

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

Université de BLIDA « SAAD DAHLAB »

Institut d'aéronautique et d'étude spatiale



Mémoire De Fin d'Etudes

Pour l'Obtention d'un Diplôme Master En Aéronautique

Option: Avionique

THEME :

Commande non linéaire et robuste à modèle de référence
d'un aéronef type « **CESSNA 182** »

Présenté par :

BENASKEUR Soufiane

HABIB ZAHMANI Hamza

Dirigé par :

Dr H. Benchoubane

2012/2013

REMERCIEMENT

Au terme de ce modeste travail, nous souhaitons adresser nos remerciements les plus sincères à ceux qui nous ont aidés de près ou de loin à élaborer ce mémoire, tous ceux qui nous ont influencés tout au long de notre cursus universitaire et professionnel.

Tout d'abord nous témoignons toute notre reconnaissance à notre promoteur Mr .Benchoubane pour son soutien et ces précieux conseils.

Nous souhaitons également remercier les membres du jury, qui nous ont fait l'honneur de consacrer une partie de leurs temps à la lecture et à la critique de ce travail. Nous tenons bien évidemment à remercier aussi Mr . Habib Zahmani Amine pour son aide technique et M^{lle} O.Sihem pour son aide morale.

Enfin, nous remercions l'ensemble de la famille des enseignant a l'instut d'aeronautique de Blida en particulier les enseignants qui nous ont enseigner durant notre parcours universitaire(Mr Mengelati, M^{lle} Doudou, Mr Mejahed).

Nos amis et collègues de la classe avionique.

DEDICACE

Au nom du DIEU clément et miséricordieux et que le salut de DIEU soit sur son
Prophète MOHAMED

Je dédie ce modeste travail aux personnes qui sont les plus chères :

La lumière de ma vie et l'espoir de mon existence, source d'affectation de courage et d'inspiration qui a autant sacrifié pour me voir atteindre ce jour...ma chère mère

Celui qui rend tel que je suis et tel qu'il souhaite, source de respect, en témoignage de ma profonde reconnaissance pour tout l'effort et le soutien incessant qui m'a toujours apporté...mon cher père.

Mes chères frères : OUSSAMA et K'AMINE

Mes chères sœurs : HOUDA et SELMA

A toute la famille BENASKEUR

A mon binôme HAMZA et sa famille pour lequel je souhaite une vie pleine de joie et de réussite.

Mes très chers amis et surtout BRAHIM, NOUNOU et FATEH

Je remercie enfin tous ceux qui m'ont aidé de près ou de loin dans l'accomplissement de ce travail.

SOUFIANE

DEDICACE

Au nom du DIEU clément et miséricordieux et que le salut de DIEU soit sur son
Prophète MOHAMED

Je dédie ce modeste travail aux personnes qui sont les plus chères :

La lumière de ma vie et l'espoir de mon existence, source d'affectation de courage et d'inspiration qui a autant sacrifié pour me voir atteindre ce jour...ma chère mère

Celui qui rend tel que je suis et tel qu'il souhaite, source de respect, en témoignage de ma profonde reconnaissance pour tout l'effort et le soutien incessant qui m'a toujours apporté...mon cher père.

Mes chères frères : MOHAMED AMINE

Mes chères sœurs : AMINA et LYNDA

A toute la famille HABIB ZAHMANI et OUAFI

A mon binôme SOUFIANE et sa famille pour lequel je souhaite une vie pleine de joie et de réussite.

Mes très chers amis et surtout BRAHIM, NOUNOU et FATEH

Je remercie enfin tous ceux qui m'ont aidé de près ou de loin dans l'accomplissement de ce travail.

HAMZA

نظام رصد الحركة الجانبية للطائرة. نوع سيسنا 182. صمم لإثبات صفات طيران مستقر. هذا الهدف اكتمل ، نبدأ عملنا في صياغة نموذج ديناميكي الذي يتحكم في الحركة الجانبية للطائرة. ثم سوف نستخدم نظرية الحركات الخطية صغيرة حول نظام طيران، للحصول على نظام خطي من المعادلات لتمثيل الحالة. بعد تطبيق نموذجين من طرق سيطرة. الأول متعدد متغير خطي لحالة مراقبة ردود الفعل، (PI) والثاني ردود الفعل الغير خطية للهيكل متغير السيطرة على التكيف. (VSS) مع نموذج مرجعي يعتمد على مفهوم إيجابي لفرط الاستقرار. نعرض أخيرا النظام لاضطراب في الغلاف الجوي يمكن أن تكون بمثابة عاصفة من الرياح أو خلل في أنظمة التحكم

كلمات دلالية: التحكم في الطيران، السيطرة على التكيف مع بنية غير الخطية المتغيرة CESSNA 182

Résumé :

Un système de contrôle du mouvement latéral d'un avion, de type CESSNA 182 a été conçu pour s'attester les qualités d'un vol stable .cet objectif est achevé, toute en commençons dans notre travaille à la formulation du modèle dynamique qui régit le mouvement latéral de cet avion. Ensuite nous ferons appel à la théorie de linéarisation des petits mouvements autour d'un régime de vol ,pour obtenir un système d'équation linéaire représenter dans l'espace d'état, après on applique deux classe de commande, commande linaire multi-variable par retour d'état et par retour d'état avec action intégrale (PI) ainsi commande adaptative non linéaire à structure variable (VSS) avec modèle de référence qui base sur les concept de positivité de l'hyper-stabilité, enfin on fait subir au système une perturbation extérieur qui pouvez être atmosphériques comme un rafale de vent ou un blocage des gouvernes.

Mots clés : CESSNA 182, commande de vol, commande adaptative non linéaire à structure variable

Summary:

A monitoring system of the lateral movement of an airplane. type CESSNA 182. was designed to demonstrate the qualities of a stable flight. this goal is completed, all begin our work in the formulation of the dynamic model. which governed the lateral movement of the aircraft. Then we will use the theory of linearization small movements around a flight regime, to obtain a linear system of equations to represent the state space. after two class control is applied. multi-variable linear feedback control condition. and state feedback with integral action (PI) and nonlinear variable structure adaptive control (VSS). with reference model based on the concept of positive hyper-stability. finally subjected to a system outside disturbance can be atmospheric as a gust of wind or jamming of the.

Keyword: CESSNA 182, flight control, nonlinear adaptive control with variable structure

Sommaire

INTRODUCTION GENERALE.....	1
----------------------------	---

CHAPITRE 1

Modélisation du vol latéral d'un avion « CESSNA 182 »

I.1 Introduction.....	3
I.2 modèle dynamique du mode latéral.....	3
I.3. Application numérique pour le type d'avion « CESSNA 182 »	6
I.3.1. Caractéristiques géométriques de l'avion.....	6
I.3.2. Coefficients de stabilité latérale de l'avion.....	7
I.3.3. Matrice de transfert du modèle mathématique du vol latéral.....	8
I.4. Identification du système en boucle ouverte.....	9
I.5 Tester la contrôlabilité de système de l'aéronef.....	10
I.6. Conclusion.....	11

CHAPITRE 2

Commandes non linéaires

II.1 Introduction.....	12
II.2 Théorie de l'hyper-stabilité.....	12
II.3. Modèle de référence	13
II.4 Choix du modèle de référence.....	13
II.5. Identification du modèle de référence en boucle ouvert.....	15
II.6 Calcul de la loi de commande basée sur le modèle de référence linéaire.....	16
II.7 Commande non linéaire avec modèle de référence	17
II .7.1 Introduction.....	17
II.8 Synthèse de la loi de commande adaptative non linéaire à structure variable (VSS) avec modèle de référence.....	18
II.8.1 VSS sans perturbation extérieure.....	18
II .9 Conclusion.....	21

CHAPITRE 3

Robustesse De Loi De Commande Non Linéaire

III.1 Introduction.....	22
III.2.1 perturbation atmosphérique.....	22
III.2.2 Analyse numérique de perturbations extérieures.....	24
III.3 Blocage des gouvernes.....	25
III.3.1 Introduction.....	25
III.3.2 Analyse numérique.....	26
III.4 Blocage de la gouverne de direction (Rudder).....	27
III.5 Blocage d'aileron.....	28
III.6 Conclusion.....	29

CHAPITRE 4

Résultats de simulation

IV.1 Introduction.....	30
IV.2 Simulation de l'avion CESSNA 182 en boucle ouverte.....	30
IV.3 Simulation et de la commande VSS sans perturbation extérieure.....	32
IV.4 Simulation et de la commande VSS avec perturbation extérieure.....	34
IV.5 Simulation PI sans perturbation extérieure.....	36
IV.6 Simulation PI avec perturbation extérieur.....	38
IV.7 Résultats de simulation de blocage de gouvernes de direction.....	40
IV.8 Résultats de sémination de blocage des ailerons.....	42
IV.9 Résultats de sémination d'oscillation des ailerons	45
IV.10 Résultats de simulation d'oscillation de gouvernes de direction	47
VI.11 Conclusion.....	49
CONCLUSION GENERALE.....	50

Symboles et abréviations

A		Matrice d'état du système linéaire.
B		Matrice d'action des commandes du système linéaire.
A_m		Matrice d'état du modèle de référence
B_m		Matrice d'action du modèle de référence
C		Matrice d'état de sortie du système linéaire.
D		Matrice de commande de sortie du système linéaire.
G		Matrice de transfert
I_x	$[\text{kgm}^2]$	Moment d'inertie suivant X_B
I_y	$[\text{kgm}^2]$	Moment d'inertie suivant Y_B
I_z	$[\text{kgm}^2]$	Moment d'inertie suivant Z_B
J_{xy}	$[\text{kgm}^2]$	Produit d'inertie dans le plan $X_B Y_B$
J_{xz}	$[\text{kgm}^2]$	Produit d'inertie dans le plan $X_B Z_B$
J_{yz}	$[\text{kgm}^2]$	Produit d'inertie dans le plan $Y_B Z_B$
L	$[\text{m}]$	Moment de roulis total.
M	$[\text{m}]$	Moment de tangage total
N	$[\text{m}]$	Moment de lacet total
T_s	$[\text{s}]$	Temps de réponse
ω_n	$[\text{rad/s}]$	La pulsation propre est
β	$[\text{rad}]$	Angle de dérapage.
ϕ	$[\text{rad}]$	Angle de roulis.
p	$[\text{rads}^{-1}]$	Vitesse de roulis.
r	$[\text{rads}^{-1}]$	Vitesse angulaire de lacet.
δ_r		Le signal de commande de gouverne de direction (rudder)
δ_a		Le signal de commande de gauchissement (aileron)
λ		Racines de l'équation caractéristique

Symboles et abréviations

ξ	Le coefficient d'amortissement
Γ	Matrice de contrôlabilité
$\delta_a(\text{sat})$	La limite supérieure de saturation de δ_a
$\delta_r(\text{sat})$	La limite supérieure de saturation de δ_r
L_T	La longueur de corrélation de la turbulence
u_e	La vitesse longitudinale de rafale de vent par rapport au repère terrestre.
v_e	La vitesse latérale de rafale de vent par rapport au repère terrestre.
w_e	La vitesse verticale de rafale de vent par rapport au repère terrestre.
v_{go}	La vitesse latérale maximum de rafale de vent
w_{go}	La vitesse verticale maximum de rafale de vent
w_n	La fonction de bruit blanc
u_0	La vitesse initiale du vent
σ_T	La déviation standard de la turbulence
MRAC	Model référence adaptative control
I	Intégrateur
PI	Proportionnelle Intégrateur
P	Proportionnel
VSS	La commande a structure variable

INTRODUCTION GENERALE

L'histoire de l'automatique théorique peut être partagée en trois périodes. La première période ; se situe avant la première guerre mondiale, et était marquée par la résolution de problèmes de régulation en particulier ou de contrôle au moyen du calcul différentiel. Puis ,au cours de la seconde guerre mondiale, se réalise une première unification de la théorie harmonique des systèmes asservis linéaires, avec le développement des systèmes de commandes .la troisième période s'est caractérisée par le développement de la théorie des variables d'état .Cette théorie fournit une description très générale des systèmes multidimensionnels, et c'est pour la première fois ,que la description des propriétés dynamiques des systèmes de commande dans un espace d'état, a permis d'établir une théorie générale de la commande qui englobe dans une même représentation ,toutes les formes de systèmes multidimensionnels d'ordre quelconque.

Un peu plus tard, les commandes adaptatives sont venues pallier aux carences des commandes linéaires faces aux systèmes physiques non-linéaires et variant dans le temps ,pour lesquels la commande linéaire pourrait aboutir à des résultats imprévisibles ;En effet ,il est montré pratiquement ,que la commande adaptative est très robuste et fiable lorsqu'il s'agit de commander un système sujet à des contraintes sévères et a des perturbations de types externes et internes qui tendent à le déstabiliser

Donc, ce mémoire de projet fin d'étude est organisé en quatre chapitres :

Dans le premier chapitre, on énoncera du modèle mathématique d'un aéronef, en se basant sur des hypothèses pour obtenir un modèle mathématique non-linéaire couplé, ensuite nous ferons appel à la théorie des petites perturbations pour découpler ce système d'équations, afin d'aboutir à un système d'équations linéaires représenté dans l'espace des variables d'état, et en fin en a fait une simulation en boucle ouverte.

Le second chapitre est réservé en premier lieu au calcul de la loi de commande basée sur le modèle de référence linéaire, ensuite on calcule la loi de commande adaptative non linéaire avec un modèle de référence, et enfin pour terminer nous appliquons la synthèse de la loi de commande adaptative non linéaire à structure variable qui se divise à les lois de commandes suivantes :

- Commande VSS. (variable structure system)
- Commande PI. (proportionnel + intégral)

Dans le troisième chapitre, nous allons examiner en profondeur les deux cas suivant :

- La robustesse de ces lois de commandes en présence de perturbations extérieures.
- La tolérance de ces commandes en cas de défaillance de l'une des entrées (gouvernes).

Nous commençons par modéliser ces deux phénomènes mathématiquement, suivit pas la démonstration mathématique.

Le quatrième chapitre est consacré aux résultats obtenus par simulation. Plusieurs tests ont été effectués sur différents types de commande grâce au langage MATLAB(SIMULINK). Une application de ces lois de commande à l'avion CESSNA 182 sera le fruit d notre travail, ainsi que des recommandations pour les travaux futures seront énoncées a la fin de ce chapitre.

Enfin, la conclusion générale.

Chapitre I

*Modélisation du vol latéral
d'un avion*

Chapitre I

I.1.Introduction

Dans ce chapitre, le modèle dynamique de type CESSNA 182 est présenté sous forme d'équation d'état. Le vecteur d'état ainsi que les matrices sont présentés en détails.

I.2 modèle dynamique du mode latéral

Le modèle dynamique du vol latéral [1] d'un avion peut s'écrire sous la forme matricielle suivante :

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (1.1)$$

avec

$$x^T = [\beta, p, r, \phi]$$

$$u^T = [\delta_r, \delta_a]^T$$

Avec :

β [rad]	Angle de dérapage.
p [rads ⁻¹]	Vitesse de roulis.
r [rads ⁻¹]	Vitesse angulaire de lacet.
ϕ [rad]	Angle de roulis.

Et

δ_r : Le signal de commande de gouverne de direction (rudder)

δ_a : Le signal de commande de gauchissement (aileron)

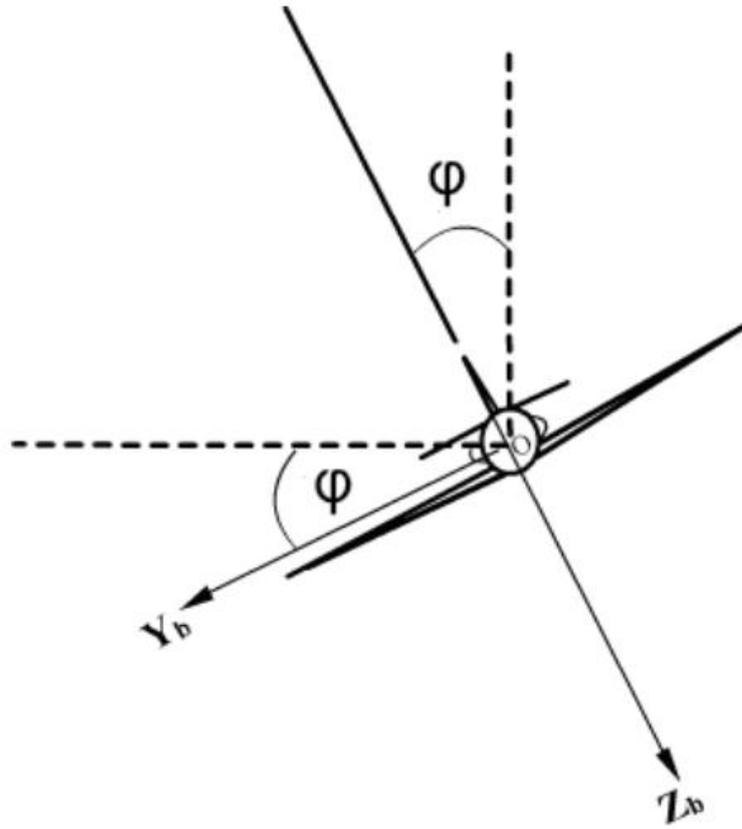


Fig I.1 Angle de roulis

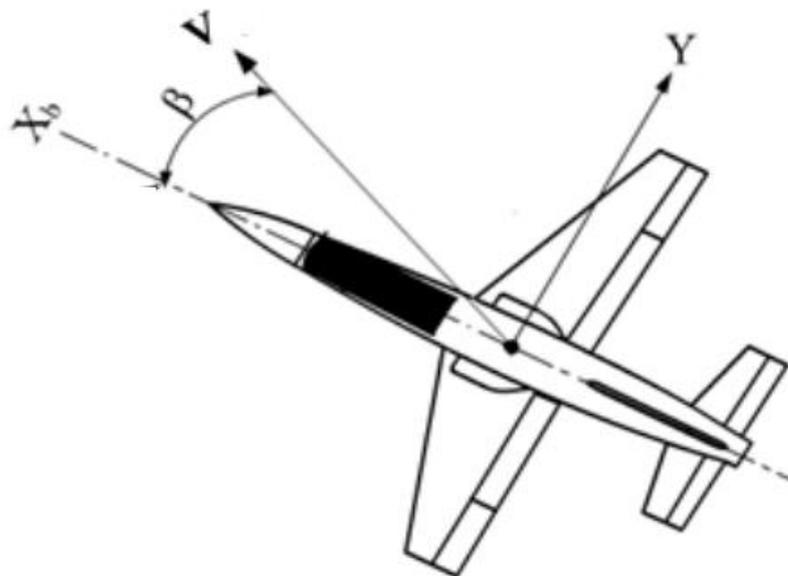


Fig I.2 Angle de dérapage

$$A = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{V_0} & \frac{Y_p + \sin(\theta_0)}{V_0} & \frac{Y_r - \cos(\theta_0)}{V_0} & \frac{g \cos(\theta_0)}{V_0} \\ \frac{L_\beta + a N_\beta}{\Delta} & \frac{L_p + a N_p}{\Delta} & \frac{L_r + a N_r}{\Delta} & 0 \\ \frac{N_\beta + a P}{\Delta} & \frac{N_p + b L_p}{\Delta} & \frac{N_r + b L_r}{\Delta} & 0 \\ 0 & 1 & \tan(\beta_0) & 0 \end{bmatrix} \quad (1.2)$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{Y_{\delta r}}{V_0} & \frac{Y_{\delta a}}{V_0} \\ \frac{L_{\delta r} + a N_{\delta r}}{\Delta} & \frac{L_{\delta a} + a N_{\delta a}}{\Delta} \\ \frac{N_{\delta r} + b L_{\delta r}}{\Delta} & \frac{N_{\delta a} + b L_{\delta a}}{\Delta} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (1.3)$$

avec $a = \frac{I_{xz}}{I_{xx}}$, $b = \frac{I_{xz}}{I_{zz}}$, $\Delta = 1 - ab = 1 - \frac{I_{xz}^2}{I_x I_z}$

I.3. Application numérique pour le type d'avion « CESSNA 182 »

Le Cessna 182 est construit en 1956 du passage au train tricyclique du modèle 180 qui disposait d'un train conventionnel. Le nom Skylane est apparu dès le développement de la version 182A l'année suivante.

En 1977, Cessna sort un 182 avec train rentrant, le C182RG, puis dote l'avion d'un moteur turbo, le Lycoming O-540-L, en 1979. Le Cessna 182 fut construit sous licence en France par Reims Aviation et en Argentine par la DINFIA. Depuis juillet 2005, Cessna produit également une version turbo dotée du moteur Lycoming TI0-540-AK1A de 235 chevaux

I.3.1. Caractéristiques géométriques de l'avion

Les caractéristiques géométriques [2] de l'avion CESSNA-182 sont présentées au tableau (I.1) :

Conditions de vol et valeurs numériques pour CESSNA-182	
Altitude (high)	5000 .ft
Densité de l'air (air density)	0.00205slugs/cu. f
Vitesse du vol (air speed)	219.00. ft/sec
Surface d'aile (wing area)	174.00. sq. ft
Poids (Weight)	2654.00. lbs
Envergure d'une aile (wing span)	35.80. ft
Corde aérodynamique moyenne (mean aerody chord).	4.90. ft
Theta initial (initial theta)	0.00. rad
I_{xx}	1346. slugs. sq. ft
I_{yy}	948. slugs. sq. ft
I_{zz}	1967. slugs. sq. ft
I_{xz}	0.00. slugs. sq. ft
x_{cg}	0.25

Tab. I.1 : Caractéristiques géométriques de l'avion.

I.3.2. Coefficients de stabilité latérale de l'avion

A partir des caractéristiques géométriques de l'avion et les conditions de vol, on peut déduire les coefficients de stabilité latérale [2] qui sont illustrés sur le tableau (I.2) :

Gradients	Valeurs	Coeff.de stabilité	Valeurs
$C_{L\beta}$	$-0.0890/rad$	L_{β}	$-28.7492/rad.sec^2$
C_{Lp}	$-0.4700/rad$	L_p	$-12.4092/rad.sec^2$
C_{Lr}	$0.0960/rad$	L_r	$2.5346/rad.sec^2$
$C_{L\delta r}$	$0.1780/rad$	$L_{\delta r}$	$57.4984/rad.sec^2$
$C_{L\delta a}$	$0.0147/rad$	$L_{\delta a}$	$4.7485/rad.sec^2$
$C_{N\beta}$	$0.0650/rad$	N_{β}	$10.1194/rad.sec^2$
C_{Np}	$0.0300/rad$	N_p	$-0.3817/rad.sec^2$
C_{Nr}	$0.0990/rad$	N_r	$-1.2512/rad.sec^2$
$C_{N\delta r}$	$0.0530/rad$	$N_{\delta r}$	$-802512/rad.sec^2$
$C_{N\delta a}$	$0.0670/rad$	$N_{\delta a}$	$-10.2284/rad.sec^2$
$C_{Y\beta}$	$0.03100/rad$	Y_{β}	$-32.2554ft/rad.sec^2$
C_{Yp}	$0.0370/rad$	Y_p	$-0.3147ft/rad.sec^2$
C_{Yr}	$0.02100/rad$	Y_r	$1.7859ft/rad.sec^2$
$C_{Y\delta r}$	$0.0000/rad$	$Y_{\delta r}$	$0.0000ft/rad.sec^2$
$C_{Y\delta a}$	$0.1870/rad$	$Y_{\delta a}$	$19.4730ft/rad.sec^2$

Tab. I.2 : Coefficients de stabilité latérale.

D'après les caractéristiques de l'avion CESSNA-182 et les valeurs des coefficients de stabilité, les matrices A et B sont :

$$A = \begin{bmatrix} -0.1473 & -0.0014 & -0.9918 & 0.1498 \\ -28.7492 & -12.4092 & 2.5346 & 0 \\ 10.1194 & -0.3817 & -1.2597 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (1.4)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.0889 & 0 \\ 4.7485 & 57.4984 \\ -10.2284 & -8.2512 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (1.5)$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1.6)$$

I.3.3. Matrice de transfert du modèle mathématique du vol latéral

Dans cette session nous nous intéressons à l'angle de dérapage (β) et l'angle de roulis (ϕ)

Donc la matrice de transfert $G(S)$ est donnée par :

$$G(S) = C(SI - A)^{-1}B = \begin{bmatrix} G_{11} & G_{12} \\ G_{21} & G_{22} \end{bmatrix} \quad (1.6)$$

avec

$$G_{11} = [\beta/U]_{\delta_a=0} \quad \text{et} \quad G_{12} = [\beta/U]_{\delta_r=0}$$

$$G_{21} = [\phi/U]_{\delta_a=0} \quad \text{et} \quad G_{22} = [\phi/U]_{\delta_r=0}$$

La fonction de Transfert de l'entrer gouverne de direction "rudder" au sorties :

$$G_{11} = \frac{0.0889 S^3 + 11.35 S^2 + 129.9 S - 2.98}{S^4 + 13.82 S^3 + 28.61 S^2 + 142.2 S + 1.583} \quad (1.7)$$

$$G_{12} = \frac{4.749 S^2 - 21.8 S - 247.9}{S^4 + 13.82 S^3 + 28.61 S^2 + 142.2 S + 1.583} \quad (1.8)$$

La fonction de Transfert de l'entrer " aileron " au sorties :

$$G_{21} = \frac{8.103 S^2 + 131.9 S + 7.717}{S^4 + 13.82 S^3 + 28.61 S^2 + 142.2 S + 1.583} \quad (1.9)$$

$$G_{22} = \frac{57.5 S^2 - 59.99 S - 349.4}{S^4 + 13.82 S^3 + 28.61 S^2 + 142.2 S + 1.583} \quad (1.10)$$

I.4. Identification du système en boucle ouverte

Les racines de l'équation caractéristique $s^4 + 13.82 s^3 + 28.61 s^2 + 142.2 s + 1.583 = 0$ sont :

$$\lambda_1 = -0.6855 + 3.3073i$$

$$\lambda_2 = -0.6855 - 3.3073i$$

$$\lambda_3 = -12.4341$$

$$\lambda_4 = -0.0112$$

avec :

$\lambda_{1,2} = -0.6855 \pm 3.3073 i$ deux pôles complexes et conjugués dont

- la pulsation propre est $\omega_n = 3.38$ rad/s,
- le coefficient d'amortissement $\xi = 2.03$
- temps de réponse $T_s = 0.5829$ s

caractérise le mode roulis hollandais.

- $\lambda_3 = -12.4341$ caractérise le mode roulis.

- temps de réponse $T_s = 0.3216$ s

- $\lambda_4 = -0.0112$ caractérise le mode spiral.

- temps de réponse $T_s = 357,149$ s

Nous constatons que le coefficient d'amortissement est assai élevé ce qui signifie que les oscillations en mode roulis hollandais sont bien amorties pour cet aéronef.

I.5 Tester la contrôlabilité de système de l'aéronef

Pour tester la contrôlabilité de système, nous allons appliquer la théorie de Kalman [3]
 Pour ceci construisant la matrice $\Gamma = [B \ AB \ A^2B \ A^3B]$, et on calcule les déterminants
 des sous matrices $\Gamma_1, \Gamma_2, \Gamma_3, \Gamma_4$ et Γ_5

$$\mathbf{\Gamma} = [B \ AB \ A^2B \ A^3B] \quad (1.11)$$

$$\mathbf{\Gamma} = 1.0e \times 10^{+5} \begin{bmatrix} 0.0000 & 0 & 0.0001 & 0.0001 & -0.0001 & 0.0002 & -0.0013 & -0.0050 \\ 0.0000 & 0.0006 & -0.0009 & -0.0073 & 0.0082 & 0.0885 & -0.0956 & -1.0946 \\ -0.0001 & -0.0001 & 0.0001 & -0.0001 & 0.0012 & 0.0038 & -0.0059 & -0.0365 \\ 0 & 0 & 0.0000 & 0.0006 & -0.0009 & -0.0073 & 0.0082 & 0.0885 \end{bmatrix} \quad (1.12)$$

$$\Gamma_1 = \begin{bmatrix} 0.0889 & 0 & 10.1248 & 8.1030 \\ 4.7485 & 57.4984 & -87.4058 & -734.4226 \\ -10.2284 & -8.2512 & 11.9718 & -11.5531 \\ 0 & 0 & 4.7485 & 57.4984 \end{bmatrix} \quad (1.13)$$

Déterminant de sous matrice $\Gamma_1 = 3.0112 \times 10^{+5}$

$$\Gamma_2 = \begin{bmatrix} 0 & 10.1248 & 8.1030 & -12.5313 \\ 57.4984 & -87.4058 & -734.4226 & 823.9003 \\ -8.2512 & 11.9718 & -11.5531 & 120.7386 \\ 0 & 4.7485 & 57.4984 & -87.4058 \end{bmatrix} \quad (1.14)$$

Déterminant de sous matrice $\Gamma_2 = 1.9195 \times 10^{+6}$

$$\Gamma_3 = 1.0 \times 10^{+3} \begin{bmatrix} 0.0101 & 0.0081 & -0.0125 & 0.0199 \\ -0.0874 & -0.7344 & 0.8239 & 8.8514 \\ 0.0120 & -0.0116 & 0.1207 & 0.3769 \\ 0.0047 & 0.0575 & -0.0874 & -0.7344 \end{bmatrix} \quad (1.15)$$

Déterminant de sous matrice $\Gamma_3 = 4.7664 \times 10^{+5}$

$$\Gamma_4 = 1.0 \times 10^{+3} \begin{bmatrix} 0.0081 & -0.0125 & 0.0199 & -0.1321 \\ -0.7344 & 0.8239 & 8.8514 & -9.5577 \\ -0.0116 & 0.1207 & 0.3769 & -0.5934 \\ 0.0575 & -0.0874 & -0.7344 & 0.8239 \end{bmatrix} \quad (1.16)$$

Déterminant de sous matrice $\Gamma_4 = 3.0384 \times 10^{+6}$

$$\Gamma_5 = 1.0 \times 10^{+5} \begin{bmatrix} -0.0001 & 0.0002 & -0.0013 & -0.0050 \\ 0.0082 & 0.0885 & -0.0956 & -1.0946 \\ 0.0012 & 0.0038 & -0.0059 & -0.0365 \\ -0.0009 & -0.0073 & 0.0082 & 0.0885 \end{bmatrix} \quad (1.17)$$

Déterminant de sous matrice $\Gamma_5 = 7.5447 \times 10^{+5}$

Les déterminants des sous matrices $\Gamma_1, \Gamma_2, \Gamma_3, \Gamma_4$ et Γ_5 ne sont pas nuls.

Donc rang $\mathbf{F} = 4$

Le système est donc contrôlable, et on peut appliquer alors toutes les lois de commande possibles.

I.5. Conclusion

Dans ce chapitre l'identification du système a été réalisé avec l'obtention de modèle dynamique de l'avion « CESSNA 182 », les valeurs propres caractérisant les différentes modes de l'avion ont été définies et des signales en boucle ouverte ont montrés le comportement instable de l'aéronef ainsi que le test de contrôlabilité.

Chapitre II

Commandes non linéaires

Chapitre II

II.1 Introduction

Dans ce chapitre des lois de commandes non linéaires vont être obtenues en utilisant la théorie de l'hyper-stabilité, un modèle de référence est proposé possède toutes les propriétés désirées du système physique

Nous commençons ce chapitre par une description de la théorie de l'hyper-stabilité en suite un modèle de référence sera décrit et les démonstrations mathématique suivront.

II.2 Théorie de l'hyper-stabilité :

La théorie de l'hyper-stabilité a été introduite par Popov [4] dans le but de généraliser les méthodes pour résoudre le problème de la stabilité absolue.

L'utilisation de cette théorie évitera la recherche d'une fonction de Lyapunov

Pour cela, reconstruisons les équations :

$$\dot{x}_e(t) = Ax_e - b\Phi(y_e) \quad (2.1)$$

$$y_e(t) = C^T x_e \quad (2.2)$$

$$x_e = -\Phi(y_e) \quad (2.3)$$

$$\text{avec } G(s) = C^T [sI - A]^{-1} b = \frac{y_e}{\Phi(y_e)} \quad (\text{voir Fig. II.1}) \quad (2.4)$$

Popov a considéré la classe des systèmes NL (Non Linéaire) vérifiant l'inégalité suivante :

$$n(t_0, t_1) = \int_{t_0}^{t_1} \Phi(y_e)^T y_e \cdot d\tau \geq -\gamma_0^2 \quad (2.5)$$

et γ_0^2 est une constante indépendante du temps.

Donc lorsque un système en boucle fermée décrit par les équations (2.1) (2.2) (2.3) (2.4) est globalement (asymptotiquement) stable pour toutes les chaînes de retour vérifiant l'inégalité de Popov, alors ce système en boucle fermée sera appelé (asymptotiquement) hyperstable.

a) Théorème de Popov [3] :

La condition nécessaire et suffisante pour que le système décrit par (2.1) et (2.3) avec l'inégalité (2.5) vérifiée soit hyperstable est la suivante [5]:

- ✓ La matrice de transfert $G(s) = C^T[sI - A]^{-1}b$ est d'être positive réelle.

L'hyper stabilité est plus facile à utiliser que les fonctions de Lyapunov et demeure ainsi un puissant outil d'analyse pour les systèmes NL.

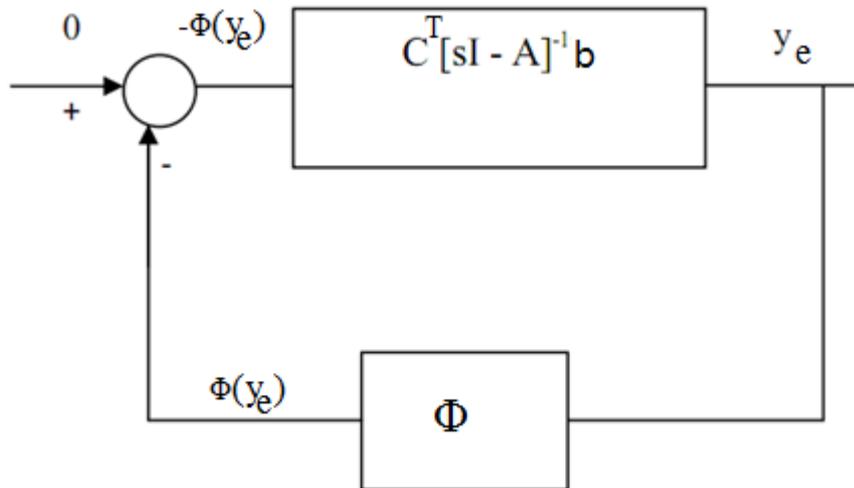


Fig. II.1 bloque hyper-stable

II.3. Modèle de référence :

Le modèle de référence est un modèle ayant exactement les mêmes dimensions que le système physique et doit avoir le comportement désiré qu'on veut dicter au système physique. La détermination d'une loi de commande non linéaire et adaptative permet à la

reponse du système de suivre celle du modèle même en présence des perturbations en agissant sur les performances dynamiques la commande.

II.4 Choix du modèle de référence :

Dans notre projet, le modèle de référence est choisi selon trois critères :

- La matrice d'état A_m est négative définie, pour assurer la stabilité de l'erreur dynamique.
- Le modèle de référence admet les mêmes démentions que le système physique.

L'équation du système physique s'écrit comme :

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A x(t) + B u(t) \\ y(t) &= C x(t) \end{aligned} \quad (2.6)$$

avec :

x : Vecteur d'état de dimension (4x1)

u : Vecteur de commande de dimension (2x1)

A : Matrice de dimension (4x4)

B : Matrice de dimension (4x2)

C : Matrice de dimension (2x4)

Le modèle de référence linéaire qui définit l'état de la trajectoire voulue x_m est :

$$\begin{aligned} \dot{x}_m(t) &= A_m x_m(t) + B_m r(t) \\ y_m(t) &= C_m x_m(t) \end{aligned} \quad (2.7)$$

Ou, 'r' est le signal de référence avec la même dimension que 'u'.

' x_m ' à la même dimension que ' x '.

Les matrices A_m et B_m de model de référence sont définies comme suit

$$A_m = \begin{bmatrix} -0.0978 & -0.0059 & -0.9840 & 0.1629 \\ -0.9307 & -2.1509 & 0.1304 & -1.1305 \\ 0.8112 & -1.3670 & -1.7513 & -1.2446 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

$$B_m = \begin{bmatrix} 0.0078 & -0.0155 \\ 0.9426 & 1.1110 \\ -0.9714 & 1.5069 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

II.5. Identification du modèle de référence en boucle ouverte

Les racines de l'équation caractéristique sont :

$$\lambda_1 = -0.5 - 1i$$

$$\lambda_2 = -0.5 + 1i$$

$$\lambda_3 = -2.00$$

$$\lambda_4 = -1.00$$

$\lambda_{1,2} = -0.5 \pm 1i$ deux pôles complexe conjugués dont

- la pulsation propre est $\omega_n = 1.12$ rad/s,
- le coefficient d'amortissement $\xi = 4.47$
- temps de réponse $T_s = 0.798$ s

caractérise le mode roulis hollandais.

$\lambda_3 = -2$ caractérise le mode roulis.

- temps de réponse $T_s = 2$ s

$\lambda_4 = -1$ caractérise le mode spiral.

- temps de réponse $T_s = 4$ s

On constate que nous avons augmenté le coefficient d'amortissement, ainsi que la stabilité du mode spiral.

II.6 Calcule de la loi de commande basée sur le modèle de référence linéaire

Pour cela dans ce qui suit des lois de commandes basées sur le modèle de référence linéaire doit être prener

On définit l'erreur par

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{x}_e(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} (x_m(t) - x(t)) = 0 \quad (2.10)$$

$$\dot{x}_e(t) = A_m x_e(t) + (A_m - A) x(t) \quad (2.11)$$

Ou, A, B, A_m et B_m doivent satisfaire les conditions d'ezerberger [6] pour assurer leurs existence :

$$\begin{cases} (A_m - A) (I - B B^+) = 0 \\ (I - B B^+) B_m = 0 \\ B_p^+ = (B^T \cdot B)^{-1} B^T \end{cases} \quad (2.12)$$

Ou B^+ est la matrice pseudo inverse gauche de Penrose de B.

La commande u(t) s'écrit comme :

$$u(t) = - (K) x(t) + (Kr) r \quad (2.13)$$

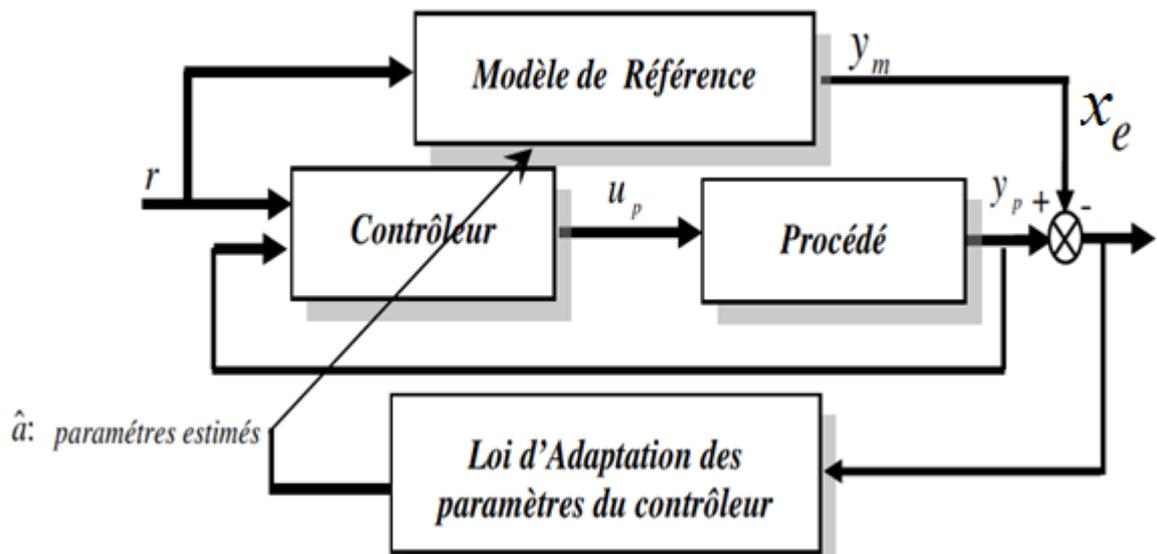
avec gains K et Kr sont calculés par les relations suivantes :

$$\begin{aligned} K &= B_p^+ (A - A_m) \\ Kr &= B_p^+ B_m \\ B_p^+ &= (B^T B)^{-1} B^T \end{aligned} \quad (2.14)$$

II.7 Commande non linéaire avec modèle de référence

II.7.1 Introduction

La commande adaptative directe à modèle de référence (MRAC) a été proposée pour la première fois en 1961 [9] se basant sur la minimisation d'un indice de performances, approche connue généralement sous la règle de conception du MIT [8]. La structure en boucle fermée du MRAC est représentée par la **figure II.2** En effet, la différence entre la sortie du procédé et la sortie du modèle de référence est une mesure de la différence entre les performances réelles et les performances désirées. Cette information est ensuite utilisée par le mécanisme d'adaptation pour ajuster les paramètres du régulateur afin de faire tendre l'erreur de comportement ou l'erreur de poursuite de trajectoire $e_c(t)$ vers zéro [7]. Cette technique demande souvent des algorithmes plus rapides et favorise une application en temps réel (cas de robots manipulateurs).



FigII.2 Schéma de principe de la commande MRAC

Des théories classiques comme celle de Lyapunov peuvent être employées pour atteindre ce but. La structure de la loi de commande est telle que le comportement du

système bouclé soit stable et équivalent au modèle de référence, malgré la présence des dynamiques non modélisées et d'incertitudes paramétriques. Ce type de commande est appelé commande adaptative directe à modèle de référence.

II.8 Synthèse de la loi de commande adaptative non linéaire à structure variable (VSS) avec modèle de référence

II.8.1 VSS sans perturbation extérieure [5]

Considérons le système physique décrit par l'équation d'état (2.6) :

$$\dot{x}(t) = A x(t) + B u(t) \quad (2.15)$$

La commande $u(t)$ est définie par :

$$u(t) = u_1(t) + u_2(t) \quad (2.16)$$

avec :

$u_1(t)$: la commande linéaire à modèle de référence.

$u_2(t)$: la commande non linéaire .

Le modèle de référence décrit par l'équation (2.7) (2.8) (2.9) est :

$$\dot{x}_m(t) = A_m x(t) + B_m r(t) \quad (2.17)$$

La dynamique de l'erreur est:

$$x_e(t) = X_m(t) - X(t) \quad (2.18)$$

On obtient l'équation d'état suivante :

$$\dot{x}_e(t) = A_m X_e(t) + (A_m - A) x(t) + B_m r(t) - B_{U1}(t) - B_{U2}(t) \quad (2.19)$$

La commande $u_1(t)$ est calculée de telle sorte que les conditions du modèle de référence linéaire [9] soient satisfaites et on obtient :

$$(A_m - A) x(t) + B_m \cdot r(t) - B_{U1} (t) = 0 \quad (2.20)$$

$$\text{Avec } u_1 (t) = - K x(t) + K_r r(t) \quad (2.21)$$

L'équation (2.20) devient alors:

$$(A_m - A + B K) x(t) + (B_m - B K_r) r(t) = 0 \quad (2.22)$$

Les matrices K et K_r sont alors calculés de telle sorte que les conditions d'Erzberger [9] soient vérifiées et on obtient alors :

$$(A_m - A + B K) = 0$$

$$(B_m - B K_r) = 0 \quad (2.23)$$

$$\text{Et donc : } K = B^+ (A_m - A) \quad (2.24)$$

$$K_r = B^+ B_m \quad (2.25)$$

Où B^+ est la matrice pseudo inverse gauche de Penrose de B .

L'équation (2.20) deviendra alors :

$$\dot{x}_e(t) = A_m X_e(t) - B_{U2} (t) \quad (2.26)$$

On définit un nouveau vecteur d'erreur $y_e(t)$ défini comme suit :

$$y_e(t) = C_e x_e(t) \quad (2.27)$$

En appliquant le théorème de Popov conjointement avec le lemme de Kalman Yakubovitch [3] au système décrit par et (2.26), (2.27) on aura :

$$\int_{t_0}^{t_1} Y_e(t)^T U_2(t) dt \geq -\gamma_0^2 \quad (2.28)$$

$$\text{Et} \quad -A_m^T P + P A_m = -Q \quad (Q > 0) \quad (2.29)$$

Si la matrice C_e est choisie de telle sorte que

$$C_e = B^T P \quad (2.30)$$

alors le système décrit par (2.26), (2.27), (2.28), (2.29), et (2.30) est asymptotiquement hyperstable et le vecteur erreur X_e est globalement asymptotiquement stable. Puisque la matrice A_m est une matrice stable, alors la matrice P est nécessairement positive définie si la matrice Q est positive définie

En général, on choisit

$$Q = I \quad (2.31)$$

$$\text{Puisque} \quad Y_e(t) = \begin{pmatrix} Y_{e1}(t) \\ Y_{e2}(t) \end{pmatrix} \quad (2.32)$$

$$\text{Et} \quad U_2(t) = \begin{pmatrix} U_{21}(t) \\ U_{22}(t) \end{pmatrix} \quad (2.33)$$

Alors l'inégalité (2.28) devient :

$$\int_{t_0}^{t_1} Y_{e1}(t) U_{21}(t) dt + \int_{t_0}^{t_1} Y_{e2}(t) U_{22}(t) dt \geq -\gamma_0^2 \quad (2.34)$$

Nous citerons notamment une commande de type P+I

Avec :

$$U_{21}(t) = \int_{t_0}^{t_1} \alpha Y_{e1} dt + \beta Y_{e2}(t)$$

$$U_{22}(t) = \int_{t_0}^{t_1} \alpha Y_{e2} dt + \beta Y_{e2}(t)$$

Une autre type de commande, on intégrant une fonction sign (a structure variable) est la suivante:

$$U_{21}(t) = \int_{t_0}^{t_1} \alpha Y_{e1} dt + \beta Y_{e2}(t) + M \operatorname{sign}(Y_{e1}(t)) \quad (2.35)$$

$$U_{22}(t) = \int_{t_0}^{t_1} \alpha Y_{e2} dt + \beta Y_{e2}(t) + N \operatorname{sign}(Y_{e2}(t)) \quad (2.36)$$

les coefficients α , β , M et N sont des constantes positifs.

En pratique les coefficients M et N sont choisis de telle sorte que :

$$0 < M \leq \delta_a \text{ (sat)} \quad (2.37)$$

$$0 < N \leq \delta_r \text{ (sat)} \quad (2.38)$$

Où $\delta_a \text{ (sat)}$ et $\delta_r \text{ (sat)}$ sont respectivement les limites supérieures de saturation de δ_a et δ_r

Afin d'éviter le phénomène de chattering (oscillations dues à la fonction switching) on a choisi les coefficients M et N de telle façon qu'ils aient une faible amplitude.

Avec

$$M = 0.5$$

Et $N = 0.4$

II.9 Conclusion

La commande à structure variable VSS engendre une erreur quasi nulle par rapport à celle de la commande PI.

Une autre technique est de remplacer les fonctions $M \operatorname{sign}(Y_{e1}(t))$ et $N \operatorname{sign}(Y_{e2}(t))$ par la fonction tangente hyperbolique, ou bien d'ajouter un filtre passe bas afin de filtrer les oscillations à haute fréquence causées par la commande à structure variable.

Chapitre III

Robustesse de loi de commande non leneaire

Chapitre III

III.1 Introduction

Dans ce chapitre nous allons examiner en détail les deux cas suivant :

- La robustesse de ces lois de commandes en présence de perturbations extérieures.
- La tolérance de ces commandes en cas de défaillance de l'une des entres (gouvernes).

Nous commençons par modéliser ces deux phénomènes mathématiquement, suivit pas la démonstration mathématique.

III.2 perturbation atmosphérique

Les turbulences atmosphériques [10] [11] peuvent modifier l'altitude de vol et le cap d'un avion, en outre, ceux-ci pourraient faire un avion atteindre des conditions difficiles et dangereuses comme décrochage de l'aile et le facteur de charge maximale. Pour ces raisons, les systèmes de commande de vol doivent être conçus pour éviter ces événements indésirables.

Les théories de contrôle classiques et modernes ont été utilisées dans la conception du système de commande de vol. Les techniques du Contrôle moderne ont été appliquées dans l'industrie aéronautique dernières décennies, offrant des avantages sur les techniques de contrôle classique, car ceux-ci sont disponibles pour travailler sur une multi-input/multi-output Systems.

Les perturbations atmosphériques pendant le vol sont des événements dangereux, imprévisibles et aléatoires qui impliquent des variations aléatoires de vitesse, la trajectoire, l'altitude .Ces variations peuvent perturber la stabilité de l'avion et même de réduire la sécurité du vol.

Les équations (3.1) (3.2) définissent les vitesses latérales et verticales de rafale de vent par rapport au repère terrestre.

$$w_e(t) = -\frac{w_{go}}{2} (1 - \cos\omega t) \quad (3.1)$$

$$v_e(t) = -\frac{v_{go}}{2} (1 - \cos\omega t) \quad (3.2)$$

Ces turbulences atmosphériques sont modélisées par la fonction de Dryden [12], il est montré par l'équation. (3.3) (3.4) dans sa forme d'espace d'état :

$$\begin{bmatrix} u_e \\ v_e \\ w_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_1 \\ \tau_2 \end{bmatrix}; \tau(t) = \sigma_T \sqrt{\frac{L_T/u_0}{2\pi}} \cdot \begin{bmatrix} 1 & \sqrt{3} \frac{L_T}{u_0} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\left(\frac{u_0}{L_T}\right)^2 & -2\frac{u_0}{L_T} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \left(\frac{u_0}{L_T}\right)^2 \end{bmatrix} \cdot w_n(t) \quad (3.4)$$

Grâce à la transformation de l'angle d'Euler, la vitesse du vent par rapport au repère avion peut être exprimé par l'équation. (3.5)

$$\begin{bmatrix} u_g \\ v_g \\ w_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\Psi & \cos\theta\cos\Psi & -\sin\theta \\ \sin\Phi\sin\theta\cos\Psi - \cos\Phi\sin\Psi & \sin\Phi\sin\theta\sin\Psi - \cos\Phi\sin\Psi & \sin\Phi\cos\theta \\ \cos\Phi\sin\theta\cos\Psi - \sin\Phi\sin\Psi & \cos\Phi\sin\theta\sin\Psi - \sin\Phi\cos\Psi & \cos\Phi\cos\theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} u_e \\ v_e \\ w_e \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

D'après les équations, le modèle dynamique du mode latéral de l'avion CESSNA-182 sera :

$$\dot{x}(t) = A x(t) + B u(t) + \Gamma \varepsilon$$

où A est la matrice d'état, B la matrice de commande, et Γ est la matrice d'entrée des perturbation

$$A = \begin{bmatrix} -0.1473 & -0.0014 & -0.9918 & 0.1498 \\ -28.7492 & -12.4092 & 2.5346 & 0 \\ 10.1194 & -0.3817 & -1.2597 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.0889 & 0 \\ 4.7485 & 57.4984 \\ -10.2284 & -8.2512 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

$$\Gamma = \begin{bmatrix} 0.1473 & 0 & 0 \\ 28.7492 & 12.4092 & -2.5346 \\ -10.1194 & 0.3817 & 1.2597 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

III.2.2 Analyse numérique de perturbations extérieures

Si des perturbations sont présentes dans le système, le problème se traite de la même façon que pour le VSS sans perturbation.

Considérons le système physique décrit par les équations d'état (2.6) :

$$\dot{x}(t) = A x(t) + B u(t) \quad (3.9)$$

$$y(t) = C x(t)$$

avec :

x : Vecteur d'état de dimension (4x1)

u : Vecteur de commande de dimension (2x1)

A : Matrice de dimension (4x4)

B : Matrice de dimension (4x2)

C : Matrice de dimension (2x4)

Ce système est soumis à une perturbation extérieure $\Gamma \varepsilon$ sera modalisée comme suit

$$\dot{x}(t) = A x(t) + B u(t) + \Gamma \varepsilon \quad (3.10)$$

Dans ce cas l'équation de l'erreur (2.26) devient alors :

$$\dot{x}_e(t) = A_m x_e(t) - B_{U2}(t) - \Gamma \varepsilon(t) \quad (3.11)$$

De la même manière que la section précédente, nous aboutirons au bloc hyperstable suivant

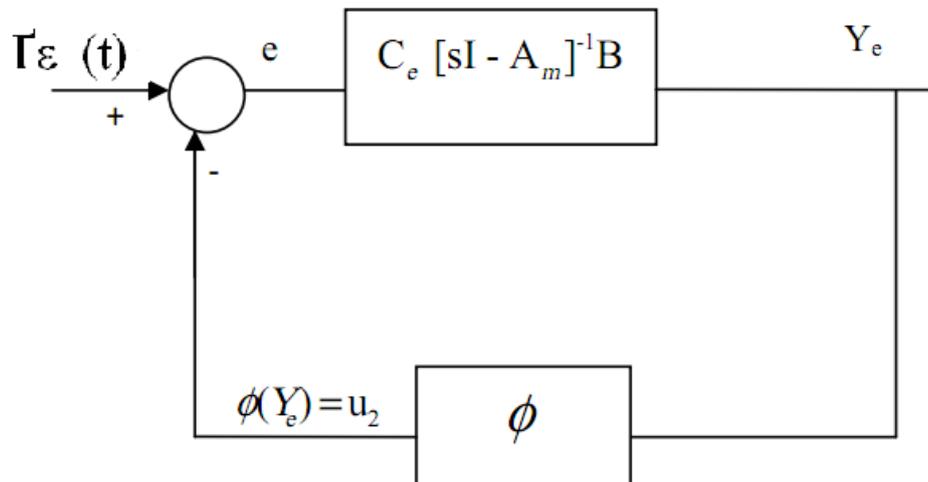


FIG III.1 Bloque hyper stable en présence d'une perturbation extérieur

Dans ce cas, en utilisant la théorie d'entrée bornée-sortie bornée des systèmes hyperstables, un bloc hyperstable soumis à une entrée extérieure bornée, est hyperstable et sa sortie est bornée. Donc l'erreur est globalement stable et le bornage de l'erreur est garanti.

III.3 Blocage des gouvernes

III.3.1 Introduction

Dans cette section nous allons étudier le cas du blocage des gouvernes. (la gouverne de direction et les ailerons)

Les gouvernes peuvent être soumises à des défaillances telles que blocage et non linéarité.

Le principe de blocage consiste à bloquer la gouverne de direction à un certain degré et voir l'évolution de l'angle de roulis qui va compenser le blocage afin de minimiser l'erreur du cap. Il rent ce blocage de la commande à une accumulation de glace sur la gouverne de direction ou bien à un problème mécanique au niveau des actionneurs

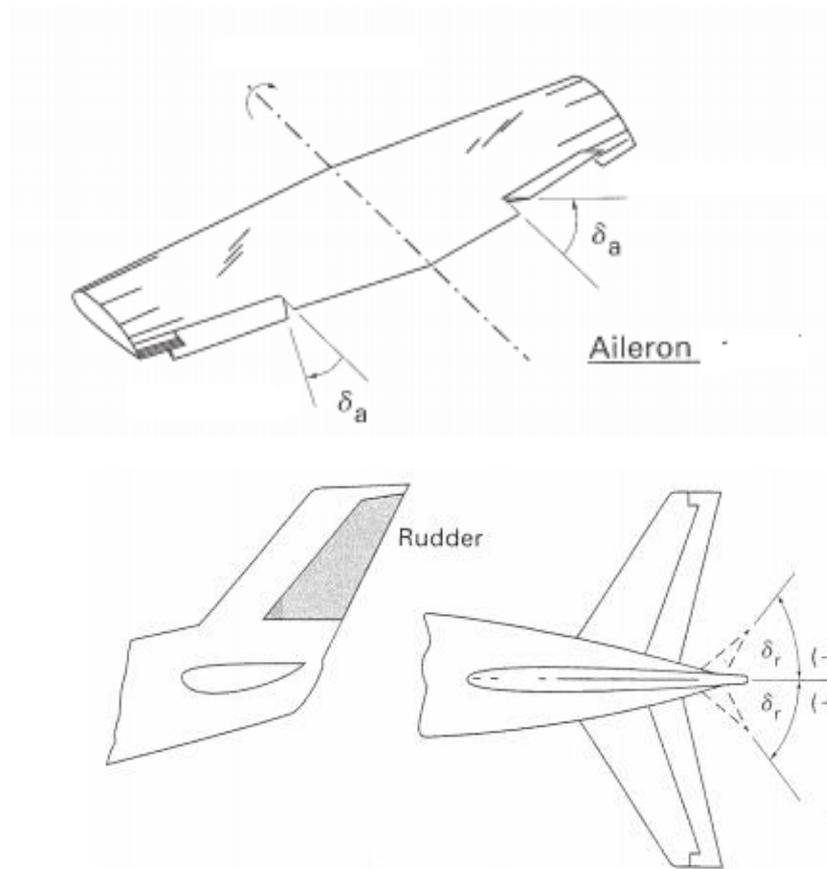


FIG III.2 gouvernes de direction et ailerons

III.3.2Analyse numérique

On a l'équation de l'erreur

$$\dot{X}_e(t) = A_m X_e(t) - BU(t) \tag{3.12}$$

Avec $U = \begin{pmatrix} u_{const} \\ u_{eff} \end{pmatrix}$

L'équation (3.12) devient :

$$\dot{x}_e(t) = A_m x_e(t) - B(u_{const})(t) - B(u_{eff})(t) \tag{3.13}$$

Avec

(u_{const}) la partie de la commande constante

(u_{eff}) la partie de la commande non lineaire definie par (2.35) et (2.36) .

En cas de défaillance de l'une des gouvernes leur influence sera considéré comme une entré (perturbation) extérieur borné au bloque hyper stable.

Le bloque hyper stable devient :

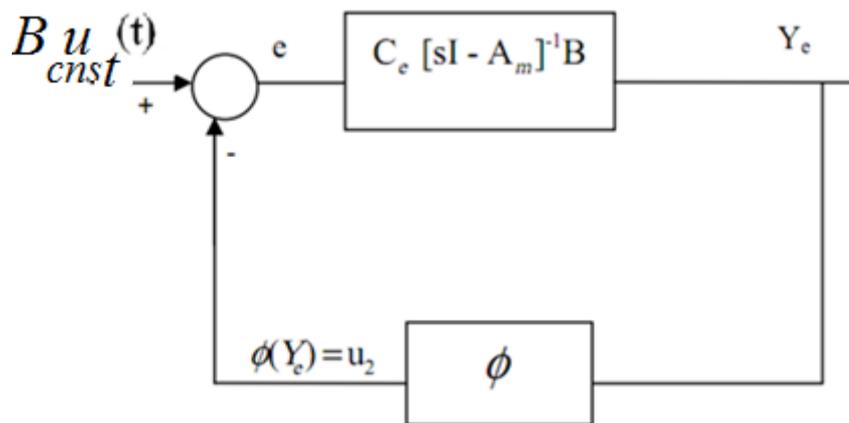


FIG III.3 Bloque hyper stable en présence d'une défaillance de gouverne

III.4 Blocage de la gouverne de direction (Rudder) :

On a la commande :

$$U = u_1 + u_2 \tag{3.14}$$

telle que :

u_1 : la commande linéaire de modèle de référence.

u_2 : la commande à structure variable.

Et :

$$u_1 = [u_{11} \quad u_{12}]$$

$$u_2 = [u_{21} \quad u_{22}]$$

$$u_2 = U_{21}(t) = \int_{t_0}^{t_1} \alpha Y_{e1} dt + \beta Y_{e2}(t) + M \text{sign}(Y_{e1}(t)) \quad (3.15)$$

les coefficients α , β , M et N sont des constantes positifs.

On bloque la commande $u_{11} = u_{12} = 5^\circ$
 et la commande $u_{21} = u_{22} = \text{tel que calculé}$

III.5 Blocage d'aileron :

On a la commande :

$$U = u_1 + u_2 \quad (3.16)$$

telle que :

u_1 : la commande linéaire de modèle de référence.

u_2 : la commande à structure variable.

Et : $u_1 = [u_{11} \quad u_{12}]$
 $u_2 = [u_{21} \quad u_{22}]$

$$u_2 = U_{21}(t) = \int_{t_0}^{t_1} \alpha Y_{e1} dt + \beta Y_{e2}(t) + M \text{sign}(Y_{e1}(t)) \quad (3.17)$$

les coefficients α , β , M et N sont des constantes positifs.

On bloque la commande $u_{11} = u_{12} = \text{tel que calculé}$
 et la commande $u_{21} = u_{22} = 5^\circ$

III.6 Oscillation de la gouverne de direction (Rudder) :

On a la commande :

$$U = u_1 + u_2 \quad (3.18)$$

telle que :

u_1 : la commande linéaire de modèle de référence.

u_2 : la commande à structure variable.

Et :

$$u_1 = [u_{11} \quad u_{12}]$$

$$u_2 = [u_{21} \quad u_{22}]$$

$$u_2 = U_{21}(t) = \int_{t_0}^{t_1} \alpha Y_{e1} dt + \beta Y_{e2}(t) + M \operatorname{sign}(Y_{e1}(t)) \quad (3.19)$$

les coefficients α , β , M et N sont des constantes positifs.

La commande u_1 est oscillatoire avec : $u_1 = \sin(t)$

et la commande $u_2 = \text{tel que calculé}$

III.7 Oscillation d'aileron :

On a la commande :

$$U = u_1 + u_2 \quad (3.20)$$

telle que :

u_1 : la commande linéaire de modèle de référence.

u_2 : la commande à structure variable.

Et :

$$u_1 = [u_{11} \quad u_{12}]$$

$$u_2 = [u_{21} \quad u_{22}]$$

$$u_2 = U_{21}(t) = \int_{t_0}^{t_1} \alpha Y_{e1} dt + \beta Y_{e2}(t) + M \operatorname{sign}(Y_{e1}(t)) \quad (3.21)$$

les coefficients α , β , M et N sont des constantes positifs.

La commande u_1 : $u_1 =$ tel que calculé

Et la commande u_2 est oscillatoire avec : $u_2 = \sin(t)$

III.8 Conclusion

Puisque les gouvernes sont bloquées à des angles constants et bornés leur influence sera considérée comme une entrée extérieure bornée au bloc hyper stable. Donc le bornage de l'erreur est garantie, et le bloc reste hyper stable.

Ceci est dû au fait que pour le bloc hyperstable, une entrée bornée génère une sortie bornée.

Dans ce qui suit des résultats de simulation sont présentés.

Chapitre IV

Résultats de simulation

Chapitre IV

IV.1 Introduction

Dans ce chapitre des simulations sur différents comportements prouvant l'efficacité de cette commande seront exposées.

Nous demanderons un angle de référence de dérapage $\beta = 1^\circ$

Ainsi que un angle de référence de roulis $\phi = 0^\circ$

IV.2 Simulation de l'avion CESSNA 182 en boucle ouverte

On a la commande :

$$U = (u_1, u_2)$$

$$\text{Avec } u_1 = \delta_r$$

$$u_2 = \delta_a$$

Telle que :

δ_r : Le signal de commande de gouverne de direction (rudder)

δ_a : Le signal de commande de gauchissement (aileron)

1^{er} cas : $\delta_r = 1^\circ$

$\delta_a = 0^\circ$

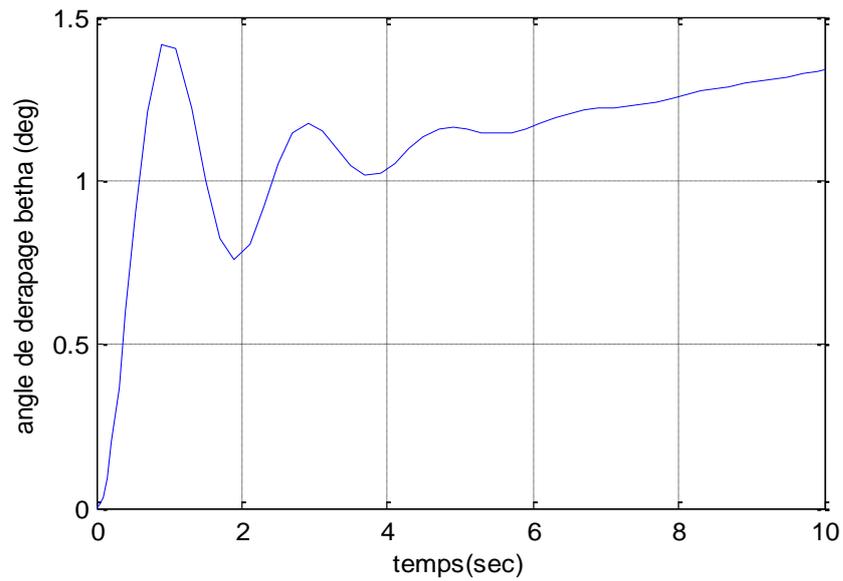


Fig IV.1 Angle de dérapage avec : $\delta_r = 1^\circ$ $\delta_a = 0^\circ$

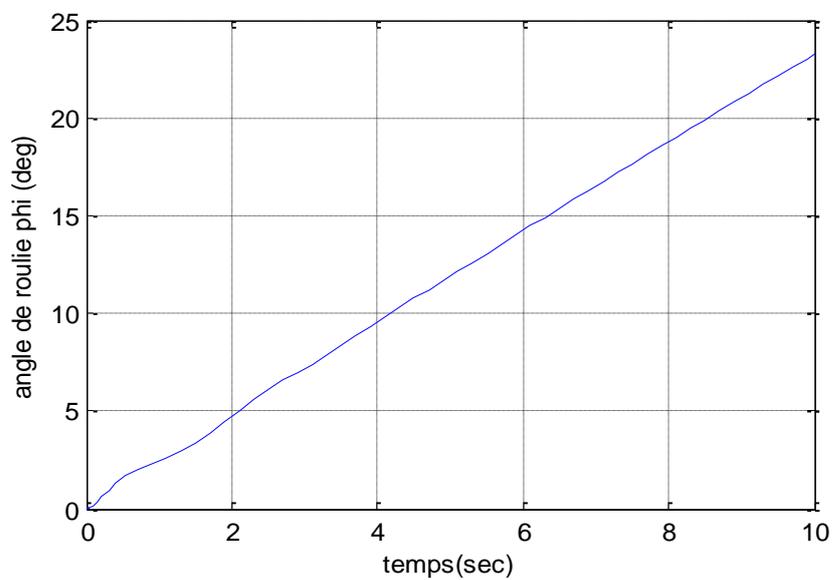


Fig IV.2 Angle de roulis avec : $\delta_r = 1^\circ$ $\delta_a = 0^\circ$

On constate que les réponses sont celles d'un système instable, ce qui est tout à fait normal vu les valeurs propre du système

2^{ème} cas : $\delta_r = 0^\circ$

$\delta_a = 1^\circ$

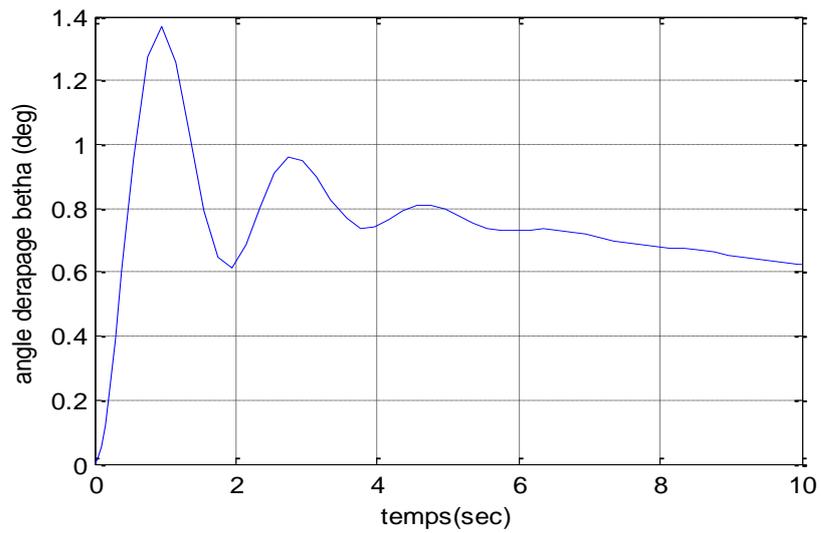


Fig IV.3 Angle de dérapage avec : $\delta_r = 0^\circ$ $\delta_a = 1^\circ$

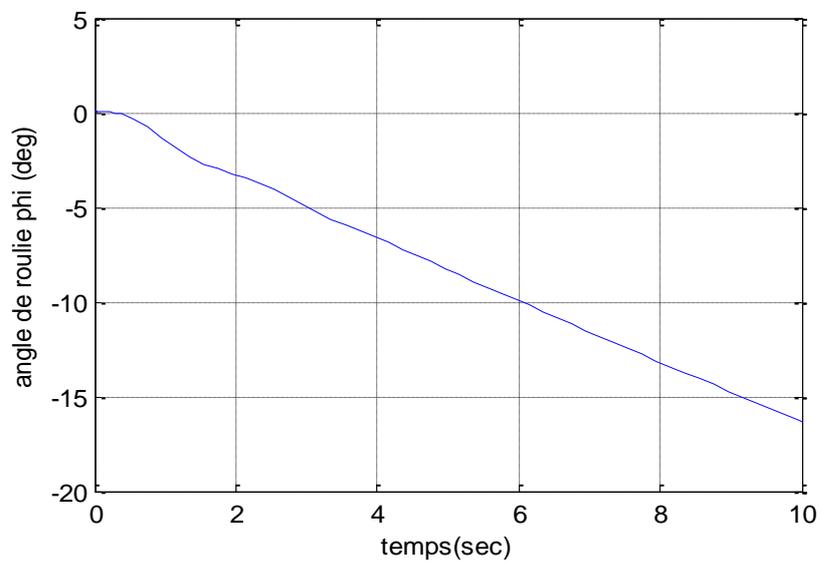


Fig IV.4 Angle de roulis avec : $\delta_r = 0^\circ$ $\delta_a = 1^\circ$

IV.3 Simulation et de la commande VSS sans perturbation extérieure

L'angle de référence pour le dérapage beta est égal à 1°

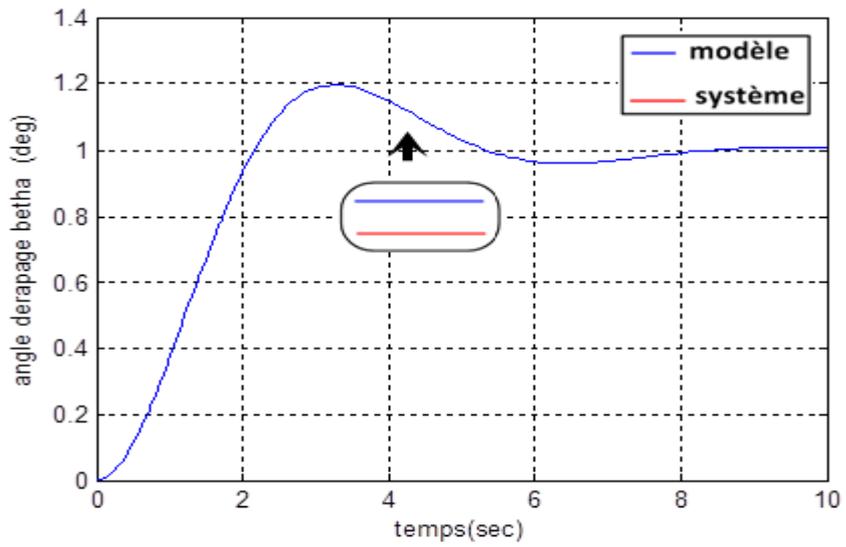


Fig IV.5 Angle de dérapage avec vss sans perturbation

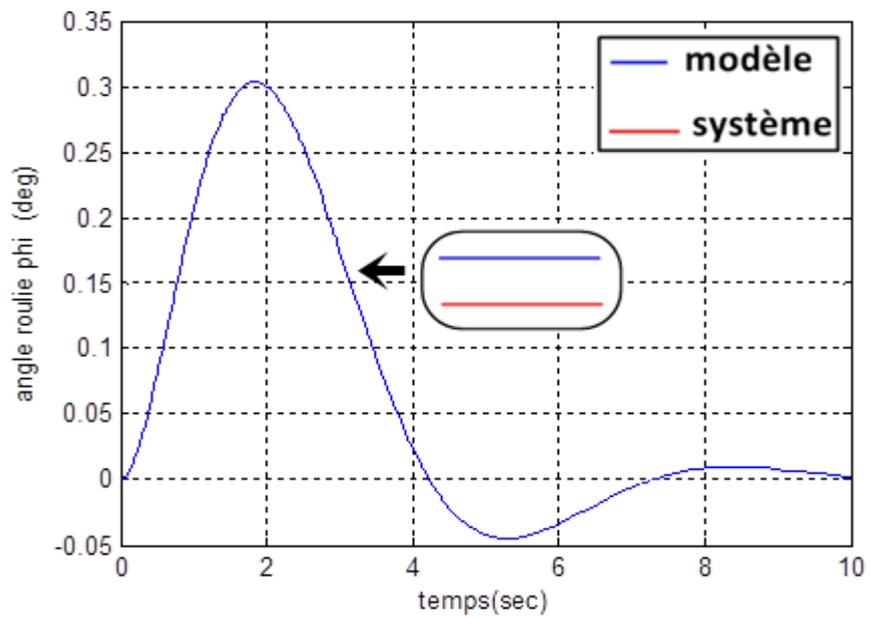


Fig IV.6 Angle de roulis avec vss sans perturbation

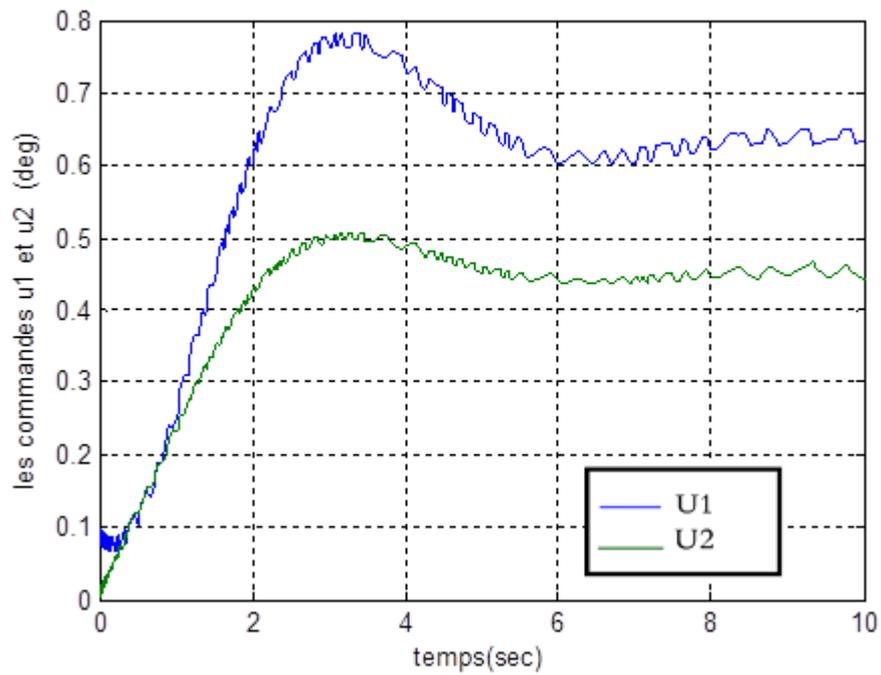


Fig IV.7 la commande u1 et u2 avec vss sans perturbation

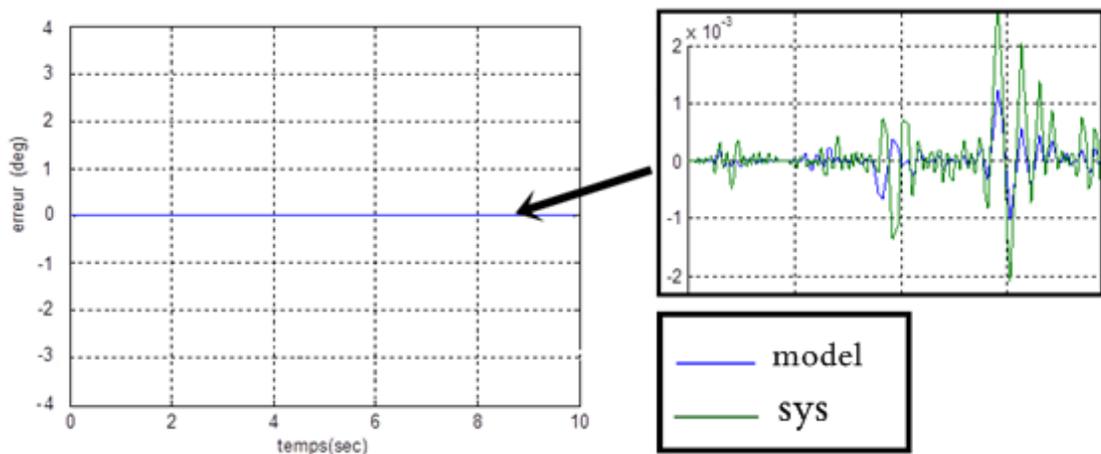


Fig IV.8 erreur avec vss sans perturbation

IV.4 Simulation et de la commande VSS avec perturbation extérieure

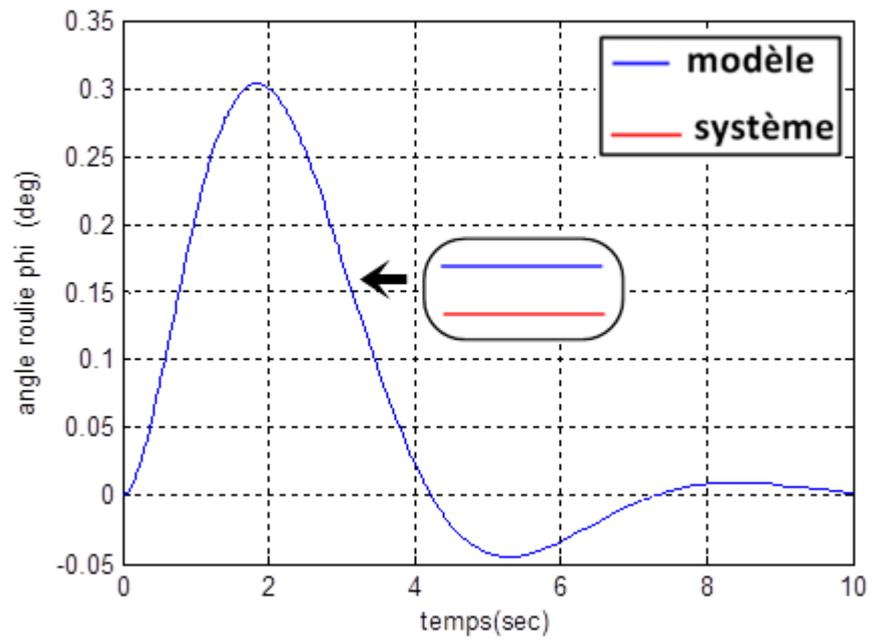


Fig IV.9 Angle de roulis vss avec perturbation extérieur

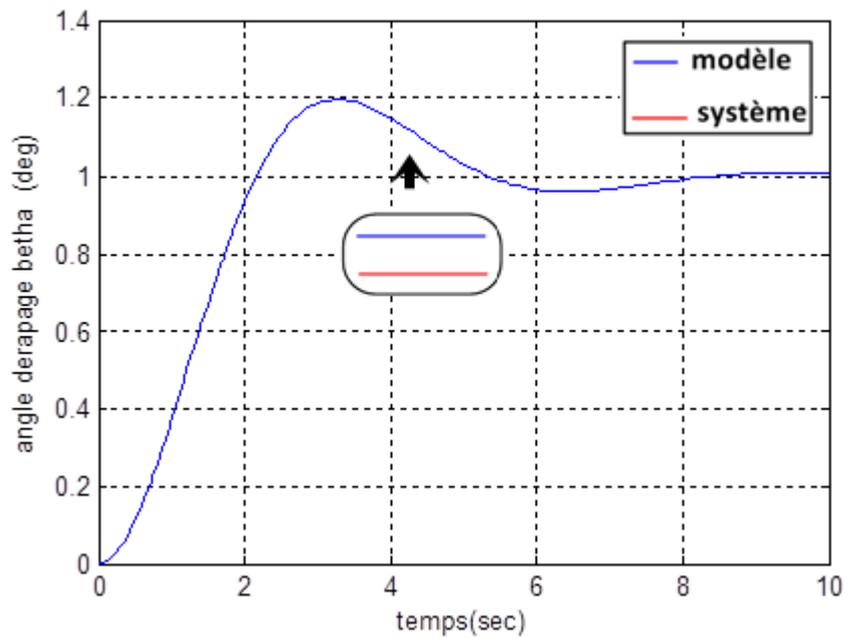


Fig IV.10 Angle de dérapage vss avec perturbation extérieur

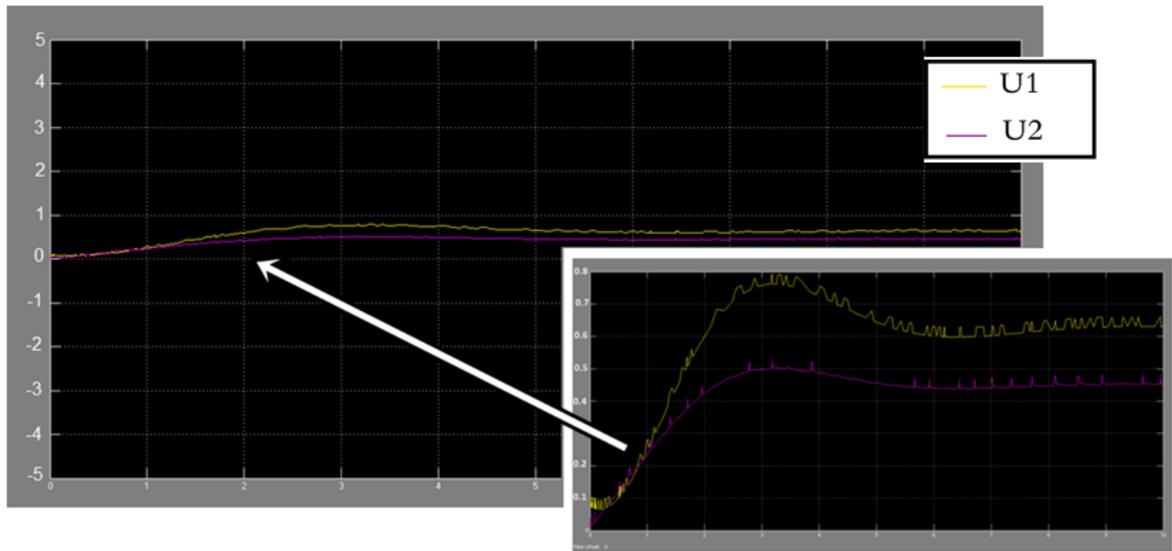


Fig IV.11 la commande u1 et u2 vss avec perturbation extérieure

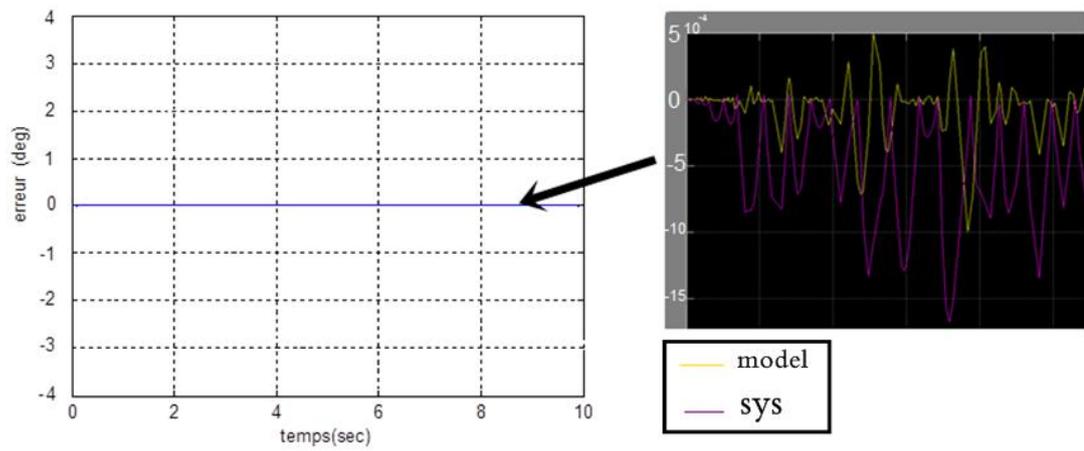


Fig IV.12 erreur vss avec perturbation extérieure

IV.5 Simulation PI sans perturbation extérieure

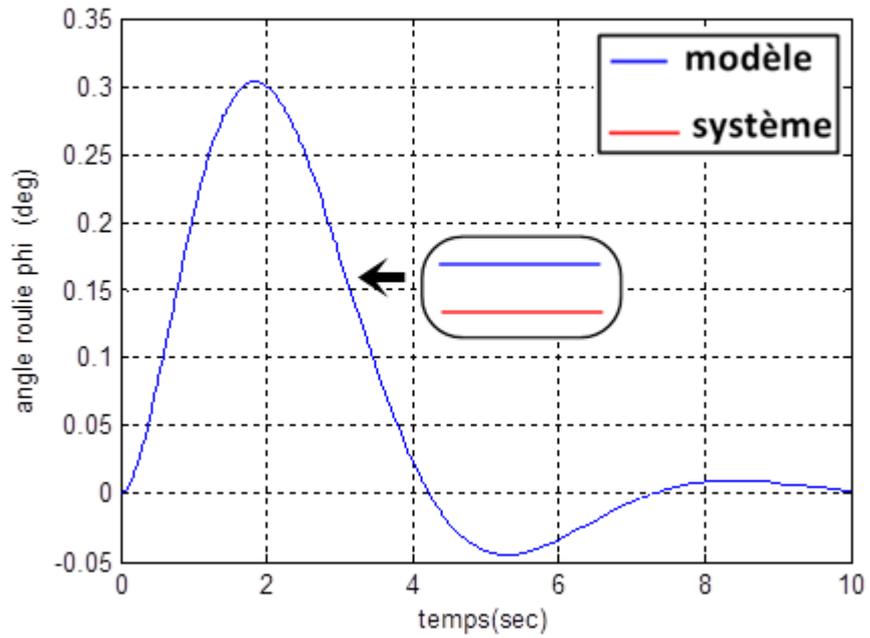


Fig IV.13 Angle de roulis avec PI sans perturbation

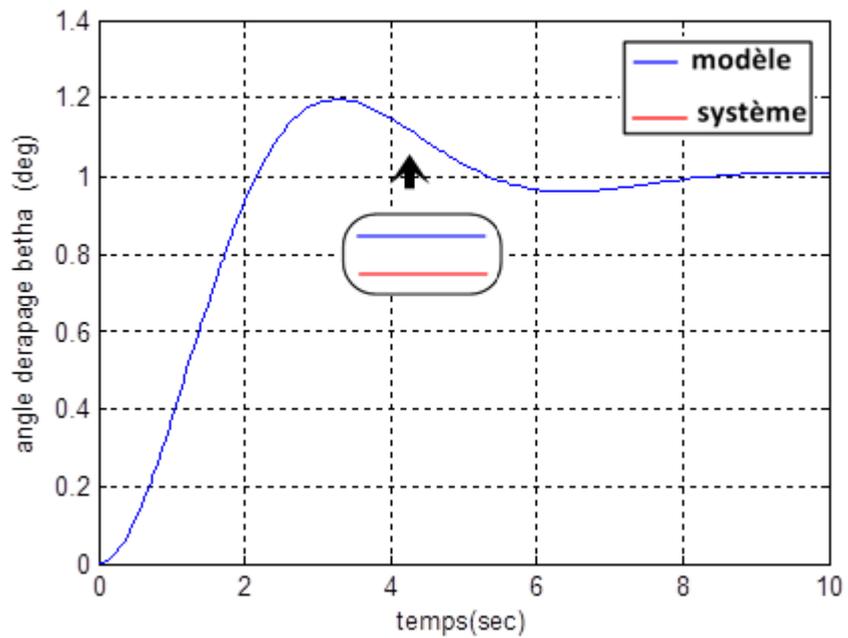


Fig IV.14 Angle de dérapage avec PI sans perturbation

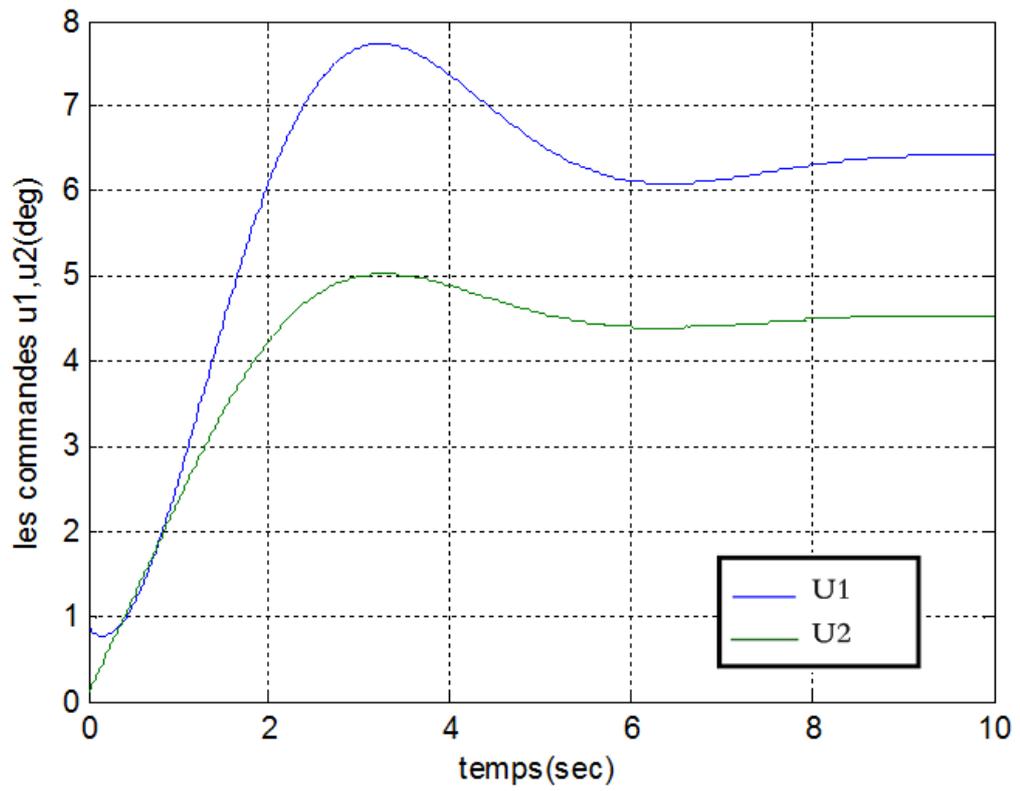


Fig IV.15 la commande u1 et u2 avec PI sans perturbation

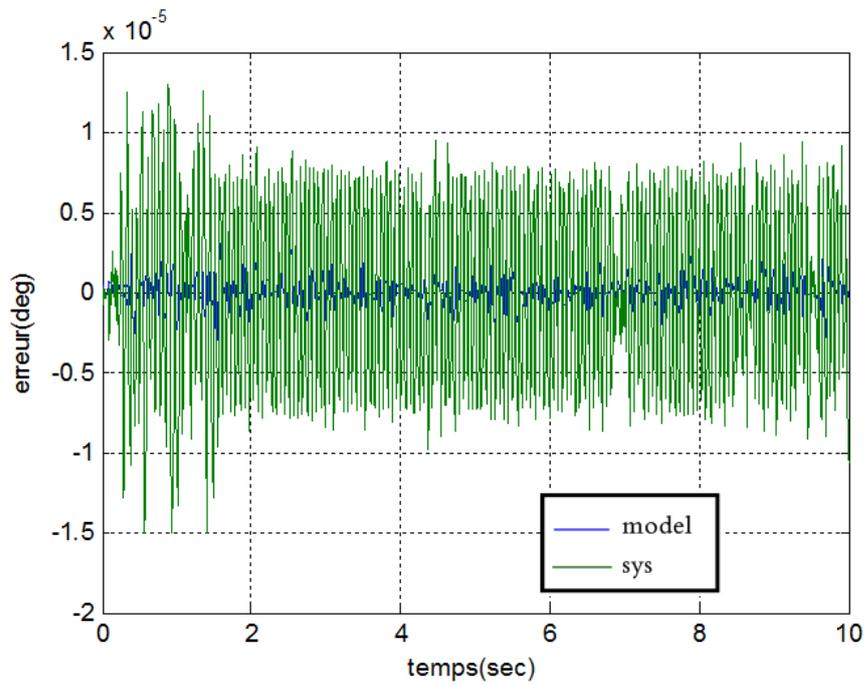


Fig IV.16 erreur PI sans perturbation

IV.6 Simulation PI avec perturbation extérieur

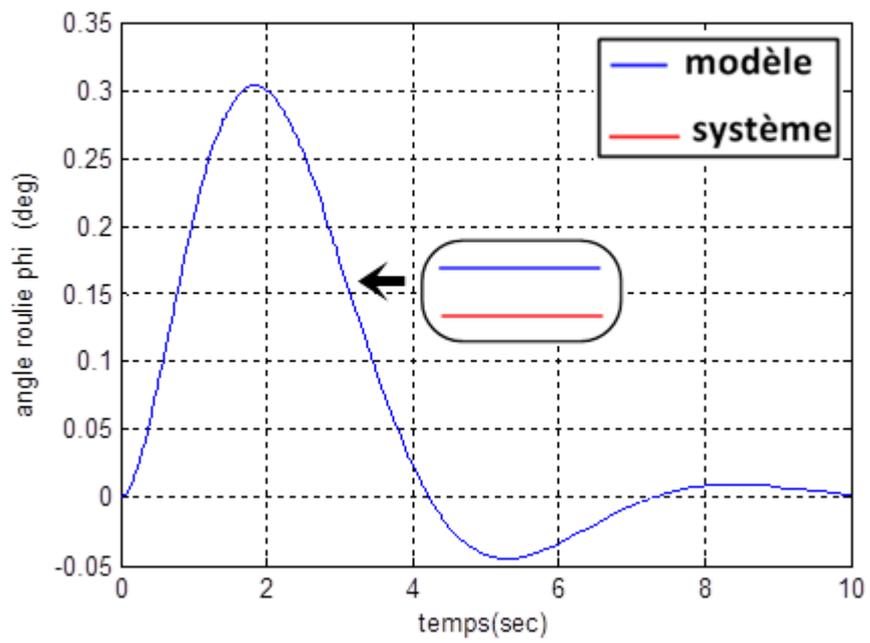


Fig IV.17 Angle de roulis PI avec perturbation

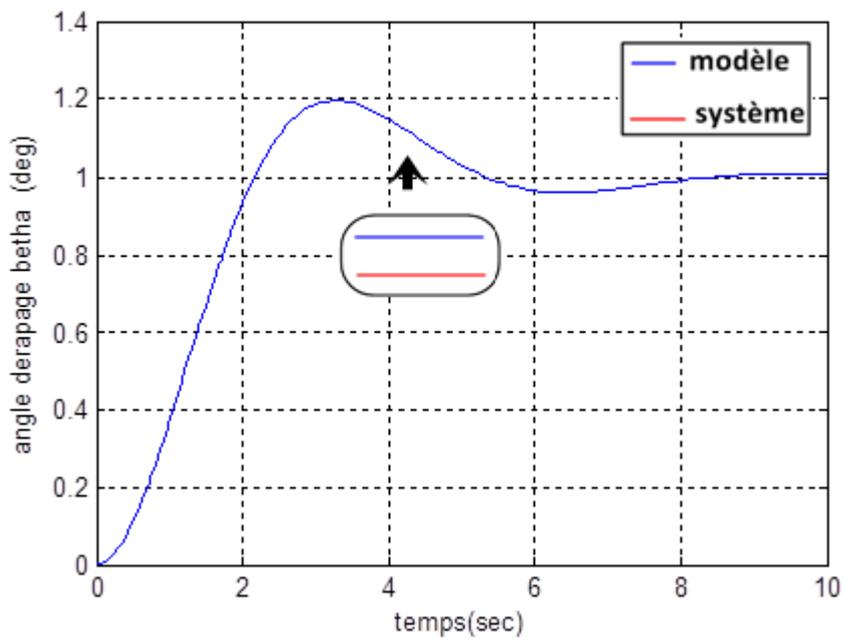


Fig IV.18 Angle de dérapage PI avec perturbation

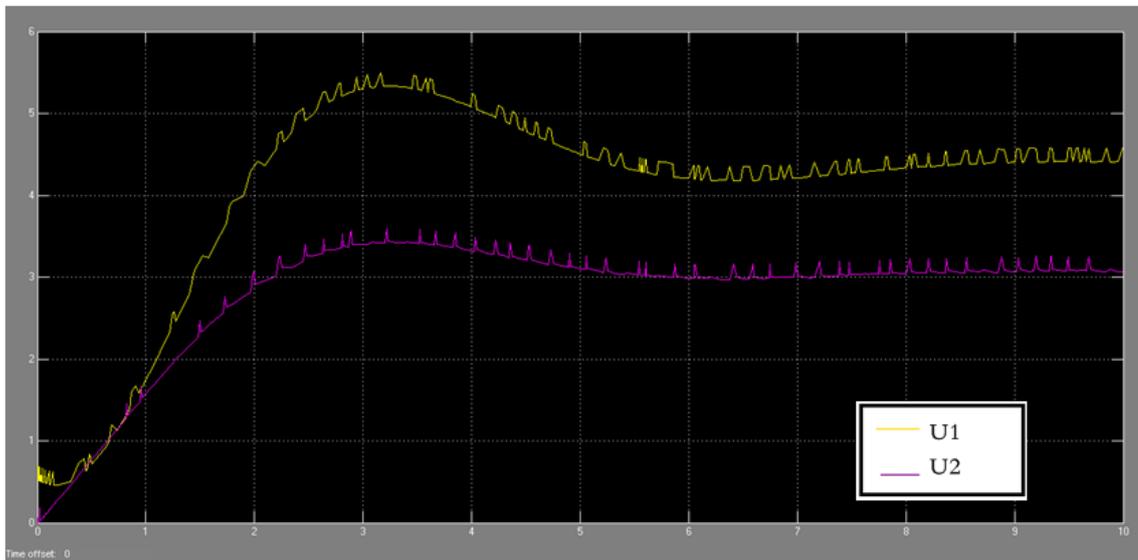


Fig IV.19 la commande u1 et u2 PI avec perturbation

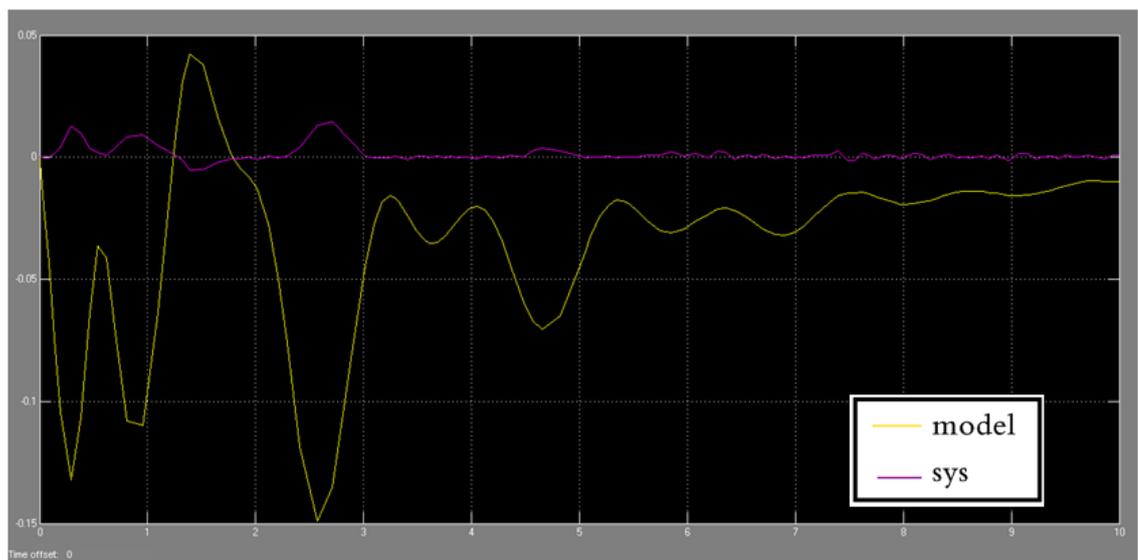


Fig IV.20 erreur PI avec perturbation

IV.7 Résultats de simulation de blocage de gouvernes de direction

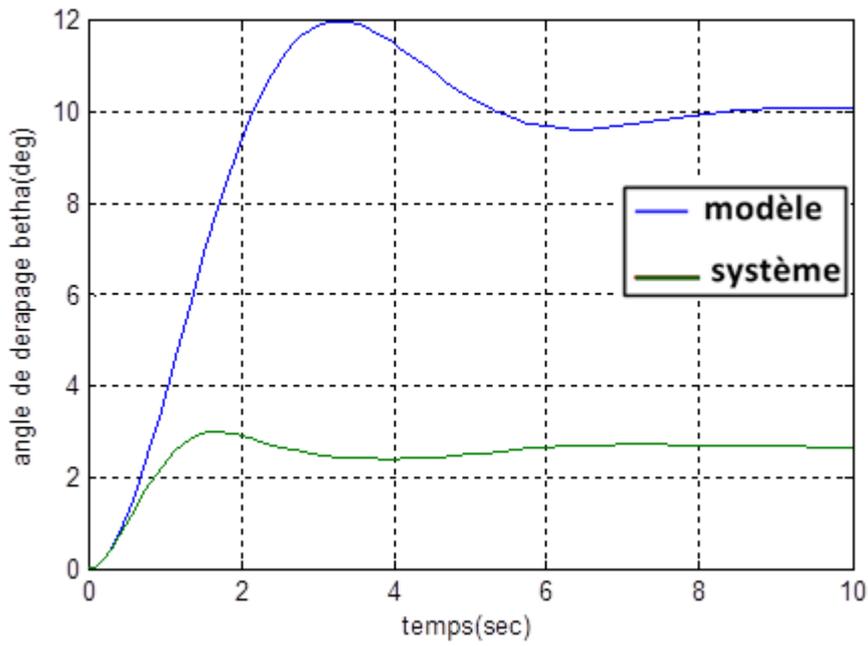


Fig IV.21 Angle dérapage cas : blocage de rudder

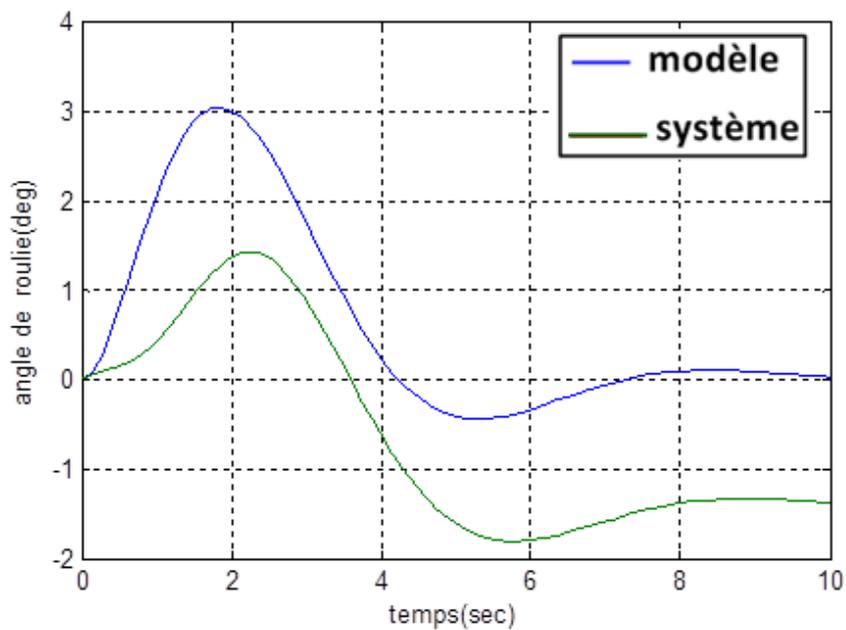


Fig IV.22 Angle roulis cas : blocage de rudder

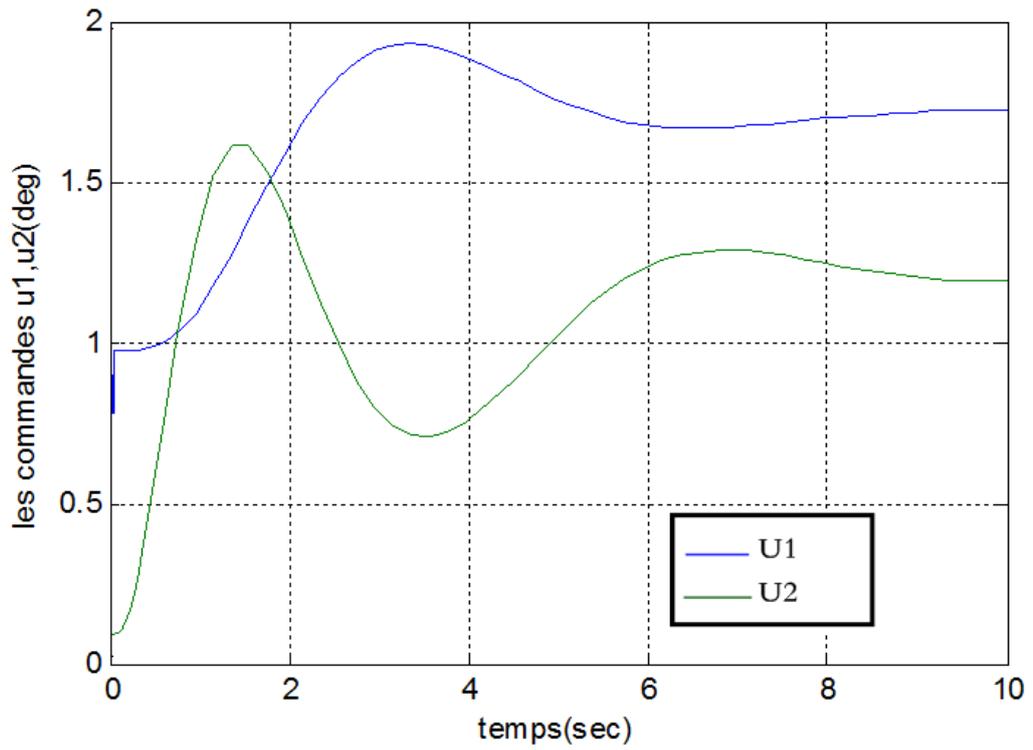


Fig IV.23 les commandes u1 et u2 cas : blocage de rudder

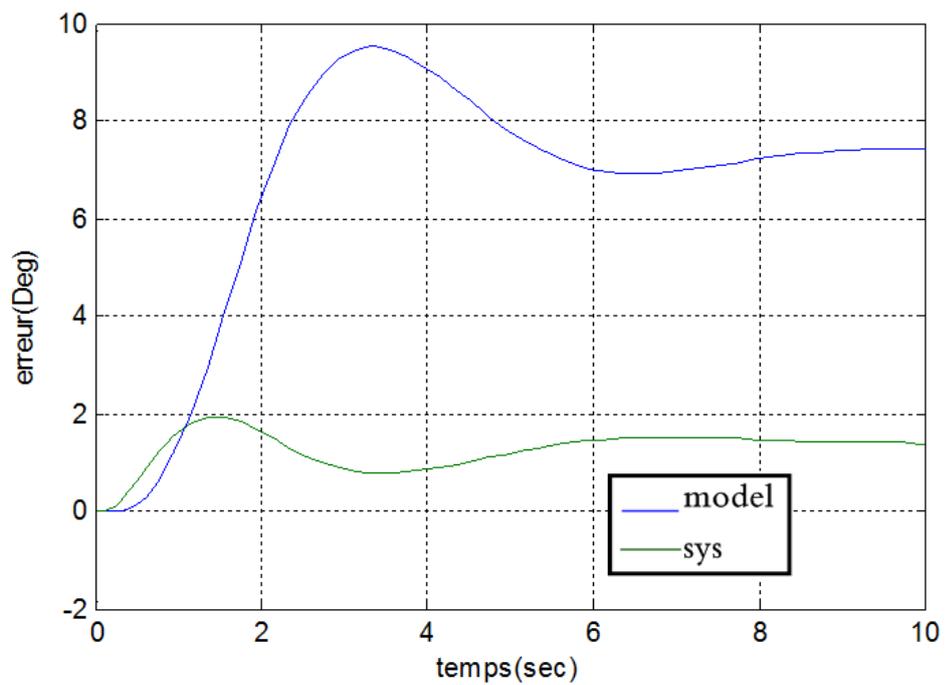


Fig IV.24 erreur cas : blocage de rudder

IV.8 Résultats de simulation de blocage des ailerons

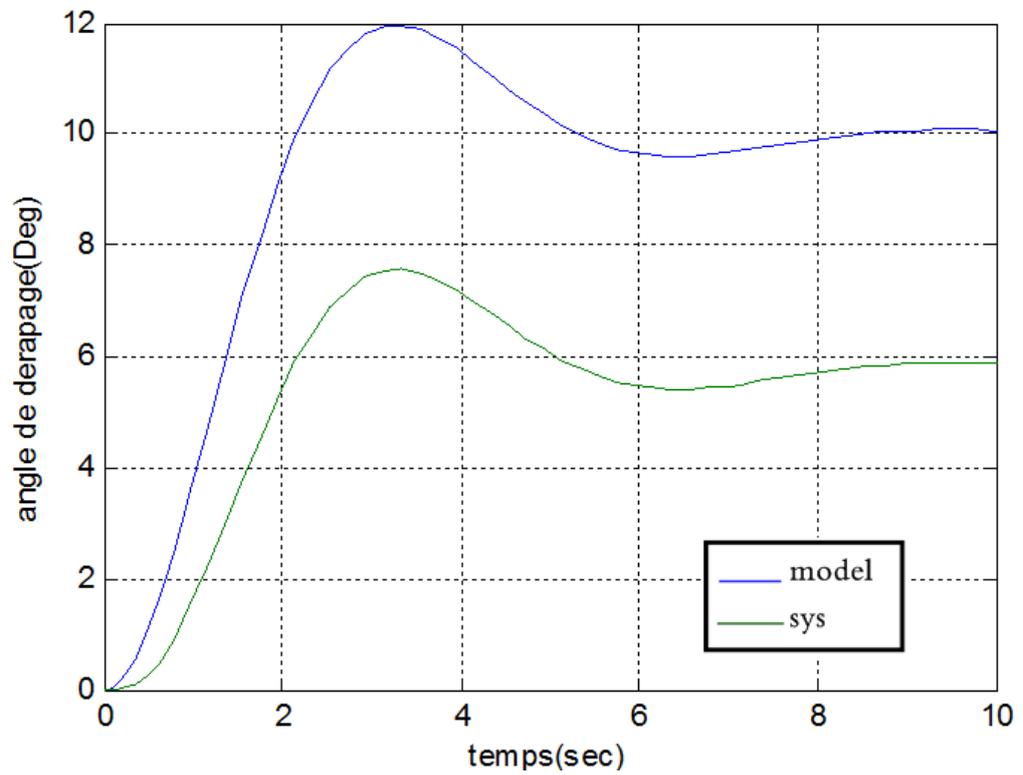


Fig IV.25 Angle dérapage cas : blocage d'aileron

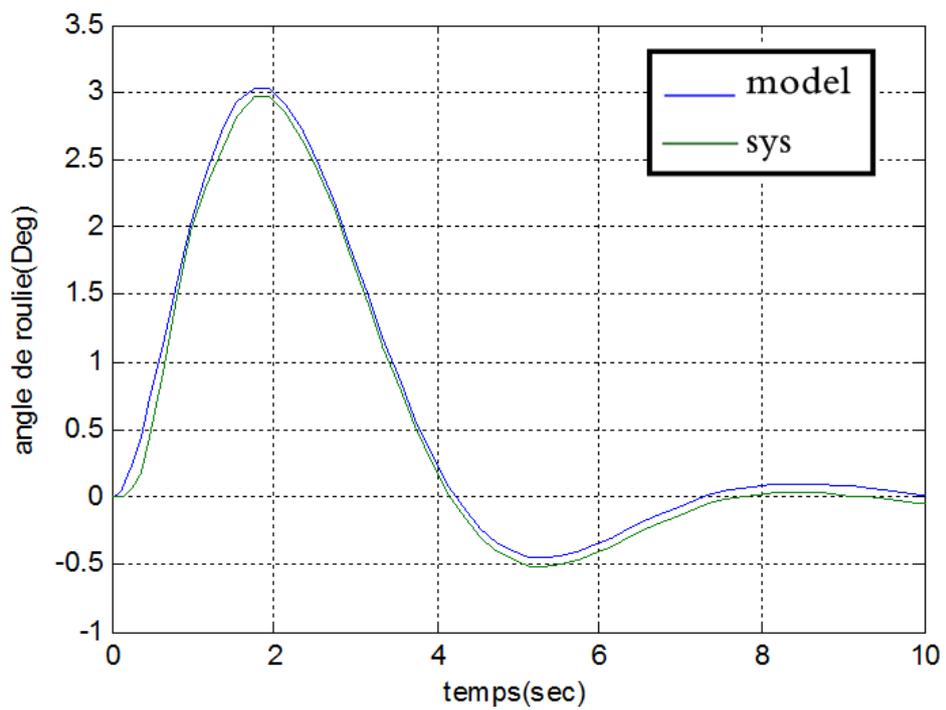


Fig IV.26 Angle roulis cas : blocage d'aileron

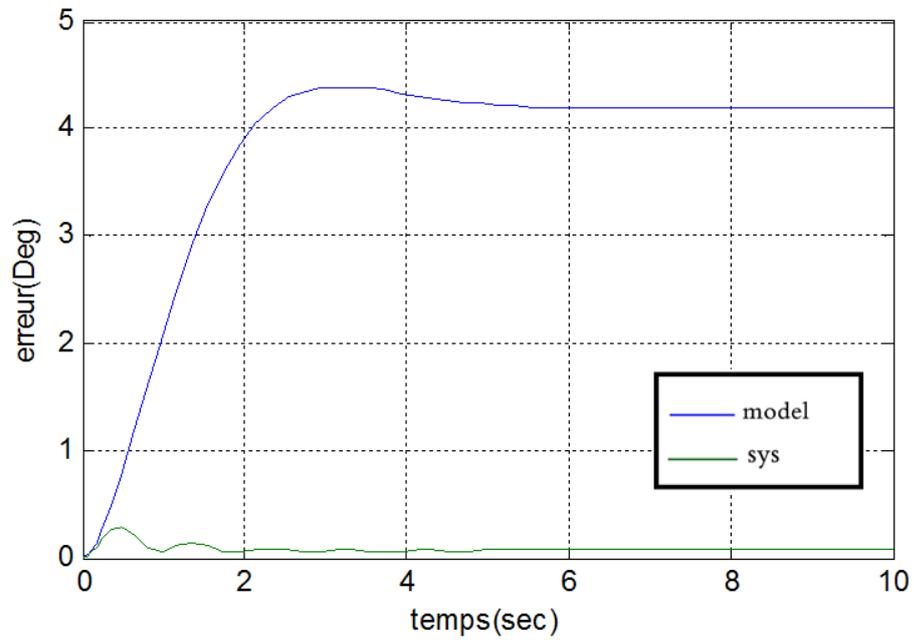


Fig IV.27 erreur cas : blocage d'aile

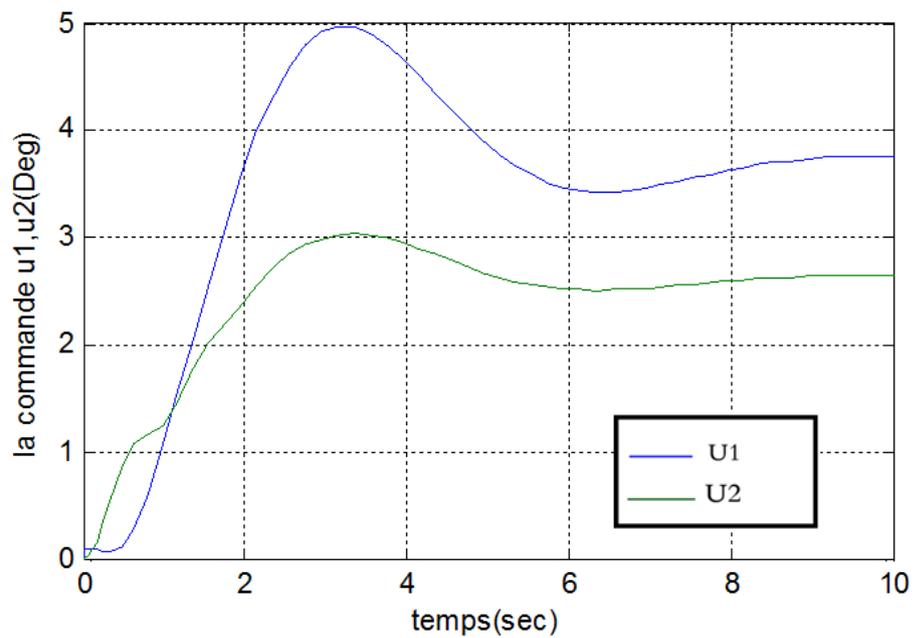


Fig IV.28 la commande u1 et u2 cas : blocage d'aile

IV.9 Résultats de simulation d'oscillation des ailerons

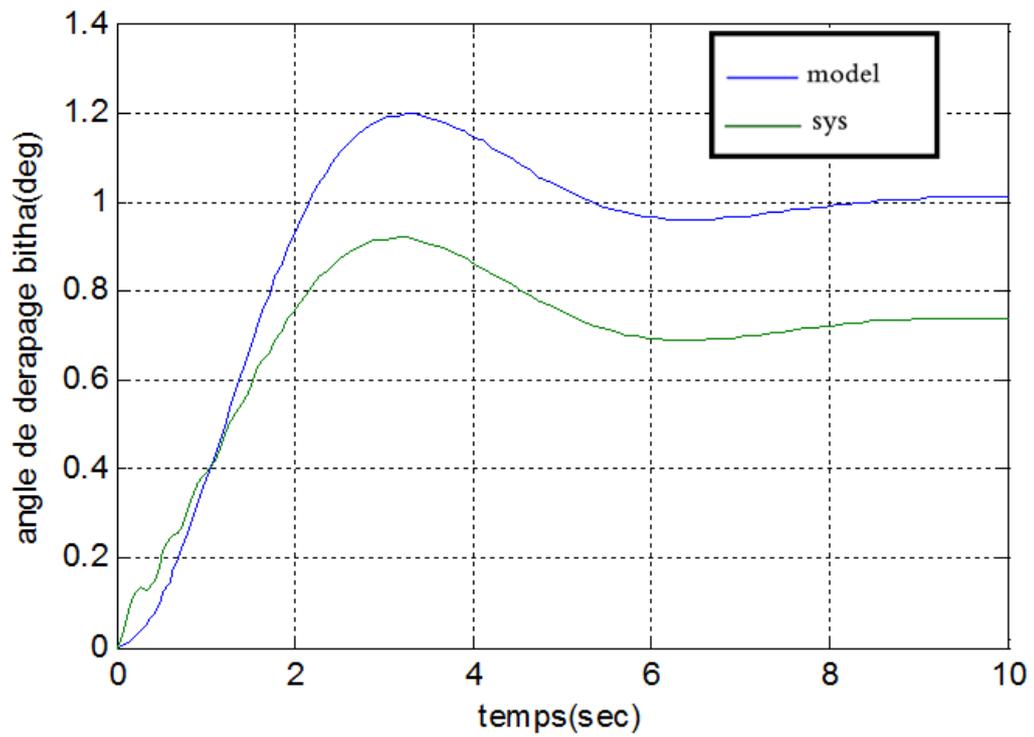


Fig IV.29 Angle dérapage cas : oscillation d'aileron

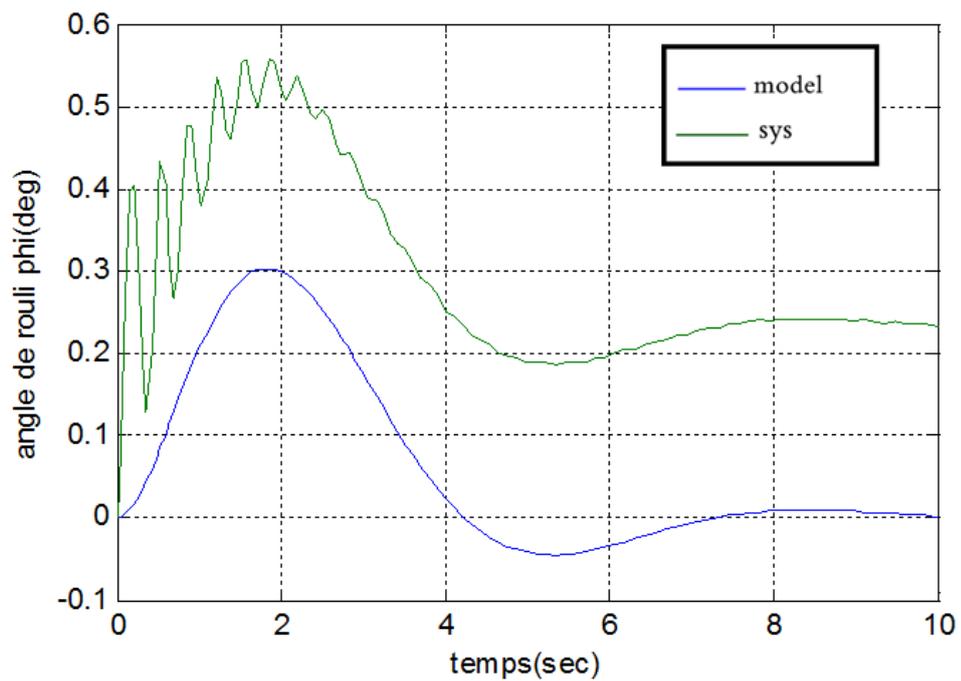


Fig IV.30 Angle roulis cas : oscillation d'aileron

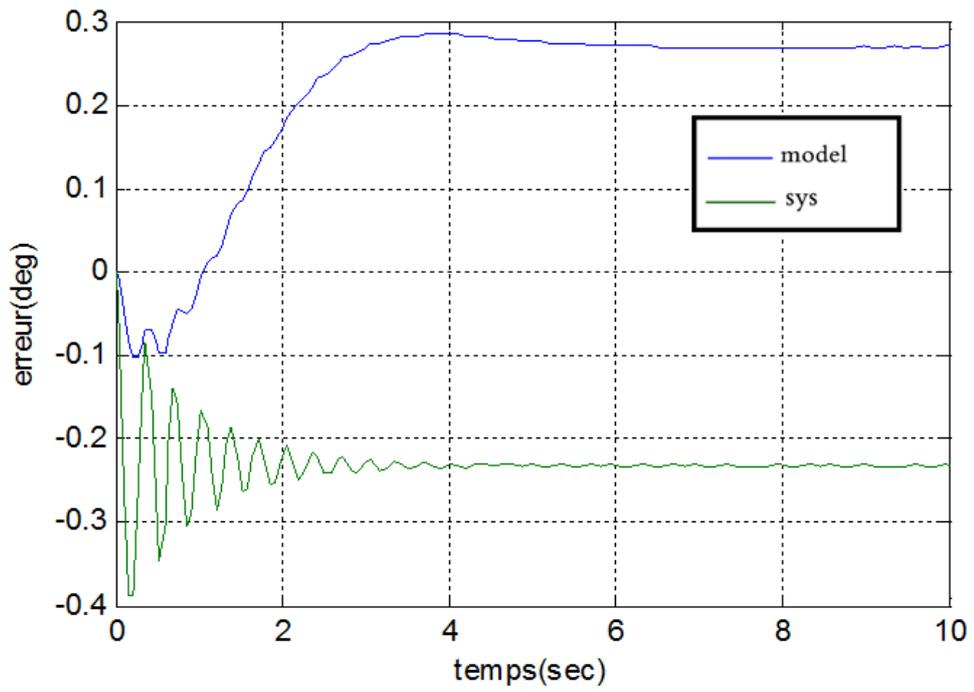


Fig IV.31 erreur cas : oscillation d'aileton

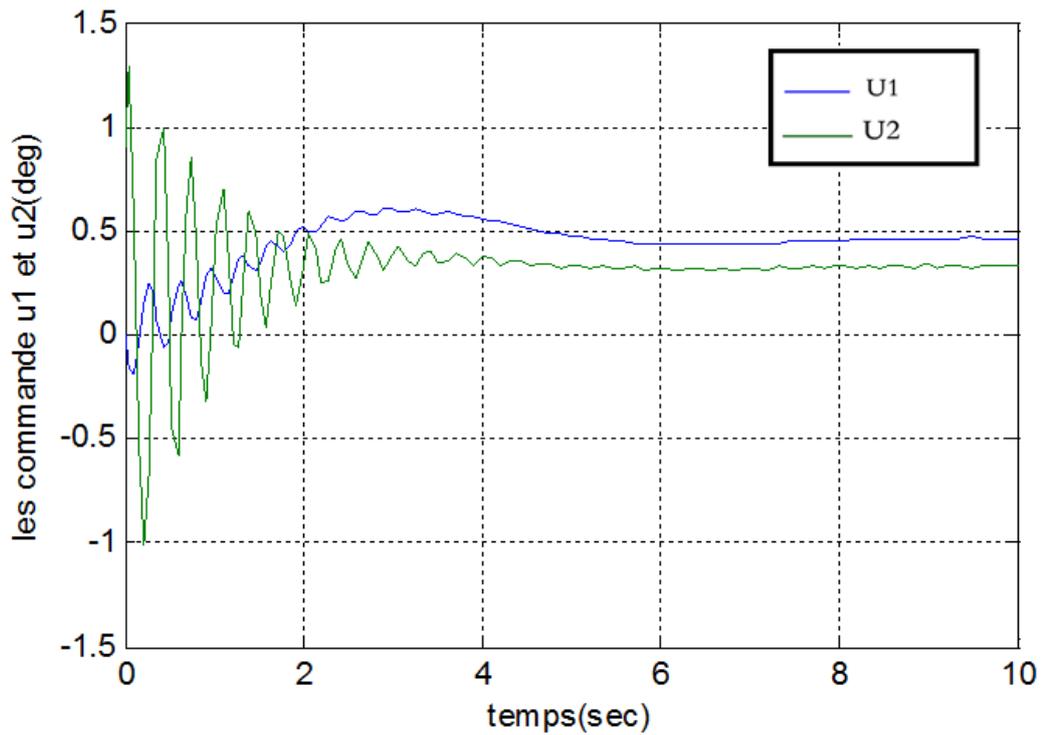


Fig IV.32 la commande u1 et u2 cas : oscillation d'aileton

IV.10 Résultats de simulation d'oscillation de gouvernes de direction

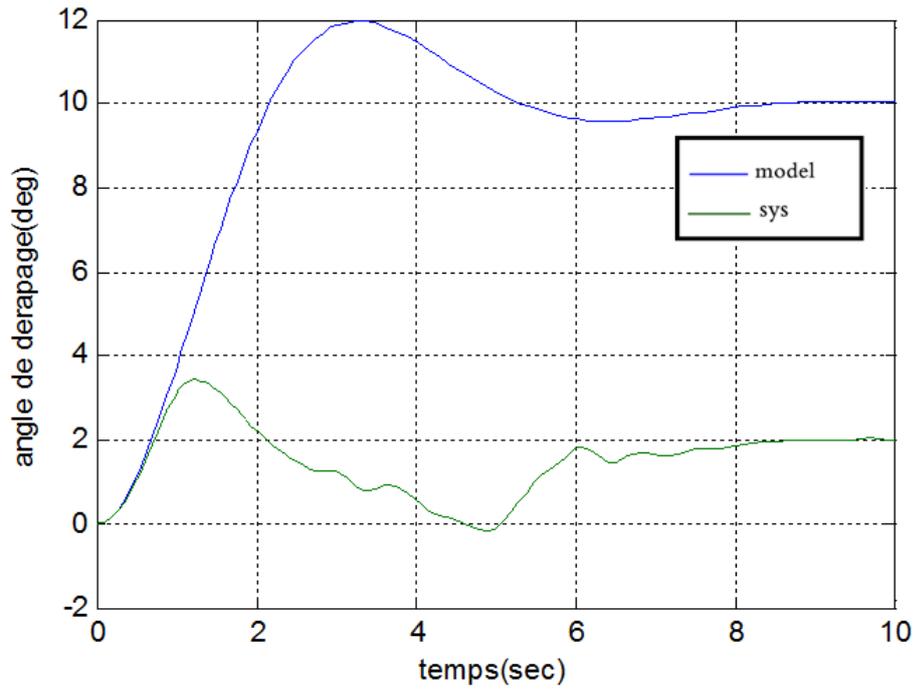


Fig IV.33 Angle dérapage cas : oscillation de rudder

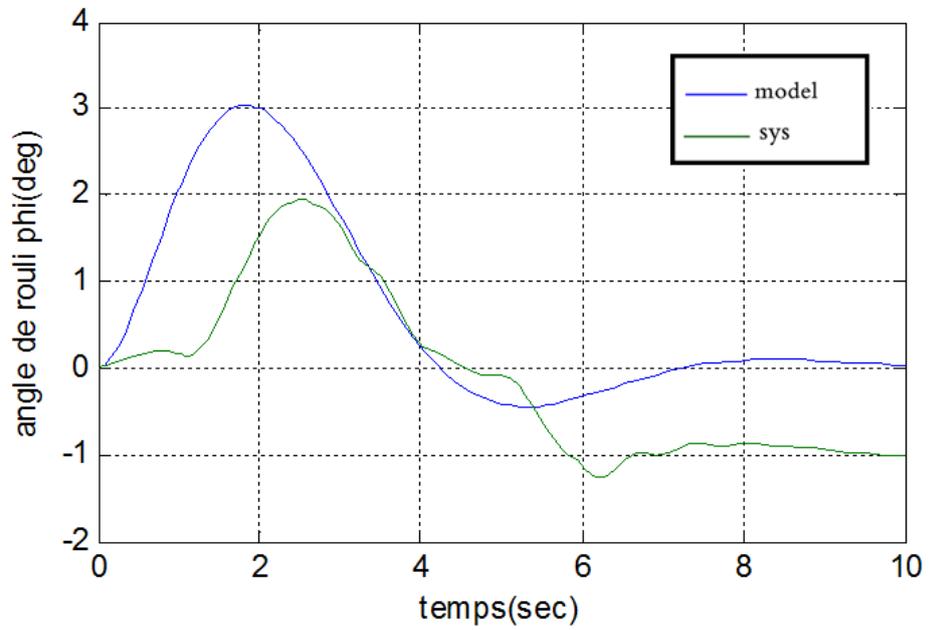


Fig IV.34 Angle roulis cas : oscillation de rudder

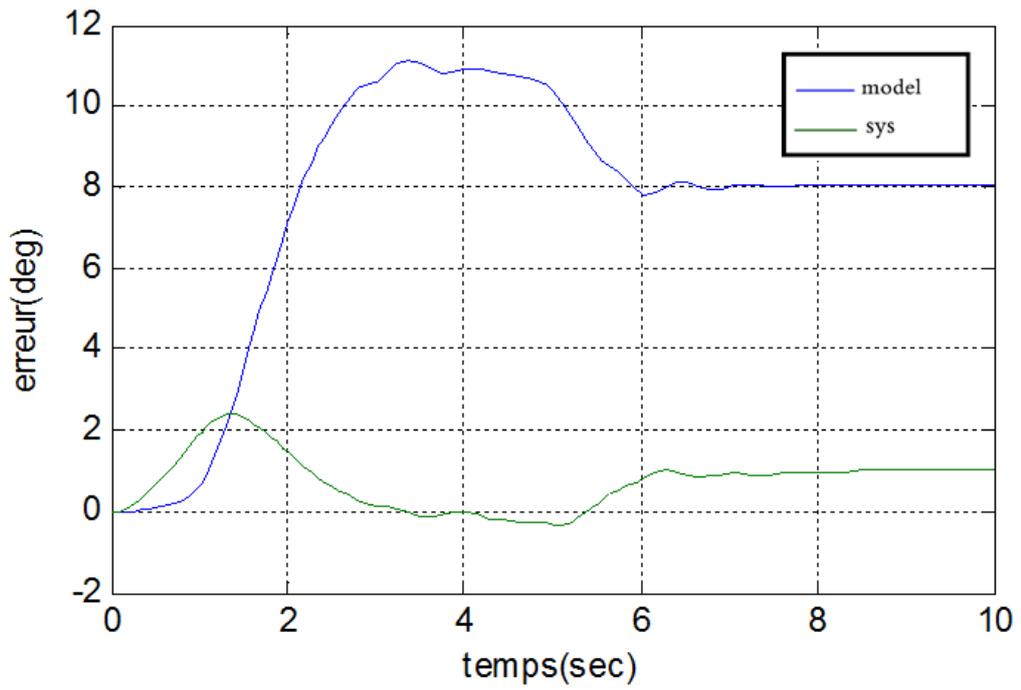


Fig IV.35 erreur cas : oscillation de rudder

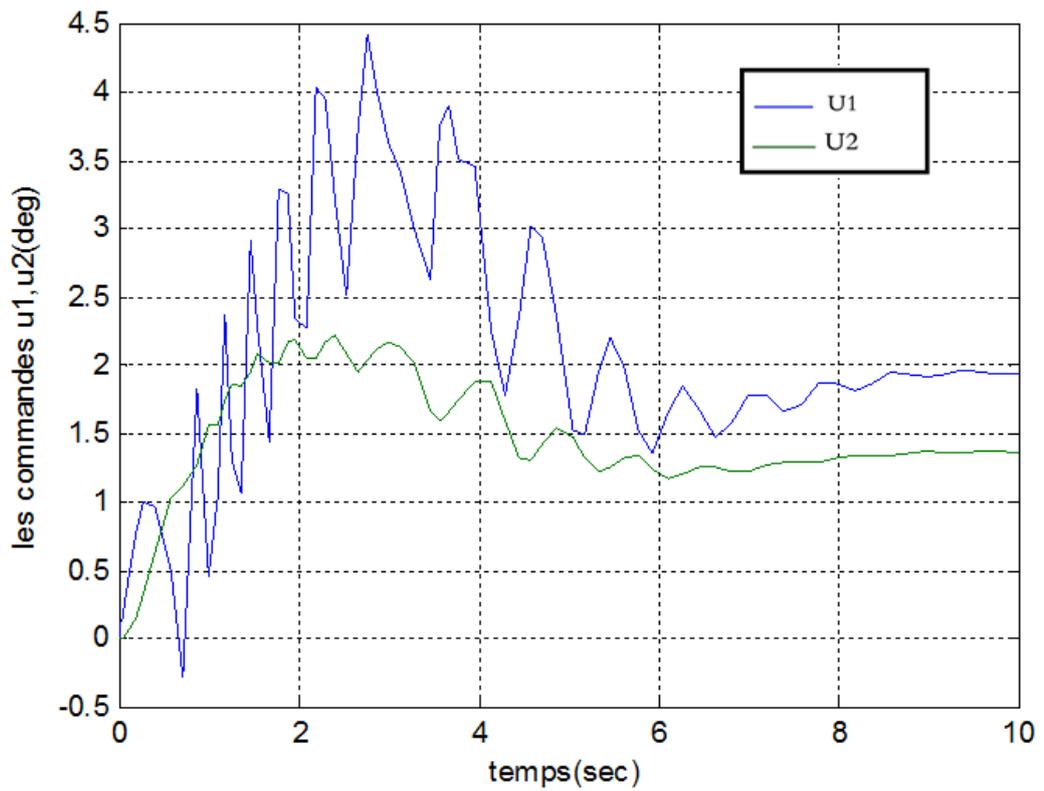


Fig IV.36 les commandes u_1 et u_2 cas : oscillation de rudder

VI.11 Conclusion

Nous avons constaté l'effet suivant

Dans le cas où aucune perturbation ou blocage n'existe pas, on remarque une parfaite poursuite pour le système et le modèle de référence. L'erreur est globalement asymptotiquement stable.

Dans le cas d'un blocage ou oscillation d'une gouvernes ou présence d'une perturbation, l'erreur reste bornée.

Les signaux de commande sont faiblement oscillatoire ceci est du à la faible amplitude des coefficients M et N de la commande sign (ces commandes sont réalisables en pratique vu leurs faible oscillation

Cette loi de commande est robuste et parfaite comme un algorithme de poursuite.

Conclusion générale

Une loi de commande non linéaire est utilisée pour le maintien de cap d'un aéronef de type CESSNA 182, analyse théorique de système a été établie ainsi qu'un modèle de référence choisi.

On a prouvé que l'erreur reste globalement asymptotiquement stable dans le cas où aucune défaillance de gouvernes ou perturbation extérieure n'existe.

Ensuite, dans le cas de présence de perturbation extérieur ; ceci est modélisé et introduit dans le système, et on a prouvé dans ce cas par la théorie d'hyper stabilité que l'erreur reste globalement asymptotiquement stable.

En suite nous nous sommes intéressés au cas de la tolérance au panne de cette commande ou nous avons bloqué des commandes séquentiellement, et on a constaté encore une fois la forte robustesse de cette commande car les erreurs restaient bornés

Comme travaux future, nous s'exigerons l'amélioration de ces lois de commande en intégrant des algorithmes de détection des pannes et préconisons des lois de commande reconfigurable selon le type des pannes.

REFERENCES:

- [1] **UY-LOI LY**, Stability and Control of Flight Vehicle (page 109), internal report, Department of Aeronautics and Astronautics, University of Washington, Washington DC, 1997.
- [2] **ABDELKADER MADDI, ABDERREZAK GUESSSOUM AND DAOUED BERKANI** , Applying Model Reference Adaptive Controller for Lateral Motion of Aircraft (page 238), American Journal of Applied Sciences 7 (2): 235-240, 2010ISSN 1546-9239, 2010.
- [3] **H. BENCHOUBANE** , cours pilote automatique, Institut d'aéronautique, Université de BLIDA « SAAD DAHLAB » , 2011- 2012
- [4] **V.M. POPOV** «Hyperstability of automatic control système», Springer Verlage, New-York, 1973.
- [5] **H. BENCHOUBANE**, Commande de vol non linéaire d'un aéronef de type Airbus A300 , Proceedings Of 1st International Conference On Aeronautics Sciences.ICAS, 2013
- [6] **D.P.STOTEN & H.BENCHOUBANE**. «Empirical studies of an MRAC algorithm with minimal controller synthesis» INT.J.Control, 1990, VOL, 51, NO. 4, 823-849.
- [7] **M.OLIVIER**. Etude et comparaison de différentes structures de commande multi contrôleurs application a un axe robotise, L'Ecole Supérieure d'Ingénieurs d'Annecy, Université de Savoie, Juillet 2001.
- [8] **OSBURN, P. V., H. P. WHITAKER and A. KEZER**. New developments in the design of adaptive control systems , Institute of Aeronautical Sciences, pp. 61-39. 1961.
- [9] **G. RAMOND**. Contribution à la Commande Prédictive Généralisée Adaptative Directe et Application ,Université Paris XI U.F.R. Scientifique D'Orsay, th.doct Sept 2001.
- [10] **ELSA M. CARDENAS, PEDRO J. BOSCHETTI, ET MIGUEL R. CELI**, Université de Simón Bolívar Venezuela, Design of Control Systems to Hold Altitude and Heading in Severe Atmospheric Disturbances for an Unmanned airplane (page 1,2), 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 09 - 12 January 2012, Nashville, Tennessee.

Références

- [11] **PEDRO J, BOSCHETTI, ELSA M. CÁRDENAS ET ANDREA AMERIO**, Université de Simón Bolívar Venezuela, Stability of an Unmanned Airplane using a Low-Order Panel Method (page 109), AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2 - 5 August 2010, Toronto, Ontario Canada.
- [12] **Peter H. Zipfel**, University of Florida, Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics-Second Edition , (page 467), Novembre 2006

LISTE DES ILLUSTRATIONS, GRAPHIQUES ET TABLEAUX

Tab. I.1 Caractéristiques géométriques de l'avion	page 6
Tab. I.2 Coefficients de stabilité latérale.	page 6
Fig I.1 Angle de roulis	page 4
Fig I.2 Angle de dérapage.....	page 4
Fig. II.1 bloque hyper-stable	page 13
FigII.2 Schéma de principe de la commande MRAC.....	page 13
Fig III.1 Bloque hyper stable en présence d'une perturbation extérieur... ..	page 25
Fig III.2 gouvernes de direction et ailerons.....	page 26
Fig III.3 Bloque hyper stable en présence d'une défaillance de gouverne.....	page 27
Fig IV.1 Angle de dérapage avec : $\delta_r = 1^\circ$ $\delta_r = 0^\circ$	page30
Fig IV.2 Angle de roulis avec : $\delta_r = 1^\circ$ $\delta_r = 0^\circ$	page31
Fig IV.3 Angle de dérapage avec : $\delta_r = 0^\circ$ $\delta_r = 1^\circ$	page31
Fig IV.4 Angle de roulis avec : $\delta_r = 0^\circ$ $\delta_r = 1^\circ$	page32
Fig IV.5 Angle de dérapage avec vss sans perturbation.....	page32
Fig IV.6 Angle de roulis avec vss sans perturbation.....	page33
Fig IV.7 la commande u1 et u2 avec vss sans perturbation.....	page33
Fig IV.8 erreur avec vss sans perturbation.....	page34
Fig IV.9 Angle de roulis vss avec perturbation extérieur.....	page34
Fig IV.10 Angle de dérapage vss avec perturbation extérieur.....	page35
Fig IV.11 la commande u1 et u2 vss avec perturbation extérieur.....	page35
Fig IV.12 erreur vss avec perturbation extérieur.....	page36
Fig IV.13 Angle de roulis avec PI sans perturbation.....	page36
Fig IV.14 Angle de dérapage avec PI sans perturbation.....	page37
Fig IV.15 la commande u1 et u2 avec PI sans perturbation.....	page37
Fig IV.16 erreur PI sans perturbation.....	page38
Fig IV.17 Angle de roulis PI avec perturbation.....	page38
Fig IV.18 Angle de dérapage PI avec perturbation.....	page39
Fig IV.19 la commande u1 et u2 PI avec perturbation.....	page39
Fig IV.20 erreur PI avec perturbation.....	page40
Fig IV.21 Angle dérapage cas : blocage de rudder	page40

Fig IV.22 Angle roulis cas : blocage de rudder.....	page41
Fig IV.23 les commandes u1 et u2 cas : blocage de rudder.....	page41
Fig IV.24 erreur cas : blocage de rudder.....	page42
Fig IV.25 Angle dérapage cas : blocage d'aileron.....	page42
Fig IV.26 Angle roulis cas : blocage d'aileron.....	page43
Fig IV.27 erreur cas : blocage d'aileron.....	page43
Fig IV.28 la commande u1 et u2 cas : blocage d'aileron.....	page44
Fig IV.29 Angle dérapage cas : oscillation d'aileron	page45
Fig IV.30 Angle roulis cas : oscillation d'aileron.....	page45
Fig IV.31 erreur cas : oscillation d'aileron.....	page46
Fig IV.32 la commande u1 et u2 cas : oscillation d'aileron.....	page46
Fig IV.33 Angle dérapage cas : oscillation de rudder.....	page47
Fig IV.34 Angle roulis cas : oscillation de rudder.....	page47
Fig IV.35 erreur cas : oscillation de rudder.....	page48
Fig IV.36 les commandes u1 et u2 cas : oscillation de rudder.....	page48