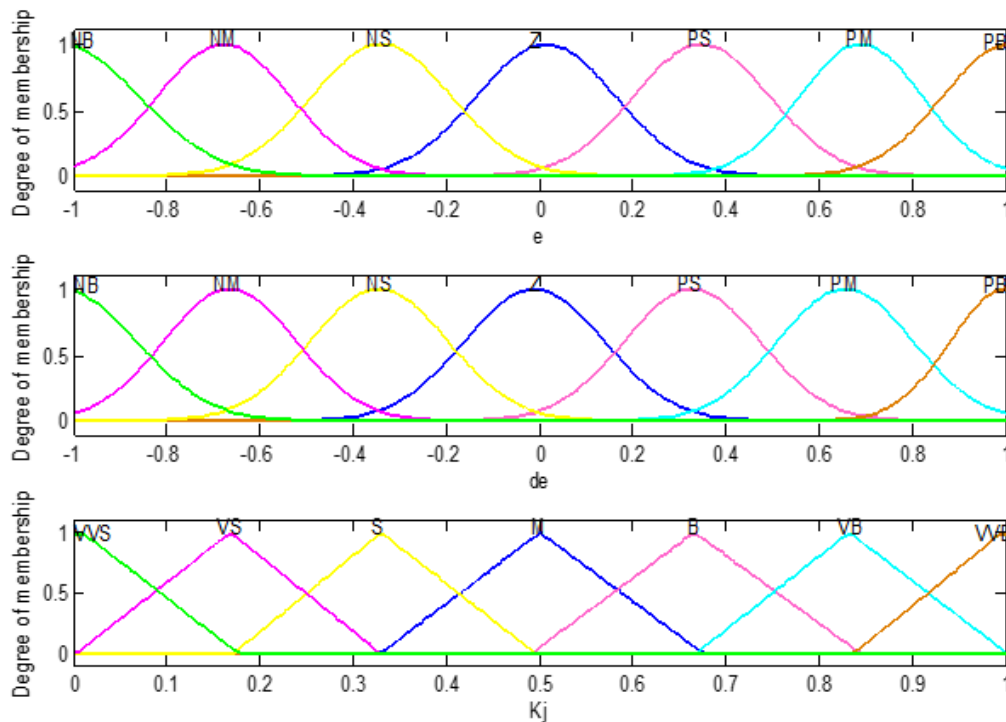


Figure.II.21 : Fonctions d'appartenances pour les entrées (e et de) et la sortie  $K_j$ .

II.7.2.2.2 Table des règles floues :

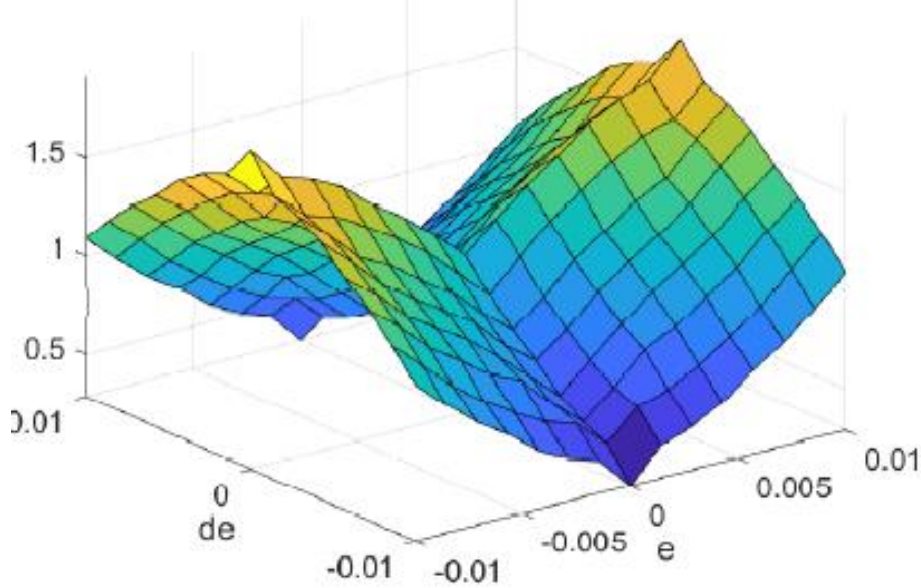
Le tableau II.7 présente la base de règles floues du superviseur :

$K_j$	$e$						
$de$	NB	NM	NS	Z	PS	PM	PB
NB	M	S	VS	VVS	VS	S	M
NM	B	M	S	VS	S	M	B
NS	VB	B	M	S	M	B	VB
Z	VVB	VB	B	M	B	VB	VVB
PS	VB	B	M	S	M	B	VB
PM	B	M	S	VS	S	M	B

Tableau II.7 Règle d'inférence pour le superviseur du contrôleur CGFA [33].

**II.7.2.2.3 la surface de superviseur :**

La surface générée du superviseur flou est présenté sur la figure II.22 :



**Figure II.22 :** Surface du contrôle floue de gain  $K_j$ .

**II.7.2.2.4 Méthode d'inférence :**

Pour ce qui est de la méthode d'inférence, notre choix s'est porté sur la méthode Max-Min de Zadeh.

**II.7.2.2.5 Méthode de défuzzification :**

La méthode de défuzzification adoptée est celle qui est la plus utilisée en commande, à savoir la méthode du centre de gravité.

$$\left\{ \begin{array}{l} U_v = \frac{T_{11} I_1}{K_{11}(2a_1x_3 + b_1)} \left[ -2\lambda_v \ddot{e}(x) - \lambda_v^2 \dot{e}(x) + \ddot{x}_{1d} + \frac{1}{I_1} (M_g \dot{x}_1 \cos(x_1) + B_{1v} \dot{x}_2 + \frac{T_{10} 2a_1}{T_{11}} x_3^2 + \frac{T_{10} b_1}{T_{11}} x_3) \right] - \mathbf{CLF}(e_1, \dot{e}_1) * \mathbf{CLF}(s_1, \dot{s}_1) \\ U_h = \frac{T_{22} I_2}{K_{22}(2a_2x_6 + b_2)} \left[ -2\lambda_h \ddot{e}(x) - \lambda_h^2 \dot{e}(x) + \ddot{x}_{4d} + \frac{1}{I_2} \left( B_{1\phi} \dot{x}_5 + \frac{T_{20} 2a_2}{T_{22}} x_6^2 + \frac{T_{20} b_2}{T_{22}} x_6 \right) \right] - \mathbf{CLF}(e_2, \dot{e}_2) * \mathbf{CLF}(s_2, \dot{s}_2) \end{array} \right. \quad (\text{II. 44})$$

Afin d'éliminer le phénomène de chattering et d'optimiser le gain de commutation  $K_j$  en utilisant le système d'inférence flou. La structure générale proposée de la commande par mode glissant flou à gain adaptatif basée sur un superviseur flou est illustrée dans la figure II.23

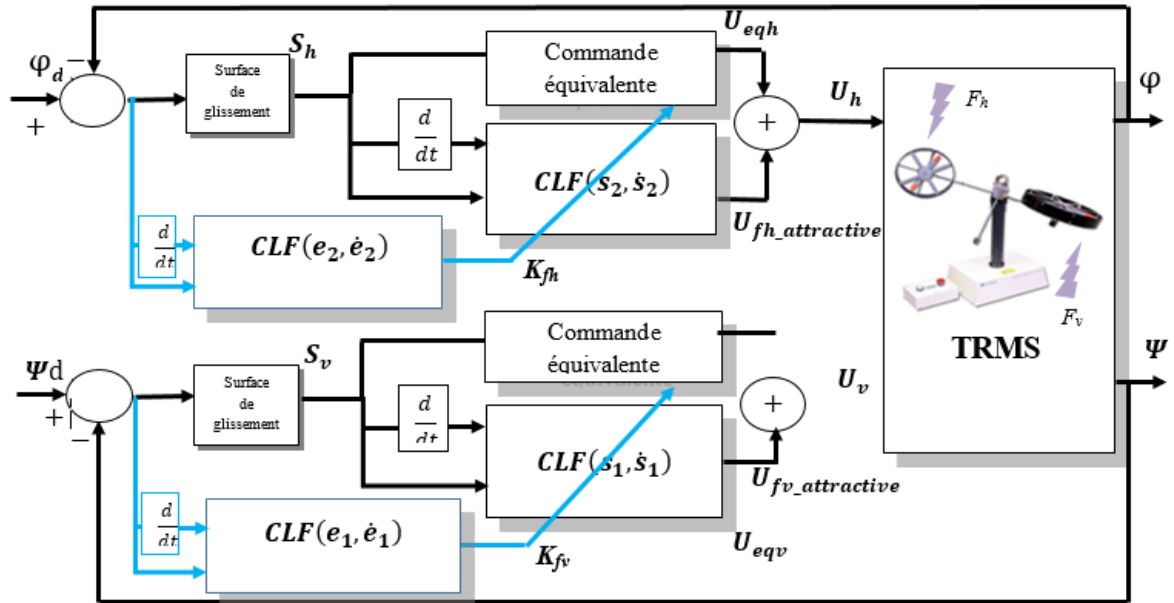


Figure II.23 : Schéma fonctionnel de la commande par mode glissant flou avec gain adaptatif.

### II.7.2.3 Résultats de simulation :

Nous avons effectué les simulations en mode de régulation pour les deux sous systèmes d'élévation et d'azimut, Nous avons également considéré des trajectoires de référence de forme carrée dans le premier cas figures II.24 et des trajectoires des références sinusoïdales dans le deuxième cas figures II.25.

D'après les résultats de simulation, il apparaît clairement que les erreurs de poursuite sont faibles et les valeurs des dépassements sont acceptables. En outre, les temps de réponses, qui caractérisent le régime transitoire, sont aussi faibles. Les figures II.24 (c) et (d), II.25 (c) et (d) montrent que les signaux de commandes obtenues présentent particulièrement une forme suffisamment lisse. Ceci, permet d'améliorer la précision au régime établi et d'éliminer le phénomène de chattering.

II.7.2.3.1 Test de poursuite de trajectoire carré :

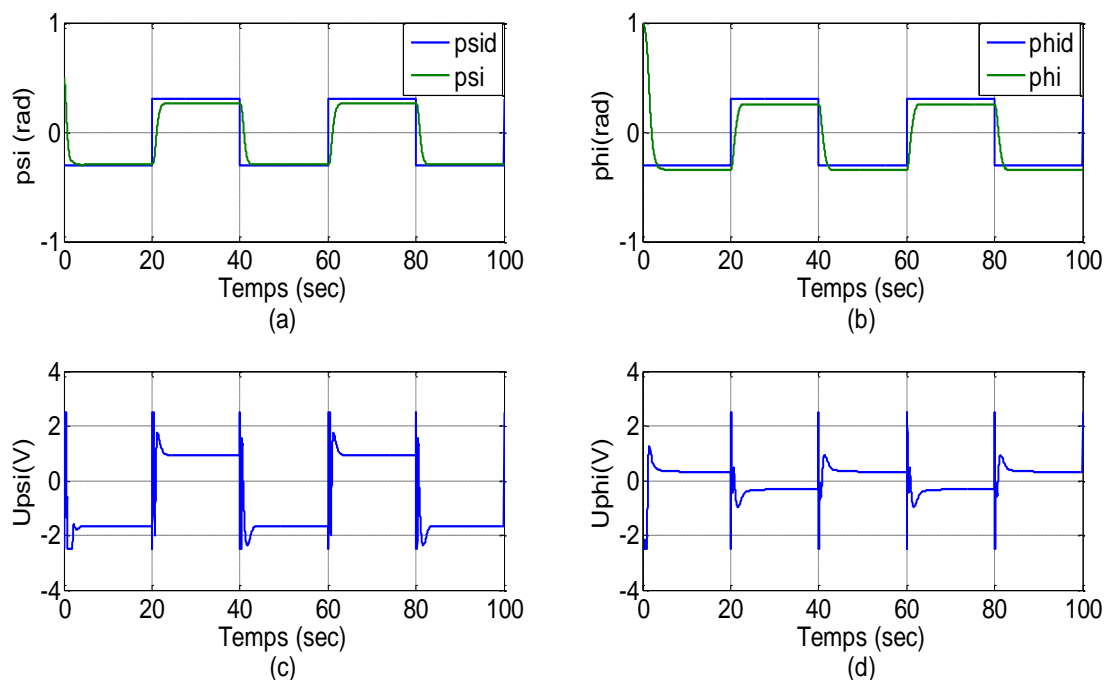


Figure II.24 : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire carrée : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande.

II.7.2.3.2 Test de poursuite de trajectoire sinusoïde :

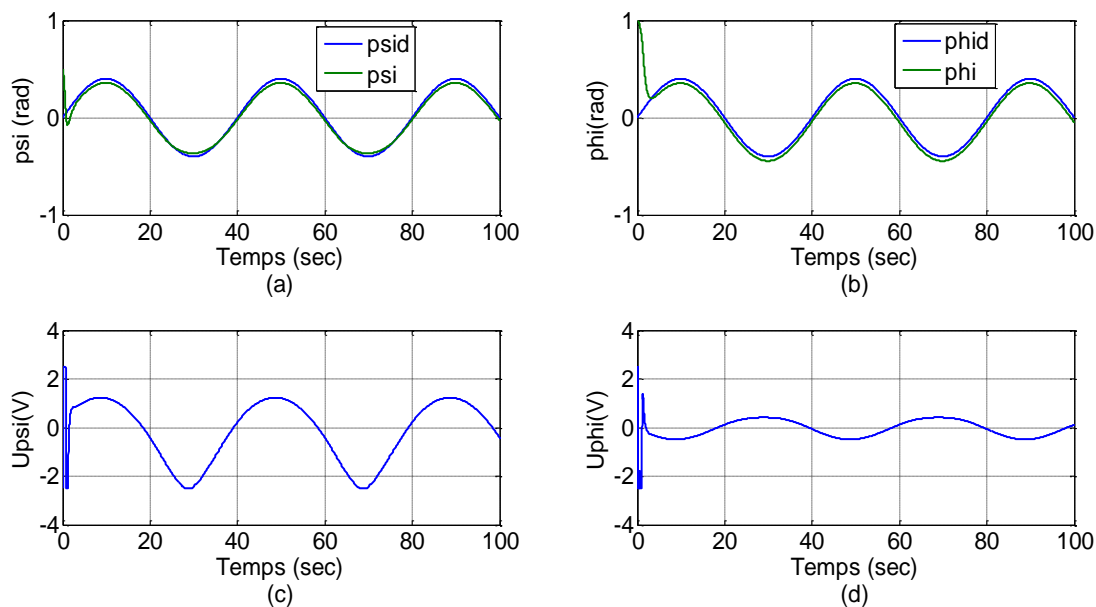


Figure II.25 : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire sinusoïdale : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande.

A partir des résultats, nous pouvons conclure que la commande CFGA est en générale, la plus performante du point de vue la stabilité, la précision, la rapidité et la robustesse.

Sous-système	paramètres de la commande	Valeurs	Sous-système	paramètres de la commande	Valeurs
<b>Horizontale</b>	$\lambda_h$	3	<b>Verticale</b>	$\lambda_v$	3.75
	$k_h$	0.7		$k_v$	1.55
	$k_{h11}$	0.018		$k_{v11}$	0.01
	$k_{h12}$	0.177		$k_{v12}$	0.2
	$k_{h21}$	0.02		$k_{v21}$	0.5
	$k_{h22}$	5		$k_{v22}$	1

**Tableau II.8** : les paramètres de la commande hybride floue-glissante a gain adaptatif.

## II.8 Conclusion :

Dans ce chapitre le premier partie, nous avons présenté un bref rappel sur la commande par les modes glissants. Les résultats de simulation montrent que la commande synthétisée, bien qu'ayant des avantages, possèdent aussi des inconvénients. En effet, le phénomène de broutement peut être néfaste pour les actionneurs et aussi pour la stabilité du système, puisque il peut exciter les dynamiques non modélisées. En outre, lors du calcul de la commande équivalente, nous avons besoin du modèle du système à commander, ce qui est difficile à avoir en pratique où la modélisation à nos jours est un véritable problème.

Dans deuxième partie, une commande floue-glissante a été développée et testée aussi bien en simulation. Ceci a permis, de commander le système de vol d'hélicoptère bi rotor à deux degrés de libertés TRMS. Des résultats de simulation montrent en effet un bon suivi de trajectoires, de plus, un temps de réponse acceptable pour les systèmes aéronautiques, Les avantages et les performances de cette commande, tels que la diminution du phénomène de broutement ainsi que la robustesse ont bien été mises en évidence.

D'autre partie, le travail considéré dans ce chapitre, est constitué d'une commande glissant floue avec gain adaptative, en premier lieu, nous avons appliqué cette hybridation au TRMS. Les résultats de simulation montrent que la commande (CMGFA) est très satisfaisante pour la stabilisation et la poursuite de trajectoires.

# *CHAPITRE III*



*Synthèse d'Observateur*

### III.1 Introduction :

Dans ce chapitre nous commencerons notre étude par l'introduction d'un observateur à mode glissant destiné à l'estimation en boucle fermée des états du TRMS à temps continu. Et ensuite, nous adoptons cette approche pour le TRMS en appliquant la structure de commande hybride représentée au chapitre précédent. Des résultats de simulation de la commande d'hélicoptère à deux degrés de liberté sont inclus dans ce chapitre pour illustrer les performances des stratégies de commande à base d'observateur à mode glissante.

### III.2 Généralité sur les Observateurs :

#### III.2.1 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'instant  $t_1$  si à partir de la connaissance du vecteur de sortie  $y$  et du vecteur d'entrée  $u$ , il est possible en un temps fini,  $2 \leq t > t_1$ , 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 (Annexe B). L'une des différences majeures avec les systèmes linéaires est que l'observabilité des systèmes non linéaires peut dépendre de l'entrée.

##### III.2.1.1 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.

Considérons le système non linéaire suivant :

$$\dot{x} = f(x, u)$$

$$Y = h(x, u) \quad (\text{III.1})$$

L'application d'observabilité s'écrit par :

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

Où l'opérateur différentiel  $\mathcal{N}_f$  est défini par :

$$\mathcal{N}_f h = \frac{\partial h}{\partial x} + \frac{\partial h}{\partial U} \frac{\partial U}{\partial t}, \quad \mathcal{N}_f^i h = \mathcal{N}_f (\mathcal{N}_f^i h), \quad \mathcal{N}_f^0 h = h$$

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

Le système est globalement observable si l'application d'observabilité (III.2) peut être résolue en fonction de  $x$  dans tout le domaine de définition. Il est, par contre, souvent impossible d'établir les conditions physiques nécessaires à l'existence de l'inverse  $q^{-1}$

Toutefois, il a été démontré dans [34] que le système non linéaire (III.1) est localement faiblement observable, si la matrice Jacobine de  $q(x, U)$  donnée par :

$$Q(x, U) = \frac{\partial}{\partial x} \begin{bmatrix} h_1(x) \\ h_2(x) \\ \vdots \\ h_n(x) \end{bmatrix} \tag{III.3}$$

Avec :

- $h_1(x) = h(x);$
- $h_2(x) = L_f^1 h(x) = \frac{\partial h_1(x)}{\partial x} f(x, u);$
- $h_n(x) = L_f^{n-1} h(x) = \frac{\partial h_{n-1}(x)}{\partial x} f(x, u);$

### III.2.2 Types d'observateurs :

Les techniques d'observation sont classées en fonction de trois critères différents [35] :

- La nature du système considéré : Selon ce critère on distingue deux types d'observateur, observateur pour des systèmes linéaires et observateurs pour des systèmes non linéaires.
- Le deuxième critère est en fonction de l'environnement, pour cela, on distingue les observateurs déterministes et les observateurs stochastiques.
- Le troisième critère est basé sur la dimension du vecteur d'état ; pour ce dernier on distingue des observateurs d'ordre complet et des observateurs d'ordre réduit.

### III.3 Commande hybride robuste à base d'Observateur d'état :

#### III.3.1 Théorie des observateurs à modes glissants :

##### III.3.1.1 Principes de fonctionnement de l'observateur :

Tout comme la commande par modes glissants, Le principe des observateurs à modes 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 les conditions de glissement étudiées au chapitre 2.

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 étapes : un mode d'atteinte 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  $\tilde{y} = 0$ .

##### III.3.1.2 Etapes de dimensionnement de l'observateur :

Les différentes étapes de synthèse d'un observateur à mode glissant sont connues et clairement identifiées par *J.-J.E. Slotine, J.K. Hedrick et E.A. Misawa* [36]. Ces dernières sont rappelées ci-dessous.

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

$$\begin{cases} \dot{x} = f(\hat{x}, u) \\ y = h(x) \end{cases}$$

Où  $x \in R^n$  est le vecteur d'état et  $y \in R^p$  est le vecteur de sortie mesuré du système

L'observateur à mode glissant d'un tel système est défini avec la structure suivante :

$$\dot{\hat{x}} = f(\hat{x}, u) - \Lambda \Gamma_s \quad (\text{III.4})$$

Où  $\hat{x} \in R^n$  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  $\hat{x}_{j,j=1,\dots,n}$ .
- $\Lambda$  est une matrice  $n \times p$  contenant les gains correctifs de l'observateur.
- $\Gamma_s$  est le vecteur de dimension  $p \times 1$  défini tel que :

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

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 :

$$S = \tilde{y} = \hat{y} - y = 0$$

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

$$\dot{\tilde{x}} = \dot{\hat{x}} - \dot{x} = \Delta f - \Lambda \Gamma_s$$

Avec  $\Delta f = f(\hat{x}, u) - f(x, u)$

La figure III.1 présente le schéma fonctionnel de l'observateur à mode glissant.

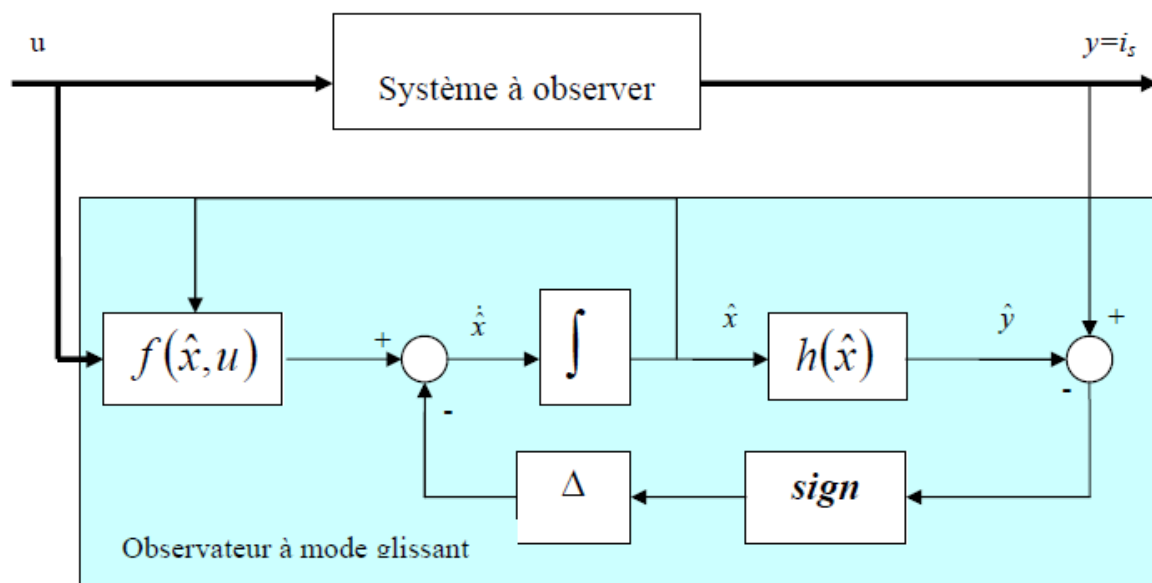


Figure III.1 : Schéma fonctionnel de l'observateur à mode glissant

La surface de glissement, permettant la synthèse d'un observateur à mode glissant, doit

satisfaire la condition d'attractivité  $s.\dot{s} < 0$  et la condition d'invariance :  $\begin{cases} \dot{s}(x) = 0 \\ s(x) = 0 \end{cases}$

La condition d'attractivité est assurée si la fonction de Lyapunov :

$$V(s) = \frac{1}{2} s^2$$

Vérifie  $\dot{v}(s) < 0$ , quand  $s \neq 0$ , et la condition d'invariance est satisfaite à l'aide des termes correctifs  $\Lambda$  de l'équation (III.4).

### III.3.2 Développement d'un observateur à modes glissants pour un TRMS :

#### III.3.2.1 Equation de l'observateur à modes glissants :

En appliquant la théorie des observateurs à modes glissants (équation (III.4)) pour le TRMS.

- **Sous-système vertical :**

On en déduit, l'observateur à modes glissants :

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = x_2 - \Lambda_1 \text{sign}(s_1) \\ \dot{\hat{x}}_2 = \frac{1}{I_1} [-B_{1\psi} x_2 + a_1 x_2^2 + b_1 x_3] - \Lambda_2 \text{sign}(s_1) \\ \dot{\hat{x}}_3 = -\frac{T_{10}}{T_{11}} x_3 + \frac{K_{11}}{T_{11}} U_\psi - \Lambda_3 \text{sign}(s_1) \end{cases} \quad (\text{III.5})$$

Pour calculer les autres gains comme suit :

$$\begin{cases} \Lambda_1 = -k_v \text{sign}(s_1) \\ \Lambda_2 = -k_v \text{sign}(s_1) \\ \Lambda_3 = -k_v \text{sign}(s_1) \end{cases} \quad (\text{III.6})$$

$$\text{Avec : } S_1 = \hat{x}_1 - x_1 \quad (\text{III.7})$$

Où :

$\hat{x} \in R^n$  est le vecteur estimé de l'état  $x$ .

$\Lambda$  : est la matrice de gains correctifs de l'observateur à mode glissant de dimension  $3 \times 1$ .

$\text{Sign}(s)$  est un vecteur d'ordre  $p \times 1 = 1 \times 1$ .

$s_1$ : Est la surface de glissement définie telle que :  $s_1 = \hat{x}_1 - x_1$

- **Sous-système horizontale :**

On en déduit, l'observateur à modes glissants :

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_4 = x_5 - \Lambda_4 \text{sign}(s_2) \\ \dot{\hat{x}}_5 = \frac{1}{I_2} [-B_{1\psi} x_5 + a_2 x_6^2 + b_2 x_6] - \Lambda_5 \text{sign}(s_2) \\ \dot{\hat{x}}_6 = -\frac{T_{20}}{T_{22}} x_6 + \frac{K_{22}}{T_{22}} U_\psi - \Lambda_6 \text{sign}(s_2) \end{cases} \quad (\text{III.8})$$

Pour calculer les autres gains comme suit :

$$\begin{cases} \Lambda_4 = -k_h \operatorname{sign}(s_2) \\ \Lambda_5 = -k_h \operatorname{sign}(s_2) \\ \Lambda_6 = -k_h \operatorname{sign}(s_2) \end{cases} \quad (\text{III.9})$$

$$\text{Avec : } s_2 = \hat{x}_4 - x_4 \quad (\text{III.10})$$

### III.3.2.2 Condition de convergence :

Pour pouvoir calculer les gains d'observation il est nécessaire que la dynamique de l'erreur d'estimation (observation) soit stable. Pour se faire nous choisissons une fonction de Lyapunov candidate fonction de cette dernière et nous essayons ensuite de prouver la stabilité.

Soit la fonction de Lyapunov définie positive :

$$v_i = \frac{1}{2} s_i^2 \quad (\text{III.11})$$

$$\dot{v}_i = \dot{s}_i s_i \quad (\text{III.12})$$

$$= \dot{s}_i (-\Lambda_j \operatorname{sign}(s_i)) \quad \text{Telle que : } j = 1, \dots, 6$$

$$\text{Donc } v_i \dot{v}_i \leq 0 \quad (\text{III.13})$$

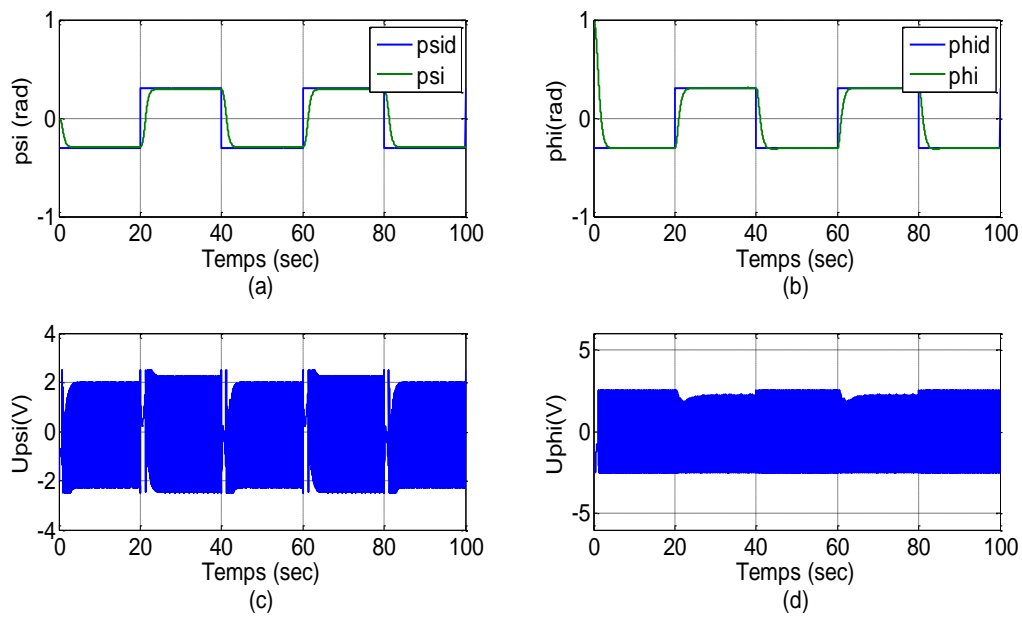
Cette condition garantit l'attractivité de la surface de glissement  $s = 0$  elle dépend à la fois des erreurs paramétriques commises sur la charge et des erreurs d'observation. Le domaine de glissement est le sous espace d'état de  $R^3$  pour lequel  $\hat{x}_1, \hat{x}_4$  vérifient la condition  $\dot{v}(s) < 0$ .

### III.4 Résultat de simulation :

Nous avons effectué des simulations en mode de régulation pour les deux sous-systèmes verticale et horizontale en utilisant un observateur a mode glissant, les gains  $\Lambda_j$  sont déterminés de façon à imposer la dynamique de l'erreur d'observation en mode de glissement. Les résultats obtenus sont présentés dans les figures suivantes.

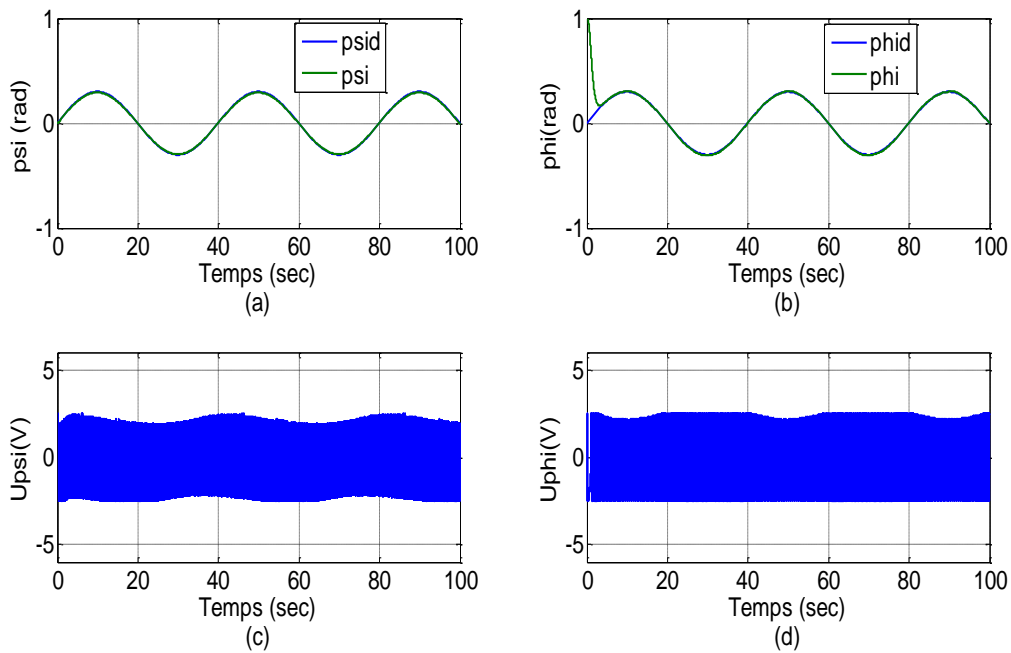
### III.4.1 Commande par mode glissant avec un observateur :

#### III.4.1.1 Test de poursuite de trajectoire :



**Figure III.2** Performances de commande dans le cas d'une trajectoire carrée : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande.

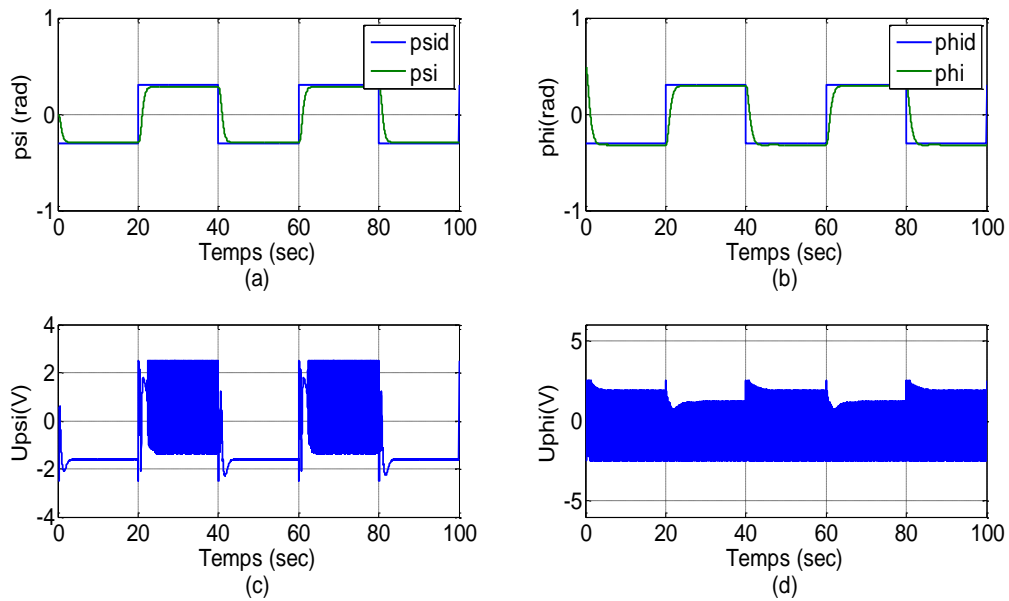
#### III.4.1.2 Test de poursuite de trajectoire sinusoïde :



**Figure III.3** : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire sinusoïdale : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande.

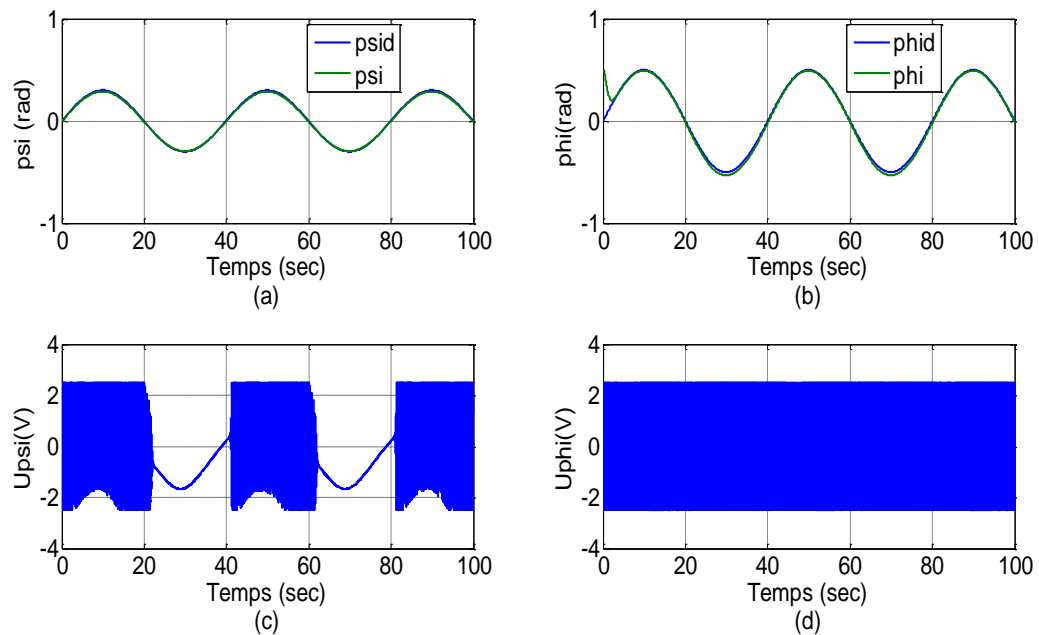
### III.4.2 Commande par mode glissant flou avec un observateur :

#### III.4.2.1 Test de poursuite de trajectoire :



**Figure III.4** Performances de commande dans le cas d'une trajectoire carrée : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande.

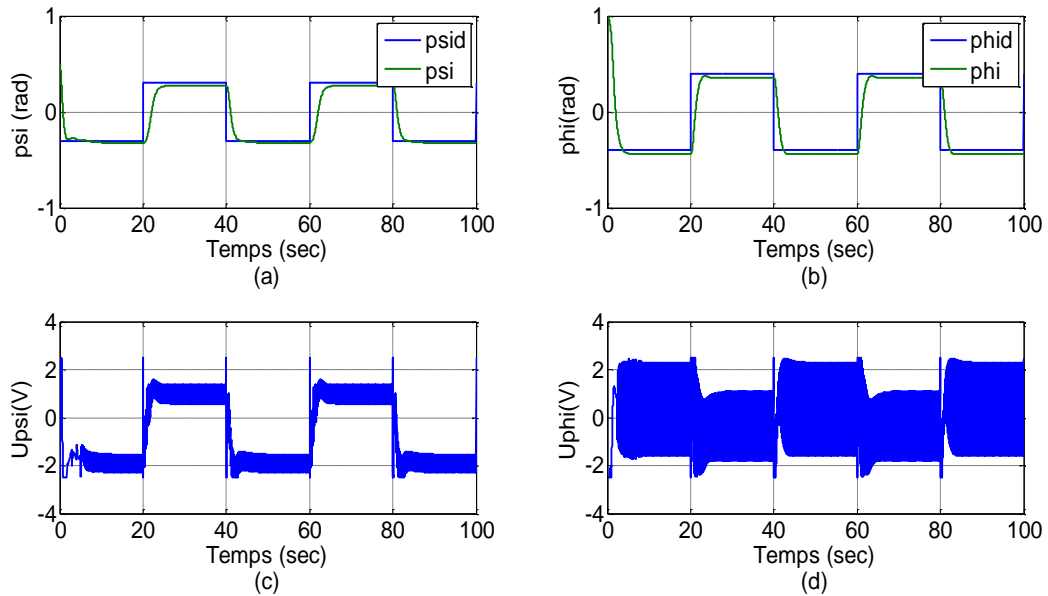
#### III.4.2.2 Test de poursuite de trajectoire sinusoïde :



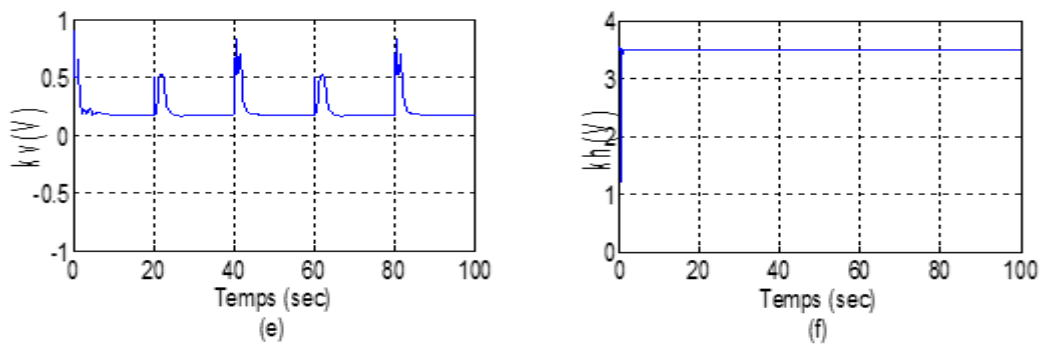
**Figure III.5** : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire sinusoïdale : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande.

### III.4.3 Commande flou-glissant adaptatif avec un observateur :

#### III.4.3.1 Test de poursuite de trajectoire :



**Figure III.6** Performances de commande dans le cas d'une trajectoire carrée : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande.



**Figure III.7** : Evaluation des gains de commutations.

III.4.3.2 Test de poursuite de trajectoire sinusoïde :

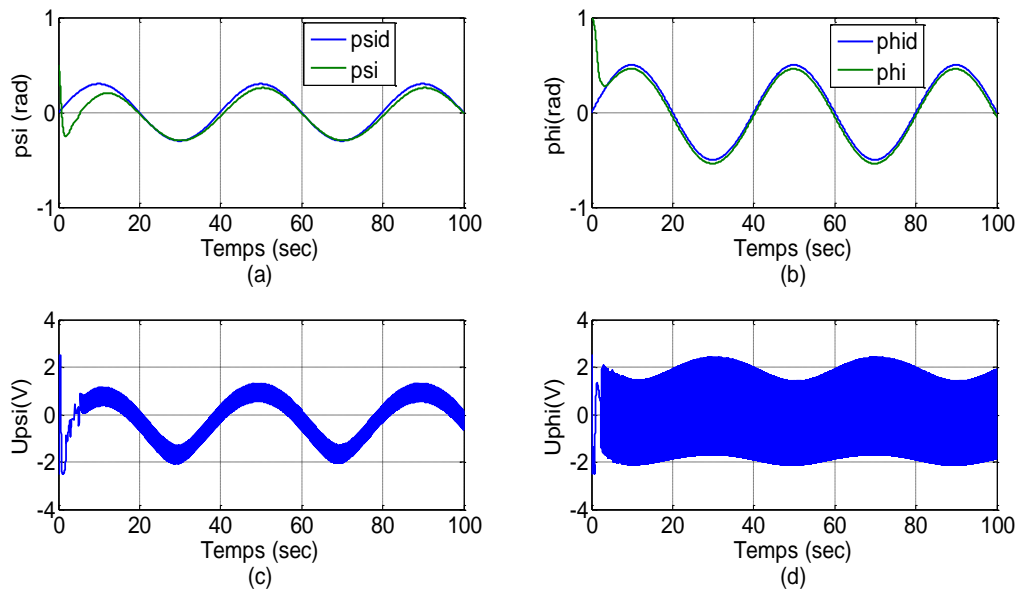


Figure III.8 : Performances de commande dans le cas d'une trajectoire sinusoïdale : (a) et (b) réponses du système, (c) et (d) signaux de commande.

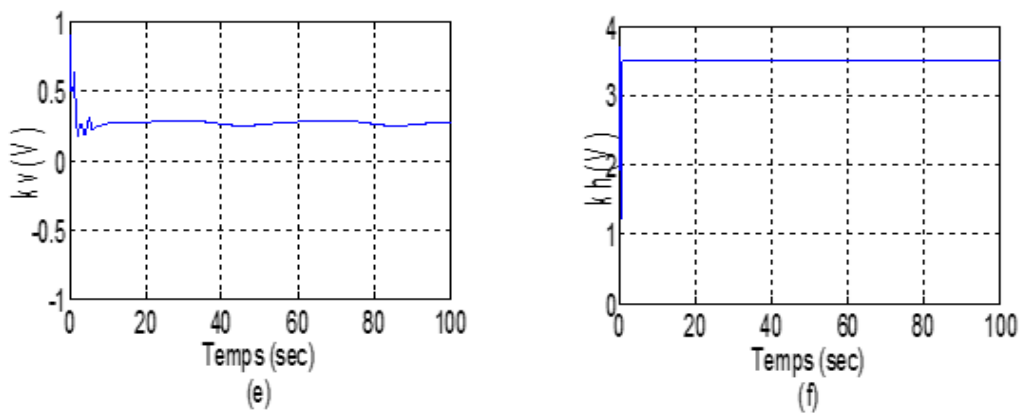


Figure III.9 : Evaluation des gains de commutation.

III.4.3.3 Test de robustesse :

Pour évaluer la robustesse du contrôleur CMGFA avec observateur proposé, une perturbation externe a été injectée dans le TRMS qui est représentés dans les figures III.10, On observe que les perturbations sont rapidement rejetées. On peut donc affirmer que le contrôleur CMGFA avec Observateur est robuste contre les perturbations externes.

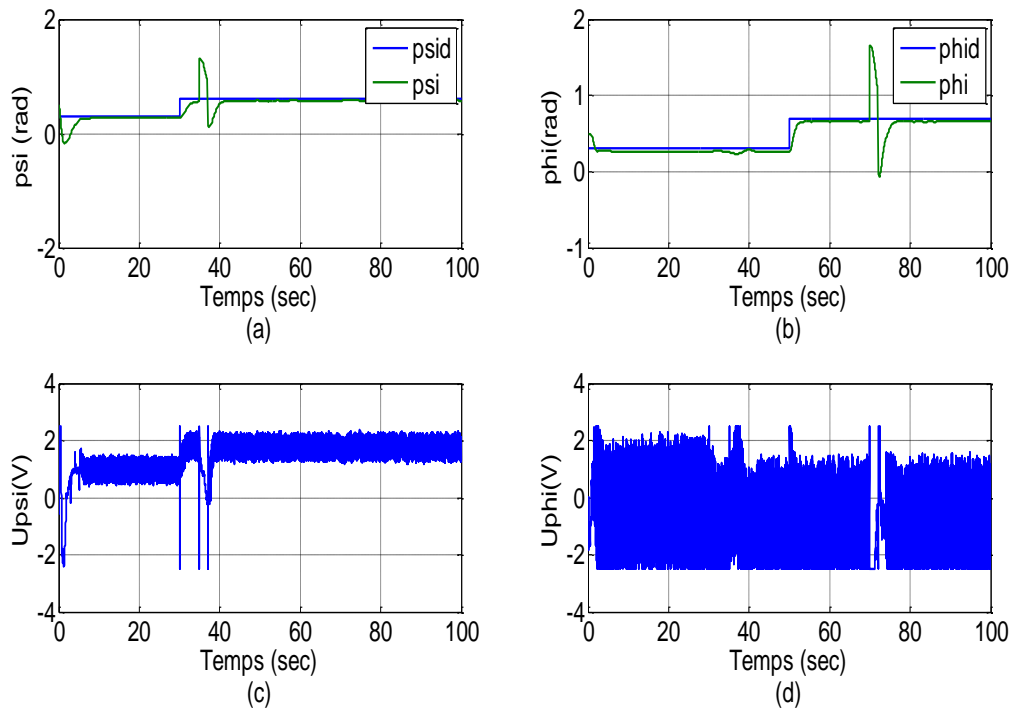


Figure III.10 : Réponses du système et signaux de commande avec Observateur.

### III.5 Etude Comparative :

Cette étude permettra de conclure sur les performances des différentes lois de commande développées avec d'observateur pour la commande du TRMS 33-007-4M5. Elle est basée sur le temps de réponse et le deux critères suivants :

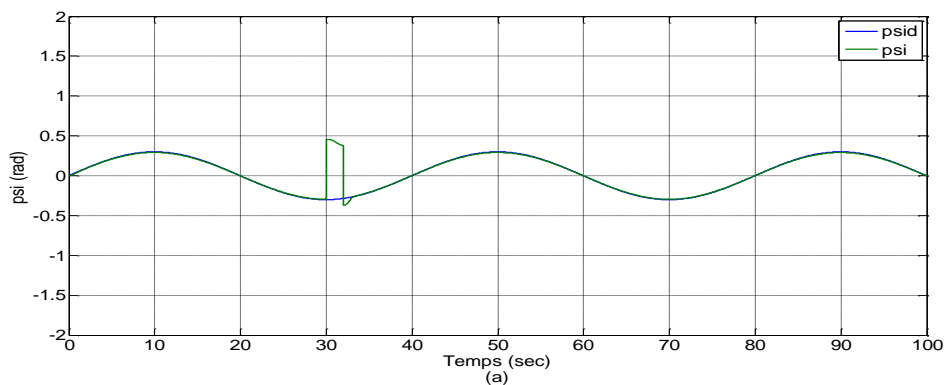
- la somme des carrés des erreurs :  $J1 = 12 \sum_{pk=1} (eT_e)$
- l'énergie de la commande :  $J2 = 12 \sum_{pk=1} (uTu)$

Les mêmes conditions de simulation, tels que le pas de simulation, la plage temporelle, les gains de la commande, ...etc., ont été utilisées. Les résultats de cette comparaison sont regroupés dans le tableau III.1 et la figures III.11 :

<i>Critère</i>	<b>J1</b>	
<i>Commande</i>	<i>Verticale</i>	<i>Horizontale</i>
<b>CMG_OBS</b>	2.9967+04	2.0878+04
<b>CFG_OBS</b>	5.9861+03	1.8587+04
<b>CFGA_OBS</b>	4.2147+03	1.5932+03
<i>Critère</i>	<b>J2</b>	
<i>Commande</i>	<i>Verticale</i>	<i>Horizontale</i>
<b>CMG_OBS</b>	77.0649	162.6127
<b>CFG_OBS</b>	52.965	155.5652
<b>CFGA_OBS</b>	52.255	139.1398
<i>Critère</i>	<b>Temps de réponse (20%)</b>	
<i>Commande</i>	<i>Verticale</i>	<i>Horizontale</i>
<b>CMG_OBS</b>	2.24	1.96
<b>CFG_OBS</b>	1.68	1.58
<b>CFGA_OBS</b>	1.67	1.52

**Tableau III.1** : Comparaison quantitative entre les commandes développées avec d'observateur pour le TRMS.

**III.5.1 Observateur d'état à mode glissant :**



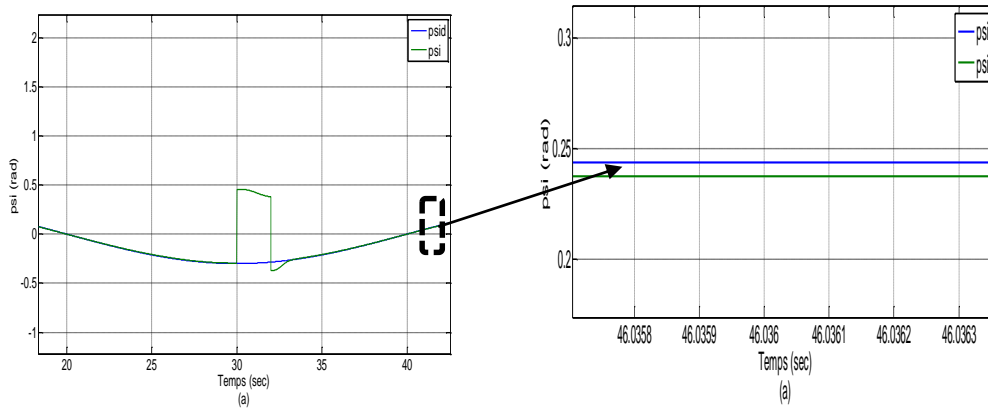
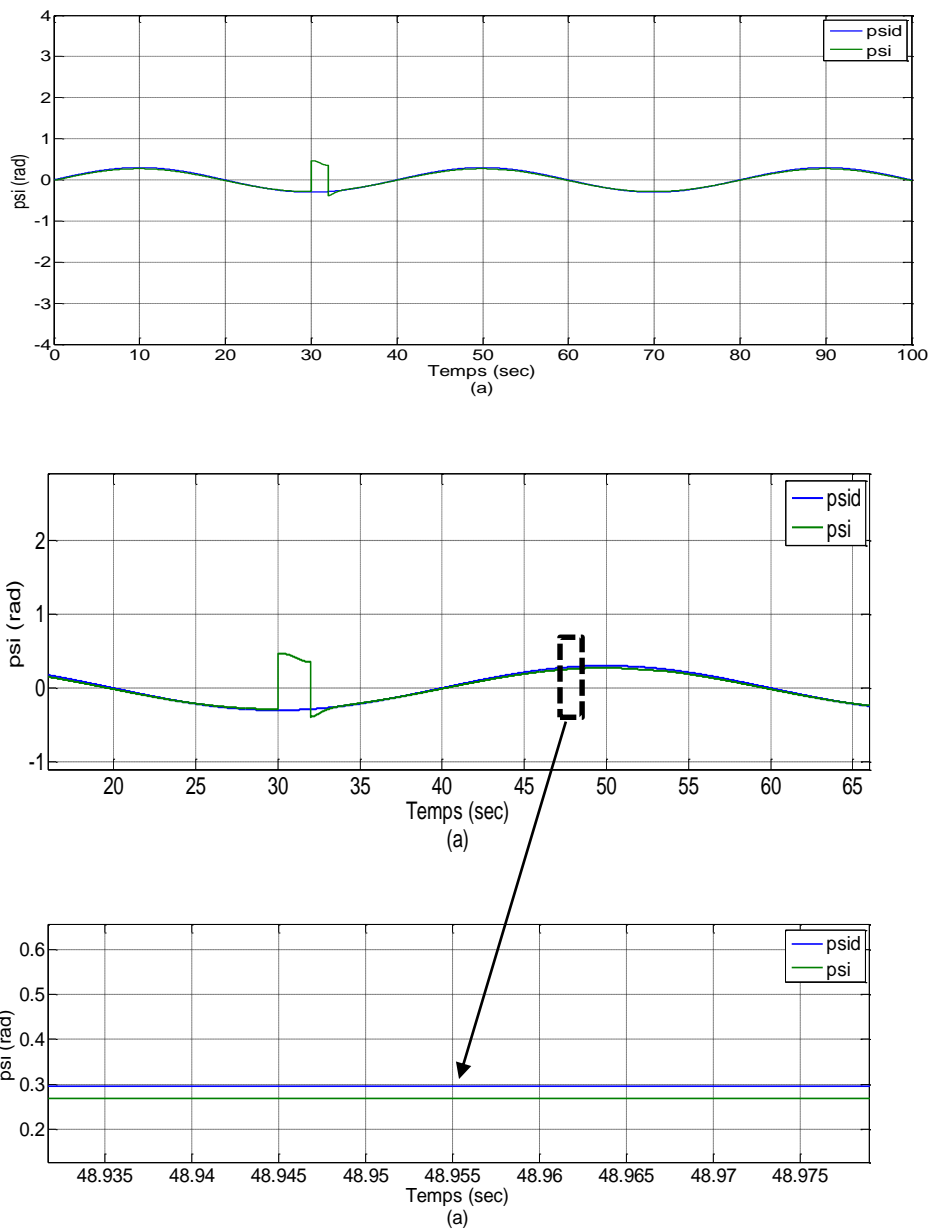


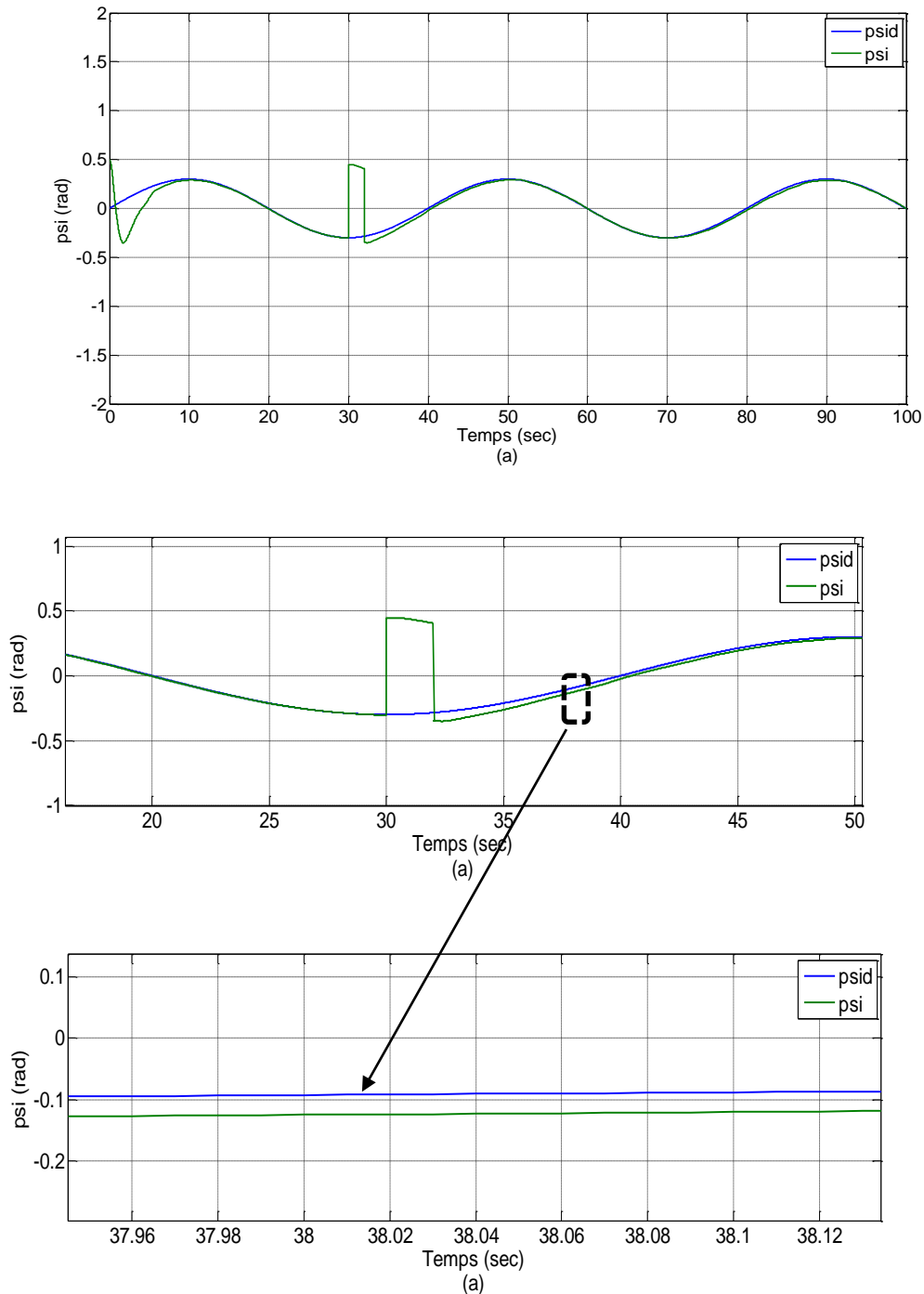
Figure III.11 : Comparaison qualificatif de commande mode glissant avec un observateur

III.5.2 Observateur d'état à mode glissant floue :



**Figure III.12 :** Comparaison qualitatif de commande mode glissant fluide avec un Observateur.

**III.5.3 Observateur d'état à mode glissant avec gain adaptative :**



**Figure III.13 :** Comparaison qualitatif de commande mode glissant à gain adaptative avec un observateur.

Il apparait selon le tableau III.1 et les résultats de simulation que :

- La commande par mode glissant avec un observateur (CMG\_OBS) suit les trajectoires du référence de manière acceptable, elle est robuste vis-à-vis des perturbations d'erreur avec phénomène de broutement qui consiste en des variations brusques et rapides du signal de commande, Ce qui a entraîné une consommation d'énergie élevée.
- la commande floue- glissant avec un observateur (CFG\_OBS) garde les performances précédentes avec peu d'améliorations, l'avantage de ce dernier est de fournir un signal de commande sans phénomène de broutement.
- La commande glissant floue a gain adaptatif avec un observateur (CFG\_A\_OBS) donnent un meilleur temps de réponse, et elle permet d'assurer la convergence en temps fini, l'avantage saillant de cette commande c'est la rapidité de robustesse contre les perturbations d'erreur.

### **III.6 Conclusion :**

Dans ce chapitre, nous avons présenté les trois techniques Glissant, flou et adaptative avec un observateur à mode glissant dans le but d'estimation des paramètres de système TRMS. Les tests effectués en présence de perturbation externes montrent que la commande par mode glissant avec gain adaptative basé un observateur d'état est le meilleur.

# *Conclusion générale*

L'objectif général de ce mémoire était l'application des commandes linéaires multi variables pour la commande d'un simulateur de vol d'hélicoptère TRMS avec un Observateur. En premier lieu, nous avons commencé par la description du simulateur d'hélicoptère et ces composants constitutifs, on a parlé aussi sur le principe de vol d'un hélicoptère dont le comportement est similaire en termes de commande au comportement du simulateur. Ce dernier est un système non linéaire fortement couplé, complexe, multi-variable d'entrées/sorties. Pour le TRMS 33-949 nous avons utilisé le modèle dynamique délivré par la société feedback.

Notre objectif était de synthétiser des lois de commande à structure variable d'un hélicoptère TRMS avec une nouvelle vision permettant d'améliorer ses performances. Pour cela, des méthodes de commande par mode glissant ont été développées et pour lesquelles des surfaces de glissement linéaires ont été proposées. L'autre direction que nous avons suivie, pour améliorer les performances de cette technique de commande, est celle qui consiste à associer la commande floue et la commande par mode de glissement.

Les performances statique et dynamique de notre commande sont illustrées par des résultats de simulation. A travers les erreurs d'observation, on remarque une convergence rapide des erreurs vers zéro ainsi qu'une bonne poursuite des consignes de cet observateur.

Les résultats obtenus ont montré le bon fonctionnement des lois de commande proposées à travers les performances enregistrées, aussi bien pour les simulations effectuées sur le modèle du TRMS 33-949.

Enfin, on propose quelques perspectives à notre travail qui se traduisent par :

- ✓ La première méthode l'amélioration des performances de commande, les avantages de la commande à structure variable classique avec des surfaces de glissement linéaires classiques. L'association de la commande floue à la commande par mode de glissement a permis d'atténuer l'effet du Chattering qui, désormais, représente l'inconvénient principal de la commande à structure variable. Pour contourner ce problème, une commande hybride intelligente adaptative a été proposée.
- ✓ La deuxième méthode utilise un observateur d'ordre réduit à modes glissants connu par sa robustesse face aux variations paramétriques, en effet il permet de garder la stabilité

## *Conclusion générale*

et les performances de la commande. Mais il est caractérisé par un phénomène appelé le *chattering*, qui élargit nettement la bande de fluctuation du couple, ce qui présente l'inconvénient majeur de cette commande.

# *Bibliographie :*

[1] H.REZIG et à A.BNALI, « Commande d'un simulateur hélicoptère TRMS avec deux approches robustes », Mémoire présenté pour l'obtention du diplôme de master, Université Saad Dahleb – Blida, 2009/2010.

[2] Y.BENFATMA et M.MANAA, « Commande d'un simulateur d'hélicoptère (TRMS) par une approche hybride (Neuro-Floue) », Mémoire présenté pour l'obtention du diplôme de master, Université Mohamed Khider Biskra, 2012.

[3] S.M. AHMED, M. H.SHAHEED, A. J.CHIPPERFIELD and M. O.TOKHI, « Nonlinear modelling of a twin rotor MIMO system using radial basis function networks », Proceedings of the IEEE 2000 National Aerospace and Electronics Conference. Engineering Tomorrow, Dayton, OH, USA, pp. 313-320, 12 Oct. 2000.

[4] B. KADMIRY and D. DRIANKOV, « A fuzzy gain-scheduler for the attitude control of an unmanned helicopter », in IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 12(4), pp. 502-515, Aug.2004.

[5] S. M. AHMED, A. J.CHIPPERFIELD and M. O.TOKHI, « Dynamic modeling of a two degree-offreedom Twin Rotor Multi-Input Multi-output System », IEEE International Conference on Industrial Electronics, Nagoya, Japan, vol.2, pp. 1451-1456, 2000.

[6] F.BOUAZZA, « Commande Sans Capteur De Vitesse D'une MRV », Thèse de magister, université de Batna 2012.

[7] MERABET.B – BOUKHECHBA.A, « Commande sans capteur mécanique d'une machine asynchrone par observateur Floue-mode glissant, mémoire de master », Université Echahid Hamma Lakhdar d'El Oued, 2019.

[8] A. MARTINI, « Modélisation et Commande de vol d'un hélicoptère drone soumis à une Rafale de vent », thèse de doctorat, l'université paul verlaine – metz, 2008

- [9] N. BOUCHAALA, « Commande robuste par mode glissant floue appliquée à la poursuite de trajectoire du système TRMS », mémoire de master, Université de M'sila, 2016
- [10] F. FARAH, F. HACHID, « Synthèse et implémentation pratique de lois de commandes non linéaires : Application à un simulateur d'hélicoptère », mémoire D'Ingénieur d'Etat en Automatique, école nationale polytechnique, Algérie, 2015.
- [11] S. ZEGHLACHE, « Commande non linéaire d'un appareil à vol vertical », thèse de doctorat, Université de M'sila, 2014.
- [12] Twin Rotor MIMO System Manual, Feedback Instruments Ltd, UK, 2006.
- [13] A. AMMOUR, « Contribution à la commande par mode glissants d'ordre fractionnaire », Thèse de doctorat, Université de Tizi-Ouzou, 2011.
- [14] A. RAMDANE, « Commande de machine à induction par les techniques de l'intelligence artificielle », thèse de doctorat, Université Batna 2 Mostefa Ben Boulaïd, 2020.
- [15] R.B. Fernandez, J.K. Hedrick, « Control of multi variable nonlinear systems by sliding mode control », International Journal of Control, volume 46, n°3, pp. 1019- 1040, 1987.
- [16] I. DEGHBODJ, « Commande des systèmes non linéaires par mode glissant d'ordre supérieur », mémoire d'ingénieur, université de Constantine 1, 2013.
- [17] J.J.E. Slotine and W. Li, « Applied nonlinear control », Prentic-Hall, Inc, 1991.
- [18] M. BENBEKRI, M. GHEZAL, M. YAHIAOUI, « Commande à Structure Variable d'un Système Hydraulique CE105 », mémoire de master, université de M'sila, 2012.
- [19] M. SALEM, « Approches de l'intelligence artificielle pour la commande robuste des systèmes non linéaires », thèse de doctorat, université d'Oran 1, 2014.
- [20] H. Bühler, « Réglage par mode de glissement », traité d'électricité, 1ère édition, presses ,1991.
- [21] L. A. ZADEH, « Fuzzy sets », Information and Control, 8(3, pp.338-353), Jun.1965.
- [22] H. Zhang, Z. Bien, « Adaptive fuzzy control of MIMO nonlinear systems », Fuzzy Sets and Systems, 115(2), 2000, pp. 191-204.

- [23] E.H. Mamdani, « Application of fuzzy algorithm for simple dynamic plant », Proceedings of the IEE, 121(12), 1974, pp.1585-1588.
- [24] L. A. ZADEH, « Outline of a New Approach to the Analysis of Complex Systems and Decision Processes », in IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, SMC-3(1), pp. 28-44, Jan.1973.
- [25] K. ZINSER, R. SCHREIBER « La logique floue : une nouveauté prometteuse de la technique d'automatisation », La Technique moderne- N° 1-2, 1994.
- [26] B.B.MEUNIER, « La Logique Floue et ces Applications », Addison Wesley France, 1995.
- [27] S. WEBER, « a general concept of fuzzy connectives, negation and implications based on t-norms and t-conorms », Fuzzy Sets and Systems, 11 (1-3), pp.115-134, 1983.
- [28] S.HAJRI, « Commande dynamique par mode glissant Application a la robustification des processus Complexes », thèse de doctorat, université de Lille 1,1997.
- [29] Kh.BEHIH, « Contribution à la commande des systèmes non linéaire incertains et perturbés », thèse de doctorat, université de université Ferhat Abbas – Sétif 1, 2020.
- [30] A. CHELIHI, « Synthèse de lois de commande par la théorie d'hyperstabilité Application aux systèmes physiques », thèse de doctorat, université Mohamed Khider – Biskra, 2016.
- [31] J. C. Lo and Y. H. Kuo, « Decoupled Fuzzy Sliding-Mode Control », IEEE transactions On Fuzzy systems, Vol. 6, N° 3, pp. 426-435, 1998.
- [32] M.GHELLAB, « Commandes Non Linéaires Robustes Appliquées À un Hélicoptère Autonome », thèse de doctorat, université Mohamed Boudiaf - M'sila, 2020
- [33] A. AMER, E. SALLAM, W. ELAWADY, « Adaptive fuzzy sliding mode control using supervisory fuzzy control for 3 DOF planar robot manipulators », Applied Soft Computing, 11 (8), pp. 4943–4953, Dec.2011.
- [34] R. HERMAN, « Nonlinear controlability and observability ». IEEE Trans. Autom.

Contr., AC-22(5) : 728-740, 1977.

[35] A.M. LLOR, « Commande directe de couple à fréquence de modulation constante des moteur synchrones à aimants Permanents », Thèse doctorat, Université Carlos III de Madrid, 2003.

[36] J.-J. E. Slotine, J. K. Hedrick, and E. A. Misawa. « On sliding observers for nonlinear systems ». American Control Conference, pp. 1794-1800, June 1986.

ملخص:

الهدف من العمل المقدم في هذه المذكرة هو دراسة التحكم في المتانة بدون أجهزة استشعار ميكانيكية لنظام SMRT. هذا العمل يعرض التحكم في جهاز محاكاة الطيران لطائرة هليكوبتر SMRT بعد وصف وتقديم الجهاز والنمذجة الديناميكية مع الاخذ بعين الاعتبار الظواهر الفيزيائية المختلفة، والتي يمكن ان تؤثر على ديناميكيات هيكل الطيران. بعد ذلك درسنا وحدة التحكم في الوضع المنزلق (GMC) من اجل جعل التحكم قويا ضد حالات الارتياح، تقدم إشارة التحكم التي تم الحصول عليها بواسطة (GMC) اختلافات مفاجئة بسبب ظاهرة الثرثرة. من اجل تقليل تأثيرات هذه الظاهرة على تذبذب في اداء التحكم على SMRT قمنا بعمل ارتباط بين المنطق الضبابي والعمل الانزلاقي، والاتجاه الاخر الذي اتبعناه هو تركيب وضع التحكم الهجين الانزلاق الضبابي مع كسب تكيفي تم اقتراحه من اجل تحسين المتانة فيما يتعلق بالاضطرابات والتغيرات البارامترية ل SMRT. كما تطرقنا الى دراسة المراقب عن طريق الانزلاق المطبق على SMRT الذي يتحكم فيه النهج الهجين.

كلمات مفتاحية: المتانة، أجهزة استشعار ميكانيكية، SMRT، الوضع المنزلق، المنطق الضبابي، التحكم الهجين، الانزلاق الضبابي، كسب تكيفي، المراقب.

### Résumé :

L'objectif du travail présenté dans cette mémoire est l'étude de la commande robuste sans capteurs mécaniques de la TRMS. Ce mémoire présente la commande d'un simulateur de vol d'un hélicoptère TRMS, après avoir décrit et présenté le simulateur et la modélisation dynamique d'hélicoptère birotor type TRMS tenant compte les divers phénomènes physiques, qui peuvent influencer la dynamique d'une structure volante. Ensuite, nous avons étudié le contrôleur par mode glissant CMG dans le but de rendre commande robuste envers les incertitudes, Les signaux de commande obtenue par la CMG, présente des fréquences élevés dues au phénomène de broutement (chattering). Afin de réduire les effets de cette phénomène sans détériorer les performances de contrôle au TRMS, on a fait une association entre la logique floue et le mode de glissement, L'autre direction que nous avons suivie est synthétiser un Commande hybride mode glissant-floue avec gain adaptatif a été proposée afin d'améliorer la robustesse vis-à-vis des perturbations et variations paramétriques du TRMS. L'étude d'un observateur par mode glissant appliqué à un TRMS commandé par l'approche hybride est ensuite présentée.

**Mots clés :** Robustesse, capteurs mécaniques, TRMS, mode glissant, logique floue, commande hybride, glissant floue, Gain adaptatif, observateur.