

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE 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 AUTOMATIQUE

SPECIALITE : AUTOMATIQUE

THEME

Commande non linéaire d'un satellite (SATLAN system)

Proposé et dirigé par :

- Mr. BOUGUERRA Abderrahmen

Présenté par

- BOUDISSA Fadila

Année Universitaire : 2015/2016

N° d'ordre : AUT_193

Remerciements

Le travail présenté dans ce mémoire a été effectué au département génie électrique de l'université Mohamed Boudiaf - M'sila.

Mes remerciements vont tout d'abord à Dieu tout puissant pour la volonté, la santé et la patience, qu'il nous a donnée durant toutes ces longues années.

Nous tenons à exprimer notre profonde reconnaissance et nos chaleureux remerciements à notre promoteur Monsieur BOUGUERRA Abderrahmen, qui nous a guidé et orienté tout au long de la réalisation de ce travail en prodiguant ses précieux conseils et ses vifs encouragements et surtout sa gentillesse.

Nos sincères remerciements aux messieurs les membres du jury pour l'honneur qu'ils me font en participant au jugement de ce travail.

Nous tenons à remercier vivement toutes personnes qui nous ont aidé à élaborer et réaliser ce mémoire, ainsi à tous ceux qui nous ont aidés de près ou de loin à accomplir ce travail.

Nos remerciements vont aussi à tous les enseignants du département de génie électrique qui ont contribué à notre formation.

Enfin nous tenons à exprimer notre reconnaissance à tous nos amis et collègues pour le soutien tout moral et matériel...

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail

A ma très chère mère source de tendresse

A mon très cher père, qui m'encourage dans les instants délicats

A mes chers frères

A mes tantes et oncles

A toute ma famille

A tous mes amis

Table des matières

Table des matières.....	I
Liste des figures	IV
Introduction générale	1

Chapitre I

Généralités sur les satellites artificiels et modélisation

I.1. Historique	4
I.2. Introduction aux satellites artificiels.....	5
I.2.1. Le système spatial.....	5
I.2.2. Le satellite artificiel.....	5
I.2.3. Différents types de satellites artificiel	6
- Satellites d'astronomie	6
- Satellites de navigation.....	6
- Satellites météorologiques.....	6
- Satellites de télécommunication	7
- Satellites militaires	7
I.2.4. Applications des satellites	7
I.2.4.a. Missions Scientifiques	7
I.2.4.b. Mission d'applications et commerciales.....	7
I.3. Généralités sur les satellites	7
I.3.1. Constitution d'un véhicule spatial	7
a. La plate-forme	8
b. La charge utile.....	9
I.4. Modélisation dynamique d'un satellite	10
I.4.1. Satellite	10
I.4.2. Simulation en boucle ouverte du satellite	10
I.5. Conclusion	11

Chapitre II

Commande par mode glissant

II.1. Introduction	12
--------------------------	----

II.2. Commande par modes glissants d'ordre simple	12
II.2.1. Choix des surfaces de glissement.....	13
II.2.2. Condition de glissant.....	13
II.2.3. Calcul de la commande	14
II.2.4. Expression analytique de la commande	15
II.2.5. Elimination du phénomène du chattering.....	16
II.2.6. Les différentes structures de la commande par mode de glissement	17
II.2.6.1. Structure par commutation au niveau de l'organe de commande.....	17
II.2.6.2 Structure par commutation au niveau d'une contre réaction d'éta.....	17
II.2.6.3. Structure de régulation avec ajout de la commande équivalente	18
II.2.7. Application de la commande par mode glissement au satellite	19
II.2.7.1.Principe de fonctionnement.....	19
II.2.7.2.Présentation des résultats de simulation	20
II.2.8.Résultats de simulation.....	20
II.2.8.1.Par la fonction sign.....	21
II.2.8.2.En fonction tanh	23
II.3. Conclusion.....	25

Chapitre III

Commande par backstepping

III.1. Commande par la méthode du Backstepping.....	26
III.1.1. Application de la commande par backstepping au satellite	30
III.1.2.Présentation des résultats de simulation	31
III.1.3. Résultats de simulation	32
III.2. Conclusion	34

Chapitre IV

Commande par mode glissant - backstepping

IV.1. Association des commandes mode glissant et backstepping.....	35
IV.1.1. Application de la commande par mode glissant- backstepping au satellite	35
IV.1.2.Présentation des résultats de simulation	36
IV.1.3. Résultats de simulation	37
IV.1.3.1. Par la fonction sign	37
IV.1.3.2.En fonction de tanh.....	39
IV.2. Conclusion	42

Conclusion générale.....	43
Bibliographique.....	44

Liste des figures

Chapitre I

Généralités sur les satellites artificiels et modélisation

Figure .I.1 : Représentation du satellite Spoutnik1	5
Figure. I.2. Schéma de satellite SATLAN_.....	6
Figure. I.3 : Exemple de constitution d'un satellite Spot 5	8
Figure. I.4. Schéma bloc du satellite SATLAN_.....	11
Figure. I.5. Réponses du système pour un signal de référence échelon.....	11

Chapitre II

Commande par mode glissant

Figure.II.1.Convergence du système glissant.....	13
Figure.II.2. Valeur continue U_{eq} prise par la commande lors de la commutation entre U_{max} et U_{min} ...	14
Figure.II.3. Représentation de la fonction sign	15
Figure.II.4.Fonction saturation avec un seuil et deux seuils (zone morte).....	16
Figure.II.5.Fonction «smooth».....	16
Figure.II.6. Structure de régulation par commutation au niveau de l'organe de commande.....	17
Figure.II.7. Structure de régulation par commutation au niveau de la contre réaction d'état.....	18
Figure.II.8. Structure de régulation par ajout de la commande équivalente.....	18
Figure.II.9. Schéma block illustrative de la commande mode glissant	20
Figure.II.10. Réponses du système et signaux pour un signal de référence échelon.....	21
Figure.II.11. Réponses du système et signaux pour un signal de référence sinusoidale.....	21
Figure.II.12. Les signaux de commande par mode glissant pour un signal de référence échelon.....	21
Figure.II.13. Erreur pour un signal de référence échelon	22
Figure.II.14. Comparaison entre le PID classique et mode glissant pour un signal de référence échelon	22
Figure.II.15. Comparaison entre le PID classique et mode glissant pour un signal de référence sinusoidale.....	22
Figure.II.16. Réponses du système et signaux pour un signal de référence échelon	23
Figure.II.17. Réponses du système et signaux pour un signal de référence sinusoidale.....	23
Figure.II.18. Les signaux de commande de mode glissant pour un signal de référence échelon.....	23

Figure.II.19. Erreur pour un signal de référence échelon.	24
Figure.II.20. Comparaison entre le PID classique et mode glissant pour un signal de référence échelon	24
Figure.II.21. Comparaison entre le PID classique et mode glissant pour un signal de référence sinusoidale.....	24

Chapitre III

Commande par backstepping

Figure .III.1 : Schéma block illustrative de la commande backstepping	31
Figure.III.2. Réponses du système et signaux pour un signal de référence échelon	32
Figure.III.3. Réponses du système et signaux pour un signal de référence sinusoidale.....	32
Figure.III.4. Changement de référence	32
Figure.III.5. Erreur pour un signal de référence échelon.....	33
Figure.III.6. Les signaux de commande.....	33
Figure.III.7. Comparaison entre le PID classique et backstepping	33
Figure.III.8. Comparaison entre le PID classique et backstepping pour un signal de référence sinusoidale.....	34
Figure.III.9. Comparaison entre le PID classique et backstepping dans le cas d'un changement de référence	34

Chapitre IV

Commandes mode glissant et backstepping

Figure .IV.1 : Schéma block illustrative de la commandes mode glissant -backstepping	37
Figure.IV.2. Erreur pour un signal de référence échelon.....	37
Figure.IV.3. Les signaux de commande	37
Figure.IV.4. Réponses du système et signaux pour un signal de référence échellen.	38
Figure.IV.5. Réponses du système et signaux pour un signal avec référence sinusoidale.	38
Figure.IV.6. Comparaison entre le PID classique et mode glissant-backstepping avec référence sinusoidale.....	38
Figure.IV.7. Comparaison entre le PID classique et mode glissant-backstepping avec un signal de référence échelon	39
Figure.IV.8. Réponses du système et signaux pour un signal de référence échelon	39
Figure.IV.9. Réponses du système et signaux pour un signal avec référence sinusoidale.	39
Figure.IV.10. Changement de référence	40
Figure.IV.11. Erreur pour un signal de référence échelon.....	40

Figure.IV.12. Les signaux de commande de mode glissant e- backstepping	40
Figure.IV.13. Comparaison entre le PID classique et mode glissant-backstepping pour un signal de référence échelon	41
Figure.IV.14. Comparaison entre le PID classique et mode glissant-backstepping pour un signal de référence sinusoïdale.....	41
Figure.IV.15. Changement de référence	41



**Introduction
Générale**



Introduction Générale

L'utilisation des satellites a longtemps été réservée aux scientifiques et aux militaires mais, avec le développement des technologies de communication, celle-ci s'étend à d'autres domaines. Ils sont un outil d'exploration de l'espace et d'observation de notre planète. Ils sont également indispensables pour les réseaux de télécommunication dans le monde entier.

Les premiers satellites artificiels ont été lancés il y a plus de quarante ans. Un satellite artificiel se compose en général d'un corps principal, de panneaux solaires et de petits moteurs. Dans le corps du satellite se trouvent les appareils de mesure et de communication ; les moteurs servent à corriger la trajectoire du satellite et les panneaux solaires lui fournissent de l'énergie électrique. Il existe deux types de satellites : les satellites géostationnaires et les satellites héliosynchrones.

Un satellite géostationnaire paraît fixe dans le ciel (stationne) à une altitude de 36 000 km ; il est constamment situé au-dessus du même lieu terrestre. Un satellite héliosynchrone survole la Terre à une altitude d'environ 800 km.

Les observations de l'espace réalisées par les instruments à bord des satellites permettent une meilleure compréhension de l'univers en astronomie ou en astrophysique. Les observations de la surface de la terre à grande distance permettent de mesurer des distances, de surveiller des déplacements d'animaux ou l'évolution de la pollution. Les images prises par les satellites sont indispensables aux prévisions météorologiques. Les reconnaissances militaires de terrains ou d'infrastructures sont faites par des satellites plus en plus précis. Dans le domaine des télécommunications, l'utilisation des satellites pour le téléphone assure une couverture plus large et plus profonde que l'utilisation des émetteurs-récepteurs terrestres actuels ; ainsi, une zone encaissée et faiblement peuplée, qui n'est pas couverte actuellement, pourra le devenir dans un futur proche. Placés en constellation, les satellites devraient bientôt couvrir une grande partie de la surface de la Terre et permettre le transport rapide de données volumineuses (développement de la téléphonie mobile, de la télévision et de l'Internet).

Les satellites artificiels sont alimentés par des cellules solaires et par des batteries munies de petites piles nucléaires, dans lesquelles la chaleur produite par la désintégration d'isotopes radioactifs est convertie en électricité. Ces satellites sont également équipés d'émetteurs radio, qui transmettent les données acquises par les instruments embarqués de télémétrie, de récepteurs radio et de circuits électroniques pour recevoir et stocker des données [1-5].

Les synthèses modernes de lois de commande performantes demandent une connaissance très fine du système à commander. Cette connaissance est résumée dans un modèle. L'écriture de modèles les plus précis demande une compréhension en détail des mécanismes et utilise les lois de la physique. Les modèles obtenus de cette façon sont dits modèles de connaissance. Ils font intervenir des paramètres physiques, qui par définition, sont mesurables par des expériences non nécessairement en rapport avec le but du système.

Le control d'attitude de satellites pour des manœuvres de rotation représente un problème d'intérêt considérable. Ceci est du aux équations du mouvement qui sont non-linéaires. Récemment, des études ont été menées tel que la théorie de la commande optimale qui a été appliquée [1, 2]. Cependant, la solution optimale est difficile à obtenir, c'est pourquoi des théories de commandes suboptimales ont été proposées [3, 4]. Basée sur la théorie des systèmes non linéaires, une loi de control pour la poursuite de trajectoire a été développée dans [5]. Utilisant des techniques de linéarisation ainsi que des hypothèses simplificatrices et le feedback non linéaire, des équations de contrôle d'attitude ont été développées dans [6, 7]. Une méthode de stabilisation utilisant la théorie de Lyapunov a été développée dans [8].

Un moyen très efficace de commande d'attitude de satellites en orbite c'est le contrôleur gyroscopique. Un contrôleur gyroscopique génère un couple de control ceci en mettant les axes de spin des roues en rotation. Le contrôle d'attitude linéaire en utilisant les contrôleurs gyroscopiques a été développé dans [9, 10] et [11, 12]. Les résultats récents en [13] ont été obtenus en utilisant des plages de fréquence décrivant le satellite en orbite.

Les résultats présentés en [1, 10] ont été obtenus en supposant que les paramètres du satellite sont bien connus ainsi qu'en admettant que les perturbations internes n'affectent pas le système. Dans la réalité, ces suppositions ne sont pas valides. Récemment, certaines expériences ont été tentées pour élaborer une commande d'attitude du satellite avec de paramètres inconnus. La loi de contrôle adaptative pour les satellites a donné de bons résultats, ils ont été développés en [12, 13]. La théorie de la structure variable a été utilisée en [14, 15] pour obtenir une loi de contrôle d'attitude.

Dans le présent travail on s'intéresse à la modélisation dynamique ainsi qu'à la commande en attitude d'un satellite dans le but de stabiliser son mouvement.

Ce mémoire est organisé comme suit :

- Le premier chapitre présente des généralités sur les satellites et la modélisation dynamique et les simulations en boucle ouverte permettent d'étudier le comportement du satellite.

- Le second chapitre portera sur la théorie de la commande par mode glissant. On présentera l'application du principe de commande par mode glissant sur le modèle d'états d'un satellite. Avec une étude comparative entre cette technique de réglage et la commande classique PID.
- Le troisième chapitre présente l'application du principe de commande par Backstepping sur le satellite.
- Dans le quatrième chapitre, nous présenterons une commande Hybride du satellite via le Backstepping et le mode glissant.



Chapitre I

Chapitre I

Généralités sur les satellites artificiels et modélisation

I.1. Historique

Il faudra attendre la fin du XIXe siècle pour que Constantin Tsiolkowski (1857-1935) publie les théories du vol spatial ouvrant ainsi l'ère de l'astronautique. Trois pays participeront au début du XXe siècle à développer les techniques nécessaires à l'épopée de la conquête de l'espace ; le professeur américain Robert Goddard qui réussit le premier vol d'une fusée à propergol liquide à Auburn (Massachusetts) le 16 mars 1926, l'équipe russe de Valentin Glouchko dont les moteurs équiperont les modèles GIRD (Groupe d'Etude du Mouvement à Réaction) et contribueront aux succès de Sergueï Korolev et enfin, le groupe allemand Verein für Raumschiffahrt ou VfR (Association pour les Voyages dans l'espace) sous l'impulsion de Johannes Winkler [1].

Les études de lancement d'un satellite artificiel débutèrent concrètement dans les années qui suivirent la deuxième guerre mondiale. Après l'Ascension de Nikita Khrouchtchev au pouvoir en 1955. Le 4 octobre 1957, l'Union des Républiques Socialistes Soviétiques n'étonna pas seulement sa population, mais aussi le monde entier par le lancement du premier satellite artificiel dans l'espace. Spoutnik1 était une sphère de métal de la grosseur d'un ballon de basket (58 cm de diamètre), avec quatre antennes qui émettaient des signaux radio vers la terre. Le poids total du satellite n'était que de 83,6 kg. Ce satellite, équipé d'instruments qui servaient à mesurer la température et la densité de la couche supérieure de l'atmosphère, transmet des données vers la Terre pendant 21 jours, jusqu'à l'épuisement de ses batteries. Après 96 jours en orbite, il brûla en retombant dans l'atmosphère. Depuis ce moment, l'humanité est entrée dans l'ère spatiale.

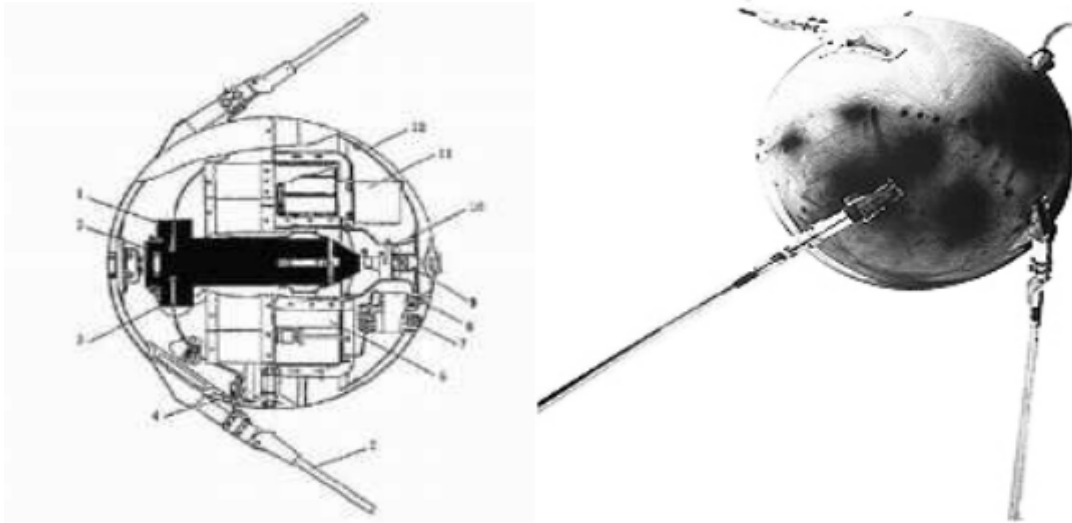


Figure I.1 : Représentation du satellite Spoutnik1 [17]

I.2. Introduction aux satellites artificiels

I.2.1. Le système spatial

Un système spatial représente l'ensemble fonctionnel des éléments de base qui forment la mission spatiale ; les différentes parties de ce système sont interconnectées et échangent entre elles de la matière de façon à remplir un objectif donné. Quelques exemples de systèmes spatiaux :

- Le système spatial SPOT.
- Le système spatial d'altimétrie JASON.
- Le système spatial SKYBRIDGE.

I.2.2. Le satellite artificiel

Le satellite artificiel est défini comme étant un engin placé par un engin placé par un système de transport spatial (fusée, navette) en orbite autour d'un astre, en particulier, de la terre [1,2].

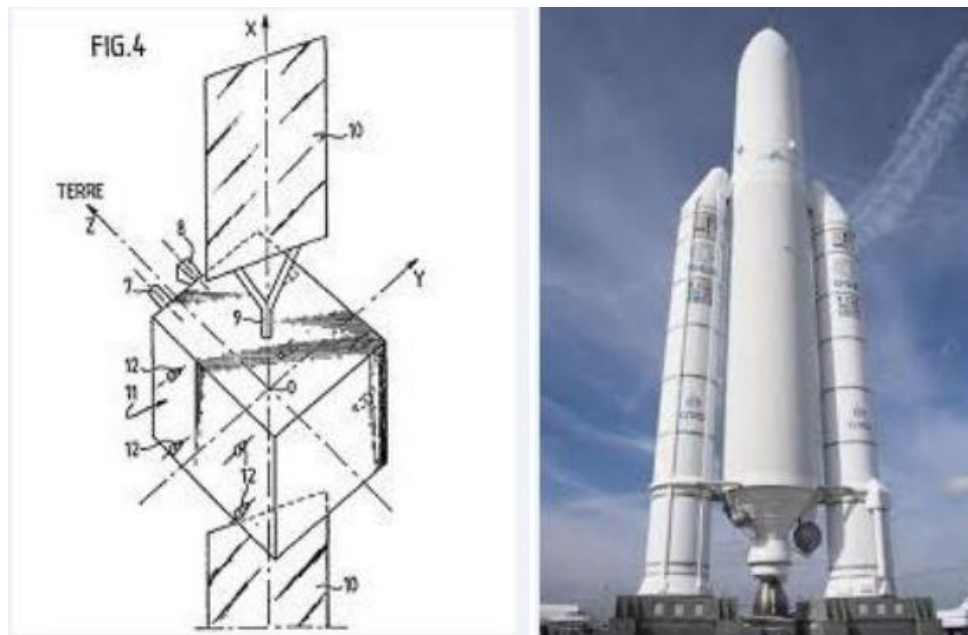


Figure I.2 : Schéma de satellite SATLAN

I.2.3. Différents types de satellites artificiel

On distingue donc différents types de satellites, satellites d'astronomie, satellites de navigation, satellites météorologiques, satellites de télécommunication et enfin les satellites militaires [3]

- **Satellites d'astronomie**

Ils servent à observer l'espace en permanence, non seulement en lumière visible, mais également dans toutes les longueurs d'onde du spectre électromagnétique imperceptibles depuis la terre. Ils permettent, par exemple, de mesurer la densité, la température et le degré d'ionisation de la haute atmosphère, l'intensité du rayonnement cosmique, le nombre et la taille des micrométéorites, ou encore la force et la direction du champ magnétique terrestre. En 1983, avec le satellite IRAS d'astronomie infrarouge, on a pu observer en détail le centre de notre galaxie [1, 2, 3].

- **Satellites de navigation**

Ils permettent de réaliser des mesures qui s'avèrent impossibles à effectuer sur terre et qui, combinées aux mesures rapportées par les autres satellites, fournissent de précieux renseignements sur notre planète. Les satellites de navigation permettent entre autre de localiser les appels de détresse, de déterminer la position d'un navire avec une marge d'erreur infime, et d'établir la carte des courants marin.

- **Satellites météorologiques**

Il existe deux types de satellites météorologiques: les satellites géostationnaires et les satellites à défilement. Les premiers sont immobiles pour un observateur terrestre, car ils ont une trajectoire équatoriale circulaire à environ 36 000 km au-dessus de l'équateur. Les satellites à défilement ont en général des orbites beaucoup plus basses et survolent un grand nombre de régions du globe. Les

satellites météorologiques permettent de réaliser des images de la terre et d'alimenter les stations météorologiques, de façon à prévoir l'évolution de phénomènes naturels, tels que typhons, cyclones, tempêtes.

- **Satellites de télécommunication**

Les technologies spatiales sont devenues l'une des clés du développement extrêmement rapide des télécommunications et plus généralement du transport de l'information liaisons internationales, nouveaux services de transmission de données et de télévision directe.

- **Satellites militaires**

Ils sont utilisés pour la surveillance, la reconnaissance, l'alerte, l'aide à la navigation. On distingue les satellites de télécommunications militaires et les satellites de surveillance, de reconnaissance terrestre et maritime.

I.2.4. Applications des satellites

I.2.4. a. Missions Scientifiques

Les missions scientifiques consistent à étudier l'univers proche et lointain par le biais de moyens spatiaux. Les raisons qui ont favorisé le développement de l'utilisation des moyens spatiaux pour l'étude de l'univers proche et lointain sont :

s'affranchir des perturbations par l'atmosphère terrestre lorsqu'on observe des objets astronomiques depuis la terre ; ce qui a conduit à la réalisation d'observatoires astronomiques orbitaux.

la possibilité d'observer les planètes et les comètes en détail et avec précision ce qui a conduit à la réalisation de sondes interplanétaires sans oublier la possibilité de prévoir une éventuelle collision avec la Terre des comètes et des astéroïdes.

la possibilité d'analyser les constituants de certains milieux sur le sol ou dans l'environnement de certaines planètes sur place et d'y effectuer des mesures et des observations.

I.2.4. b. Mission d'applications et commerciales

En ce qui concerne les secteurs d'application nous pouvons citer les deux plus importants :

Le premier qui est le secteur des télécommunications qui représente le plus important débouché commercial et qui n'a cessé de se développer grâce à l'évolution rapide des techniques et technologies utilisées le second est le secteur d'observation de la terre qui a pour buts mieux connaître la planète terre qui est plutôt une mission scientifique et mieux gérer ces ressources et là il constitue une mission d'application.

I.3. Généralités sur les satellites

I.3.1. Constitution d'un véhicule spatial : le satellite

Un satellite est un objet qui doit remplir des fonctions spécifiques dans un environnement spatial. Son architecture résulte des objectifs définis par la mission et des contraintes particulières liées

à son évolution dans l'Espace. [4] Tout satellite comporte essentiellement une charge utile, constituée par les instruments liés aux objectifs de la mission et une plateforme de service comportant tout ce qui est nécessaire pour assurer le bon fonctionnement des instruments pendant la durée de vie prévue [18, 4].

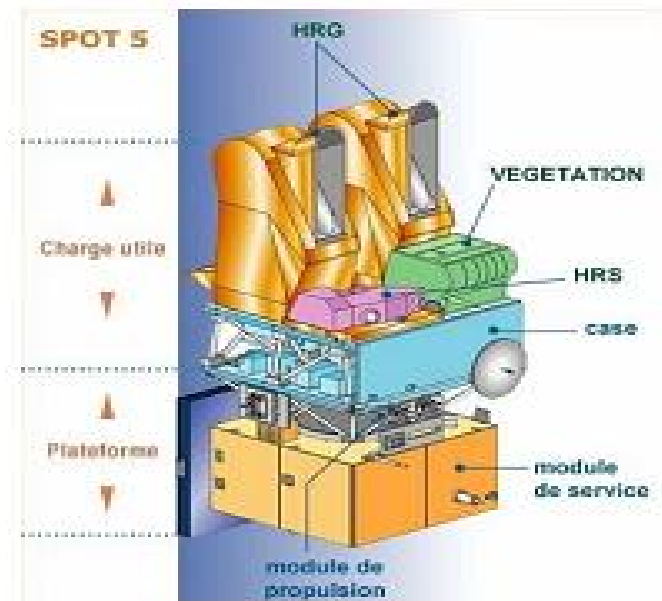


Figure I.3 : Exemple de constitution d'un satellite Spot 5 [4]

a. La plate-forme

En anglais bus, Platform, qui correspond originellement à la structure destinée à supporter une ou plusieurs charges utiles et équipée pour leur fournir les ressources nécessaires à leur fonctionnement, dans les conditions requises.

- Les principales fonctions dévolues à la plate-forme sont :
- La structure porteuse et les mécanismes,
- Le contrôle thermique des éléments,
- La propulsion.
- La génération, le stockage et la distribution de l'énergie,
- Le contrôle d'attitude et d'orbite,
- La télémessure, la télécommande et la localisation
- Le traitement, le stockage et la gestion des données à bord,

Ces fonctions sont réalisées par des sous-ensembles appelés « chaînes fonctionnelles »

- la structure porteuse et les mécanismes comprennent les ensembles mécaniques assurant les fonctions d'interface avec le lanceur, de support des équipements stable dimensionnellement en orbite, après mise en forme (déploiements), et d'écran protecteur contre les rayonnements et les corpuscules.

- le contrôle thermique a pour fonction de maintenir les équipements dans tous les cas et pendant toute la durée de vie du satellite dans des plages de température spécifiées pour garantir les performances des équipements (leur non-gradation en cas de phase critique) et d'uniformiser les températures pour assurer une stabilité dimensionnelle compatible avec les précisions d'alignement requises.
- le sous système de propulsion a pour fonction de créer les accroissements de vitesse nécessaires à toutes les manœuvres du satellite au cours de toute sa vie depuis une possible manœuvre d'apogée jusqu'aux manœuvres de commande d'orbite et du maintien en attitude, et enfin la manœuvre de désorbitation,
- la génération d'énergie utilise le soleil grâce à des générateurs à base de cellules photovoltaïques, mais aussi parfois pour les sondes lointaines, des générateurs nucléaires ou isotopiques. Le stockage d'énergie se fait dans des batteries électrochimiques nécessaires pour les périodes d'éclipses ou lorsque des demandes instantanées sont supérieures à la capacité intrinsèque des générateurs (propulsion électrique). Un ensemble de convertisseurs et de régulateurs adaptent la production de l'énergie à la demande de la charge utile, avant de la distribuer.
- la commande de l'attitude et de l'orbite : qui va être mis en évidence plus tard.
- les équipements de télémessure, télécommande (localisation éventuelle) constituent un ensemble de télécommunication de servitude transmettant au sol les télémessures des paramètres soumis à un contrôle et recevant les télécommandes des équipements à opérer (plate-forme et souvent charge utile).
- La chaîne de traitement, stockage et gestion bord constitue le nœud des informations transitant à bord entre les différents équipements. La conception est de plus en plus unifiée autour de microprocesseurs assurant la gestion des données, leur mise en forme, le codage et décodage et aiguillant les informations vers les équipements en utilisant des artères de données. Ce sous-système assure en outre le stockage des informations avant de les retransmettre vers le sol. Dans des enregistreurs magnétiques ou à mémoire à l'état solide (ces dernières fonctions sont parfois rattachées à la charge utile comme sur SPOT, et la logique d'appartenance est souvent industrielle).

b. La charge utile

En anglais payload, qui correspond à l'ensemble d'éléments destinés à remplir une mission déterminée.

L'idée sous-jacente à ce découplage est que la plate-forme assure une fonction polyvalente de servitude au profit d'une charge utile qui est spécifique de chaque mission. Il y a ainsi le concept économique d'une plate-forme générique assez peu dépendante de s missions possibles, et en conséquence d'un satellite à l'autre la plateforme pourrait être invariante et seule la charge utile serait adaptée à la mission.

La fonction de charge utile est d'assurer la mission et de transmettre au sol par voie radioélectrique (ou autre) les informations spécifiques à cette mission. Plusieurs sous systèmes sont généralement nécessaires pour assurer une fonction donnée. La découpe en sous-systèmes est nécessaire et pratique car elle correspond à des « métiers différents », mais en réalité ce que l'on réalise est un tout, les sous-systèmes sont imbriqués entre eux, et concevoir un bon véhicule (satellite) c'est précisément bien assurer cette imbrication dans tous les modes de fonctionnement de celui-ci.

I.4. Modélisation d'un satellite

I.4.1. Le satellite

On considère les équations linéarisées d'un satellite au voisinage d'une orbite circulaire parcourue à vitesse ω constante :

$$\begin{aligned}\ddot{r} &= 3\omega^2 r + 2\omega\dot{\theta} + u_r \\ \ddot{\theta} &= -2\omega\dot{r} + u_\theta\end{aligned}\quad (\text{I.1})$$

Le satellite est commandé par deux moteurs. Le premier fournit une force radiale u_r et le second une force tangentielle u_θ . Les sorties mesurées $y_{1,2}$ sont la position radiale r et l'angle θ .

Nous pouvons écrire le modèle d'état simplifié suivant :

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_3 \\ \dot{x}_2 = x_4 \\ \dot{x}_3 = 3\omega^2 x_1 + 2\omega x_4 + u_r \\ \dot{x}_4 = -2\omega x_3 + u_\theta \end{cases} \quad \text{Avec : } y = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} \quad (\text{I.2})$$

Où $x_1 = r$, $x_2 = \theta$, $x_3 = \dot{r}$ et $x_4 = \dot{\theta}$.

I.4.2. Simulation en boucle ouverte du satellite

En prennent les références suivants : $r_{\text{ref}}=10$ m, $\theta=0,5$ rad,

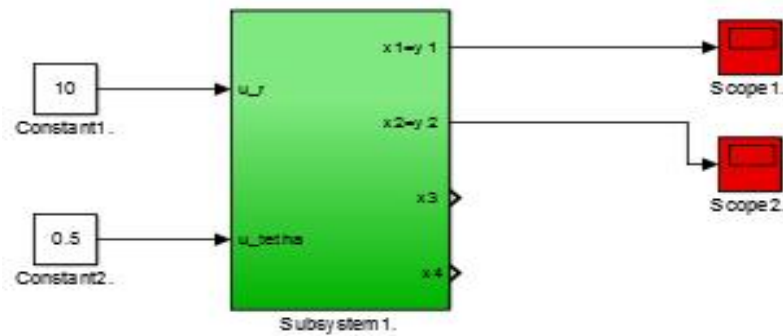


Figure I.4. Schéma bloc du satellite SATLAN

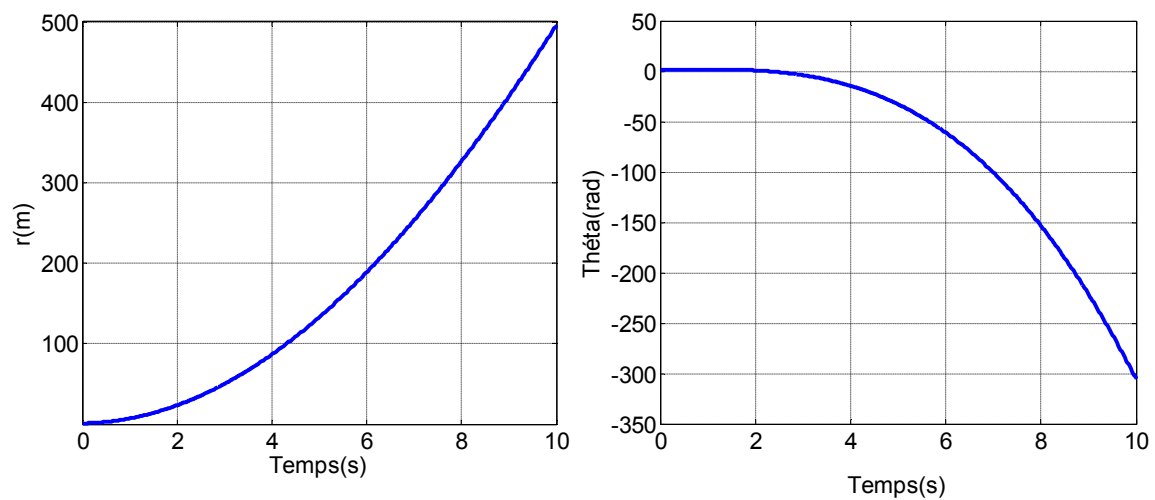


Figure. I.5. Réponses du système pour un signal de référence échelon

I.5. Conclusion

Un satellite doit constituer pour un meilleur coût, un tout techniquement cohérent, du point de vue conception (lancement, vie orbitale), durée de vie des consommables et fiabilité de ses constituants. Avant de s'intéresser à la commande d'un satellite, il est nécessaire de prendre en considération tous les aspects liés à ce dernier. Le satellite est considéré comme un système regroupant plusieurs sous systèmes nécessaires pour assurer une fonction donnée. La découpe en sous systèmes est nécessaire et pratique car elle correspond à des « métiers différents », mais en réalité ce que l'on réalise est un tout, les sous systèmes sont imbriqués entre eux, et concevoir un bon véhicule (satellite).

Dans ce chapitre nous présentons un modèle d'état simplifié d'un satellite.



Chapitre II

Chapitre II

Commande par mode glissant

II.1. Introduction

La commande par mode glissant a connu un essor considérable durant les dernières décennies [5, 6]. Ceci est dû aux propriétés de sa convergence rapide et sa grande robustesse par rapport aux erreurs de modélisation et des perturbations externes [7, 8]. Emelyanov [9]. a proposé une nouvelle famille de modes glissants appelé les modes glissants d'ordre supérieur. Ceux-ci sont caractérisés par une commande discontinue agissant sur les dérivées d'ordre supérieur de la variable de glissement. Ils préservent les principaux avantages de la précédente approche, et permettent de supprimer le phénomène de chattering tout en assurant une meilleure précision de convergence par rapport aux imperfections de modèle ou d'organes de commande. L'ordre de glissement caractérise en particulier le degré de continuité des dynamiques du système au voisinage de la surface de glissement et correspond au nombre de dérivées continues de la variable à contraindre. Pour cela, des algorithmes de commande capables de générer des régimes glissants de tout ordre doivent être synthétisés.

Notre objectif, dans ce chapitre, est de construire des lois de commande par mode glissant afin de résoudre le problème de poursuite de trajectoires, pour les deux types d'hélicoptères présentés dans le chapitre II, en présence d'incertitudes tout en réduisant au maximum le phénomène de chattering.

II.2. Commande par modes glissants d'ordre simple

L'idée de base de la commande par mode glissant est premièrement d'attirer les états du système dans une région convenablement sélectionnée, puis de concevoir une loi de commande qui maintiendra toujours le système dans cette région. En résumé, une commande par mode glissant est conçue en deux étapes [11], [7], [10] (Figure II.1) : - Détermination d'une surface de glissement. - Définition d'une loi de commande stabilisante qui pourra contraindre le système à avoir le comportement désiré

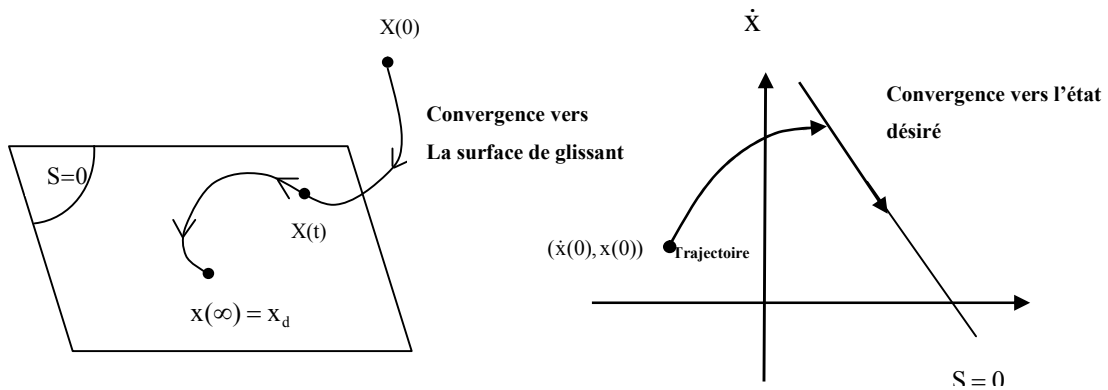


Figure II.1. Convergence du système glissant

II.2.1. Choix des surfaces de glissement

En général, la forme de la surface dans le plan de phase est présentée par [11] :

$$S(e) = \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right)^{r-1} e \quad (\text{II.1})$$

Avec

$$e = x - x_d = [e \ \dot{e} \dots e^{(r-1)}]^T \quad (\text{II.2})$$

Où :

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

Pour $r = 1$

$$S(e) = e \quad (\text{II.3})$$

Pour $r = 2$

$$S(e) = \lambda e + \dot{e} \quad (\text{II.4})$$

II.2.2. Condition de glissement

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

$$\frac{dx}{dt} = f(x, t) + g(x, t)U \quad (\text{II.5})$$

Où $x \in X$ (un ouvert de \mathfrak{R}^n) est le vecteur d'état, $f(x)$ et $g(x)$ sont des fonctions définies sur \mathfrak{R}^n , avec :

La condition de glissement peut être formulée en déterminant une fonction scalaire de Lyapunov :
 $V(x) : \mathfrak{R} \rightarrow \mathfrak{R}$ tel que $V > 0 \ \forall x \in \mathfrak{R}$ (II.6)

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

$$V(x) = \frac{1}{2} S^2(x) \quad (\text{II.7})$$

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

Pour que la fonction de Lyapunov se décroisse, nous devons assurer que [8, 9] :

$$\dot{V}(x) = S(x)\dot{S}(x) < 0 \quad (\text{II.8})$$

Cette condition assure que la surface S soit attractive pour la trajectoire de phase : sous certaines conditions, le point représentatif de l'évolution du système dans l'espace de phase peut être maintenu sur la surface $S(x)=0$ qui est choisie à priori. L'état du système bouclé est alors plongé dans l'état d'un système "réduit" de dimension inférieure et libre appelé système équivalent, dont les coefficients de son équation caractéristique sont identiques à ceux de cette surface [12].

II.2.3. Calcul de la commande

Les deux composants de la commande sont :

$$U = U_{eq} + U_s \quad (\text{II.9})$$

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

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

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

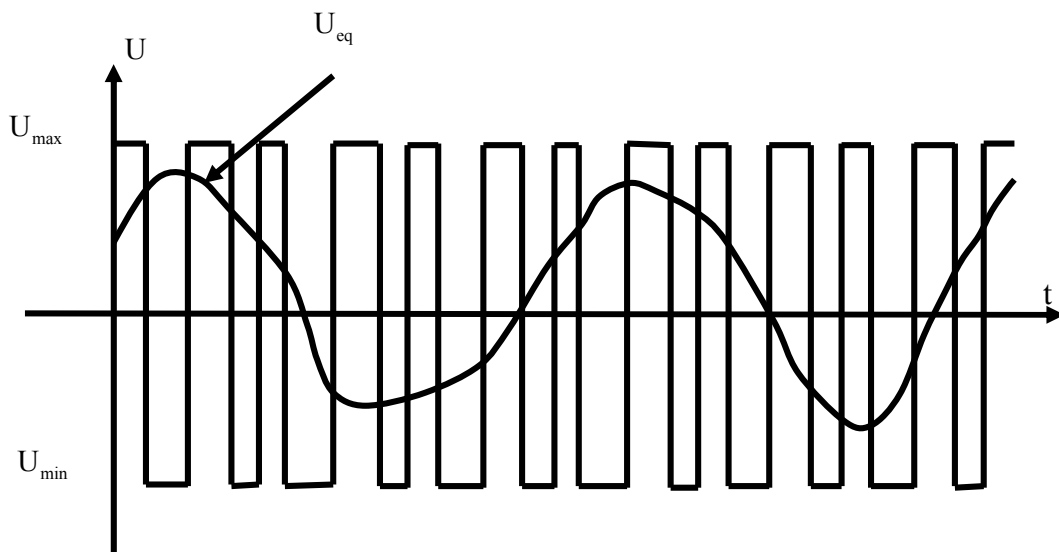


Figure II.2. Valeur continue U_{eq} prise par la commande lors de la commutation entre U_{max} et U_{min} .

II.2.4. Expression analytique de la commande

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

$$\begin{cases} U_s = 0 \\ S(x) = 0 \end{cases} \quad (\text{II.10})$$

Donc :

$$\dot{S}(x) = \left(\frac{dS}{dx} \right)^T (f(x, t) + g(x, t)U) = 0 \quad \text{Avec } U = U_{eq} \quad (\text{II.11})$$

Ainsi, la commande équivalente est donnée par :

$$U_{eq} = - \left(\left(\frac{dS}{dx} \right)^T g(x, t) \right)^{-1} \left(\left(\frac{dS}{dx} \right)^T f(x, t) \right) \quad (\text{II.12})$$

Avec la condition de transversalité :

$$\det \left(\left(\frac{dS}{dx} \right)^T g(x, t) \right) \neq 0 \quad (\text{II.13})$$

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

$$U_s = \dot{S}(x) = -K \text{sign}(S(x)) \quad (\text{II.14})$$

Où $K = \text{diag}(K_1, \dots, K_m)$ et la fonction sign est représentée sur la Figure II.3

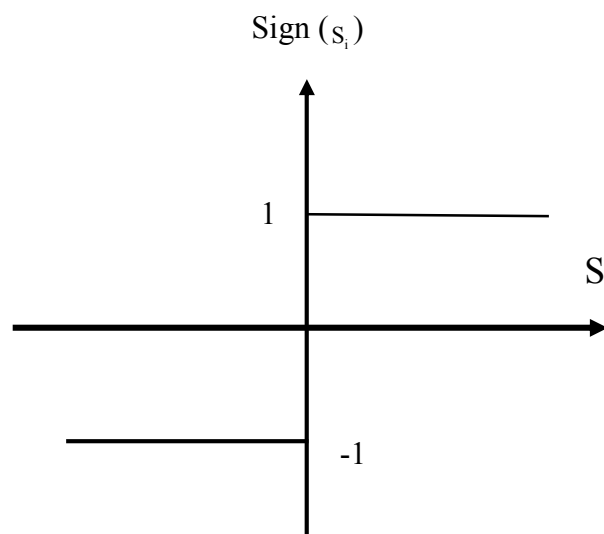


Figure II.3. Représentation de la fonction sign.

II.2.5. Elimination du phénomène du chattering

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

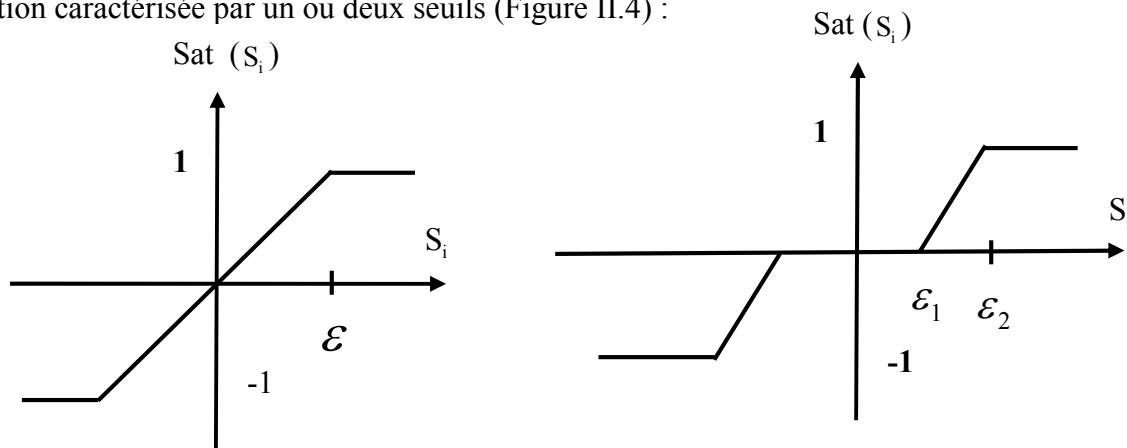


Figure II.4. Fonction saturation avec un seuil et deux seuils (zone morte).

Ces deux fonctions sont respectivement définies par :

$$\text{sat}(S) = \begin{cases} -1 & \text{si } S < -\varepsilon \\ \frac{S}{\varepsilon} & \text{si } |S| < \varepsilon \\ 1 & \text{si } S > \varepsilon \end{cases} \quad \text{sat}(S) = \begin{cases} 0 & \text{si } |S| < \varepsilon_1 \\ \frac{S - \varepsilon_1}{\varepsilon_2 - \varepsilon_1} & \text{si } \varepsilon_1 < |S| < \varepsilon_2 \\ \text{sign}(S) & \text{si } |S| > \varepsilon_2 \end{cases} \quad (\text{II.15})$$

La fonction de smooth (Figure II.5) est aussi utilisée:

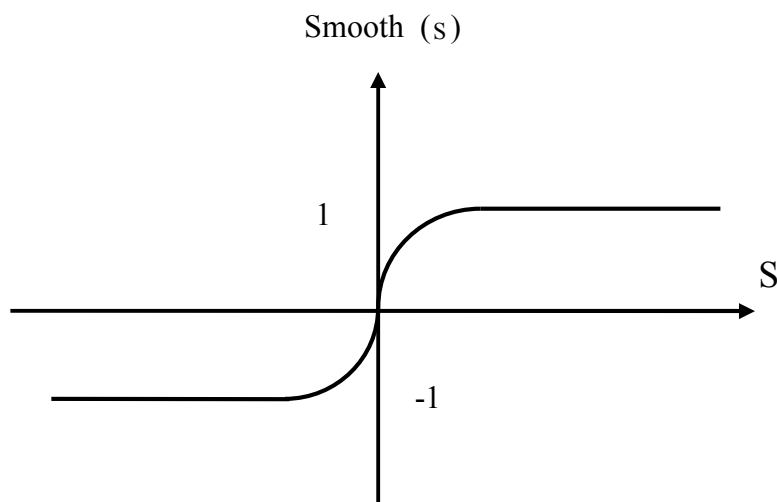


Figure II.5. Fonction «smooth».

II.2.6. Les différentes structures de la commande par mode de glissement

Dans les systèmes à structure variable utilisant la commande par mode de glissement, on peut trouver trois configurations de base pour la synthèse des différentes commandes. La première correspond à la structure la plus simple où la commutation a lieu au niveau de l'organe de commande lui-même. On l'appellera, structure par commutation au niveau de l'organe de commande. La deuxième structure fait intervenir la commutation au niveau d'une contre-réaction d'état. Enfin, la dernière structure est une structure par commutation au niveau de l'organe de commande avec ajout de la "commande équivalente". Dans la suite de cette thèse, nous retenons la dernière structure.

II.2.6.1. Structure par commutation au niveau de l'organe de commande

Le schéma d'une structure par commutation au niveau de l'organe de commande est donné par la figure II.6. Cette structure de commande est la plus classique et la plus utilisée.

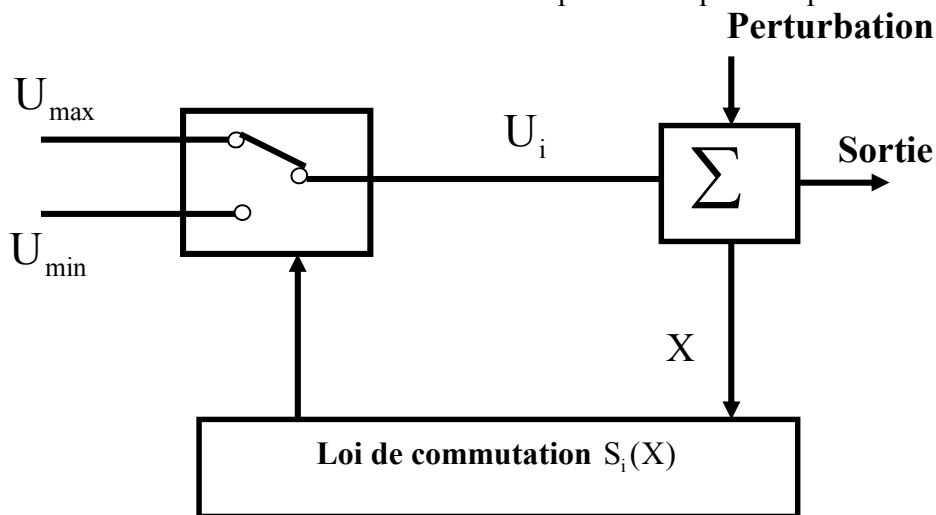


Figure II. 6. Structure de régulation par commutation au niveau de l'organe de commande.

Cette structure correspond au fonctionnement tout ou rien des interrupteurs de puissance associés, dans une grande majorité d'applications, aux variateurs de vitesse. Elle a été utilisée pour la commande des moteurs pas-à-pas [13].

II.2.6.2. Structure par commutation au niveau d'une contre réaction d'état

Le schéma fonctionnel d'une telle structure est donné par la figure II.7. C'est la structure la moins exigeante au niveau de la sollicitation de la commande [13]. Elle a été mise en œuvre dans la commande de moteurs à courant continu et à aimants permanents, ainsi que dans la commande des machines à induction [14]. Elle s'appuie sur la commande par contre réaction d'état classique où le réglage de la dynamique du système est réalisé par les gains de réglage. La non linéarité provient de la commutation entre les gains, donc on a créé une commutation au niveau de la dynamique du système.

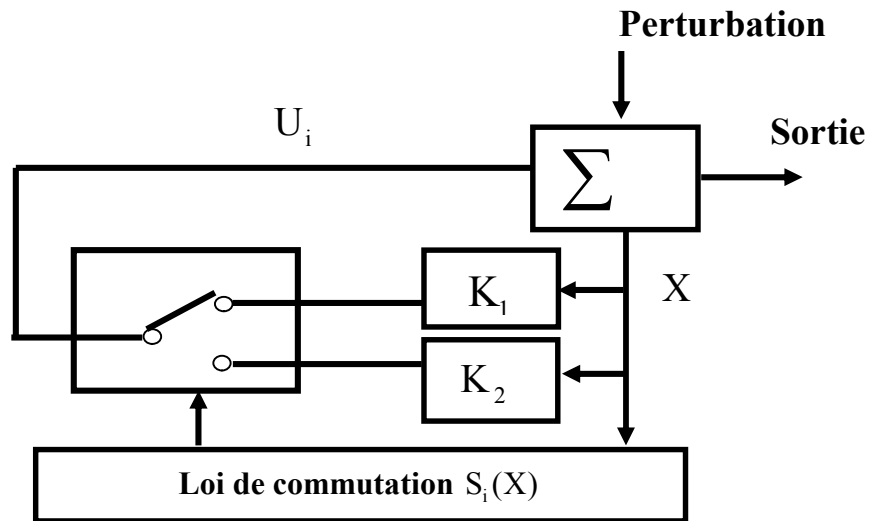


Figure II.7. Structure de régulation par commutation au niveau de la contre réaction d'état.

II.2.6.3. Structure de régulation avec ajout de la commande équivalente

Une telle structure dont le principe est montrée sur la figure II.8, présente un réel avantage. Elle permet de pré positionner l'état futur du système grâce à la commande équivalente donnée par l'équation (II.10) qui n'est rien d'autre que la valeur désirée du système en régime permanent.

L'organe de commande est beaucoup moins sollicité, mais on est plus dépendant des variations paramétriques.

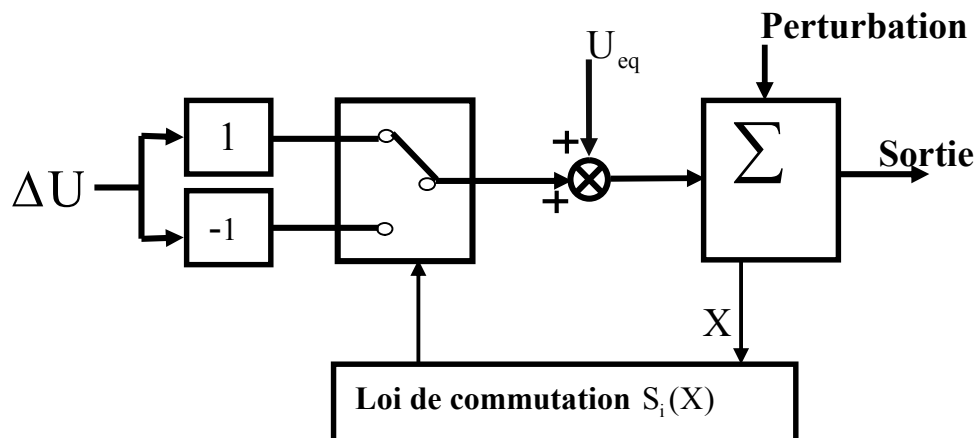


Figure II.8. Structure de régulation par ajout de la commande équivalente.

II.2.7. Application de la commande par mode de glissement au satellite :

II.2.7.1. Principe de fonctionnement

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_3 \\ \dot{x}_2 = x_4 \\ \dot{x}_3 = 3\omega^2 x_1 + 2\omega x_4 + u_r \\ \dot{x}_4 = -2\omega x_3 + u_\theta \end{cases} \quad (\text{II.16})$$

$$\begin{cases} y_1 = x_1 \\ y_2 = x_2 \end{cases} \quad (\text{II.17})$$

$$\begin{cases} e_1 = x_1 - x_{1d} \\ e_2 = x_2 - x_{2d} \end{cases} \quad (\text{II.18})$$

Pour : $y_1 = x_1$

$$y_1 = x_1 \quad (\text{II.19})$$

$$y^{(1)}_1 = \dot{x}_1 = x_3 \quad (\text{II.20})$$

$$y^{(2)}_1 = \dot{x}_3 = 3\omega^2 x_1 + 2\omega x_4 + u_r \quad (\text{II.21})$$

$$\boxed{r_1 = 2}$$

$$\begin{aligned} S_1(e) &= \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right)^{r-1} e \\ &= \frac{de}{dt} + \lambda e \end{aligned} \quad (\text{II.22})$$

$$e_1 = x_1 - x_{1d} \quad (\text{II.23})$$

$$\begin{aligned} \dot{e}_1 &= \dot{x}_1 - \dot{x}_{1d} \\ &= x_3 - \dot{x}_{1d} \end{aligned} \quad (\text{II.24})$$

$$\begin{aligned} \ddot{e}_1 &= \dot{x}_3 - \ddot{x}_{1d} \\ S_1(e) &= \dot{e}_1 + \lambda e_1 \end{aligned} \quad (\text{II.25})$$

$$\begin{aligned} \dot{S}_1(e) &= \ddot{e}_1 + \lambda \dot{e}_1 \\ &= 3\omega^2 x_1 + 2\omega x_4 + u_r - \ddot{x}_{1d} + \lambda_1 (x_3 - \dot{x}_{1d}) \\ &= -K \text{sign}(S_1) \end{aligned} \quad (\text{II.26})$$

$$u_r = -K \text{sign}(S_1) - 3\omega^2 x_1 - 2\omega x_4 + \ddot{x}_{1d} - \lambda_1 (x_3 - \dot{x}_{1d}) \quad (\text{II.27})$$

Pour : $y_2 = x_2$

$$y^{(1)}_2 = \dot{x}_2 = x_4 \quad (\text{II.28})$$

$$y^{(2)}_2 = \dot{x}_4 = -2\omega x_3 + u_\theta \quad (\text{II.29})$$

$$\boxed{r_2 = 2}$$

$$S_2(e) = \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right)^{r-1} e \tag{II.30}$$

$$= \dot{e}_2 + \lambda e_2$$

$$e_2 = x_2 - x_{2d} \tag{II.31}$$

$$\dot{e}_2 = \dot{x}_2 - \dot{x}_{2d} \tag{II.32}$$

$$\dot{e}_2 = x_4 - \dot{x}_{2d}$$

$$\ddot{e}_2 = \dot{x}_4 - \ddot{x}_{2d} \tag{II.33}$$

$$\ddot{e}_2 = -2\omega x_3 + u_\theta - \ddot{x}_{2d}$$

$$\dot{S}_2(e) = \ddot{e}_2 + \lambda \dot{e}_2 \tag{II.34}$$

$$= -2\omega x_3 + u_\theta - \ddot{x}_{2d} + \lambda_2 (x_4 - \dot{x}_{2d})$$

$$= -K_2 \text{sign}(S_2)$$

$$u_\theta = -K_2 \text{sign}(S_2) + 2\omega x_3 + \ddot{x}_{2d} - \lambda_2 (x_4 - \dot{x}_{2d}) \tag{II.35}$$

II.2.7.2 Présentation des résultats de simulation

Le schéma block illustrative de la commande par mode de glissement est donné par la figure II.9.

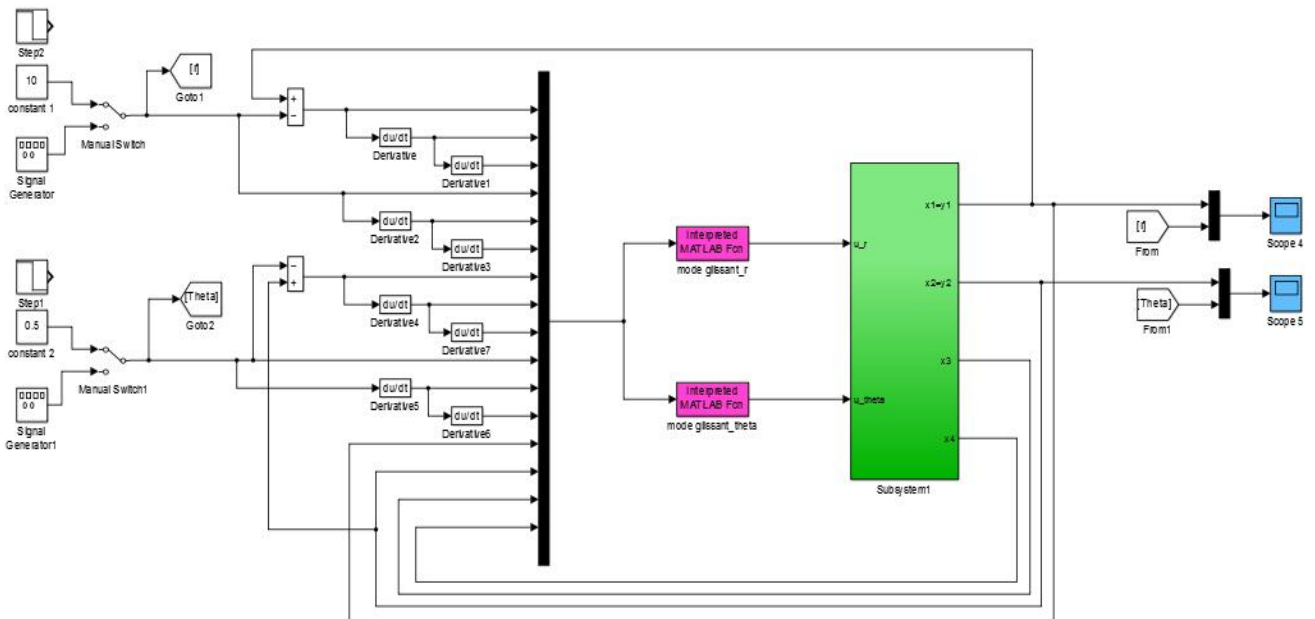


Figure II.9. Schéma block illustrative de la commande par mode de glissement.

II.2.8. Résultats de simulation

En à 2 scenario : par la fonction *sign* et par la fonction *tanh*.

II.2.8.1.par la fonction sign

Les réponses du système, les signaux de commandes et les erreurs d'estimation du satellite pour un signal de référence échelon et sinusoïdale sont données par les figures II.10-II.15.

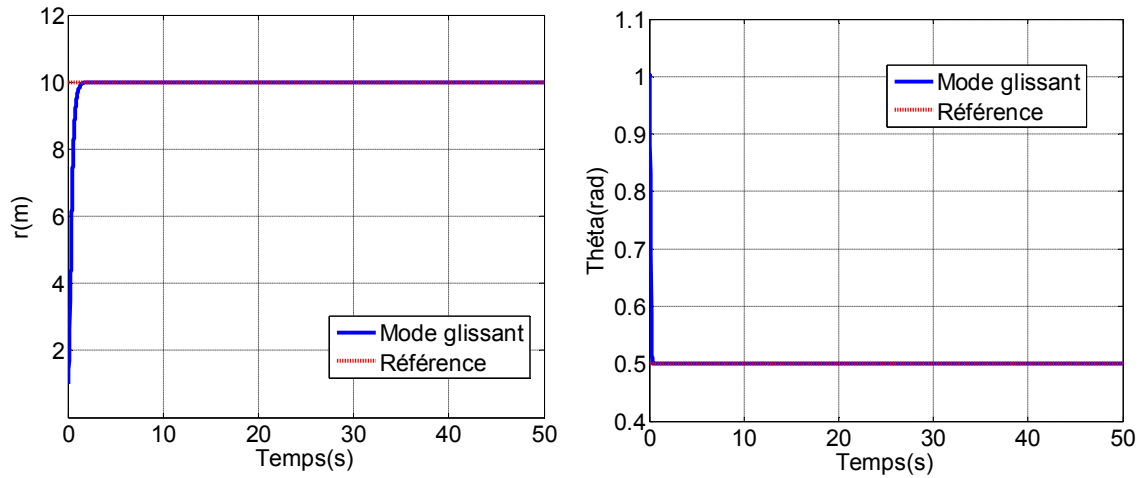


Figure. II.10. Réponses du système et signaux pour un signal de référence échelon.

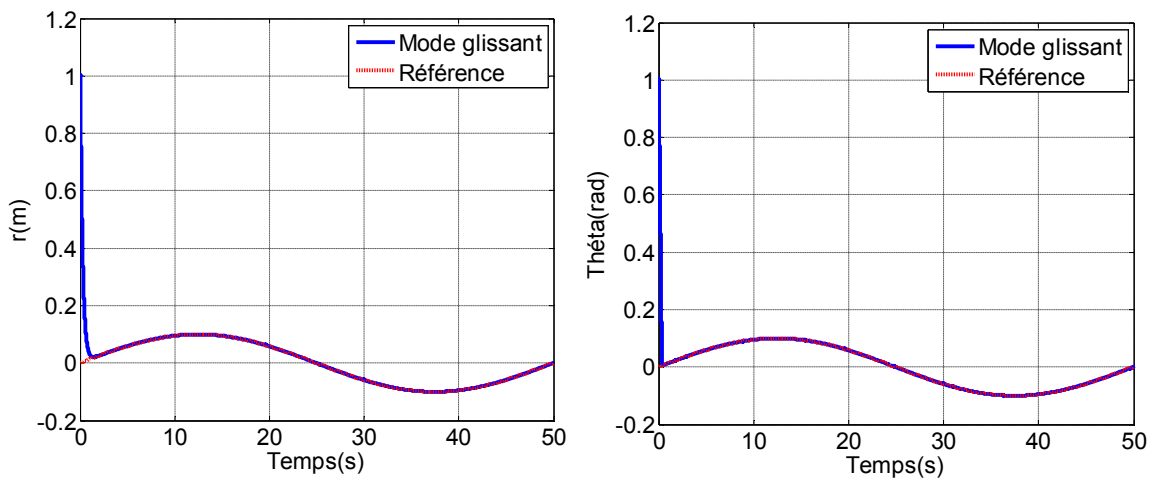


Figure. II.11. Réponses du système et signaux pour un signal de référence sinusoïdale.

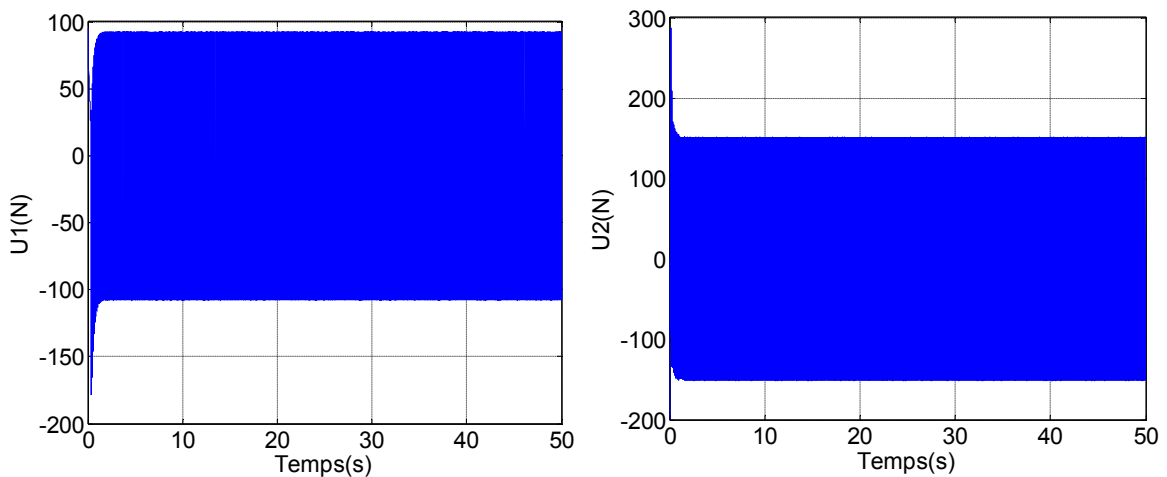


Figure. II.12. Les signaux de commande par mode glissant pour un signal de référence échelon.

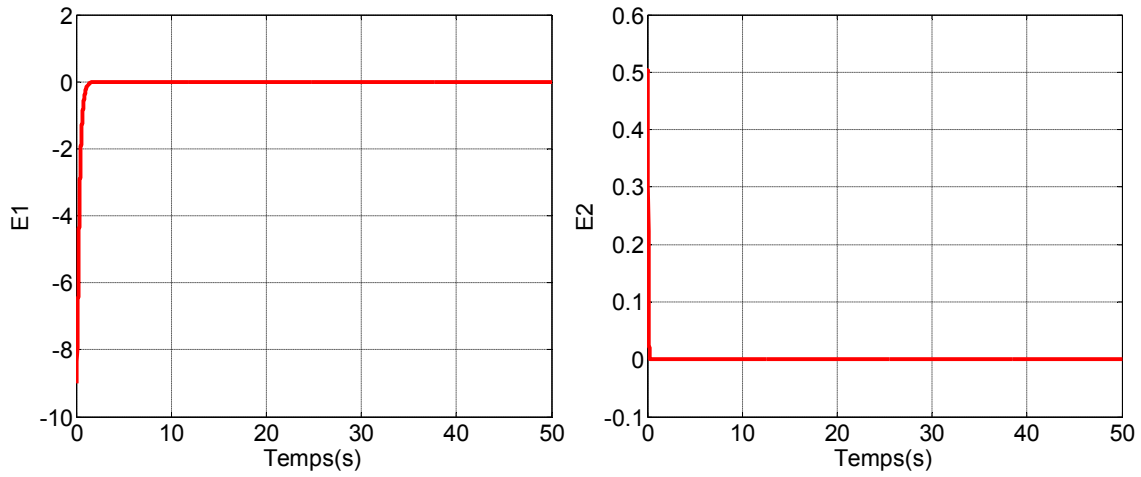


Figure. II.13. L'erreur pour un signal de référence échelon.

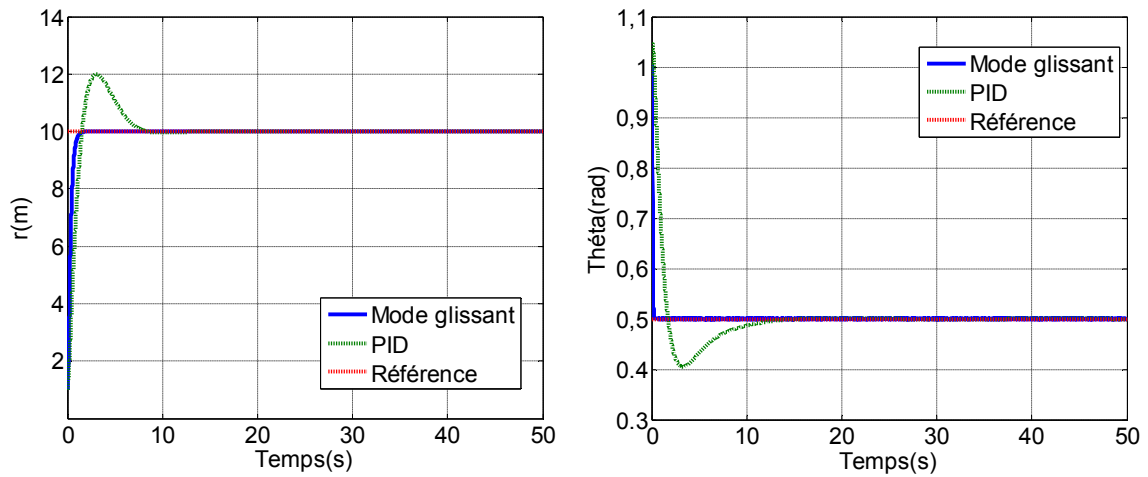


Figure. II.14. Comparaison entre le PID classique et mode glissant pour un signal de référence échelon.

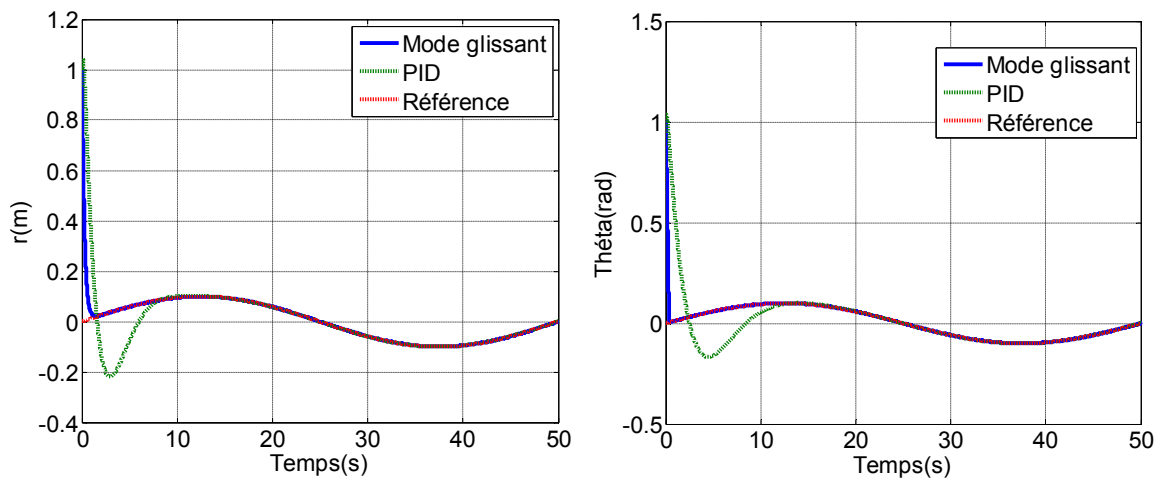


Figure. II.15. Comparaison entre le PID classique et mode glissant pour un signal de référence sinusoïdale.

Les résultats de simulation de la commande par mode glissant avec une fonction *sign* présentes : le dépassement à été annulé pour la commande par mode glissant par rapport la commande

classique PID et l'observation de l'effet de chattering par la commande *sign* (figures des signaux de commandes).

II.2.8.2. En fonction tanh

Pour annulé l'effet de chattering, en remplaçons la fonction *sign* par la fonction *tanh*.

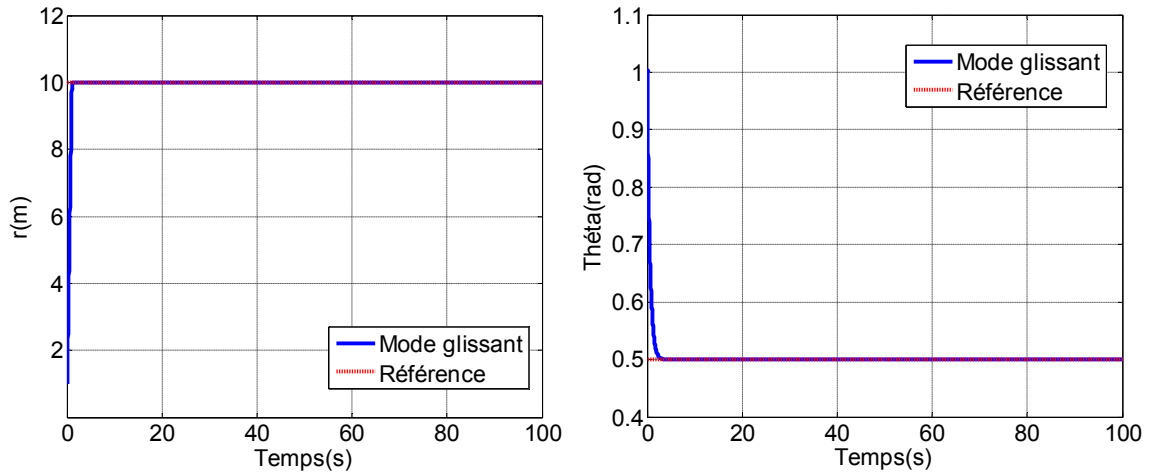


Figure. II.16. Réponses du système et signaux pour un signal de référence échelon.

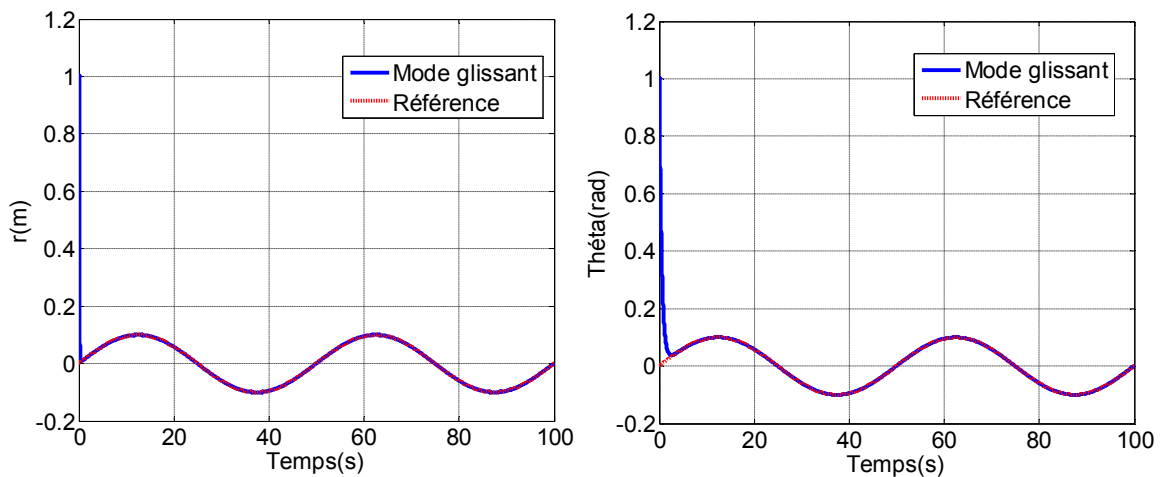


Figure. II.17. Réponses du système et signaux pour un signal de référence sinusoïdale.

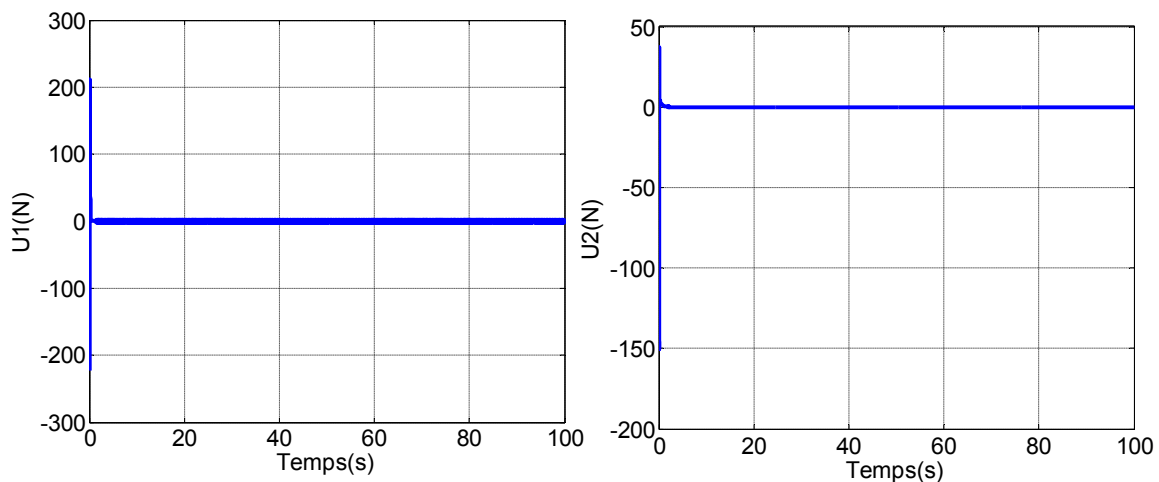


Figure. II.18. Les signaux de commande par mode glissant pour un signal de référence échelon.

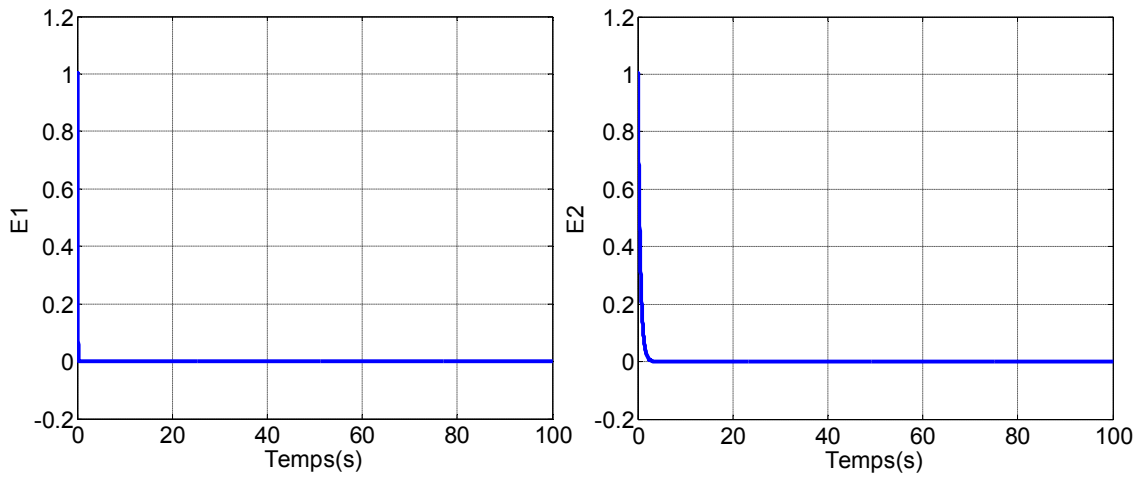


Figure. II.19. L'erreur pour un signal de référence échelon.

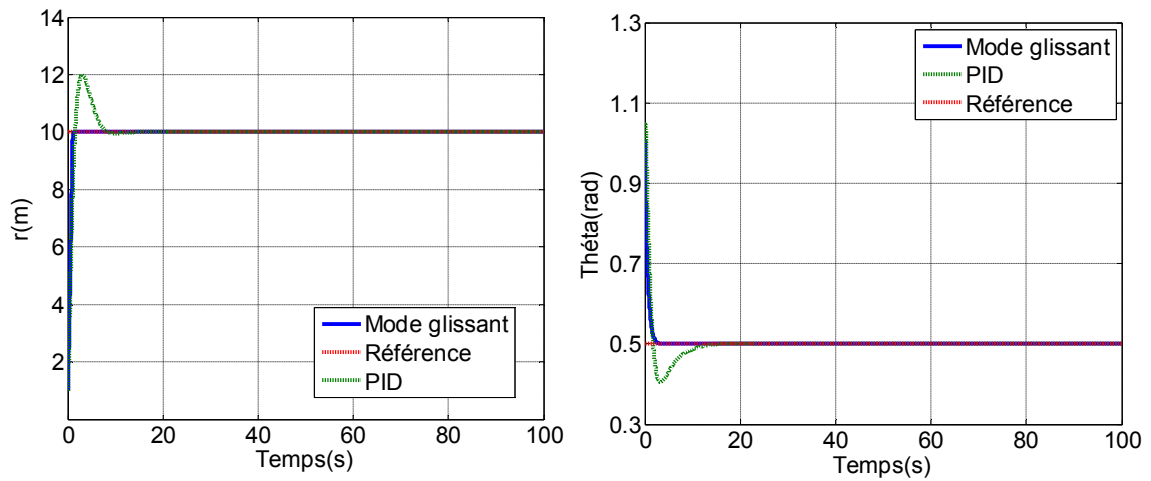


Figure. II.20. Comparaison entre le PID classique et mode glissant pour un signal de référence échelon.

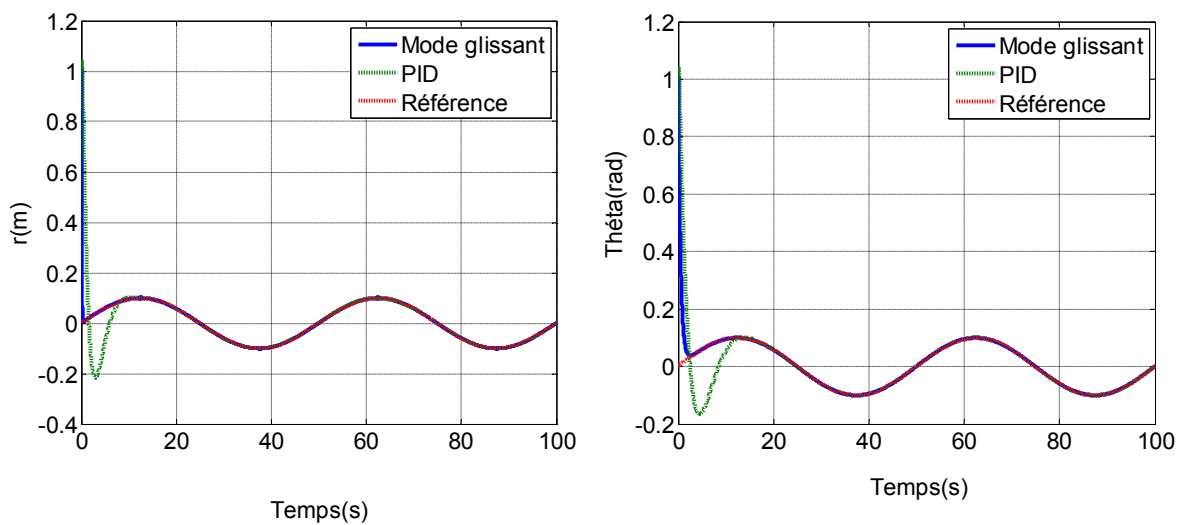


Figure. II.21. Comparaison entre le PID classique et mode glissant pour un signal de référence sinusoïdale.

Les résultats obtenus montrent que la commande par mode glissant avec la fonction *tanh* permet de garantir la stabilité et de poursuite des trajectoires désirées avec une précision meilleure et le phénomène de chattering été annulé que celle obtenue dans le cas de la commande PID classique (figures II.20, II.21).

II.3. Conclusion

Le travail présenté dans ce chapitre, a porté sur la mise en œuvre d'une loi de commande non linéaire et leur application sur le modèle d'un satellite. L'idée de base était d'utiliser une commande par mode glissant. Les résultats obtenus montrent bien l'efficacité des lois de commandes développée pour le dépassement, le temps de réponse et l'erreur statique.



Chapitre III

Chapitre III

Commande par backstepping

III.1. Commande par la méthode du backstepping

La technique dite « Backstepping », développée par Kanellakopoulos et al. [19], offre une méthode de conception systématique d'une commande non linéaire. L'appellation backstepping est particulièrement justifiée par le processus récursif intrinsèque à la synthèse de la loi de commande. Cette technique permet de construire, d'une façon récursive, la commande et la fonction de Lyapunov pour un système non linéaire triangulaire. L'idée consiste à calculer une loi de commande afin de garantir que la fonction de Lyapunov soit définie positive et que sa dérivée soit toujours négative. Afin d'illustrer le principe de la méthode du backstepping, on considère le cas des systèmes non linéaires de la forme suivante :

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= f_1^T(x_1)\mathcal{G} + g_1(x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 &= f_2^T(x_1, x_2)\mathcal{G} + g_2(x_1, x_2)x_3 \\ \dot{x}_3 &= f_3^T(x_1, x_2, x_3)\mathcal{G} + g_3(x_1, x_2, x_3)u\end{aligned}\tag{III.1}$$

Le vecteur des paramètres \mathcal{G} est supposé connu. On désire faire suivre à la sortie $y = x_1$ le signal de référence y_r , où $y_r, \dot{y}_r, \ddot{y}_r$ et $y_r^{(3)}$ sont supposées connues et uniformément bornées.

Le système étant du troisième ordre, le design s'effectue en trois étapes.

Etape 1 : On considère d'abord le premier sous système

$$\dot{x}_1 = f_1^T(x_1)\mathcal{G} + g_1(x_1)x_2\tag{III.2}$$

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

Désirée par :

$$(x_1)_d = \alpha_0 = y_r\tag{III.3}$$

La première variable d'erreur se définit par :

$$z_1 = x_1 - \alpha_0\tag{III.4}$$

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

$$\begin{aligned}\dot{z}_1 &= \dot{x}_1 - \dot{\alpha}_0 \\ &= f_1^T\mathcal{G} + g_1x_2 - \dot{\alpha}_0\end{aligned}\tag{III.5}$$

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

$$V_1(z_1) = \frac{1}{2}z_1^2\tag{III.6}$$

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

$$\begin{aligned}\dot{V}_1 &= z_1 \dot{z}_1 \\ &= z_1 [f_1^T \mathcal{G} + g_1 x_2 - \dot{\alpha}_0]\end{aligned}\quad (III.7)$$

Un choix judicieux de x_2 rendrait \dot{V}_1 négative et assurerait de l'origine du sous-système décrit par (III.5). Prenons comme valeur de x_2 , la fonction α_1 , telle que :

$$f_1^T \mathcal{G} + g_1 x_2 - \dot{\alpha}_0 = -c_1 z_1 \quad (III.8)$$

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

$$(x_2)_d = \alpha_1 = \frac{1}{g_1} [-c_1 z_1 - f_1^T \mathcal{G} + \dot{\alpha}_0] \quad (III.9)$$

Et la dérivée s'écrit

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

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

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

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

On définit la nouvelle variable d'erreur :

$$z_2 = x_2 - \alpha_1 \quad (III.12)$$

Qui représente l'écart entre la variable d'état x_2 et sa valeur désirée α_1 . A cause du fait que x_2 ne peut être forcée à prendre instantanément une valeur désirée, en l'occurrence α_1 , l'erreur z_2 n'est pas, instantanément, nulle. Le design dans cette étape consiste, alors, à forcer l'erreur de s'annuler avec une certaine dynamique, choisie au préalable.

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

$$\dot{z}_1 = f_1^T \mathcal{G} - \dot{\alpha}_0 + g_1(z_2 + \alpha_1) \quad (III.13)$$

$$\dot{z}_2 = f_2^T \mathcal{G} - \dot{\alpha}_1 + g_2 x_3$$

Pour lesquelles on choisit la fonction de Lyapunov suivante :

$$V_2(z_1, z_2) = V_1 + \frac{1}{2} z_2^2 \quad (III.14)$$

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

$$\begin{aligned}\dot{V}_2(z_1, z_2) &= \dot{V}_1 + z_2 \dot{z}_2 \\ &= z_1 [f_1^T \mathcal{G} + g_1(z_2 + \alpha_1) - \dot{\alpha}_0] + z_2 [f_2^T \mathcal{G} + g_2 x_3 - \dot{\alpha}_1] \\ &= z_1 [f_1^T \mathcal{G} + g_1 \alpha_1 - \dot{\alpha}_0] + z_2 [f_2^T \mathcal{G} + g_1 z_1 + g_2 x_3 - \dot{\alpha}_1] \\ &= -c_1 z_1^2 + z_2 [f_2^T \mathcal{G} + g_1 z_1 + g_2 x_3 - \dot{\alpha}_1]\end{aligned}\quad (III.15)$$

Le choix de la valeur désirée (la fonction stabilisante) de x_3 devient évident. Cette dernière est donnée par :

$$(x_3)_d = a_2 = \frac{1}{g_2} [-\dot{\alpha}_1 - g_1 z_1 - f_2^T \mathcal{G} - c_2 z_2] \quad (\text{III.16})$$

Où $c > 0$, avec $\dot{\alpha}_1$ calculée analytiquement :

$$\dot{\alpha}_1 = \frac{\delta \alpha_1}{\delta x_1} \dot{x}_1 + \frac{\delta \alpha_1}{\delta y_r} \dot{y}_r + \frac{\delta \alpha_1}{\delta \ddot{y}_r} \ddot{y}_r \quad (\text{III.17})$$

Un tel choix permet de réduire la dérivée à

$$\dot{V}_2 \leq -k_1 z_1^2 - k_2 z_2^2 \leq 0 \quad (\text{III.18})$$

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

Etape 3 : le système (III.1) est maintenant considéré dans sa globalité. La variable d'erreur z_3 est définie par :

$$z_3 = x_3 - \alpha_2 \quad (\text{III.19})$$

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

$$\begin{aligned} \dot{z}_1 &= f_1^T \mathcal{G} + g_1(z_2 + \alpha_1) - \dot{\alpha}_1 \\ \dot{z}_2 &= f_2^T \mathcal{G} + g_2(z_3 + \alpha_2) - \dot{\alpha}_2 \\ \dot{z}_3 &= f_3^T \mathcal{G} - \dot{\alpha}_2 + g_3 u \end{aligned} \quad (\text{III.20})$$

Avec comme fonction de Lyapunov

$$V_3(z_1, z_2, z_3) = V_2 + \frac{1}{2} z_3^2 \quad (\text{III.21})$$

La dérivée, le long de la solution du système d'équations (III.20), devient :

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 &= \dot{V}_2 + z_3 \dot{z}_3 \\ &= -c_1 z_1^2 - c_2 z_2^2 + z_3 [g_3 u + g_2 z_2 + f_3^T \mathcal{G} - \dot{\alpha}_2] \end{aligned} \quad (\text{III.22})$$

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

$$u = \frac{1}{g_3} [\dot{\alpha}_2 - g_2 z_2 - f_3^T \mathcal{G} - c_3 z_3] \quad (\text{III.23})$$

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

$$\dot{\alpha}_2 = \frac{\partial \alpha_2}{\partial x_1} \dot{x}_1 + \frac{\partial \alpha_2}{\partial x_2} \dot{x}_2 + \frac{\partial \alpha_2}{\partial y_r} \dot{y}_r + \frac{\partial \alpha_2}{\partial \ddot{y}_r} \ddot{y}_r + \frac{\partial \alpha_2}{\partial y_r^{(3)}} y_r^{(3)}, \quad (\text{III.24})$$

Avec ce choix, on a :

$$\dot{V}_2 \leq -c_1 z_1^2 - c_2 z_2^2 - c_3 z_3^2 \leq 0 \quad (\text{III.25})$$

D'où la stabilité asymptotique de l'origine du système d'équation (III.20). Ceci se traduit par la stabilité, en boucle fermée, du système original (III.1) et la régulation à zéro de l'erreur de poursuite $y - y_r$. Les deux principaux objectifs du design sont alors atteints.

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

Cas des systèmes d'ordre n

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

Design aux systèmes triangulaires de la forme suivante :

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= f_1^T(x_1)\mathcal{G} + g_1(x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 &= f_2^T(x_1, x_2)\mathcal{G} + g_2(x_1, x_2)x_3 \\ &\vdots \\ \dot{x}_{n-1} &= f_{n-1}^T(x_1, x_2, \dots, x_{n-1})\mathcal{G} + g_{n-1}(x_1, x_2, \dots, x_{n-1})x_n \\ \dot{x}_n &= f_n^T(x_1, x_2, \dots, x_{n-1}, x_n)\mathcal{G} + g_n(x_1, x_2, \dots, x_{n-1}, x_n)u \end{aligned} \quad (\text{III.26})$$

Où $f_i(0) = 0, g_i \neq 0$ pour $1 \leq i \leq n$

La procédure de design commence à partir de l'équation (III.4) de l'erreur z_1 . Le changement de variable adéquat à chaque étape i permet d'appliquer le backstepping récursivement, en rajoutant l'équation $i+1$. Partant de α_0 , on construit les différents α_i et V_i .

Ce qui résulte en

$$\begin{aligned} (x_1)_d &= \alpha_0 = y_r \\ (x_{i+1})_d &= \alpha_i = \frac{1}{g_i} \left[\sum_{k=1}^{i-1} \left(\frac{\partial \alpha_{i-1}}{\partial x_k} g_k x_{k+1} + \frac{\partial \alpha_{i-1}}{\partial y_r^{(k)}} y_r^{(k)} \right) - g_{i-1} z_{i-1} - c_i z_i - \omega_i^T \mathcal{G} \right] \end{aligned} \quad (\text{III.27})$$

Où

$$\begin{cases} i = 1, \dots, n \\ \omega_i = f_i - \sum_{k=1}^{i-1} \frac{\partial \alpha_{i-1}}{\partial x_k} f_k \\ z_i = x_i - \alpha_{i-1} \end{cases} \quad (\text{III.28})$$

Les différentes fonctions de Lyapunov sont données par :

$$V_i = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^i [x_j - \alpha_{j-1}]^2 \quad (\text{III.29})$$

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

III.1.1. Application de la commande par backstepping au satellite

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_3 \\ \dot{x}_2 = x_4 \\ \dot{x}_3 = 3\omega^2 x_1 + 2\omega x_4 + u_r \\ \dot{x}_4 = -2\omega x_3 + u_\theta \end{cases} \quad (\text{III.30})$$

$$\begin{cases} e_1 = x_1 - x_{1d} \\ e_2 = x_2 - x_{2d} \end{cases} \quad (\text{III.31})$$

Etape 1 :

$$v(e_1) = \frac{1}{2} e_1^2 \quad (\text{III.31})$$

$$\begin{aligned} \dot{v}(e_1) &= e_1 \dot{e}_1 \\ &= e_1 (\dot{x}_1 - \dot{x}_{1d}) \\ &= e_1 \underbrace{(x_3 - \dot{x}_{1d})}_{-e_1} \end{aligned} \quad (\text{III.32})$$

$$\dot{v}(e_1) = -e_1^2 < 0$$

Il faut choisir x_3 tel que $\dot{v}(e_1) < 0$ et on $x_3 = -e_1$

Donc x_3 est la commande virtuelle

Changement de variable :

$$z_1 = x_3 + e_1 \quad (\text{III.33})$$

Etape 2 :

$$z_1 = x_3 + x_1 - x_{1d} \quad (\text{III.34})$$

$$\dot{z}_1 = 3\omega^2 x_1 + 2\omega x_4 + u_r + x_3 - \dot{x}_{1d}$$

$$v(e_1, z_1) = \frac{1}{2} e_1^2 + \frac{1}{2} z_1^2 \quad (\text{III.35})$$

$$\dot{v}(e_1, z_1) = e_1 \dot{e}_1 + \dot{z}_1 z_1$$

$$\dot{v}(e_1, z_1) = -e_1^2 + z_1 (3\omega^2 x_1 + 2\omega x_4 + u_r + x_3 - \dot{x}_{1d}) \quad (\text{III.36})$$

$$\dot{v}(e_1, z_1) = -e_1^2 + z_1 \underbrace{(3\omega^2 x_1 + 2\omega x_4 + u_r + x_3 - \dot{x}_{1d})}_{-\alpha_1 z_1}$$

$$-\alpha_1 z_1 = 3\omega^2 x_1 + 2\omega x_4 + u_r + x_3 - \dot{x}_{1d} \quad (\text{III.37})$$

Alors :

$$u_r = -\alpha_1 z_1 - 3\omega^2 x_1 - 2\omega x_4 - x_3 + \dot{x}_{1d}$$

$$u_r = -\alpha_1 (x_3 + x_1 - x_{1d}) - 3\omega^2 x_1 - 2\omega x_4 - x_3 + \dot{x}_{1d} \quad (\text{III.38})$$

Etape 3 :

$$v(e_1, z_1, e_2) = \frac{1}{2} e_1^2 + \frac{1}{2} z_1^2 + \frac{1}{2} e_2^2 \quad (\text{III.39})$$

$$\begin{aligned} \dot{v}(e_1 z_1 e_2) &= e_1 \dot{e}_1 + \dot{z}_1 z_1 + e_2 \dot{e}_2 \\ &= -e_1^2 - \alpha_1 z_1^2 + e_2 \underbrace{(x_4 - \dot{x}_{2d})}_{-\dot{e}_2} \end{aligned} \tag{III.40}$$

$$\dot{v}(e_1 z_1 e_2) = -e_1^2 - \alpha_1 z_1^2 - e_2^2 < 0$$

$$z_2 = x_4 - \dot{x}_{2d} + x_2 \tag{III.41}$$

Etape 4 :

$$v(e_1 z_1 e_2 z_2) = \frac{1}{2} e_1^2 + \frac{1}{2} z_1^2 + \frac{1}{2} e_2^2 + \frac{1}{2} z_2^2 \tag{III.42}$$

$$z_2 = x_4 + x_2 - x_{2d} \tag{III.43}$$

$$\dot{z}_2 = -2\omega x_3 + u_\theta + x_4 - \dot{x}_{2d} \tag{III.44}$$

$$\begin{aligned} \dot{v}(e_1 z_1 e_2 z_2) &= e_1 \dot{e}_1 + \dot{z}_1 z_1 + e_2 \dot{e}_2 + \dot{z}_2 z_2 \\ \dot{v}(e_1 z_1 e_2 z_2) &= -e_1^2 - \alpha_1 z_1^2 - e_2^2 + z_2 \underbrace{(-2\omega x_3 + u_\theta + x_4 - \dot{x}_{2d})}_{-\alpha_2 z_2} \end{aligned} \tag{III.45}$$

$$-\alpha_2 z_2 = -2\omega x_3 + u_\theta + x_4 - \dot{x}_{2d} \tag{III.46}$$

$$u_\theta = -\alpha_2 z_2 + 2\omega x_3 - x_4 + \dot{x}_{2d}$$

$$u_\theta = -\alpha_2 (x_4 + x_2 - x_{2d}) + 2\omega x_3 - x_4 + \dot{x}_{2d} \tag{III.47}$$

III.1.2. Présentation des résultats de simulation

Le schéma block illustrative de la commande par backstepping est donné par la figure III.1.

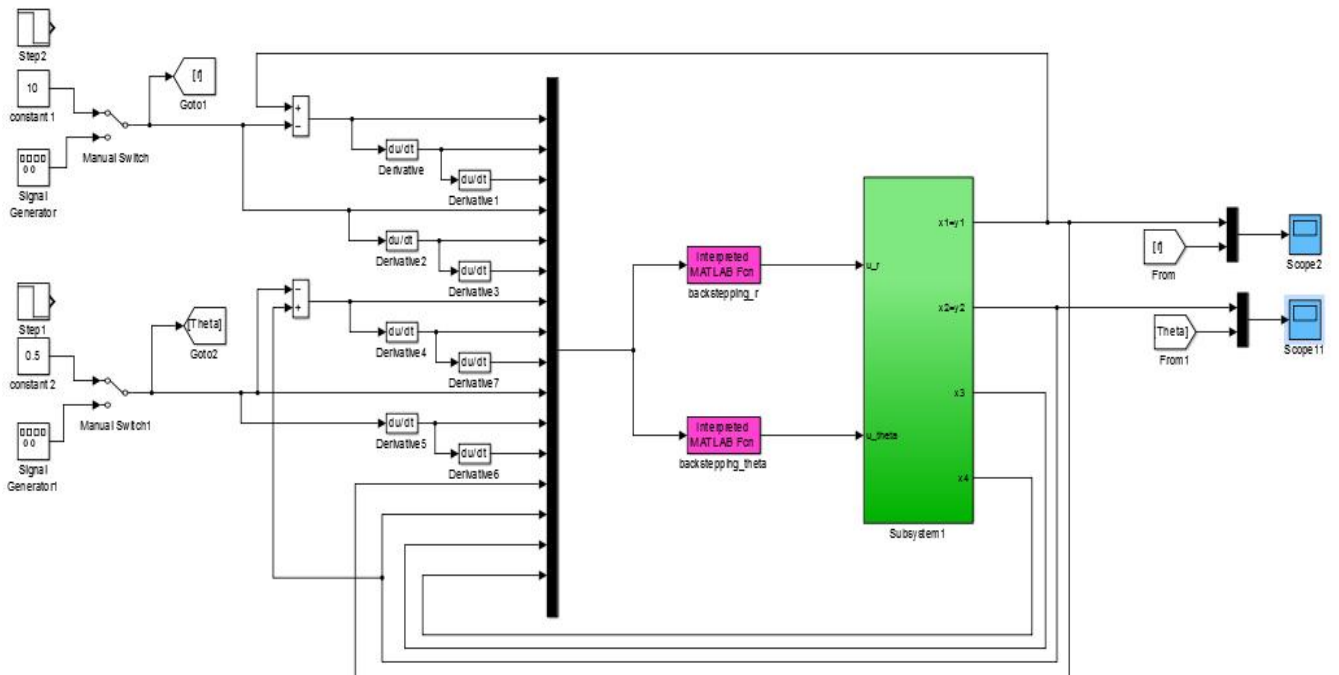


Figure III.1. Schéma block illustrative de la commande par backstepping.

III.1.3. Résultats de simulation

Les réponses du système, les signaux de commandes et les erreurs d'estimation du satellite pour un signal de référence échelon et sinusoïdale sont données par les figures III.2-III.9.

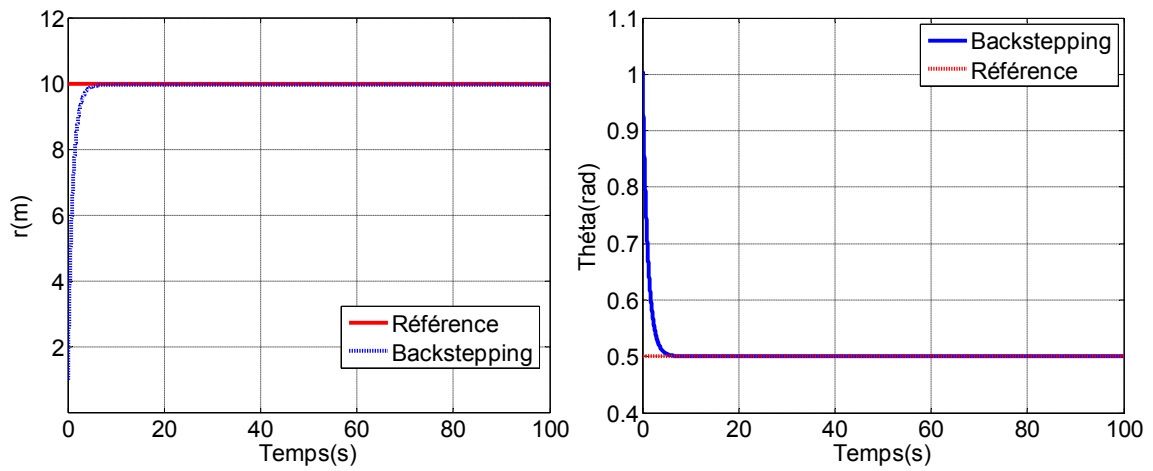


Figure. III.2. Réponses du système et signaux pour un signal de référence échelon.

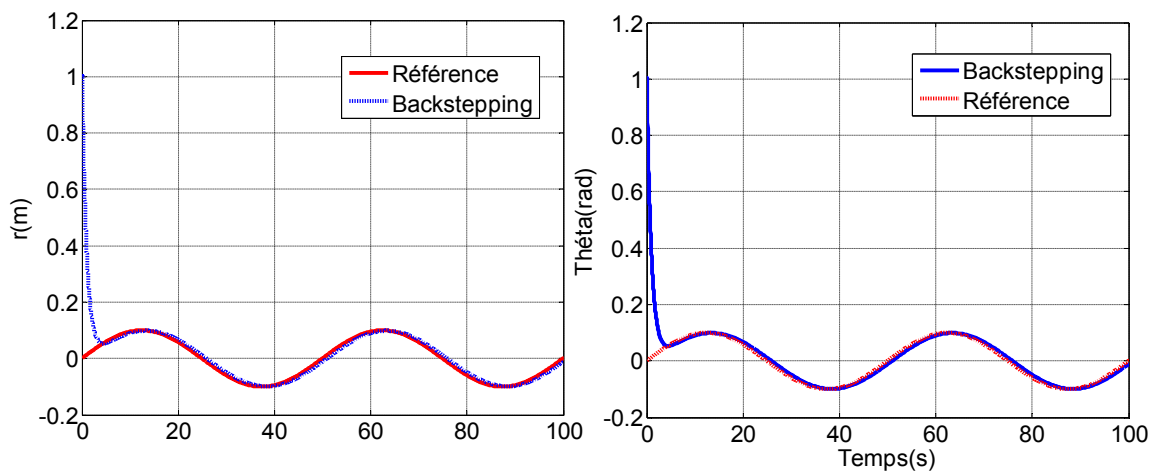


Figure. III.3. Réponses du système et signaux pour un signal de référence sinusoïdale

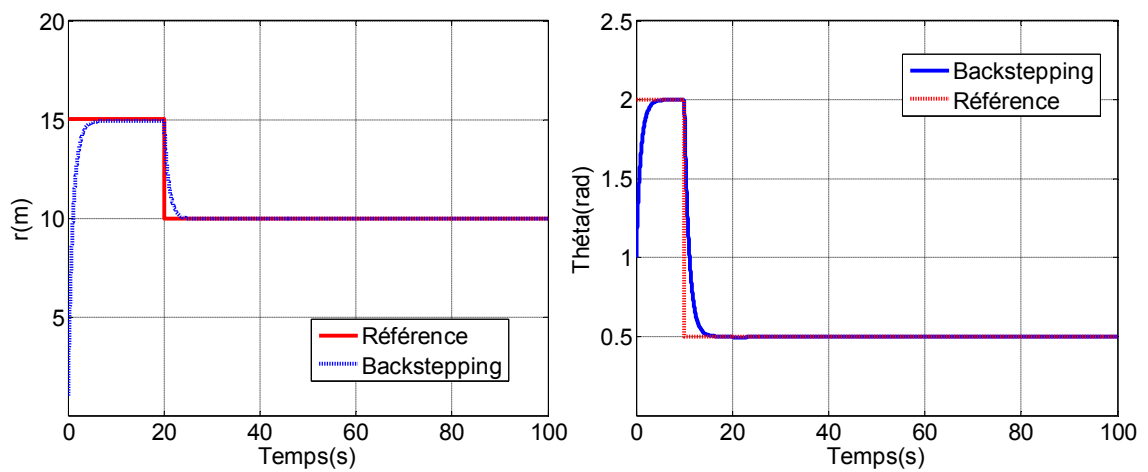


Figure. III.4. changement de référence.

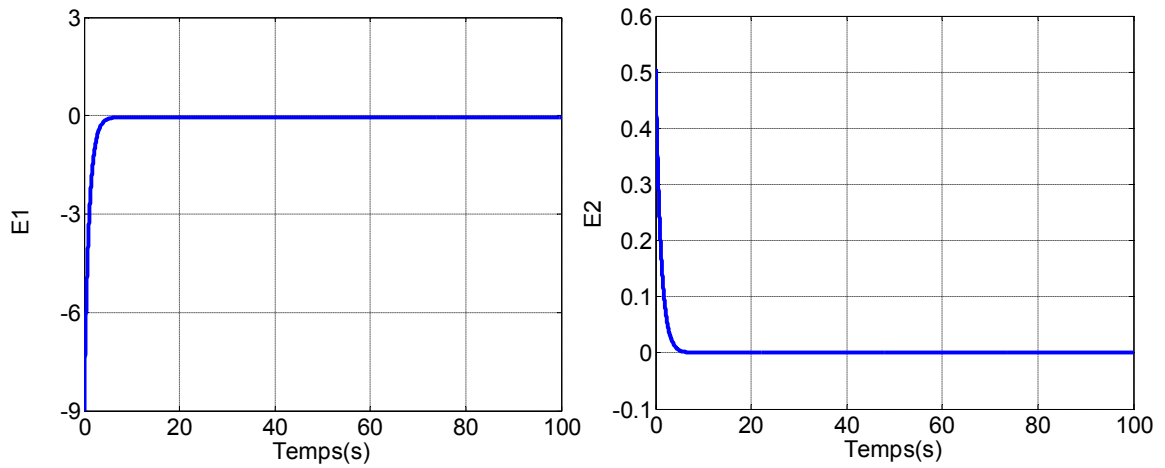


Figure. III.5. Erreur pour un signal de référence échelon.

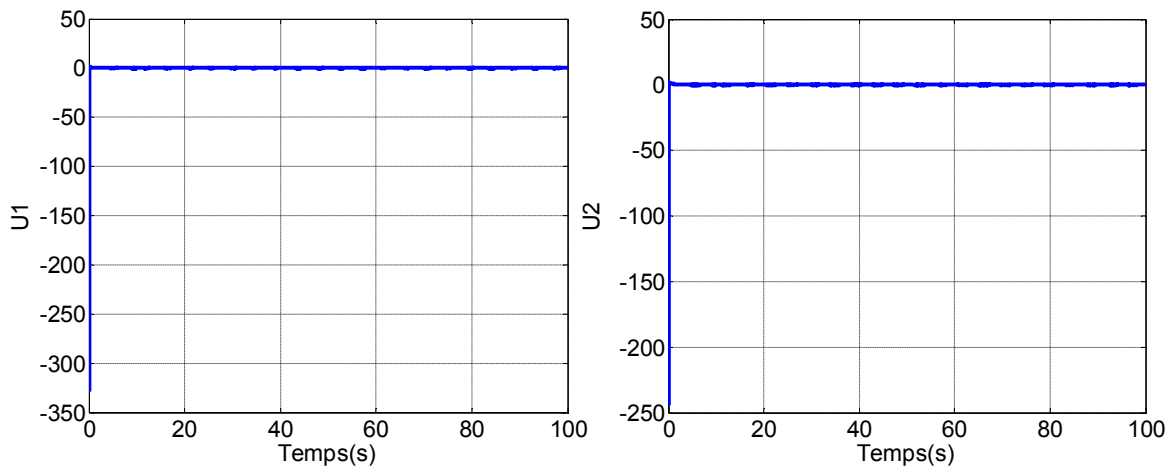


Figure. III.6. Les signaux de commande.

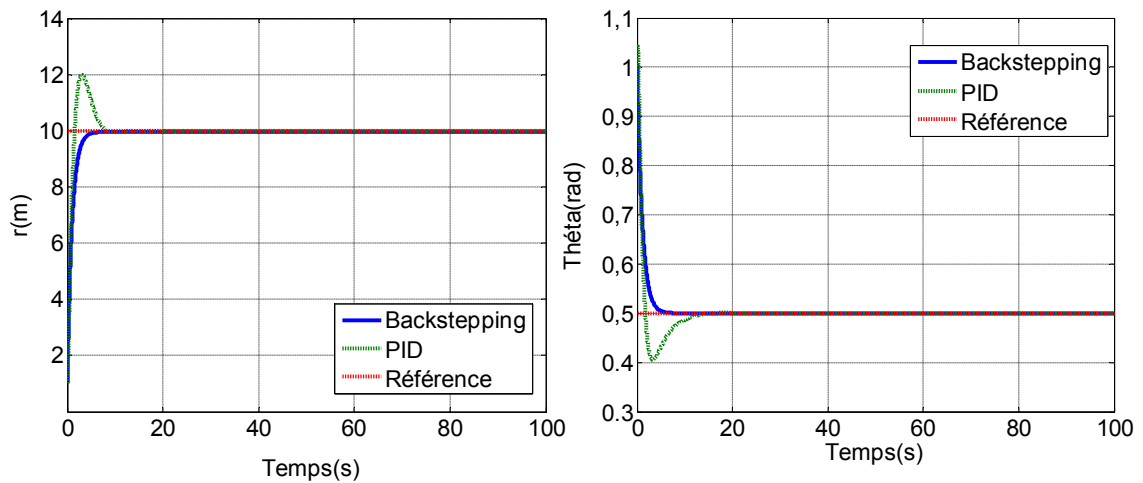


Figure. III.7. Comparaison entre le PID classique et backstepping.

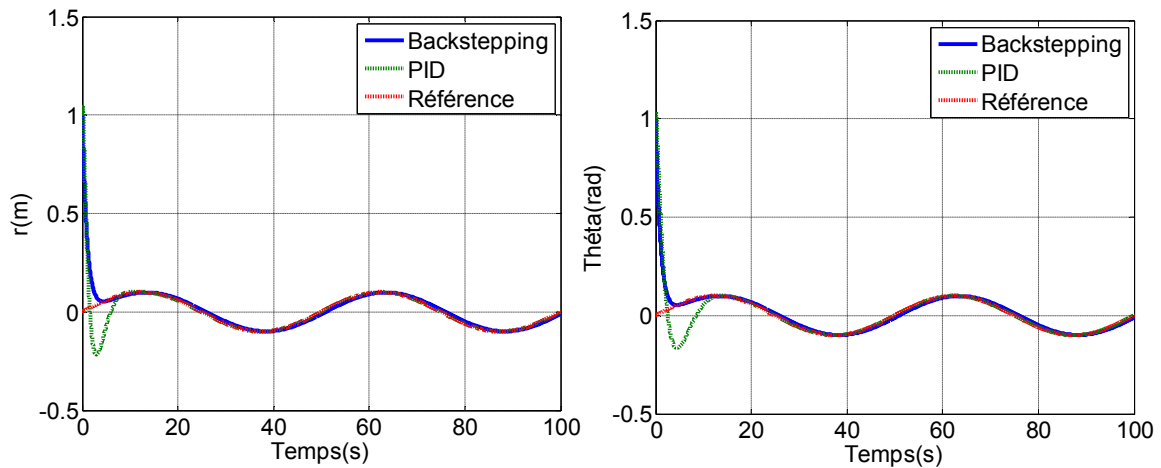


Figure. III.8. Comparaison entre le PID classique et backstepping pour un signal de référence sinusoïdale.

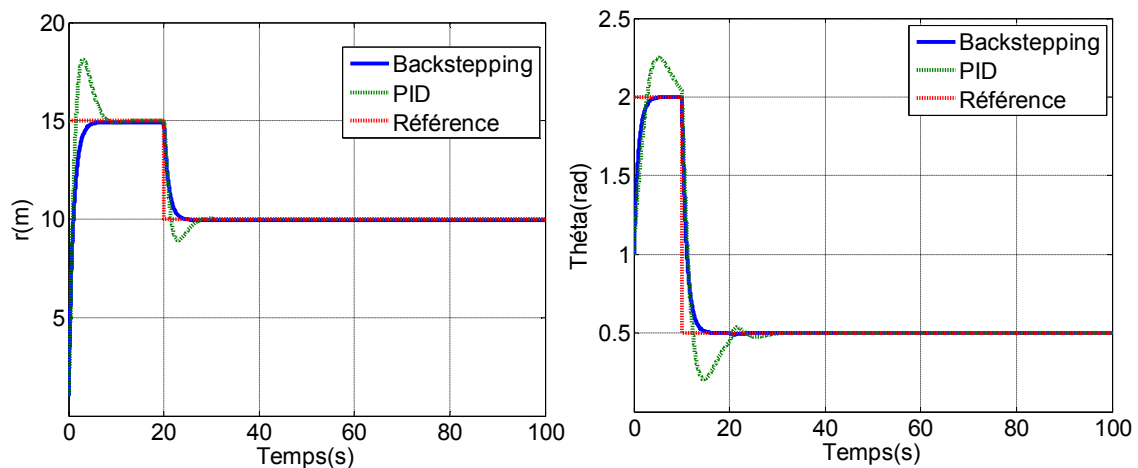


Figure. III.9. Comparaison entre le PID classique et backstepping dans le cas d'un changement de référence.

Les résultats obtenus montrent que la commande par mode glissant permet de garantir la stabilité et de poursuivre des trajectoires désirées avec une précision meilleure que celle obtenue dans le cas de la par Backstepping.

III.2. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons introduit une technique de commande non linéaire par Backstepping. Nous présentons la comparaison entre la commande linéaire classique PID par un régulateur PID et des commandes non linéaires représentées par la technique de Backstepping et la commande par mode glissant, les résultats sont bons par rapport à la commande classique. La technique de commande par mode glissant permet de commander notre système avec de bonnes performances (court temps de réponse, un bon rejet de perturbation et une bonne précision en régime permanent) par rapport à la technique Backstepping.



Chapitre IV

Chapitre IV

Commandes mode glissant - backstepping

IV.1. Association des commandes mode glissant - backstepping

L'Association des commandes mode glissant et backstepping a deux avantages :

D'une part le backstepping nous offre une méthode systématique pour synthétiser les surfaces de glissement et, d'autre part, l'incorporation de la commande par mode glissant s'avère intéressant dans la simplification des étapes nécessaires pour la synthèse d'une commande stabilisante par Backstepping. Dans cette approche, la variable z_1 de la dernière étape est considérée comme une surface de glissement.

IV.1.1. Application de la commandes mode glissant et backstepping au satellite

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_3 \\ \dot{x}_2 = x_4 \\ \dot{x}_3 = 3\omega^2 x_1 + 2\omega x_4 + u_r \\ \dot{x}_4 = -2\omega x_3 + u_\theta \end{cases} \quad (\text{VI.1})$$

$$\begin{cases} e_1 = x_1 - x_{1d} \\ e_2 = x_2 - x_{2d} \end{cases} \quad (\text{VI.2})$$

Etape 1 :

$$v(e_1) = \frac{1}{2} e_1^2 \quad (\text{VI.3})$$

$$\begin{aligned} \dot{v}(e_1) &= e_1 \dot{e}_1 \\ &= e_1 (\dot{x}_1 - \dot{x}_{1d}) \\ &= e_1 \underbrace{(x_3 - \dot{x}_{1d})}_{-e_1} \end{aligned} \quad (\text{VI.4})$$

$$\dot{v}(e_1) = -e_1^2 < 0$$

Il faut choisir x_3 tel que $\dot{v}(e_1) < 0$ et on $x_3 = -e_1$

Donc x_3 est la commande virtuelle

Changement de variable :

$$z_1 = x_3 + e_1 \quad (\text{VI.5})$$

Etape 2 :

$$z_1 = x_3 + x_1 - x_{1d} \quad (\text{VI.6})$$

$$\dot{z}_1 = 3\omega^2 x_1 + 2\omega x_4 + u_r + x_3 - \dot{x}_{1d} \quad (\text{VI.7})$$

$$v(e_1 z_1) = \frac{1}{2} e_1^2 + \frac{1}{2} z_1^2 \quad (\text{VI.8})$$

$$\dot{v}(e_1 z_1) = e_1 \dot{e}_1 + \dot{z}_1 z_1$$

$$\dot{v}(e_1 z_1) = -e_1^2 + z_1 (3\omega^2 x_1 + 2\omega x_4 + u_r + x_3 - \dot{x}_{1d})$$

$$\dot{v}(e_1 z_1) = -e_1^2 + z_1 \underbrace{(3\omega^2 x_1 + 2\omega x_4 + u_r + x_3 - \dot{x}_{1d})}_{-k_1 \text{sign}(S_1)} \quad (\text{VI.9})$$

$$-k_1 \text{sign}(S_1) = 3\omega^2 x_1 + 2\omega x_4 + u_r + x_3 - \dot{x}_{1d}$$

$$u_r = -k_1 \text{sign}(S_1) - 3\omega^2 x_1 - 2\omega x_4 - x_3 + \dot{x}_{1d}$$

Etape 3 :

$$v(e_1 z_1 e_2) = \frac{1}{2} e_1^2 + \frac{1}{2} z_1^2 + \frac{1}{2} e_2^2 \quad (\text{VI.10})$$

$$\dot{v}(e_1 z_1 e_2) = e_1 \dot{e}_1 + \dot{z}_1 z_1 + e_2 \dot{e}_2$$

$$= -e_1^2 - \alpha_1 z_1^2 + e_2 \underbrace{(x_4 - \dot{x}_{2d})}_{-\dot{e}_2} \quad (\text{VI.11})$$

$$\dot{v}(e_1 z_1 e_2) = -e_1^2 - \alpha_1 z_1^2 - e_2^2 < 0$$

$$z_2 = x_4 - \dot{x}_{2d} + x_2 \quad (\text{VI.12})$$

Etape 4 :

$$v(e_1 z_1 e_2 z_2) = \frac{1}{2} e_1^2 + \frac{1}{2} z_1^2 + \frac{1}{2} e_2^2 + \frac{1}{2} z_2^2 \quad (\text{VI.13})$$

$$z_2 = x_4 + x_2 - x_{2d} \quad (\text{VI.14})$$

$$\dot{z}_2 = -2\omega x_3 + u_\theta + x_4 - \dot{x}_{2d} \quad (\text{VI.15})$$

$$\dot{v}(e_1 z_1 e_2 z_2) = e_1 \dot{e}_1 + \dot{z}_1 z_1 + e_2 \dot{e}_2 + \dot{z}_2 z_2$$

$$\dot{v}(e_1 z_1 e_2 z_2) = -e_1^2 - \alpha_1 z_1^2 - e_2^2 + z_2 \underbrace{(-2\omega x_3 + u_\theta + x_4 - \dot{x}_{2d})}_{-k_2 \text{sign}(S_2)} \quad (\text{VI.16})$$

$$-k_2 \text{sign}(S_2) = -2\omega x_3 + u_\theta + x_4 - \dot{x}_{2d} \quad (\text{VI.17})$$

$$u_\theta = -k_2 \text{sign}(S_2) + 2\omega x_3 - x_4 + \dot{x}_{2d} \quad (\text{VI.18})$$

IV.1.2. Présentation des résultats de simulation

Le schéma block illustrative de la commande par mode glissant - backstepping est donné par la figure IV.1.

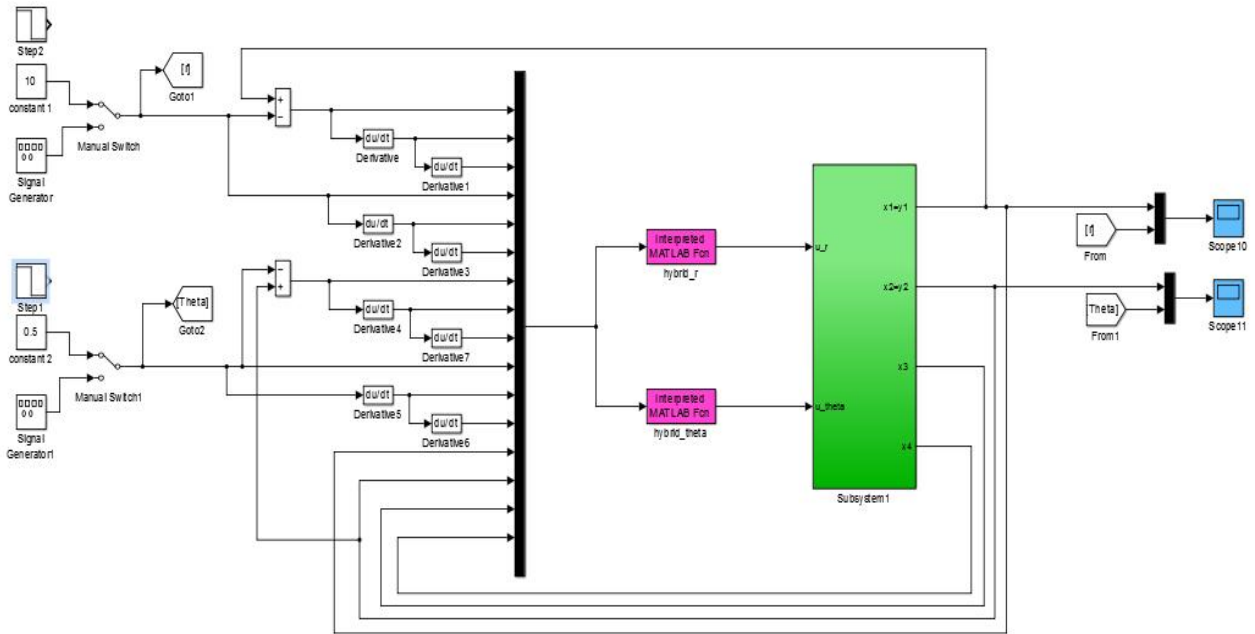


Figure IV.1. Schéma block illustrative de la commande par mode glissant - backstepping.

IV.1.3. Résultats de simulation

IV.1.3.1. par la fonction sign

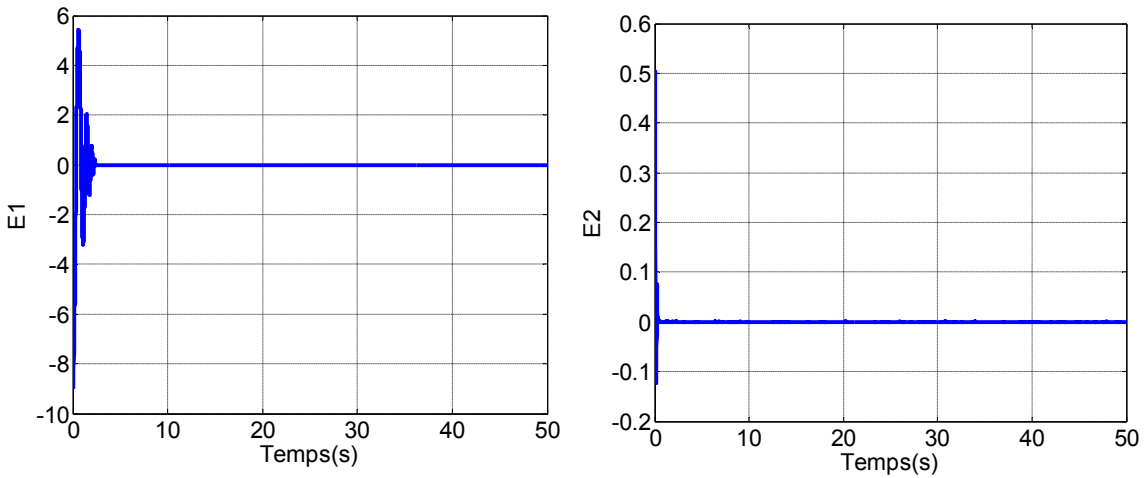


Figure. IV.2. Erreur pour un référence échelon.

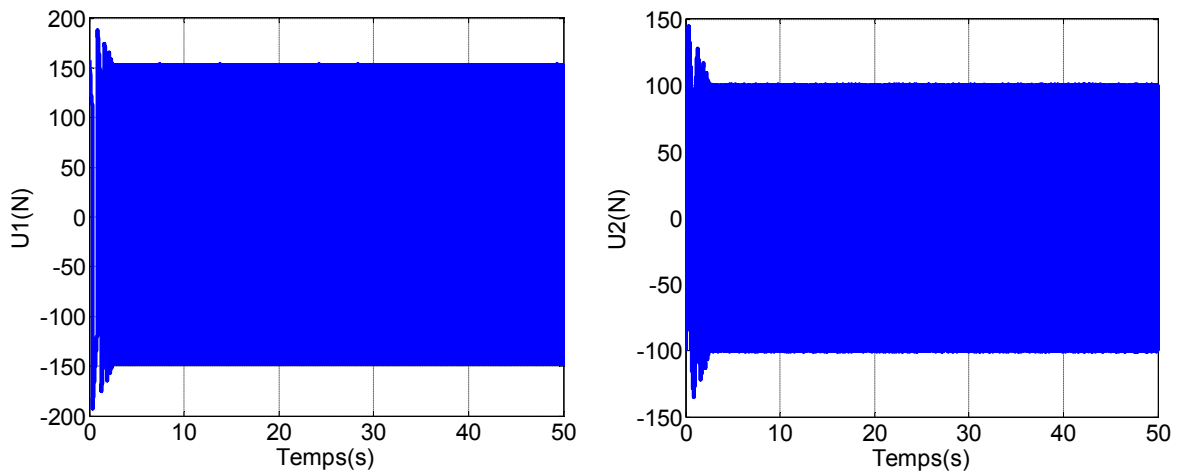


Figure. IV.3. Les signaux de commande.

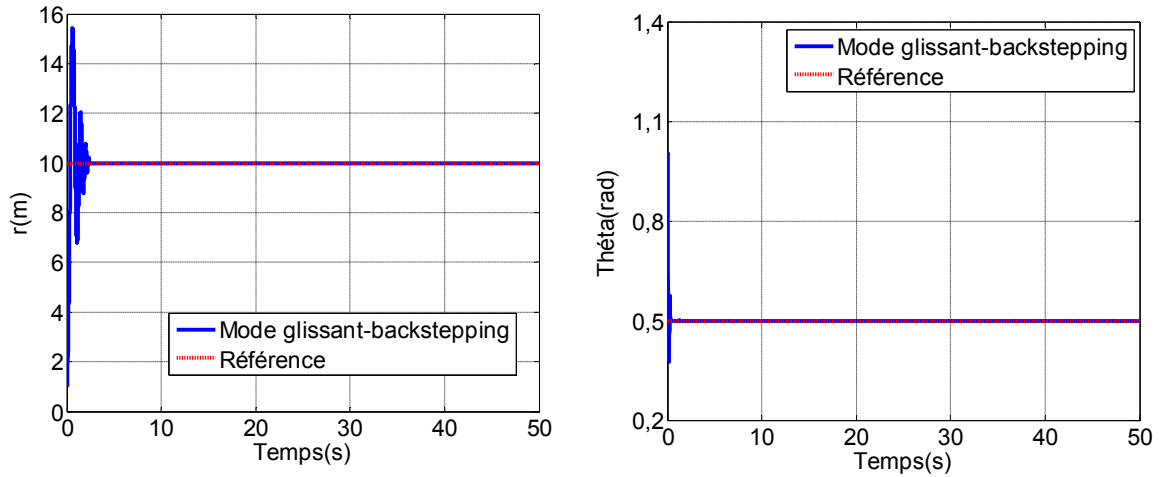


Figure. IV.4. Réponses du système et signaux pour un signal de référence échelon.

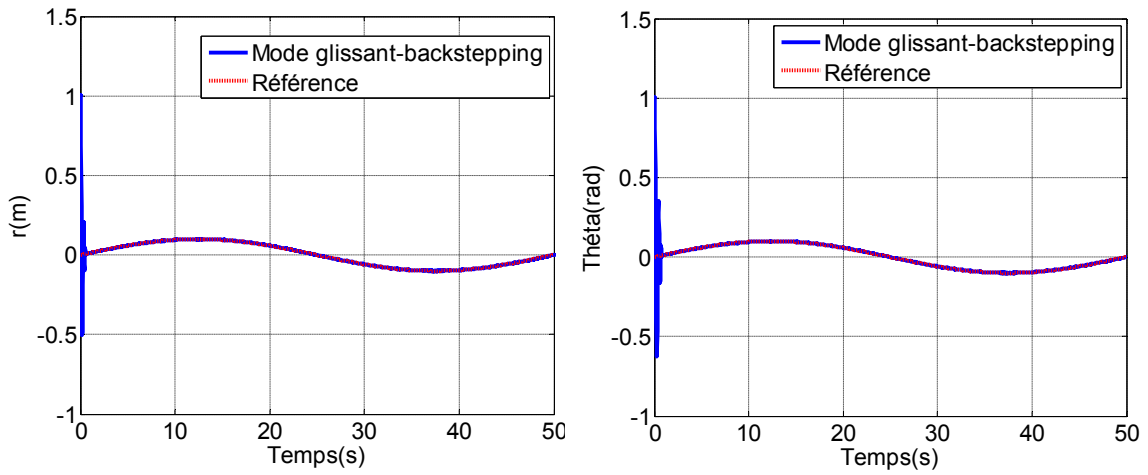


Figure. IV.5. Réponses du système et signaux pour un signal avec référence sinusoïdale.

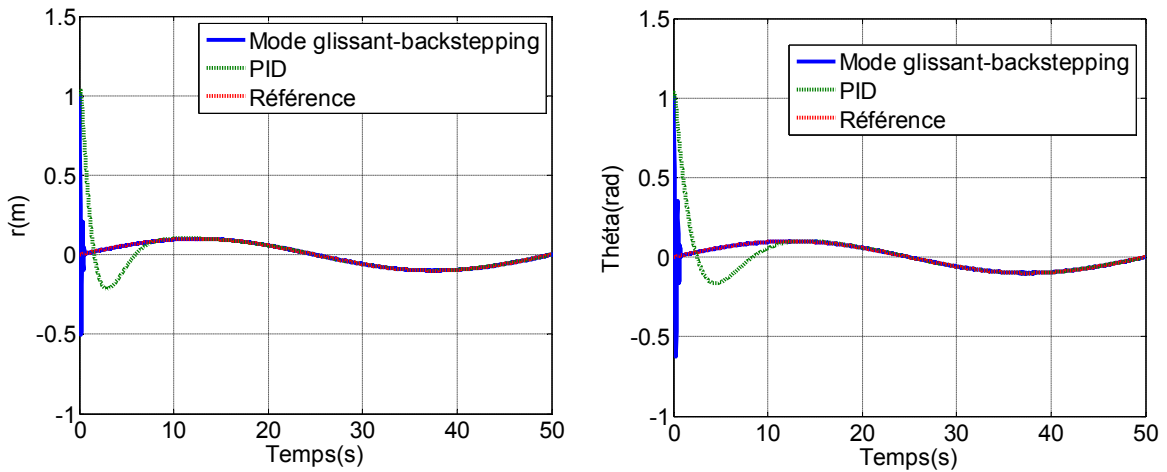


Figure. IV.6. Comparaison entre le PID classique et mode glissant - backstepping avec référence sinusoïdale.

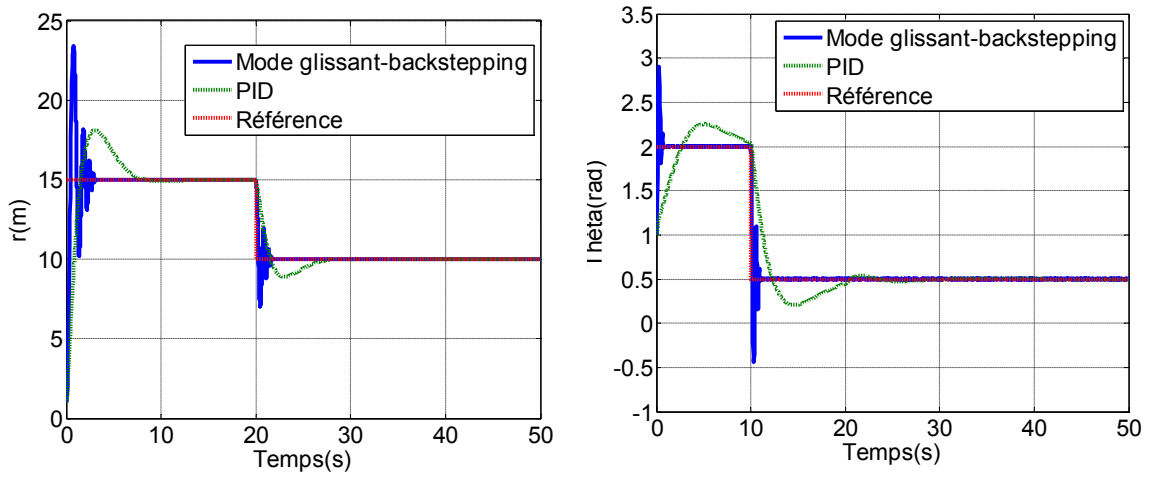


Figure. IV.7. Comparaison entre le PID classique et mode glissant - backstepping avec référence échelon.

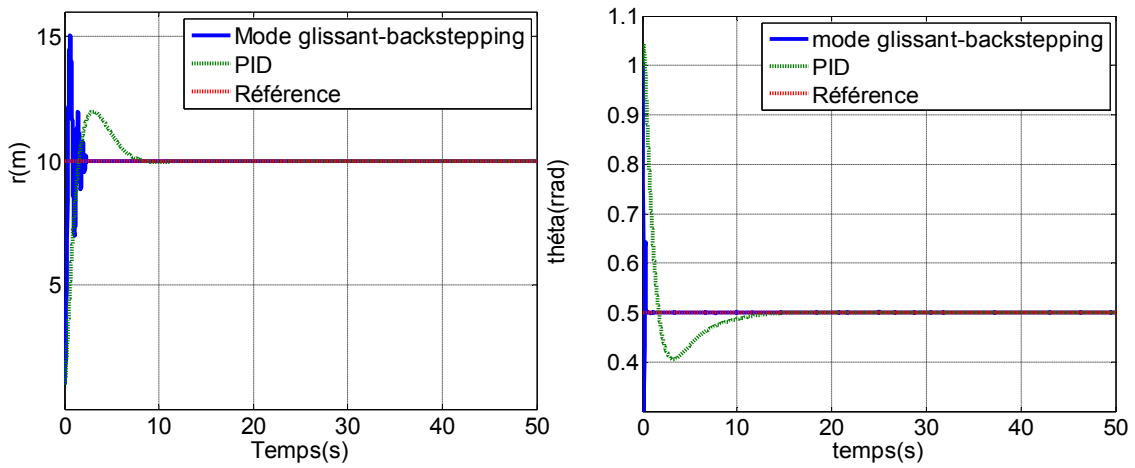


Figure. IV.8. Comparaison entre le PID classique et mode glissant - backstepping avec référence échelon.

IV.1.3.2. En fonction de tanh

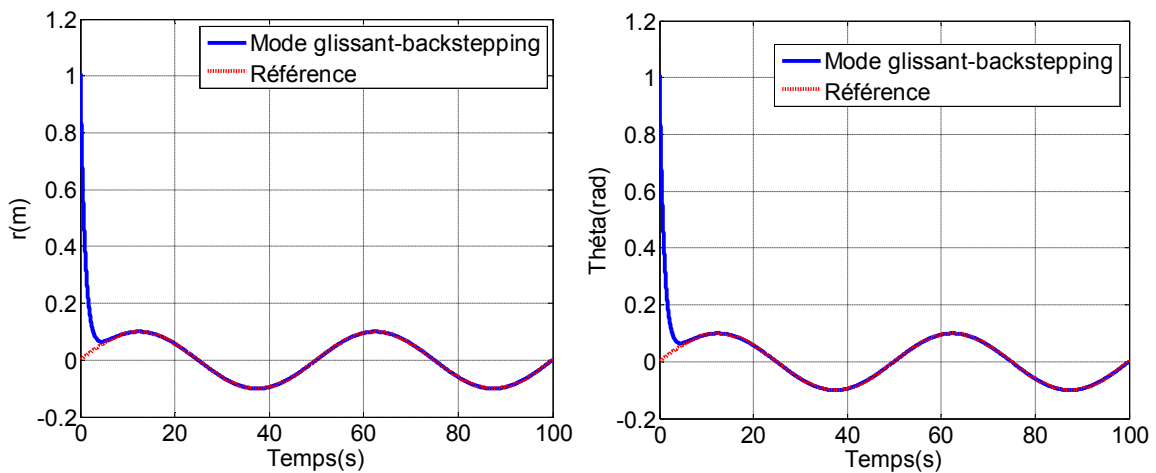


Figure. IV.9. Réponses du système et signaux pour un signal de référence sinusoïdale.

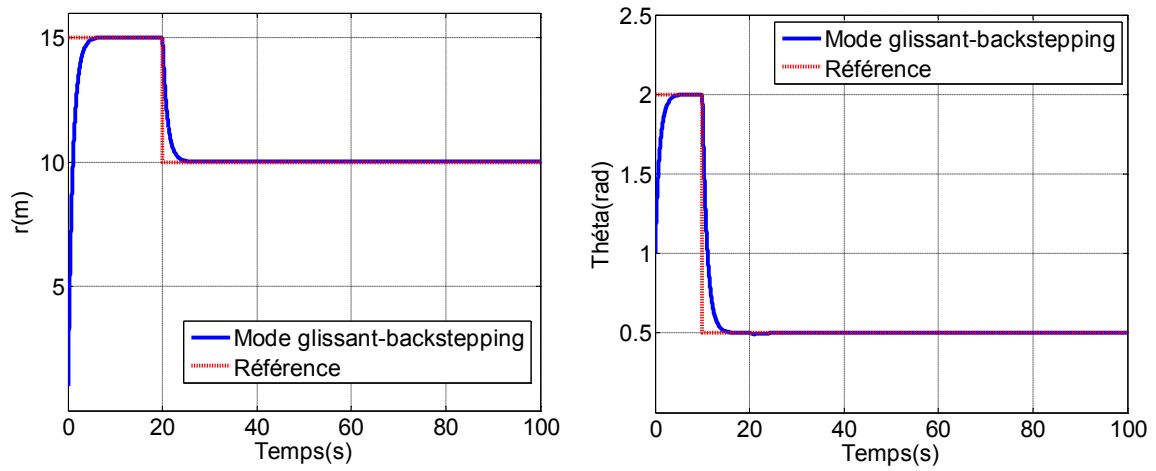


Figure. IV.10.Changement de référence.

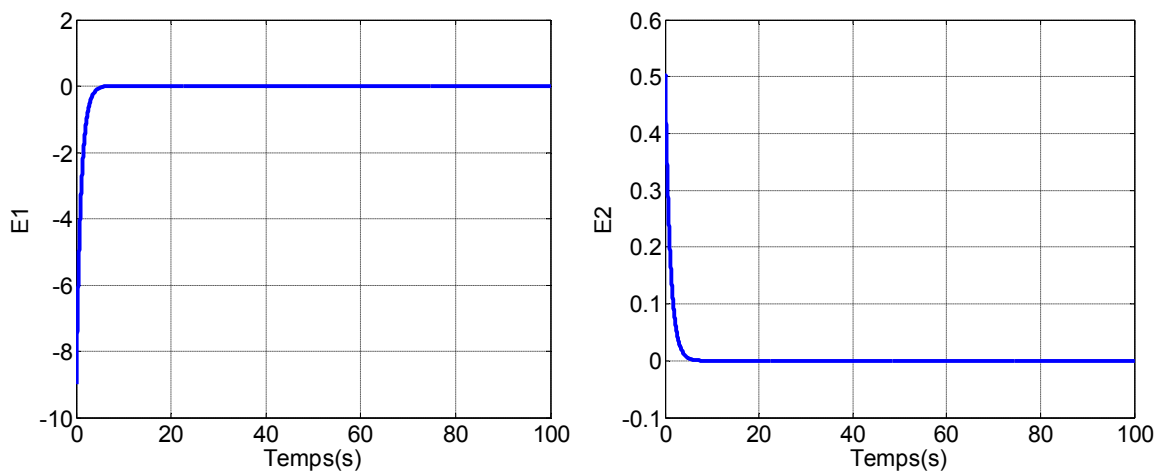


Figure. IV.11. Erreur pour un signal référence échelon.

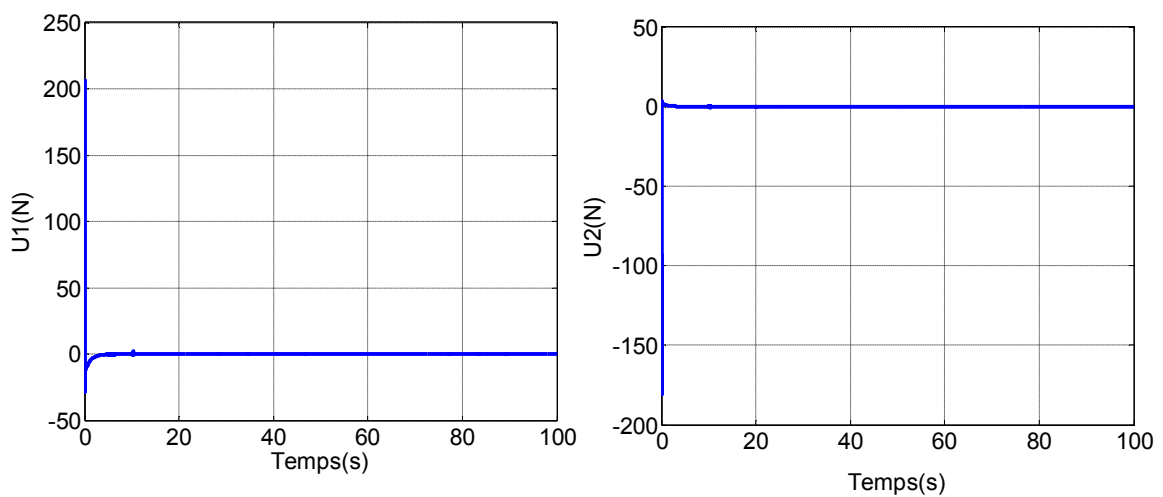


Figure. IV.12. Les signaux de commande de mode glissant-backstepping.

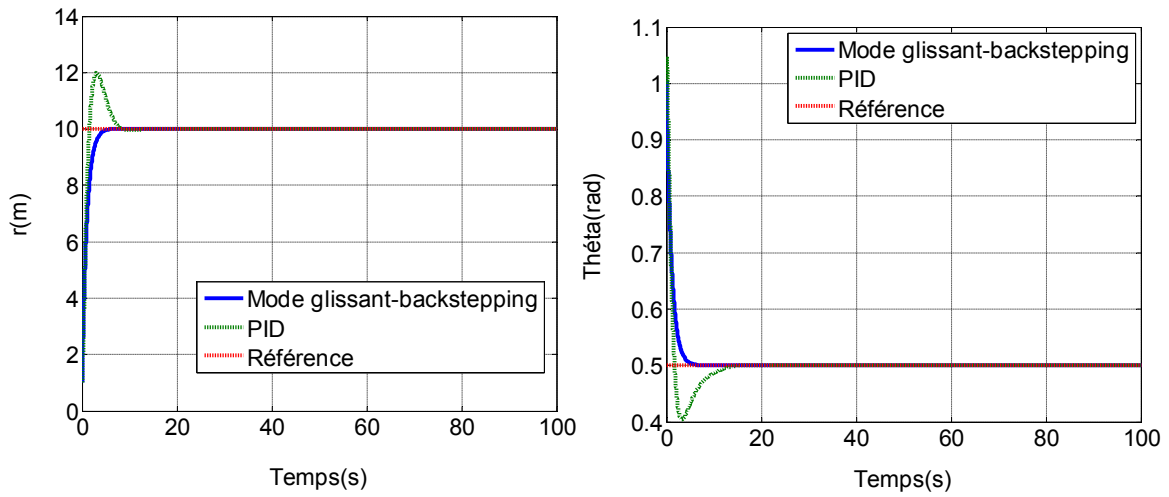


Figure. IV.13. Comparaison entre le PID classique et mode glissant - backstepping.

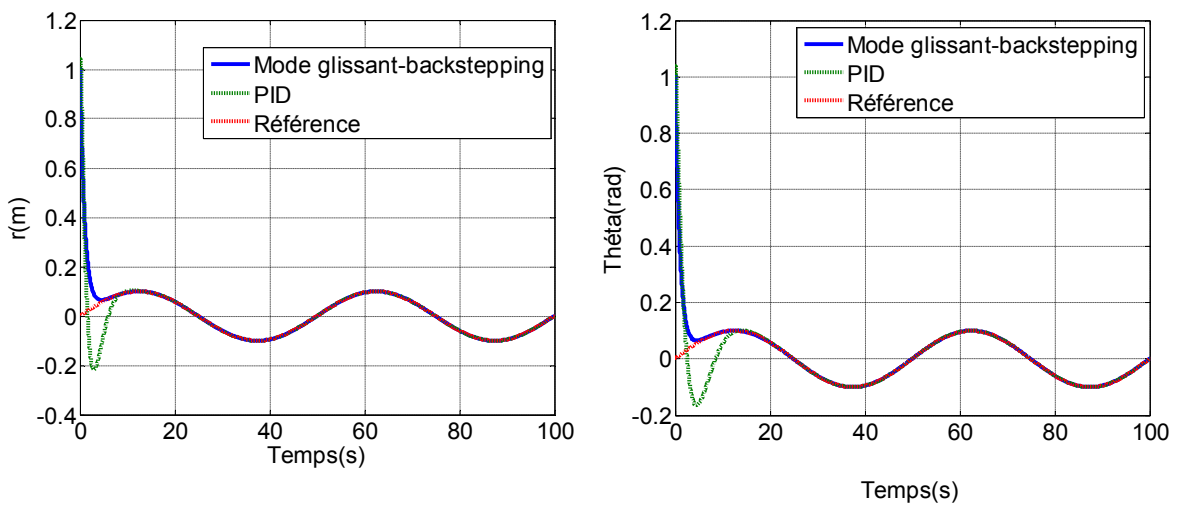


Figure. IV.14. Comparaison entre le PID classique et mode glissant - backstepping.

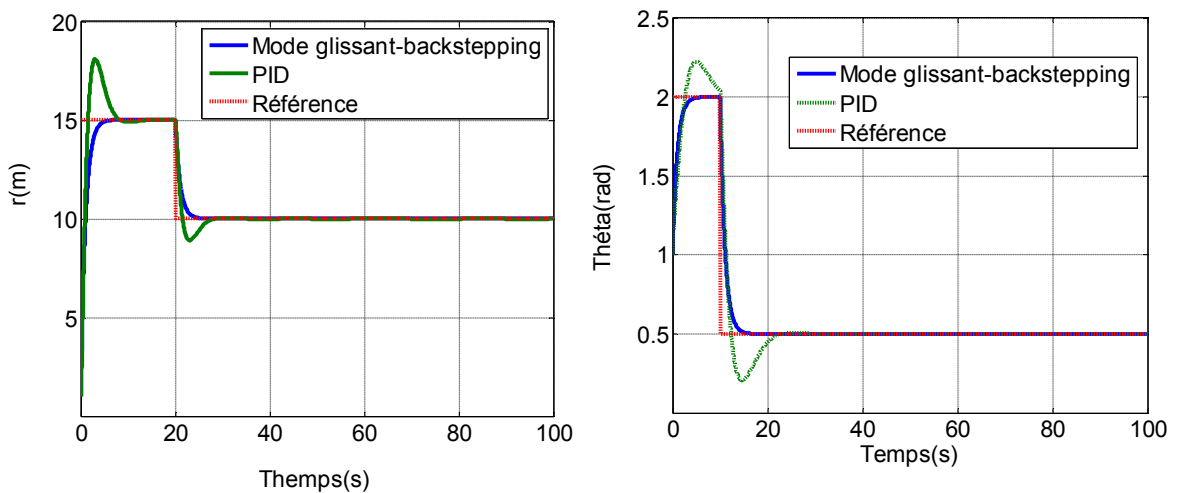
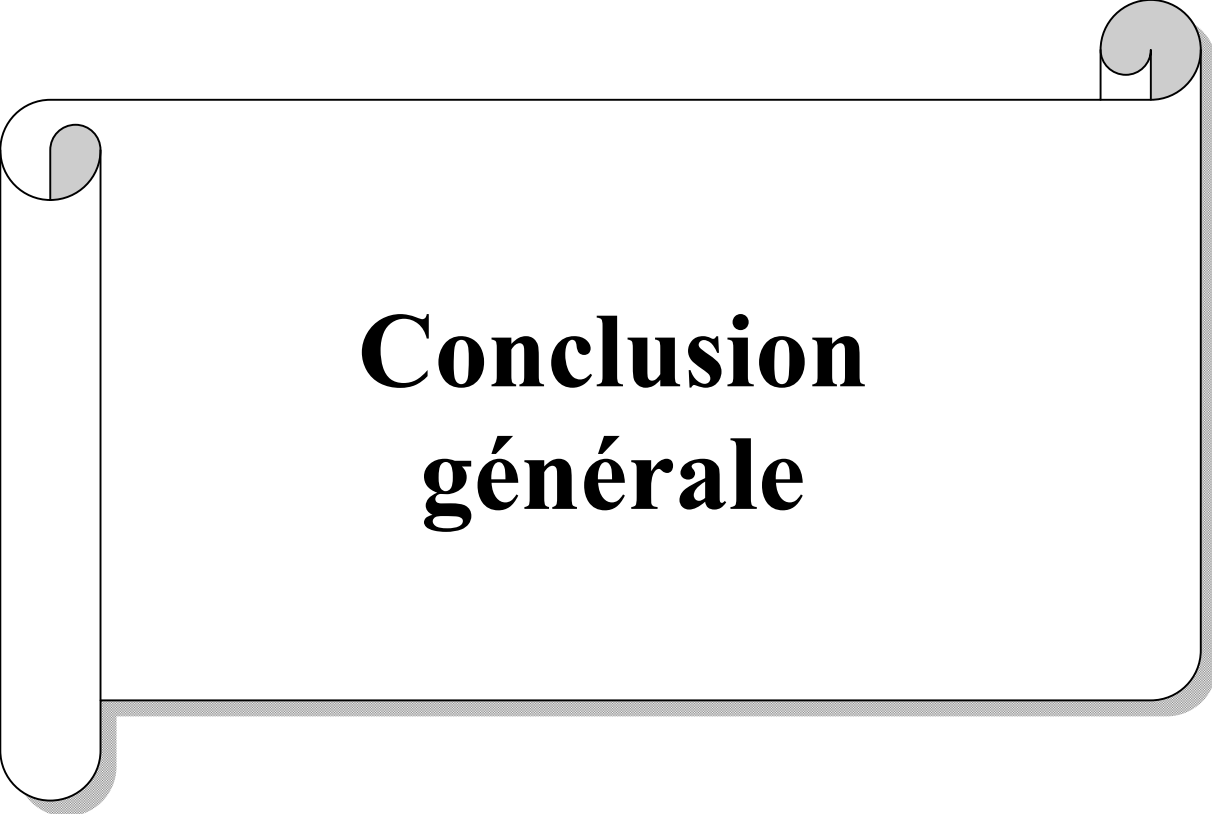


Figure. IV.15. Changement de référence.

Les résultats obtenus montrent que l'association de la commande backstepping et la commande par mode glissant donne des bonnes performances et les courbes sont acceptables.

IV.2. Conclusion

Nous avons envisagé, dans ce chapitre, l'idée de combiner la technique de commande par mode glissant et la technique de backstepping pour améliorer les performances de commande et atténuer le phénomène de chattering associé à la commande par mode glissant. Les résultats de simulation de la commande ont montré l'efficacité de cette approche hybride. En effet, permettent d'atténuer d'une manière considérable le phénomène de chattering.



**Conclusion
générale**

Conclusion générale

A l'issue de ce travail, après avoir abordé les trois types de commande appliquée au satellite, nous pouvons faire une analyse récapitulative pour des résultats obtenus et établir les perspectives pour les travaux futures.

Les travaux présentés dans le premier chapitre de ce mémoire ont porté sur généralité sur les satellites et la modélisation et les simulations en boucle ouvert permettront d'étudier le comportement du satellite.

Le deuxième chapitre est consacré à la synthèse de la commande mode glissant. Les résultats de simulation, montrent que l'utilisation des fonctions tanh pour négligée le phénomène de chattering présente de bonnes performances. On termine par une étude comparative entre les deux techniques de réglage PID et mode glissant.

Dans le troisième chapitre, On a présenté le principe de la commande par backstepping. Dans le dernier chapitre, on présente une commande hybride via le backstepping et la commande mode glissant.

Cette étude nous a permis de tirer les conclusions suivantes :

- En plus de l'amélioration des performances de commande, les avantages de la commande à structure variable classique avec des surfaces de glissement linéaires.
- L'association de la commande par mode de glissement et la commande par backstepping permet d'atténuer l'effet de chattering, l'inconvénient principal de la commande à structure variable.
- L'introduction de la commande récursive, connue sous le nom backstepping, nous offre une méthode systématique pour la synthèse des surfaces de glissement. Toutefois, pour les systèmes d'ordre supérieur, cette approche s'avère difficile à manipuler. En effet, la synthèse d'une loi de commande via le backstepping nécessite un développement mathématique un peu compliqué.

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

- ✚ La généralisation d'étude des lois de commande non linéaire proposées pour le cas discret.
- ✚ La proposition des algorithmes d'optimisations pour la détermination des différents paramètres et gains de loi de commande non linéaire.
- ✚ La reformulation des méthodes développées dans un contexte adaptatif.
- ✚ Validation des commandes proposées sur d'autres types des satellites.

Références bibliographiques

Références bibliographiques

- [1] Encyclopédie : Encarta- Collection 2005-05-2005
- [2] E Ruth, "Télécommunications spatiales T2-secteur spatial", ouvrage collectif par des ingénieurs du CNES et du CNES, 2006.
- [3] CNES et CILF, "Cours de technologie spatiale : Techniques et technologies des véhicules spatiaux CNES (centre national d'études spatiales) volume1 : généralités et contraintes de développement"- 1998, ISBN : ISBN 2 11-088537-8-1.
- [4] Walter M. van Buijiten, Gérard Schram, Robert Babuska, and Henk B. Verbuggen," Adaptive fuzzy control of satellite attitude by reinforcement learning", IEEE transactions on fuzzy systems, vol 6, No 2. May 1998.
- [5] L. Fridman, Y. Shtessel, C. Edwards and X.G. Yan, "Higher-order sliding mode observer for state estimation and input reconstruction in non linear system," International journal of robust and nonlinear control, 18(4), 2008, pp. 399-413.
- [6] A. Levant,"Higher order sliding: collection of design tools," Proceedings of the European conference, Brussels, Belgique, 1997.
- [7] T. Floquet, W. Perruquetti and J.P. Barbot, "Second order sliding mode control for Induction motor," Proceedings of the IEEE International Conference on Decision and control, Sydney, Australia, 12-15 Dec 2000, pp. 1691-1696.
- [8] V.I. Utkin,"Sliding modes in control optimization," Communication and control Engineering Seriesn, Springer-Verlag, 1992.
- [9] S.V. Emelianov,"Variable structure control systems," Oldenburg Verlag, Moscow, Russia, 1967.
- [10] R.A. Decarlo, S.H. Zak, G.P. Matthews, "Variable structure control of nonlinear multivariable systems", Proceedings of the IEEE, 76(3), 1988, pp. 212-232.
- [11] J.J.E. Slotine and W. Li, "Applied nonlinear control", Prentic-Hall, Inc, 1991.
- [12] H. Bühler, "Réglage par mode de glissement", Presses Polytechniques Romandes, Lausanne, Suisse, 1986.
- [13] F. Betin, "Commande d'actionneurs électriques soumis à une charge mécanique à fortes variations paramétriques ", Habilitation à diriger des recherches, Université de Picardie Jules Verne, France, 2003.
- [14] A.E. Boulahia, "Commandes floue et neuro-floue appliqués a un robot manipulateur", Thèse de magistère, Ecole militaire polytechnique, Algérie, 2000.

- [15] V.I.Utkin and K.D.Young, “Methods for constructing discontinuity planes in multidimensional variable structure systems”, Automation and Remote control, 39(10), 1978, pp.1466-1470.
- [16] D.S. Lee, M.-J. Youn, “Controller design of variable structure systems with nonlinear sliding surface”, Electronics letters, 25(25), 1989, pp.1717-1716.
- [17] site internet :http://www.insecula.com/oeuvre/photo_ME_00000066168.htm
- [18] I. Kanellakopoulos, P.V.Kokokovic and A.S.Morse, ”Systematic design of adaptive control, 36(11), 1991, pp.1241-1253.

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

SPECIALITE: AUTOMATIQUE

Proposé et dirigé par : Mr. BOUGUERRA Abderrahmen

Présenté par : BOUDISSA Fadila

Thème

Résumé

L'utilisation des satellites a longtemps été réservée aux scientifiques et aux militaires et aux militaires mais, avec le développement des technologies de communication, celle-ci s'étend à d'autres domaines. Ils sont un outil d'exploration de l'espace et d'observation de notre planète. Ils sont également indispensables pour les réseaux de télécommunication dans le monde entier. Cette mémoire de fin d'études porte sur la modélisation et la commande PID classique et commande non linéaire (mode glissant, backstepping et mode glissant –backstepping) des satellites type SATLAN. Après un bref aperçu sur les satellites artificiels et les technologies utilisées dans le domaine aérospatial, la première partie est une modélisation d'un satellite SATLAN. La deuxième partie est la commande non linéaire, puis une commande hybride mode glissant –backstepping pour éliminer le phénomène de chattering.

Mots clés: SATLAN, commande à structure variable, PID classique, satellite, commande hybride, backstepping.

N° d'ordre: AUT_193