الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE YAHIA FARES DE MEDEA

FACULTE DE LA TECHNOLOGIE
Département de Génie Électrique



Mémoire de Fin d'Études

Présenté pour l'obtention du Diplôme
de Master en Automatique

Option : *Automatique des systèmes*

THEME

Suivie de trajectoire d'un ballon dirigeable par un contrôleur hybride Backstepping-mode glissant

Préparé et présenté par

Mr. Chelfi Ayoub

Mr. Otmani Takieddinne

Proposé et dirigé par

Mr. Tami Youcef

Année Universitaire 2016-2017

Travail réalisé au sein du Laboratoire des Systèmes Electroniques Avancés(LSEA)
De l'Université de Médéa

Dédicace

À ma mère,

À mon père,

À mes frères,

À toute la Famille,

À tous mes enseignants,

À mes amis et collègues

الملخص

تمثل المجموعات الغير خطية حصة كبيرة من المجموعات المدروسة في المجال الصناعي من بينها نجد الروبوتات الهوائية او المناطيد الالية من اجل هذا نجد ان البحث في هذا المجال ادى الى تطوير سبل التحكم وجعلها عاملا مهما في تحسين خصائص هذه الأنظمة.

ينقسم هذا البحث الى ثلاثة اقسام :

القسم الاول مكرس في تقديم نموذج لمنطاد الي بالإضافة الى طرح نموذج رياضي متعارف عليه، بغية تطبيق طرق التحكم.

القسم الثاني يهدف الى الدراسة النظرية لقوانين التحكم المطبقة على نموذج المنطاد, ولتحسين خصائص قوانين التحكم هذه قمنا بادراج قانون تحكم مهجن يجمع بين قانونين.

بالنسبة الى القسم الثالث فقد خصص لتطبيق القوانين المدروسة سابقا على نموذج المنطاد, مع مقارنة النتائج المتحصل عليها.

Résumé

Les systèmes non linéaires représentent une grande partie des systèmes étudiés dans l'industrie parmi lesquels on trouve le ballon dirigeable. C'est pour cette raison que le développement des lois de commande non linéaire est devenu très intéressant pour l'amélioration des performances.

Cette thèse se compose de trois parties

La première partie est consacrée à la modélisation du ballon dirigeable, on montre les modèles géométriques et dynamiques.

La deuxième partie traite l'étude théorique des lois de commande non linéaire à savoir la commande par mode glissant, la commande par backstepping. Pour améliorer les performances on présente la commande hybride mode glissant- backstepping.

La troisième partie a pour but d'appliquer la commande hybride backstipping-mode glissant sur le ballon dirigeable, les résultats de simulation sont présentées, une étude montre l'efficacité de cette commande.

Mots Clés : Ballon dirigeable, commande non linéaire, commande par mode glissant, commande par backstepping, commande hybride, simulation.

Table des matières

INTRODUCTION GENERALE 01

Chapitre I : Modélisation du ballon dirigeable

I. Introduction…… 02
I.1.Modélisation du dirigeable rigide…… 03
I.1.1. Définition de repères …… 03
I.1.2.Cinématique ……..…… 04
a) Définition des paramètres cinématiques…… .. 04
b) Définition des matrice de passage …… 05
c) Transformation des vitesses de translation et de rotation…….. .. 07
d) Equation de la cinématique.… ……..... 09
I.1.2. Paramètres d'Euler …..……. 10
I.1.3. Etude mécanique de l'engin volant ...…..…..…… 12
I.1.4. Description Lagrangienne totale ……... 13
I.1.4.1 Position d'un point arbitraire de l'engin volant …….. 13
I.1.4.2 Vitesse d'un point arbitraire P de l'engin volant …… 13
I.1.4.3 Expression de l'énergie cinétique d'un point arbitraire P……... 14
I.1.5 Description Eulérienne d'un corps flexible ……. 16
I.1.5.1.Position d'un point arbitraire du dirigeable flexible…….. 16
I.1.5.2 Expression de l'énergie cinétique du dirigeable déformé …… 18
I.1.5.3 Equation de Lagrange ……..... 19
I.1.6 Dynamique ……... . 20
I.1.6.1 Dynamique d'un corps rigide ……. 20

Chapitre II : les approches des commandes non linéaires

II.1.Introduction…….…….…… 25

II.2 Commande par mode glissant …….. 25

II.2.1 Conception de la commande par mode de glissement ……..... 26

II.2.1.1 Le choix de la surface de glissement ……..... 26

II.2.1.2 Condition d'existence de convergence …….. 27

a) Fonction directe de commutation …….. 27

b) Fonction de Lyapunov…… 28

II.2.1.3 Détermination de la commande……. 28

a) La commande équivalente…….. 29

b) La commande de commutation ……. 29

II.2.2 Phénomène de reticence ……... 30

II.2.3 Solutions pour la suppression du phénomène de réticence..... 31

II.3 Commande par backstepping …….. 32

II.3.1 Historique de la commande par backstepping ……..... 32

II.3.2 Synthèse d'une loi de commande par backstepping …… 33

II.4 Commande hybride mode glissant-backstepping …… 36

II.5 Conclusion ……. 37

Chapitre III : <u>commande et simulation du dirigeable</u>

III.1Introduction ……38

III.2 Synthétisation du problème……...38

III.3 stratégie de la commande……...40

III.3.1 contrôleur de la vitesse virtuelle…...……..41
III.3.2 contrôleur du mode glissant ……. .43
III.4 Résultats de Simulation ……45

Liste des figures

Figure I.1-définition des repères ……1

Figure I.2-lacet …..……...…… 2

Figure I.3 -tangage …. …… ….. 3

Figure I.4-roulis …… ……..... 4

Figure I.5 -Rotation autour d'un axe ……. 5

Figure I.6-Définition des vecteurs de position …….. 6

Figure I.7- Position des vecteurs d'un point du dirigeable …… 7

Figure. II. 5- Différents modes de convergence pour la trajectoire d'état……...8

Figure II.2- Surface de glissement……... 9

Figure II.3- Représentation de la fonction signe……...…… 10

Figure II.4 -Schéma de la commande par mode glissant……..... 11

Figure II.5 -Phénomène de chattering ……...…….…… 12

Figure II.6- Fonctions de commutation……..…… 13

Figure III.1-Le mouvement du ballon dirigeable dans le plan horizontal……...…… 14

Figure III.2-boucle de la commande du dirigeable…….…… 15

Figure III.3-le mouvement du dirigeable sur le plan(XY) …… 16

Figure III.4-le mouvement du dirigeable suivant l'axe X…….....17

Figure III.5-le mouvement du dirigeable suivant l'axe Y 18

Figure III.6-l'angle de la rotation autour l'axe Z……..19

Figure III.7-les erreurs de déplacement suivant X, Y et de rotation autour Z……..20

Figure III.8-la vitesse du dirigeable sur le plan(XY)…….21

Figure III.9-la vitesse du dirigeable sur l'axe X……22

Figure III.10-la vitesse du dirigeable sur l'axe Y……..23

Figure III.11-la vitesse de rotation du dirigeable autour l'axe Z.....24

Figure III.12-les erreurs de la vitesse de déplacement et de rotation……. 25

Figure III.13-les forces et le moment appliquée sur le dirigeable…….. 26

Figure III.14-le mouvement du dirigeable sur le plan(XY) …… 27

Figure III.15-le mouvement du dirigeable suivant l'axe X……..... 28

Figure III.16-le mouvement du dirigeable suivant l'axe Y 29

Figure III.17 -l'angle de la rotation autour l'axe Z……. 30

Figure III.18-les erreurs de déplacement suivant X, Y et de rotation autour Z……....31

Figure III.19-la vitesse du dirigeable sur le plan(XY)…… 32

Figure III.20-la vitesse du dirigeable sur l'axe X…… 33

Figure III.21-la vitesse du dirigeable sur l'axe Y……..34

Figure III.22-la vitesse de rotation du dirigeable autour l'axe Z.....35

Figure III.23-les erreurs de la vitesse de déplacement et de rotation……. 36

Figure III.24-les forces et le moment appliquée sur le dirigeable…….. 37

Figure III.25-le mouvement du dirigeable sur le plan(XY) ……..38

Figure III.26-le mouvement du dirigeable suivant l'axe X……..... 39

Figure III.27-le mouvement du dirigeable suivant l'axe Y 40

Figure III.28-l'angle de la rotation autour l'axe Z……41

Figure III.29-les erreurs de déplacement suivant X, Y et de rotation autour Z…….....42

Figure III.30-la vitesse du dirigeable sur le plan(XY)……...43

Figure III.31-la vitesse du dirigeable sur l'axe X……..44

Figure III.32-la vitesse du dirigeable sur l'axe Y……..45

Figure III.33-la vitesse de rotation du dirigeable autour l'axe Z.....46

Figure III.34-les erreurs de la vitesse de déplacement et de rotation……. 47

Figure III.35-les forces et le moment appliquée sur le dirigeable…….. 48

Figure III.36-le mouvement de dirigeable avec et sans perturbation.....49

Figure III.37-les erreurs de mouvement du dirigeable avec et sans perturbation.....50

Liste des tableaux

Tableau III.1 paramètre du dirigeable.....01

Tableau III.2 paramètre des contrôleurs.....02

Introduction Générale

Les engins volants autonomes ou semi autonomes sont des véhicules capables d'effectuer des missions en vol sans présence humaine à bord. Ils sont aussi connus sous la dénomination " Unmanned Aerial Vehicles : UAV "[2].

L'intérêt de la modélisation et commande de ces engins volants a augmenté de manière significative au cours de ces dernières années. Parmi ces engins Les ballons dirigeables semblent être les vecteurs idéals pour un très grand nombre d'applications. Ils sont favorisés pour leur faible consommation énergétique et leur réponse aux obligations environnementales [16].

La conception et la mise au point des algorithmes de commande pour les dirigeables a fait l'objet d'un certain nombre d'études. Ceci est dû au besoin de produire des véhicules aériens manœuvrables et autonomes, pour des applications militaires ou civiles.

Dans la plupart des applications existantes à ce jour, les dirigeables sont pilotés soit par un pilote à bord soit par un opérateur humain via une liaison radio. En vue de donner une autonomie à cette plateforme, il est nécessaire d'automatiser les fonctions de pilotage et de planification de tâches qui sont généralement basées sur la connaissance.

Nous avons choisi de scinder notre travail en trois chapitres, suivis d'une conclusion générale. Ces chapitres sont :

Chapitre 1 : La modélisation du ballon dirigeable est présentée. Des hypothèses sont établies afin d'obtenir quelques simplifications du modèle.

Chapitre 2 : La seconde partie traite l'étude théorique des lois de commande non linéaire à savoir la commande par mode glissant, la commande par backstepping. Pour améliorer les performances on présente la commande hybride mode glissant-backstepping.

Chapitre 3 : La troisième partie a pour but d'appliquer les commandes non linéaires citée auparavant sur le ballon dirigeable**,** et les résultats de simulation seront présentés et discutés afin d'illustrer les développements théoriques.

I. Introduction

Plusieurs études ont été menées sur la modélisation dynamique et la simulation des dirigeables.la commande des robots aériens nécessite un modèle dynamique afin de pouvoir tenir en compte les effets gyroscopiques ainsi que les forces aérodynamiques [16].

Dans ce chapitre on s'intéressera à la mise en équation mathématique du modèle décrivant le mouvement du dirigeable.

Le dirigeable sera considéré comme un corps rigide cette approximation sera utile dans l'élaboration d'un modèle de contrôle simplifié. Nous étudierons donc la cinématique et la dynamique du dirigeable sous cette hypothèse.

Il est important de noter que la majorité des études en aérodynamique se basent sur des principes théoriques empruntés au domaine de l'hydrodynamique [1].

Les concepts liés à l'énergie de frottement visqueux ainsi que celui de masse ajoutée ont été définis, étudiés théoriquement validés empiriquement pour une grande variété des géométries immergées. La forme de l'équation d'un corps immergé à 6 degrés de liberté est généralement utilisée sous la forme [16].

$$M\dot{v} + C(v)\, v + D(v)\, v + g(\eta) = \tau$$

Où :

M: est la matrice des masses (incluant les masses ajoutées)

v: est le vecteur des vitesses dans le référentiel du corps rigide

$C(v)$: est la matrice des effets de Coriolis et centrifuges (incluant les masses ajoutées)

$D(v)$: est la matrice d'amortissement

$g(\eta)$: est le vecteur des forces et moments gravitationnels

η: est le vecteur de position dans la référentielle inertie

τ: est le vecteur de commande

I.1.Modélisation du dirigeable rigide

I.1.1. Définition de repères [1]

Pour établir les équations décrivant le mouvement d'un dirigeable dans l'espace euclidien a trois dimensions, on utilise deux repères. Le premier est le repère inertiel de référence de référence $R_0 = (O,X_0 ,Y_0,Z_0)$.Ce repère global R_0 étant lié à la terre, sera considéré comme Galiléen. $R_0 = (O,X_0 ,Y_0,Z_0)$ est orienté comme sur la figure (I.1)

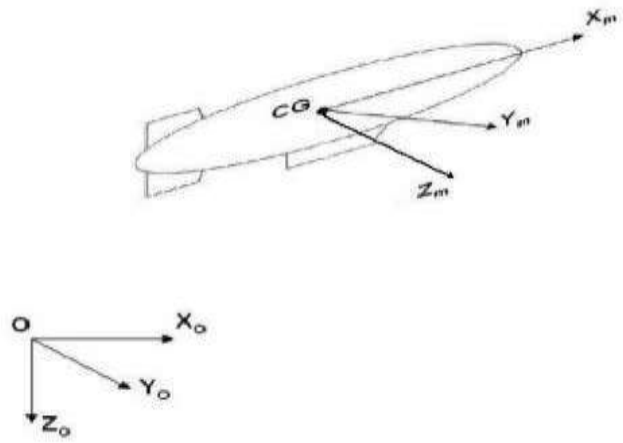


Figure I.1 définition des repères

Avec :

X_0 : dirigé vers le nord

Y_0 : dirigé vers le l'Est

Z_0 : dirigé vers le bas

Son origine O sera choisie arbitrairement et pourra être par exemple la position initiale du dirigeable.

Le second repère est un repère local, ayant comme origine le centre de gravité du dirigeable G noté :

Le repère dirigeable :R_m = (G,X_m ,Y_m,Z_m), appelé aussi repère mobile, dont les axes sont lies a la géométrie de l'appareil (voir figure (I.1)).Ses axes sont les axes inertiels principaux, choisis de la manière suivante :

X_m L'axe longitudinal.

Y_m L'axe transversal.

Z_m L'axe normal a (X_m,Y_m).

I.1.2.Cinématique :

a) Définition des paramètres cinématiques [2]

Le mouvement de l'engin est décrit par les paramètres suivants :

$\eta_1 = [X_0, Y_0, Z_0]^T$: matrice colonne de la position du repère exprimé dans le repère fixeR_0.

$\eta_2 = [\varphi, \theta, \psi]^T$: matrice colonne d'orientation du repère mobile exprimé dans le repère fixe R_0 donné par les angles d'Euler.

$\eta = [\eta_1, \eta_2]^T$: matrice colonne attitude rapport à R_0.

$\dot{\eta}$: matrice colonne des vitesses par à R_0.

$\ddot{\eta}$: matrice colonne des accélérations par apport à R_0 exprimé dans R_0.

$\upsilon_1 = [u, v, w]^T$: matrice colonne des vitesses locales de translation par apport à R_0 exprimé dans R_m

$\upsilon_2 = [p, q, r]^T$: matrice colonne des vitesses locales de rotations par apport à R_0 exprimé dans R_m.

$\upsilon = [\upsilon_1, \upsilon_2]^T$: matrice colonne des vitesses locales.

τ_1 : matrice colonne des forces généraliser agissant sur le véhicule.

τ_2 : matrice colonne des moments généralises sur le véhicule.

$\tau = [\tau_1, \tau_2]^T$: forces et moments généralises agissant sur le véhicule.

b) Définition des matrice de passage [2]

Généralement, un para métrisation en lacet, tangage et roulis est utilisé pour décrire la position et l'orientation de l'engin dans le repère inertiel R_0.

La configuration de l'engin est décrite au moyen de trois rotations élémentaires définies par trois angles d'orientation à savoir le lacet ψ, le tangage θ et le roulis φ :

$$\mathrm{B}(X_0, Y_0, Z_0) \xrightarrow{H_\psi} B(X_1, Y_1, Z_0) \xrightarrow{H_\theta} \mathrm{B}(X_m, Y_1, Z_1)) \xrightarrow{H_\varphi} \mathrm{B}(X_m, Y_m, Z_m)$$

Ou $\mathrm{B}\ (X_0, Y_0, Z_0)$ est la base du repère global R_0.$\mathrm{B}(X_m, Y_m, Z_m)$ la base du repère local. R_m.$B(X_1, Y_1, Z_0)$ et $B(X_m, Y_1, Z_1)$ sont les intermédiaires et X_1, Y_1, Z_1des vecteurs. Qui complètent les bases, etH_ψ, H_θ etH_φ les matrices de rotation orthogonales.

La première rotation d'angle de lacet ψ, est comptée positivement dans le sens direct. Par rapport a Z_0(voir la figure (I.2)).Elle représenté par $H_\psi$la matrice de passage entre. les basis $\mathrm{B}\ (X_0, Y_0, Z_0)$ et $B(X_1, Y_1, Z_0)$

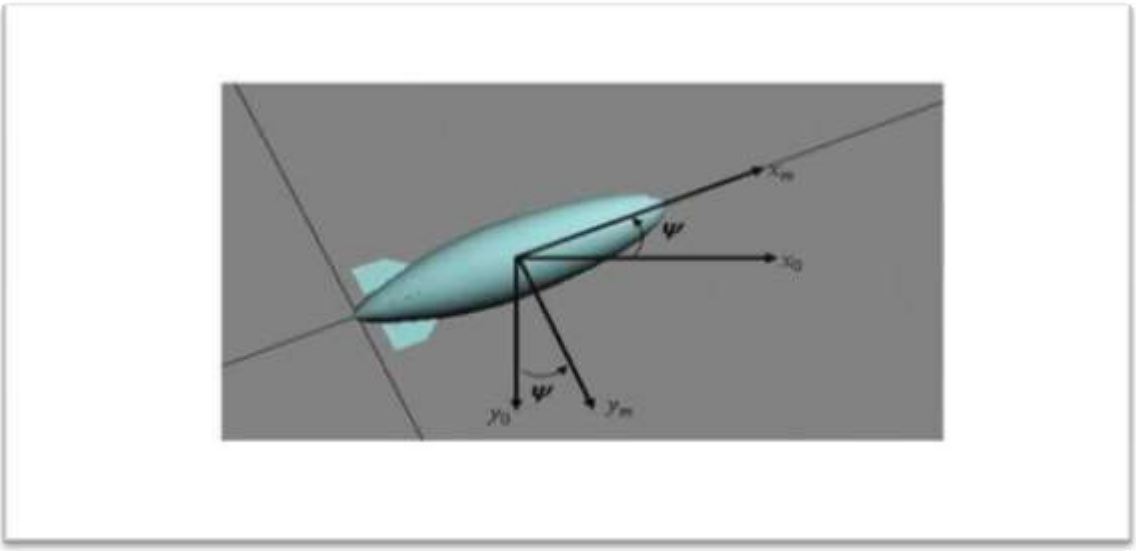


Figure I.2 lacet

La deuxième rotation d'angle θ décrit le tangage autour de l'axe Y_1(voir figure(I.2)) et donne la matrice passage H_θ entre les bases (X_1, Y_1, Z_0) et $B(X_m, Y_1, Z_1)$ donne par :

$$H_\theta = \begin{pmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{pmatrix} \text{ dans la base } (X_1, Y_1, Z_0)$$

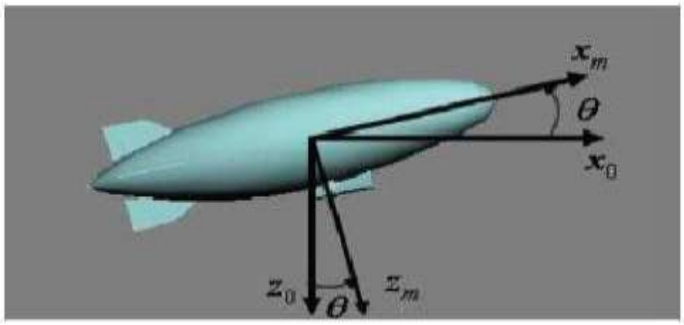


Figure I.3 tangage

La troisième rotation d'angle de roulis φ s'effectue autour de l'axe X_m de la nouvelle base (voir figure I.4) donnée par :

$$H_\theta = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\varphi) & -\sin(\varphi) \\ 0 & \sin(\varphi) & \cos(\varphi) \end{pmatrix} \text{dans la base } (X_m, Y_1, Z_1)$$



Figure I.4 roulis

La matrice de rotation qui décrit la transformation entre le repère global R_0 et le repère local R_m est donnée par :

$$J_1 = J_1(\eta_2) = H_\psi H_\theta H_\varphi \qquad \textbf{(I.1)}$$

Par conséquent :

$$J_1(\eta_2) = \begin{pmatrix} c\theta.c\psi & s\varphi.s\theta.c\psi - c\varphi.s\psi & c\varphi.s\theta.c\psi + s\varphi.s\psi \\ c\theta.s\psi & s\varphi.s\theta.s\psi + c\varphi.c\psi & c\varphi.s\theta.s\psi - s\varphi.c\psi \\ -s\theta & s\varphi.c\theta & c\varphi.c\theta \end{pmatrix} \qquad \textbf{(I.2)}$$

Telle que :

$$J_1(\eta_2)^T J_1(\eta_2) = J_1(\eta_2) J_1(\eta_2)^T = Id_3$$

c) Transformation des vitesses de translation et de rotation [1] [2]

A l'aide de la matrice de passage de changement et de base $J_1(\eta_2)$, la transformation des composante des vitesses de translation, par rapport a R_0 est donnée par :

$$\dot{\eta_1}=J_1(\eta_2).\upsilon_1 \tag{I.3}$$

Partant la relation (1.1) la vitesse locale de rotation, peut être ainsi :

$$\upsilon_2 =\dot{\Psi}\, Z_0 +\dot{\theta}\;\; Y_1 +\dot{\Phi}\;\; X_m \tag{I.4}$$

On peut alors exprimer le vecteur de vitesse de rotation dans la base du repère mobile

.B(X_m ,Y_m,Z_m) ainsi :

$$\upsilon_2=\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\varphi) & -\sin(\varphi) \\ 0 & \sin(\varphi) & \cos(\varphi) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\Phi} - \dot{\Psi}\sin(\theta) \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Phi}\cos(\theta) \end{pmatrix}$$

$$\upsilon_2=\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\Phi} - \dot{\Psi}\sin(\theta) \\ \dot{\theta}\cos(\varphi) + \dot{\Psi}\sin(\varphi)\cos(\theta) \\ \dot{\Psi}\cos(\theta)\cos(\varphi) - \dot{\theta}\sin(\varphi) \end{pmatrix} \tag{I.5}$$

D'où :

$$\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & \cos(\varphi) & \sin(\varphi)\cos(\theta) \\ 0 & -\sin(\varphi) & \cos(\varphi)\cos(\theta) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{pmatrix} \tag{I.6}$$

On désigne par $J_2= J_2(\eta_2)$ la matrice de passage reliant les composantes des vitesses de rotation dans le repère local.

Soit :

$$J_2= J_2(\eta_2) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & \cos(\varphi) & \sin(\varphi)\cos(\theta) \\ 0 & -\sin(\varphi) & \cos(\varphi)\cos(\theta) \end{pmatrix}$$

$$J_2 = J_2(\eta_2) = \begin{pmatrix} 1 & \sin(\varphi)\tan(\theta) & \cos(\varphi)\tan(\theta) \\ 0 & \cos(\varphi) & -\sin(\varphi) \\ 0 & \frac{\sin(\varphi)}{\cos(\theta)} & \frac{\cos(\varphi)}{\cos(\theta)} \end{pmatrix} \quad \textbf{(I.7)}$$

D'où la deuxième relation cinématique :

$$\dot{\eta_2} = J_2(\eta_2).\upsilon_2 \quad \textbf{(I.8)}$$

Remarque. I.1

Il est à noter que la para métrisation en lacet, tangage fait apparaître une singularité en $\theta = \Pi/2 + k\pi$. Cette configuration est inaccessible car grâce aux phénomènes aérostatiques, aérodynamique et à la propulsion, il est impossible pour un dirigeable d'avoir un angle de tangage de 90°.

d) Equation de la cinématique [1]

A l'aide des équations (I.3) et (I.8), la cinématique de l'engin volant peut s'exprimer de la manière compacte suivante :

$$\begin{pmatrix} \dot{\eta_1} \\ \dot{\eta_2} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} J_1(\eta_2) & 0_{3*3} \\ 0_{3*3} & J_2(\eta_2) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \upsilon_1 \\ \upsilon_2 \end{pmatrix} \quad \textbf{(I.9)}$$

$$\begin{pmatrix} J_1(\eta_2) & 0_{3*3} \\ 0_{3*3} & J_2(\eta_2) \end{pmatrix} = J(\eta_2) \quad \textbf{(I.10)}$$

Le développement de la partie cinématique (I.10) nous conduit à l'écriture suivante :

$$\begin{cases} \dot{x} = c\psi c\theta u + (-s\psi c\varphi + c\psi s\theta s\varphi)v + (s\psi s\varphi + c\psi s\theta c\varphi)w \\ \dot{y} = s\psi c\theta u + (c\psi c\varphi + s\psi s\theta s\varphi)v + (-c\psi s\varphi + s\psi s\theta c\varphi)w \\ \dot{z} = -s\theta u + s\varphi c\theta v + c\varphi c\theta w \\ \dot{\phi} = p + s\varphi t\theta q + c\varphi t\theta r \\ \dot{\theta} = c\varphi q - s\varphi r \\ \dot{\Psi} = \frac{s\varphi}{c\theta} c\theta\, q + \frac{c\varphi}{c\theta} c\theta\, r \end{cases}$$

(I.11)

Avec : $c\theta = cos\theta, s\theta = sin\theta, t\theta = tan\theta$.

I.1.2. Paramètres d'Euler [2], [3], [4]

Afin d'éviter la singularité de l'angle de tangage, on utilisera par la suite la méthode des paramètres d'Euler. Cette technique peut être présentée ainsi : Toute rotation finie dans l'espace peut être exprimée comme une rotation d'angle β autour d'un axe de rotation Z.

Quatre paramètres définissent ainsi la rotation : les composantesZ_x, Z_y, Z_z, de l'axe Z et l'angle β de la rotation autour de cet axe (voir figure 1.5) avec :

$$|Z| = \sqrt{{Z_x}^2 + {Z_y}^2 + {Z_z}^2} = 1$$

$$\beta \in [0, \pi]$$

Par suite, la matrice de rotation $J_1(\eta_2)$ peut être exprimée comme suit :

$J_1 = [I_3 + \bar{z}.\sin\beta + 2\bar{z}^2\sin^2\frac{\beta}{2}]$ ou $\bar{Z}$ est la matrice du pré-produit vectoriel associé au vecteur Z.

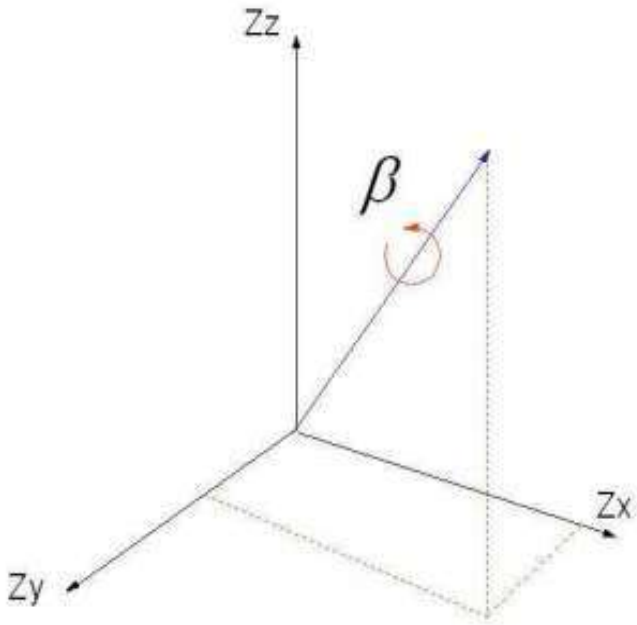


Figure I.5 Rotation autour d'un axe

Les paramètres d'Euler peuvent être définis comme suit :

$$\begin{cases} q_0 = \cos(\frac{\beta}{2}) \\ q_1 = Z_x \sin(\frac{\beta}{2}) \\ q_2 = Z_z sin(\frac{\beta}{2}) \\ q_3 = Z_z sin(\frac{\beta}{2}) \end{cases}$$

Ces paramètres satisfont la relation suivante :

$$\sum_{k=0}^{3} q_k^2 = q^T q = 1 \text{ Avec q= } [q_0, q_1, q_2, q_3]^T$$

Ainsi la matrice de rotation $J_1(\eta_2)$ peut être exprimée en fonction des paramètres d'Euler sous cette forme :

$$j_{1Q} = \begin{bmatrix} 1-2(q_2^2+q_3^2) & 2(q_1q_2-q_0q_3) & 2(q_0q_2+q_1q_3) \\ 2(q_1q_2+q_0q_3) & 1-2(q_1^2+q_3^2) & 2(q_2q_3-q_0q_1) \\ 2(q_1q_3-q_0q_2) & 2(q_0q_1+q_2q_3) & 1-2(q_1^2+q_2^2) \end{bmatrix} \quad \textbf{(I.12)}$$

La relation entre les paramètres d'Euler et les angles d'Euler est donnée par cette expression :

$$\text{q} = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} cos\frac{\varphi}{2}cos\frac{\theta}{2}cos\frac{\psi}{2} + sin\frac{\varphi}{2}sin\frac{\theta}{2}sin\frac{\psi}{2} \\ sin\frac{\varphi}{2}cos\frac{\theta}{2}cos\frac{\psi}{2} - cos\frac{\varphi}{2}sin\frac{\theta}{2}sin\frac{\psi}{2} \\ cos\frac{\varphi}{2}sin\frac{\theta}{2}cos\frac{\psi}{2} + sin\frac{\varphi}{2}cos\frac{\theta}{2}sin\frac{\psi}{2} \\ cos\frac{\varphi}{2}cos\frac{\theta}{2}sin\frac{\psi}{2} + sin\frac{\varphi}{2}sin\frac{\theta}{2}cos\frac{\psi}{2} \end{pmatrix} \quad \textbf{(I.13)}$$

Et inversement pour les angles d'Euler on aura :

$$\begin{cases} \varphi = \arctan(\frac{2(q_0q_1+q_2q_3)}{1-2(q_1^2+q_2^2)}) \\ \theta = \arctan(2(2(q_0q_2-q_3q_1)) \\ \psi = \arctan(\frac{2(q_0q_3+q_1q_2)}{1-2(q_1^2+q_3^2)}) \end{cases} \quad \textbf{(I.14)}$$

D'un autre coté, en utilisant les paramètres d'Euler, la matri e $J_2(\eta_2)$ sera remplacée par une matrice rectangulaire définie ainsi :

$$j_{2Q} = 2\begin{bmatrix} -q_1 & q_0 & q_3 & -q_2 \\ -q_2 & -q_3 & q_0 & q_1 \\ -q_3 & q_2 & -q_1 & q_0 \end{bmatrix} \quad \textbf{(I.15)}$$

La transformation des vitesses de rotation sera alors donnée par cette expression :

$$v_2 = j_{2Q}\ \dot{q} \quad \textbf{(I.16)}$$

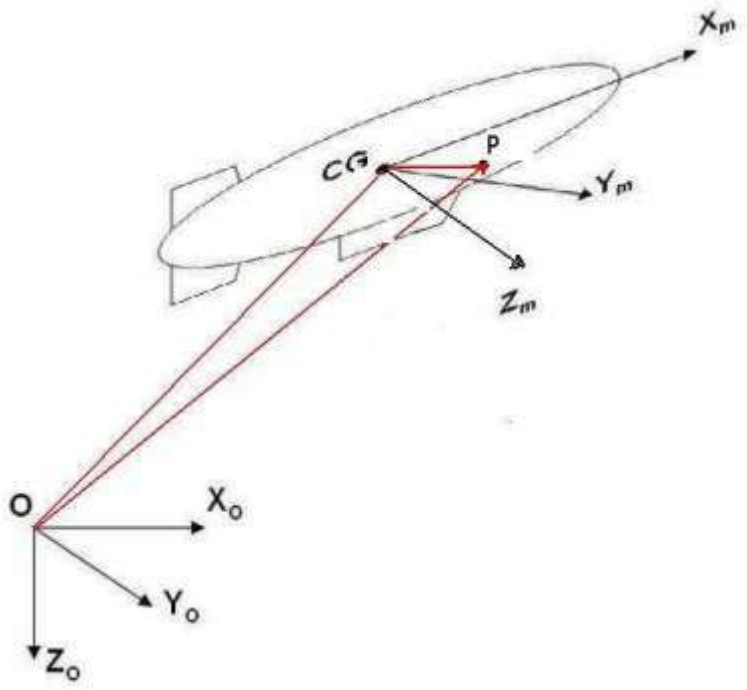


Figure I.6 Définition des vecteurs de position

I.1.3.Etude mécanique de l'engin volant

Pour une meilleure clarté du formalisme développé pour le corps flexible, on développe au préalable l'analyse d'un engin volant rigide.

On considère un engin, supposé rigide, de masse m, auquel nous associons un repère fixe lié à la terre $R_0 = (O, X_0, Y_0, Z_0)$ et un repère mobile $R_m = (O, X_m, Y_m, Z_m)$; notons G le entre de gravité de l'engin.

Le mouvement de l'engin sera décrit tout d'abord par rapport au repère fixe R_0 puis par rapport au repère mobileR_m. [2]

I.1.4. Description Lagrangienne totale [2]

I.1.4.1 .Position d'un point arbitraire de l'engin volant

La position d'un point p arbitraire de l'engin, exprimée dans le repère global, est donnée par la relation vectorielle suivante (voir figure I.6) :

$$\mathbf{OP = OG + GP} \qquad \textbf{(I.17)}$$

Ou :

$$\boldsymbol{r} = \eta_1 + j_{1Q}u_0 \qquad \textbf{(I.18)}$$

Où u_0 est le vecteur de position locale du point p et j_{1Q} est la matrice de rotation entre le repère local et le repère global.

Remarque I.2

Tant que l'hypothèse du corps rigide implique que la distance entre deux points arbitraire du corps reste constante, on peut conclure que la longueur du vecteur $\boldsymbol{u_0}$ reste constante et par suite ses composantes sont constantes par rapport au repère local.

I.1.4.2. Vitesse d'un point arbitraire P de l'engin volant

En dérivant l'équation (I.17) on retrouve l'expression suivante de la vitesse :

$$\dot{\boldsymbol{r}} = \frac{\boldsymbol{dx}}{\boldsymbol{dt}} = \dot{\eta_1} + \frac{\boldsymbol{d}}{\boldsymbol{dt}}(j_{1Q}u_0) \qquad \textbf{(I.19)}$$

Ou :

$$\dot{\boldsymbol{r}} = \dot{\eta_1} + \dot{j_{1Q}}u_0 + j_{1Q}\dot{u_0} \quad \text{avec} \quad \dot{u_0} = \mathbf{0} \qquad \textbf{(I.20)}$$

Donc :

$$\dot{\boldsymbol{r}} = \dot{\eta_1} + \dot{j_{1Q}}u_0 \qquad \textbf{(I.21)}$$

$$j_{1Q}\dot{u}_0 = j_{1Q}\dot{}(v_2 \wedge u_0) = -j_{1Q}(u_0 \wedge v_2) = -j_{1Q}\check{u}_0\ v_2 = -j_{1Q}\check{u}_0\ j_2\dot{q}$$

Avec :

$$\check{u}_0 = \begin{pmatrix} 0 & u_{03} & -u_{02} \\ -u_{03} & 0 & u_{01} \\ u_{02} & -u_{01} & 0 \end{pmatrix}$$

Le vecteur de vitesse s'é rira par la suite ainsi :

$$\dot{r} = \dot{\eta_1} \quad -j_{1Q}\check{u}_0\ j_2\dot{q} \qquad \textbf{(I.22)}$$

Dans une forme plus compacte on aura :

$$\dot{r} = [I_3 \quad -j_{1Q}\check{u}_0\ j_2\dot{q}] \begin{pmatrix} \dot{\eta_1} \\ \dot{q} \end{pmatrix} \qquad \textbf{(I.23)}$$

$$[I_3 \quad -j_{1Q}\check{u}_0\ j_2\dot{q}] = C$$

Ou :

$$\dot{r} = C\dot{\eta_1} \qquad \textbf{(I.24)}$$

Avec : $\dot{r} = \begin{pmatrix} \dot{\eta_1} \\ \dot{q} \end{pmatrix}$ et I_3 la matrice identité :

I.1.4.3. Expression de l'énergie cinétique d'un point arbitraire P :

L'énergie cinétique de l'engin volant rigide est donnée par cette expression générale :

$$E_c = \frac{1}{2}\int_V p\,\dot{r}^T\dot{r}\,dV \qquad \textbf{(I.25)}$$

Ou :

p: la densité volumique.

V : le volume du corps.

$\dot{r}$: Le vecteur de vitesse globale d'un point arbitraire P de l'engin.

En remplaçant la vitesse par son expression dans (I.25), l'énergie cinétique prend la forme suivante :

$$E_c = \frac{1}{2}\int_V p(C\dot{r})^T \mathrm{C} dv \qquad \textbf{(I.26)}$$

Comme le vecteur de vitesses généralisées $\dot{\eta} = \begin{pmatrix} \dot{\eta} \\ \dot{q} \end{pmatrix}$ est supposé indépendant de la position et la densité volumique, l'énergie cinétique prend, alors, la forme suivante :

$$E_c = \frac{1}{2}\dot{r}^T \left[\int_V p\, C^T \mathrm{C} dv\ \right] \dot{r} \qquad \textbf{(I.27)}$$

Sous une forme :

$$E_c = \frac{1}{2}\dot{r}^T M\, \dot{r} \qquad \textbf{(I.28)}$$

Où M est la matrice de masse symétrique et définie comme suit :

$$\mathrm{M} = \int_V p\, C^T \mathrm{C} dv \qquad \textbf{(I.29)}$$

Dans une forme plus symbolique la matrice de masse s'écrira :

$$M = \begin{pmatrix} m_{TT} & m_{TR} \\ m_{TR} & m_{RR} \end{pmatrix} \qquad \textbf{(I.30)}$$

Où :

$$m_{TT} = \int_V p\mathrm{I} dv \qquad \textbf{(I.31)}$$

Est la sous matrice du Couplage du mouvement Translation-Translation.

$$m_{TR} = \int_V p(-j_{1Q}\check{\mathrm{u}}_0\, \mathrm{j}_{2Q}) dv = m_{RT} \qquad \textbf{(I.32)}$$

Est la sous matrice du couplage Translation-Rotation.

Et :

$$m_{RR} = \int_V p(-j_{1Q}\check{u}_0\, j_{2Q})^T(-j_{1Q}\check{u}_0\, j_{2Q})\, dv \qquad \textbf{(I.33)}$$

Est la matrice du couplage Rotation-Rotation

Le terme m_{TT} , décrivant le mouvement de translation est invariant par rapport au temps ; alors que les autres sous-blocs de la matrice dépendent des coordonnées généralisées de l'engin. Par conséquent, ces derniers sont fonctions implicites du temps.

Remarque I.3

En faisant coïncider le centre de gravité de l'engin et le centre du repère mobile on peut considérer dans ce cas que les deux sous-matrices extra-diagonales de M sont nulles (m_{TR}).

D'où la forme simplifiée de M :

$$M = \begin{pmatrix} m_{TT} & 0_{3*4} \\ 0_{3*4} & m_{RR} \end{pmatrix} \qquad \textbf{(I.34)}$$

Et l'énergie cinétique :

$$E_c = \frac{1}{2}\dot{\eta}_1^T m_{TT}\dot{\eta}_1 + \frac{1}{2}\dot{q}^T m_{RR}\dot{q} \qquad \textbf{(I.35)}$$

I.1.5. Description Eulerienne d'un corps flexible : [2] [3] [5] [6] [7]

Pour le cas flexible, l'analyse du mouvement sera comparable au cas de l'engin volant rigide, moyennant le rajout de d.d.l supplémentaires. En effet la flexibilité du corps sera représentée par des modes de déformation, issues de la décomposition de Rayleigh Ritz. La représentation de la flexibilité ne peut être définie de manière adéquate directement sur le modèle Eulerien, on a donc décidé de l'exprimer au travers d'une description Lagrangienne et de l'inclure par la suite dans le modèle Eulerien.

I.1.5.1.Position d'un point arbitraire du dirigeable flexible

La position d'un point du solide est donnée par (voir figure (I.7))

$$r = OP' = OG + GP + PP' \quad \textbf{(I.36)}$$

Sachant que P′ est un point de la configuration déformée, on aura alors :

$$r = \eta_1 + J_1(\eta_2)\,(u_0 + u_d) = \eta_1 + J_1(\eta_2)\,U \quad \textbf{(I.37)}$$

$$U = u_0 + u_d$$

Avec u_0 la position locale du point P :

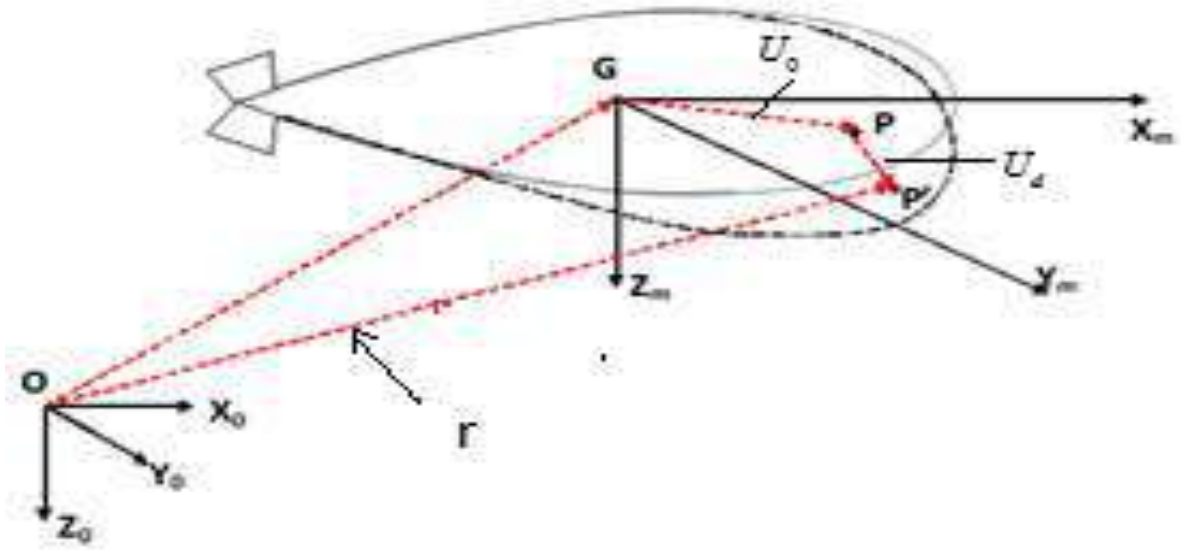


Figure I.7 Position des vecteurs d'un point du dirigeable

En dérivant la relation (1.37) on aura :

Où $\overline{U}$ est la matrice de pré-produit vectoriel du vecteur $U.\lambda i$

Le déplacement dû à la déformation $u_d = u_d\,(s, t)$ exprimé dans le repère local est fonction de l'espace (s) et du temps (t). On utilisera une analyse modale pour le définir. L'analyse modale consiste à déterminer les caractéristiques vibratoires, fréquences λ_i et les formes $\overrightarrow{S_i}$ des modes propres de vibration obtenus en imposant certaines conditions aux limites. La base $(S(\overrightarrow{S_i})_i)$ permet de décomposer les mouvements flexibles du dirigeable et d'introduire les amplitudes modales associées. On remarque que la solution ne vérifie évidement pas à priori les mêmes conditions aux limites que les modes : aussi, en toute rigueur elle ne peut être représentée sur

cette base de modes propres. Cependant par approximation, on peut utiliser un nombre limité de ces modes représentant une bonne proportion de sa base modale.

Dans notre cas, on a utilisé des modes "libre-libre". Le déplacement dû à la déformation s'écrira alors ainsi :

$$u_d(s,t)=\sum_{i=1}^{nd} Y_d^i\ (t)\ S_i(s) \qquad \textbf{(I.38)}$$

Où nd représente le nombre de modes de déformations choisis, avec :

U_d Représente le *i ème* mode propre du solide

Y_d^i Est l'amplitude modale associée

Cette écriture peut être condensée de la manière suivante :

$$U_d = S\,\overline{Y_d} \qquad \textbf{(I.39)}$$

Où S représente la matrice des modes et $\overline{Y_d}$ la matrice colonne formée par les différents Y_d^i

I.1.5.2. Expression de l'énergie cinétique du dirigeable déformé

L'énergie cinétique de l'engin volant flexible peut être définie ainsi :

$$E_{cd}=\int_V p\,\dot{r}^T\dot{r}\,dV \qquad \textbf{(I.40)}$$

L'énergie cinétique de l'engin volant flexible peut être définie ainsi :

$\overline{\eta}=\begin{pmatrix}\eta_1\\ \eta_2\\ \overline{Y_d}\end{pmatrix}$ La position d'un point arbitraire de l'engin volant flexible, on peut réécrire l'énergie cinétique sous la forme compacte suivante :

$$E_{cd}=\frac{1}{2}\,\dot{\overline{\eta}}^T M_d\dot{\overline{\eta}} \qquad \textbf{(I.41)}$$

Où M_d est la matrice de masse symétrique dépendant du temps, et définie dans le repère globale R_0 comme suit :

$$M_d = \begin{pmatrix} m_{TT} & m_{TR} & m_{TD} \\ m_{TR}^T & m_{RR} & m_{RD} \\ m_{TD}^T & m_{RD} & m_{DD} \end{pmatrix} \qquad \textbf{(I.42)}$$

Avec :

$$m_{TT} = \int_v p_d\,.\,I_3\,dv$$

$$m_{TR} = \int_v p_d . j_1 \overline{\mathrm{U}} J_2 \, dv$$

$$m_{DD} = \int_v p_d . |S^T \mathrm{S} \, dv$$

$$m_{TD} = j_1 \int_v p_d \mathrm{S} \, dv$$

$$m_{RR} = \int_v p_d . {J_2}^T \overline{\mathrm{U}}^T \overline{\mathrm{U}} J_2 \, dv$$

$$m_{RD} = \int_v p_d . {J_2}^T \overline{\mathrm{U}}^T J_1 \, dv$$

Remarque 1.2. En faisant coïncider le centre de gravité de l'engin et le centre du repère mobile, et en supposant que la position de ce dernier ne varie quasiment pas dans le repère local en présence des petites déformations, on peut considérer dans ce cas que les deux sous-matrices sur la diagonale de M_d sont nulles ($m_{TR} = 0$).
Par conséquent la matrice de masse sera :

$$M_d = \begin{pmatrix} m_{TT} & 0 & m_{TD} \\ 0 & m_{RR} & m_{RD} \\ m_{TD}^T & m_{RD} & m_{DD} \end{pmatrix} \quad \textbf{(I.43)}$$

En remplaçant M_d par la relation (I.41), l'énergie cinétique sera :

$$E_{cd} = \frac{1}{2}\left(\frac{1}{2} \dot{\eta}_1^{\,T} m_{TT} \dot{\eta}_1 + 2\dot{\eta}_1^{\,T} m_{TD} \dot{\overline{Y_d}} + \dot{\eta}_2^{\,T} m_{RR} \dot{\eta}_2 + 2 \dot{\eta}_2^{\,T} m_{RD} \dot{\overline{Y_d}} + \dot{\overline{Y_d}}^{\,T} m_{DD}\right) \quad \textbf{(I.44)}$$

I.1.5.3. Equation de Lagrange

Similairement aux développements réalisés dans le cas rigide, on utilisera les équations de Lagrange, que l'on applique à l'énergie cinétique, du solide comme suit

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial E_{cd}}{\partial \dot{\overline{\eta}}}\right)^T - \left(\frac{\partial E_{cd}}{\partial \dot{\overline{\eta}}}\right)^T = \tau' \quad \textbf{(I.45)}$$

Et le vecteur τ'est donné par :

$$\tau' = -\mathrm{k}\overline{\eta} + \tau \quad \textbf{(I.46)}$$

τ est la matrice colonne des forces et moments extérieurs généralisés.

Elle est donnée par :

$T = \begin{pmatrix} \tau_1 \\ \tau_2 \\ 0 \end{pmatrix}$ et *K* est la matrice de raideur, donnée par :

$$K = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_{DD} \end{pmatrix} \quad \textbf{(I.47)}$$

K_{DD} Est généralement une matrice de raideur diagonale, qui représente la projection classique de matrice de raideur $\overline{K_{st}}$ du dirigeable dans la base modale.

Teller que: $K_{DD} = (S^T\ \overline{K_{st}},\ S)$. On peut déterminer la matrice $\overline{K_{st}}$ par la méthode des éléments finis . En utilisant l'écriture de l'énergie cinétique de la relation (1.41) on aura :

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial E_{cd}}{\partial \dot{\overline{\eta}}}\right)^T - \left(\frac{\partial E_{cd}}{\partial \dot{\overline{\eta}}}\right)^T = \frac{1}{2}\,\dot{\overline{\eta}}^T M_d \ddot{\overline{\eta}} + \dot{M}_d \dot{\overline{\eta}} - \left[\frac{\partial}{\partial \overline{\eta}}\left(\frac{1}{2}\,\dot{\overline{\eta}}^T M_d \dot{\overline{\eta}}\right)\right]^T \quad \textbf{(I.48)}$$

Posons la quantité $-M_d \ddot{\overline{\eta}} + \left[\frac{\partial}{\partial \overline{\eta}}\left(\frac{1}{2}\,\dot{\overline{\eta}}^T M_d \dot{\overline{\eta}}\right)\right]^T = Q_v$ avec Q_v est le vecteur de vitesse quadratique qui résulte de la dérivation de l'énergie cinétique par rapport au temps et par rapport aux coordonnées généralisées du corps.

Ce terme contient les forces gyroscopiques et de Coriolis.

La relation (1.45) devient :

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial E_{cd}}{\partial \dot{\overline{\eta}}}\right)^T - \left(\frac{\partial E_{cd}}{\partial \dot{\overline{\eta}}}\right)^T = M_d \ddot{\overline{\eta}} - Q_v \quad \textbf{(I.49)}$$

L'équation dynamique du mouvement est donnée sous la forme compacte suivante :

$$M_d \ddot{\overline{\eta}} + k\overline{\eta} = \tau + Q_v \quad \textbf{(I.50)}$$

Ce qui nous amène à la forme matricielle suivante :

$$\begin{pmatrix} m_{TT} & 0 & m_{TD} \\ 0 & m_{RR} & m_{RD} \\ m_{TD}^T & m_{RD} & m_{DD} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \ddot{\eta}_1 \\ \ddot{\eta}_2 \\ \ddot{\overline{Y_d}} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_{DD} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \eta_1 \\ \eta_2 \\ \overline{Y_d} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \tau_1 \\ \tau_2 \\ 0 \end{pmatrix} + Q_v$$

(I.51)

D'où

$$M_d \ddot{\overline{\eta}} = \tau - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ K_{DD}\,\overline{Y_d} \end{pmatrix} + Q_v \quad \textbf{(I.52)}$$

I.1.6. Dynamique : [2] [8] [9] [10] [11] [12]

I.1.6.1. Dynamique d'un corps rigide : [13]

Les équations générales du mouvement d'un solide indéformable à 6 ddl traduisent les mouvements de translation et de rotation de ce solide.

Elles sont basées sur le formalisme de newton et la grange et elles sont établies en adoptant les conventions de

Pour l'étude de la dynamique du ballon dirigeable, on se base sur les hypothèses suivantes :

- la masse et le volume du ballon sont des grandeurs invariables ;
- les phénomènes d'aéroélasticités sont négligés ;
- les phénomènes liés au gaz d'hélium sont négligé ;
- le centre de poussée est supposé au centre du volume ;
- le ballon comporte des plants de symétries, le centre de gravité et le centre de flottabilité se trouve dans intersection de ces deux plants ;
- la viscosité du fluide (de l'air) est supposée constante ;
- le centre de flottabilité est au-dessus de centre de gravité ;

Soit G le centre de gravité du véhicule de coordonnée $r_{CG} = [X_{CG}, Y_{CG}, Z_{CG}]^T$ dans le repère local, m la masse du véhicule.

et $F = [X, Y, Z]^T$ et $Q = [L, M, N]^T$ respectivement les force et les moments qui s'appliquent sur le véhicule. On obtient deux séries d'équations :

Equation des moments

Soit I_0 la matrice d'inertie du véhicule définie par :

$$I_0 = \begin{pmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{pmatrix} \text{ ou } I_0 = I_0^T > 0. \qquad \textbf{(I.53)}$$

Si le solide a un plan de symétrie : $I_0 = [I_{XX} I_{YY} I_{ZZ}]$. Avec, les I_{ii} étant les moments d'inertie et les I_{ij} les produits d'inertie.

La dynamique en rotation d'un corps rigide s'écrit :

$$\frac{d}{dt}(I_0\ v_2)\,{}^{R_0}_{R_v} = (\sum Q)_{R_v}$$

Ou :

$$I_0\dot{v_2} + v_2 \wedge (I_0 v_2) + m\,\overrightarrow{r_{CG}} \wedge (\dot{v_1} + v_2 \wedge v_1) = \mathrm{Q} \qquad \textbf{(I.54)}$$

Synthèse [14] : si on développe les équations. (I.53) et (I.54), on obtient :

$$m\left[\dot{u} - vr + wq - x_{CG}(q^2 + r^2) + y_{CG}(pq - \dot{r}) + z_{CG}(pr + \dot{q})\right] = X$$

$$m\left[\dot{v} - vr + wp - y_{CG}(r^2 + p^2) + z_{CG}(rq - \dot{p}) + x_{CG}(qp + \dot{r})\right] = Y$$

$$m\left[\dot{w} - uq + vp - z_{CG}(p^2 + q^2) + x_{CG}(rp - \dot{q}) + y_{CG}(rq + \dot{p})\right] = Z$$

$I_{xx}\dot{p}$ + $(I_{yy} - I_{zz})$ qr – $(\dot{r}+\mathrm{pq})$ I_{xz} + $(p^2 - q^2)I_{yz} + (pr - \dot{q})I_{xy}$ + m$[y_{CG}(-uq + vp + \dot{w})$- $z_{CG}(-wp + ur + \dot{v})]$ = L

(I.55)

$I_{yy}\dot{q}$ + $(I_{xx} - I_{zz})$ rp– $(\dot{p}+\mathrm{qr})$ I_{xy} + $(p^2 - r^2)I_{zx} + (qp - \dot{r})I_{xy}$ + m$[z_{CG}(wq - vr + \dot{u})$ -$x_{CG}(-uq + vp + \dot{w})]$ = M

$I_{zz}\dot{r}$ + $(I_{yy} - I_{xx})$ pq – $(\dot{q}+\mathrm{rp})$ I_{yz} + $(q^2 - p^2)I_{xy} + (rq - \dot{p})I_{zx}$ + m$[x_{CG}(ur - wp + \dot{v})$- $x_{CG}(-vr + wq + \dot{u})]$ =N

Le système d'équations (I.55) peut se mettre sous la forme suivante :

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & mz_{CG} & 0 \\ 0 & m & 0 & -mz_{CG} & 0 & mx_{CG} \\ 0 & 0 & m & 0 & -mx_{CG} & 0 \\ 0 & -mz_{CG} & 0 & I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ mz_{CG} & 0 & -mx_{CG} & 0 & -I_{yy} & 0 \\ 0 & mx_{CG} & 0 & -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \text{F+Q} \qquad \textbf{(I.56)}$$

Ou:

$$M_{rb} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \text{D(u,v,w,p,q,r)} + \text{A(u,v,w,p,q,r)} + \text{G}(a_{31},a_{32},a_{33}) + \text{p} \qquad \textbf{(I.57)}$$

EN conclusion [15], les équations générales du mouvement non linéaires sont:

$$M_{rb}\dot{V} = \text{f}(\eta, \text{v}) + \text{g}(\text{v})\,\text{u} \qquad \textbf{(I.58)}$$

$$\eta = j_C(\eta)\,\text{v}$$

Avec :

$$\text{U} = \begin{pmatrix} \delta_e \\ \delta_r \end{pmatrix} \qquad \textbf{(I.59)}$$

D (u, v, w, p, q, r): est le vecteur dynamique de dimension 6x1 ;

A (u, v, w, p, q, r) : est le vecteur aérodynamique de dimension 6x1 ;

G (a_{31},a_{32},a_{33}) : est le vecteur gravitation et boyance de dimension 6x1 ;

P : est le vecteur propulsion de dimension 6x1 ;

M_{rb} : est la matrice d'inertie du système, définie positive

Avec a_{ij} sont les éléments de la matrice directionnelle.

La quasi-totalité des dirigeables présentent une symétrie par rapport à leur plan vertical conduisant aux simplifications numériques suivantes :

$$y_G = 0 \qquad \text{et} \qquad I_{xy} = I_{yz} = 0$$

Le vecteur dynamique D est donné avec des simplifications dues à la symétrie au plan XZ :

$$D=[\ f_1\ \ f_2\ \ f_3\ \ f_4\ \ f_5 f_6\ ] \quad \textbf{(I.60)}$$

Ou :

$$f_1 = -mwq + mrv + m[x_{CG}(q^2 + r^2) - z_{CG} rp$$

$$f_2 = -mur + mpw = m[x_{CG}\, pq - z_{CG}\, rq$$

$$f_3 = -mvp = mqu + m[-x_{CG}\, rp + z_{CG}(p^2 + q^2)] \quad \textbf{(I.61)}$$

$$f_4 = -(I_{zz} - I_{yy})\, qr + I_{xz}\, pq + mz_{CG}(ur - pw)$$

$$f_5 = -(I_{xx} - I_{zz})\, pr + I_{xz}\, pq(r^2 - p^2) + m\ [x_{CG}(vp - qu) - z_{CG}(wq - rv)]$$

$$f_6 = -(I_{yy} - I_{xx})\, qp - I_{xz}\, qr + m\,[-x_{CG}(ur - pw)]$$

Le vecteur aérodynamique A est montré ci-dessous et ses termes sont traditionnellement définis par des essais en soufflerie :

$$A = [A_X, A_Y, A_Z, A_L, A_M, A_N]^T \quad \textbf{(I.62)}$$

Ou:

$$G = \begin{pmatrix} a_{31}(W - B) \\ a_{32}(W - B) \\ a_{33}(W - B) \\ -a_{32} z_{CG} W \\ (-a_{32} z_{CG} W - a_{33} x_{CG}) W \\ a_{32} x_{CG} W \end{pmatrix} \quad \textbf{(I.63)}$$

$$a_{31}(W - B) = -(mg - B)\sin\theta$$

$$a_{32}(W - B) = -(mg - B)\sin\varphi\cos\theta$$

$$a_{33}(W - B) = -(mg - B)\cos\varphi\cos\theta \quad \textbf{(I.64)}$$

$$-a_{32} z_{CG} W = -(mgz_{CG} - Bb_z)\sin\varphi\cos\theta$$

$(-a_{32}z_{CG}W - a_{33}x_{CG})W = -(mgz_{CG} - Bb_z)\sin\theta - -(mgx_{CG} - Bb_x)\cos\varphi\cos\theta$

$a_{32}x_{CG}W = -(mgx_{CG} - Bb_x)\sin\varphi\cos\theta$

Avec :

b_x, b_z coordonnées de flottabilité du centre de volume CV dans le repère local.

II.1. Introduction

La conception d'un contrôleur donné dépend de la nature du système lui-même et de la qualité de son modèle dynamique. L'intérêt constant d'améliorer les performances des systèmes commandés conduit à des modélisations de plus en plus précises [16]. Les modèles résultants sont souvent non-linéaires et les outils fondamentaux de synthèse de loi de commande dans le domaine linéaire deviennent insuffisants ce qui a poussé les chercheurs à s'orienter de plus en plus vers les techniques de la commande non-linéaire pour remédier les problèmes rencontrés avec la commande linéaire [16].

Au cours du deuxième chapitre, nous présentons une étude théorique de deux techniques de la commande non linéaire, la commande par mode glissant et la commande par backstepping, et enfin la commande hybride mode glissant-backstepping en donnant tous les aspects théoriques avec leurs principes de fonctionnement nécessaire pour la conception et l'application sur notre ballon dirigeable.

II.2 Commande par mode glissant [17]

La commande par Mode Glissant (SMC) est une commande à structure variable pouvant changer de structure et commutant entre deux valeurs suivant une logique de commutation bien spécifique $S(x)$. Le principe de la commande par modes glissants est de contraindre le système à atteindre une surface donnée appelée surface de glissement et d'y demeurer jusqu'à l'équilibre. Cette commande se fait en deux étapes, la convergence vers la surface et ensuite le glissement le long de celle-ci (**fi**gure II.1).

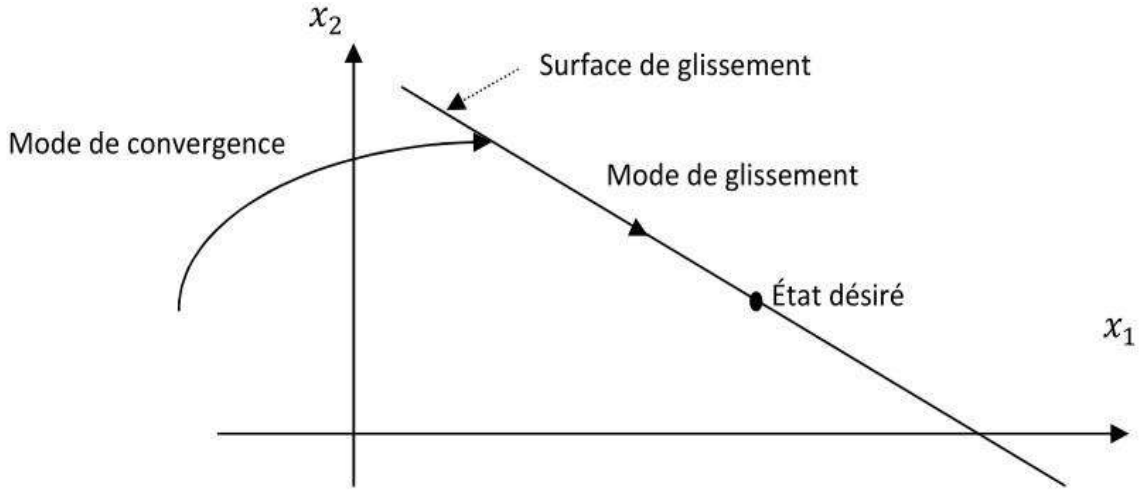


Figure II.5 Différents modes de convergence pour la trajectoire d'état.

II.2.1 Conception de la commande par mode de glissement [17]

La conception de la commande par mode glissant peut être divisée en trois étapes Principales très dépendantes, ces étapes concernent.

- Choix de la surface.
- Etablissement des conditions d'existences de convergence.
- Détermination de la loi de commande.

II.2.1.1 Le choix de la surface de glissement (S)

La fonction S est appelée par abus de langage surface, cette dernière peut être une droite ou une hyper surface selon l'ordre du système à commander.

Slotine a proposé une forme générale qui consiste à définir une fonction scalaire des surfaces de glissement dans le plan de phase (figure II.2), dans le but est d'assurer la convergence d'une variable d'état x vers sa valeur de consigne x_d cette fonction est donnée par l'équation :

$$s(x) = \left(\frac{\partial}{\partial x} + \lambda_X\right)^{r-1} e(x) \qquad \textbf{(II.1)}$$

Cette surface est d'usage très pratique car elle minimise le nombre des paramètres de synthèse de la surface en un seul coefficient.

Où :

e(x) : l'Écart entre la variable à régler x et la variable désirée x_d

λ_x : Un coefficient positif qui représente la pente de la surface de glissement.

r : Le degré relatif de système qui représente le nombre de fois qu'il faut dériver la surface pour faire apparaitre la commande.

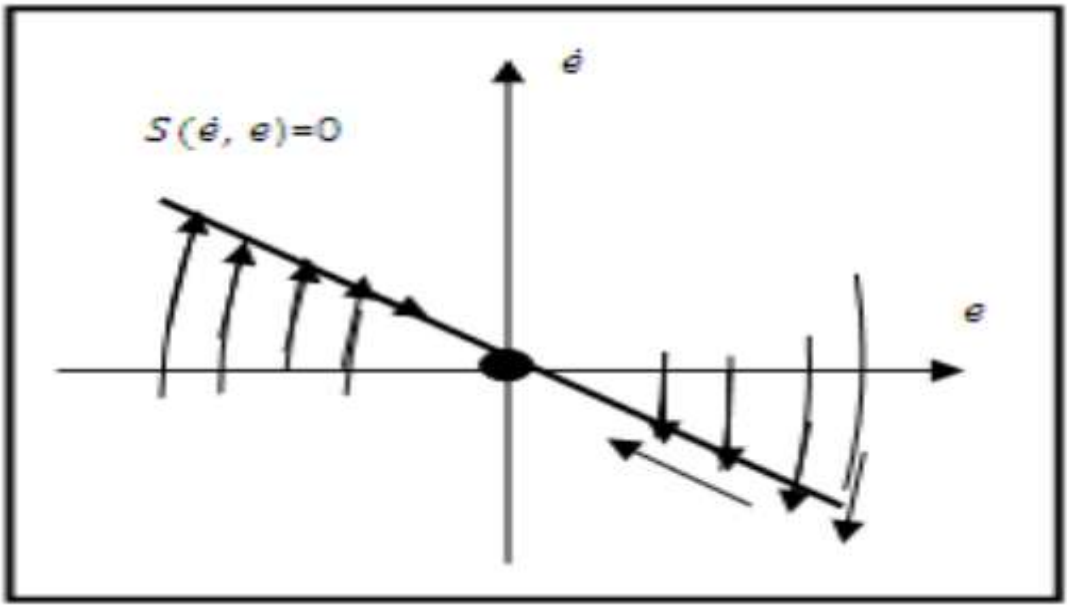


Figure II.2 Surface de glissement

II.2.1.2 Condition d'existence de convergence

Les conditions d'existante de convergences sont les critères qui permettent en dynamique du système de converger vers la surface de glissement et d'y rester indépendamment à la perturbation. Il y'a deux considérations correspondantes au mode convergence de l'état du système.

a) Fonction directe de commutation

C'est la première condition de convergence (attractivité). Elle est proposée et étudiée par Emilyanov et Utkin [18], [19]. Il s'agit de donner, à la surface une dynamique convergente vers zéro. Elle est formulée par :

$\dot{s}(x) > 0$ lorsque $s(x) < 0$

$\dot{s}(x) < 0$ lorsque $s(x) > 0$

Cette condition peut être donnée autrement par :

$$\dot{s}(x)s(x) < 0 \qquad \textbf{(II.2)}$$

b) Fonction de Lyapunov

La détermination du domaine de glissement peut se ramener à l'étude de la stabilité du système en régime glissant. Cette étude est basée sur l'utilisation de la fonction de Lyapunov**.** La fonction de Lyapunov est une fonction scalaire positive ($v(x) > 0$) pour les variables d'états de système et la loi de commande doit faire décroitre cette fonction ($\dot{V}(x) < 0$).

L'idée de base est de choisir une fonction scalaire s(x) pour garantir l'attraction de la variable à contrôler vers sa valeur de référence et de construire une commande *U* tel que le carrée de la surface correspond à une fonction de Lyapunov qui est définie par :

$$v(x) = \frac{1}{2}s^2(x) \qquad \textbf{(II.3)}$$

En dérivant cette dernière, on obtient :

$$\dot{v}(x) = \dot{s}(x)s(x) \qquad \textbf{(II.4)}$$

Pour que la fonction candidate de Lyapunov puisse décroitre, il suffit d'assurer que : $\dot{v}(x) < 0$

Pour que la fonction $v(x)$ décroisse, il faut s'assurer que sa dérivée est négative. Ceci n'est permis que si la condition **(II.2)** est vérifiée. L'équation **(II.3)** explique que le carrée de la distance vers la surface mesurée par s(x) diminue tout le temps, contraignant la trajectoire du système à se diriger vers la surface dans les deux côtés.

II.2.1.3 Détermination de la commande

La commande par mode glissant comprend en générale deux termes

$$(U = U_{eq} + U_n) \qquad \textbf{(II.5)}$$

Avec :

U_{eq} : Un terme continu, appelée commande équivalente

U_n : Et un terme discontinu, appelée commande de commutation.

a) La commande équivalente

La méthode qui a été proposée par Utkin [19], consiste à admettre qu'en mode de glissement tout se passe comme si le système était piloté par une commande dite commande équivalente. Cette dernière correspondant au régime glissant idéal, pour lequel non seulement le point de fonctionnement reste sur la surface mais aussi pour lequel la dérivée de la fonction de la surface reste nulle $\dot{s} = 0$ (c'est-à-dire surface invariante dans le temps).

b) La commande de commutation

La commande de commutation impose au point de fonctionnement de rester au voisinage de la surface. Cette commande a essentiellement pour but de vérifier les conditions d'attractivité.

$$U_n = -\lambda sign(s) \quad \textbf{(II.6)}$$

• Le gain λ est choisit pour garantir la stabilité, la rapidité et pour vaincre les perturbations extérieures pouvant agir sur le système.

• Le Signe «-» indique le rappel de point de fonctionnement vers la surface à tout instant de fonctionnement.

•La fonction sign(s (x, t)), est définie par:

$$sign\big(s(x,t)\big) = \begin{cases} 1 & si \quad s > 0 \\ -1 & si \quad s < 0 \end{cases} \quad \textbf{(II.6)}$$

L'utilisation de la fonction $sign$ donnée par Figure (II.3), signifie que la commande U_n commute entre deux valeur +/-λ.

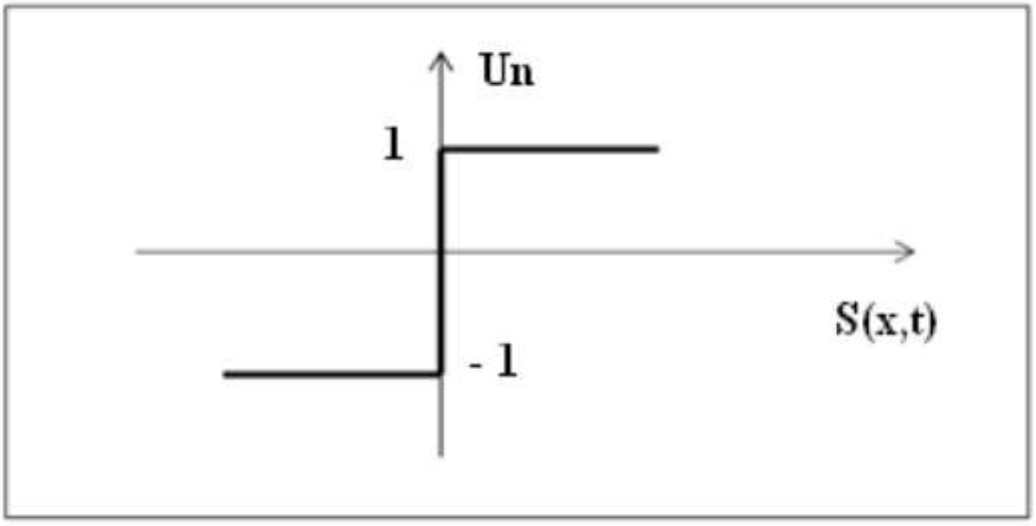


Figure II.3 Représentation de la fonction signe.

Donc la structure d'un contrôleur par mode glissant se compose de deux parties la linéarisation U_{eq} et l'autre stabilisante U_n.

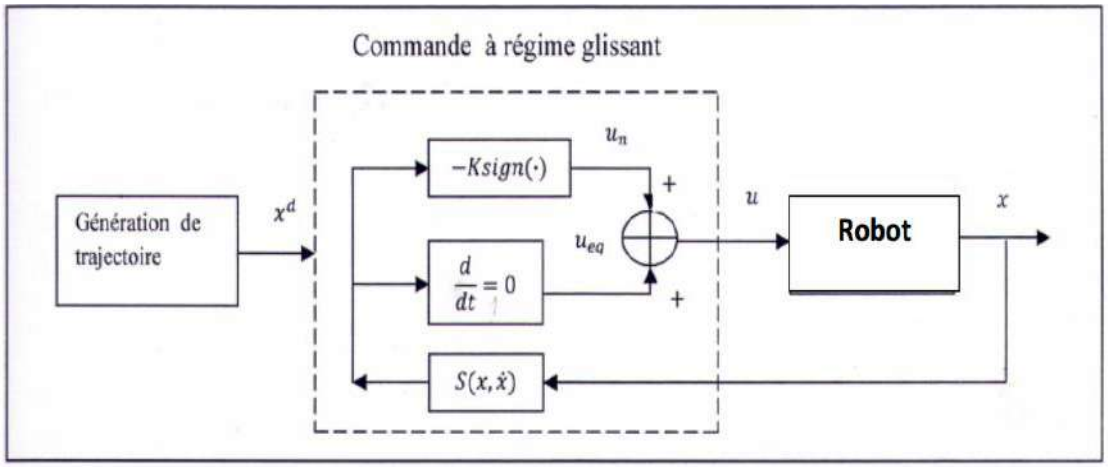


Figure II.4 Schéma de la commande par mode glissant.

II.2.2 Phénomène de réticence [17]

Étant donné que l'utilisation de la fonction $sign$ signifie que la commande U_n commute entre deux valeurs $\pm\lambda$ avec une fréquence infinie, dans la pratique, un régime glissant idéal n'existe pas.

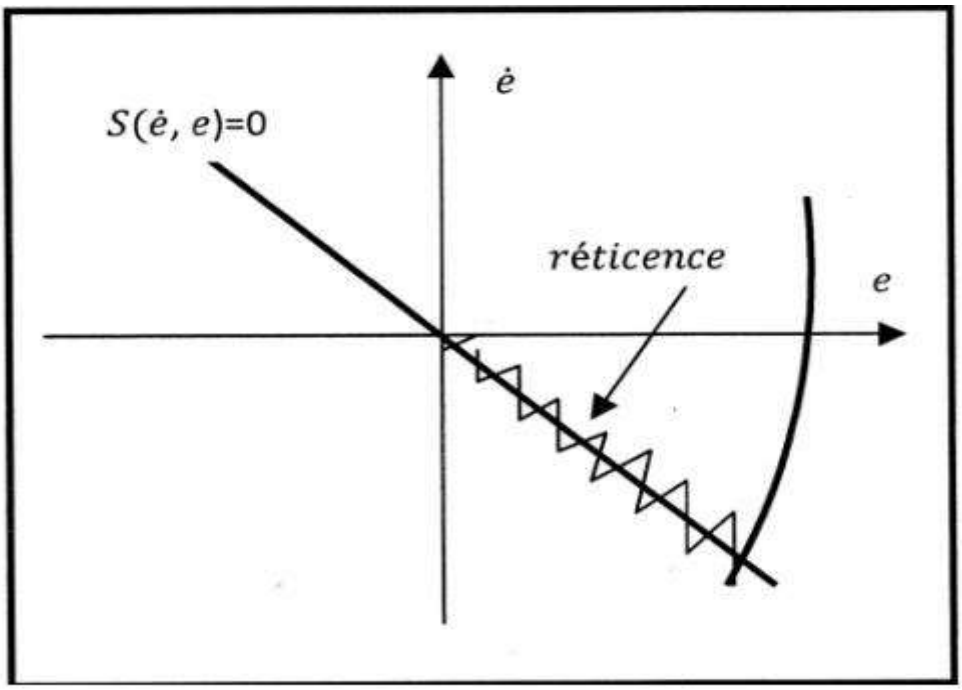


Figure II.5 Phénomène de réticence.

La présence d'imperfections ou de limites technologiques et physiques, tels que des retards au niveau des commutations ou de petites constantes de temps au niveau des actionneurs, le caractère discontinu de la commande U_n engendre un comportement dynamique particulier au voisinage de la surface qui est communément appelé chattering, en anglais, ou encore réticence ou broutement, en français, (Figure II.5). Celui-ci est caractérise par de fortes oscillations autour de la surface**.**

II.2.3 Solutions pour la suppression du phénomène de réticence [17]

Le phénomène de réticence constitue l'inconvénient majeur non négligeable de la commande par mode glissant puisqu'il peut provoquer une détérioration anticipée de l'organe de commande ou exciter des dynamiques hautes fréquences non considérées dans la modélisation du système. Ceci peut dégrader les performances et même conduire au problème d'instabilité.

Le phénomène de chattering revient à ce que la commande de commutation ne commute pas infiniment rapidement. Cependant, il est possible de réduire ou d'éliminer ce phénomène par :

• La modification de la fonction *signe* par une fonction plus lisse telle que celles représentées par Figure (II.6).

• L'utilisation d'une commande composée de deux commandes, celle discontinue avec celle appelée commande équivalente.

• L'utilisation d'une commande par mode glissant d'ordre supérieur.

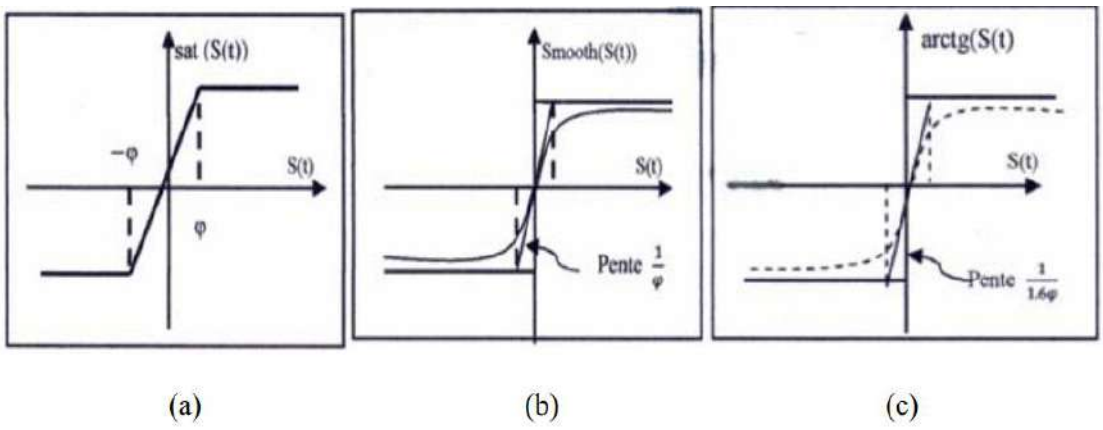


Figure II.6 Fonctions de commutation.

II.3 Commande par backstepping

II.3.1 Historique de la commande par backstepping [17]

Le backstepping a été développé par Kanellakopoulos et al [20] et inspiré par les travaux de Feurer et Morse [20] d'une part et Tsinias [20] et Kokotovii et Sussmann [20] d'autre part. Elle offre une méthode systématique pour effectuer le design d'un contrôleur pour les systèmes non linéaires.

L'idée consiste à calculer une loi de commande afin de garantir que certaine fonction de Lyapunov soit définie positive et que sa dérivée soit toujours négative. La méthode consiste à fragmenter le système en un ensemble de sous-systèmes imbriqués d'ordre décroissant. Le calcul de la fonction de Lyapunov s'effectue ensuite récursivement en partant de l'intérieur de la boucle. À chaque étape l'ordre du système est augmenté et la partie non stabilisée lors de l'étape précédente est traitée. À la dernière étape la loi de commande est trouvée. Celle-ci permet de garantir en tout temps la stabilité globale du système compensé tout en travaillant en poursuite et en régulation.

Contrairement à la plupart des autres méthodes le backstepping n'a aucune contrainte au niveau du type de non-linéarité. Cependant le système doit se présenter sous la forme dite paramétrique pure. Les équations d'un tel système sont données par :

$$\dot{x}_1 = \phi_1(x_1)^T\theta + \Psi_1(x_1)x_2$$

$$\dot{x}_2 = \phi_2(x_1, x_2)^T\theta + \Psi_2(x_1, x_2)x_3$$

$$\vdots$$

$$\dot{x}_{n-1} = \phi_{n-1}(x_1, .., x_{n-1})^T\theta + \Psi_{n-1}(x_1, .., x_{n-1})x_n \qquad \textbf{(II.7)}$$

$$\dot{x}_n = \phi_n(x_1, .., x_n)^T\theta + \Psi_n(x_1, .., x_n)u$$

$$y = x_1$$

Ou θ est le vecteur de paramètres constants. Les Φ_i , Ψ_i sont des fonctions non linéaires connues avec $\phi(0) = 0$ et $\Psi_n(x) \neq 0, \forall x \in R^n$. De plus le backstepping permet de garder les non-linéarités utiles [21].

II.3.2 Synthèse d'une loi de commande par backstepping [16]

La commande par Backstepping est une loi de commande pour les systèmes non linéaires basée sur le théorème de Lyapunov. Elle s'applique sur des systèmes de la forme cascade triangulaire.

Chaque état du système commande l'état précédent et s'appelle « Commande Virtuelle », jusqu'au dernier état qui est commandé par la commande réelle. L'objectif de cette technique est de calculer en plusieurs étapes une loi de commande qui assure la stabilité globale du système [22] [23].

Cette loi de commande se présente sous forme d'un algorithme récursif, les étapes de calcul sont comme suit :

- Les erreurs de poursuite sont écrites sous la forme ci-dessous :

$$e_{xi} = \begin{cases} x_{ir} - x_i & i\ impaire \\ x_i - \dot{x}_{(i-1)r} - \alpha_{x(i-1)} e_{x(i-1)} & i\ paire \end{cases} \quad \textbf{(II.8)}$$

$\boldsymbol{x_{ir}}$: La référence.

$\boldsymbol{x_i}$: L'état du système.

$\boldsymbol{\alpha_{x(i-1)}}$: Une constante positive.

$\boldsymbol{e_{x(i-1)}}$: L'erreur.

- On considère le cas des systèmes non linéaires d'ordre deux de la forme :

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad \textbf{(II.9)}$$

x : est l'état du système, $x \in R^n$

U : est la commande, $u \in R$

Supposons que le système **(II.9)** peut après une transformation, être mis sous la forme chainée comme suit :

$$\dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 \quad \textbf{(II.10)}$$

$$\dot{x}_2 = f_2(x_2) + g_2(x_2)u \quad \textbf{(II.11)}$$

On désire faire suivre à la sortie y =x_1 la trajectoire y_r. Cette trajectoire est supposée connue et uniformément bornée et puisque le système et du deuxième ordre alors le design s'effectue en deux étapes :

➢Première itération

On considère d'abord l'équation **(II.10),** ou la variable d'état x_2 est traitée comme une commande virtuelle, et l'on définit la première valeur désirée.

$$x_{1d}=y_r \qquad \textbf{(II.12)}$$

La première variable d'erreur se définit par :

$$e_1 = x_1 - x_{1d} \qquad \textbf{(II.13)}$$

$$\dot{e}_1 = \dot{x}_1 - \dot{x}_{1d} \qquad \textbf{(II.14)}$$

Avec l'équation **(II.14),** le système d'équation **(II.8)** s'écrit :

$$\dot{e}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 - \dot{x}_{1d} \qquad \textbf{(II.15)}$$

Pour un tel système, il a été montré que la fonction candidate constitue un bon choix de la fonction de Lyapunov :

$$V_1(e_1) = \frac{1}{2}e_1^2 \qquad \textbf{(II.16)}$$

Sa dérivée est donnée par :

$$\dot{V}_1(e_1) = e_1\dot{e}_1[f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 - \dot{x}_{1d}] \qquad \textbf{(II.17)}$$

Un choix judicieux de x_2 rendrait $\dot{V}_1(e_1)$ négative et assurerait la stabilité de l'origine du sous-système décrit par l'équation **(II.10)**.

Prenons comme valeur dex_2, la fonction t_1, tel que :

$$f_1(x_1) + g_1(x_1)t_1 - \dot{x}_{1d} = -k_1e_1 \qquad \textbf{(II.18)}$$

Ou $k_1 > 0$ est un paramètre de design.

L'équation **(II.18)** n'implique que la condition :

$$\dot{V}_1(e_1) = -k_1e_1^2 \leq 0 \qquad \textbf{(II.19)}$$

Ce qui implique que l'erreur donnée par l'équation **(II.13)** tend vers zéro ce qui assure la convergence du sous-système **(II.10)** et sa stabilité asymptotique.
A partir de l'équation **(II.18)** on obtient :

$$x_{2d} = t_1 = \frac{1}{g_1(x_1)}[-k_1 e_1 + \dot{x}_{1d} - f_1(x_1)] \quad \textbf{(II.20)}$$

➢ Deuxième itération

On considère le sous-système d'équation **(II.11)** et l'on définit la nouvelle variable d'erreur :

$$e_2 = x_2 - t_2 \quad \textbf{(II.21)}$$

Cette équation représente l'écart entre la variable d'état x_2 et sa valeur désirée t_1 , l'erreur e_2 n'est pas instantanément nulle. L'objectif de cette étape consiste, alors, à la forcer à s'annuler Les équations du système à commander dans l'espace (e_1,e_2), s'écrivent :

$$\dot{e}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)(e_2 + t_1) - \dot{x}_{1d} \quad \textbf{(II.22)}$$

$$\dot{e}_2 = f_2(x_2) + g_2(x_2)u - \dot{t}_1 \quad \textbf{(II.23)}$$

On a choisi comme fonction de Lyapunov :

$$V_2(e_1, e_2) = V_1(e_1) + \frac{1}{2}e_2^2 \quad \textbf{(II.24)}$$

Sa dérivée

$$\dot{V}_2(e_1, e_2) = \dot{V}_1 + e_2\dot{e}_2 = e_1\dot{e}_1 + e_2\dot{e}_2 \quad \textbf{(II.25)}$$

$$\dot{V}_2(e_1, e_2) = e_1[f_1(x_1) + g_1(x_1)(e_2 + t_1) - \dot{x}_{1d}] + e_2[f_2(x_2) + g_2(x_2)u - \dot{t}_1] \quad \textbf{(II.26)}$$

$$\dot{V}_2(e_1, e_2) = e_1[f_1(x_1) + g_1(x_1)e_2 + g_1(x_1)t_1 - \dot{x}_{1d}] + e_2[f_2(x_2) + g_2(x_2)u - \dot{t}_1] \textbf{(II.27)}$$

$$\dot{V}_2(e_1, e_2) = -k_1 e_1^2 + e_2\left[f_2(x_2) + g_2(x_2)u + g_1(x_1)e_1 - \dot{t}_1 + e_1\right] \quad \textbf{(II.28)}$$

Pour garantir la stabilité il faut que l'équation suivante soit égale à $-k_2 e_2$ avec

$k_2 > 0$

$$f_2(x_2) + g_2(x_2)u + g_1(x_1)e_1 - \dot{t}_1 + e_1 = -k_2 e_2 \quad \textbf{(II.29)}$$

La commande est :

$$u = \frac{1}{g_2(x_2)}[-k_2 e_2 + \dot{t}_1 - e_1 - g_1(x_1)e_1 - f_2(x_2)] \quad \textbf{(II.30)}$$

Avec ce choix de la commande u on obtient :

$$\dot{V}_2(e_1, e_2) = -k_1 e_1^2 - k_2 e_2^2 \quad \textbf{(II.31)}$$

Donc on a garanti la stabilité asymptotique du système.

II.4 Commande hybride mode glissant-backstepping [17]

Parmi 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 est d'améliorer les performances du système à contrôler.

La commande par mode de glissement est l'une des méthodes qui s'associe à la technique de backstepping avec une procédure très simple.

La technique de backstepping et du mode glissant sont deux méthodes qui exploitent la notion de fonction de Lyapunov. Nous allons utiliser ce point commun pour élaborer une nouvelle commande associant les deux techniques. En effet les deux critères qui permettent aux dynamiques du système de converger vers la surface du glissement sont [24] :

- Celui proposé par Utkin :

$$s(x)\dot{s}(x) < 0 \quad \textbf{(II.32)}$$

- Celui est définit par la fonction de Lyapunov :

$$\dot{V}(x) < 0 \quad \textbf{(II.33)}$$

En mode glissant cette condition est réalisée par :

$$\dot{s}(x) = -q_1 sign(s) - \alpha_1(s) \quad \textbf{(II.34)}$$

Avec q_1 et α_1 réels positifs. Par conséquent la condition de stabilité de Lyapunov est réalisée par la condition de convergence des modes glissants.

II.5 Conclusion

Dans ce chapitre on s'est intéressé à l'étude théorique des lois de commande non linéaire robuste, ces types de commandes basé sur la passivité, la commande par mode glissant et celle du backstepping.

A la fin de ce chapitre nous avons vu la commande hybride mode glissant backstepping, ce type de commande est utilisé afin d'améliorer les performances des commandes non linéaires. L'étude de l'influence de ces commandes sur le ballon dirigeable, sera l'objet du chapitre suivant.

.

III.1 Introduction

Dans ce chapitre, on va appliquer les deux méthodes mentionnées précédemment (backstepping, mode glissant) sur le modèle simplifié du ballon dirigeable.

La commande de backstiping va être appliquée pour contrôlée les équations dynamique du dirigeable (modèle dynamique), et la commande par mode glissant va être utilisée pour contrôlée les équations cinétique du dirigeable (modèle cinétique).

La combinaison entre les deux commandes nous permettons de développer une commande hybride backstipping-mode glissant qui nous permettons à son tour de suivre une trajectoire donnée (désirée).

III.2 Synthétisation du problème

Le problème de la trajectoire suivie est la conception d'une loi de commande qui stabilise asymptotiquement la position et l'orientation, par conséquent, nous pouvons restreindre les dynamiques de 6 degré de la liberté à un plan horizontal en faisant les approches suivantes [25] :

Approche 1 : les dynamiques associées au tangage et roulis sont négligeables (Zhang, 2009).

Lorsque le dirigeable est à une latitude constante les variables tangage et roulis sont négligeables, et par conséquent on peut bien négliger leur effet sur le plan horizontal.

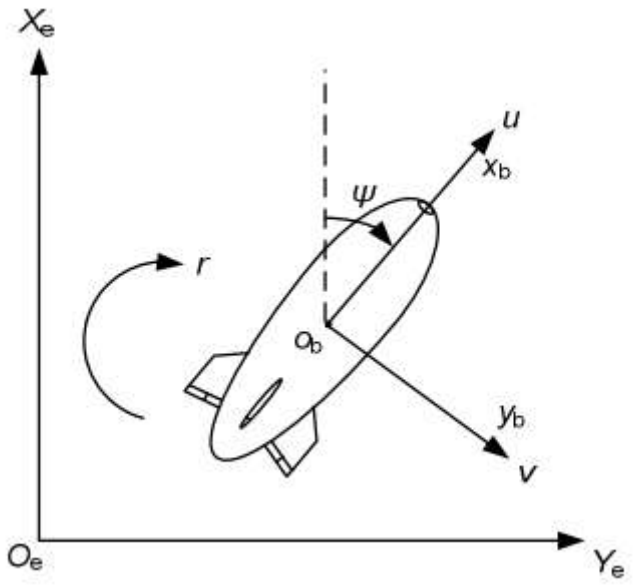


Figure III.1 Le mouvement du ballon dirigeable dans le plan horizontal

Approche 2 : on considère un dirigeable avec une poussée d'Archimède neutre : la gravitation étant égale à la poussée d'Archimède. Par conséquent les forces résultantes de la gravitation et de la poussée d'Archimède n'ont aucun effet sur l'état horizontal du dirigeable (Zhang, 2008).

Sous ces approches, un modèle simplifie a 3 degrés de liberté est obtenu comme suit [25] :

$$(m - x_{\dot{u}})\dot{u} - mvr + y_{\dot{v}}vr - x_u u = \boldsymbol{\tau}_x \quad \textbf{(III.1)}$$

$$(m - y_{\dot{v}})\dot{v} - mur - x_{\dot{u}}ur - y_v v = \boldsymbol{\tau}_y \quad \textbf{(III.2)}$$

$$(I_z - N_{\dot{r}})\dot{r} + muv - mur - y_{\dot{v}}vu + x_{\dot{u}}uv - N_r r = \boldsymbol{\tau}_N \quad \textbf{(III.3)}$$

On peut d'écrire l'équation du modèle sous forme générale suivant :

$$\boldsymbol{M\dot{q} + C(q)q + D(q)q = \tau} \quad \textbf{(III.4)}$$

Avec :

$$\boldsymbol{M} = \begin{bmatrix} m - x_{\dot{u}} & 0 & 0 \\ 0 & m - y_{\dot{v}} & 0 \\ 0 & 0 & I_z - N_{\dot{r}} \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{C(q)} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -(m - y_{\dot{v}})v \\ 0 & 0 & (m - x_{\dot{u}})u \\ (m - y_{\dot{v}})v & -(m - x_{\dot{u}})u & 0 \end{bmatrix}$$

Et : $$\boldsymbol{D(q)} \begin{bmatrix} -x_u & 0 & 0 \\ 0 & -y_v & 0 \\ 0 & O & -N_r \end{bmatrix}$$

Avec : $x_{\dot{u}}, y_{\dot{v}}, N_{\dot{r}}$ sont les effets des masses ajoutes, et x_u, y_v, N_r sont la traînée linéaire.

Le dirigeable généralement marche avec une vitesse d'avancement et de rotation qui sont faibles, ce qui demande un contrôle précis de la trajectoire .le mouvement se fait avec trois degrés de liberté, translation selon les axes (X, Y) et rotation sur l'axe (Z) avec un angle Ψ.

L'état désire du dirigeable est définit comme suit :

$$\eta_d = [x_d\ y_d\ \Psi_d]^T \quad \textbf{(III.5)}$$

Les vitesses d'avancement et de rotation désires peuvent être déduites par :

$$q_d = [u_d\ v_d\ r_d]^T \quad \textbf{(III.6)}$$

Avec :

$$u_d = \dot{x}_d cos\Psi + \dot{y}_d sin\Psi \quad \textbf{(III.7)}$$

$$v_d = -\dot{x}_d cos\Psi + \dot{y}_d sin\Psi \quad \textbf{(III.8)}$$

$$r_d = \dot{\Psi}_d \quad \textbf{(III.9)}$$

L'état actuel du dirigeable est représenté par: $\eta = [x\ y\ \Psi]^T$, et

$q = [u\ v\ r]^T$.l'objective des contrôleurs est de mettre le dirigeable en mouvement suivant une trajectoire bien définie η_d en contrôlant les vitesses et la vitesse angulaire.

III.3 stratégie de la commande

L'architecture basique de contrôle du système est illustrée par la figure ci-dessous.la stratégie de la commande hybride comprend deux parties :

1) Un contrôleur de vitesse virtuelle de la boucle extérieure en utilisant l'erreur d'état de la position et de l'orientation.
2) Un contrôleur du mode glissant de la boucle intérieur en utilisant le vecteur d'état de la vitesse.

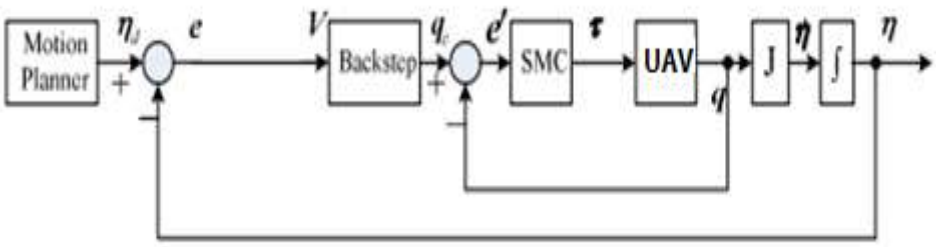


Figure III.2 boucle de la commande du dirigeable

III.3.1 contrôleur de la vitesse virtuelle(q_c)

La méthode de backstipping est utilisable dans le cas des robots mobiles nonholonomiques.et comme le dirigeable est un système holonomie, alors la méthode n'est pas faite pour son control [25].

C'est pour cela, une nouvelle loi de commande de backstipping désigne pour rendre possible au dirigeable de suivre une référence donnée en tout stabilité. Le contrôleur de vitesse virtuelle basé sur le backstipping est définit comme suit :

On a les erreurs de la position et la rotation de la trajectoire décrire comme suit :

$$e = \eta_d - n = [e_x\, e_y\, e_\Psi]^T \quad \textbf{(III.10)}$$

Et les erreurs de la vitesse :

$$e' = q_d - q = [e_1\, e_2\, e_3]^T \quad \textbf{(III.11)}$$

D'après l'équation dynamique du dirigeable :

$$\dot{\eta} = J^T(\eta)q \quad \textbf{(III.12)}$$

Donc :

$$e' = [e_1\, e_2\, e_3]^T = J^T [e_x\, e_y\, e_\Psi]^T \quad \textbf{(III.13)}$$

Avec :

$$J = \begin{bmatrix} \cos\Psi & -\sin\Psi & 0 \\ \sin\Psi & \cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \textbf{(III.14)}$$

Donc :

$$\begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\Psi & \sin\Psi & 0 \\ -\sin\Psi & \cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_\Psi \end{bmatrix} \quad \textbf{(III.15)}$$

Et :

$$e_1 = e_x cos\Psi + e_y sin\Psi \quad \textbf{(III.16)}$$

$$e_2 = -e_x sin\Psi + e_y cos\Psi \quad \textbf{(III.17)}$$

$$e_3 = e_\Psi \quad \textbf{(III.18)}$$

Le premier variable de l'erreur de vitesse suivant l'axe X est e_1 :

On calcul la dérivée de e_1 :

$$\dot{e}_1 = \dot{e}_x cos\Psi + e_x\dot{\Psi}(-sin\Psi) + \dot{e}_y sin\Psi + e_y\dot{\Psi}cos\Psi \quad \textbf{(III.19)}$$

$$= (\dot{x}_d - \dot{x})cos\Psi + (\dot{y}_d - \dot{y})sin\Psi - e_x\dot{\Psi}sin\Psi + e_y\dot{\Psi}cos\Psi \quad \textbf{(III.20)}$$

$$= \dot{x}_d cos\Psi + \dot{y}_d sin\Psi - \underbrace{(\dot{x}cos\Psi + \dot{y}sin\Psi)}_{u} + \underbrace{(e_x sin\Psi + e_y cos\Psi)}_{e_2}\dot{\Psi}$$

$$= \dot{x}_d cos\Psi + \dot{y}_d sin\Psi - u + e_2 r \quad \textbf{(III.21)}$$

$$= \dot{x}_d \cos(\Psi_d - e_\Psi) + \dot{y}_d \sin(\Psi_d - e_\Psi) + e_2 r - u \quad \textbf{(III.22)}$$

$$= \dot{x}_d(cos\Psi_d cose_\Psi + sin\Psi_d sine_\Psi) + \dot{y}_d(sin\Psi_d cose_\Psi - cos\Psi_d sine_\Psi) + e_2 r - u \quad \textbf{(III.23)}$$

$$= (\dot{x}_d cos\Psi_d + \dot{y}_d sin\Psi_d)cose_\Psi + (\dot{x}_d sin\Psi_d - \dot{y}_d cos\Psi_d)sine_\Psi + e_2 r - u \quad \textbf{(III.24)}$$

$$\dot{e}_1 = u_d cose_\Psi - v_d sine_\Psi + re_2 - u \quad \textbf{(III.25)}$$

On a choisi comme fonction de Lyapunov :

$$V(e_1) = \frac{1}{2}e_1^2 \quad \textbf{(III.26)}$$

Sa dérivée s'écrit :

$$\dot{V}(e_1) = e_1\dot{e}_1 = e_1(u_d cose_\Psi - v_d sine_\Psi + re_2 - u) \quad \textbf{(III.27)}$$

$$\dot{V}(e_1) = e_1\dot{e}_1 = e_1(u_d cose_\Psi - v_d sine_\Psi - u) + re_2 \quad \textbf{(III.28)}$$

Pour que :

$$\dot{V}((e_1) \leq 0 \quad \textbf{(III.29)}$$

Il faut que :

$$u_d cose_\Psi - v_d sine_\Psi - u = -ke_1 \quad \textbf{(III.30)}$$

Donc on peut déduire pour cela la vitesse virtuelle u_c :

$$u_c = u_d cose_\Psi - v_d sine_\Psi + ke_1 \quad \textbf{(III.31)}$$

$$u_c = k_c\big(e_x cos\Psi + e_y sin\Psi\big) + (u_d cose_\Psi - v_d sine_\Psi) \quad \textbf{(III.32)}$$

Nous suivant les mêmes étapes décrites précédemment pour déterminer les commandes v_c et r_c ce qui donne :

$$v_c = k_c\left(-e_x sin\Psi + e_y cos\Psi\right) + \left(u_d sine_\Psi - v_d cose_\Psi\right) \quad \textbf{(III.33)}$$

$$r_c = r_d + k_\Psi e_\Psi \quad \textbf{(III.34)}$$

Donc la vitesse virtuelle q_c s'écrit comme suit [25] :

$$q_c = \begin{bmatrix} u_c \\ v_c \\ r_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_c\left(e_x cos\Psi + e_y sin\Psi\right) + \left(u_d cose_\Psi - v_d sine_\Psi\right) \\ k_c\left(-e_x sin\Psi + e_y cos\Psi\right) + \left(u_d sine_\Psi - v_d cose_\Psi\right) \\ r_d + k_\Psi e_\Psi \end{bmatrix} \text{(III.35)}$$

Avec :

k_c ,k_Ψ sont des constants positives.

III.3.2 contrôleur du mode glissant

Apres que le contrôleur de vitesse génère une vitesse virtuelle du dirigeable, un contrôleur de mode glissant est utilisé afin de générer les forces et les moments de contrôle $\boldsymbol{\tau} = [\boldsymbol{\tau_x}\ \boldsymbol{\tau_y}\ \boldsymbol{\tau_N}]^{\boldsymbol{T}}$.

Ensuite, les entrées de la commande $\boldsymbol{\tau}$ vont être appliquées au modèle dynamique du dirigeable pour produire la vitesse actuelle en poussée, balancement et lacet

$q = [u\ v\ r]^T$, respectivement dans le repère fixé au corps du dirigeable.

Donc ça sera facile d'obtenir les états du dirigeable, $\eta_d = [x_d\ y_d\ \Psi_d]^T$ dans le repère inertiel par $\dot{\eta} = J^T(\eta)q$.

Le mode glissant peut être divisé en deux parties, premièrement, définir la surface de glissement $\boldsymbol{S}$.deuxièment, trouver une loi de commande pour déplacer vers cette surface.

La surface de glissement est définit comme suit [25]:

$$s = \dot{e}_c + 2\Lambda e_c + \Lambda^2 \int e_c \quad \textbf{(III.36)}$$

Avec :

$e_c = q_c - q$: L'erreur de vitesse entre la vitesse virtuelle et celle actuelle.

Λ : représente une constant strictement positive.

s : est un vecteur 3*1.

Dérivant **(III.36)** on obtient :

$$\dot{s} = \ddot{e}_c + 2\Lambda\dot{e}_c + \Lambda^2 e_c \quad \textbf{(III.37)}$$

Ou :

$$\dot{s} = \ddot{e}_c + 2\Lambda(\dot{q}_c - \dot{q}) + \Lambda^2 e_c \quad \textbf{(III.38)}$$

On a choisi comme une fonction de lyapunov :

$$V(s) = \frac{1}{2}s^2 \quad \textbf{(III.39)}$$

Sa dérivée :

$$\dot{V}(s) = s(\ddot{e}_c + 2\Lambda(\dot{q}_c - \dot{q}) + \Lambda^2 e_c) \quad \textbf{(III.40)}$$

Pour que :

$$\dot{V}(s) \leq 0 \quad \textbf{(III.41)}$$

Il faut :

$$\dot{s} = \ddot{e}_c + 2\Lambda(\dot{q}_c - \dot{q}) + \Lambda^2 e_c \leq 0 \quad \textbf{(III.42)}$$

Remplaçant **(III.4)** dans **(III.42)** on obtient :

$$\ddot{e}_c + 2\Lambda(\dot{q}_c - \boldsymbol{M}^{-1}(\boldsymbol{\tau} - \boldsymbol{C}(\boldsymbol{q})\boldsymbol{q} - \boldsymbol{D}(\boldsymbol{q})\boldsymbol{q}) + \Lambda^2 e_c \leq 0 \quad \textbf{(III.43)}$$

Lorsque le système tend vers la surface de glissement$(\dot{s} \to 0)$, donc la loi de commande équivalente s'écrit comme suit :

$$\boldsymbol{\tau_{eq}} = \widehat{\boldsymbol{M}}(\dot{q}_c + \frac{\ddot{e}_c}{2\Lambda} + \frac{\Lambda}{2}e_c) + \widehat{\boldsymbol{C}}(\boldsymbol{q})\boldsymbol{q} + \widehat{\boldsymbol{D}}(\boldsymbol{q})\boldsymbol{q} \quad \textbf{(III.44)}$$

Avec :

$\widehat{\boldsymbol{M}}, \widehat{\boldsymbol{C}}, \widehat{\boldsymbol{D}}$: Sont des termes estimés, et on prendre on considération la difficulté de calcule le terme $\ddot{e}_c$ c'est pour ça remplacée par :

$$\ddot{e}_c = -k\dot{e}_c \quad \textbf{(III.45)}$$

Avec k est une constante strictement positive.

La commande totale par le mode glissant est :

$$\boldsymbol{\tau} = \boldsymbol{\tau_{eq}} - \boldsymbol{ksign}(\boldsymbol{s}) \quad \textbf{(III.46)}$$

Avec $\boldsymbol{k}$ c'est le facteur de glissement.

III.4 Résultats de Simulation

Pour évaluer les performances de la commande pour le ballon dirigeable, nous avons procédé une série de simulation sous environnement Matlab /Simulink.

L'étude décrite précédemment peut servir à conduire différentes simulations sur les trajectoires, nous avons pris des déférentes trajectoires désires.

Les caractéristiques générales du dirigeable donné dans le tableau suivant [26]:

Paramètre	**valeur**	**Paramètre**	**valeur**
$m(kg)$	239	$x_u(kg)$	216.7
$x_{\dot{u}}(kg)$	- 4.235	$y_v(kg)$	215
$y_{\dot{v}}(kg)$	-21.668	$N_r(kg)$	50.2
$N_{\dot{r}}(kg.m^2)$	-3.423	$I_z(kg.m^2)$	12826.7

Tableau III.1 paramètre du dirigeable

Les paramètres des contrôleurs sont donne dans le tableau suivant :

k_c	k_Ψ	Λ	$\boldsymbol{k}$
1	1	2	100

Tableau III.2 paramètre des contrôleurs

Dans cette simulation on a utilisé trois formes de la trajectoire désirée, (un cercle, une ligne, et une forme pseudo-aléatoire).

A. La première trajectoire sous forme d'un cercle

On peut construire cette trajectoire d'après les équations suivant :

$$\begin{cases} x_d = 500[\sin(0.01t) + 1] \\ y_d = 500[\sin\left(0.01t - \frac{\pi}{2}\right) + 1] \\ \Psi_d = 0 \end{cases} \quad \textbf{(III.47)}$$

La position initiale du dirigeable, $\eta_0 = [x_0\ y_0\ \Psi_0]^T = [0 - 200\ 0]$

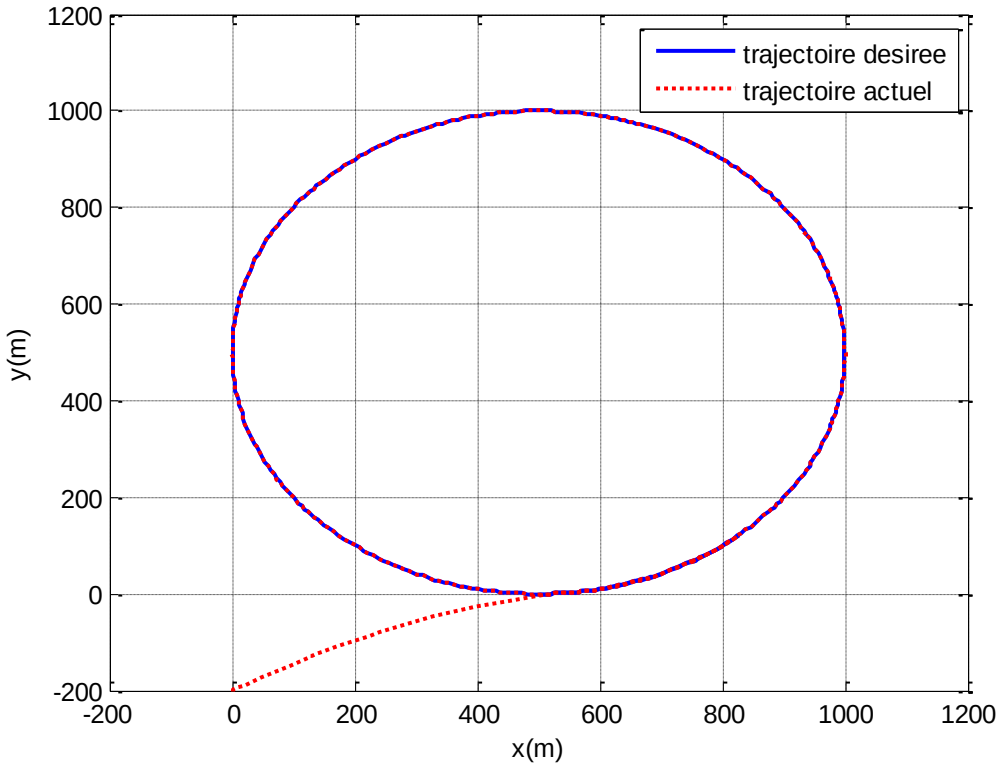


Figure III.3 le mouvement du dirigeable sur le plan(XY)

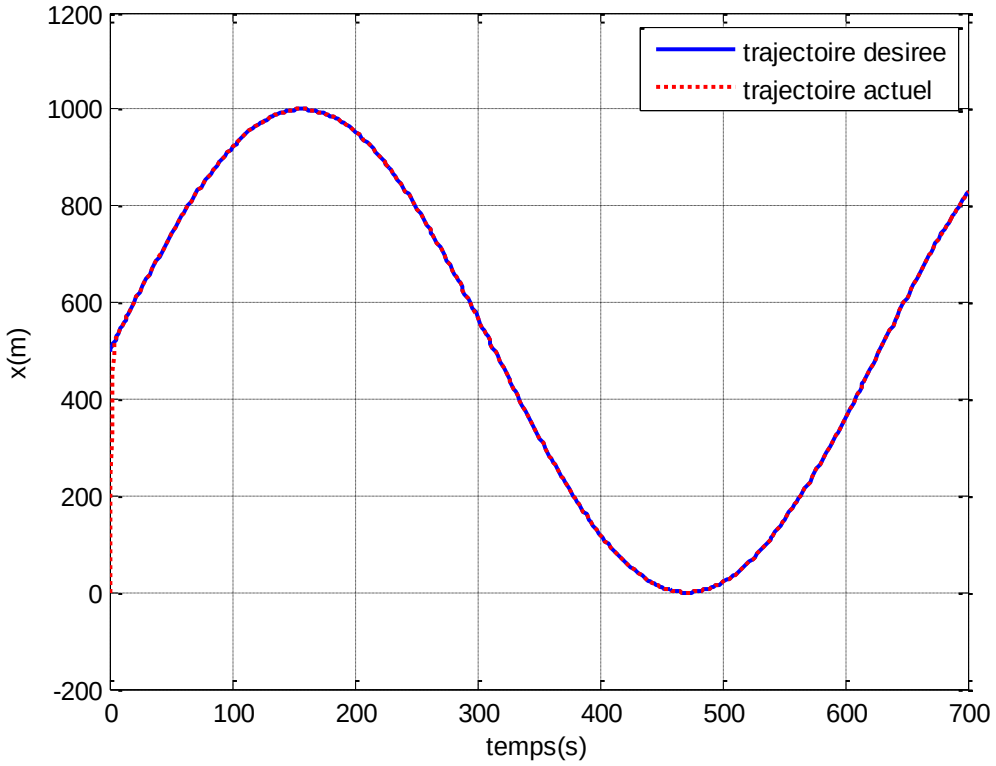


Figure III.4 le mouvement du dirigeable suivant l'axe X

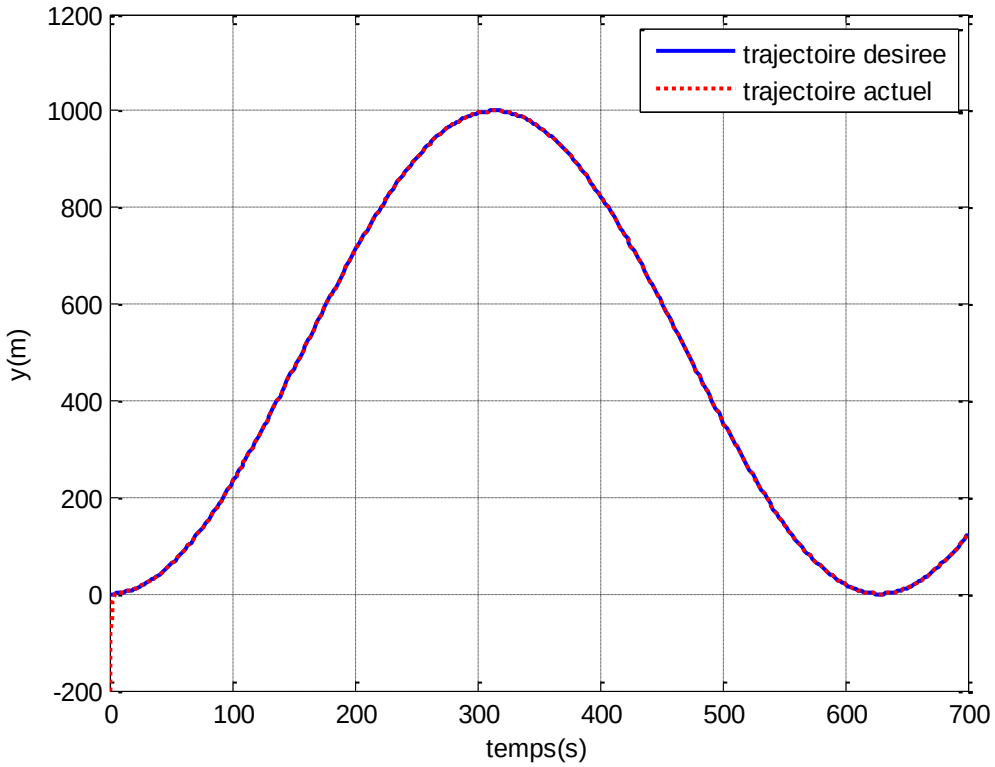


Figure III.5 le mouvement du dirigeable suivant l'axe Y

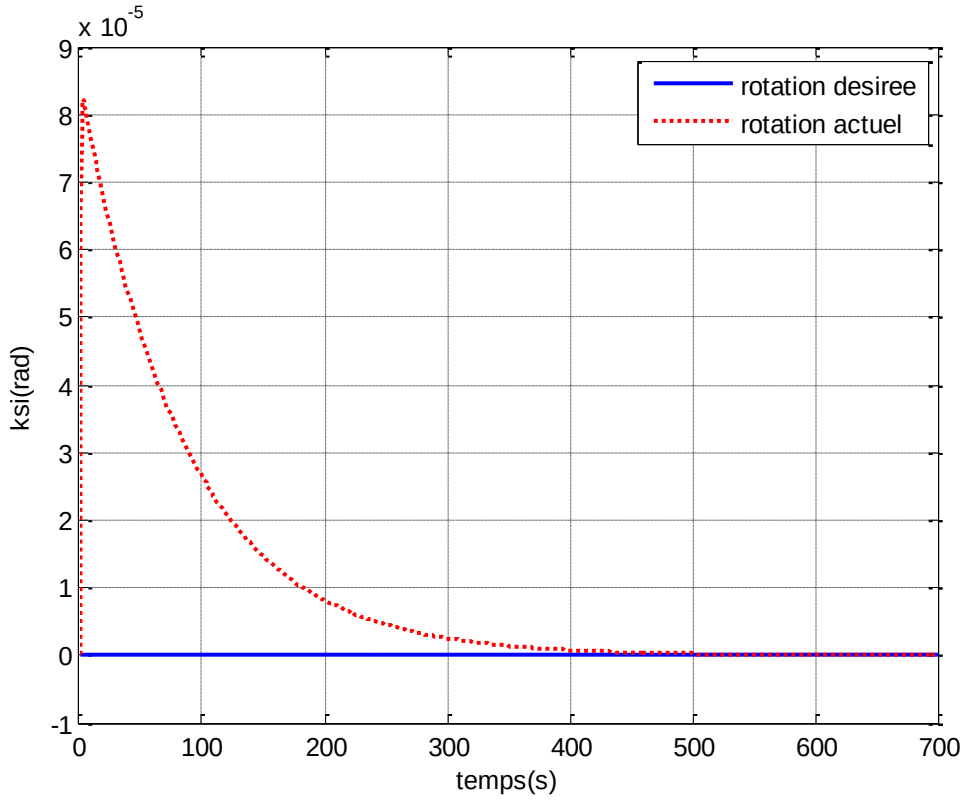


Figure III.6 l'angle de la rotation autour l'axe Z

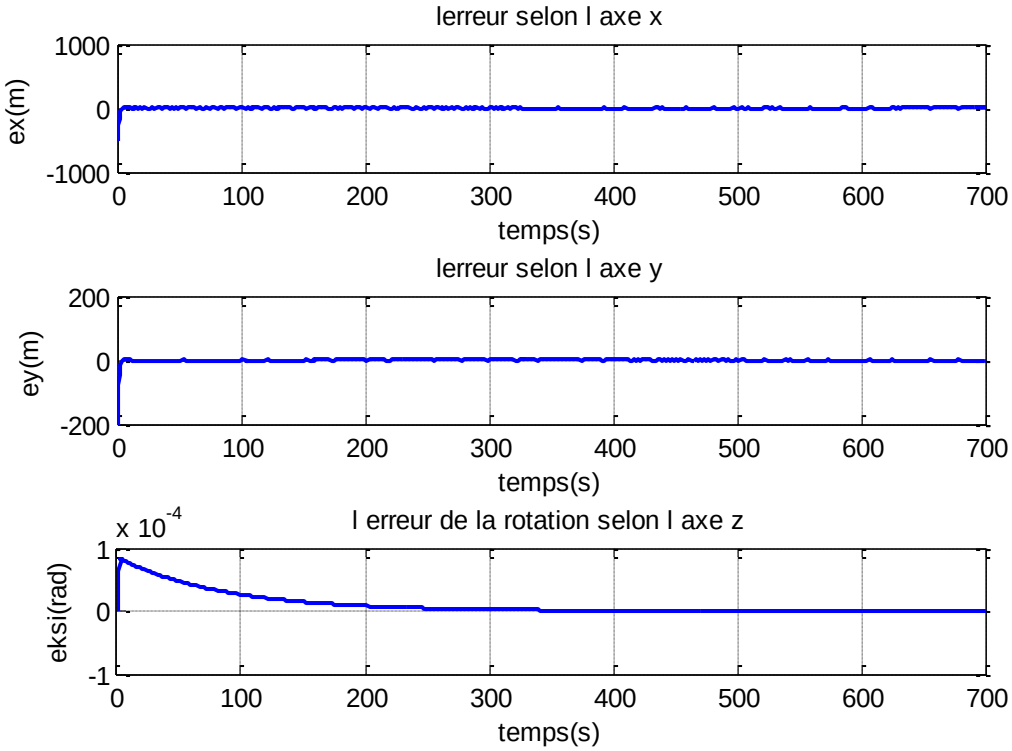


Figure III.7 les erreurs de déplacement suivant X, Y et de rotation autour Z

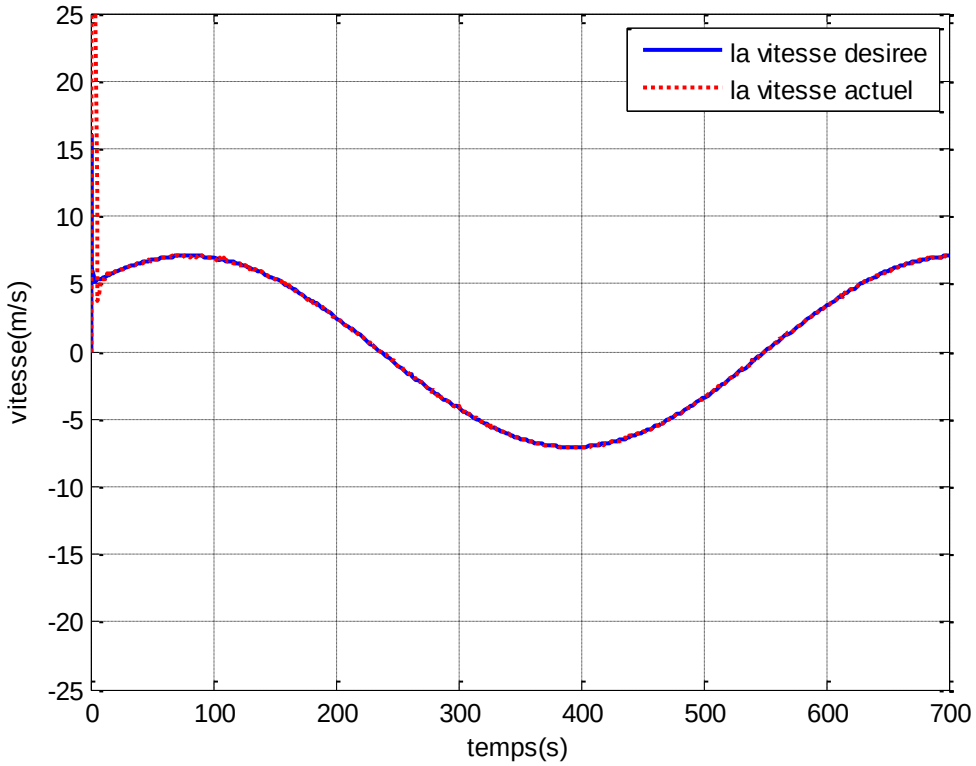


Figure III.8 la vitesse du dirigeable sur le plan(XY)

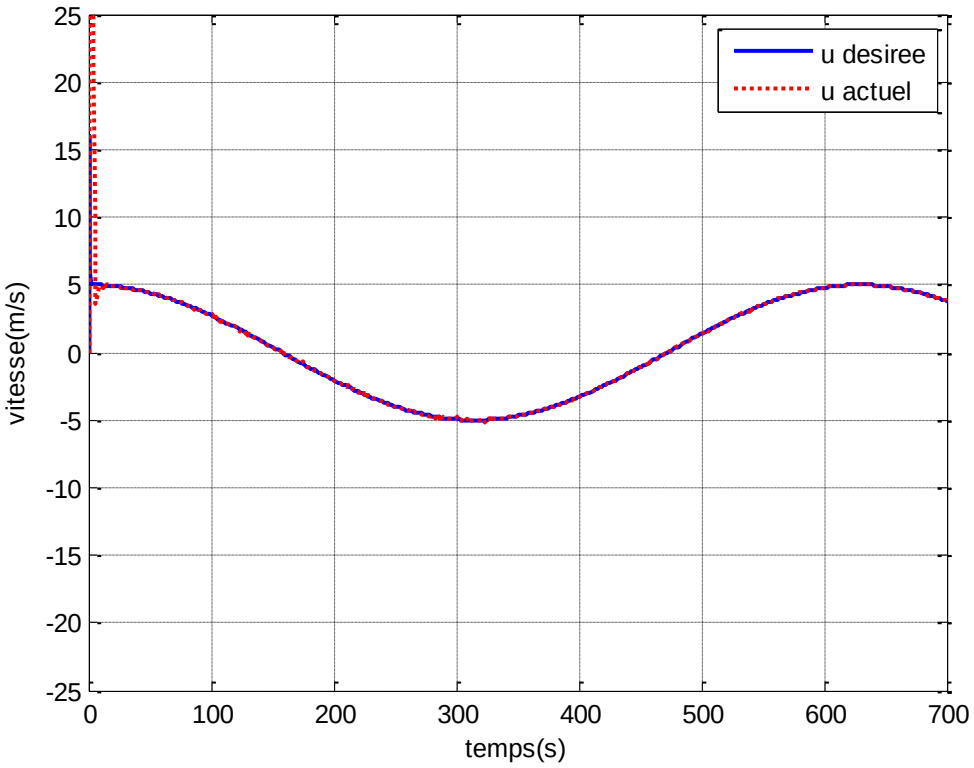


Figure III.9 la vitesse du dirigeable sur l'axe X

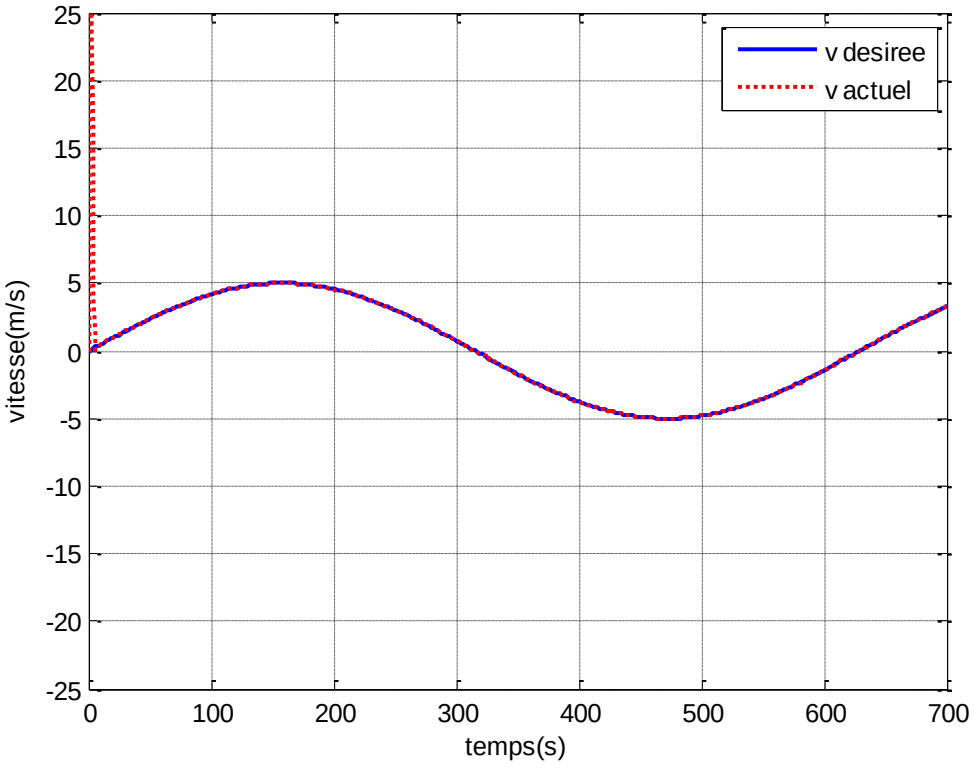


Figure III.10 la vitesse du dirigeable sur l'axe Y

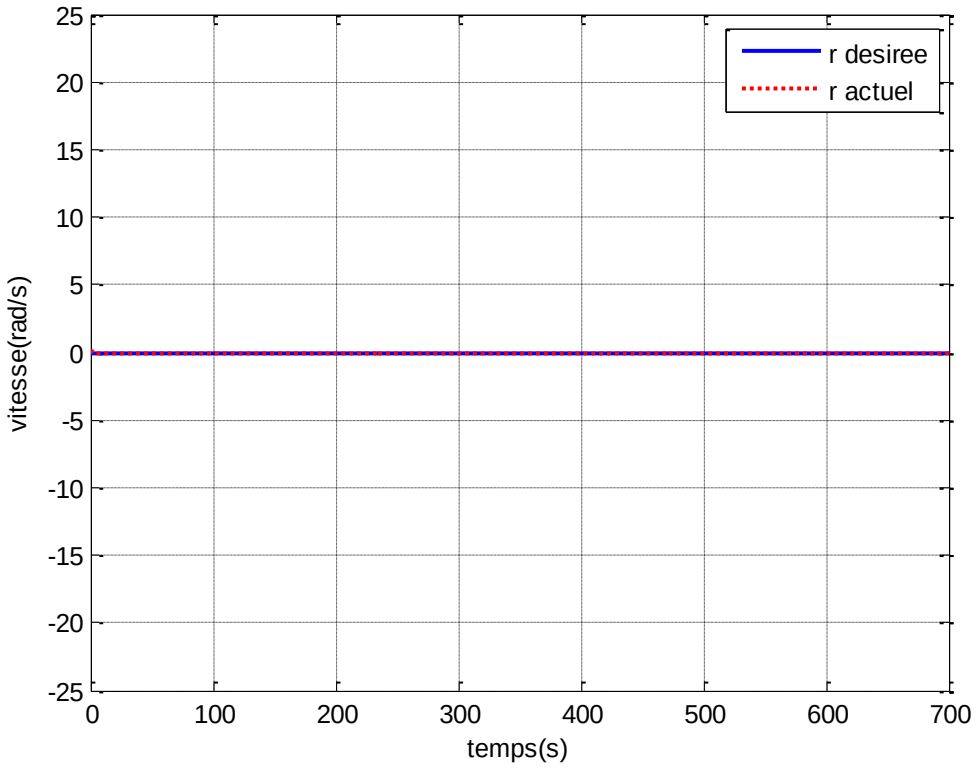


Figure III.11 la vitesse de rotation du dirigeable autour l'axe Z

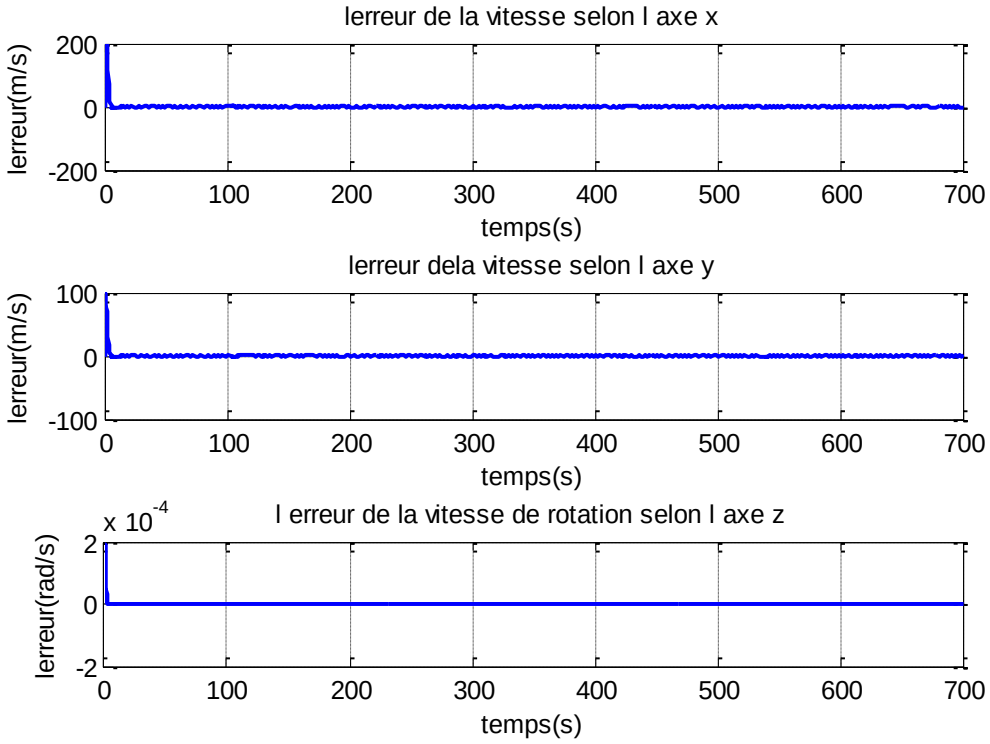


Figure III.12 les erreurs de la vitesse de déplacement et de rotation

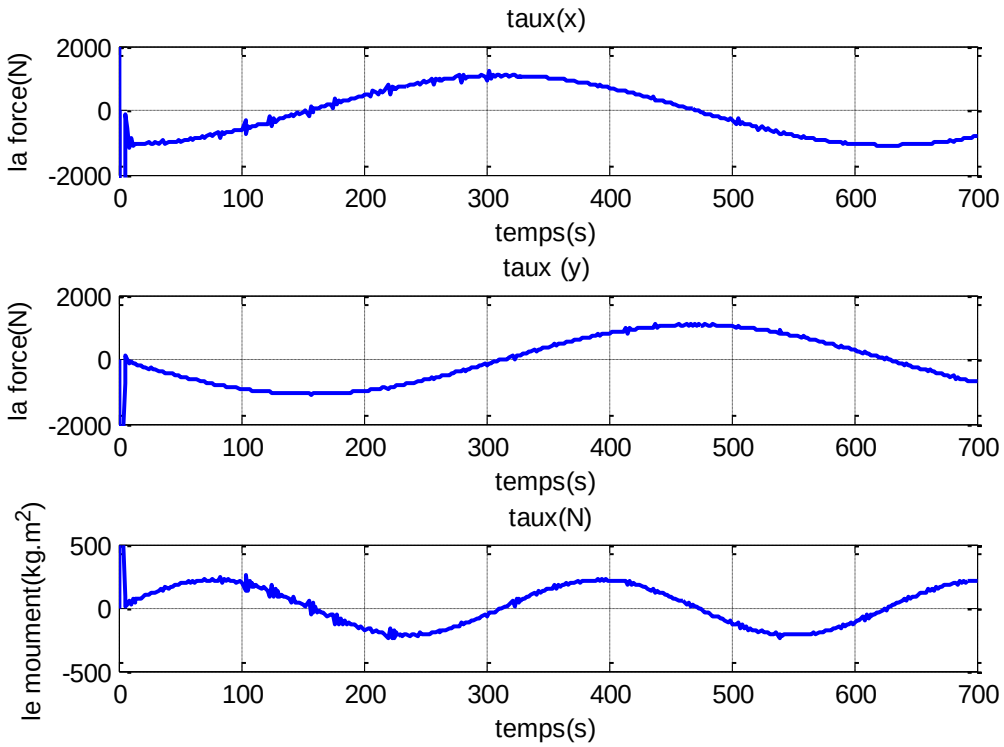


Figure III.13 les forces et le moment appliquée sur le dirigeable

B. La deuxième trajectoire sous forme d'une ligne

On peut construire cette trajectoire d'après les équations suivant :

$$\begin{cases} x_d = 0.5t + 5 \\ y_d = 0.5t \\ \Psi_d = \frac{\pi}{4} \end{cases} \quad \textbf{(III.48)}$$

La position initiale du dirigeable, $\eta_0 = [x_0\ y_0\ \Psi_0]^T = [50 - 200\ 0]$

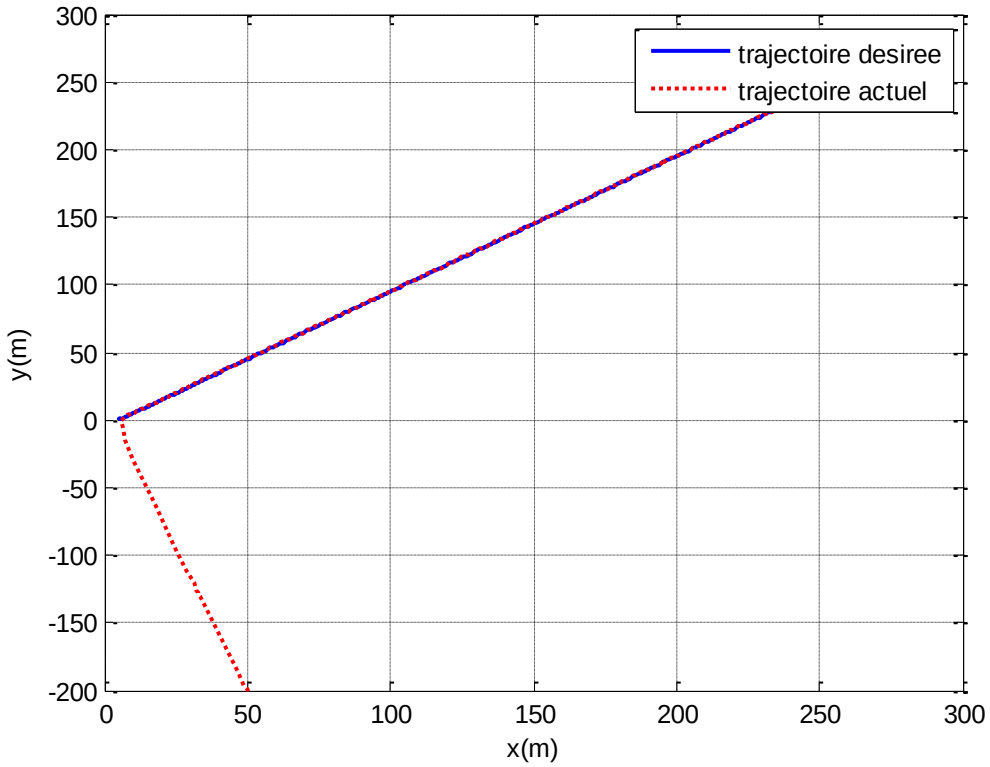


Figure III.14 le mouvement du dirigeable sur le plan(XY)

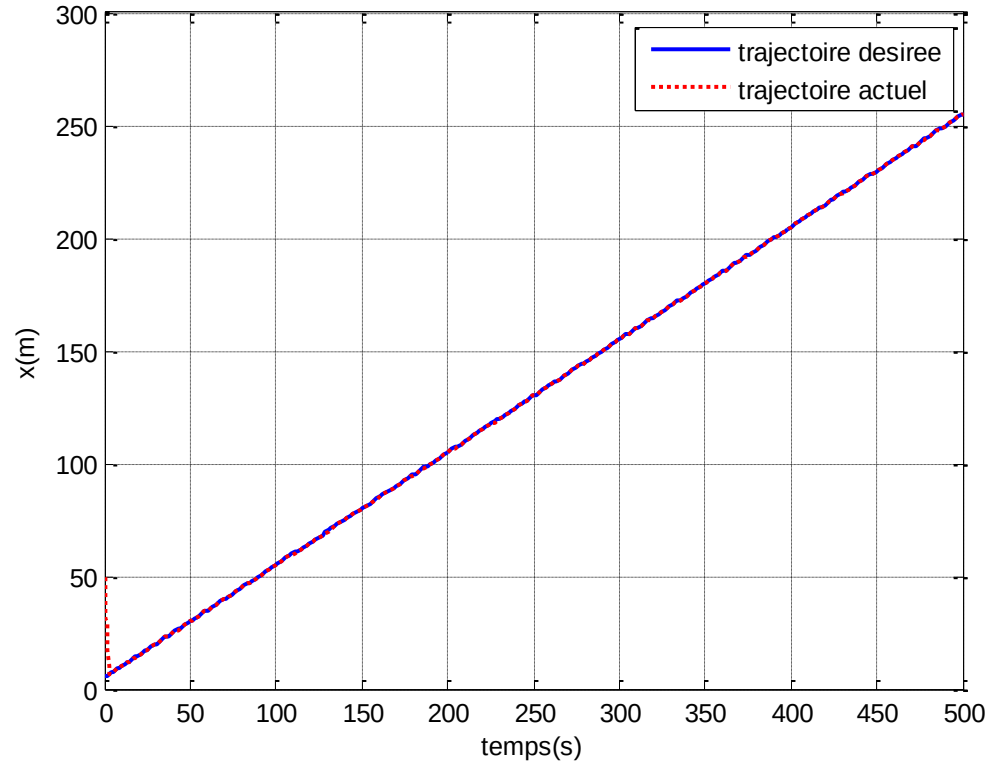


Figure III.15 le mouvement du dirigeable suivant l'axe X

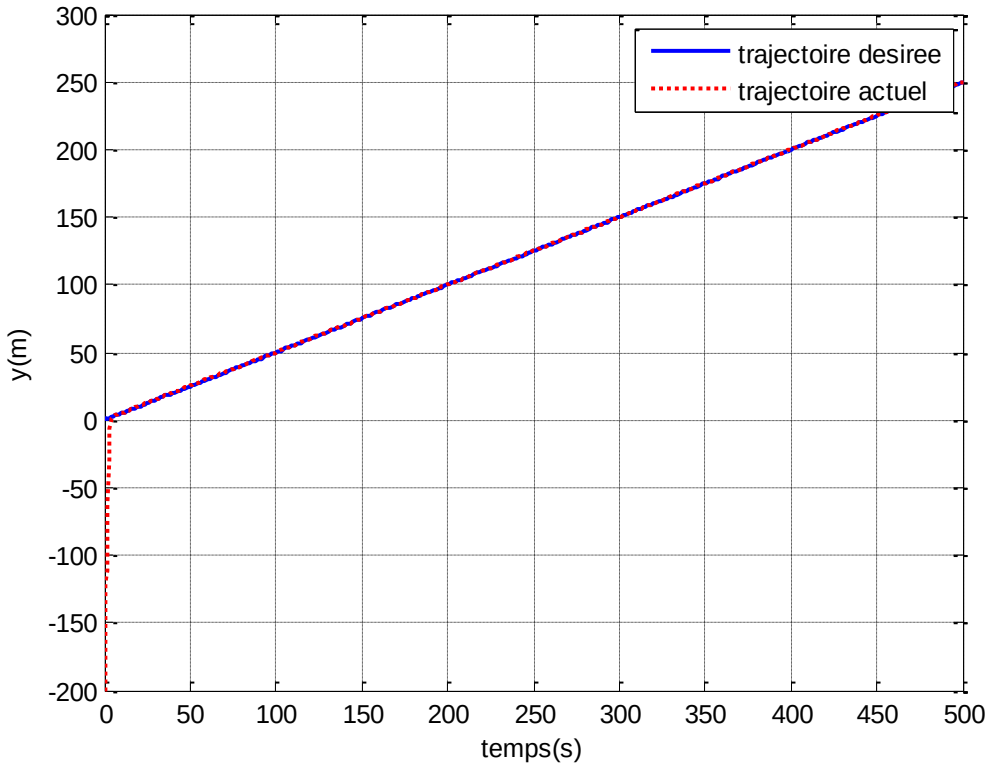


Figure III.16 le mouvement du dirigeable suivant l'axe Y

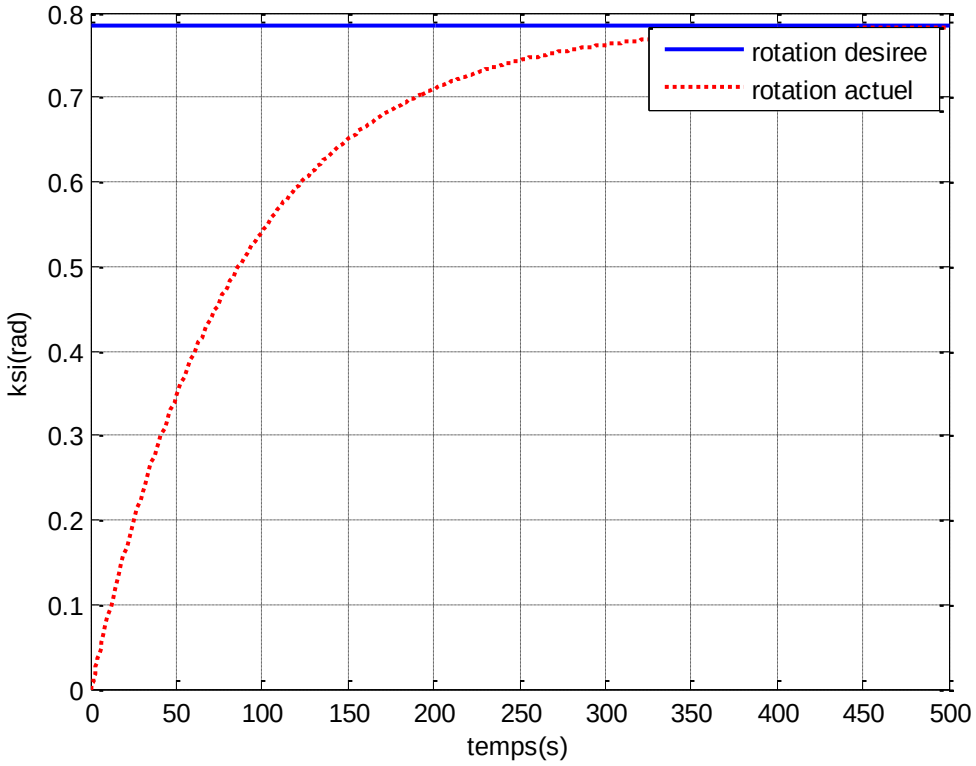


Figure III.17 l'angle de la rotation autour l'axe Z

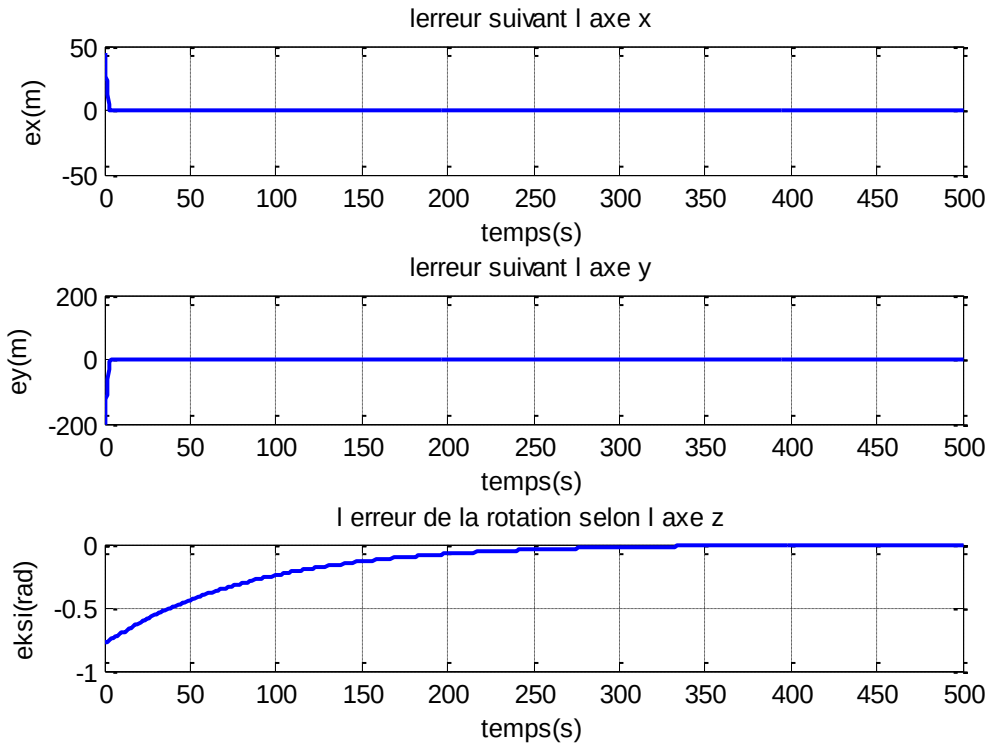


Figure III.18 les erreurs de déplacement suivant X, Y et de rotation autour Z

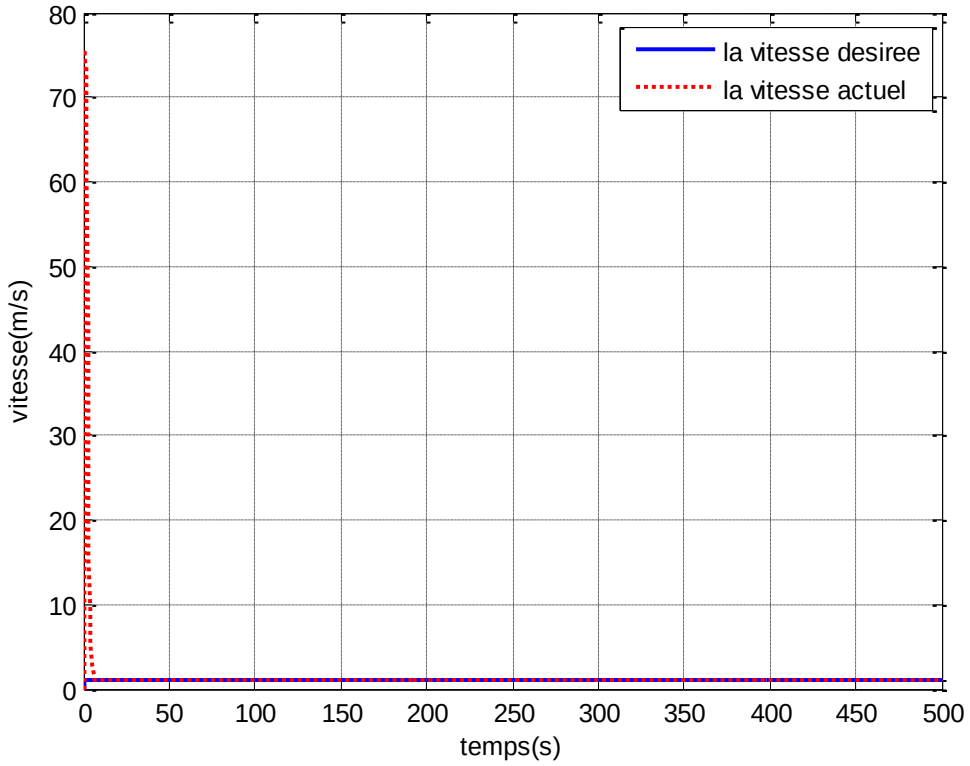


Figure III.19 la vitesse du dirigeable sur le plan(XY)

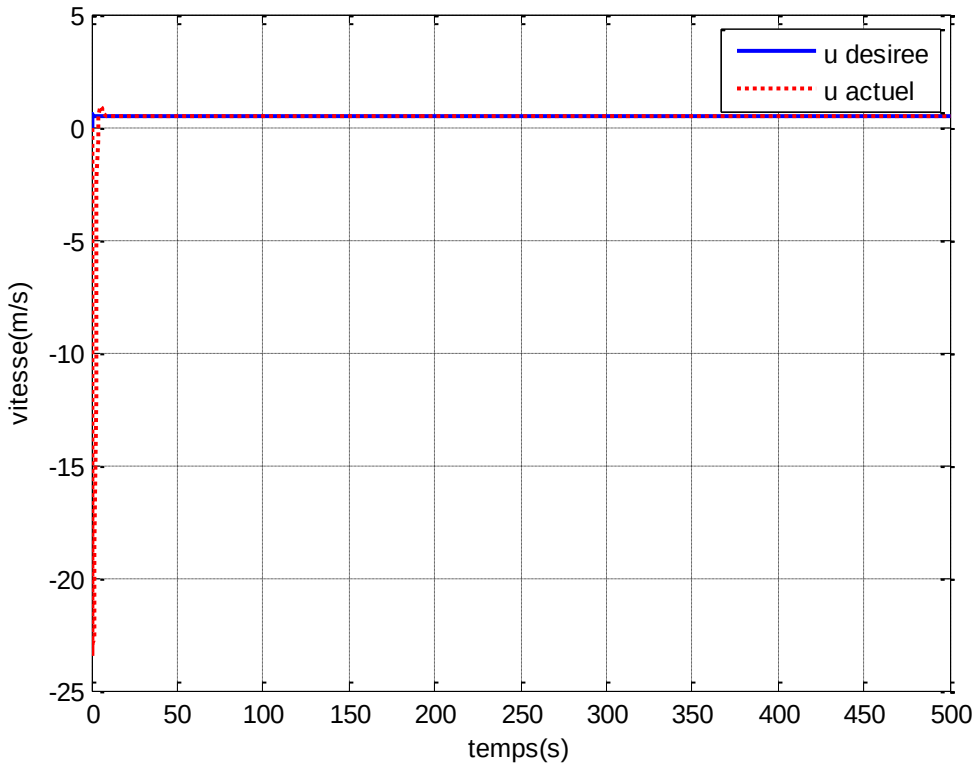


Figure III.20 la vitesse du dirigeable sur l'axe X

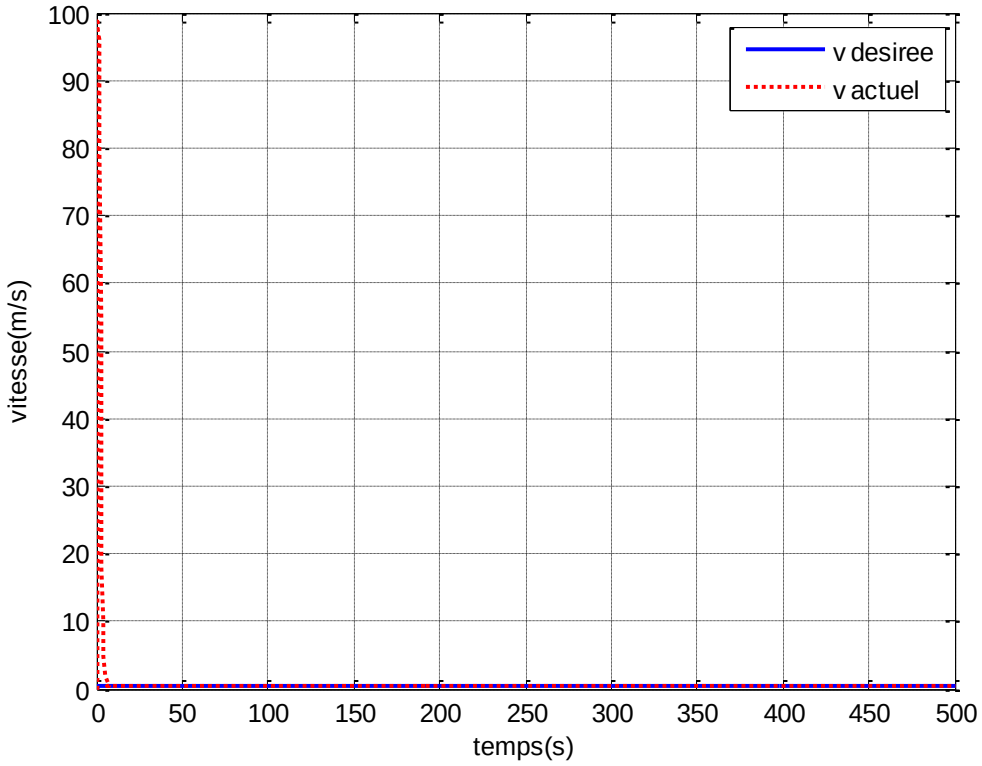


Figure III.21 la vitesse du dirigeable sur l'axe Y

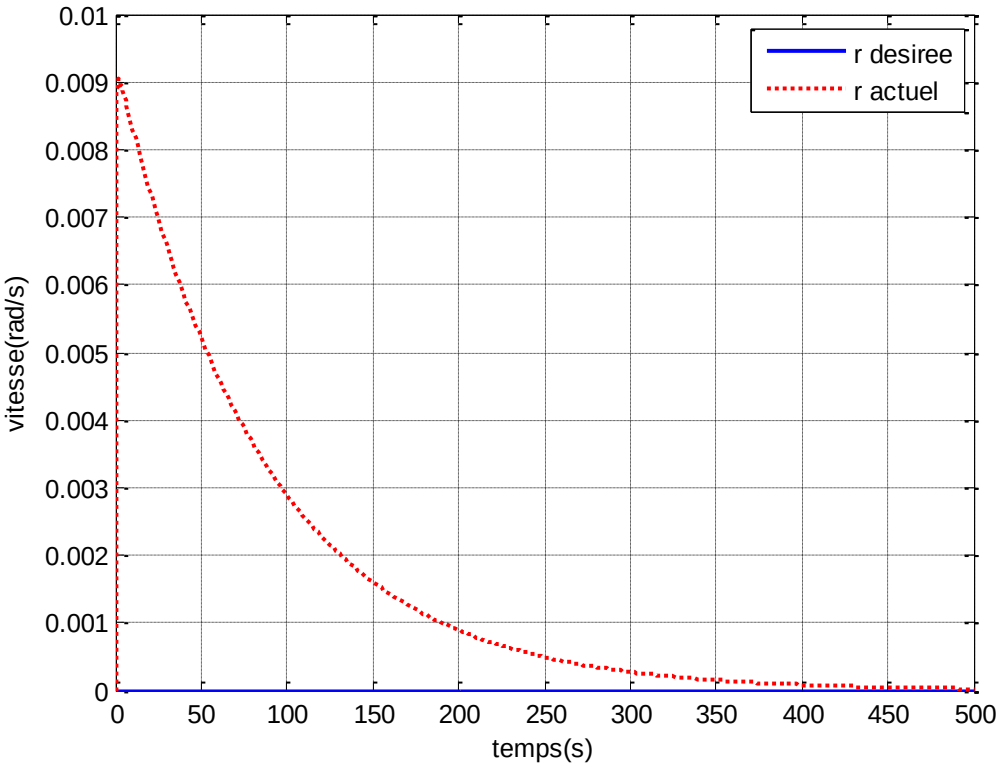


Figure III.22 la vitesse de rotation du dirigeable autour l'axe Z

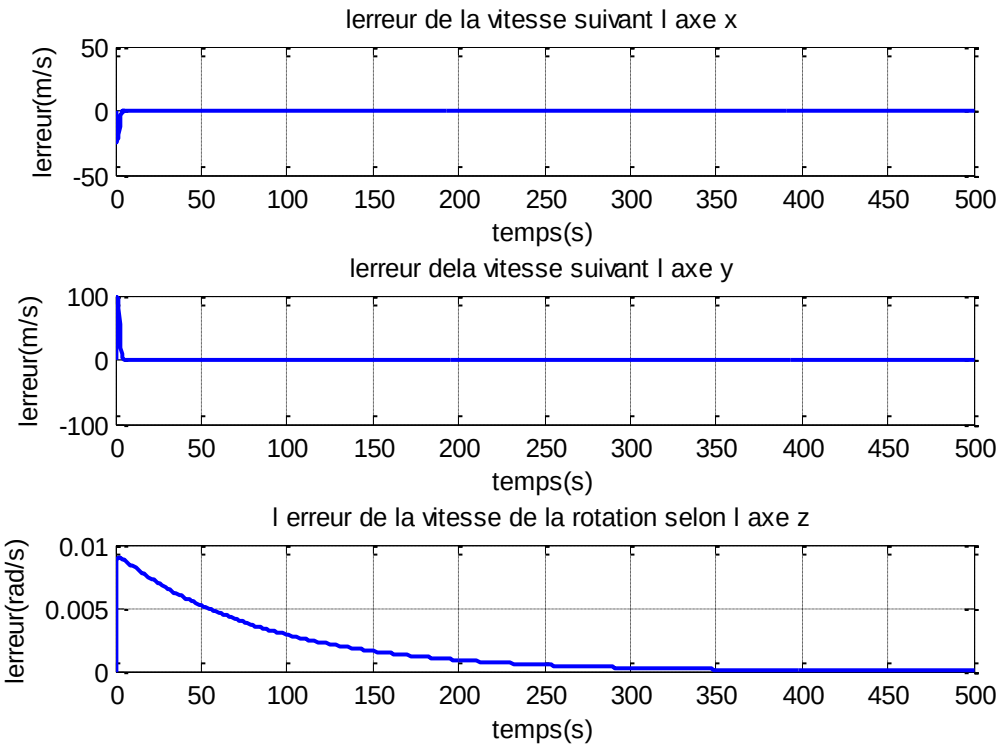


Figure III.23 les erreurs de la vitesse de déplacement et de rotation

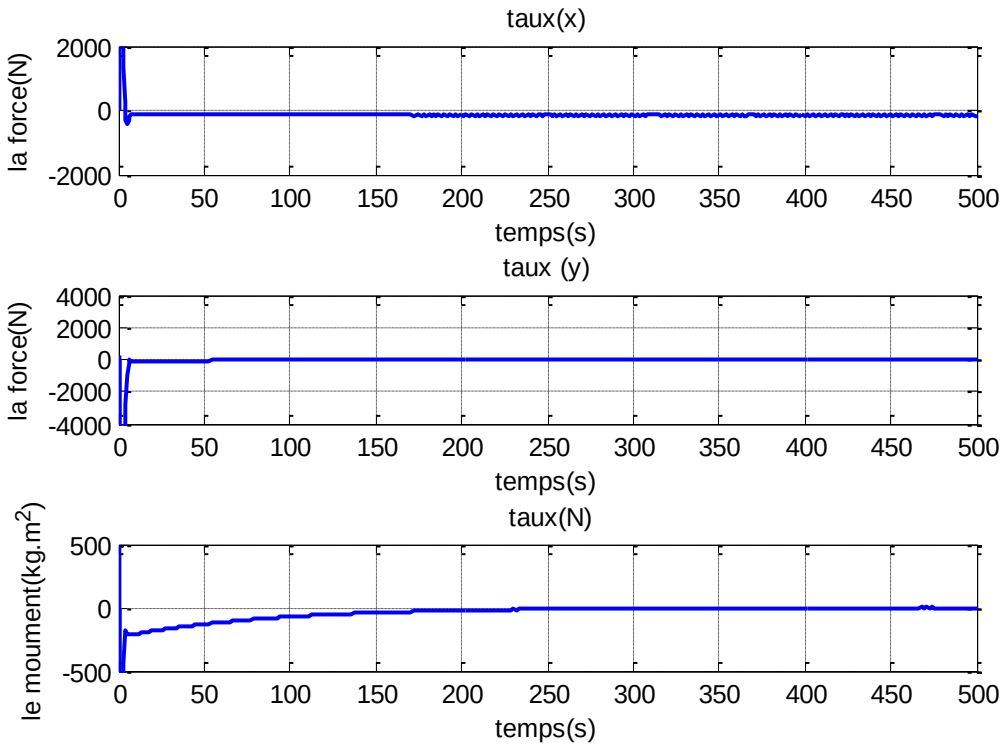


Figure III.24 les forces et le moment appliquée sur le dirigeable

C. La troisième trajectoire sous forme pseudo-aléatoire

On peut construire cette trajectoire d'après les équations suivant :

$$\begin{cases} x_d = 0.5t \\ y_d = 0.5t + \sin(0.25t) \\ \Psi_d = 0.314\sin(0.5t) \end{cases} \quad \textbf{(III.49)}$$

La position initiale du dirigeable, $\eta_0 = [x_0\ y_0\ \Psi_0]^T = [50\ -150\ 0]$

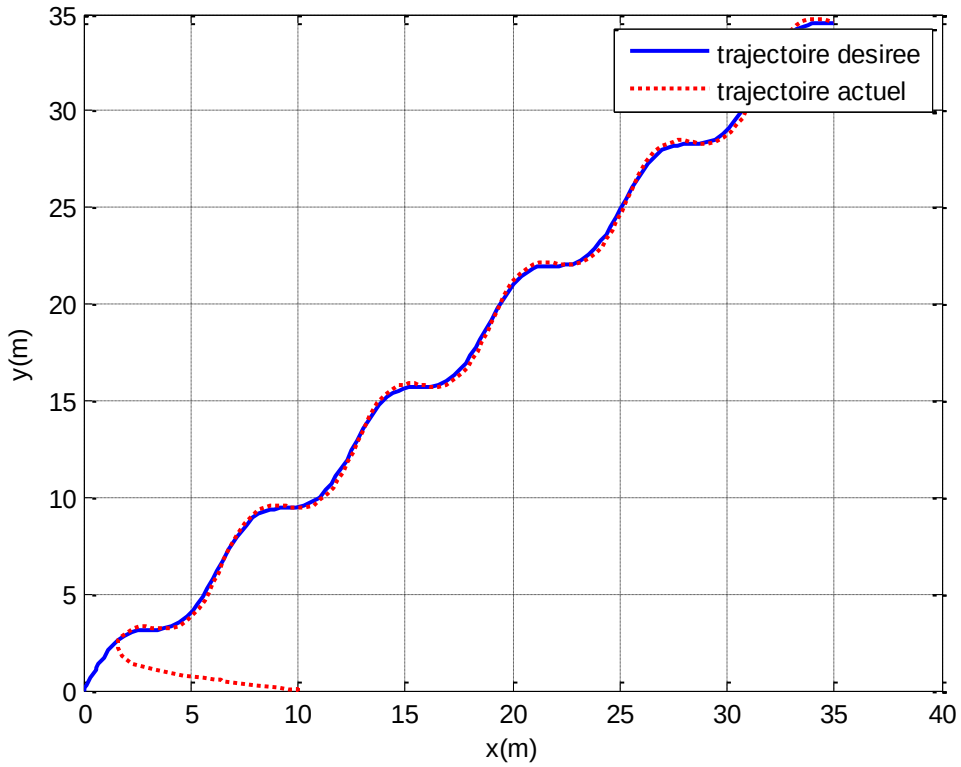


Figure III.25 le mouvement du dirigeable sur le plan(XY)

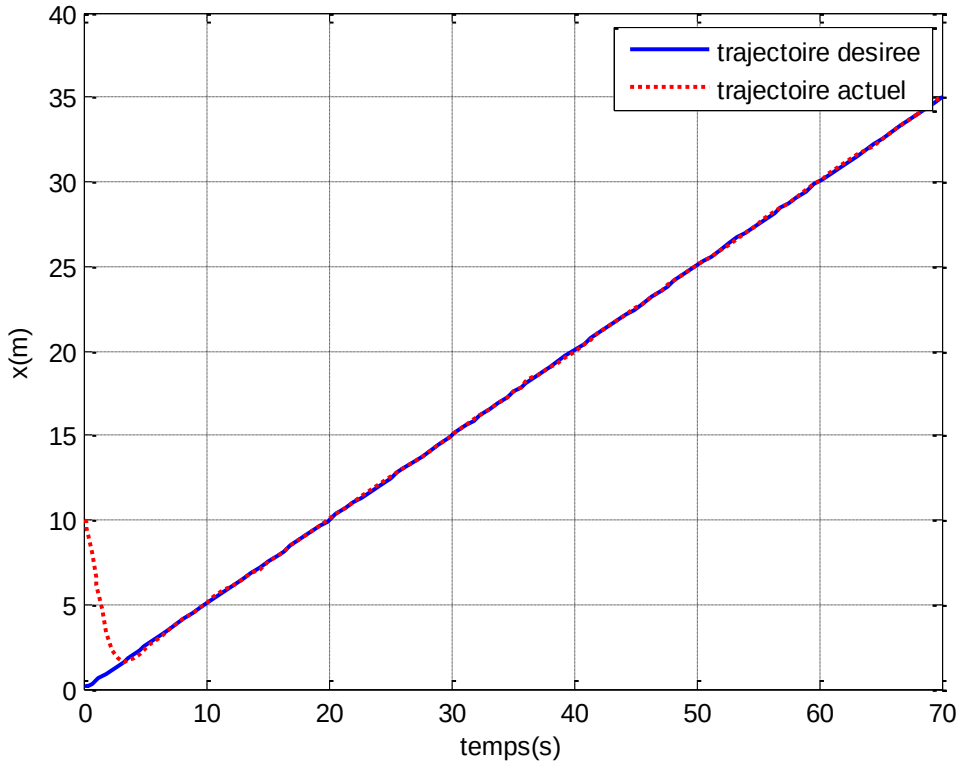


Figure III.26 le mouvement du dirigeable suivant l'axe X

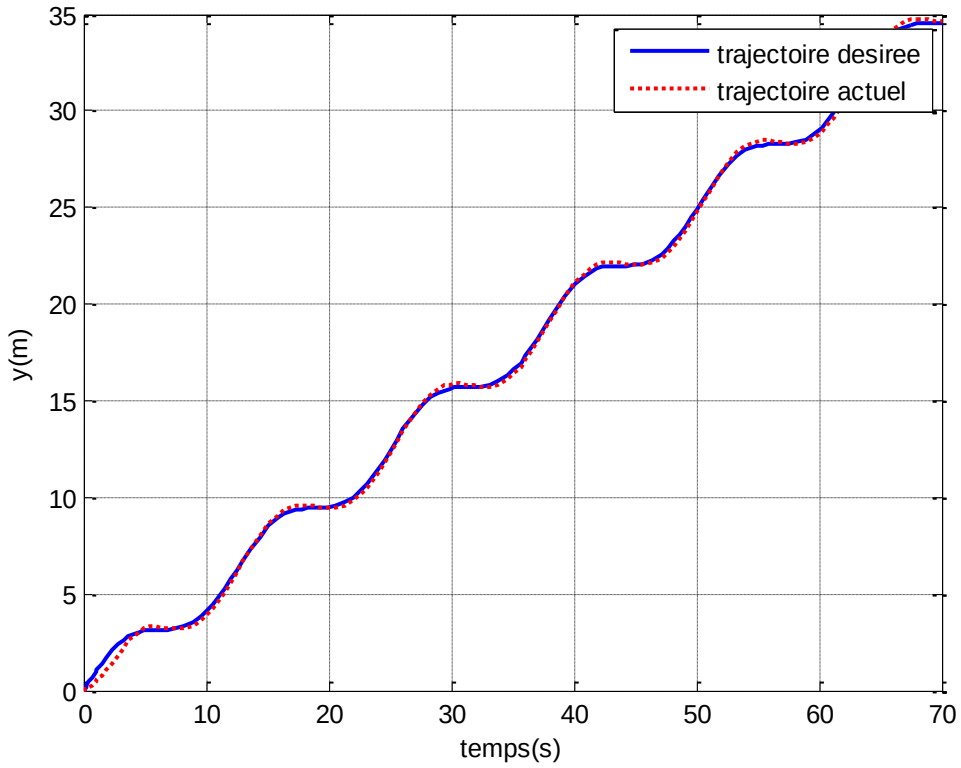


Figure III.27 le mouvement du dirigeable suivant l'axe Y

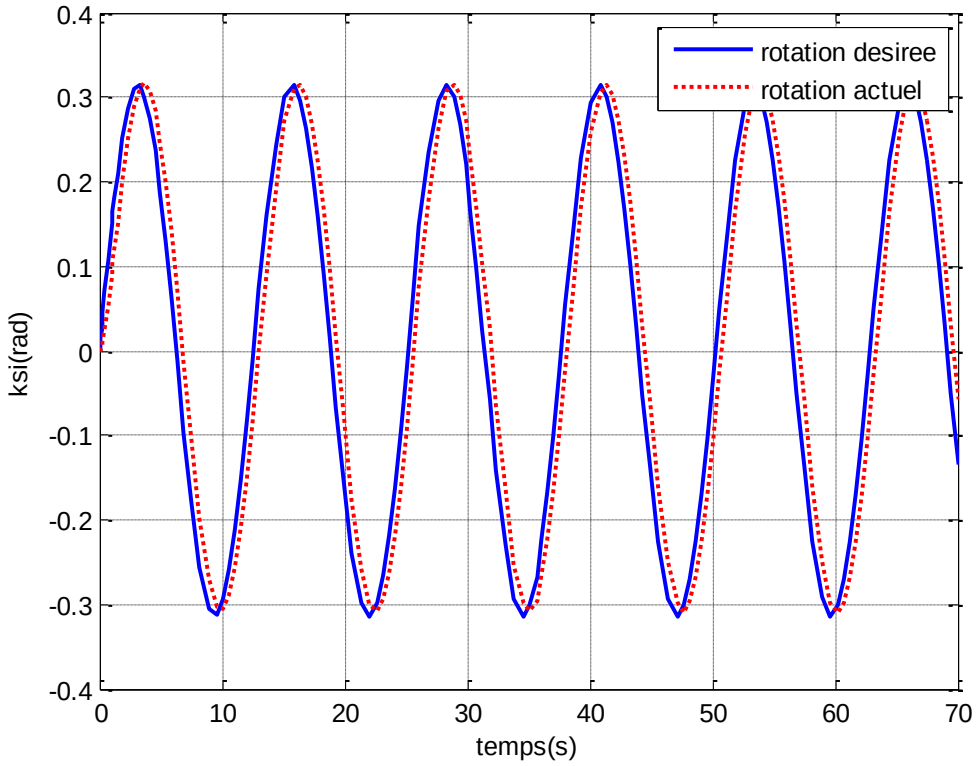


Figure III.28 l'angle de la rotation autour l'axe Z

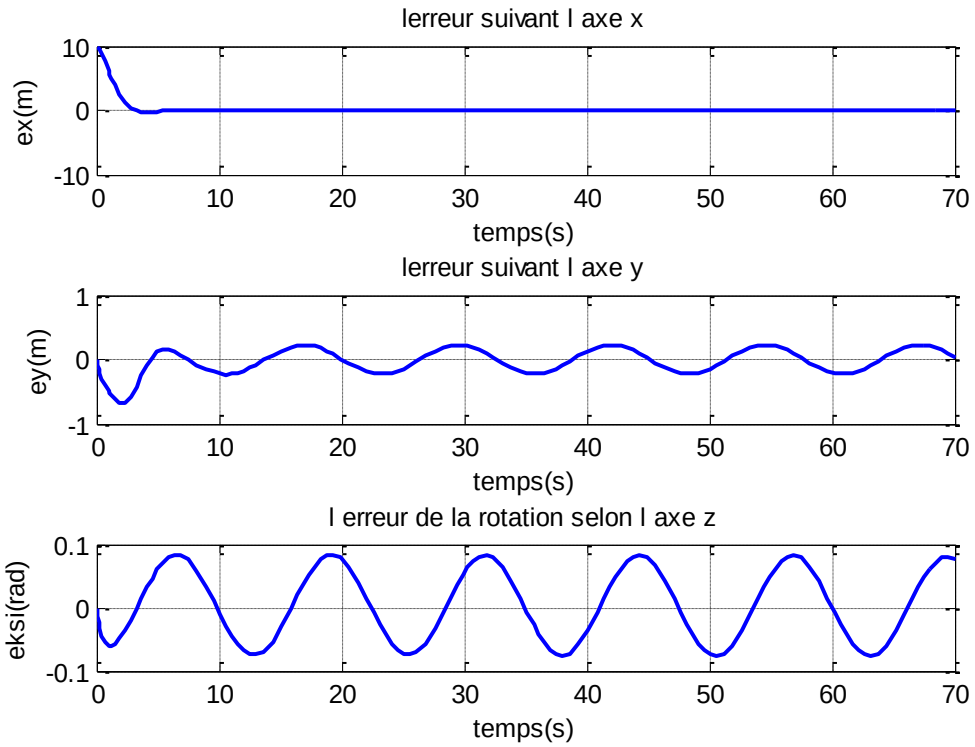


Figure III.29 les erreurs de déplacement suivant X, Y et de rotation autour Z

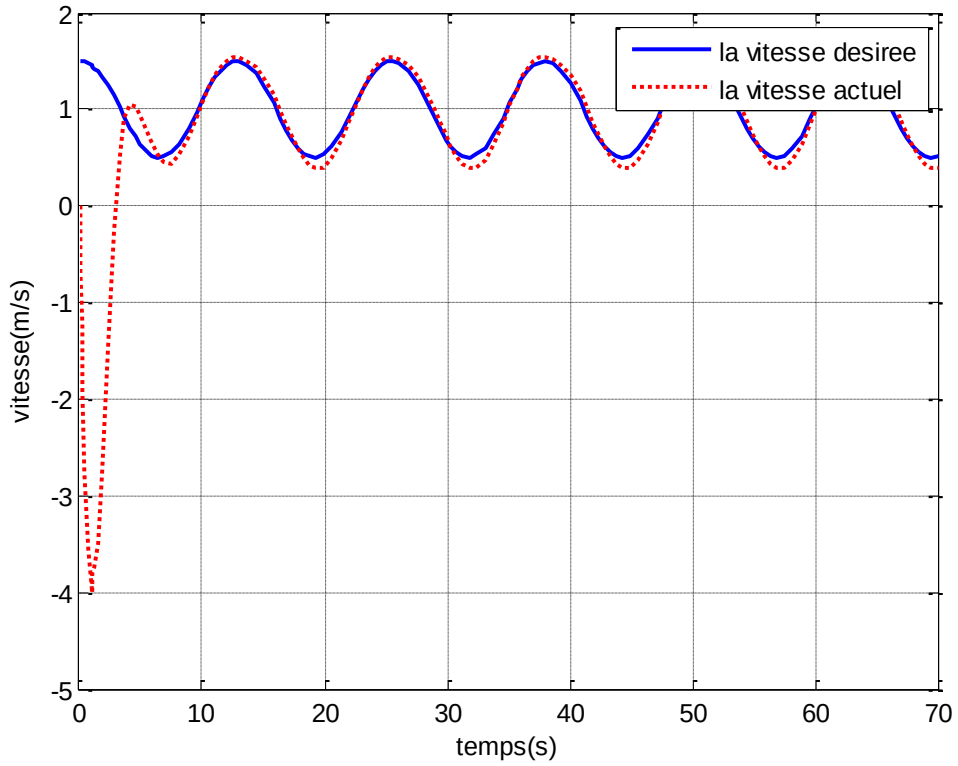


Figure III.30 la vitesse du dirigeable sur le plan(XY)

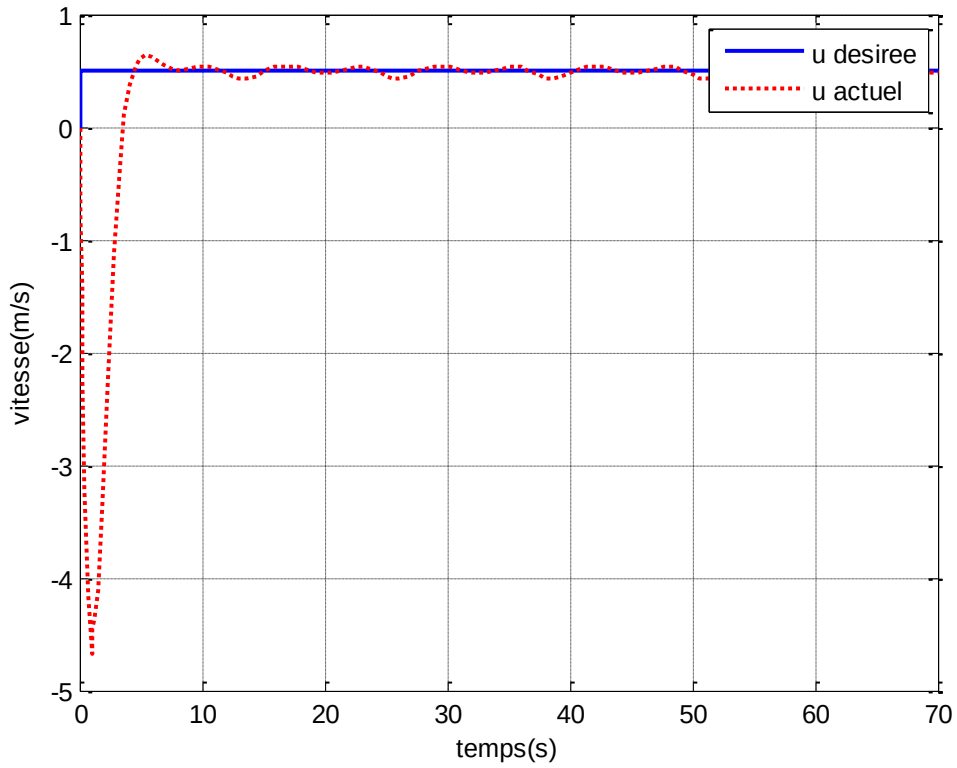


Figure III.31 la vitesse du dirigeable sur l'axe X

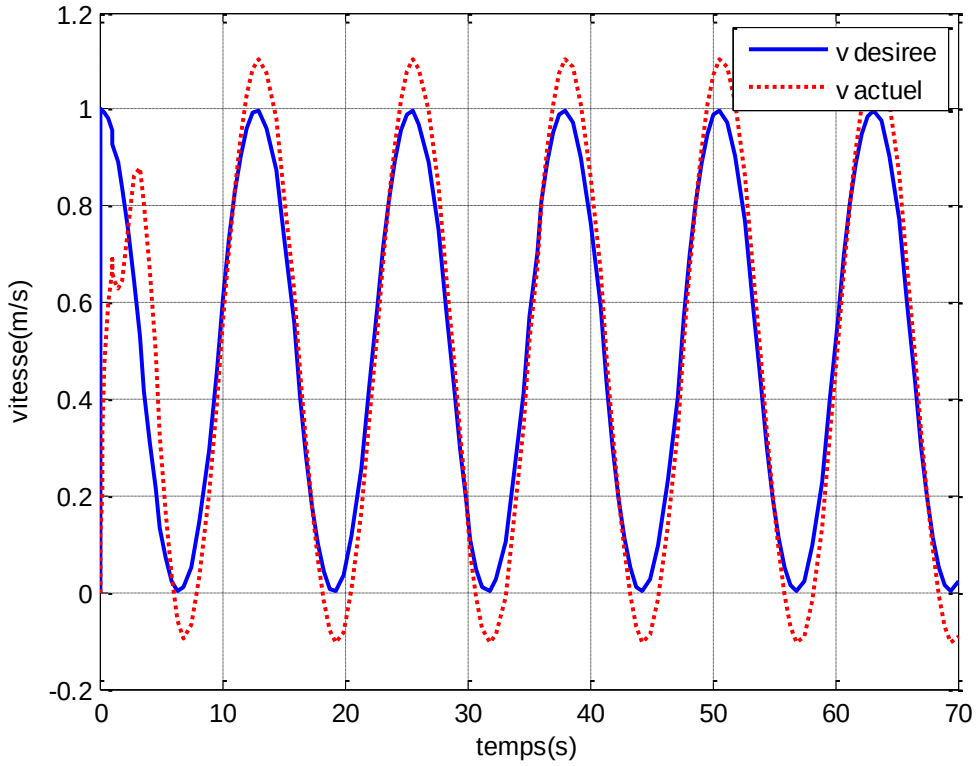


Figure III.32 la vitesse du dirigeable sur l'axe Y

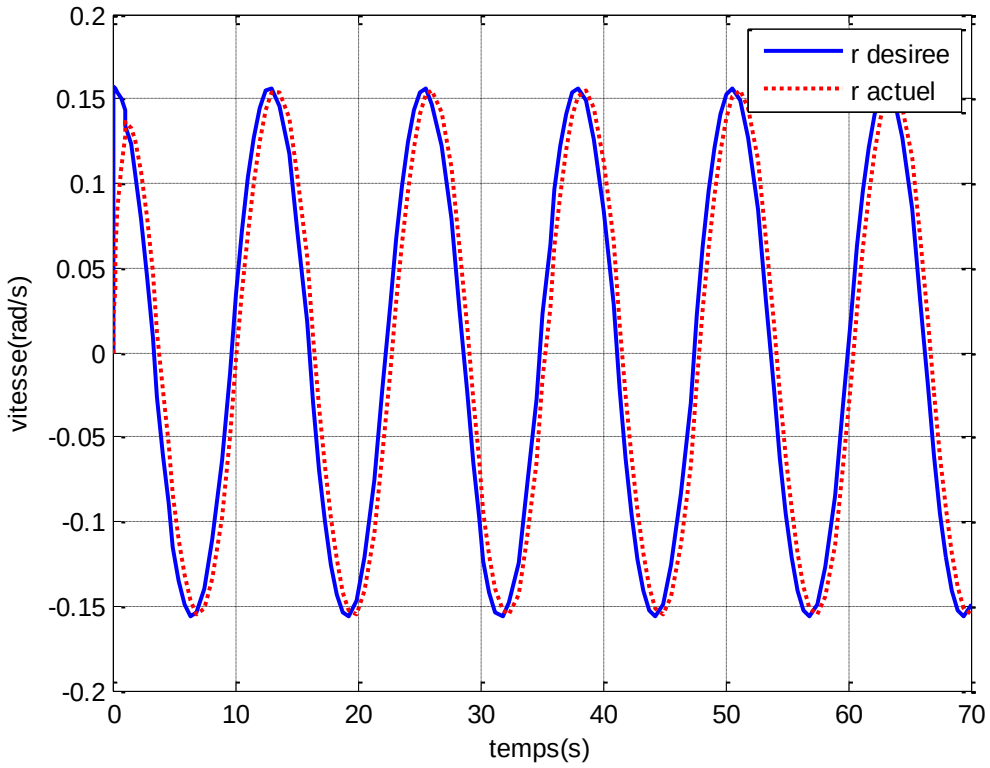


Figure III.33 la vitesse de rotation du dirigeable autour l'axe Z

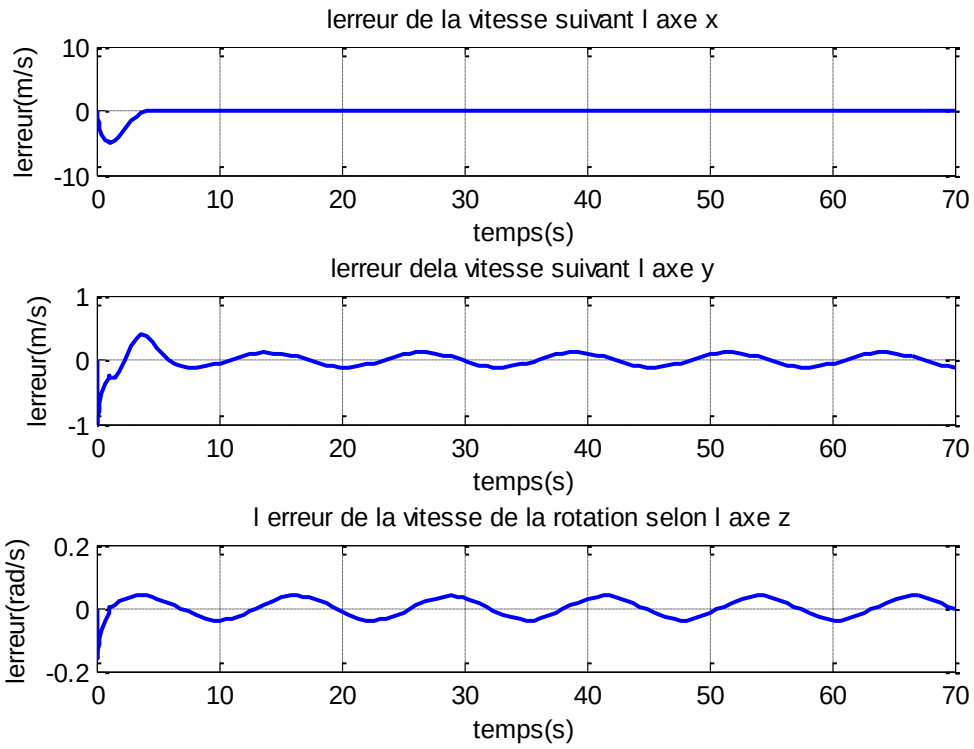


Figure III.34 les erreurs de la vitesse de déplacement et de rotation

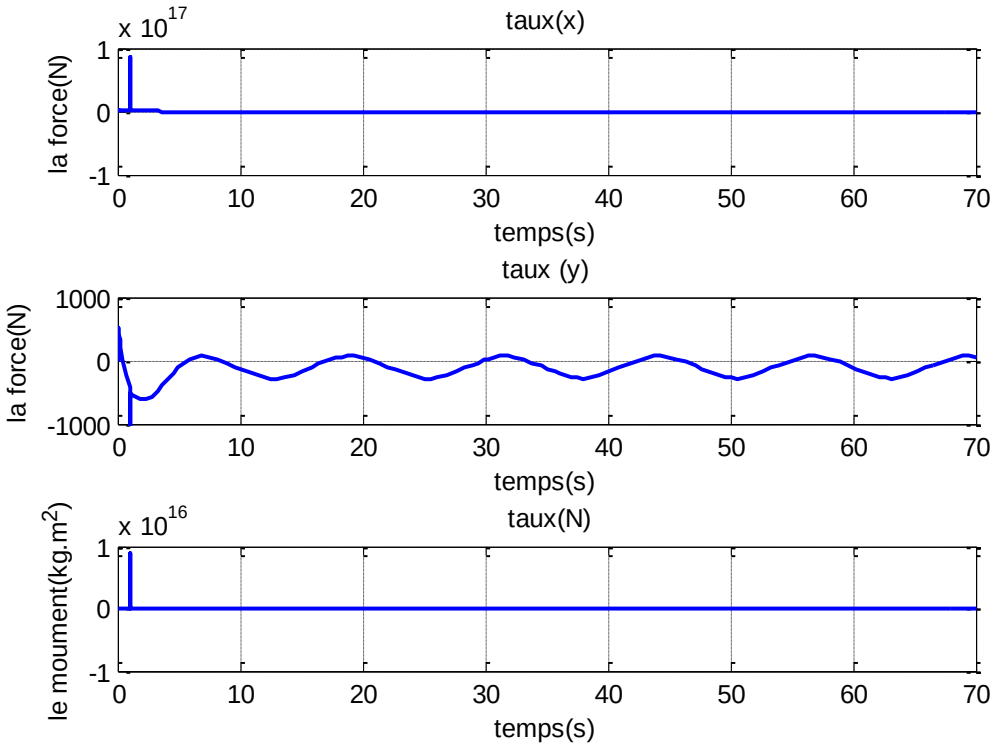


Figure III.35 les forces et le moment appliquée sur le dirigeable

Les figures (III.3, III.14, III.25) représentent les résultats de la simulation du mouvement de dirigeable sur le plan (XY). Nous constatons que la trajectoire parcourue par le dirigeable suit la trajectoire désirée avec une erreur presque nulle, les figures (III.7, III.18, III.29). D'après ces figures on voit clairement les bonnes performances de la commande hybride (backstepping-mode glissant).

Les figures (III.8, III.19, III.30) présentent l'évolution de la vitesse du ballon dirigeable, nous avons constaté que la vitesse, Nous constatons que lors d'un mouvement effectué respectivement suivant les axes x, y avec des erreurs tendent vers zéros, les figures (III.12, III.23, III.34).

Les figures (III.13, III.24, III.35) présentent les forces et le moment appliquée sur le ballon dirigeable.

D'après ces résultats, on conclue le suivant :

-la technique hybride « backstipping-mode glissant » qu'ont utilisé nous a donné de bons résultats, cette commande nous a permet de bien suivre la trajectoire désirée avec une stabilité au sens de lyapunov.

-la technique utilisée a permet de converger toutes les erreurs du système vers des valeurs nulles.

-le choix des coefficients des régulateurs est le facteur qui assure la rapidité de convergence des erreurs vers le '0'.un mouvais choix de ces coefficients peut provoquer une instabilité du système (phénomène de réticence), et même dans le cas de stabilité du système on peut avoir des signaux de commande très énergétiques, ce problème peut être résolue par l'utilisation de la technique de les algorithmes 'bio-inspirée'.

-la commande présente une souplesse de manipulation.

III.5 Etude de robustesse

Dans cette partie, on va étudier la robustesse des contrôleurs en présence d'une perturbation. On a augmenté tous les paramètres de dirigeables qui sont représenté dans le tableau (III.1) avec 5%, et on a introduisant le vent (d) au sens latéral avec une fonction sinusoïdale sous forme $d = 10\sin(t)$.

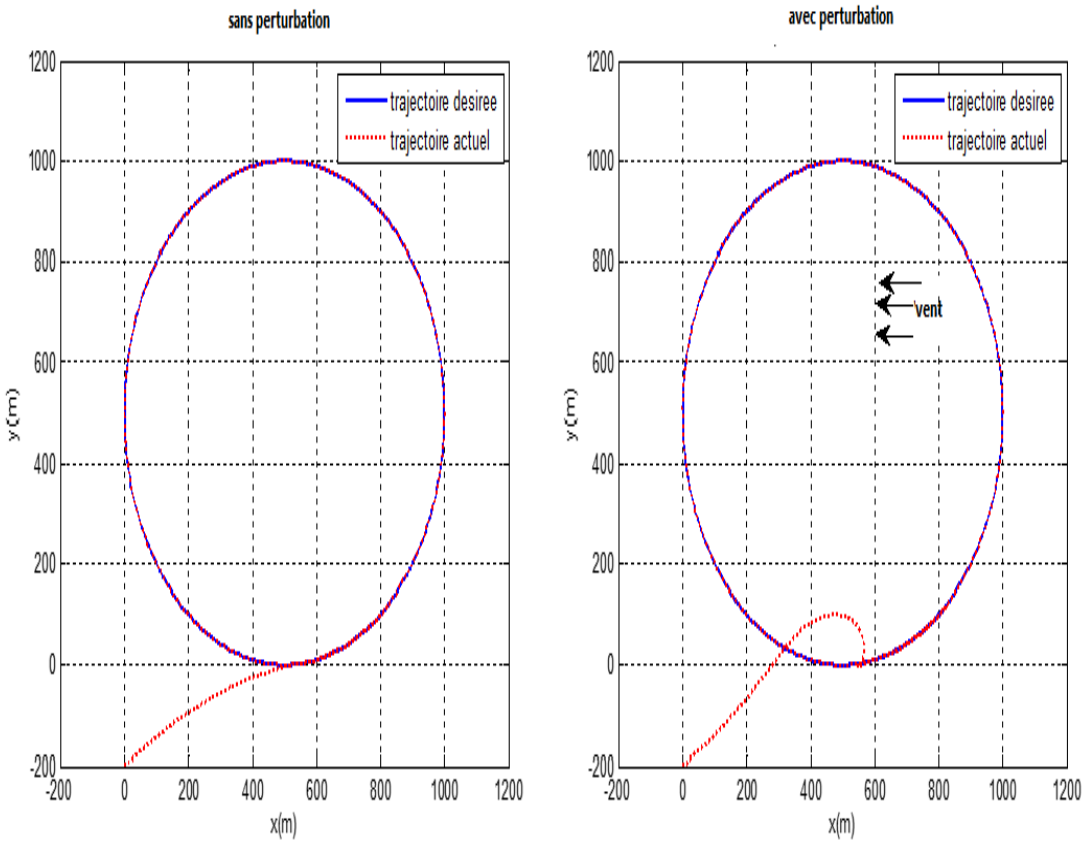


Figure III.36 le mouvement de dirigeable avec et sans perturbation

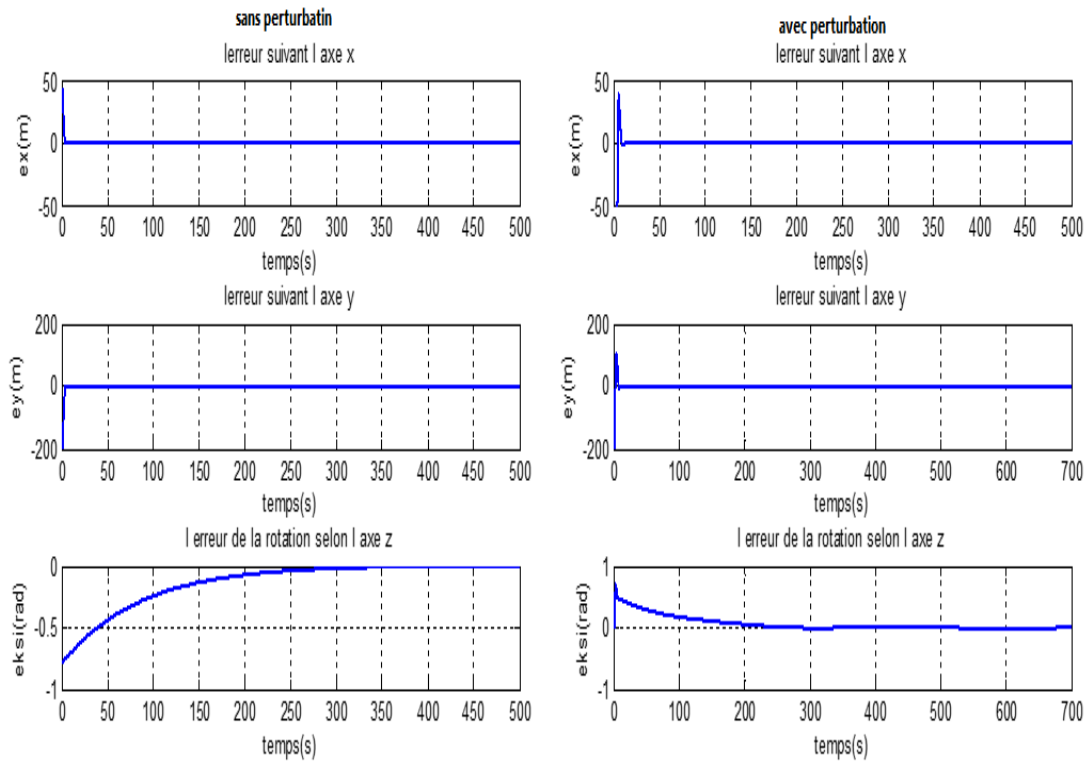


Figure III.37 les erreurs de mouvement du dirigeable avec et sans perturbation

D'après ces résultats, on peut dire que la commande par la techniques hybride 'backstipping-mode glissant' c'est une commande robuste.

III.6 conclusion

Dans ce chapitre, on s'est intéressé à l'étude de la poursuite de la trajectoire d'un ballon dirigeable.

En utilisant la technique hybride 'backstipping-mode glissant 'et en se basent sur la théorie de lyapunov, on a proposé un algorithme de commande qui stabilise ce ballon, cette technique a été appliquée avec succès.

On a effectué la simulation sous Matlab/Simulink afin de tester les performances des contrôleurs développés.

Conclusion Générale

Cette étude se place dans le domaine de la modélisation et commande des véhicules aériens autonomes.

Les dynamiques du ballon dirigeable sont sous forme de couples extrêmement non linéaires. Pour traiter les parties non linéaires incertaines, plusieurs chercheurs ont concentré sur les applications de la méthode du contrôle du mode glissant, cette méthode est utilisée pour le contrôle de la trajectoire pour la caractéristique exceptionnelle, y compris l'insensibilité par rapport aux variations des paramètres et le bon rejet des perturbations.

Cependant, un inconvénient majeur de l'approche de mode glissant est la fréquence élevée de l'action du contrôle (phénomène de réticence), pour réduire cet inconvénient, plusieurs méthodes ont été proposées pour atteindre un contrôle continu et robuste.

Les algorithmes de contrôle de la marche arrière (backstipping) sont l'approche couramment utilisée pour la poursuite de la trajectoire. Cette approche basée sur le théorème de Lyapunov a été appliquée avec succès pour concevoir des algorithmes de commande, la conception d'un régulateur hybride « backstipping-mode glissant » qui assurent le déplacement du dirigeable d'une position initiale vers une position d'équilibre désirée. Les résultats de simulation issus de cette commande ont montré son intérêt pour stabiliser le dirigeable. Nous nous somme ensuite intéressé au test de robustesse de cette commande en introduisant des perturbations externes (le vent). Les résultats acquis ont montré que cette commande est satisfait notre objectif qui est l'annulation de l'erreur de suivi.

Bibliographie

[1] **S. CHAÂBANI**, « Dynamique non-linéaire d'un dirigeable flexible ». Thèse de doctorat De l'université d'Evry École Val d'Essonne.

[2] **S. bennaceur**, « Modélisation et commande d'engins volants flexibles ». Thèse de Doctorat de l'université d'Evry-Val d'Essonne, 2009. Français.

[3] **A. SHABANA**. « Dynamics of multibody systems », Edition Springer-Verlag 1988.

[4] **A. SHABANA**. « Dynamics of multibody systems », Willey and Sons, New York, 1981.

[5] **Calise and K**. « Nakwan. Adaptive compensation for flexible dynamics », AIAA Guidance, navigation and control conference. Monterey, Canada, 2002.

[6] **M. PASCAL**. « Vibrations analysis of flexible multibody systems. I Dynamics and Stability of Systems » 6(3):217234, 1991.

[7] **Boyer and Ph**. **Coiffet.** « Generalization of Newton- Euler model for flexible Manipulators », Int. Jour. For Robotics Research 17(3), pp. 282- 293." 1996.

[8] **A-B.moutinho** « modeling and nonlinear control for airchip aoutonomous flight », these De doctorat de l'université technique de lisbone, 2007.

[9] **T.M.josserand** « optimally-robust nonlinear control of a class of robotic Underwater véhicule ». Thèse de doctorat de l'université texas, USA.2006.

[10] **T.J salgado**. « Contribution à la commande d'un robot sous-marin autonome de type Torpille », Thèse de doctorat de l'université Montpellier II.2004

[11] **E.rouch**. « Commande robuste d'un véhicule sous-marin autonome »,INRIA Rhône alpes Département automatique de Gipsa-lab.2008

[12] **A.Kornienko**. « System identification approach for determining flight dynamical Characteristics of an airship from flight data », these de doctorat de l'université Stuttgart.2006

[13] **L.E.Solaque Guzman «** modelado, control y navegacion para el vuelo autonomo de Dirigiblies », Thèse de doctorat l'institut national des sciences appliquées de Toulouse.2007

[14] **Lingli Ni**. **«** fault-tolerant control of unmaned Under water véhicules » Thèse de doctorat De la facilité polytiqnique de Virginia. USA.2001

[15] **Yuwen Li** « dynamic modeling simulation of flexible airships ». department of Mechanical engineering McGill University, Montréal, canada2008.

[16] **Meddahi youssouf** « Modélisation, Estimation et Commande d'un Ballon Dirigeable Autonome ». Thèse en vue de l'obtention du diplôme de doctorat L.M.D, USTO Oran 2015.

[17] **Benadda hakima «** Application des commandes non linéaires avec observateur d'un robot manipulateur ». Memoire en vue de l'obtention du diplôme de magister, USTO Oran.

[18] **Emelyanov S.V** « Variable structure control systems ». Moscow Nauka, 1967.

[19] **Utkin V. I**. « Sliding mode and their application in variable structure systems » Mir, Moscou, 1978.

[20] **Benaskeur A.R**. « Aspects de l'application du backstepping adaptatif à la commande décentralisée des systèmes non linéaires », Thèse PhD, Université Laval, Canada, Février 2000.

[22] **Alexandra Bento Moutinho**, « Modeling and Nonlinear Control for Airship Autonomous Flight », university LISBOA December 2007.

[23] **Guoqiang Wu, BaoJun Lin, Shancong Zhang**, « Fault-Tolerant Backstepping Attitude Control for Autonomous Airship with Sensor Failure », Procedia Engineering, vol 29, p 2022 – 2027, 2012

[24] **Kechich A, Mazari B.** « La commande par mode glissant : Application à la machine synchrone à aimants permanents (approche linéaire) », Afrique SCIENCE 04(1), Institut d'électrotechnique, pp. 21 – 37 ISSN 1813-548X, 2008.

[25] **Bing Sun, Daqi Zhu, Weichong Li** « an integrated backstepping and sliding mode tracking control algorithm for unmanned underwater vehicles ». UKACC International Conference on Control 2012 Laboratory of Underwater Vehicles and Intelligent Systems Shanghai Maritime University .

[26] **Cai, Z.L.** « Research on Dynamical Modeling and Nonlinear Control of aStratos-pheric Airship ». PhD Thesis, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai, China (in Chinese),2006.