

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
République Algérienne Démocratique et Populaire
وزارة التعليم العالي و البحث العلمي
Ministère de l'enseignement Supérieur et de la Recherche scientifique



Université Mohamed Khider Biskra
Faculté des Sciences et de la Technologie
Département de Génie Electrique
Filière Automatique

Option : Automatique et informatique industriel

Réf:.....

Mémoire de Fin d'Etudes
En vue de l'obtention du diplôme:

MASTER

Thème

La commande par backstepping des hélicoptères à rotors coaxiaux

Présenté par :

YAHIA Azzedine

Soutenu le : Juillet 2019

Devant le jury composé de :

Mr RECHID Naima

Mr TERKI Nadjiba

Mr BOUMEHRAZ Mohamed

Grade MAA

Grade Prof

Grade Prof

Président

Encadreur

Examineur

Année universitaire: 2018 / 2019

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
République Algérienne Démocratique et Populaire
وزارة التعليم العالي و البحث العلمي
Ministère de l'enseignement Supérieur et de la recherche scientifique



Université Mohamed Khider Biskra
Faculté des Sciences et de la Technologie
Département de Génie Electrique
Filière : Automatique

Option : Automatique et informatique industriel

**Mémoire de Fin d'Etudes
En vue de l'obtention du diplôme:**

MASTER

Thème

La commande par backstepping des hélicoptères à rotors coaxiaux

Présenté par :

YAHIA Azzeddine

Avis favorable de l'encadreur :

Nom et Prénom

Prof. TERKI. N

signature

Avis favorable du Président du Jury

Nom et Prénom

MAA. RECHID. N

Signature

Cachet et signature



Université Mohamed Khider Biskra
Faculté des Sciences et de la Technologie
Département de Génie Electrique
Filière : Automatique

Option : Automatique et informatique industriel

Thème :

La commande par backstepping des hélicoptères à rotors coaxiaux

Proposé et Dirigé par :

Prof .TERKI N

Présenté par :

YAHIA Azzeddine

ملخص :

تتكون الدورات المحورية من دورين مثبتين على نفس محور الدوران، ولكن تدور في اتجاهين متعاكسين لإلغاء تأثيرات عزم الدوران. اقترحنا في بداية هذا العمل وضع نماذج لطائرات هليكوبتر ذات الدورات المحورية انطلاقا من عبارة نيوتن اولر. بعد ذلك نقدم طريقة التحكم في الأليه الحديثة ، والتي هي التحكم غير الخطي عن طريق التراجع ، فهي تعتمد على نهج ليايونوف وتم تطبيقها على نموذج الدورات المحورية. يتم استخدام هذه الطريقة بهدف تحسين الأداء مثل المتانة والدقة والاستقرار. لقد أظهرنا فعالية الطريقة المقترحة للتحكم في الدورات المحورية في الموضوع والاتجاه. كما طبقنا تقنية التحكم عن طريق التراجع على طائرات هليكوبتر ذات الدورات المحورية انطلاقا من المحاكاة الرقمية تحت برنامج الماتلاب. أظهرت النتائج التي تم الحصول عليها فعالية الطريقة المقترحة من اجل التحكم في طائرات هليكوبتر ذات الدورات المحورية في الموضوع والاتجاه.

الكلمات الرئيسية :

الدورات المحورية، التحكم عن طريق التراجع، نهج ليايونوف .

Résumé:

Les rotors coaxiaux sont constitués de deux rotors fixés sur le même axe de rotation, mais tournant dans des sens opposés pour annuler les effets de couple. Nous avons proposé dans le début de ce travail, une modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux suivant le formalisme de Newton Euler. Par la suite nous présentons une méthode de commande de l'automatique moderne, qui est la commande non linéaire par backstepping, elle est basé sur l'approche de lyapunov et à été appliqué au modèle des rotors coaxiaux. L'utilisation de cette méthode à pour l'objectif d'améliorer les performances telles que la robustesse, la précision et la stabilité. Nous avons montré l'efficacité de la méthode proposée, pour la commande des rotors coaxiaux en position et en orientation.

Nous avons appliqué la technique de la commande par backstepping sur les hélicoptères à rotors coaxiaux à partir de simulation numérique sous Matlab. Les résultats obtenus ont montré l'efficacité de la méthode proposée, pour la commande des hélicoptères à rotors coaxiaux en position et en orientation.

Mots clés :

Les rotors coaxiaux, commande par backstepping, l'approche de lyapunov,

Dédicace

À ma mère,

À mon père,

À mes frères

À toute la Famille,

À tous mes enseignants,

À mes amis et collègues

REMERCIEMENTS

Louange à dieu le miséricordieux qui nous permis de bien accomplir ce modeste travail. Mes remerciements s'adressent tout particulièrement à mon encadreur Madame TERKI Najiba pour l'effort fourni, ses conseils scientifiques, et patience et sa persévérance dans le suivi de moi. Nous n'oublions pas non plus de remercier le professeur TOUBA Mohamed Mostafa d'avoir accepté la présence de la discussion et le remplacement de l'enseignant TERKI Najiba.

Nous tenons à exprimé nos remerciements les plus sincère aux membres de jury monsieur BOUMEHRAZ Mohamed et Madame RECHID Naima qui nous ont fait le très grand honneur de participer à l'amélioration de nos travaux. Comme nous adressons également nous remerciements, à tous mes enseignants, qui nous ont donnés les bases de la science pendant les cinq ans de ma formation.

Mes remerciements aussi à tous responsables dans le département de génie Electrique, et aussi à toute personne qui a participé de près ou de loin pour l'accomplissement de ce modeste travail.

Merci donc ma mère, mon père, à mes sceurs, à ma famille pour leur présence, leur confiance et leur soutien.

LISTE DES TABLEAUX

Tableaux (I.1) : Paramètres physiques des hélicoptères à rotors coaxiaux.....25

Tableaux (III.1) : Trajectoire 1.....62

Tableaux (III.2) : Trajectoire 2.....63

LISTE DES FIGURES

Figure (I.1) : Exemples d'hélicoptères à rotors coaxiaux.....	6
Figure (I.2) : Exemples de drones à rotors coaxiaux à usage interne.....	7
Figure (I.3) : Exemples de drones à rotors coaxiaux à usage externe.....	7
Figure (I.4) : Exemples de drones à rotors coaxiaux à carène courte.....	8
Figure (I.5) : Exemples de drones à rotors coaxiaux à carène longue.....	9
Figure (I.6) : Repères et systèmes d'axes de la mécanique du vol avion.....	12
Figure (I.7) : Représentation des angles d'Euler.....	14
Figure (I.8) : Mouvement du flux d'air généré par la rotation des pales.....	18
Figure (I.9) : Profils de vitesse au sein d'une couche limite au-dessus d'une plaque plane.....	22
Figure (I.10) : Récapitulatif des éléments liés à la modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux.....	26
Figure (II.1) : Principe de la commande par PID.....	35
Figure (II.2) : Zone idéale de placement des pôles de la boucle fermée.....	37
Figure (II.3) : Principe de la commande linéaire quadratique gaussienne.....	38
Figure (II.4) : les modes de convergence pour la trajectoire d'état.....	43
Figure (III.1) : La structure de commande des hélicoptères à rotors coaxiaux.....	61
Figure (III.2) : poursuite de trajectoire sur l'axe x	64
Figure (III.3) : poursuite de trajectoire sur l'axe y.....	64

Figure (III.4) : poursuite de trajectoire sur l'axe z.....	65
Figure (III.5) : poursuite de trajectoire sur les axes x,y et z en 3D.....	65
Figure (III.6) : poursuite de trajectoire sur l'angle de roulis phi.....	66
Figure (III.7) : poursuite de trajectoire sur l'angle de tangage theta.....	66
Figure (III.8) : poursuit de trajectoire sur l'angle de lacet psi.....	67
Figure (III.9) : les commande appliquées sur le rotor coaxial.....	67
Figure (III.10) : poursuite de trajectoire sur l'axe x	68
Figure (III.11) : poursuite de trajectoire sur l'axe y.....	68
Figure (III.12) : poursuite de trajectoire sur l'axe z.....	69
Figure (III.13) : poursuite de trajectoire sur les axes x,y et z en 3D.....	69
Figure (III.14) : poursuite de trajectoire sur l'angle de roulis phi.....	70
Figure (III.15) : poursuite de trajectoire sur l'angle de tangage theta.....	70
Figure (III.16) : poursuit de trajectoire sur l'angle de lacet psi.....	71
Figure (III.17) : les commande appliquées sur le rotor coaxial.....	71

Liste des abréviations et symboles

UAV : Unmanned Aerial Vehicules

I : est un référentiel inertiel

B : Référentiel lié au corps des hélicoptères à rotors coaxiaux d'origine G et d'axes :

x_B, y_B, z_B

R : est un repère dont l'origine O_2 est liée au centre de rotation du rotor inférieur.

G : Centre de gravité des hélicoptères à rotors coaxiaux

ξ : est la position du center de gravité par rapport à I exprimée dans I .

v : est la vitesse du centre de gravité par rapport à I , exprimée dans I .

η : est la vecteur des angles de roulis ϕ . de tangage θ .et de lacet ψ

Ω : est la vitesse de rotation instantanée entre B et I , exprimée dans B

ϕ : L'angle de roulis

θ : L'angle de tangage

ψ : L'angle de lacet

η : Angles d'Euler [rad]

G : est le centre de gravité de l'appareil ;

m : est la masse du véhicule ;

I : est la matrice d'inertie du drone, exprimée au point G dans B

δ_{cx} et δ_{cy} : Angles d'incidence du plateau cyclique [rad]

Ω_2 : Vitesse de rotation du rotor supérieur [rad.s⁻¹]

Ω_1 : Vitesse de rotation du rotor inférieur [rad.s⁻¹]

O_1 : Centre de rotation du rotor supérieur

O_2 : Centre de rotation du rotor inférieur

γ_1 : est le coefficient aérodynamique de lacet du rotor supérieur

γ_2 : est le coefficient aérodynamique de lacet du rotor inférieur

τ : Moments générés par les rotors coaxiaux et le plateau cyclique [N.m], exprimés dans B

T : Poussée générée par les rotors coaxiaux [N], exprimée dans B

$k_{e_1}, k_{e_2}, k_{e_3}, k_{e_4}$: Gains de commande pour la composante de translation [-]

$k_{\varepsilon_1}, k_{\varepsilon_2}$: Gains de commande pour la composante d'orientation [-]

Sommaire

Introduction générale.....	1
Chapitre I : présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux	
I.1.introduction.....	4
I.2.présentation des hélicoptères à rotors coaxiaux.....	4
I.2.1.petit historique.....	4
I.2.2.les rotors coaxiaux.....	5
I.2.3.les rotors coaxiaux carénés.....	7
I.3.modélisation des hélicoptères à coaxiaux rotors.....	9
I.3.1.l'objectif de la modélisation.....	10
I.3.2.classification des modèle.....	10
I.3.2.1.classification solen le modèle de conception.....	10
I.3.2.2.classification selon l'utilisation.....	11
I.3.3.modélisation mécanique.....	11
I.3.3.1.repère et système d'axes.....	11
I.3.3.2.paramètre cinématique, sinaïtiques et d'efforts.....	12
I.3.3.3.synthèse du modèle dynamique générale du drone.....	16
I.3.4.modélisation aérodynamique du drone	17
I.3.4.1.force agissants sur le drone.....	17
I.3.4.2.moments agissants sur le drone.....	22
I.3.4.3.bilan des efforts appliqué au drone.....	24
I.3.5.modélisation pour la synthèse de la commande.....	25

I.3.5.1.analyse de la dynamique des zéros des hélicoptères à rotors coaxiaux.....	25
I.3.6.expression du modèle non linéaire.....	30
I.4.conclusion.....	32

Chapitre II : méthode de commande

II.1.introduction.....	33
II.2.objectifs et hypothèse de commande.....	33
II.3.commande des drones.....	34
II.3.1.les commande linéaire.....	34
II.3.1.1.la commande par régulateur PID.....	35
II.3.1.2.la commande par placement de pôles.....	36
II.3.1.3.la commande linéaire quadratique	38
II.3.1.4.la commande linéaire quadratique gaussienne	39
II.3.1.5.la commande H_{∞}	39
II.3.2.les commandes non linéaire.....	40
II.3.2.1.commande par extension dynamique.....	40
II.3.2.2.commande hiérarchique.....	41
II.3.2.3.la commande adaptative.....	41
II.3.2.4.la commande de l'asservissement visuel.....	42
II.3.2.5.commande par modes glissants.....	42
II.3.2.5.1.principe de la commande par mode glissants.....	43
II.3.2.5.2.les domaines d'application de la commande par mode glissants.....	44
II.4.Etude de stabilité.....	45
II.4.1.méthode de lyapunov.....	45

II.4.1.1.la premier méthode (méthode indirecte).....	45
II.4.1.2.la deuxième méthode (méthode directe).....	45
II.5.généralité sur la commande par backstepping.....	46
II.5.1.historique et domaine d'application du backstepping.....	46
II.5.2.notion de bases.....	46
II.5.2.1.système non linéaire.....	47
II.5.2.2.stabilité au sens de lyapunov.....	47
II.5.2.3.les avantages de la commande par backstepping.....	47
II.5.2.4. Gouvernabilité (commondabilité) et observabilité.....	48
II.5.3.principe du backstepping.....	48
II.5.4.le principe de backstepping pour un système de deuxième ordre.....	49
II.5.4.1.conception de la loi de commande.....	49
II.6.conclusion.....	51

Chapitre III : application de la commande

III.1.introduction.....	52
III.2.la commande par backstepping des hélicoptères à rotors coaxiaux.....	52
III.2.1.Théorie de la commande.....	52
III.2.2.application de la commande.....	54
III.3.simulation numérique.....	60
III.3.1.présentation.....	60
III.3.2.les résultats de simulation.....	63
III.3.2.1.les résultats de simulation pour le premier trajectoir.....	64

III.3.2.2.les résultats de simulation pour la deuxième trajectoire.....	68
III.3.3.commentaire sur les résultats de simulation.....	72
III.4.conclusion.....	73
Conclusion générale et perspectives.....	74
Bibliographie	

Introduction
générale

Introduction générale :

Les systèmes volants connus sous le nom de "drones" occupent actuellement une place de plus en plus importante dans l'aéronautique tant chez des constructeurs privés que dans les laboratoires de recherche. L'intérêt est motivé par les récentes avancées technologiques de l'électronique embarquée et de l'informatique et les avancées dans le contrôle automatique, [1]

La première utilisation de drones dans l'histoire remontait à juillet 1849, lorsque l'armée autrichienne envoya plusieurs ballons sans pilote munis de bombes à retardement au-dessus de la ville de Venise. Cet événement, qui passa presque inaperçu à l'époque, marqua pourtant un véritable tournant dans la façon de mener une guerre. Malgré quelques apparitions durant les Première et le deuxième Guerres Mondiales, ce n'est qu'à partir de la première guerre du Golfe en 1990 que l'intérêt pour les véhicules aériens autonomes prit de l'ampleur. De nos jours, grâce aux nombreuses avancées techniques et technologiques, les drones sont de plus en plus performants et permettent de réaliser diverses missions, aussi bien civiles que militaires. [7]

Pour notre travail, nous avons utilisé un modèle réduit de drone à voilure tournante. Ce modèle est les hélicoptères à rotors coaxiaux, il sera détaillé suivant la configuration de véhicule choisie. Nous présentons la conception d'un hélicoptère miniature du type birotor coaxial contrarotatif, cet appareil possède deux rotors contrarotatifs et un plateau cyclique monté au niveau du rotor inférieur.

La modélisation mathématique de ce type de drone peut se faire à partir de deux approches physiques, la modélisation par l'approche de Newton ou par l'approche de Lagrange. Dans ce travail nous avons opté pour l'utilisation de la première approche. Ce modèle représente un défi intéressant vis-à-vis des non-linéarités.

De manière générale, les différentes stratégies de commande sont classées comme étant linéaires ou non linéaires. Cette classification repose sur la représentation mathématique du véhicule qui est utilisée par la synthèse du système de

commande. [7] dans ce travail On propose la synthèse d'une loi de commande utilisant une technique réursive de type backstepping.

Objectif de travail du mémoire :

Nous présentons dans notre travail une étude et la conception d'une commande par backstepping des hélicoptères à rotors coaxiaux. Les problèmes aux quels nous intéressons, sont présenté comme suit :

- La synthèse du modèle dynamique de système non linéaire
- modéliser la dynamique de translation et de rotation des hélicoptères à rotors coaxiaux lors de sa phase de vol autonome.
- développer des algorithmes de commande garantissant la stabilisation de l'appareil pour un système non linéaire ainsi que la poursuite (le suivi de trajectoires).

Organisation du manuscrit :

Ce manuscrit est décomposé en trois chapitres, qui sont introduits brièvement dans le paragraphe suivant :

Chapitre 01 : Ce chapitre comporte deux parties essentielles : la premier parti est la présentation des hélicoptères à rotors coaxiaux, dons ce parti on commence par une petit historique sur les rotors coaxiaux, ensuit on donne quelque définitions et défèrent types sur les rotors coaxiaux et dons la deuxième parti on présente la modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux, basé sur le formalisme de Newton _ Euler.

Chapitre 02 : Dans ce chapitre, on donne des définitions générales sur quelques techniques de commande linéaire et non linéaires de leurs commandes, et bien sur des notions détaillées sur la commande par backstepping, Ensuite, on parle sur l'étude de la stabilité par l'approche de lypunov,

Introduction générale

Chapitre 03 : Dans le dernier chapitre, nous appliquons la théorie de la commande par backstepping sur les hélicoptères à rotors coaxiaux, avec une simulation numérique, ensuite nous affichons les résultats obtenus et nous donnons une interprétation des résultats de simulation.

Chapitre I

Présentation

Et

Modélisation

des hélicoptères à

rotors coaxiaux

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

I.1. Introduction :

Les drones ou UAV (Unmanned Aerial Vehicules) sont des engins volants sans pilote, capables de mener à bien une mission en semi autonomie [2]. Le développement de nouvelles architectures mécaniques et de nouvelles stratégies de navigation autonome pour les drones est devenu très actif depuis quelques années. Plus précisément, les véhicules ayant la capacité de combiner le vol de translation avec le vol stationnaire ont suscité un fort intérêt dans la recherche. Les efforts se sont donc naturellement tournés vers la conception de modèles réduits de véhicules à voilure tournante, d'autant plus que le retour d'expérience acquis sur les modèles grandeur nature est considérable.

Dans ce chapitre nous présentons un rappel sur la modélisation du drone , le type de drone que nous avons étudié est les hélicoptères avec les rotors coaxiaux on commence par des généralités sur le robot aérien de type drone avec rotors coaxiaux ensuite on donne les équations du modèle de ce système, finalement on expose le modèle final qui représente le système à étudier.

I.2. Présentation des hélicoptères à rotors coaxiaux :

I.2.1. Petit historique

Nous avons conscience que l'idée de créer un objet volant sous la forme d'un hélicoptère à birotors coaxiaux était bien loin d'être révolutionnaire. En effet, au début du siècle, des inventeurs, tel que *Mr. Emile Berliner*, ont déjà imaginé ce genre d'engin et l'ont même construit ! Certes, la technologie et les matériaux ont évolués, mais les problèmes de l'époque restent toujours des problèmes aujourd'hui. L'envie d'innover, elle, reste par contre toujours la même Il faudra attendre plusieurs décennies pour pouvoir imaginer réaliser de tels systèmes dimensionnés pour un usage intérieur. L'électronique, la miniaturisation des actionneurs et des capteurs ainsi que l'optimisation des batteries nous permettent maintenant de nous pencher sur le problème. De nos jours, plusieurs travaux sont en cours dans le monde entier. Notons que plusieurs Universités des Etats Unis (Carnegie-Melon, Georgia Institute of Technology, le M.I.T, etc.) travaillent depuis quelques années sur le pilotage

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

automatique de modèles réduits d'hélicoptères. Un concours annuel aux Etats Unis rassemble une dizaine d'universités pour exécuter une série de manoeuvres de détection et d'appréhension d'objets à partir d'hélicoptères. De nombreuses autres équipes développent également des projets sur les hélicoptères : l'Université de Berlin (Technischen Universität), l'Institut de Zürich (ETHZ), etc. Certains fabricants de jouet ont compris l'intérêt des hélices contrarotatives qui permettent une meilleure maniabilité. Plusieurs hélicoptères télécommandés de ce type sont sur le marché actuellement. Ceci peut être intéressant d'observer de plus près leurs mécaniques pour mieux comprendre leurs comportements.

Peu de grandes entreprises se sont lancées dans le développement de mini hélicoptères à rotors coaxiaux auto stables, citons néanmoins *Epson* pour qui leur réalisation relève plus d'une démonstration des capacités de l'entreprise que d'une réelle motivation commerciale. L'armée quant à elle utilise déjà activement le principe des rotors coaxiaux pour des engins tels que des hélicoptères de transport ou des drones. [3]

I.2.2. Les rotors coaxiaux :

a. Définition des rotors coaxiaux :

Les rotors coaxiaux sont constitués de deux rotors fixés sur le même axe de rotation, mais tournant dans des sens opposés pour annuler les effets de couple.

b. Les hélicoptères à rotors coaxiaux :

Les hélicoptères à rotors coaxiaux sont dépourvus de rotor de queue, les rendent de ce fait plus compacts et par conséquent moins sensibles aux vents transverses que les hélicoptères classiques.

c. Du point de vue du fonctionnement :

Les deux rotors contribuent à la poussée verticale et leur différentiel de vitesse de rotation pilote l'orientation autour du lacet. Il est important de noter que la poussée totale est inférieure à la somme des poussées individuelles de chaque rotor, à cause d'une perte générée par de multiples interactions des flux d'air entre les rotors.

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

De plus, parce que les deux rotors assurent en même temps des fonctions de translation, d'orientation et de sustentation, Néanmoins, la société russe Kamov, ayant vu les nets avantages de cette configuration de rotors en termes de capacité de levage et de stabilité, s'est spécialisée dans la conception d'hélicoptères à rotors coaxiaux. La figure I.2 montre d'ailleurs deux exemplaires d'hélicoptères issus de leur production.



(a) Ka-27



(b) Ka-50

Figure (I.1) : Exemples d'hélicoptères à rotors coaxiaux

La stabilité naturelle des architectures à rotors coaxiaux en fait des candidates idéales pour une utilisation dans le monde de l'aéromodélisme [4]

Cet avantage est cependant altéré par une vitesse de déplacement dans le plan horizontal limitée et, en fonction de la taille des engins, à une grande sensibilité au vent. Ces deux éléments contraignent les plus petits des drones à rotors à un usage en intérieur

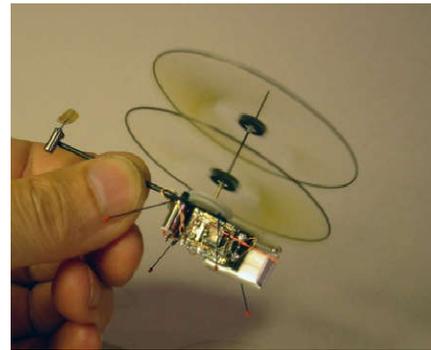
C'est le cas des drones présentés à la figure I.3, dont l'objectif est d'être les plus petits ou les plus légers possibles tout en gardant certaines performances de vol . Les drones présentés à la figure I.4, quant à eux, sont suffisamment grands et possèdent un système de propulsion suffisamment puissant pour être utilisés en extérieur.

Ainsi, le drone IT180, développé par Infotron . a déjà été utilisé par l'Armée Française en Afghanistan et le Ka-137, conçu par Kamov, est utilisé pour réaliser des mesures biologiques et chimiques dans des zone hostiles à l'Homme.

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux



Dragonfly 53



(b) Drone Proxflyer

Figure (I.2) : Exemples de drones à rotors coaxiaux à usage interne



(a) IT180



(b) Ka-137

Figure (I.3) : Exemples de drones à rotors coaxiaux à usage externe

I.2.3. Les rotors coaxiaux carénés :

Une alternative intéressante aux rotors coaxiaux consiste à les intégrer dans une carène, les isolant ainsi de l'environnement extérieur. Le véhicule est alors plus résistant aux chocs et quasiment inoffensif pour un opérateur puisque les pales ne sont pas directement accessibles. Cependant, le carénage augmente la masse de la structure, diminuant de ce fait la charge utile pouvant être embarquée.

Du point de vue de la qualité de vol, la présence de la carène induit un fort moment cabreur en présence de rafales transverses, ce qui peut déstabiliser le véhicule en vol stationnaire. Ces effets sont expérimentalement caractérisés dans [5].

- a. **Deux architectures mécaniques peuvent être distinguées concernant les drones à rotors coaxiaux carénés :**

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

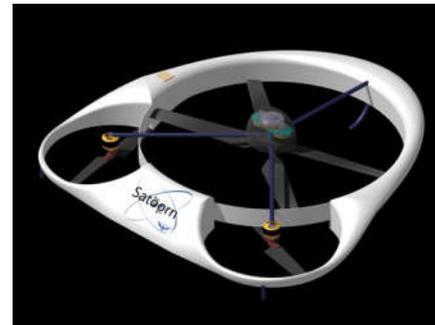
1- La première architecture regroupe les appareils à carène courte, c'est-à-dire dont la hauteur est faible par rapport à son diamètre. en général Ces véhicules possèdent une bonne stabilité en vol stationnaire, mais une aptitude limitée en vol de translation horizontale.

2- La deuxième architecture comme celle présentée à la figure I.5 (a), ont un rotor secondaire à l'arrière pour assurer le vol de translation.

Une autre architecture, présentée à la figure I.5 (b), comporte deux rotors secondaires permettant au drone de s'incliner et donc de contrôler sa vitesse de translation. Dans tous les cas, le véhicule reste pratiquement à plat lors du vol d'avancement, gardant par conséquent une traînée aérodynamique faible. [6]



(a) Cypher II



(b) Satoorn

Figure (I.4) : Exemples de drones à rotors coaxiaux à carène courte

b. Les inconvénients des rotors coaxiaux carénés :

- reste leur faible tenue aux rafales transverses, pouvant entraîner un fort moment cabreur. Pour en limiter son intensité
- il est possible d'ajouter des ailes de stabilisation ou de placer la charge utile en hauteur afin de rehausser le centre de gravité du drone. C'est cette deuxième solution qui est le plus souvent employée, comme en atteste la figure I.6. Dans ce cas, les rotors contribuent uniquement à la poussée verticale et à l'orientation en lacet. L'orientation en roulis et en tangage, permettant le vol en translation, est assurée par des déflecteurs placés de façon adéquate dans le flux d'air, sous le drone.

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux



(a) Honeywell



(b) iSTAR



(c) Hovereye

Figure (I.5) : Exemples de drones à rotors coaxiaux à carène longue

c. Les avantages des rotors coaxiaux carénés :

- Le principal avantage de ces véhicules est de posséder une enveloppe de vol remarquable.
- Dans ce cas, la carène agit comme une aile annulaire, générant une portance qui s'ajoute à celle générée par les rotors coaxiaux.
- Par ailleurs, l'absence d'articulation des rotors rend la technologie de ces véhicules relativement simple, et donc très facile à maintenir en condition opérationnelle.

d. L'inconvénient majeur des rotors coaxiaux carénés :

L'inconvénient majeur concerne un décrochage possible des gouvernes de direction en vol stationnaire, rendant l'appareil hors de contrôle.

I.3. Modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux :

La construction de ce modèle mécanique peut être réalisée suivant deux approches :

La 1^{ère} approche est l'approche d'Euler Lagrange : faisant intervenir des équations aux dérivées partielles,

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

La 2^{ème} approche : l'approche de Newton-Euler : la plus couramment utilisée

I.3.1. L'objectif de la modélisation :

Un modèle peut être utilisé soit Pour simuler le fonctionnement du processus, pour détecter les erreurs d'un système, pour le diagnostic des défauts lorsque certaines conditions sont appliquées dans l'environnement, ou aussi pour l'enseignement. Pour nous aider à concevoir des lois de commande [7].

I.3.2. Classification des modèles :

I.3.2.1. Classification selon le mode de conception :

On distingue trois types de modèles à partir des informations disponibles sur le système :

a. Les modèles de connaissance :

Les modèles de connaissance sont construits à partir d'une analyse physique, chimique, biologique (ou autre suivant le type du processus), lorsqu' on peut réaliser un modèle basé sur ses lois. Les paramètres du modèle peuvent permettre de caractériser les paramètres physiques du processus étudié et le modèle peut être utilisé pour analyser le comportement du processus [8].

b. Les modèles boîte noire :

Ces modèles sont construits sur la base d'expérience, sans connaissance à priori. Le choix d'un modèle peut se faire à partir, seulement du résultat d'expérience (entrées/sorties) [9].

c. Les modèles boîte grise :

Elles sont basés sur une méthode hybride, où la modélisation prend en considération les connaissances et compense la mal connaissance par l'expérience, dont les paramètres sont peu connus ou mal connus [7].

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

I.3.2.2. Classification selon l'utilisation :

On peut distinguer deux types de modèles selon l'utilisation qu'en fait :

a. Les modèles de simulation :

Ces modèles sont utilisés en premier lieu car ils permettent de réaliser, à moindre coût, des expériences qui demanderaient de forts investissements matériels, humains et financiers. Par exemple, en aéronautique, la simulation de la dynamique de vol est un enjeu majeur qui permet par exemple de réduire le nombre des essais en plein ciel ou permet de créer des véritables simulateurs de vol dédiés à l'apprentissage du pilotage [10].

b. Les modèles de prédiction :

Les entrées du modèle sont, dans ce cas les entrées et les sorties décalées du système étudié. L'objectif est de déterminer les sorties à des instants futurs. Le pas de prédiction est le nombre des instants futurs pour lesquels sont estimées les sorties [10].

Le modèle de notre travail est basé sur les lois mécaniques, ce qui permet de le considérer comme un modèle de connaissance (selon le mode de conception), et son objectif est donc la simulation (selon l'utilisation)

I.3.3. Modélisation mécanique :

Le modèle mécanique d'un objet décrit la cinématique et la dynamique de translation et de rotation de cet objet dans un référentiel donné.

I.3.3.1. Repères et systèmes d'axes :

Les repères inertiels est liés au corps présentés dans ce paragraphe sont couramment utilisés en mécanique du vol. Nous définirons trois autres repères propres à chacune des configurations aéromécaniques présentées en section

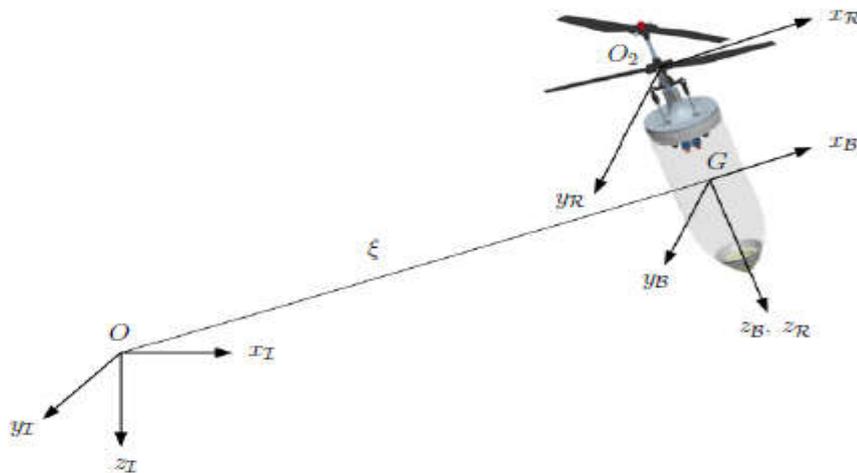


Figure (I.6) : Repères et systèmes d'axes de la mécanique du vol avion.

- **I** : est un référentiel inertiel. c'est-à-dire la première loi de Newton s'applique. Il s'agit d'un repère orthonormé direct lié à un point **O** à la surface de la Terre. Au repère **I** est associé la base $\{ \mathbf{x}_I, \mathbf{y}_I, \mathbf{z}_I \}$ où, par convention, $\{ \mathbf{x}_I \}$ pointe vers le Nord, $\{ \mathbf{y}_I \}$ pointe vers l'Est et $\{ \mathbf{z}_I \}$ pointe vers le centre de la Terre ;
- **B** : est un référentiel mobile lié au corps du des rotors coaxiaux, dont l'origine **G** est le centre de gravité du véhicule. Au repère **B** est associée la base orthonormée directe $\{ \mathbf{x}_B, \mathbf{y}_B, \mathbf{z}_B \}$ où, par convention, $\{ \mathbf{x}_B \}$ est l'axe de roulis et pointe vers l'avant du drone, $\{ \mathbf{y}_B \}$ est l'axe de tangage et pointe vers la droite, et $\{ \mathbf{z}_B \}$ est l'axe de lacet et pointe vers le bas.
- **R** : est un repère dont l'origine **O2** est liée au centre de rotation du rotor inférieur. **R** : est un repère non tournant dont l'orientation de base $\{ \mathbf{x}_R, \mathbf{y}_R, \mathbf{z}_R \}$

I.3.3.2. Paramètres cinématiques, cinétiques et d'efforts :

Dans cette section sont présentés les paramètres utilisés pour la description du modèle

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

a. Paramètres cinématiques :

Les paramètres cinématiques, comprenant quatre vecteurs de trois éléments chacun, représentent l'état du système. Les deux premiers vecteurs définissent la position et la vitesse du centre de gravité du drone tandis que les deux autres décrivent son orientation et sa vitesse angulaire.

Les paramètres sont définis de la façon suivante :

- $\xi(t) = [x(t) \ y(t) \ z(t)]^T$ est la position du center de gravité par rapport à I exprimée dans I. (I.1)

- $v(t) = [v_x(t) \ v_y(t) \ v_z(t)]^T$ est la vitesse du centre de gravité par rapport à I, exprimée dans I. (I.2)

- $\eta(t) = [\phi(t) \ \theta(t) \ \psi(t)]^T$ est la vecteur des angles de roulis ϕ . de tangage θ .et de lacet ψ (I.3)

- $\Omega(t) = [p(t) \ q(t) \ r(t)]^T$ est la vitesse de rotation instantanée entre B et I, exprimée dans I, exprimée dans (I.4)

b. Paramètres cinétiques :

Les paramètres cinétiques caractérisant le drone sont la position de son centre de gravité, sa masse et sa matrice d'inertie. Sans perte de généralité, il est fait l'hypothèse que ces paramètres restent constants au cours du temps. Ces paramètres sont définis comme suit :

G : est le centre de gravité de l'appareil ;

m : est la masse du véhicule ;

I : est la matrice d'inertie du drone, exprimée au point **G** dans **B**, qui quantifie la résistance du véhicule à sa mise en rotation et qui a pour expression générale :

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (I.5)$$

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

Pour le raisons de symétrie les éléments non diagonaux de I s'annulent. La matrice d'inertie I peut donc être approximée par sa matrice diagonale **J** telle que :

$$J = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad J = \text{diag} (I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}) \quad (\text{I.6})$$

De plus, pour les mêmes raisons de symétrie, il vient que :

$$I_{xx} = I_{yy} \quad (\text{I.7})$$

c. Paramètres d'efforts :

Les paramètres d'efforts correspondent aux trois forces et aux trois moments qui interviennent dans la dynamique de translation et d'orientation du véhicule. il sera alors noté :

$$f = [X \quad Y \quad Z]^T \text{ les trois composantes du vecteur des forces exprimé dans B } (\text{I.8})$$

$$\Gamma = [L \quad M \quad N]^T \text{ les trois composantes du vecteur des moments exprimé dans B } (\text{I.9})$$

$$F = [X \quad Y \quad Z \quad L \quad M \quad N] (\text{I.10})$$

Matrice de rotation :

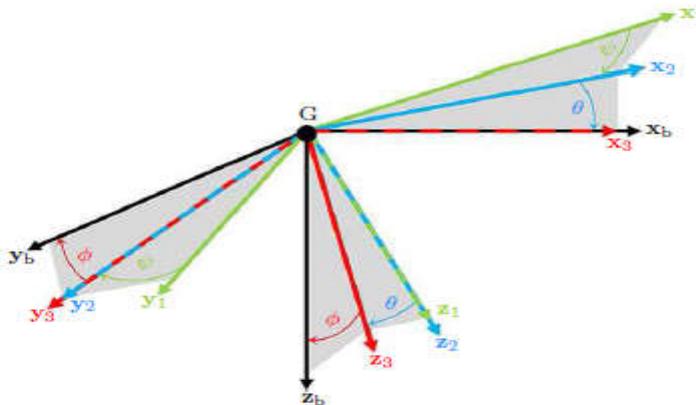


Figure (I.7) : Représentation des angles d'Euler.

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

La matrice de passage du référentiel **B** vers le référentiel **I**, communément appelée matrice d'attitude et notée \mathbf{R}_η Elle peut donc être paramétrée en fonction des angles d'Euler aéronautiques est s'exprime par le produit de trois matrices :

$$\text{Rotation à l'axe Z : } \mathbf{R}_1 = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{I.11})$$

$$\text{Rotation à l'axe Y : } \mathbf{R}_2 = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (\text{I.12})$$

$$\text{Rotation à l'axe X : } \mathbf{R}_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \quad (\text{I.13})$$

Donc :
$$\mathbf{R}_\eta = \mathbf{R}_1 \mathbf{R}_2 \mathbf{R}_3$$

$$\mathbf{R}_\eta = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi - \sin\phi\cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (\text{I.14})$$

Où ϕ est l'angle de roulis, θ l'angle de tangage et ψ l'angle de lacet. Ainsi, l'expression des composantes d'un vecteur **u** de **B** est donnée dans **I** par $[\mathbf{u}]_I = \mathbf{R}_\eta [\mathbf{u}]_B$

Il est intéressant de noter que la matrice de rotation \mathbf{R}_η est un élément du groupe spécial orthogonal **SO (3)** et vérifie donc :

$$\det(\mathbf{R}_\eta) = 1 \quad \text{et} \quad \mathbf{R}_\eta^{-1} = \mathbf{R}_\eta^T$$

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

I.3.3.3. Synthèse du modèle dynamique général du drone :

La dynamique est une discipline de la mécanique classique qui étudie les corps en mouvement sous l'influence de forces et de moments qui leur sont appliqués.

- D'après l'équation cinématique de position, la vitesse d'un corps rigide correspond à la dérivée temporelle de la position du centre de gravité dans un référentiel donné. Ainsi, dans le référentiel inertiel I :

$$\dot{\xi} = v$$

- Le théorème fondamental de la mécanique, ou théorème de Newton, fait état que dans un référentiel inertiel, l'accélération du centre de gravité d'un corps rigide est proportionnelle à la somme des forces appliquées f . De ce fait, dans le référentiel inertiel I :

$$m \dot{v} = R_{\eta} f$$

- L'équation cinématique d'orientation relie la dérivée temporelle des angles de roulis ϕ , de tangage θ et de lacet ψ à la vitesse instantanée de rotation Ω par

$$\dot{\eta} = Q_{\eta} \Omega \quad \text{avec :} \quad Q_{\eta} = \begin{bmatrix} 1 & \tan \theta \sin \phi & \tan \theta \cos \phi \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \quad (\text{I.15})$$

- Le théorème d'Euler énonce que, dans un référentiel inertiel, la dérivée temporelle du moment cinétique $J \Omega$ exprimée au centre de gravité d'un corps rigide est égale à l'ensemble des moments agissant sur lui. De ce fait, dans le référentiel inertiel I :

$$\left. \frac{d(J \Omega)}{dt} \right|_I = \Gamma \quad \Rightarrow \quad \left. \frac{d(J \Omega)}{dt} \right|_B + \Omega * J \Omega = \Gamma \quad (\text{I.16})$$

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

Par conséquent, la projection du théorème d'Euler dans le référentiel B s'exprime par :

$$J\dot{\Omega} = -\Omega * J\Omega + \Gamma \quad (\text{I.17})$$

Les équations du mouvement d'un corps rigide s'écrivent donc de manière générale :

$$\begin{aligned} \dot{\xi} &= v \\ m\dot{v} &= R_{\eta}f \\ \dot{\eta} &= Q_{\eta}\Omega \\ J\dot{\Omega} &= -\Omega * J\Omega + \Gamma \end{aligned} \quad (\text{I.18})$$

Afin d'affiner ce modèle dynamique, il est nécessaire de déterminer les éléments constitutifs des forces f et des moments Γ qui s'appliquent au drone. Ces efforts sont majoritairement générés par des phénomènes aérodynamiques, liés à la rotation des pales dans un flux d'air.

I.3.4. Modélisation aérodynamique du drone :

La modélisation aérodynamique consiste à caractériser le comportement d'un appareil lors de son évolution dans un fluide quelconque. ce fluide sera l'air. L'objet de cette section est alors de décrire les différentes forces et les divers moments générés par la rotation des pales dans l'air et par l'inclinaison du plateau cyclique.

I.3.4.1. Forces agissants sur le drone :

- le poids : qui s'exerce vers le bas en raison de la gravité,
- la poussée : qui s'exerce dans le sens des mouvements du véhicule,
- la traînée : qui s'exerce dans le sens opposé aux mouvements du véhicule.

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

a. Le poids :

Le poids est la force de la pesanteur, d'origine gravitationnelle et inertielle, exercée par la Terre sur tous les corps massiques présents dans son voisinage. Elle s'applique au centre de gravité de chaque corps et elle est dirigée vers le centre de la Terre par la relation suivant :

$$\mathbf{P} = m\mathbf{g}e_3 \quad \text{avec} \quad \mathbf{g} = 9.81 \text{ m.s}^{-2}. \quad (\text{I.19})$$

b. La poussée :

La poussée est liée à la notion de portance dans le cas des véhicules à voilure tournante, est la force qui détermine la direction des mouvements d'un véhicule.

Elle est générée par l'accélération d'un fluide, en l'occurrence l'air, dans le sens opposé aux mouvements désirés. Donc, la poussée produite par une hélice peut être exprimée comme une fonction de la vitesse de rotation de ses pales.

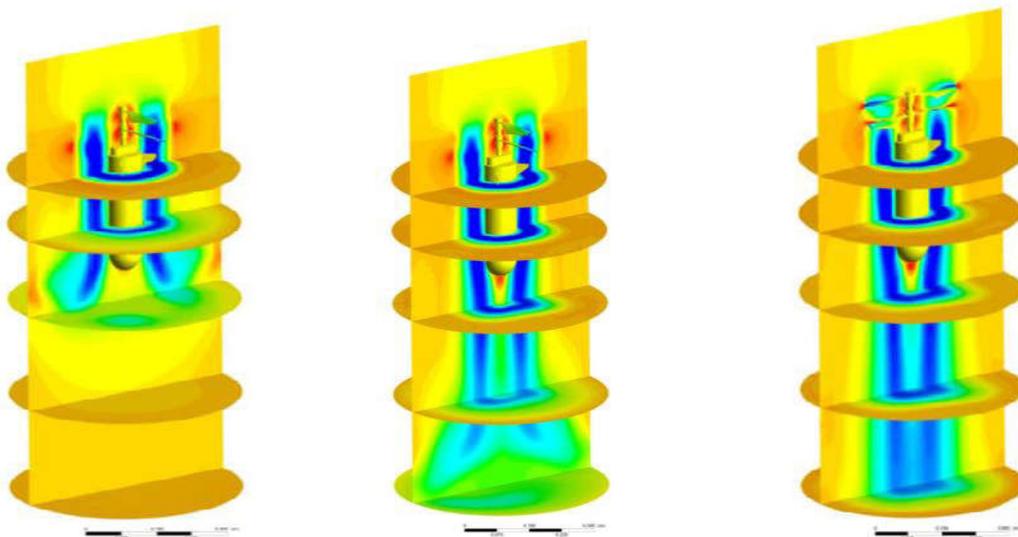


Figure (I.8) : Mouvement du flux d'air généré par la rotation des pales

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

$$T_h = k \Omega_R^2 \quad (I.20)$$

Avec T_h : La poussée

k : coefficient de proportionnalité

A partir du modèle de poussée en défini l'expression de la poussée générée par les rotors coaxiaux des drones :

L'expression de la force générée par le rotor supérieur T_1

$$T_1 = \alpha \Omega_1^2 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (I.21)$$

Avec

T_1 : la poussée verticale (la force générée par le rotor supérieur)

Ω_1 : Propre vitesse de rotation

$\alpha < 0$, représente le coefficient aérodynamique de poussée du rotor supérieur.

L'expression de la force générée par le rotor inférieur T_2 dépend deux angles

D'inclinaison du plateau cyclique δ_{cx} et δ_{cy} :

$$T_2 = \beta \Omega_2^2 R_\delta \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (I.22)$$

Avec

$\beta < 0$, est le coefficient aérodynamique de poussée du rotor inférieur

Ω_2 : Propre vitesse de rotation

T_2 : la force générée par le rotor inférieur

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

R_δ : La matrice de rotation entre les repères B et R paramétrée par les angles δ_{cx} et δ_{cy}

Donc : $R_\delta = R_{cy} R_{cx}$ ou R_{cy} et R_{cx} s'écrivent respectivement :

$$R_{cx} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\delta_{cx} & -\sin\delta_{cx} \\ 0 & \sin\delta_{cx} & \cos\delta_{cx} \end{bmatrix} \quad (\text{I.23})$$

$$R_{cy} = \begin{bmatrix} \cos\delta_{cy} & 0 & \sin\delta_{cy} \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\delta_{cy} & 0 & \cos\delta_{cy} \end{bmatrix}$$

(I.24)

Alors :

$$R_\delta = \begin{bmatrix} \cos\delta_{cy} & -\sin\delta_{cx} \sin\delta_{cy} & -\cos\delta_{cx} \sin\delta_{cy} \\ 0 & \cos\delta_{cx} & -\sin\delta_{cx} \\ \sin\delta_{cy} & \sin\delta_{cx} \cos\delta_{cy} & \cos\delta_{cx} \cos\delta_{cy} \end{bmatrix} \quad (\text{I.25})$$

➤ en remplace R_δ dans T_2 : la force T_2 générée par le rotor inférieur s'écrit alors

$$T_2 = \beta \Omega_2^2 \begin{bmatrix} -\cos\delta_{cx} \sin\delta_{cy} \\ -\sin\delta_{cx} \\ \cos\delta_{cx} \cos\delta_{cy} \end{bmatrix} \quad (\text{I.26})$$

Poussée totale T : peut être calculée avec la somme des poussées individuelles de chaque rotor T_1 et T_2 et peut s'écrire :

$$T = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\beta \cos\delta_{cx} \sin\delta_{cy} \Omega_2^2 \\ -\beta \sin\delta_{cx} \Omega_2^2 \\ \alpha \Omega_1^2 + \beta \cos\delta_{cx} \cos\delta_{cy} \Omega_2^2 \end{bmatrix} \quad (\text{I.27})$$

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

c. La traînée :

La traînée est la force qui s'oppose aux mouvements d'un corps dans un fluide

Elle est générée par les différentes interactions et les nombreux contacts existants entre un corps solide et un fluide. il existent trois catégories de traînée la traînée induite, la traînée de forme et la traînée parasite.

➤ La traînée induite :

La traînée induite D_i se traduit par la relation suivante :

$$D_i = \frac{1}{2} \rho S C_{Di} V^2 \quad (I.28)$$

Avec :

C_{Di} : Est le coefficient de traînée induite, relié au coefficient de portance C_R par :

$$C_{Di} = \frac{C_R^2}{\pi \lambda e} \quad (I.29)$$

Avec :

λ : Étant l'allongement effectif de l'aile

e : Le coefficient d'Oswald,

➤ l'expression de la traînée induite par la portance est donnée par :

$$D_i = 2 \frac{R^2}{\rho S V^2 \pi \lambda e} \quad (I.30)$$

➤ La traînée de forme :

La traînée de forme dépend de la forme de l'objet se déplaçant dans un fluide.

Plus précisément, l'expression de la traînée de forme donnée par :

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

$$D_f = \frac{1}{2} \rho S C_{Df} V^2 \quad (I.31)$$

Où C_{Df} est le coefficient de traînée de forme.

➤ La traînée de frottement :

La traînée de frottement repose fondamentalement sur la viscosité d'un fluide, essentielle pour maintenir sa cohésion. Lors de l'écoulement d'un fluide visqueux autour d'un corps. Le fluide est alors freiné de manière non uniforme autour de ce corps, La vitesse d'écoulement variant de zéro au niveau du corps à sa vitesse initiale au niveau de la bordure de la couche limite.

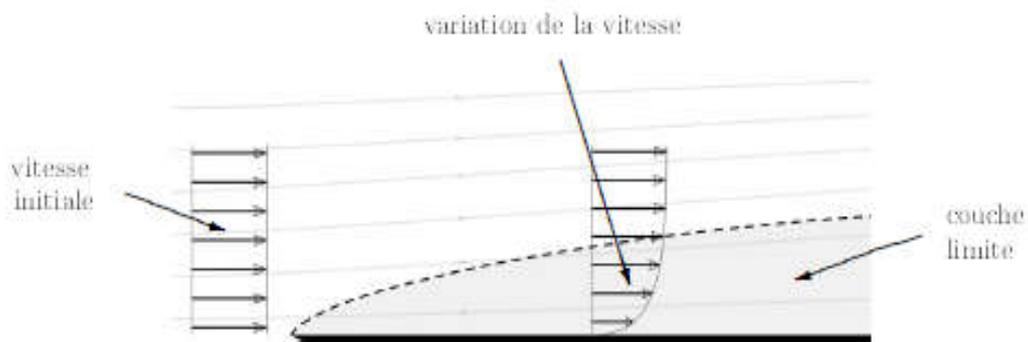


Figure (I.9) : Profils de vitesse au sein d'une couche limite au-dessus d'une plaque plane

I.3.4.2. Moments agissants sur le drone :

Le moment d'une force est une grandeur physique vectorielle caractérisant l'aptitude d'une force à faire tourner un système mécanique autour d'un point spécifique. Le moment \vec{M} d'une force \vec{F} s'exerçant au point P par rapport au pivot O , est donné par le pseudo vecteur :

$$\vec{M} = \vec{OP} \wedge \vec{F} \quad (I.32)$$

\wedge : est le l'operateur du produit vectoriel

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

Remarque 1:

\vec{M} est nul si \vec{OP} ou \vec{F} est nul ou encore si \vec{OP} et \vec{F} sont colinéaires.

➤ Le moment total Γ est donné par :

$$\Gamma = \overrightarrow{GO_1} \wedge T_1 + \overrightarrow{GO_2} \wedge T_2 + \overrightarrow{GG} \wedge P + \varepsilon \wedge f_{ext} \quad (I.33)$$

Avec :

O_1 : est le centre de rotation du rotor supérieur

O_2 : est le centre de rotation du rotor inférieur

ε : est la distance inconnue entre le centre de gravité et le point d'application de la résultante des effets aérodynamiques.

Remarque 2 :

Il est important de remarquer que les points G , O_1 et O_2 sont alignés.

Les vecteurs $\overrightarrow{GO_1}$ et T_1 étant colinéaires et le vecteur \overrightarrow{GG} est nul, les forces T_1 et P n'engendrent aucun moment. De plus, la distance ε étant inconnue, le pseudo vecteur relatif au Moment produit par les effets aérodynamiques f_{ext} sera noté M_{ext} dans B.

Par application du produit vectoriel, la somme des moments est donnée par :

$$\Gamma = \begin{bmatrix} -d\beta \sin\delta_{cx} \Omega_2^2 \\ d\beta \cos\delta_{cx} \sin\delta_{cy} \Omega_2^2 \\ 0 \end{bmatrix} + M_{ext} \quad (I.34)$$

Toutefois, un moment autour de l'axe Z_B peut être généré par le différentiel de vitesse de rotation entre les deux rotors, donc le moment totale est donné par :

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

$$\Gamma = \begin{bmatrix} -d\beta \sin\delta_{cx} \Omega_2^2 \\ d\beta \cos\delta_{cx} \sin\delta_{cy} \Omega_2^2 \\ 0 \end{bmatrix} + M_{ext} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \gamma_1 \Omega_1^2 + \gamma_2 \Omega_2^2 \end{bmatrix} \quad (I.35)$$

Avec :

$\gamma_1 > 0$, γ_1 : est le coefficient aérodynamique de lacet du rotor supérieur

$\gamma_2 > 0$, γ_2 : est le coefficient aérodynamique de lacet du rotor inférieur

- les moments générés par l'action conjointe des rotors et du plateau cyclique commandé par γ_1 et γ_2 sont notés τ avec :

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_l \\ \tau_m \\ \tau_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -d\beta \sin\delta_{cx} \Omega_2^2 \\ d\beta \cos\delta_{cx} \sin\delta_{cy} \Omega_2^2 \\ \gamma_1 \Omega_1^2 + \gamma_2 \Omega_2^2 \end{bmatrix} \quad (I.36)$$

I.3.4.3. Bilan des efforts appliqués au drone :

Les équations générales du mouvement d'un corps rigide appliquées aux rotors coaxiaux se réécrivent par :

$$\begin{aligned} \dot{\xi} &= v \\ m\dot{\vartheta} &= R_\eta T + P + F_{ext} \\ \dot{\eta} &= Q_\eta \Omega \\ J\dot{\Omega} &= -\Omega * J \Omega + \tau + M_{ext} \end{aligned} \quad (I.37)$$

La valeur des différents paramètres physiques des rotors coaxiaux est donnée dans le tableau suivant :

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

Paramètre	Valeur	Unité
M	0.290	Kg
G	9.81	m.s ⁻²
I _{xx}	1.383 × 10 ⁻³	Kg.m ²
I _{yy}	1.383 × 10 ⁻³	Kg.m ²
I _{zz}	2.72 × 10 ⁻⁴	Kg.m ²
α	-3.6835 × 10 ⁻⁵	N.rad ⁻² .s ⁻²
β	-3.7760 × 10 ⁻⁵	N.rad ⁻² .s ⁻²
γ_1	1.4785 × 10 ⁻⁶	N.m.rad ⁻² .s ⁻²
γ_2	-1.3266 × 10 ⁻⁶	N.m.rad ⁻² .s ⁻²
D	0.0676	M

Tableaux (I.1) : Paramètres physiques des hélicoptères à rotors coaxiaux

I.3.5. Modélisation pour la synthèse de la commande :

La dynamique des zéros dans les points d'équilibre correspond à la dynamique résiduelle des variables internes lorsque les variables externes, qui sont pilotées, ont atteint leur état d'équilibre [11]. Les systèmes ayant une dynamique des zéros stable sont dits à phase minimale, tandis que ceux avec une dynamique des zéros instable sont dits à phase non minimale.

I.3.5.1. Analyse de la dynamique des zéros des hélicoptères à rotors coaxiaux :

Pour se rendre compte de l'existence et de la dimension de la dynamique des zéros, il est nécessaire de calculer la différence entre le nombre d'états du système et le nombre d'états qui sont commandés. Dans le cas des rotors coaxiaux, le système possède 12 états : ξ, v, η et Ω et dont seulement 8 sont pilotés, à savoir les trois positions, les trois vitesses de translation, l'orientation autour du lacet et la vitesse angulaire autour du lacet. Par conséquent, la dynamique des zéros pour les rotors

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

coaxiaux existe, et est de dimension 4. Il est donc impératif de l'analyser afin de déterminer si cette dynamique de zéros est stable ou non.

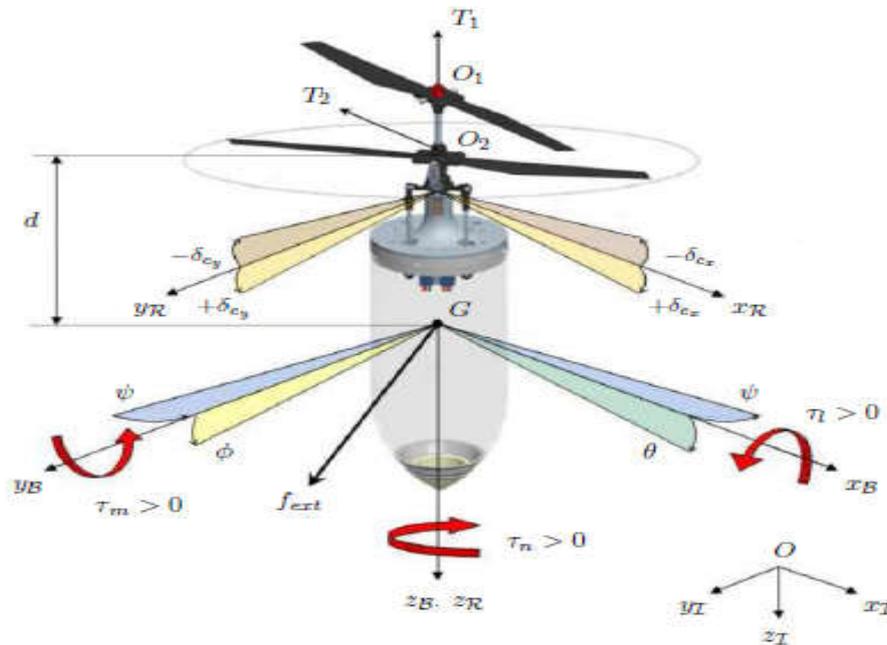


Figure (I.10) : Récapitulatif des éléments liés à la modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

La cause de l'existence de la dynamique des zéros est généralement la présence d'un couplage entre la dynamique de translation et celle de rotation [12]

Le système souffre de ce couplage par ce que

$$\tau_l = dT_y \quad \text{et} \quad \tau_m = -dT_x$$

Donc ce cas le modèle dynamique des rotors coaxiaux s'écrit par :

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

$$\dot{\xi} = v$$

$$m\dot{\vartheta} = T_z R_\eta e_3 + R_\eta \Sigma_\tau + mge_3 + F_{ext} \text{ avec } \Sigma = \frac{1}{d} \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} = \frac{1}{d} e_{3 \times}.$$

$$\dot{\eta} = Q_\eta \Omega$$

$$J\dot{\Omega} = -\Omega * J \Omega + \tau + M_{ext}$$

(I.38)

En suppose que :

$\xi = \xi_{ref}$ et $\psi = \psi_{ref}$ et la vitesse v et l'accélération \dot{v} ou center de gravité et $\dot{\psi} = 0$ et $F_{ext} = M_{ext} = 0$

L'équation du théorème de Newton est donnée par :

$$T_z R_\eta e_3 + R_\eta \Sigma_\tau + mge_3 = 0 \Leftrightarrow T_z e_3 + \Sigma_\tau = -mgR_\eta^T e_3 \quad (I.39)$$

En multipliant l'équation (I.39) à gauche et à droite par $e_{3 \times}^T$:

$$e_{3 \times}^T e_{3 \times} \tau = -mgd e_{3 \times}^T R_\eta^T e_3 \quad (I.40)$$

En utilisant l'équation du théorème d'Euler de (I.38), la relation (I.40) s'écrit alors :

$$e_{3 \times}^T e_{3 \times} (J\dot{\Omega} + \Omega \times J \Omega) = -mgd e_{3 \times}^T R_\eta^T e_3 \quad (I.41)$$

Dans le cadre de l'analyse de la dynamique des zéros, il est possible de montrer que le terme $\Omega \times J \Omega$ dans (I.41) s'annule. Pour cela, il faut exploiter l'équation qui ne se trouve pas dans (I.41), c'est-à-dire celle autour de l'axe z_B du théorème d'Euler

De : (I.38)

$$\dot{r} = \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) pq + \tau_n \quad (I.42)$$

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

Il est également nécessaire de rappeler que les moments d'inertie autour des axes x_B et y_B sont égaux et lorsque $\xi = \xi_{ref}$ et $\psi = \psi_{ref}$ et $\tau = 0$ donc

$$\dot{r} = 0 \quad (I.43)$$

En d'autres termes, $r=0$ donc qu'il a atteint une valeur d'équilibre $r_e = 0$ lorsque :

$$\xi = \xi_{ref} \text{ et } \psi = \psi_{ref}$$

De ce fait, le terme $\Omega \times J \Omega = 0$ dans l'équation (I.41) et la relation (I.41) peut se réécrire de la façon suivante :

$$\dot{p} = - \frac{mgd}{I_{xx}} \sin\phi \cos\theta$$

$$e_{3 \times}^T e_{3 \times} J \dot{\Omega} = -mgd e_{3 \times}^T R_{\eta}^T e_3 \quad \Leftrightarrow \quad (I.44)$$

$$\dot{q} = - \frac{mgd}{I_{yy}} \sin\theta$$

(I.44) Admet deux point d'équilibre l'un pour $R_{\eta}^T e_3 = e_3$ correspondant à $z_B = z_l$, et l'autre pour $R_{\eta}^T e_3 = -e_3$ correspondant à $z_B = -z_l$. L'analyse de la dynamique des zéros est alors réalisée par la linéarisation de la dynamique de son vecteur paramétré par $[\phi \ p \ \theta \ q]^T$ est donnée à partir de (I.38) et (I.44) par :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p + \sin\phi \tan\theta \ q \\ - \frac{mgd}{I_{xx}} \sin\phi \cos\theta \\ \sin\phi \ q \\ - \frac{mgd}{I_{yy}} \sin\theta \end{bmatrix} \quad (I.45)$$

La première étape dans un processus de linéarisation consiste à déterminer la valeur des états lorsque le système est à l'équilibre :

Lorsque $\dot{\phi} = \dot{p} = \dot{\theta} = \dot{q} = 0$. En ce basant sur les points d'équilibre définis précédemment, les différentes solutions pour atteindre ces points d'équilibre sont :

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

$$\begin{array}{cccc}
 \phi = 0 & \phi = \pi & \phi = 0 & \phi = \pi \\
 \theta = 0 & \theta = \pi & \theta = \pi & \theta = 0 \quad (I.46) \\
 p = 0 & p = 0 & p = 0 & p = 0 \\
 q = 0 & q = 0 & q = 0 & q = 0
 \end{array}$$

La deuxième étape consiste à calculer la matrice jacobéenne associée au système étudié :

La matrice jacobéenne associée à (I.45) est alors donnée par :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \phi}{\partial \phi} & \frac{\partial \phi}{\partial p} & \frac{\partial \phi}{\partial \theta} & \frac{\partial \phi}{\partial q} \\ \frac{\partial p}{\partial \phi} & \frac{\partial p}{\partial p} & \frac{\partial p}{\partial \theta} & \frac{\partial p}{\partial q} \\ \frac{\partial \theta}{\partial \phi} & \frac{\partial \theta}{\partial p} & \frac{\partial \theta}{\partial \theta} & \frac{\partial \theta}{\partial q} \\ \frac{\partial q}{\partial \phi} & \frac{\partial q}{\partial p} & \frac{\partial q}{\partial \theta} & \frac{\partial q}{\partial q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ p \\ \theta \\ q \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} \sin\phi \tan\theta & 1 & -\frac{\sin\phi}{\cos^2\theta} \sin\phi \cos\theta & \sin\phi \tan\theta \\ -\frac{mgd}{I_{xx}} \sin\phi \cos\theta & 0 & \frac{mgd}{I_{xx}} \sin\phi \sin\theta & 0 \\ \sin\phi & 0 & 0 & \cos\phi \\ 0 & 0 & -\frac{mgd}{I_{yy}} \cos\theta & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ p \\ \theta \\ q \end{bmatrix} \quad (I.47)$$

➤ La linéarisation autour de $\phi = \theta = p = q = 0$ donne :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\frac{mgd}{I_{xx}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\frac{mgd}{I_{yy}} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ p \\ \theta \\ q \end{bmatrix} \quad (I.48)$$

➤ dont les valeurs propres sont toutes à partie réelle nulle.

➤ La linéarisation autour de $\phi = \pi, \theta = \pi, p = 0, q = 0$ donne :

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\frac{mgd}{I_{xx}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & +\frac{mgd}{I_{yy}} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ p \\ \theta \\ q \end{bmatrix} \quad (I.49)$$

- dont les valeurs propres sont également toutes à partie réelle nulle.
- La linéarisation autour de $\phi = 0, \theta = \pi, p = 0, q = 0$ donne :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ +\frac{mgd}{I_{xx}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & +1 \\ 0 & 0 & +\frac{mgd}{I_{yy}} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ p \\ \theta \\ q \end{bmatrix} \quad (I.50)$$

- dont deux valeurs propres sont à partie réelle positive et deux à partie réelle négative.
- La linéarisation autour de $\phi = \pi, \theta = 0, p = 0, q = 0$ donne :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ +\frac{mgd}{I_{xx}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{mgd}{I_{yy}} & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ p \\ \theta \\ q \end{bmatrix} \quad (I.51)$$

- dont deux valeurs propres sont à partie réelle positive et deux à partie réelle négative.

I.3.6. Expression du modèle non linéaire :

Bien que le couplage entre la dynamique de translation et de rotation induise une dynamique des zéros marginalement stable, il est préférable de s'en abstenir afin de faciliter le développement d'algorithmes de commande. Pour cela, les forces longitudinales T_x et latérale T_y seront considérées comme négligeables comparées à la poussée verticale T_z . Cette approximation n'est pas dénuée de sens car, connaissant l'objectif principal des missions du drone, à savoir l'observation, il est clair que la

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

majeure partie du vol autonome sera consacrée au vol stationnaire. Pour la même raison, les angles d'inclinaison du plateau cyclique δ_{cx} et δ_{cy} seront considérés comme étant petits, signifiant que l'approximation de Gauss peut être utilisée.

Donc l'expression de modèle finale donné par les équations suivant :

$$T = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \alpha \Omega_1^2 + \beta \Omega_2^2 \end{bmatrix} \quad \text{et}$$

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_l \\ \tau_m \\ \tau_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -d\beta \delta_{cx} \Omega_2^2 \\ d\beta \delta_{cy} \Omega_2^2 \\ \gamma_1 \Omega_1^2 + \gamma_2 \Omega_2^2 \end{bmatrix} \quad (I.52)$$

$$\begin{aligned} \dot{\xi} &= v \\ m\dot{\vartheta} &= T_z R_\eta e_3 + mge_3 + F_{ext} \\ \dot{\eta} &= Q_\eta \Omega \\ J\dot{\Omega} &= -\Omega \times J \Omega + \tau + M_{ext} \end{aligned} \quad (I.53)$$

$$\Omega_1^2 = \frac{\gamma_2 T_z - \beta \tau_n}{\alpha \gamma_2 - \beta \gamma_1}, \quad \Omega_2^2 = \frac{\alpha \tau - \gamma_1 T_z}{\alpha \gamma_2 - \beta \gamma_1}, \quad \delta_{cx} = \frac{\tau_l}{d\beta \Omega_2^2} \quad \text{et}$$

$$\delta_{cy} = \frac{\tau_m}{d\beta \Omega_2^2} \quad (I.54)$$

Avec: T_z , τ_l , τ_m et τ_n les nouvelles entrées de commande qui devront être déterminées par les algorithmes de commande.

Chapitre I présentation et modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux

I.4. Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons présenté des notions de base et une description détaillée sur les hélicoptères à rotors coaxiaux, Nous avons par la suite élaboré la modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux, qui est basé sur le formalisme de Newton- Euler. L'intérêt primordial de ce formalisme est de simplifier le problème de modélisation.

Afin d'avoir de hautes performances dans le régime dynamique, une technique de commande par backstepping sera examinée et appliquée à notre modèle des hélicoptères à rotors coaxiaux.

Un exposé sur la théorie de cette méthode fera l'objet du deuxième chapitre

Chapitre II

Théorie de

la

commande

II.1. Introduction :

La plupart des systèmes physiques qui nous entourent sont non linéaires. Bien souvent, ces non linéarités sont faibles ou ne sont pas visibles sur la plage d'opérations de ces procédés. Le souci constant d'améliorer les performances des systèmes commandés conduit à des modélisations de plus en plus précises qui permettent de répondre sur une plus large plage d'opérations. C'est à ce moment que les non-linéarités se font sentir et rendent les outils d'analyse et de synthèse des lois de commande, utilisés dans le domaine linéaire, caduques et absolument incapables de rendre compte de certains phénomènes.

La commande de backstepping s'applique à tout système dynamique "en cascade" (la dérivée de chaque composante du vecteur d'état est une fonction des composantes précédentes et dépend additivement de la composante suivante). La plupart des véhicules aériens ou terrestres font partie de cette classe. Le processus du backstepping commence en définissant une fonction de Lyapunov qui intègre l'écart entre les sorties régulées du système et les objectifs de commande.

Le principe de cette commande est alors de construire à chaque étape un écart entre l'état courant du système et un contrôle virtuel qui garantirait, s'il pouvait être appliqué tel quel, la négativité de la dérivée de la fonction de Lyapunov. A la fin de chaque étape, la fonction de Lyapunov est complétée par cet écart, afin d'en assurer la convergence vers zéro. Le processus s'achève lorsque le vecteur de commande du système apparaît les composants suivant : le contrôle virtuel défini au dernier pas est alors un contrôle réel, garantissant la convergence des écarts du système vers zéro, et l'équilibre des sorties régulées autour des objectifs de commande. Le backstepping fait partie de ces nouvelles méthodes de contrôle. Le but de ce chapitre est de présenter le principe de la conception des lois de commande non linéaire basée sur la technique de la commande de backstepping pour la commande des mouvements du drone en se basant sur la théorie de **Lyapunov**

II.2. Objectifs et hypothèses de commande :

La finalité des différentes stratégies de commande non linéaire dont il est fait part dans ce Chapitre est d'assurer les déplacements, le maintien à poste et l'orientation du véhicule en cas de présence d'efforts aérodynamiques externes. Du

point de vue de la dynamique de translation, il s'agit de faire en sorte que l'appareil aille et demeure à la position souhaitée sans qu'il soit emporté dans le lit du vent. En termes de dynamique de rotation, il convient d'utiliser le plateau cyclique de façon appropriée afin d'éviter le retournement de l'appareil. Malheureusement, devant l'incapacité de mesurer la vitesse du vent, la modélisation précise des différents effets aérodynamiques externes et de leurs interactions est impossible. Ces efforts seront alors considérés comme des termes de perturbations agissant sur le système et qu'il faudra considérer lors de la synthèse des algorithmes de commande. [6]

II.3. Commande des drones :

Ces dernières années, la conception et la mise au point des algorithmes de commande pour les hélicoptères drones a fait l'objet d'un certain nombre d'études. Ceci est dû au besoin de produire des véhicules aériens manoeuvrables et autonomes, pour des applications militaires ou civiles. Alors qu'ils sont plus lents et moins efficaces que des avions, les hélicoptères sont capables de décollages et d'atterrissages verticaux, de vols stationnaires, et en général ils sont plus manoeuvrables dans des espaces limités. Par conséquent, les hélicoptères représentent l'une des meilleures plates-formes pour des opérations dans des environnements urbains ou encombrés. Cependant, la dynamique de l'hélicoptère est plus compliquée que celle d'un avion à voilure fixe : l'hélicoptère est en soi instable sur certaines plages de vol et présente une dynamique fortement couplée, et les caractéristiques de vol changent nettement en dehors de l'enveloppe de vol. Concernant la commande des hélicoptères drones, certains présentent des lois de commande basées sur le modèle linéaire des drones, alors que d'autres considèrent le modèle entier. [13] il ya donc deux types de commande, les commandes non linéaires et linéaires nous avons présenté les deux types, en commence par les commande linéaires.

II.3.1. Les commandes linéaires :

Dans le cadre de la théorie des systèmes linéaires, la synthèse de la commande est basée sur une approximation linéaire du modèle dynamique du véhicule. Cette

approche permet de découpler cette dynamique en quatre boucles de type SISO (de l'anglais Single Input - Single Output), associée à une seule entrée de commande [14]. Généralement les quatre boucles décrivent la position ou la vitesse longitudinale du drone, sa position ou sa vitesse latérale, sa position ou sa vitesse verticale et son orientation autour de son axe vertical. De plus, il est habituellement fait l'hypothèse que les vitesses de translation et d'orientation sont faibles, ce qui permet de négliger les phénomènes aérodynamiques indésirables. Chaque boucle de régulation est alors conçue en utilisant des outils classiques de la théorie de la commande. L'approche linéaire utilise pour faciliter l'étude de la stabilité de chaque boucle dans le sens où il existe certains indicateurs comme la marge de gain et la marge de phase. Ces marges déterminent la quantité admissible de gain et de phase pouvant être injectée par la commande tout en conservant la stabilité de la boucle.

Il ya Plusieurs architectures de commande linéaire, nous allons présenter quelque types de commande.

II.3.1.1. La commande par régulateur PID :

La stratégie de la commande par régulateur PID (Proportionnel - Intégral - Dérivé) est certainement l'approche la plus intuitive et la plus simple à embarquer sur un processeur. Elle permet de comprendre facilement le rôle physique de chacun des termes de la commande, ce qui permet de régler les gains en conséquence.

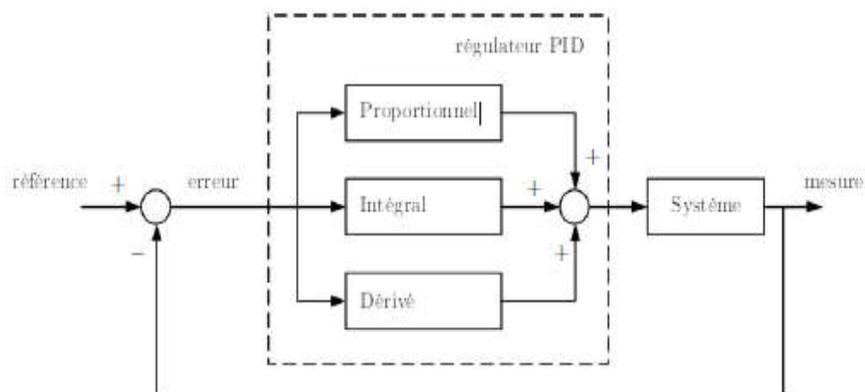


Figure (II.1) : Principe de la commande par PID

Comme le montre la figure II.1, cette structure délivre un signal de commande à partir de l'erreur existante entre la référence et la mesure, de son intégrale et de sa dérivée. Bien que l'analyse d'un système piloté avec un régulateur PID soit simple, sa conception peut être difficile par ce qu'il n'existe pas une seule méthode pour déterminer les gains intervenant dans le processus. Il est alors nécessaire de trouver des compromis entre durée du régime transitoire, le dépassement, l'erreur statique, la stabilité et la robustesse. Les méthodes de réglage les plus utilisées en théorie sont : la méthode de Ziegler-Nichols, la méthode de Naslin (polynômes normaux à amortissement réglable) et la méthode du lieu de Nyquist inverse. En pratique, la méthode la plus répandue successive est la méthode de Broïda .

L'architecture de la commande par régulateur PID pour le cas spécifique des drones est constituée de plusieurs régulateurs installés en cascade. En fonction des références en position, un premier régulateur PID génère les consignes en orientation permettant la stabilisation et les déplacements horizontaux. Le suivi de ces consignes en roulis, en tangage et en lacet est alors à la charge d'une deuxième régulateur PID. Enfin, un troisième régulateur PID s'occupe de définir la poussée pour garantir les déplacements verticaux. Cette approche a été testée avec succès sur plusieurs plateformes expérimentales comme les hélicoptères et les quadrotors et les drones à rotors coaxiaux [15].

II.3.1.2. La commande par placement de pôles :

La commande par placement de pôles est une méthode de commande qui consiste à déterminer une matrice de gains qui place les valeurs propres du système en boucle fermée en des positions prédéfinies.

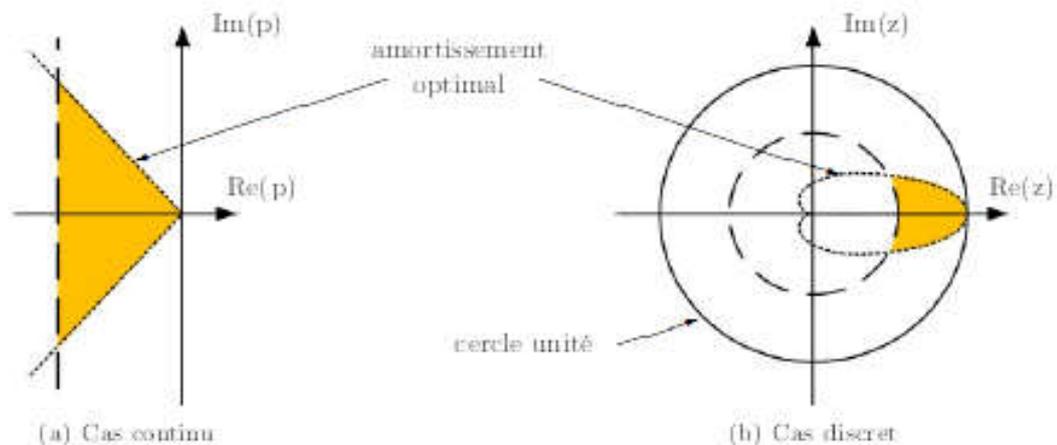


Figure (II.2) : Zone idéale de placement des pôles de la boucle fermée

L'objectif de cette approche est de garantir un comportement convenable du système en boucle fermée par un choix pertinent des ses valeurs propres. En effet, la position de ces dernières est étroitement liée au comportement temporel et fréquentiel du système, notamment en termes de stabilité et de performances. Ainsi, pour que la commande assure la stabilité du système en boucle fermée, les valeurs propres doivent impérativement être choisies avec une partie réelle strictement négative. Cependant, cette partie réelle ne doit pas être trop négative sinon le système sera doté d'une large bande passante, ce qui induira une amplification des bruits de mesure. Les valeurs propres du système en boucle fermée ne doivent pas être loin de celles du système en boucle ouverte non plus sinon les besoins en commande seront très élevés. Enfin, pour que la commande soit physiquement réalisable, les valeurs propres doivent être choisies réelles ou complexes conjuguées deux à deux. En outre, il est impératif que la totalité du vecteur d'état soit accessible à la mesure. C'est cette architecture de commande qui a été sélectionnée par [16], et [17] pour le pilotage d'un hélicoptère, d'un quadrotor et d'un drone à voilure fixe, respectivement.

Il est intéressant de remarquer que, pour les systèmes monovariables, le choix des valeurs propres fixe de manière unique les gains de la matrice de commande. En revanche, pour les systèmes multivariables, la structure de cette matrice n'est pas unique contrairement avec monovariables et certaines solutions peuvent altérer les caractéristiques de la commande, notamment en termes de robustesse. Une possibilité

est alors de déterminer une solution de façon optimale en utilisant les outils de la théorie de la commande linéaire quadratique.

II.3.1.3. la commande linéaire quadratique :

La commande linéaire quadratique, dite commande LQ, est une méthode de synthèse qui permet de déterminer la commande optimale d'un système qui minimise (ou maximise) un critère de performance [18]. Ce critère de performance est quadratique en état du système et en sa commande. La conception d'une telle commande consiste donc à choisir habilement des matrices de pondérations intervenant dans le critère, de manière à obtenir le comportement souhaité du système en boucle fermée. Une fois les matrices de pondération déterminées, les gains optimaux s'obtiennent en résolvant une équation algébrique de Riccati. L'avantage de la commande linéaire quadratique est qu'elle possède intrinsèquement de très bonnes propriétés de robustesse. Toutefois, une telle stabilité n'est assurée que dans l'hypothèse où le modèle est parfaitement connu, où la totalité de l'état est disponible et où les signaux ne sont pas bruités. Cette approche a tout de même été implémentée avec succès sur plusieurs plateformes expérimentales, les modèles réduits d'avion [19] et les drones à rotors coaxiaux [20]. Une comparaison entre l'approche par PID et l'approche LQ est réalisée dans [21] pour la commande d'un quadrotor.

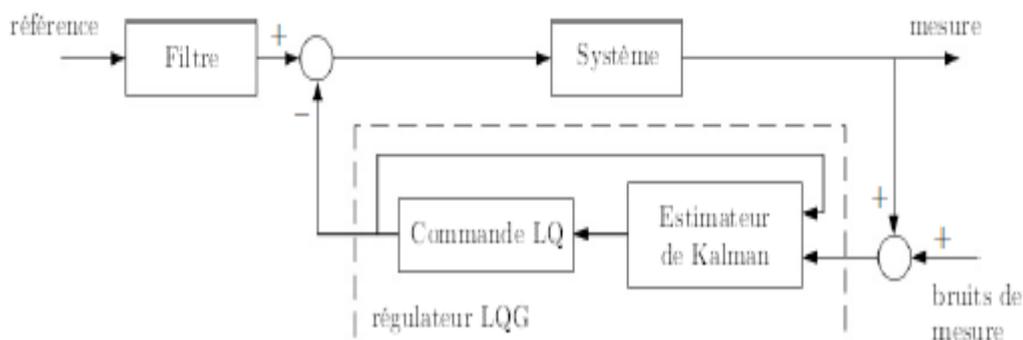


Figure (II.3) : Principe de la commande linéaire quadratique gaussienne

II.3.1.4. La commande linéaire quadratique gaussienne :

La commande linéaire quadratique gaussienne, dite commande LQG, est similaire à la commande LQ à la différence près qu'elle intègre un observateur dans la boucle de commande [22]. En effet, la commande LQG, optimale au sens de la norme H_2 , réunit un correcteur LQ et un estimateur de Kalman dans un souci particulier de réduire les bruits de mesure. Les propriétés de robustesse de la boucle fermée, garanties par la commande LQ, ne sont alors plus assurées, sauf si la dynamique de l'observateur est suffisamment rapide relativement à celle du véhicule. Toutefois, des outils permettant de restaurer les marges de stabilité de la commande LQ existent, comme la procédure de réglage LTR (de l'anglais Loop Transfer Recovery) [23]. Des procédures de conception et des résultats expérimentaux de la commande LQG/LTR appliquée aux véhicules aériens

II.3.1.5. La commande H_∞ :

L'approche H_∞ est certainement la structure de commande qui a été la plus appliquée pour le pilotage des véhicules aériens autonomes [24]. En effet, ses performances sont supérieures à celles obtenues avec la commande LQG car elle intègre des éléments de robustesse directement. De manière générale, la commande H_∞ consiste à modéliser le transfert de boucle de telle sorte qu'il présente un bon compromis entre performance et robustesse [24]. Ce modelage est réalisé par des filtres qui sont ajoutés dans la boucle de régulation, autour de la fonction de transfert du système. Ces filtres sont choisis tels que les valeurs singulières du procédé présentent un gain élevé en basses fréquences, une atténuation en hautes fréquences et une certaine fréquence de coupure. Le gain en basses fréquences assure le suivi de consigne ainsi que le rejet des perturbations constantes. Le gain en hautes fréquences procure de la robustesse vis-à-vis des dynamiques négligées dans la modélisation et des bruits dans le système. La fréquence de coupure définit quant à elle la bande passante souhaitée et donc le domaine de fonctionnement du système. Un correcteur, le plus souvent d'ordre minimum, est ensuite développé pour maximiser les marges de stabilité du système.

II.3.2. Les commandes non linéaires :

Les drones peuvent être contrôlés par plusieurs techniques de commandes linéaires et non-linéaires. Cependant, la présence d'une perturbation peut déstabiliser ces véhicules lorsqu'on applique des techniques linéaires. Les techniques de commande non-linéaires permettent d'améliorer les performances et la robustesse par rapport à des techniques linéaires en compensant les effets non-linéaires sur la dynamique. Dans la littérature, deux approches de commandes non-linéaires sont employées. La première consiste à rejeter la perturbation une fois son estimation ou sa mesure disponible (méthodes de commande adaptative). La deuxième consiste à rejeter la perturbation sans chercher à l'estimer ou la mesurer, comme les lois de commande robustes, visant à garantir la stabilité de la boucle fermée par rapport à la présence d'une perturbation ou un défaut sans avoir une information sur son évolution. Parmi celles-ci, Il ya plusieurs types de commande non linéaires en parle sur :

II.3.2.1. Commande par extension dynamique :

Les premières techniques de commandes non-linéaires appliquées aux modèles de véhicule à voilures tournantes ont été orientées vers l'extension de la dynamique du contrôleur par la linéarisation entrée-sortie développée par Hauser et Sastry [25]. La linéarisation entrée sortie signifie donc la création d'une relation différentielle linéaire entre la sortie du système et sa nouvelle entrée à travers un difféomorphisme constitué de la sortie et de ses dérivées par rapport au temps, et par conséquence, la dynamique du système non-linéaire original sera répartie en deux partie : une partie externe par la linéarisation entrée-sortie et une partie interne non-mesurable correspond à la dynamique des zéros. Cette méthode ne peut être utilisée que pour des systèmes à déphasage minimal, c'est-à dire lorsque la dynamique de zéro est nulle ou stable pour que la commande en boucle fermée soit également stable. Koo et Sastry [26] ont proposé une linéarisation entrée-sortie approximative, par ignorance de termes de couplages existants entre les forces et les moments. Il en résulte un système simplifié sans la dynamique des zéros que l'on peut qualifier de système à déphasage minimal. [27] propose une commande par linéarisation approximative et utilisée en parallèle avec un observateur à modes glissants d'ordre supérieur pour un quadrirotor.

L'observateur à modes glissants d'ordre supérieur travaille comme un estimateur de ces perturbations externes.

L'idée de la commande par linéarisation entrée - sortie est de transformer la dynamique non linéaire d'un système en une dynamique linéaire équivalente, pouvant donc être gouvernée par des approches linéaires [28]

II.3.2.2. Commande hiérarchique :

Dans la théorie des systèmes hiérarchiques, un système global peut être considéré comme une famille de sous-système en cascade. Chaque sous-système possède des canaux entrée-sorties pour les échanger avec les unités de haut niveau. Le haut niveau est celui qui permet à l'engin d'évoluer de manière autonome. La partie bas-niveau se charge de faire évoluer l'engin de manière à atteindre les valeurs reçues par la boucle haut niveau. Dans [29], Pflimlin applique la commande hiérarchique par backstepping pour un mini-drone à hélice carénée et [30] pour l'hélicoptère Benzin Acrobatic de Vario. Dans [31] Kendoul propose une technique de commande hiérarchique basée sur un contrôleur PID pour le quadrirotor. Cette commande consiste à décomposer le système de l'engin en deux sous-systèmes. Le premier sous système comprend la dynamique de translation, correspondant à la dynamique lente, et le deuxième comprend la dynamique de rotation correspondant à la dynamique rapide. La principale difficulté de cette structure de commande est alors de démontrer la stabilité du système global en boucle fermée et de garantir de bonnes performances ainsi qu'un comportement robuste vis-à-vis des perturbations.

II.3.2.3. La commande adaptative :

La commande adaptative c'est une commande qui permet de faire le contrôle des systèmes inconnus et des systèmes variant dans le temps, elle consiste à rejeter les perturbations une fois son estimation ou sa mesure est disponible. Donc, c'est un moyen d'adaptation en temps réel de la loi de commande pour tenir en compte des incertitudes. Les méthodes de commande adaptatives peuvent être classées en deux approches. La première dite « directe » consiste à estimer l'information pour adapter la loi de commande de l'erreur de suivi de trajectoire tandis que les méthodes dites

« indirecte » utilisent l'entrée et la sortie du système pour estimer les paramètres du modèle de dynamique utilisés lors de la synthèse de loi de commande.

II.3.2.4. la commande de l'Asservissement visuel :

Le principe de la commande de l'asservissement visuel consiste à utiliser des informations visuelles extraites des images acquises par une ou plusieurs caméra(s) pour reconstituer les paramètres définissant la position de la caméra par rapport à son environnement. Ces informations visuelles sont alors utilisées dans la commande. La tâche d'asservissement visuel se résume à garder un objet sélectionné par l'utilisateur au centre de l'image quelques soient les mouvements du drone. Les images sont acquises par la caméra embarquée dans le drone. Elles sont transmises au sol, puis traitées par l'algorithme d'estimation du mouvement. Les déplacements mesurés dans l'image permettent de calculer la commande nécessaire au bon déplacement de la tourelle. L'asservissement visuel est une technique de commande entrées-sorties. Dans le cas des véhicules à voilure tournante sous-actionnés, les objectifs de commande ne sont donc pas admissibles. Les couplages entre ces axes ne permettent pas de les commander indépendamment. Plusieurs travaux sont présentés pour résoudre le problème de commande par vision tels que les travaux de Kandoul et Lozano [32], Hamel et Mahony Bruno. D'autres techniques de commande telles que la commande par logique floue, par commande bornée ou encore par commande prédictive est utilisées pour le guidage-pilotage de drones miniatures à voilure tournante.

II. 3.2.5. Commande par modes glissants :

Dans la théorie de la commande non linéaire, la commande par modes glissants est une forme de commande à structure variable qui a été appliquée avec succès à de nombreux systèmes, notamment en robotique. Le principe de cette méthode est de contraindre l'état d'un système non linéaire à atteindre en un temps fini une surface donnée et à y rester. Cette surface étant généralement une relation entre les variables d'état du système, elle définit une équation différentielle définissant totalement la dynamique du système, pourvu qu'il reste sur cette surface. L'évolution

d'un système soumis à un algorithme de commande qui le fait rester sur cette surface ne dépend donc uniquement des propriétés de la surface choisie. [6]

II.3.2.5.1. Principe de la commande par modes glissants :

Le principe de la commande par modes glissants est de contraindre le système à atteindre une surface donnée appelée surface de glissement en fonction des objectifs de commande, fixant la dynamique en boucle fermée : c'est le mode de convergence, puis par la synthèse d'une commande discontinue qui permet aux trajectoires du système à atteindre et, ensuite, à rester sur cette surface : c'est le mode de glissement [6].

L'idée de base de la commande par mode glissant est premièrement d'attirer les états du système vers une surface de glissement convenablement choisi, puis de concevoir une loi de commande stabilisante qui pourra maintenir le système sur cette surface.

En résumé, une commande par mode glissant est divisée en trois parties :

- Choix de surfaces de glissement
- Définition des conditions d'existence et de convergence du régime glissant.
- Détermination de la loi de commande [33]

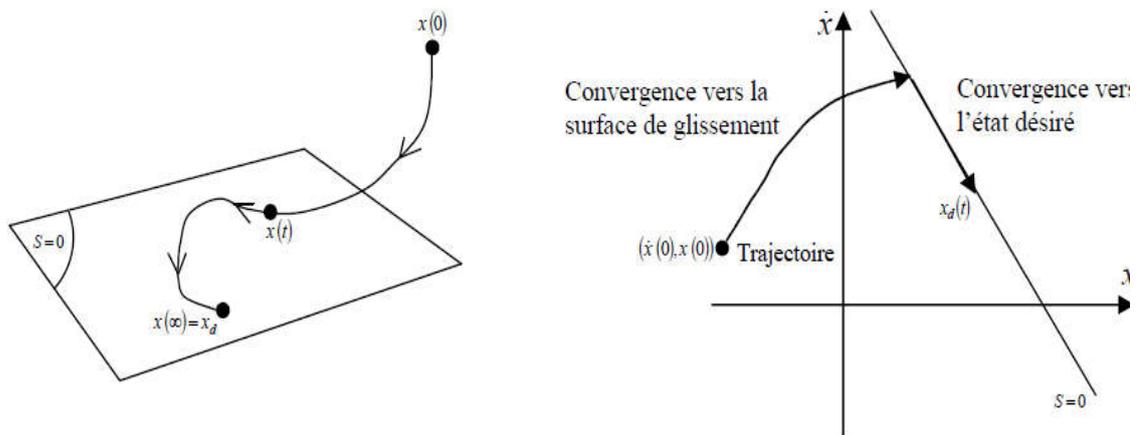


Figure (II.4) : les modes de convergence pour la trajectoire d'état

Les deux composantes de la loi de commande sont :

$$U = U_{\text{équivalente}} + U_{\text{attractive}}$$

$U_{\text{équivalente}}$: la commande équivalente ou nominale est déterminée par la modèle du système, dans ce cas il s'agit d'un modèle en immersion linéaire ou non linéaire.

Cette partie est conçue avec la méthode de la commande équivalente, dont le principe est basé sur la détermination du comportement du système lorsqu'il est basé sur la surface de glissement S avec : $S = 0$

$U_{\text{attractive}}$: le glissement est utile pour compenser les incertitudes du modèle.

Il est constitué de la fonction signe 'signe' de la surface de glissement, S multipliée par une constante k .

La surface de glissement est définie dans l'espace d'état des erreurs afin de garantir la convergence des états du système. [33]

II.3.2.5.2. Les domaines d'application de la commande par mode glissement :

La technique du réglage par mode glissement a connu des développements importants dans les domaines de la commande.

Dans les domaines du command hydrauliques ou pneumatique, il existe des valves fonctionnant par tout ou rien qui ne possèdent que deux états stables : ou complètement ouvertes ou complètement fermer .une autre application consiste à l'utilisation des onduleurs monophasés ou triphasé à pulsation pour l'alimentation des machines asynchrone ou synchrones.

Les entrainements électriques pour des machines – outils ou des robots, entrainement qui nécessitent, soit un réglage de la vitesse de rotation, soit un réglage de position .dans ce cas le comportement dynamique à haut performance et la possibilité de limiter facilement certain grandeurs (comme le courant et la vitesse de rotation) sont des avantage incontestable en faveur de réglage par mode glissement.

En effet, il existe un large domaine d'application pour cette technique moderne, mais elle est peu connue jusqu'à présent. [33]

II.4. Etude de stabilité :

Pour étudier la stabilité du système non linéaire, nous allons utiliser la théorie de Lyapunov. Dans ce cas, il y a deux méthodes existantes :

- ✓ Utilisation de la linéarisation (méthode indirecte)
- ✓ Utilisation de fonction scalaire dépendante de l'état du système (méthode directe) ou la généralisation du concept d'énergie

II. 4.1. Méthodes de Lyapunov :

Il y a deux approches possibles pour commander les systèmes non linéaires. La première vise à linéariser le système à commander, afin de profiter des techniques consacrées aux systèmes linéaires. La deuxième approche consiste à trouver une Fonction de Commande de Lyapunov garantissant certaines performances pour le système en boucle fermée. De telles fonctions peuvent être très difficiles à trouver pour un système non linéaire d'ordre élevé. La technique du backstepping permet de réduire avantageusement cette complexité. L'analyse de la stabilité dans le cadre de l'utilisation du backstepping est basée sur les Lyapunov qui constituent un outil très puissant pour tester et trouver des conditions suffisantes à la stabilité des systèmes dynamiques, sans avoir à résoudre explicitement les équations différentielles les décrivant. [34]

II.4.1.1. La première méthode (méthode indirecte) :

Elle nous permet d'analyser la stabilité d'un système à partir de l'étude de la stabilité locale par linéarisation de la dynamique autour d'un point d'équilibre. Cette méthode est d'une importance limitée, car elle ne permet d'étudier que la stabilité locale et ne donne pas d'information sur le domaine de stabilité global. De plus, aux approximations du premier degré (linéarisation), il n'est pas possible de tenir compte de tous les types de phénomènes non-linéaires. En fait, l'étude locale est surtout intéressante pour justifier ou non la poursuite de l'étude de la stabilité. [34]

II. 4.1.2. La deuxième méthode (méthode directe) :

Celle-ci est basée sur le concept d'énergie dans un système. Le principe de cette méthode consiste à analyser la stabilité du système, sans même résoudre les équations différentielles non linéaires qui le régissent. La stabilité dépend uniquement

de l'étude des variations (signe de la dérivée) de l'énergie, ou d'une fonction qui lui est équivalente, le long de la trajectoire du système. L'étude de la stabilité d'un système caractérisé par un vecteur d'état x consiste alors à chercher une fonction $v(x)$ (représentative de l'énergie) de signe défini positive, dont la dérivée dv/dt est semi définie et de signe opposé dans le même domaine. [34]

II. 5. Généralités sur la Commande par backstepping :

II.5.1. Historique et domaine d'application du backstepping :

La conception d'un contrôleur pour un système non linéaire où le vecteur d'état est de dimension élevée, peut souvent s'avérer une tâche difficile, voire impossible. La technique du backstepping offre une méthode systématique pour répondre à ce type de problème. Elle combine la notion de fonction de contrôle de Lyapunov avec une procédure récursive de conception. Cela permet de surmonter l'obstacle de la dimension et d'exploiter la souplesse de conception dans le cas scalaire pour résoudre les problèmes de commande pour des systèmes d'ordre plus élevé. Ne faisant pas nécessairement appel à la linéarisation, le backstepping permet, quand il y en a, de conserver les non-linéarités utiles qui, souvent, aident à conserver des valeurs finies du vecteur d'état. Bien que la technique du backstepping ait une histoire plutôt courte mais rien n'empêche de trouver de nombreuses applications pratiques dans la littérature

C'est grâce aux travaux de KOKOTOVIC, qu'un cadre mathématique est fourni par la conception de loi de contrôle pour différents systèmes non linéaires en utilisant cette technique. Ainsi, cette technique a été utilisée dans différentes applications comme par exemple la commande de l'automobile. On trouve également des travaux dans l'aéronautique qui correspondent au contrôle d'un hélicoptère miniature. Dans ce sens, il a proposé une loi de commande adaptative basée sur une technique récursive. Dans cette technique récursive ainsi que celle-ci est basée sur le mode glissant sont utilisées pour stabiliser un drone à quatre hélices [35].

II.5.2. Notions de bases :

Cette section présente quelques notions de bases nécessaires à la compréhension des subtilités de la théorie du backstepping.

II.5.2.1. Systèmes non linéaires :

De façon générale, les systèmes physiques représentés par des équations différentielles linéaires à coefficients constants sont appelés systèmes linéaires. L'hypothèse de linéarité équivaut au principe de superposition. Les systèmes non linéaires, par opposition aux systèmes linéaires, sont des systèmes physiques qui ne sont pas régis par des équations linéaires. Autrement dit, le principe de superposition ne peut pas leur être appliqué. Les systèmes non linéaires peuvent être le lieu de plusieurs phénomènes. Par exemple, ils peuvent converger, en régime permanent, à différents point d'équilibres, contrairement aux systèmes linéaires, qui n'en possèdent qu'un seul [35].

II.5.2.2. Stabilité au sens de Lyapunov :

La théorie de Lyapunov et en particulier la deuxième méthode (dite aussi méthode directe) consiste à trouver une fonction définie positive et associée au système noté $V(x)$ sans avoir à résoudre explicitement les équations différentielles les décrivant [36].

Si la fonction de Lyapunov est strictement décroissante, c'est-à-dire que :

$$\dot{V} < 0, \forall x \neq 0 \quad (\text{II.1})$$

Alors on garantit la stabilité asymptotique.

La fonction de Lyapunov $V(x)$ est continue telle que:

$$\begin{aligned} V(x) > 0, \forall x \neq 0 \text{ et } V(x) = 0, x = 0. \\ \dot{V}(x) < 0, \forall x \neq 0 \text{ et } V(x) = 0, x = 0. \end{aligned} \quad (\text{II.2})$$

II.5.2.3. Les avantages de la commande par backstepping :

Les avantages de la technique de backstepping, c'est qu'on peut l'associer à d'autres méthodes de l'automatique moderne dans l'objectif d'améliorer les performances. La commande par mode de glissement non linéaire est l'une des méthodes qui s'associe à la technique de backstepping avec une procédure très simple.

Aussi, une autre solution permettant d'améliorer la robustesse de la commande par backstepping et pour être en mesure d'éliminer les erreurs résiduelle, en présence de perturbations à moyenne non nulle, une action intégrale est introduite dans les contrôleurs générés par le backstepping [33]

II.5.2.4. Gouvernabilité (commandabilité) et observabilité :

Définition :

Un système est commandable si on peut faire passer d'un état à autre dans un temps fini sous l'effet d'un certain vecteur de commande si les commandes effectuent ces variables d'état

Un système est observable si tous les états peuvent être déterminés à partir de l'observation des variables de sortie sur un intervalle de temps fini

a. Critère ou condition de gouvernabilité (commandabilité) :

Un système est complètement commandable si la matrice $\mathbf{G} = \mathbf{M}^{-1} \mathbf{B}$ ne contient pas des lignes de zéros

b. Critère ou condition d'observabilité :

Un système est complètement observable si la matrice $\mathbf{H} = \mathbf{C} \mathbf{M}$ ne contient pas des colonnes de zéros

II.5.3. Principe du Backstepping :

L'idée principale du « backstepping » est de rendre les systèmes bouclés équivalents en des sous-systèmes d'ordre un en cascade stable au sens de Lyapunov, ce qui leur confère des qualités de robustesse et une stabilité globale asymptotique. Autrement dit, c'est une méthode multi-étapes. A chaque étape du processus, une commande virtuelle est ainsi générée pour assurer la convergence du système vers son état d'équilibre. On peut atteindre cela avec la fonction de Lyapunov qui assure pas à pas la stabilisation de chaque étape de synthèse.

II.5.4. Le principe de Backstepping pour un système de deuxième ordre :

II.5.4.1. Conception de la loi de commande :

La méthode du backstepping nous permet de construire une loi de commande qui garantit en tout temps, la stabilité du procédé et contrôlé. L'écriture des états sous forme paramétrique pure met en évidence les sous-systèmes du procédé.

Pour chacune de ces parties, il faut trouver, à l'aide d'une fonction de Lyapunov, une commande qui permet de stabiliser le sous-système. Pour cela, l'état précédent est considéré comme la variable manipulable. L'ordre du sous-système est ensuite augmenté et le développement précédent est recommencé.

Finalement, une loi de commande est obtenue pour le procédé. Voici, en quelques étapes, comment il faut procéder.

On considère le système non linéaire suivant

$$\dot{x}_1 = x_2 + g_1(x_1) \quad (\text{II.3})$$

$$\dot{x}_2 = g_2(x_1, x_2) + u$$

Les étapes à suivre pour concevoir une commande par backstepping sont :

1^{er} étape : on considère l'erreur e_1 entre x_1 et sa référence

$$e_1 = x_1 - y_r \quad (\text{II.4})$$

$$\dot{e}_1 = x_2 + g_1(x_1) - \dot{y}_r \quad (\text{II.5})$$

On va choisir la première fonction de Lyapunov en fonction de l'erreur e_1

$$v_1(e_1) = \frac{1}{2} e_1^2 \quad (\text{II.6})$$

$$\dot{v}_1(e_1) = e_1 \dot{e}_1 \quad (\text{II.7})$$

On remplace (II.5) dans (II.7)

$$\dot{v}_1(e_1) = e_1 (x_2 + g_1(x_1) - \dot{y}_r) \quad (\text{II.8})$$

La stabilité est garantie si $\dot{v}_1(e_1) < 0$, pour cela on pose :

$$x_2 + g_1(x_1) - \dot{y}_r = -k_1 e_1 \quad (\text{II.9})$$

Tel que k_1 est un gain positif

Alors la commande virtuelle est :

$$x_2^* = -k_1 e_1 - g_1(x_1) + \dot{y}_r \quad (\text{II.10})$$

2^{ème} étape : on considère l'erreur e_2 entre x_2 et la commande virtuelle :

$$e_2 = x_2 - x_2^* \quad (\text{II.11})$$

$$e_2 = x_2 + k_1 e_1 - \dot{y}_r \quad (\text{II.12})$$

$$\dot{e}_1 = -k_1 e_1 + e_2 \quad (\text{II.13})$$

$$\dot{e}_2 = \dot{x}_2 - \dot{x}_2^* \quad (\text{II.14})$$

$$\dot{e}_2 = u + \varphi_2(x_1, x_2) + k_1 \dot{e}_1 + (g_1(x_1))' - \ddot{y}_r \quad (\text{II.15})$$

On va choisir la deuxième fonction de Lyapunov v_2 en fonction de l'erreur e_1 et e_2

$$V_2(e_1, e_2) = \frac{1}{2} e_1^2 + \frac{1}{2} e_2^2 \quad (\text{II.16})$$

$$\dot{v}_2(e_1, e_2) = e_1 \dot{e}_1 + e_2 \dot{e}_2 \quad (\text{II.17})$$

$$\dot{v}_2(e_1, e_2) = e_1 [-k_1 e_1 + e_2] + e_2 [u + g_2(x_1, x_2) + k_1 \dot{e}_1 + (g_1(x_1))' - \ddot{y}_r] \quad (\text{II.18})$$

$$\dot{v}_2(e_1, e_2) = -k_1 e_1^2 + e_2 [e_1 + u + g_2(x_1, x_2) + k_1 \dot{e}_1 + (g_1(x_1))' - \ddot{y}_r] \quad (\text{II.19})$$

La stabilité est garantie si $\dot{v}_2(e_1, e_2) < 0$ pour ce la on pose :

$$e_1 + u + g_2(x_1, x_2) + k_1 \dot{e}_1 + (g_1(x_1))' - \ddot{y}_r = -k_2 e_2 \quad (\text{II.20})$$

$$\dot{e}_2 = -k_2 e_2 + e_1 \quad (\text{II.21})$$

Tel que k_2 est un gain positif

La loi de commande est donné par :

$$U = -k_2 e_2 - e_1 - k_1(e_2 - k_1 e_1) - g_2(x_1, x_2) + k_1 \dot{e}_1 + (g_1(x_1))' - \ddot{y}_r \quad (\text{II.22})$$

II.6. Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons présenté des méthodes de commande linéaires et quelques techniques non linéaires, ainsi que des notions détaillées sur la commande par backstepping. Cette dernière est basée sur le principe de la commande par la théorie de la stabilité de lypunov.

Et dans le dernier chapitre nous avons appliqué la commande par backstepping sur les hélicoptères à rotors coaxiaux.

Chapitre III

Application

De

La commande

III.1. Introduction :

Dans ce chapitre nous avons appliqué la théorie de la commande par backstepping sur les hélicoptères à rotors coaxiaux, à partir de la simulation numérique sous matlab, au début de ce travail nous allons présenter une description détaillée sur la Théorie de la commande par backstepping des hélicoptères à rotors, ensuite nous présentons les fonctions de lyapunov pour montrer la stabilité de lyapunov. A la fin de ce travail nous détaillons les résultats de simulation obtenus pour cette application. avec une interprétation de ces résultats

III.2. La commande par backstepping des hélicoptères à rotors coaxiaux :

III.2.1. Théorie de la commande :

Soit un système non linéaire de la forme

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

- Où $x_2 \in \mathbb{R}^n$ est le vecteur d'état, $y \in \mathbb{R}$ est la sortie, $u \in \mathbb{R}$ est la commande et f et g sont des champs de vecteurs.
- D'après (III.1), il est clair que la commande u agit principalement sur l'état x_n , lui-même agissant comme la commande de l'état x_{n-1} , et ainsi de suite jusqu'à l'état x_1 .
- L'approche de commande par backstepping consiste alors à déterminer comment stabiliser le sous-système x_1 en utilisant x_2 , puis comment stabiliser le sous-système x_2 en utilisant x_3 , et ainsi de suite.
- Il s'agit donc d'un processus récursif depuis l'état x_1 jusqu'à la commande effective u .

Soit $y_{réf} \in \mathbb{R}$ la référence que doit suivre la sortie $y = x_1$. Il est alors impératif que l'erreur définie par :

$$e_y = y - y_{réf} \quad \Leftrightarrow \quad e_1 = x_1 - x_{1ref}$$

Converge vers zéro. Pour cela, une fonction de Lyapunov définie positive dépendant de e_1 est construite et a pour expression :

$$v_1 = \frac{1}{2} e_1^2 > 0 \quad (\text{III.2})$$

Et dont la dérivée par rapport au temps s'écrit :

$$\dot{v}_1 = e \dot{e}_1 = e_1 (\dot{x}_1 - \dot{x}_{1ref}) = e_1 (f_1(x_1) + g_1(x_1) x_2 - \dot{x}_{1ref}) \quad (\text{III.3})$$

L'état x_2 apparaît donc et sa valeur de référence x_{2ref} , qui servira de commande pour le sous système x_1 , est choisie telle que :

$$x_{2ref} = \frac{1}{g_1(x_1)} (\dot{x}_{1ref} - f_1(x_1) - k_1 e_1) \quad (\text{III.4})$$

Permettant d'écrire (III.3) sous la forme :

$$\dot{v}_1 = - k_1 e_1^2 + e_1 g_1(x_1) e_2 \quad (\text{III.5})$$

Avec : $e_2 = x_2 - x_{2ref}$

Une deuxième fonction de Lyapunov définie positive prenant en considération e_2 est alors utilisée et a pour expression :

$$v_2 = v_1 + \frac{1}{2} e_2^2 > 0 \quad (\text{III.6})$$

Et dont la dérivée par rapport au temps s'écrit

$$\dot{v}_2 = \dot{v}_1 + e_2 \dot{e}_2 = - k_1 e_1^2 + e_1 g_1(x_1) e_2 + e_2 (f_2(x_1, x_2) + g_2(x_1, x_2) x_3 - \dot{x}_{2ref}) \quad (\text{III.7})$$

L'état x_3 apparaît donc et sa valeur de référence $x_{3_{ref}}$, qui servira de commande pour le sous système x_2 , est choisie telle que

$$\dot{v}_2 = -k_1 e_1^2 - k_2 e_2^2 + e_2 g_2(x_1, x_2) e_3 \quad (\text{III.8})$$

Avec : $e_3 = x_3 - x_{3_{ref}}$

Le processus se poursuit alors de la même façon jusqu'à l'état x_n , où la commande effective u apparaîtra. Elle sera alors choisie telle que :

$$\dot{v}_n = -k_1 e_1^2 - k_2 e_2^2 - \dots - k_{n-1} e_{n-1}^2 - k_n e_n^2 < 0 \quad (\text{III.9})$$

En résumé, la procédure de conception d'une commande par backstepping est telle que :

- ✓ la commande réelle u stabilise l'état x_n ;
- ✓ la commande virtuelle $x_{n_{ref}}$ stabilise l'état x_{n-1} ;
- ✓ :::
- ✓ la commande virtuelle $x_{3_{ref}}$ stabilise l'état x_2 ;
- ✓ la commande virtuelle $x_{2_{ref}}$ stabilise l'état x_1 et donc la sortie y .

III.2.2. Application de la commande :

L'objectif de la synthèse de cette loi de commande est toujours de suivre une trajectoire définie par ξ_{ref} et ses dérivées successives avec une orientation autour du lacet spécifique ψ_{ref} en manipulant les signaux T_z et. Par conséquent, la procédure de conception d'une commande par backstepping mentionne qu'il faut construire une fonction de Lyapunov sur la base des erreurs en position $\xi - \xi_{ref}$ et en orientation autour du lacet $\psi - \psi_{ref}$ et de leurs dérivées.

La méthode débute donc d'une première variable d'erreur e_1 , correspondant à l'erreur en position : [6]

$$e_1 = \xi - \xi_{ref} \quad (\text{III.10})$$

Cette erreur sert alors de base pour une première fonction de Lyapunov définie par :

$$v_1 = \frac{1}{2} e_1^T e_1 \quad (\text{III.11})$$

Et admettant comme dérivée temporelle :

$$\dot{v}_1 = e_1^T \dot{e}_1 = e_1^T (v - \dot{\xi}_{\text{réf}}) \quad (\text{III.12})$$

La variable v apparaît alors comme une première entrée virtuelle, et sa valeur de référence $v_{\text{réf}}$ est choisie telle que :

$$v_{\text{réf}} = -k_{e1} e_1 + \dot{\xi}_{\text{réf}} \quad (\text{III.13})$$

Une deuxième variable d'erreur e_2 , correspondant à l'erreur en vitesse, peut ainsi être définie à son tour :

$$e_2 = v - v_{\text{réf}} \quad (\text{III.14})$$

De ce fait, en utilisant (II.35) et (II.36), la dérivée temporelle de la première fonction de Lyapunov (II.34) se retrouve sous la forme :

$$\dot{v}_1 = -k e_1 \|e_1\|^2 + e_1^T e_2 \quad (\text{III.15})$$

Poursuivant la procédure en prenant en considération l'erreur en vitesse e , une deuxième fonction de Lyapunov s'écrit :

$$v_2 = v_1 + \frac{1}{2} e_2^T e_2 \quad (\text{III.16})$$

Et sa dérivée par rapport au temps est donnée par :

$$\dot{v}_2 = -k e_1 \|e_1\|^2 + e_1^T e_2 + e_2^T \left(\frac{1}{m} T_z R_\eta E_3 + g E_3 - \dot{v}_{\text{réf}} \right) \quad (\text{III.17})$$

Les variables T_z et η apparaissent alors comme de nouvelles entrées virtuelles, dont les valeurs de référence sont choisies telles que :

$$\frac{1}{m} T_{z_{ref}} R_{\eta_{ref}} E_3 + g e_3 = -e_1 - k_{e1} e_1 + \dot{v}_{ref} = a_{ref} \quad (III.18)$$

Avec a_{ref} qui peut être vue comme une accélération de référence. Par conséquent, une troisième variable d'erreur e_3 , correspondant à l'erreur en accélération, peut être introduite :

$$e_3 = \frac{1}{m} T_z R_\eta E_3 + g E_3 - a_{ref} = \frac{1}{m} (T_z R_\eta - T_{z_{ref}} R_{\eta_{ref}}) E_3 \quad (III.19)$$

En combinant (III.18) et (III.17) avec (III.19) la dérivée de la deuxième fonction de Lyapunov a pour expression :

$$\dot{v}_2 = -k_{e1} \|e_1\|^2 - k_{e2} \|e_2\|^2 + e_2^T e_3 \quad (III.20)$$

Pour les mêmes raisons que celles évoquées lors la commande par linéarisation entrée - sortie, la variable T_z , bien qu'elle ait fait son apparition, n'est pas utilisée pour piloter partiellement la dynamique de l'erreur.

En lieu et place, et comme précédemment, une extension dynamique de l'entrée de commande T_z sera effectuée [37]. Par cette opération, l'entrée de commande effective T_z et sa première dérivée temporelle \dot{T}_z deviennent des variables internes à la commande. Poursuivant la procédure en prenant en considération l'erreur en accélération e_3 , la troisième fonction de Lyapunov s'écrit

$$v_3 = v_2 + \frac{1}{2} e_3^T e_3 + \frac{1}{2} \varepsilon_1^2 \quad (III.21)$$

La variable d'erreur ε_1 est introduite comme contrainte sur l'angle du lacet. Il s'agit de la différence entre la valeur de l'angle du lacet et sa référence. Elle est donc définie par :

$$\varepsilon_1 = e_3^T (\eta - \eta_{ref}) \quad (III.22)$$

En théorie, la formulation appropriée pour exprimer la différence entre la valeur de l'angle du lacet et sa référence est $\varepsilon_1 = E_3^T \eta - \psi_{ref}$ mais pour des raisons de notation, elle sera notée comme (III.22) . Cela ne change absolument rien car le terme entre parenthèses est multiplié à gauche par E_3^T

La dérivée de (II.43) par rapport au temps est donnée par :

$$\dot{v}_3 = -k_{e_1} \|e_1\|^2 - k_{e_2} \|e_2\|^2 + e_2^T e_3 \quad (III.23)$$

$$+ e_3^T \left(\frac{1}{m} \dot{T}_z R_\eta E_3 + \frac{1}{m} T_z R_\eta \Omega * E_3 - \dot{a}_{ref} \right) + \varepsilon_1^T (E_3^T (Q_\eta \Omega - \dot{\eta}_{ref}))$$

Permettant de faire apparaître les entrées virtuelles \dot{T}_z et Ω dont la valeur de référence est choisie telle que

$$\frac{1}{m} \dot{T}_{z_{ref}} R_\eta E_3 + \frac{1}{m} T_z R_\eta \Omega_{ref} * E_3 = -e_2 - k_{e_3} e_3 + \dot{a}_{ref} = j_{ref} \quad (III.24)$$

Et

$$E_3^T Q_\eta \Omega_{ref} = -k_{\varepsilon_1} \varepsilon_1 + E_3^T \dot{\eta}_{ref} \quad (III.25)$$

Avec j_{ref} qui peut être vue comme la référence en jerk. Les nouvelles variables d'erreur sont alors définies par :

$$e_4 = \frac{1}{m} \dot{T}_z R_\eta E_3 + \frac{1}{m} T_z R_\eta \Omega * E_3 - j_{ref} \quad (III.26)$$

$$\varepsilon_1 = E_3^T Q_\eta (\Omega - \Omega_{ref}) \quad (III.27)$$

Ainsi, en intégrant (III.24) , (III.25) , (III.26) et (III.27) à (III.23), la dérivée de la troisième fonction est donnée par :

$$\dot{v}_3 = -k_{e_1} \|e_1\|^2 - k_{e_2} \|e_2\|^2 - k_{e_3} \|e_3\|^2 + e_3^T e_4 - k_{\varepsilon_1} \varepsilon_1^2 + \varepsilon_1 e_2 \quad (III.28)$$

Poursuivant la procédure en prenant en compte les erreurs e_4 et ε_2 , la quatrième et dernière fonction de Lyapunov s'écrit :

$$v_4 = v_3 + \frac{1}{2} e_4^T e_4 + \frac{1}{2} \varepsilon_2^2 \quad (\text{III.29})$$

et sa dérivée par rapport au temps est donnée par :

$$\dot{v}_4 = -k_{e_1} \|e_1\|^2 - k_{e_2} \|e_2\|^2 - k_{e_3} \|e_3\|^2 + e_3^T e_4 + e_4^T \dot{e}_4 - k_{\varepsilon_1} \varepsilon_1^2 + \varepsilon_1 \varepsilon_2 + \varepsilon_1 \dot{\varepsilon}_2 \quad (\text{III.30})$$

Avec :

$$\dot{e}_4 = \frac{1}{m} \ddot{T}_z R_\eta E_3 + \frac{2}{m} \dot{T}_z R_\eta \Omega * E_3 + \frac{1}{m} T_z R_\eta \Omega^2 * E_3 - \frac{1}{m} T_z R_\eta E_3 * \dot{\Omega} - j_{\text{ref}} \quad (\text{III.31})$$

et

$$\dot{\varepsilon}_2 = E_3^T (\dot{Q}_\eta (\Omega - \Omega_{\text{ref}}) + Q_\eta (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_{\text{ref}})) \quad (\text{III.32})$$

D'après l'équation du théorème d'Euler, les expressions complètes de (III.31) et (III.32) sont:

$$\dot{e}_4 = \frac{1}{m} \ddot{T}_z R_\eta E_3 + \frac{2}{m} \dot{T}_z R_\eta \Omega * E_3 + \frac{1}{m} T_z R_\eta \Omega^2 * E_3 - \frac{1}{m} T_z R_\eta E_3 * j^{-1} (-\Omega * j\Omega + \tau) - j_{\text{ref}} \quad (\text{III.33})$$

Et

$$\dot{\varepsilon}_2 = E_3^T \dot{Q}_\eta (\Omega - \Omega_{\text{ref}}) + E_3^T Q_\eta (J^{-1} (-\Omega * J\Omega + \tau) - \dot{\Omega}_{\text{ref}}) \quad (\text{III.34})$$

.

Durant cette étape, les entrées réelles du système \ddot{T}_z et τ ont fait leur apparition. Elles sont alors choisies telles que :

$$\dot{e}_4 = -e_3 - k_{e_4} e_4 \quad \text{et} \quad \dot{\varepsilon}_2 = -\varepsilon_1 - k_{\varepsilon_2} \varepsilon_2 \quad (\text{III.35})$$

De ce fait, les expressions (III.33) et (III.34), en réorganisant les termes, peuvent se réécrire de la façon suivante :

$$\frac{1}{m} \ddot{T}_Z R_\eta E_3 - \frac{1}{m} T_Z R_\eta E_3 * J^{-1} \tau = -e_3 - k_{e_4} e_4 - \frac{2}{m} \dot{T}_Z R_\eta \Omega * E_3 \quad (\text{III.36})$$

$$- \frac{1}{m} T_Z R_\eta \Omega^2 * E_3 - \frac{1}{m} T_Z R_\eta E_3 * J^{-1} \Omega * J \Omega + j_{ref}$$

Et

$$E_3^T Q_\eta J^{-1} \tau = -\varepsilon_1 - k_{\varepsilon_2} \varepsilon_2 - E_3^T \dot{Q}_\eta (\Omega - \Omega_{ref}) + E_3^T Q_\eta (J^{-1} \Omega * J \Omega + \dot{\Omega}_{ref}) \quad (\text{III.37})$$

Par conséquent, les signaux de commande \ddot{T}_Z et τ ont pour expression :

$$\begin{bmatrix} \tau \\ \ddot{T}_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{m} T_Z R_\eta E_3 * J - 1 & \frac{1}{m} R_\eta E_3 \\ E_3^T Q_\eta J^{-1} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A \\ B \end{bmatrix} \quad (\text{III.38})$$

Avec :

$$A = -e_3 - k_{e_4} e_4 - \frac{2}{m} \dot{T}_Z R_\eta \Omega * E_3 - \frac{1}{m} T_Z R_\eta \Omega^2 * E_3 - \frac{1}{m} T_Z R_\eta E_3 * J^{-1} \Omega * J \Omega + j_{ref} \quad (\text{III.39})$$

$$B = -\varepsilon_1 - k_{\varepsilon_2} \varepsilon_2 - E_3^T \dot{Q}_\eta (\Omega - \Omega_{ref}) + E_3^T Q_\eta (J^{-1} \Omega * J \Omega + \dot{\Omega}_{ref})$$

De ce fait, en utilisant (III.37), la dérivée temporelle de la dernière fonction de Lyapunov (III.30) a pour expression finale :

$$\dot{v}_4 = -k_{e_1} \|e_1\|^2 - k_{e_2} \|e_2\|^2 - k_{e_3} \|e_3\|^2 - k_{e_4} \|e_4\|^2 - k_{\varepsilon_1} \varepsilon_1^2 - k_{\varepsilon_2} \varepsilon_2^2 < 0 \quad (\text{III.40})$$

$$\text{Avec : } E_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (\text{III.41})$$

- **Critère :**

La matrice **H**, telle que définie dans (III.37), est non singulière pour toutes les Trajectoires en boucle fermée.

- **Proposition :**

Sous réserve du respect du critère, la loi de commande (III.37) - (III.38), appliquée au système non linéaire des rotors coaxiaux garantit la convergence exponentielle des erreurs $e_1, e_2, e_3, e_4, \varepsilon_1$ et ε_2 vers 0.

Elle assure donc la poursuite des trajectoires de référence $\xi_{ref}(t)$ et $\psi_{ref}(t)$

- **Démonstration :**

La démonstration de la proposition est une application directe de la Théorie de la stabilité de Lyapunov. La fonction de Lyapunov de référence est donnée par (III.29), avec sa dérivée temporelle donnée par (III.39).

III.3. simulation numérique :

Les performances de la commande robuste par backstepping sont maintenant évaluées en simulation sur le modèle dynamique complet des hélicoptères à rotors coaxiaux. L'évaluation est réalisée pour voir la capacité de la commande à garantir une bonne exécution d'une manœuvre de poursuite de trajectoire.

Les paramètres de commande sont alors donnés par :

$$\begin{aligned}
 k_{e_1} &= 1 & k_{\varepsilon_1} &= 3 \\
 k_{e_2} &= 1 & \text{et : } k_{\varepsilon_2} &= 1 & \text{(III.41)} \\
 k_{e_3} &= 1 \\
 k_{e_4} &= 1
 \end{aligned}$$

III.3.1. Présentation :

Pour que notre système soit validé. il faut faire la simulation, on simule les hélicoptères à rotor coaxiaux en utilisant le modèles de premier chapitre (donné par la théorème de Newton Euler) et les lois de commande qu'ils sont, développées dans le deuxième chapitre (par la commande par backstepping)

A la différence de l'altitude et de l'orientation du l'hélicoptère à rotors coaxiaux, les coordonnées de position (x et y) ne sont pas découplées et ne peuvent pas être directement commandées en utilisant une des autre commandes pour éviter ce problème

D'autre part, la position peut être commandée par les deux angles de roulis et de tangage.

on peut extraire l'expression de la poussée et les deux angles désirés de roulis et de tangage (ϕ_d et θ_d) avec l'équation suivant :

$$\begin{cases} T_Z = \frac{m}{\cos\phi_d \cos\theta_d} [\mu_z + g] \\ \phi_d = \sin^{-1} \left[\frac{m}{T_Z} (\mu_x \sin\psi_d - \mu_y \cos\psi_d) \right] \\ \theta_d = \sin^{-1} \left[\frac{m}{T_Z \cos\phi_d} (\mu_x \cos\psi_d - \mu_y \sin\psi_d) \right] \end{cases} \quad (III.42)$$

La figure suivant représente le modèle complet de la commande par backstepping des hélicoptères à rotors coaxiaux

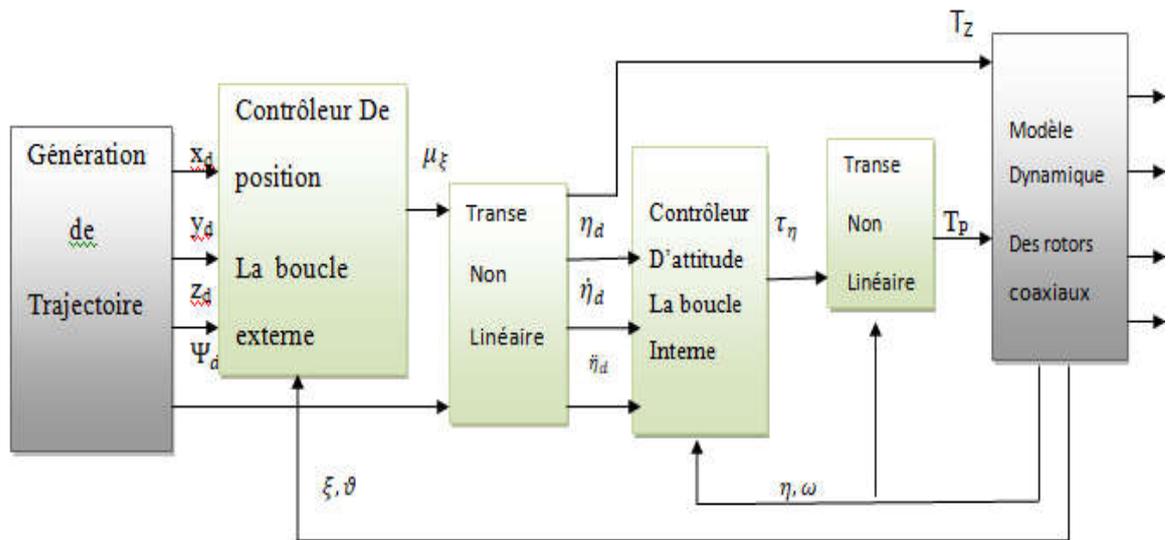


Figure (III.1) : La structure de commande des hélicoptères à rotors coaxiaux

Les trajectoires que nous avons proposé dans notre travail est donné par les deux tableaux suivant :

1^{er} Trajectoire		Mode 1	Mode 2	Mode 3	Mode4	Mode 5	Mode 6
	Conditin Initiale	$[x,y,z,\varphi, \theta, \psi] = [0,0,0,0,0,0]$					
	Period	[0,20]	[20,40]	[40,60]	[60,80]	[80,100]	[100,120]
	Descreption de trajectoir	$X_d = 0$ $Y_d = 0$ $Z_d = 0.1*t$ $\psi = 1rad$	$X_d = 4$ $Y_d = 0$ $Z_d = 0.1*t$ $\psi = 1rad$	$X_d = 4$ $Y_d = 4$ $Z_d = 0.1*t$ $\psi = 1rad$	$X_d = 0$ $Y_d = 4$ $Z_d = 0.1*t$ $\psi = 1rad$	$X_d = 0$ $Y_d = 0$ $Z_d = 0.1*t$ $\psi = 1rad$	$X_d = 4$ $Y_d = 0$ $Z_d = 0.1*t$ $\psi = 1rad$
	Attitude saturation	$-\frac{\pi}{2} < \varphi, \theta < \frac{\pi}{2}$					

Mode 7	Mode 8	Mode 9	Mode 10	Mode 11	Mode 12	Mode 12
$[x,y,z,\varphi, \theta, \psi] = [0,0,0,0,0,0]$						
[120,14]	[140,16]	[160,180]	[180,200]	[200,220]	[220,240]	[240,260]
$X_d = 4$ $Y_d = 4$ $Z_d = 0.1*t$ $\psi = 1rad$	$X_d = 0$ $Y_d = 4$ $Z_d = 0.1*t$ $\psi = 1rad$	$X_d = 0$ $Y_d = 0$ $Z_d = 0.1*t$ $\psi = 1rad$	$X_d = 4$ $Y_d = 0$ $Z_d = 0.1*t$ $\psi = 1rad$	$X_d = 4$ $Y_d = 4$ $Z_d = 0.1*t$ $\psi = 1rad$	$X_d = 0$ $Y_d = 4$ $Z_d = 0.1*t$ $\psi = 1rad$	$X_d = 0$ $Y_d = 0$ $Z_d = 0.1*t$ $\psi = 1rad$
$-\frac{\pi}{2} < \varphi, \theta < \frac{\pi}{2}$						

Tableux (III.1) : Trajectoire 1

2^{eme} Trajectoire		Mode 1	Mode 2
	Conditin Initiale	$[x, y, z, \varphi, \theta, \psi] = [0, 0, 0, 0, 0, 0]$	
	Period	[0,20]	[20,100]
	Descreptionde trajectoir	$X_d = 0$ $Y_d = 0$ $Z_d = 8$ $\psi = 1rad$	$X_d = 2 * \sin (2 * \pi * t / 20)$ $Y_d = 2 * \cos (2 * \pi * t / 20)$ $Z_d = 8$ $\psi = 1rad$
	Attitude saturation	$-\frac{\pi}{2} < \varphi, \theta < \frac{\pi}{2}$	

Tableux (III.2) : Trajectoire 2

III.3.2. Les résultats de simulation :

Dans cette étape nous avons faite des testes sur la commande par backstepping du rotor coaxial. pour atteindre cet objectif, nous avons appliqué différents tests, pour montrer les performance de cette commande et pour démontrer que cette technique offre un outil efficace qui permet, pour les système non linéaires de tout ordre, de construire une loi de commande à basse d'une fonction de lyapunov en assurant la stabilité

III.3.2.1 Les résultats de simulation pour le premier trajectoire :

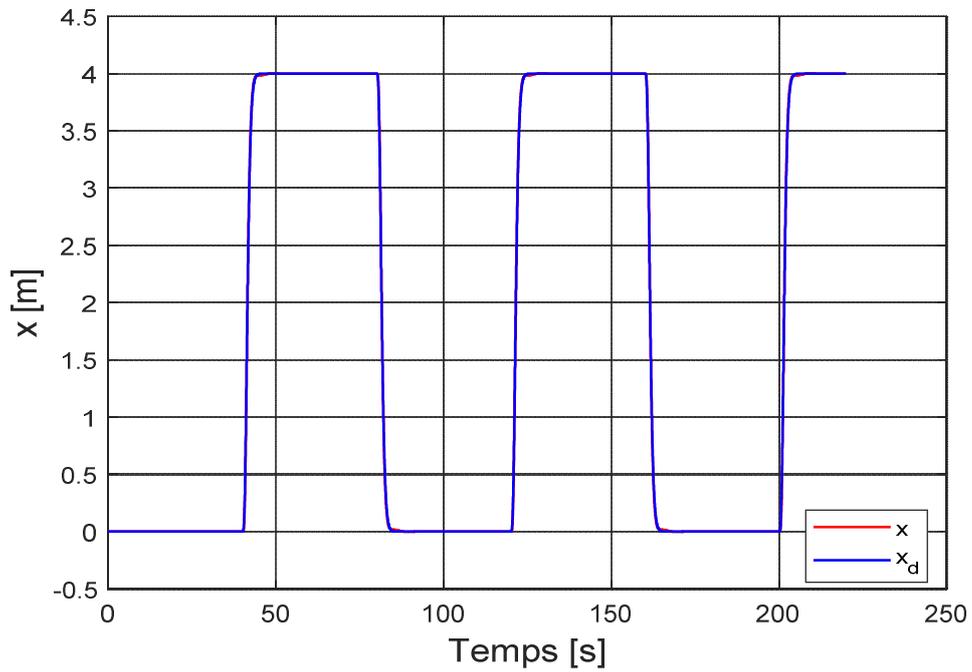


Figure (III.2) poursuite de trajectoire sur l'axe x

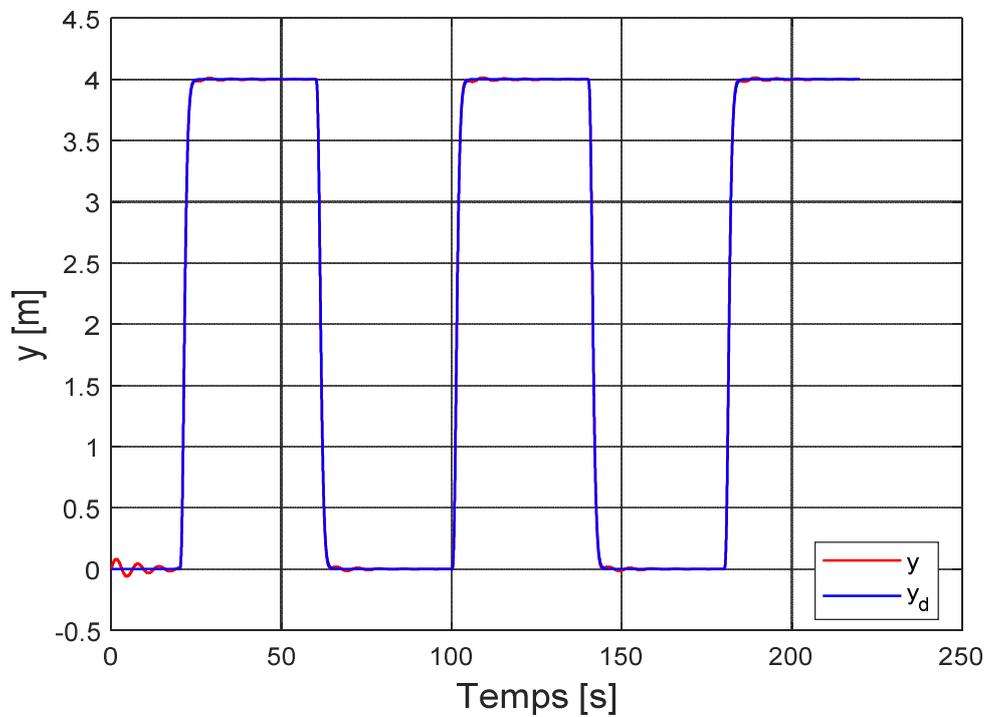


Figure (III.3) : poursuite de trajectoire sur l'axe y

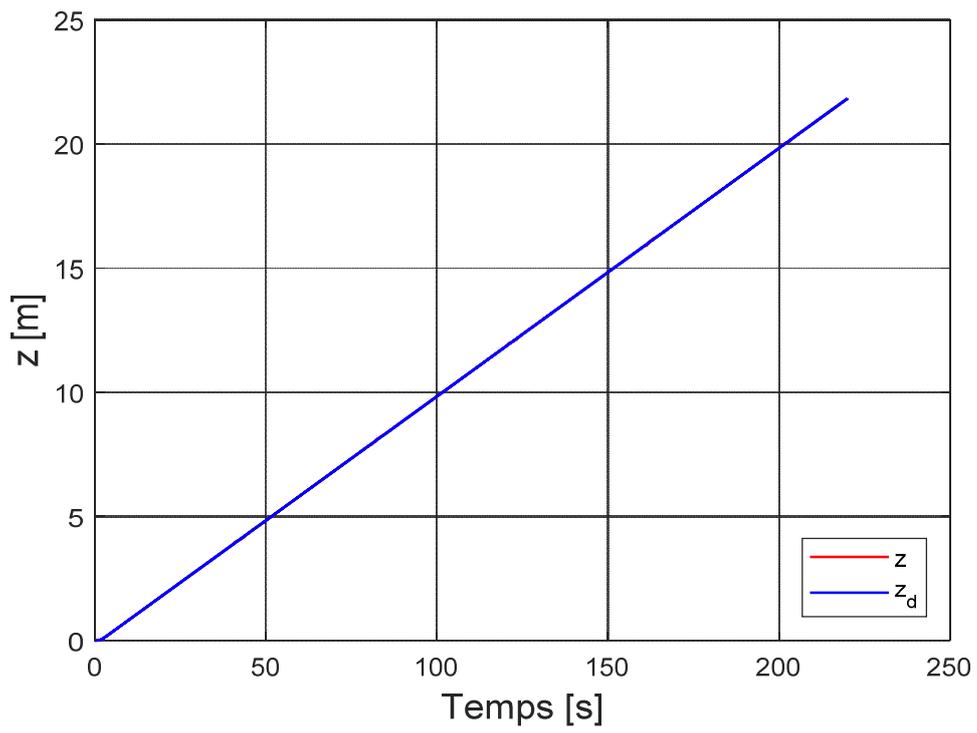


Figure (III.4) : poursuite de trajectoire sur l'axe z

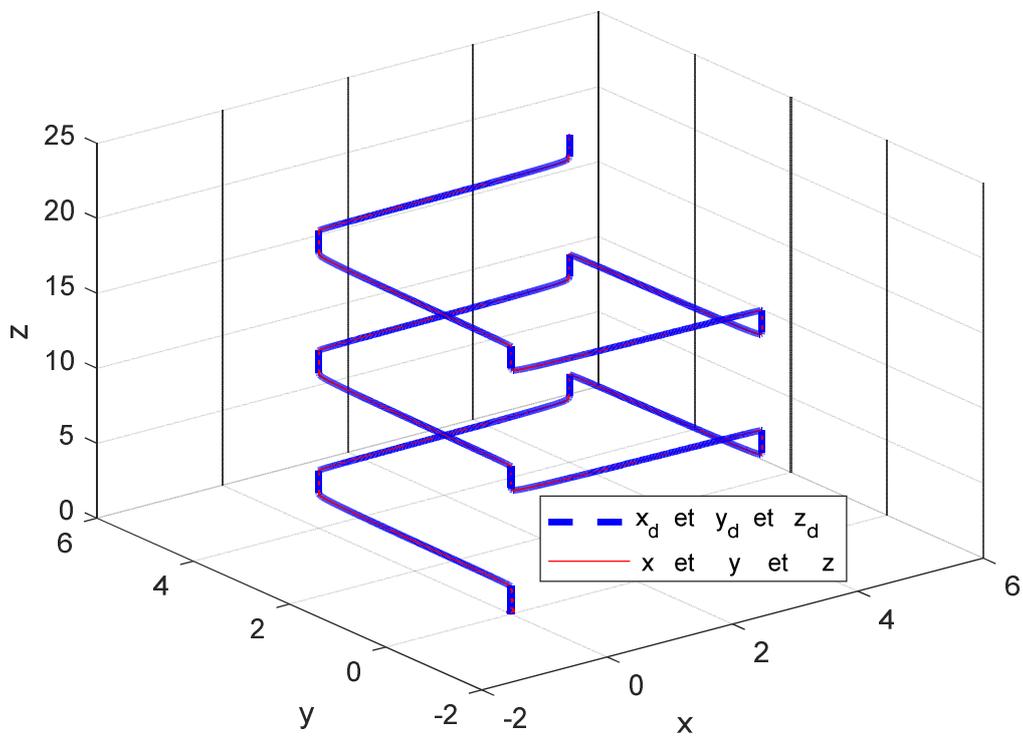


Figure (III.5) : poursuite de trajectoire sur les axes x,y et z en 3D

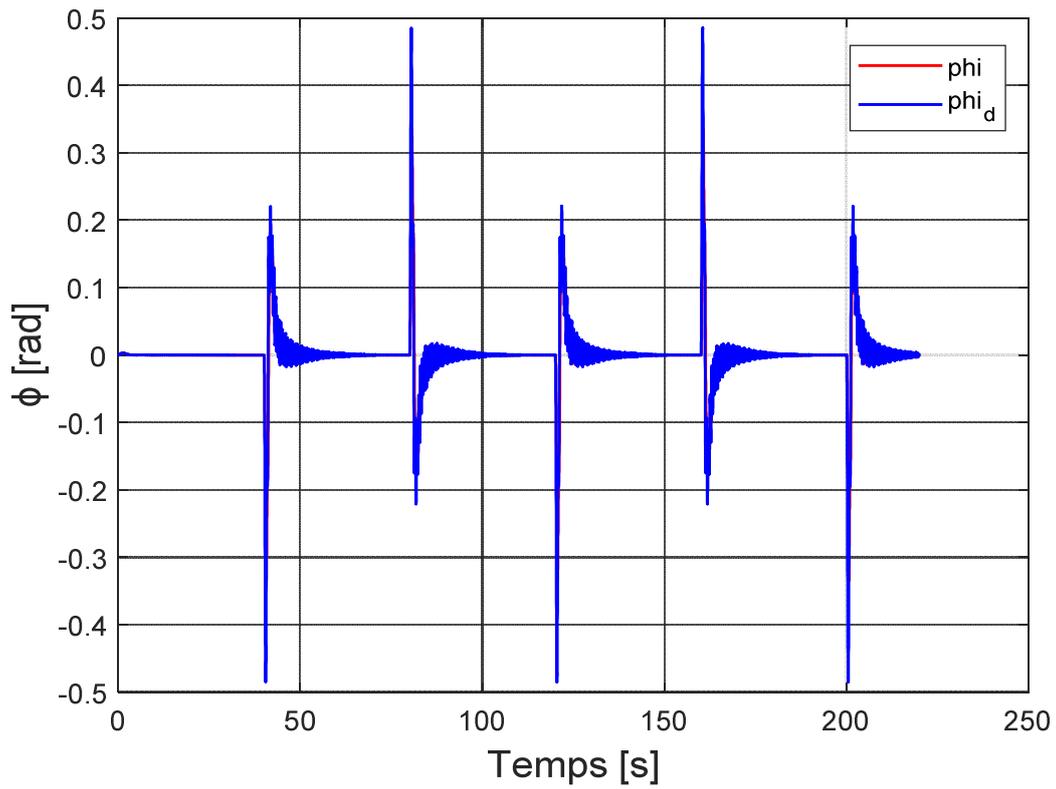


Figure (III.6) : poursuite de trajectoire sur l'angle de roulis ϕ .

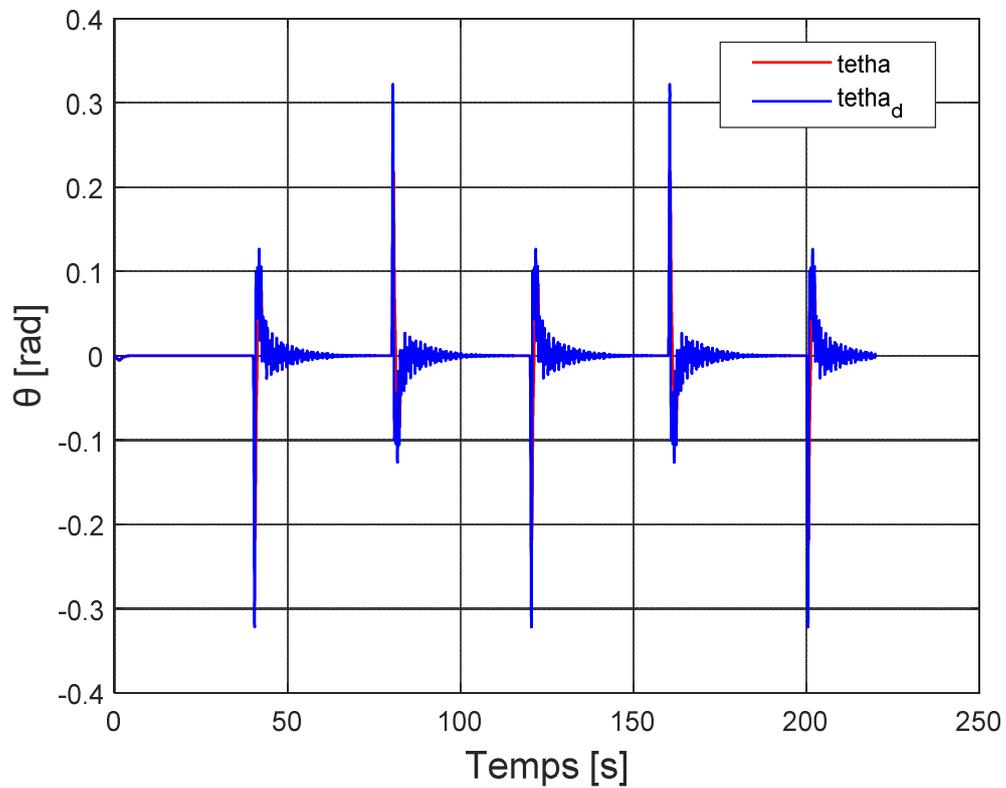


Figure (III.7) : poursuite de trajectoire sur l'angle de tangage θ .

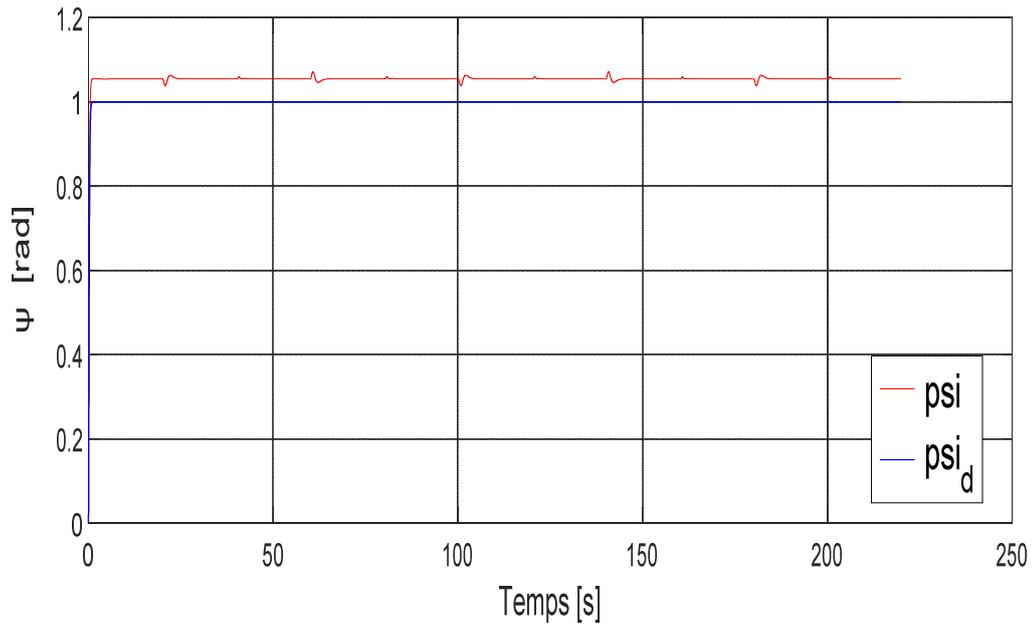


Figure (III.8) : poursuit de trajectoire sur l'angle de lacet ψ .

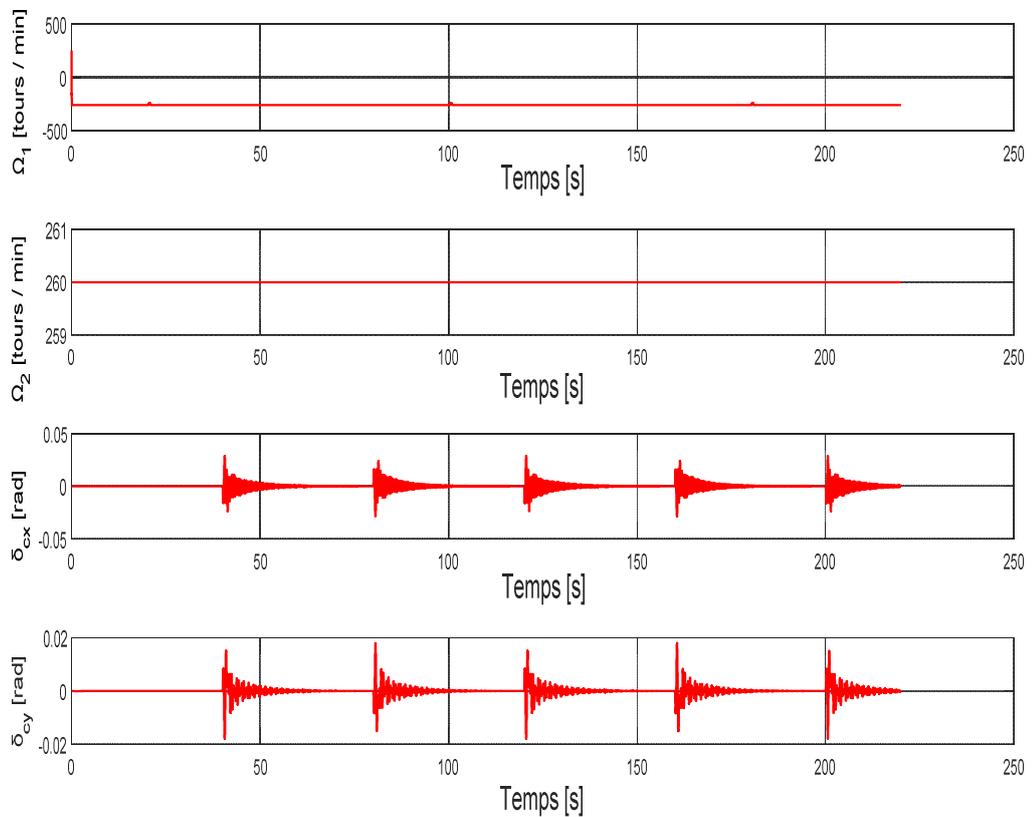


Figure (III.9) : les commande appliquées sur les hélicoptères à rotor coaxiaux

III.3.2.2 Les résultats de simulation pour la deuxième trajectoire :

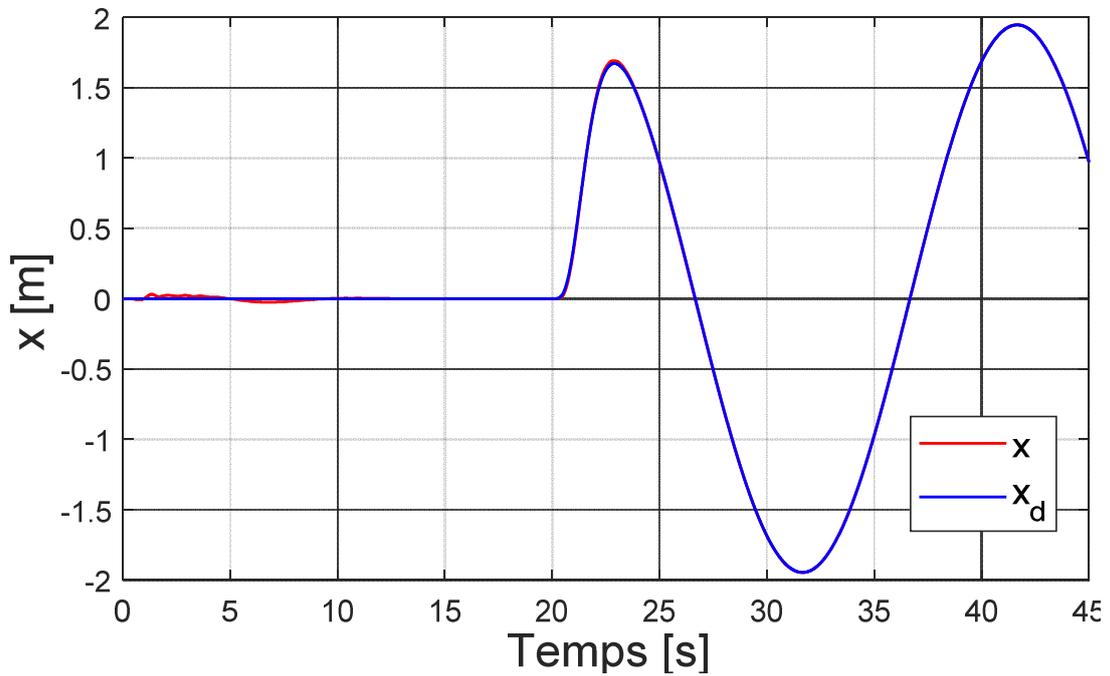


Figure (III.10) : poursuite de trajectoire sur l'axe x.

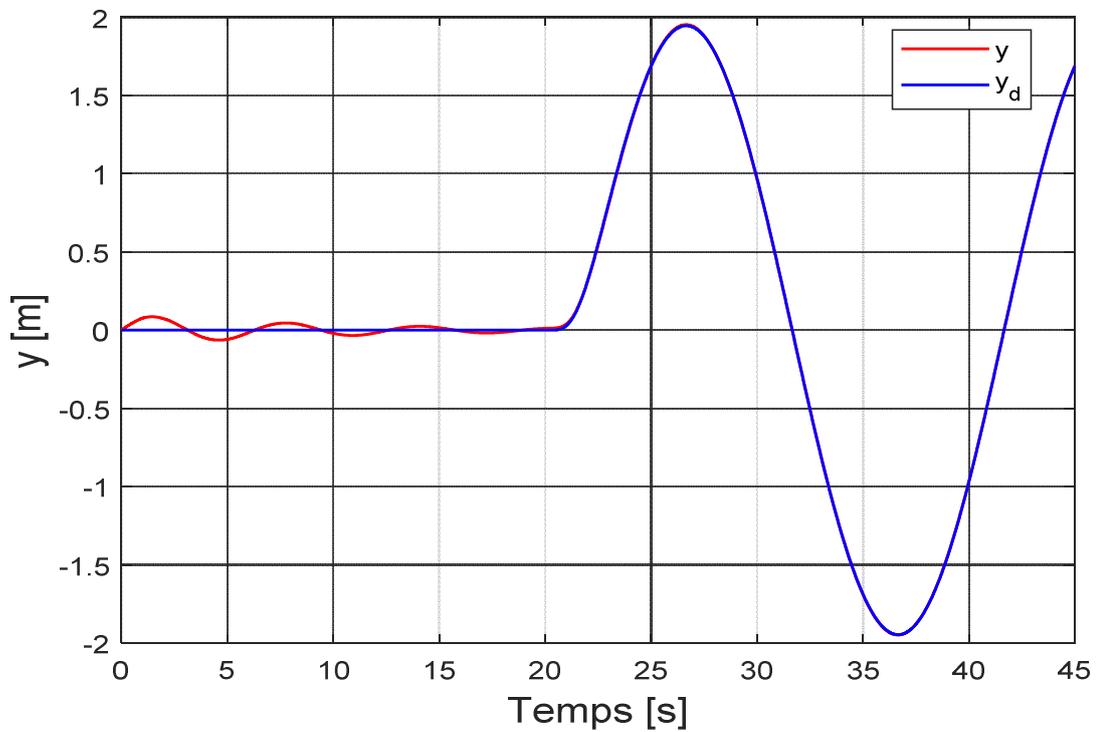


Figure (III.11) : poursuite de trajectoire sur l'axe y.

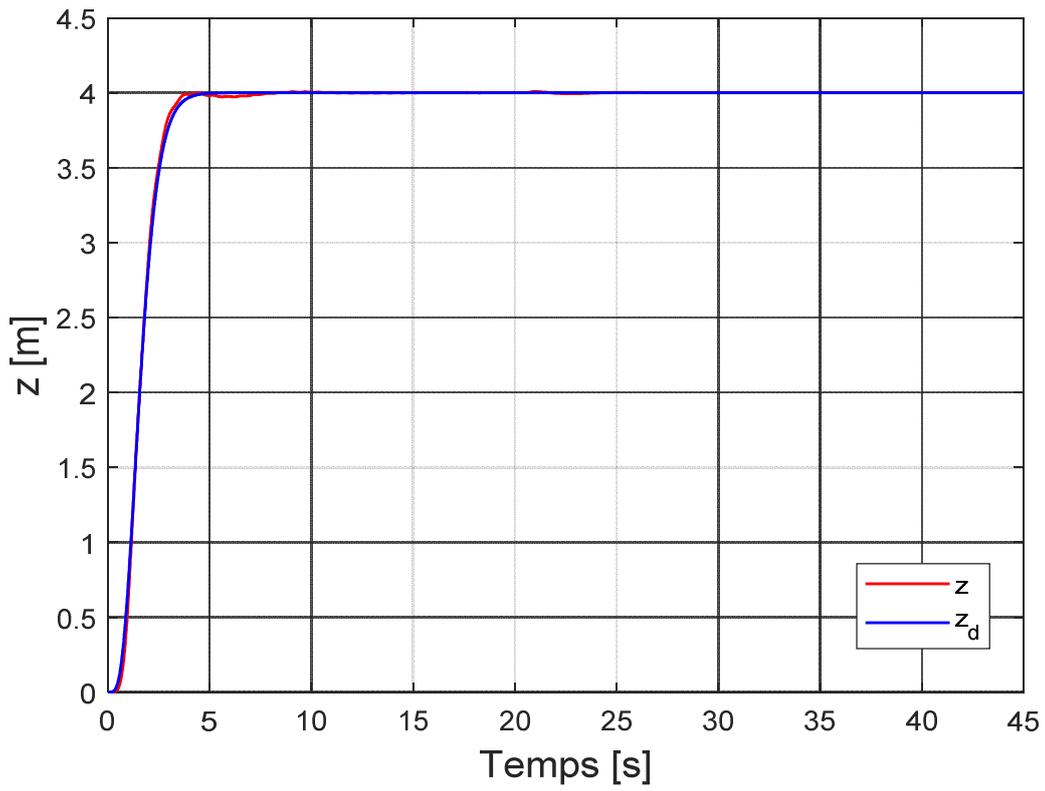


Figure (III.12) : poursuite de tarettoire sur l'axe z.

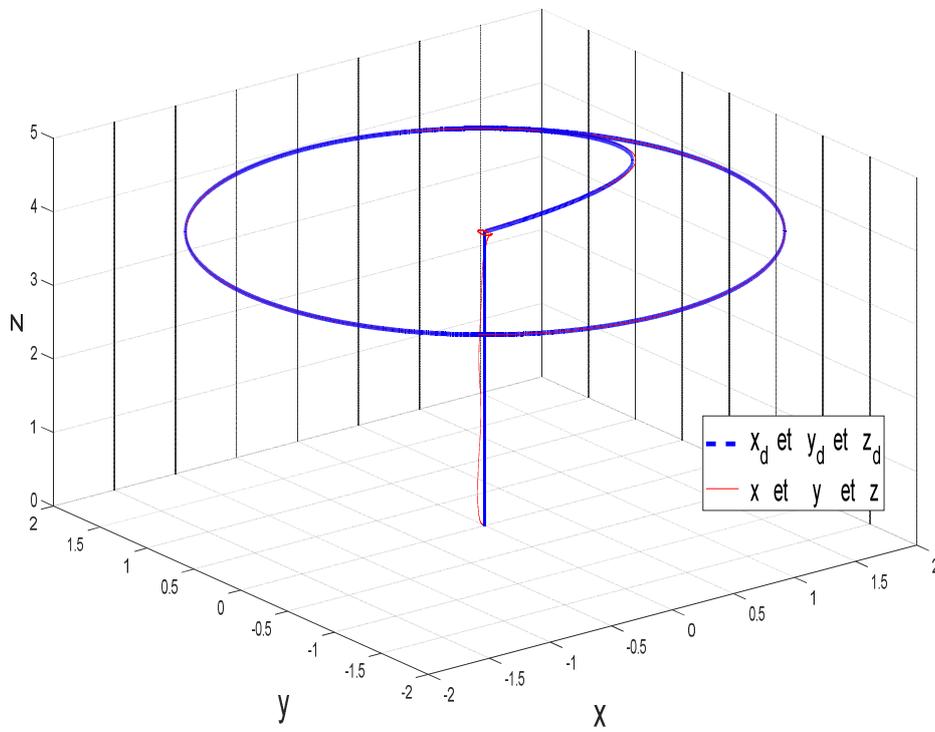


Figure (III.13) : poursuite de tarettoire sur les axes x,y et z en 3D

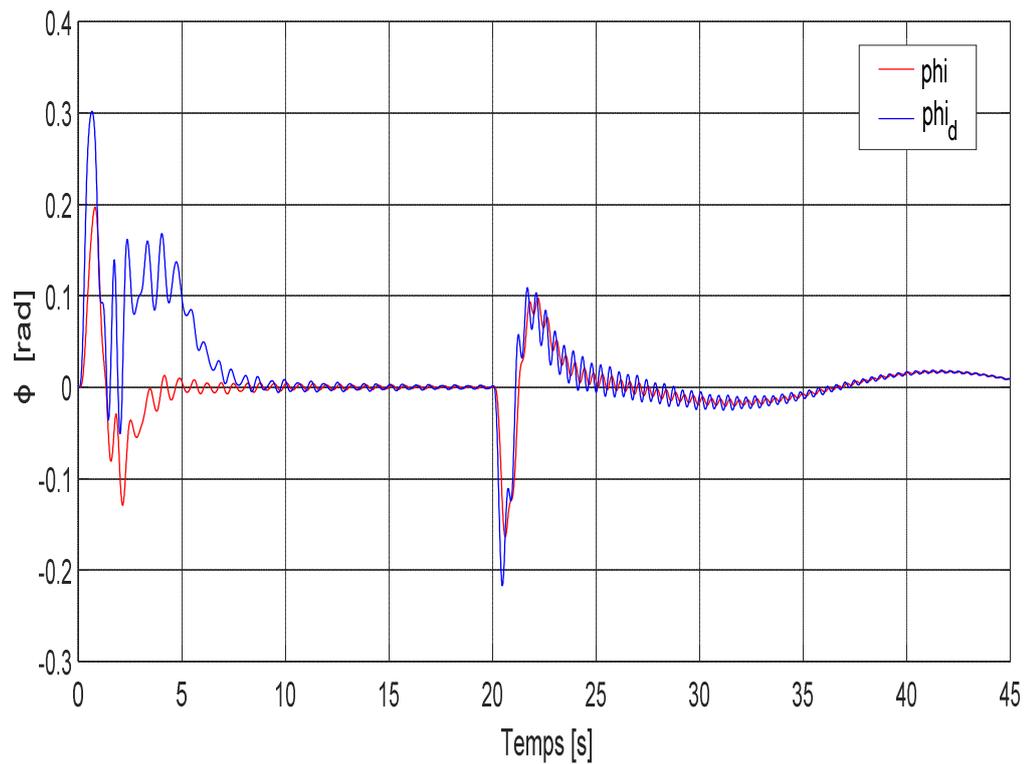


Figure (III.14) : poursuite de trajectoire sur l'angle de roulis ϕ .

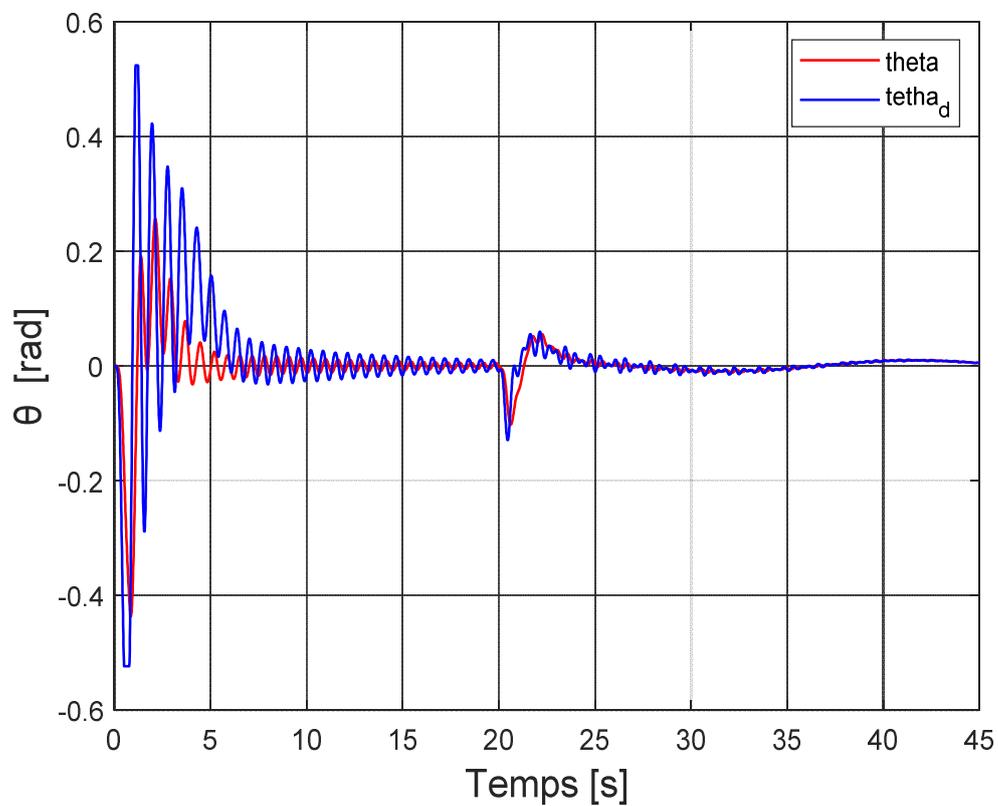


Figure (III.15) : poursuite de trajectoire sur l'angle de tangage θ .

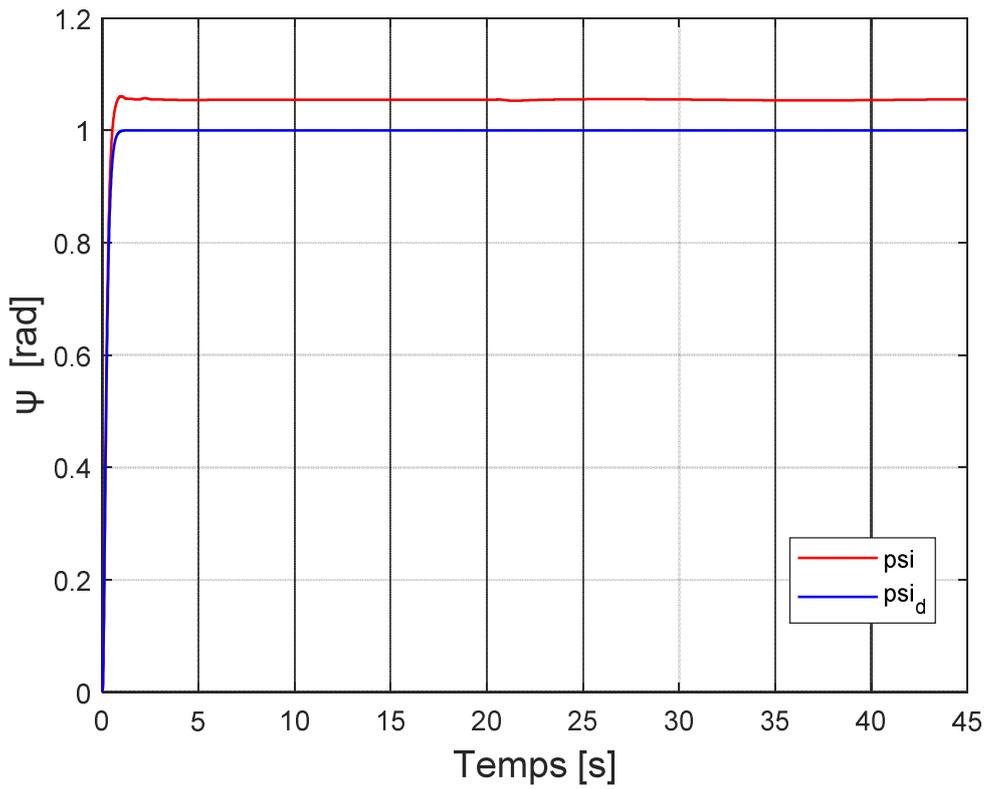


Figure (III.16) : poursuite de trajectoire sur l'angle de lacet psi.

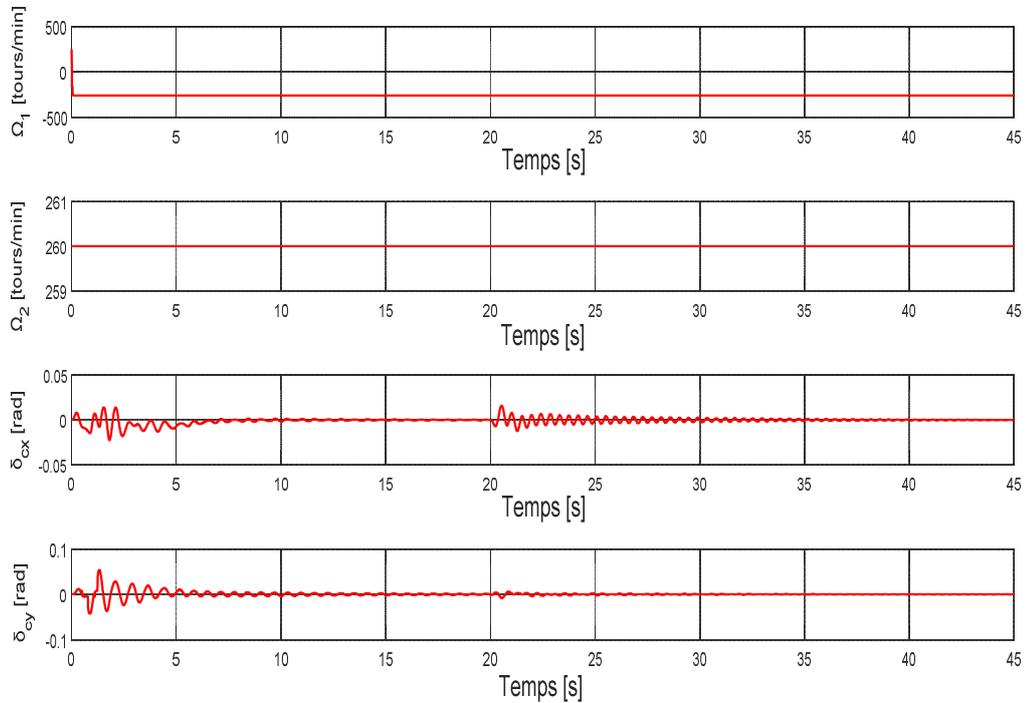


Figure (III.17) : les commande appliquées sur les hélicoptères à rotors coaxiaux

III.3.3. commentaire sur les résultats de simulation :

Sur la base de ces résultats, on peut voir que :

- la convergence de la sortie ξ vers sa référence ξ_{ref} est plus rapide. Par conséquent, pour des valeurs propres du système en boucle fermée situées au même endroit, la commande par backstepping est plus énergique.
- la commande proposée est capable de forcer les trajectoires du système à suivre les trajectoires de référence.
- L'évolution des trajectoires de roulis et de tangage. pour aider le rotor coaxial à suivre la trajectoire de position ξ_d , cela montre l'efficacité de la stratégie de commande proposée, Il est important de remarquer que les angles de roulis et de tangage ne sont pas nuls, même lorsque le rotor coaxial a rejoint la position de référence.
- Les entrées de commande du système représentent les vitesses de rotation des rotors et les angles d'inclinaison du plateau cyclique. Il apparaît clairement que les signaux obtenus sont acceptables et physiquement réalisables.
- Le contrôleur backstepping doit être stabilisé les hélicoptères à rotors coaxiaux, ainsi les résultats de simulation illustrés par les figures ci-dessus, il est montré que le système suit parfaitement les trajectoires choisie, avec une erreur nulle
- Le choix des coefficients k_i peut être très difficile par ce que ces derniers soient choisis positifs, mais cela peut induire une instabilité, et même dans la plage ou les k_i choisis assurent la stabilité du système.
- Les deux trajectoires choisi dans cette application a priori sur la même pression de suivi du système de référence.

III.4. Conclusion :

A partir de travail de ce dernier chapitre et avec le résultat de simulation obtenu en conclu : l'approche par backstepping est une méthode de commande très efficace qui permet de démontrer facilement la stabilité d'un système non linéaire en boucle fermée. Cependant, bien que le signal de commande se construise de manière intuitive, son finale est relativement complexe et difficile à implémenter, notamment au niveau de la double intégration de la poussée T_Z . L'idéal serait donc de conserver la procédure de conception de l'algorithme de commande par backstepping tout en changeant la structure physique du correcteur.

Conclusion

Générale

Et

Perspectives

Conclusion générale

Conclusion général :

L'objectif principal du travail de recherche présenté dans ce mémoire est l'application des techniques de commande par backstepping pour la poursuite de la trajectoire en position et en orientation des hélicoptères à rotors coaxiaux, bien sûr nous avons appliqué cette commande après avoir présenté une modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux, le bilan sur les principaux des résultats obtenus de mon travail.

Dans le premier chapitre : Les rotors coaxiaux sont constitués de deux rotors fixés sur le même axe de rotation, mais tournant dans des sens opposés pour annuler les effets de couple. Et la modélisation de ce dernier a été élaborée à partir de la formule de Newton Euler. Ce formalisme avait pour effet de simplifier le problème de la modélisation.

Dans le deuxième chapitre, Après avoir présenté la modélisation des hélicoptères à rotors coaxiaux, nous avons présenté la technique de la commande par backstepping, La technique de commande par backstepping est une technique de commande non linéaire basée sur l'approche de Lyapunov, elle est utilisée pour l'étude de la stabilité du système non linéaire, cette commande ne doit pas être vue comme étant un procédé de conception rigide, mais plutôt comme une philosophie de conception qui peut être adaptée, afin de satisfaire les besoins spécifiques du système à commander

Les résultats obtenus dans le troisième chapitre, présenté par les différentes simulations sous le langage Matlab, ont montré l'efficacité de la méthode proposée, pour la commande des hélicoptères à rotors coaxiaux, en position et en orientation.

A la fin de ce travail, on a testé ces correcteurs sur le suivi des trajectoires, ce qui a permis d'avoir une bonne poursuite des trajectoires, avec de bonnes caractéristiques pour la réponse dynamique du système.

Conclusion générale

Les perspectives :

Le travail effectué au cours de ce mémoire de fin d'étude (2^{ème} Master), ouvre la possibilité à des travaux futurs, parmi lesquels on recommande :

- Développement des lois de commande avancées assez génériques, simples, robustes et performantes.
- Prise en compte des contraintes sur l'état et/ou la commande du système. Pour permettre aux véhicules aériens de réaliser des trajectoires dans un domaine de validité prédéfinie en environnement perturbé (vent...).
- Appliqué d'autres techniques telle que la commande par mode glissant-backstepping.
- Généraliser l'étude des lois de commande proposées pour le cas discret.

Bibliographie

Bibliographie

Bibliographie

- [1] M'hammed GUISSER, << Contribution à la Commande des Systèmes Volants : Application aux Hélicoptères Autonomes >>, Université Hassan II Aïn Chock Ecole Nationale Supérieure D'Electricité & de Mécanique ENSEM–Casablanca, le 17 janvier 2009
- [2] KENZO Nonami , FARID Kendoul ,SATOSHI Suzuki ,WEL Wang et DAISUKE Nakazawa, ''Autonomous Flying Robots'',Springer Science,2010
- [3] Fabien Gigon, Contribution à la conception d'un micro hélicoptère à rotors coaxiaux école polytechnique fédérale Lausanne le 07 février 2005
- [4] S. D. Prior,<< Reviewing and Investigating the Use of Co-Axial Rotor Systems in Small UAVs >>, International Journal of Micro Air Vehicles, vol. 2, no. 1, p. 1-16, 2010.
- [5] J. Fleming, T. Jones, P. Gelhausen et D. Enns, << Improving Control System effectiveness for Ducted Fan VTOL UAVs Operating in Crosswinds >> , Proceedings of the 2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Systems, Technologies, and Operations Conference, San Diego, California, USA, 2003.
- [6] Adrien Drouot. Stratégies de commande pour la navigation autonome d'un drone projectile miniature. Automatique / Robotique. Université de Lorraine, 2013. Français. <tel-00921953>
- [7] Y. Oussar « Réseaux ondelettes pour la modélisation statique et dynamique de processus », thèse de doctorat – université de Paris VI – 1998
- [8] P.S. Neelakanta, D. DeGross, « Neural Network Modeling : Statistical Mechanics and cybernetic Perspectives » CRC Press – Boca Raton – Florida, 1994.

Bibliographie

- [9] I. Rivals « Modélisation et commande de processus par réseaux de neurones : Application au pilotage d'un véhicule autonome », thèse de doctorat – université de Paris VI – 1995.
- [10] Y.C.Shin, C. Xu, « Intelligent Systems : modeling, optimisation and control » CRC Press – Florida – 2009
- [11] A. Isidori, Nonlinear Control Systems (Third Edition). Springer, 1995.
- [12] T. J. Koo et S. S. Sastry, << Output Tracking Control Design of a Helicopter Model Based on Approximate Linearization >>, Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control, Tampa, Florida, USA, vol. 4, p. 3435_3460, 1998.
- [13] ZEGHLACHE Samir « Commande non linéaire d'un appareil à vol vertical » thèse de doctorat UNIVERSITE DE M'SILA _2014
- [14] T. Bailey et H. Durrant-Whyte, << Simultaneous Localisation and Mapping (SLAM) : Part II State of the Art >>, IEEE Robotics and Automation Magazine, vol. 13, no. 3, p. 108_117, 2006.
- [15] L. Lipera, J. Colbourne, M. Tischler, M. H. Mansur, M. Rotkowitz et P. Patangu, << The Micro Craft iSTAR Micro Air Vehicle : Control System Design and Testing >>, Proceedings of the 57th Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, District of Columbia, USA, p. 1_11, 2001.
- [16] A. A. Wahab, R. Mamat et S. S. Shamsudin, << The Effectiveness of Pole Placement Method in Control System Design for an Autonomous Helicopter Model in Hovering Flight >>, International Journal of Integrated Engineering, vol. 1, no. 3, p. 33_46, 2011.
- [17] S. Pouya et F. Saghafi, << Autonomous Runway Alignment of Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles in Landing Phase >>, Proceedings of the 5th International Conference on Autonomic and Autonomous Systems, Valencia, Spain, p. 208_213, 2009.

Bibliographie

- [18] R. E. Kalman, << Contributions to the Theory of Optimal Control >>, Boletín de la Sociedad Matemática Mexicana, vol. 5, p. 102_119, 1960.
- [19] F. Santoso, M. Liu et G. Egan, << Linear Quadratic Optimal Control Synthesis for a UAV >>, Proceedings of the 12th Australian International Aerospace Congress, Melbourne, Australia, 2007.
- [20] J. E. White et J. R. Phelan, << Stability Augmentation for a Free Flying Ducted Fan >>, Proceedings of the AIAA Aerodynamics Flight Mechanics Conference, Monterey, California, USA, 1987.
- [21] S. Bouabdallah, A. Noth et R. Siegwart, << PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor >>, Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Sendai, Japan, 2004.
- [22] G. Stein et M. Athans, << The LQG/LTR Procedure for Multivariable Feedback Control Design >>, IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 32, no. 2, p. 105_114, 1987.
- [23] G. Papageorgiou et K. Glover, << H_∞ Loop-Shaping : Why is it a Sensible Procedure for Designing Robust Flight Controllers ? >>, Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Portland, Oregon, USA, 1999.
- [24] D. McFarlane et K. Glover, << A Loop-Shaping Design Procedure using H_∞ Synthesis >>, IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 37, p. 759_769, 1992.
- [25] J. Hauser et G. Meyer S. Sastry. Non linear control design for slightly non minimum phase systems : Applications to v/stol aircraft. Automatica, vol. 28, no. 4, pp. 651670, 1992. (Cité en page 24.)

Bibliographie

- [26] T. John Koo et S Sastry. Output tracking control design of a helicopter model based on approximate linearization. Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control CDC'98, 1998. (Cité en page 24.)
- [27] A. Benallegue et L. Fridman A.mokhtari. High-order sliding mode observer for a quadrotor uav. Int.J. Robust non linear control, 18(4) :427-440, 2008. (Cité en pages 24, 42 et 127.)
- [28] J. J. Slotine et W. Li, Applied Nonlinear Control. Prentice Hall, 1991.
- [29] J. M. Pflimlin et T. Hamel P. Soueres. Position control of a ducted fan VTOLUAV in crosswind. International Journal of Control, vol. 80, 666-683, 2007. (Cité en pages 9, 16 et 25.)
- [30] W. Achour et Siguerdidjane H. Piet-Lahanier H. Wind field bounded error identification and robust guidance law design for a small scaled helicopter. IFAC Symposium ACA'10, NARA, JAPAN,, 2010. (Cité en page 25.)
- [31] F. Kendoul et R. Lozano I. Fantoni. Asymptotic Stability of Hierarchical Inner-Outer Loop-Based Flight Controllers. Proceedings of the 17th World Congress The International Federation of Automatic Control Seoul, Korea, 2008. (Cité en page 25.)
- [32] Farid Kendoul.<< Modélisation et commande de véhicules aériens autonomes, et développement d'un pilote automatique basé sur la vision >> Thèse de Doctorat de DE L'université de Technologie Compiègne, 2007. (Cité en pages 27 et 30.)
- [33] AOUINA Ahmed et ZOUBIRI bachir « conception d'une commande backstepping pour un quadrotor avec optimisation des gains par ag » mémoire de fin d'études en vue l'obtention du diplôme master université de Biskra _2011
- [34] J. Tisnias, « sufficient lyapunov-like conditions for stabilization », Math .Control. Signal. 2000.

Bibliographie

[35] Bekouch rachid,« Commande par backstepping du contrôle latérale du véhicule», PFE Master, départ. D électrotechnique- Saida. Moulay Tahar. Juin 2015.

[36] Boukhalfa,Moussi,« Modélisation et commande latérale d'un véhicule électrique », PFE ingénieur d'état, départ. D'automatique .UST Oran. Mohamed BOUDIAF. Juin 2010.

[37] A. Isidori, Nonlinear Control Systems (Third Edition). Springer, 1995.