

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la recherche

Université de Saad Dahleb- BLIDA

Institut d'aéronautique et des études spatiales

Département de Construction Aéronautique



Projet fin d'étude pour l'obtention du diplôme de Master :

Option : Avionique

Thème :

Dynamique et control d'un drone (aile volante)

Encadré par:

Mr. CHEGRANI Ahmed

Elaboré par:

- **BOULANOUAR Khedidja**
- **CHENNA Radhia**

Année universitaire: 2015/2016

The page is decorated with pink orchid flowers. Some are at the top, some at the bottom, and some on the sides, framing the central text. The flowers have light pink petals and darker pink centers.

Remerciement :

Nous remercions en premier lieu Dieu, le tout puissant, pour nous avoir donné le courage, la patience et la force nécessaire, pour affronter toutes les difficultés et les obstacles, qui sont hissés au travers de notre chemin, durant toutes les années d'études.

Nous adressons nos plus sincères remerciements à nos parents, nos frères et nos sœurs, nos proches amis qui nous ont toujours étant encouragé et soutenus.

*Nous tenons aussi exprimer nos remerciements à tous nos enseignants de l'institut d'Aéronautique et des études spatiales qui nous ont guidées dans notre cursus, notamment notre promoteur **Mr. CHEGRANI Ahmed** pour l'aide à l'accomplissement de ce travail, pour sa très grande patience et sa compréhension et ses compétences scientifiques.*

*Nous souhaitons adresser nos plus sincères remerciements à **Mr. RAHAL Amar**, **Mr. DILMI** et sans oublier **Mr. ALLOUCHE Rachid** pour tout le temps qu'il nous a consacré afin de réaliser notre projet ainsi **Mr. A. BENALLEGUE** pour les remarques qu'il nous donne et les conseils.*

Nous tenons notamment à adresser l'expression de notre sincère reconnaissance aux membres du jury pour l'intérêt qu'ils ont porté à ce travail.

Cette page ne serait être complète sans remercier tous les personnes qui nous ont soutenu de près et de loin à réussir ce modeste travail.

Dédicace :

C'est avec profonde gratitude et sincères mots, que je dédie ce modeste travail de fin d'étude à :

A ma mère,

« Tu m'as donné la vie, la tendresse et le courage pour réussir. Tout ce que je peux t'offrir ne pourra exprimer l'amour et la reconnaissance que je te porte. En témoignage, je t'offre ce modeste travail pour te remercier pour tes sacrifices et pour l'affection dont tu m'as toujours entourée ».

A mon père,

« L'épaule solide, l'œil attentif compréhensif et la personne la plus digne de mon estime et de mon respect. Aucune dédicace ne saurait exprimer mes sentiments, que Dieu te préserve et te procure santé et longue vie. »

A mes frères Houcine et Nazim,

A mes sœurs Sara, Hadil et ma belle sœur Sabrina,

A mes cousins Racha, Sara, Ines, Hamza, Hadjer,

A ma chère famille, petite ou grande, proche ou lointaine,

A tous mes professeurs,

A mes amis : Rayane, Chahrazed, Zineb, Chaïma, Lydia, Oussama, Islem, Nabila, Hadjer, Faiza, Allae, Mariem, H.Somia, Z.Somia, et

sans oublier ma copine Khedidja,

« Merci d'être toujours à mes côtés, par votre présence, par votre amour dévoué et votre tendresse, pour donner du goût et du sens à ma vie. Je vous prie de trouver dans ce travail l'expression de mon estime et mon sincère attachement. Je prie Dieu, le tout puissant, pour qu'il vous donne bonheur et prospérité. »

Et à tous ceux qui nous ont assistés, dans la réalisation et le bon déroulement de ce travail et à tous qui m'ont soutenu de près ou de loin tout au long de ce projet.

...Radhia

Dédicace :

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 me sont les plus chères :

*A La lumière de ma vie qui a autant sacrifié pour me voir atteindre ce jour
...ma chère mère Fatma.*

A Mon père Mohamed en reconnaissance de tout ce qu'il a fait pour moi toute ma vie. Pour son soutien moral, son encouragement et pour sa compréhension.

Merci pour tout l'effort et les soutiens qui m'a toujours apporté et l'amour que vous me portez

Merci d'être mes parents.

A Mes chers frères : Abd elrahman, Habib, Dahou, Senouci, Abd elmalek, Ahmed

A mes chères sœurs : Mbarka, Malika, Fatima, Fatiha, Kheira, Meriem et leurs petits-enfants. Les mots ne suffisent pas pour exprimer mon dévouement, mon amour pour vous.

A mes Tantes Karima, Samira, Rokaya.

A mes chers oncles : Kadour, Tami, Ali. Merci pour votre encouragement, pour vos aides et vos conseils.

A toute la famille Boulanouar et à toutes les personnes qui me connaissent.

A ma merveilleuse binôme Radhai et sa famille pour lequel je souhaite une vie pleine de joie et de réussite.

A Mes chères amies : Rayanne, Nabila, Somia, Chahrazed et Meriem.

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

...Khedidja

TABLE DES MATIERES

Liste des figures	I
Liste des tableaux	II
Liste des symboles	III
Introduction Générale	1
CHAPITRE I : REVUE DE LITTERATURE	
I. Introduction.....	3
I.1 Historique.....	3
I.2 Classification.....	4
I.3 Règlementation.....	7
I.3.a L'aéromodélisme.....	7
I.3.b Les proposition de JAA/Eurocontrol UAV Task Force.....	8
I.4 Mission.....	9
I.5 Utilisation.....	10
I.6 Projets récents.....	11
I.6.a Le projet Paparazzi.....	11
I.6.b L'AR-Drone de Parrot.....	12
I.6.c L'Algérie produira des drones dès 2016.....	13
CHAPITRE II : GENERALITES SUR LES DRONES	
II.1 Fuselage.....	14
II.2 L'aile.....	14
II.2.1 Types et formes.....	14
II.2.2 Définitions relatives à la voilure.....	15
II.3 Profil d'aile.....	15
II.3.1 Le profil d'aile.....	15
II.3.2 Types de profil.....	15
a. Le profil classique.....	15
b. Le profil laminaire.....	15
c. Le profil supercritique.....	16
II.3.3 Caractéristiques géométriques d'in profil d'aile.....	16
II.3.4 Les angles relatifs au profil.....	17
II.3.5 Les gouvernes.....	17
II.3.5.1 Les ailerons.....	17
II.3.5.2 Les empennages.....	17
II.3.5.2.a Types d'empennages.....	17
II.4 L'aérodynamique.....	18
II.4.1 Les forces appliquées à un aéronef.....	18
a. Le poids.....	18
b. La traction.....	18

c. La force aérodynamique.....	18
d. La portance.....	19
e. La traînée.....	19
II.4.2 Coefficients de portance et de traînée.....	20
II.4.2.1 La polaire de l'aile.....	21
II.4.2.2 Le moment aérodynamique.....	22
II.5 Les équipements électroniques.....	22
II.6 Système de communication.....	24
II.6.1 Bloc DSP.....	25
II.6.2 Emetteur radioélectrique	25
II.6.3 Système d'antenne.....	25

CHAPITRE III : EQUATIONS DE LA DYNAMIQUE DU VOL

III. L'atmosphère.....	26
III.1 Les couches atmosphériques.....	26
III.1.2 Propriétés physiques.....	27
III.1.3 Atmosphère standard.....	28
III.2 Les trièdres de référence.....	29
III.2.1 Trièdre terrestre.....	29
III.2.2 Trièdre aérodynamique.....	29
III.2.3 Trièdre avion.....	30
III.2.4 Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre avion.....	30
III.2.5 Position du trièdre avion par rapport au trièdre normal terrestre porté par l'avion....	31
III.2.6 Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre normal terrestre.....	31
III.3 Concept de la mécanique du vol.....	32
III.3.1 Les équations du mouvement.....	32
III.3.2 Dérivation des équations du mouvement d'un corps rigide.....	33
III.4 Système des équations non linéaires.....	36
III.5 Les forces et les moments agissant sur l'avion.....	38
III.5.1 Force de gravité et de poussée.....	38
III.5.2 Les moments de la force aérodynamique.....	39
III.6 La théorie des petites perturbations.....	39
III.7 Mouvement longitudinal fixe.....	41
III.7.1 Equations du mouvement sous forme d'espace d'état.....	42
III.7.2 Equations linéaires du vol longitudinal.....	42
III.7.3 Equations longitudinales sous forme d'espace d'état.....	43
III.8 Mouvement latéral directionnel.....	44
III.8.1 Equations latérales sous forme d'espace d'état.....	45

CHAPITRE IV : TECHNIQUES DE CONTROLE

IV. Introduction.....	47
IV.1 Techniques de contrôle.....	47
IV.2 Techniques de contrôle linéaire.....	48
IV.2.1 La commande PID.....	48

IV.2.1.a	Effet de correcteur P.....	48
IV.2.1.b	Effet de correcteur PI.....	48
IV.2.1.c	Effet de correcteur PID.....	49
IV.2.2	Commande LQR.....	49
IV.2.2.1	Principe.....	49
IV.3	Techniques de contrôle non linéaires.....	50
IV.3.1	Commande par mode glissant.....	50
IV.3.1.1	Choix de surface de glissement.....	51
IV.3.1.2	Conditions de convergence et d'existence.....	52
IV.3.1.3	Calcul de la commande.....	53
IV.3.1.4	Phénomène de réticence ou Chattering.....	55
IV.3.2	Backstepping.....	56
IV.3.2.1	Principe de backstepping.....	56

CHAPITRE V: SIMULATION ET INTERPRETATION DES RESULTATS

V.1	Description générale du drone.....	58
V.2	Dérivés de stabilité.....	59
V.2.1	Les coefficients aérodynamiques.....	59
V.2.2	Les dérivés de la stabilité.....	60
V.3	Le système linéaire.....	61
V.3.1	Le mode longitudinal.....	61
V.3.1.1	Les fonctions du transfert pour le cas de vol longitudinal.....	62
V.3.2	Le mode latéral-directionnel.....	63
V.3.2.1	Les fonctions du transfert pour le cas du vol latéral directionnel.....	64
V.3.3	Simulation et interprétation des résultats.....	66
V.3.3.1	Cas de vol longitudinal.....	66
V.3.3.2	Cas de vol latéral directionnel.....	69
V.4	Le système non linéaire.....	72
V.4.1	Les équations non linéaires.....	72
V.4.2	Test pour la dynamique longitudinale (action sur l'élévateur).....	75
V.4.3	Test pour la dynamique latérale.....	76
	• Action sur la gouverne de direction.....	76
	• Action sur la gouverne de gauchissement.....	78
V.5	Techniques des contrôles.....	80
V.5.1	Commande LQR.....	80
V.5.1.1	Etude de l'observabilité.....	80
V.5.1.2	Etude de la contrôlabilité.....	81
V.5.1.3	Choix des matrices de pondération.....	81
V.5.1.4	Simulation et interprétation des résultats en boucle fermé.....	82
V.5.2	Mode glissant.....	87
V.5.2.1	Simulation et interprétation des résultats.....	87
	• Action sur la gouverne de profondeur.....	87
	• Action sur la gouverne de gauchissement.....	89

• Action sur la gouverne de direction.....	90
V.6. Etude comparative	91
• Système linéaire.....	91
• Système non linéaire	91
V.7. Exemple de l'aile volante « Zagi ».....	93
V.7.1. Introduction.....	93
V.7.2. description du modèle.....	93
V.7.3. Le système linéaire.....	95
• Mode longitudinale.....	95
• Mode latérale.....	97
V.7.4. Le système non linéaire.....	99
V.7.5. Commande LQR.....	102
V.7.6. Régime glissant.....	106
V.7.7 Etude comparative.....	107
• Système linéaire.....	107
• Système non linéaire	108

Conclusion

Bibliographie

Annexes

LISTE DES FIGURES :

Figure (I.1)	Classification des UAV en fonction de poids et envergure.....	5
Figure (I.2)	Différents types de drone (UAV).....	6
Figure (I.3)	Classification des UAV en fonction d'altitude et endurance.....	6
Figure (I.4)	Mission d'un avion commercial.....	9
Figure(I.5)	Mission d'un avion militaire.....	9
Figure(I.6)	Projet Paparazzi.....	11
Figure (I.7)	AR-Drone.....	12
Figure (I.8)	Moteur brushless.....	12
Figure (I.9)	Batterie Lithium.....	12
Figure (I.10)	Caméra frontale.....	13
Figure (I.11)	Caméra verticale.....	13
Figure (I.12)	Carte mère.....	13
Figure (II.1)	Différents formes d'aile.....	14
Figure (II.2)	Différents position d'aile.....	14
Figure (II.3)	Géométrie de l'aile.....	15
Figure (II.4)	Géométrie du profil.....	16
Figure (II.5)	La portance.....	19
Figure (II.6)	Les coefficients de portance et de traînée.....	20
Figure (II.7)	La polaire de l'aile.....	21
Figure (II.8)	Un servomoteur.....	22
Figure (II.9)	Moteur Brushless.....	22
Figure (II.10)	Un Gyromètre.....	23
Figure (II.11)	Un Microprocesseur.....	23
Figure (II.12)	Les batterie.....	23

Figure (II.13)	Les câblages.....	24
Figure (II.14)	Les pales.....	24
Figure (II.15)	Les contrôleurs.....	24
Figure (II.16)	Diagramme bloc d'un émetteur RF.....	25
Figure (III.1)	Variation d'altitude et pression en fonction de température.....	27
Figure (III.2)	Les trièdres aérodynamiques.....	30
Figure (III.3)	Vecteur vitesse de l'avion.....	34
Figure (III.4)	Les repères de référence	36
Figure (III.5)	Force de gravité agissante sur l'avion.....	38
Figure (III.6)	Les modes d'oscillations dans un mouvement longitudinal.....	42
Figure(IV.1)	Différents mode pour la trajectoire dans le plan de phase.....	53
Figure(IV.2)	Trajectoire de l'état vers la surface.....	55
Figure(IV.3)	Valeur continu U_{eq} prise par la commande lors de la commutation entre U_{max} et U_{min}	56
Figure(IV.4) :	Définition de la commande signe.....	57
Figure(IV.5)	Démonstration du phénomène de Chattering.....	57
Figure(IV.6)	Fonction SAT.....	58
Figure(IV.7)	Principe de Backstepping.....	59
Figure(IV.8)	Convergence de l'erreur vers zéro.....	60
Figure(V.1)	Les pôles du mode longitudinal.....	66
Figure(V.2)	La réponse du système longitudinal.....	66
Figure(V.3)	La simulation du mode longitudinal en boucle ouverte.....	67
Figure(V.4)	Les réponses du mode longitudinal en boucle ouverte.....	68
Figure(V.5)	Les pôles du mode latéral directionnel.....	69
Figure(V.6)	La réponse du système latéral directionnel.....	69
Figure(V.7)	La simulation du mode latéral directionnel en boucle ouverte avec une entrée δ_a	70

Figure(V.8) :	La réponse du système latéral directionnel à partir Simulink.....	71
Figure(V.9) :	La simulation du mode latéral directionnel avec une entrée de rudder.....	71
Figure(V.10) :	Les résultats du simulink de système latéral directionnel en boucle ouverte.....	72
Figure(V.11) :	Le modèle non linéaire.....	74
Figure (V.12) :	La réponse du système longitudinal non linéaire	76
Figure(V.13) :	La réponse du système latéral non linéaire	77
Figure(V.14) :	La réponse du système latéral non linéaire, action sur les gouvernes de gauchissement.....	79
Figure(V.15) :	La réponse indicielle du système longitudinal avec la commande LQR.....	82
Figure(V.16) :	La simulation du mode longitudinal en boucle fermée.....	83
Figure(V.17) :	La réponse du système longitudinal pour une entrée d'élévateur.....	83
Figure(V.18) :	La réponse indicielle du système latéral bidirectionnel avec la commande LQR.....	84
Figure(V.19) :	La simulation du mode latéral directionnel en boucle fermée.....	84
Figure(V.20) :	La réponse du système latéral pour une entrée de gouverne de gauchissement.....	85
Figure(V.21) :	La réponse du système latéral pour une entrée de rudder.....	86
Figure(V.22) :	La réponse du système non linéaire en commande de glissant pour une entrée d'élévateur.....	88
Figure(V.23) :	La réponse du système non linéaire en commande de glissant pour une entrée de gouverne de gauchissement.....	89
Figure(V.24) :	La réponse du système non linéaire en commande de glissant pour une entrée de rudder.....	90
Figure(V.25) :	Comparaison de la vitesse linéaire « u ».....	91
Figure(V.26) :	Comparaison de l'angle « θ ».....	91
Figure(V.27) :	L'angle de dérapage sans et avec mode glissant.....	91
Figure(V.28) :	L'angle de roulis sans et avec mode glissant.....	92

Figure(V.29) :	L'aile volante Zagi.....	93
Figure(V.30) :	Les pôles et les zéros du mode longitudinal.....	95
Figure(V.31) :	La réponse du système en mode longitudinal.....	96
Figure(V.32) :	La simulation du système longitudinal en boucle ouverte.....	97
Figure(V.33) :	Les pôles et les zéros du mode latéral.....	97
Figure(V.34) :	La réponse du système en mode latéral.....	98
Figure(V.35) :	La simulation du système latéral en boucle ouverte.....	99
Figure(V.36) :	La simulation du système non linéaire pour une entrée d'élévateur.....	100
Figure(V.37) :	La simulation du système non linéaire	101
Figure(V.38) :	La réponse indicielle du système longitudinal en boucle fermée.....	103
Figure(V.39) :	La simulation du système longitudinal en boucle fermée.....	103
Figure(V.40) :	La réponse indicielle du système longitudinal en boucle fermée.....	104
Figure(V.41) :	La simulation du système longitudinal en boucle fermée.....	104
Figure(V.42) :	La réponse indicielle du système latéral en boucle fermée.....	105
Figure(V.43) :	La simulation du système latéral en boucle fermée.....	106
Figure(V.44) :	La réponse du système longitudinal en régime glissant.....	107
Figure(V.45) :	Comparaison entre le système linéaire sans et avec une commande	107
Figure(V.46) :	Comparaison entre le système non linéaire sans et avec une commande...	108

LISTE DES TABLEAUX :

Tableau (I.1)	Classification des UAV.....	4
Tableau (III.1)	La liste des dérivées dimensionnelles de stabilité longitudinale.....	43
Tableau (III.2)	La liste des dérivées dimensionnelles de stabilité latérale.....	46
Tableau (IV.1)	Techniques de contrôle.....	47
Tableau (V.1)	Les caractéristiques physiques.....	59
Tableau (V.2)	Les caractéristiques aérodynamiques du drone.....	60
Tableau (V.3)	Les dérivées dimensionnelles du drone.....	60
Tableau (V.4)	Performances de régulation en mode longitudinal.....	68
Tableau (V.5)	Performances de la régulation du mode longitudinal en boucle fermée	83
Tableau (V.6)	Performances de la régulation en mode latéral avec une entrée de la gouverne de gauchissement (aileron)	85
Tableau (V.7)	Les performances de la régulation en mode latéral avec une entrée de rudder.....	86
Tableau (V.8)	Paramètre de vol de référence.....	93
Tableau (V.9)	Les dérivées dimensionnelles de stabilité latérale et longitudinale.....	94

Liste des symboles :

b [m] :	L'envergure.
c [m] :	La corde moyenne.
C [m] :	La corde de l'aile.
C_l :	Coefficient aérodynamique de moment sur l'axe de roulis.
C_m :	Coefficient aérodynamique de moment sur l'axe de tangage.
C_n :	Coefficient aérodynamique de moment sur l'axe de lacet.
C_x :	Coefficient aérodynamique de trainée.
C_y :	Coefficient aérodynamique de force latérale.
C_z :	Coefficient aérodynamique de portance.
e_f :	L'effilement.
f [m] :	Flèche maximale.
f :	Finesse
F(N) :	Force extérieure s'exerçant sur l'avion.
F_x(N) :	Force de trainée.
F_z(N) :	Force de portance.
g [m/s²] :	Gravité terrestre
G(s) :	Fonction de transfert.
H [m] :	Hauteur.
H_x, H_y, H_z [N.m] :	Les moments cinétiques de l'avion dans le repère avion.
I_x [kg.m²] :	Moment d'inertie suivant l'axe
I_y [kg.m²] :	Moment d'inertie suivant l'axe
I_z [kg.m²] :	Moment d'inertie suivant l'axe
K_i :	Gain de l'intégrateur.
K_p :	Gain proportionnel.
K_d :	Gain de dérivateur.
L [N.m] :	Moment de roulis total.
m [kg] :	La masse.
M [N.m] :	Moment de tangage total.
M :	Nombre de mach

N [N.m] :	Moment de lacet total.
p [hpa]:	Pression atmosphérique
p_d[hpa]:	Pression dynamique.
p [rad/s] :	Vitesse angulaire de lacet.
q [rad/s]:	Vitesse angulaire de tangage.
r :	Le signal de référence
r [rad.s] :	Vitesse angulaire de roulis.
R :	Constant des gaz parfaits
Re :	Nombre de Reynolds
S [m²):	Surface de l'aile.
t_s :	Temps de réponse.
T [°K] :	Température de l'atmosphère.
u :	Vecteur de commande.
u[m/s] :	La composante de vitesse suivant l'axe X de l'avion.
v[m/s] :	La composante de vitesse suivant l'axe Y de l'avion.
V [m/s]:	Vitesse vrai de l'avion.
V_s [m/s]:	Vitesse du fluide.
V_z [m/s]:	Vitesse verticale
w[m/s] :	La composante de vitesse suivant l'axe Z de l'avion.
ω[rad/s] :	Pulsation propre.
x :	Vecteur d'état.
y :	Vecteur de sortie.
Z[m] :	L'altitude.
A :	Matrice d'état du système linéaire.
B:	Matrice d'action des commandes du système linéaire.
C :	Matrice d'état de sortie du système linéaire.
C :	Contrôlabilité.
D :	Matrice de commande de sortie du système.

I :	Matrice d'identité.
K :	Matrice de gain de retour.
P :	Solution de l'équation de Riccati.
Q :	Matrice de pondération.
R :	Matrice de pondération.

Lettres grecques :

α [rad]:	Angle d'incidence.
β [rad] :	Angle de dérapage.
γ [rad] :	Pente aérodynamique.
δ [rad] :	Déflexion de la gouverne de profondeur.
δ_a [rad] :	Déflexion de la gouverne de gauchissement.
δ_r[rad] :	Déflexion de la gouverne de direction.
δ_T[rad] :	La position de la manette des gaz.
η :	La viscosité dynamique du fluide
θ [rad] :	Angle de tangage (assiette longitudinal).
λ [m]:	Allongement.
μ [rad] :	Angle de gîte aérodynamique.
ξ :	Coefficient d'amortissement.
ρ [kg/m³] :	Masse volumique.
τ :	Contrainte de cisaillement.
φ [rad] :	Angle de roulis.
ψ [rad] :	Angle de lacet ou de cap.
ω[rad/s] :	Rotation angulaire.
χ [rad] :	Azimut aérodynamique.

Liste des abréviations :

ATC	: Air Trafic Control
CR	: Close Range.
CSV	: Commande à structure variable.
DGAC	: Direction Générale de l'Aviation Civile.
DOF	: Degree of freedom.
DSP	: Digital Signal Processing.
EN	: Endurance.
EUROUVS	: Européan Association of Unmanned Vehicles System International.
EXO	: Exo-stratosphérique.
HALE	: Haute Altitude Longue Endurance.
LET	: Létaux.
LQR	: Linear Quadratic Regulator.
LR	: Long Range.
MALE	: Moyenne Altitude longue Endurance.
MAV	: Micro Air Vehicle.
MC	: Mode de Convergence.
MG	: Mode de Glissement.
MR	: Medium Range.
MRP	: Mode du Régime Permanent.
PID	: Proportionnel Intégral Dérivé.
RDST	: Recherche Scientifique et du Développement Technologique.
RK4	: Rung Kutta d'ordre 4.
SR	: Short Range.
STRATO	: Stratosphérique.
UAV	: Unmanned air vehicle.
UVS	: Unmanned Vehicles System.
UTIAS	: University of Toronto Institute for Aerospace Studies.

Introduction générale

Les drones connaissent à l'heure actuelle un vif succès dans le monde civil aussi bien auprès des particuliers qu'auprès des professionnels, la caractéristique principale des drones est leur capacité de vol sans présence de l'être humain à bord ce qui permet d'avoir un nombre d'applications très varié. En effet, ils sont bien adaptés pour la réalisation de missions qui mettraient potentiellement un équipage en danger ou qui nécessitent une présence permanente sur zone déterminée.

Les performances d'un drone peuvent être améliorées en travaillant sur la modélisation, la motorisation, les commandes de vol et l'aérodynamique.

Ce mémoire traite de la dynamique de vol et le contrôle d'un drone à voilure fixe et d'une aile volante. Pour contrôler un drone ou aile volante, il faut avoir une bonne connaissance de la modélisation de celui-ci. Un drone est modélisé par un système non linéaire régi par des équations mathématiques. Contrôler le drone (aile volante) demande de résoudre ces équations en actionnant les paramètres des ailerons, de la gouverne de profondeur et de la gouverne de direction. Il s'agit des trois entrées (ou actionneurs) qui influencent le vol du drone. La manette des gaz est une autre entrée, elle est maintenue constante seulement pour le drone dans ce mémoire.

De nombreuses techniques de contrôle existent. Une bonne technique doit éliminer tout risque d'instabilité et améliorer les performances du drone ou bien l'aile volante afin d'obtenir la convergence la plus rapide possible.

Ce mémoire est divisé en cinq chapitres :

Chapitre 1 : Revue de la littérature

Ce chapitre donne une revue de la littérature sur les drones, leurs classifications et leurs missions, ainsi que les différents domaines d'utilisation.

Chapitre 2 : Généralités sur les drones

Ce chapitre consiste en une étude de la géométrie, la dynamique du drone, la motorisation et l'instrumentation.

Chapitre 3 : Equations de la dynamique du vol

Le chapitre constitue les parties suivantes :

- ❖ L'étude de l'atmosphère.
- ❖ Les trièdres de référence ou se fait la localisation du drone.
- ❖ Synthèse des équations non linéaire du mouvement qui sont ensuite linéarisé pour avoir le modèle sous forme d'espace d'état pour les deux modes longitudinale et latérale directionnel.

Chapitre 4 : Techniques de Contrôle

L'objectif de ce chapitre est de traiter les différentes techniques de contrôle linéaire et non linéaire.

Chapitre 5 : Simulation et interprétation du résultats

Après la présentation des paramètres numériques du drone et de l'aile volante, on étudie les deux modèles linéaire et non linéaire en boucle ouverte à l'aide de la méthode de RungKutta d'ordre 4 et l'implémentation sous Matlab/Simulink.

Pour la boucle fermée, on choisit la commande LQR afin de simuler les réponses de modèle linéaire et le régime glissant pour le modèle non linéaire.

Le mémoire se termine par une conclusion et perspective.

CHAPITRE I : Revue de littérature



*CHAPITRE II:
Généralités sur les
drones*



*CHAPITRE III :
Equations de la
dynamique de vol*



CHAPITRE IV :
Techniques de control



CHAPITRE V :
Applications et
interprétation des résultats



I. Introduction :

Les drones sont des aéronefs capables de voler et d'effectuer une mission sans présence humaine à bord. D'origine anglaise, le mot « drone » qui signifie « bourdon » ou « bourdonnement », est communément employé en Français en référence au bruit qui font certains d'entre eux en volant.

Le drone n'est en fait qu'un des éléments d'un système, conçu et déployer pour assurer une ou plusieurs missions. C'est la raison pour laquelle les spécialistes parlent de « système de drones » [3].

I.1.Historique :

Le concept naît pendant et après la première Guerre mondiale : des prototypes d'avions sans pilote radiocommandés ont ainsi vu le jour, avec des tentatives télécommandés par télégraphie sans fil et embarquant un gyroscope, mais ce type d'avion n'a jamais été opérationnel sur le terrain [3].

- En 1916, au Royaume-Uni, fut conçu l'Aerial Target, un projet d'avion-cible, par l'ingénieur ArchibladLow.
- En 1917, aux Etats-Unis, le projet Hewitt-Sperry automatic airplane des ingénieurs Elmer Ambrose Sperry, Lawrence Sperry et Peter Cooper Hewitt se développe.
- En France, le 2 juillet 1917, le pilote Max Boucher, fait voler un avion voisin « sans l'intervention de l'homme » sur 1Km.
- Au début de l'année 1918, George Clemenceau, président de la commission sénatoriale de l'armée, lance un projet d' « avions sans pilotes ». Le capitaine Boucher améliore son système de pilotage automatique et le 14 septembre, il fait voler pendant 51 min sur un parcours de 100 Km un avion voisin BN3.
- Le premier drone français « Stricto sensu » a été conçu, réalisé et expérimenté dès 1923 à Etampes par l'ingénieur Maurice Percheron et le capitaine Max Boucher ; mais l'armée française ne trouva pas encore d'intérêt à cette nouvelle technologie.
- Des prototypes d'avions-cibles autonomes furent ensuite construits dans les années 1934-1938 au Royaume-Uni et aux Etats-Unis où le radio plane OQ2, qui était d'abord un jouet prenant la forme d'avion de taille réduite télé piloté, fut construit à plusieurs exemplaires avant de susciter l'intérêt de l'armée américaine.
- L'armée allemande développa à partir de 1938 des recherches sur des vecteurs guidés à distance et prenant la forme de bombes planantes anti-navires, de bombes antichar radioguidées et surtout de véhicules à chenilles filoguidés : en 1943 fut par exemple opérationnel le Goliath, d'après le prototype confisqué à Adolphe Kégresse.
- À l'époque de la guerre froide, le drone a été développé de façon confidentielle par les États-Unis d'Amérique comme un moyen de supériorité stratégique et de rupture capacitaire devant permettre la surveillance et l'intervention militaire chez l'ennemi sans encourir les risques humains que l'opinion ne supportait pas. Il est notamment utilisé pour larguer des tracts dans le cadre de la guerre psychologique. Cette

supériorité a été acquise au travers l’innovation technologique, surtout dans les domaines de l’automatique et de transmissions.

- Dans les années 2000, le drone est utilisé dans les conflits et opérations de maintien de la paix comme au Kosovo, au Tchad, aux attaques aériennes américaines au Pakistan ou contre les Talibans et aussi contre la piraterie maritime..
- En juin 2014, les États-Unis autorisent le premier vol d'un drone à usage commercial, avec l'envoi d'un appareil en Alaska.
- Le marché du drone est actuellement en pleine expansion, son chiffre d'affaires étant passé de 62 millions d'euros en 2012 à une estimation de 288 millions d'euros en 2015. En 2016, les autorités néerlandaises annoncent avoir dressé des aigles et les avoir postés aux alentours de sites sensibles (installations militaires, centrales nucléaires) pour que ces derniers attrapent des drones voulant voler au-dessus du périmètre interdit et les ramènent au sol.

I.2. Classification :

Les drones peuvent être classés selon différents critères incluant la taille, le poids, le rayon d’action, de la télémétrie, le type, l’endurance, l’altitude d’opération, ...etc. Une classification intéressante fut proposée par l’European Association of Unmanned Vehicle Systems (EUROUVS) plus tard devenue l’Unmanned Vehicles System International (UVS International). La classification est basée sur différents paramètres comme le poids maximum au décollage, l’altitude maximale et le temps de vol maximum [15].

Catégorie	Acronyme	Poids maximum au décollage (kg)	Altitude de vol maximale (km)	Endurance (h)	Exemple
Micro/Mini drones	MAV	0.10	0.25	1	<i>Microbat</i>
	Mini	< 30	0.15 - 0.3	< 2	<i>Aladin</i>
Drones tactiques	CR	150	3	2 - 4	<i>R-Max</i>
	SR	200	3	3 - 6	<i>Phantom</i>
	MR	150 - 500	3 - 5	6 - 10	<i>Hunter B</i>
	LR	-	5	6 - 13	<i>Vigilante 502</i>
	EN	500 – 1 500	5 - 8	12 - 24	<i>Aerosonde</i>
	MALE	1 000 – 1 500	5 - 8	24 - 48	<i>Predator-IT</i>
Drones Stratégiques	HALE	2 500 – 12 500	15 - 20	24 - 48	<i>Global Hawk</i>
Drones spécialisés	LET	250	3 - 4	3 - 4	<i>Harpy</i>
	DEC	250	0.05 - 5	< 4	<i>Nulka</i>
	STRATO	À déterminer	20 - 30	> 48	<i>Pegasus</i>
	EXO	À déterminer	> 30	À déterminer	<i>MarsFlyer</i>

Tableau(I.1) : Classification des UAV

Le tableau (I-1) présente un résumé des quatre principales catégories de drone et de leurs acronymes. Les mini et les micros drones (Micro-Air Vehicles « MAV ») sont les plus petits parmi les quatre, ils sont surtout utilisés pour des applications civiles, scientifiques ou commerciales. Les drones tactiques sont utilisés pour des applications militaires, ils incluent les drones à portées rapprochées (Close Range CR), à portées courtes (Short Range SR), à portées moyennes (Medium Range MR), à longues portées (Long Range LR), d'Endurance (E) et à moyenne altitude et à longue endurance (MALE).

Ensuite, il y a des drones stratégiques qui sont beaucoup plus lourds et gros que ceux des catégories précédentes. Ils sont conçus pour les applications en Haute Altitude et Longue Endurance (HALE). La dernière catégorie est celle des drones spécialisés, ceci inclut les drones Létaux (LET), les stratosphériques (STRATO) et les exo-stratosphériques (EXO). Seuls les LET qui sont actuellement en service et les autres sont encore en développement.

Les drones sont de taille et de masse variables (du micro au drone stratégique) ; de quelques centimètres à une quarantaine de mètres et de quelque dizaines de grammes à une quinzaine de tonnes ; c'est d'une part, les performances requises par la mission et d'autre part, la nature et l'importance de la charge utile, qui sont déterminants.

Les drones peuvent être aussi classés suivant le type de voilure utilisée, soit des voilures fixes, tournantes ou même des ailes battantes dont certains micro-drones sont équipés pour être facilement introduits dans les petits espaces confinés.

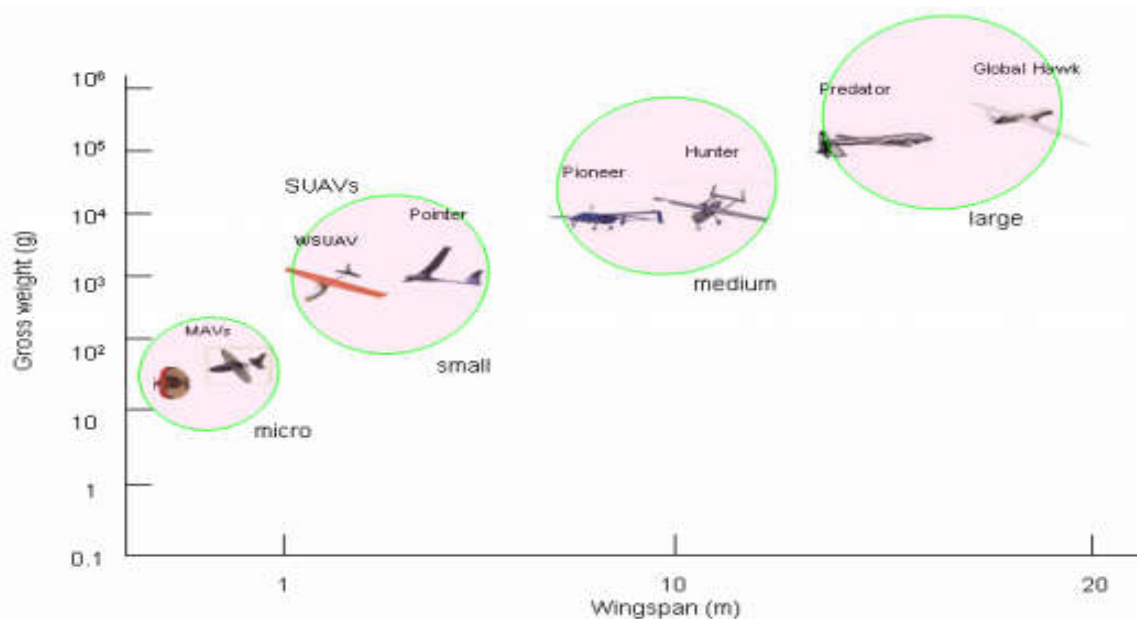


Figure (I-1) : Classification des UAV en fonction du poids et envergure

La motorisation du drone est dictée par la mission qui lui est attribuée ; elle est déterminée par le poids du véhicule aérien, l'altitude et la durée de son vol. On retrouve sur les drones toute la palette des motorisations possibles pour les avions (moteur à pistons, avec ou sans

turbocompresseur, turboréacteurs), auxquelles s’ajoutent, pour les petits drones, les moteurs électriques qui peuvent être alimentés soit par une batterie embarquée soit par l’énergie solaire.

Le type de mission du drone spécifie aussi l’altitude à laquelle le drone est destiné. Elle peut varier de quelques mètres pour les micro-drones (MALE) à des dizaines de kilomètres (HALE) pour les drones stratégiques (Global Hawk) et les drones d’exploration scientifique.



a) Voilure fixe

b) Voilure tournante

c) Micro-drone à ailes

Figure (I-2) : Différents types de drones (UAV)

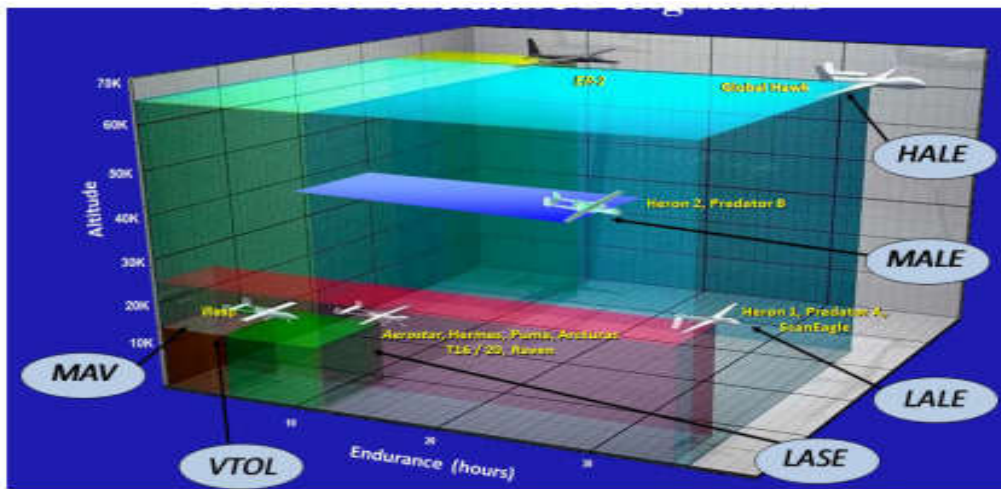


Figure (I-3): Classification des UAV en fonction d’altitude et endurance

I.3.Règlementation :

Les applications civiles des drones sont nombreuses mais beaucoup d'entre elles sont impossibles par manque de réglementation les concernant. Les avions sans pilote étaient déjà mentionnés dans la convention de Chicago (1944), article 8 [3] :

“Aucun avion capable d'être volé sans pilote ne sera piloté sans pilote au-dessus du territoire d'un état contractant sans autorisation spéciale par cet état et selon les limites d'une telle autorisation. Chaque état contractant s'engage à assurer que le vol de tels avions sans pilote dans les régions ouvertes d'avions civils sera sans danger sur les avions civils”.

Et 60 ans plus tard, nous en sommes toujours au stade des « autorisations spéciales ». Par exemple, à l'occasion des cérémonies commémoratives du 60^e anniversaire du débarquement en Normandie en juin 2004, un drone de surveillance a été utilisé et une zone particulière a dû lui être réservée :

Lorsque le drone évolue dans la zone, la tranche d'altitude entre les niveaux de 75 et 105 sera exclusivement réservée à son usage. La réglementation actuelle n'est pas adaptable aux drones pour différentes raisons essentielles. Principalement ;

– le «voir & éviter» à la base de la circulation aérienne est liée à la présence du pilote dans l'aéronef ;

– la notion de panne «catastrophique» en navigabilité est uniquement liée à la perte de l'aéronef et aux victimes à bord, sans prendre en compte les victimes potentielles au sol.

Depuis quelques années, plusieurs groupes de travail ont réfléchi à ces questions, notamment en Europe. Nous donnons un résumé des conclusions d'USICO et du JAA/Eurocontrol UAV. Les mini-drones jouant un rôle particulièrement important (en proportion au moins d'après le JAA/Eurocontrol UAV), nous commençons par rappeler la réglementation actuelle concernant l'aéromodélisme.

I.3.a.L'aéromodélisme :

En France, toute activité d'aéromodélisme est réglementée par la DGAC. Elle est réglementée par un arrêté du 25 août 1986 qui stipule qu'un aéro-modèle est un «objet volant radiocommandé ou non, motorisé ou non, sans pilote, ni personne à bord». L'aéromodélisme est classé en trois catégories principales :

Catégorie 1 :aéro-modèles de masse inférieure ou égale à 12 kg et dont le (les) moteur(s) a (ont) une cylindrée totale inférieure ou égale à 50 cm. Cette catégorie ne nécessite pas d'autorisation spéciale.

Catégorie 2 :aéro-modèles de masse inférieure à 25 kg et n'appartenant pas à la catégorie 1. Une déclaration auprès du district aéronautique est obligatoire pour cette catégorie.

Catégorie 3 : aéro-modèles de masse supérieure à 25 kg. Une autorisation de vol accordée par la DGAC est obligatoire. Cette autorisation est attribuée au couple aéronef-pilote au regard d'un dossier d'écrivain l'aéro-modèle, après inspection ainsi qu'une épreuve de vol.

Le vol des aéro-modèles est autorisé en dehors des servitudes aéronautiques et radioélectriques des aérodromes, à distance des habitations et des routes. Les aéro-modèles ne doivent pas interférer avec les aéronefs, en particulier ne pas voler au-dessus de 150m. Le pilotage s'effectue à vue. Les fréquences et les puissances des radiocommandes sont régulées par l'Agence Nationale des Fréquences. Les terrains d'aéromodélisme sont homologués par le District Aéronautiques et sont gérés par la Fédération Française d'Aéromodélisme.

I.3.b. Les propositions du JAA/Eurocontrol UAV Task Force :

Le groupe JAA/Eurocontrol UAV Task Force (UAV T-F) a été créé en septembre 2002 pour répondre aux attentes en terme de régulations de l'industrie européenne du drone. Le groupe a rendu son rapport final début 2004 intitulé A Concept for European Regulations for Civil UAV. Le titre parle de lui-même : il s'agit d'un tout premier pas vers une réglementation européenne et ce document ne constitue qu'un ensemble de recommandations. Le groupe de travail a identifié l'existant (plus de 440 drones commercialisés), les applications civiles et le manque d'harmonisation des autorités nationales de régulation dans le domaine du trafic civil des drones. L'ensemble de ses recommandations ne concerne pas les missions militaires, de douanes ou de police ni les drones légers (moins de 150kg). Ces derniers doivent être réglementés au niveau national mais le JAA TF recommande de suivre ses propositions.

Comme l'USICO, le JAA TF s'est fixé quelques grands principes pour guider ses études :

– **Équité** : la réglementation des drones doit suivre la réglementation des aéronefs standards.

– **Équivalence** : la réglementation ne doit pas être plus ni moins exigeante que celle concernant les aéronefs pilotés :

- **Risque** : les vols de drones ne doivent pas augmenter les risques des autres usagers de l'espace aérien.
- **Opérations** : les opérateurs de drones doivent s'adapter à la situation actuelle.

– **Responsabilités** : elles doivent être aussi claires que pour les avions pilotés (ex : opérateur commandant).

– **Transparence** : les services fournis aux drones par l'ATC sont les mêmes que pour les autres utilisateurs (en particulier avec une communication par radio).

On voit que le JAA TF est extrêmement conservateur et son but consiste vraiment à intégrer les drones dans le système actuel.

I.4. Mission :

La plupart des problèmes d'analyse de trajectoire impliquent de petits taux de rotation d'avions et sont étudiés par l'utilisation des trois degrés de liberté (3DOF) pour déterminer les équations du mouvement c.-à-d., les équations du mouvement longitudinal.

L'analyse de trajectoire prend une des deux formes. D'abord, donné un avion, trouver ses caractéristiques de fonctionnement, c.-à-d., vitesse maximale, plafond, etc. En second lieu, donné certaines caractéristiques de fonctionnement, le nom de l'avion, le constructeur. Ce dernier s'appelle le classement par taille d'avions et les missions employées pour classer les avions commerciaux et militaires sont présentées ici. Le profil de mission ou de vol pour classer un avion commercial (y compris d'affaires) est montré dans la figure (I.4). Il se compose de décollage, de montée, de croisière, de descente et d'atterrissage, où le segment de descente est remplacé par une croisière prolongée parce que le carburant consommé est approximativement identique.

La mission militaire (fig. I.5) comporte en plus une accélération à altitude constant (vitesse supersonique), virage supersonique à altitude constant. Le vol à faible altitude donne à l'avion la capacité d'approcher la cible et la vitesse de l'approche donne à l'avion la capacité d'éviter la détection jusqu'à ce qu'elle s'approche de la cible. Le nombre de virage est spécifié pour s'assurer que l'avion a assez de carburant pour le combat aérien dans le voisinage de la cible [4].

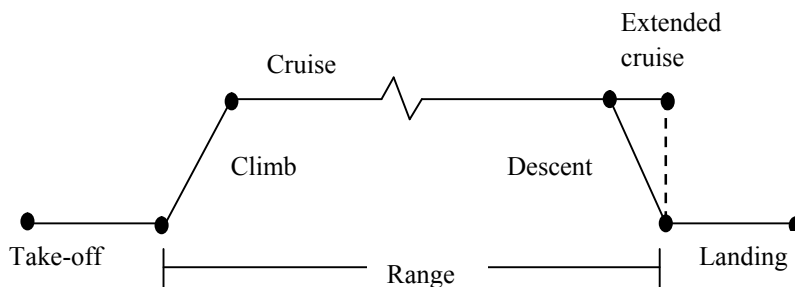


Figure (I-4): Mission d'un avion commercial

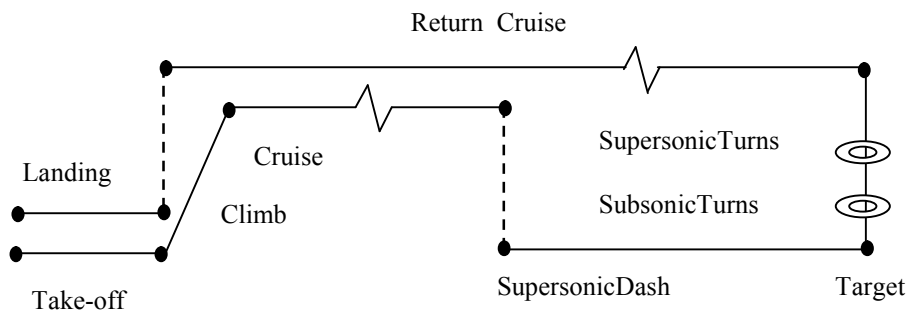


Figure (I-5): Mission d'un avion militaire

I.5. Utilisation :

Comme il apparaît dans l'historique précédent, la guerre a longtemps été la motivation principale pour la conception des drones. Le fait que l'utilisation d'un drone prévienne des pertes humaines inutiles a mené les drones à adopter toutes sortes de missions militaires comme la liste suivante [3]:

- Reconnaissance visuelle, surveillance et identification de cibles.
- Surveillance avec un radar à synthèse d'ouverture, en temps de paix ou pour le combat.
- Opérations de déception.
- Opérations maritimes (support au feu, acquisition de cibles au-delà de l'horizon, classification de navire).
- Guerre électronique et espionnage.
- Opérations spéciales et psychologiques.
- Mission de météorologie.
- Soutien à l'itinéraire et à la reconnaissance pour l'atterrissage.
- Ajustement du feu indirect et appui aérien rapproché.
- Confirmation de dommages dus au combat.
- Relais radio.

Dans les deux dernières décennies, le marché des drones civils s'est étendu rapidement. En effet, la protection des frontières, les applications pour l'agriculture et l'industrie ont eu une incidence majeure sur les ventes de drones ces dernières années. Ici quelques applications civiles des drones :

- Surveillance des frontières.
- Recherche et sauvetage :
 - ✓ Accidents d'avions.
 - ✓ Naufrages.
- Détection des feux de forêt.
- Relais de communication.
- Application de la loi :
 - ✓ Contrôle de foule.
 - ✓ Détection de culture de drogue.
- Gestions d'urgences et de désastres :
 - ✓ Tremblement de terre.
 - ✓ Inondations.
 - ✓ Désastres nucléaires.
 - ✓ Déversements de pétrole.
- Recherche scientifique :
 - ✓ Environnementale.
 - ✓ Atmosphérique.
 - ✓ Archéologique.
 - ✓ Pollution.
 - ✓ Recensement de la faune.
 - ✓ Étude des glaces.

- Application dans l'industrie :
 - ✓ Épandage des récoltes.
 - ✓ Cinéma.
 - ✓ Photo aérienne, cartographie.
 - ✓ Reportage pour les canaux de nouvelles.
 - ✓ Publicité aérienne.
 - ✓ Transport de fret.
 - ✓ Sécurité.
 - ✓ Surveillance des centrales nucléaires, ou des pipelines.

I.6. Projets récents :

I.6.a. Le projet Paparazzi :

Initié début 2003, le projet Paparazzi a pour objectif le développement d'un mini-drone à bas coût. Il s'agit d'un projet privé, mené conjointement avec Antoine Drouin, pour lequel ont été développés du hardware (système embarqué) et du software (système embarqué, station sol, outils de développement). Le système obtenu permet de faire voler de façon autonome un avion modèle réduit [3].



Figure (I-6) : Projet Paparazzi

L'objectif initial du système Paparazzi était de participer au concours de vol autonome des journées Micro-Drones Supaéro. L'épreuve consistait à réaliser une mission complètement automatiquement, repérer une cible au sol et en donner la position. L'aéronef devait nécessairement embarquer une caméra vidéo.

Genèse : trois points importants sont identifiables relatifs à la genèse du projet :

- a. L'expérience importante A-Drouin en aéromodélisme : cette compétence est essentielle au développement d'un micro-drone. Les modélistes ont une bonne connaissance des problèmes posés à ces échelles et des solutions correspondantes : un mini-drone est avant tout un aéro-modèle et il n'est pas nécessaire de réinventer cette technologie existante et disponible « sur étagère ».

Cette évidence n'a malheureusement pas été reconnue par certaines équipes de recherche qui consacrent plus de temps à construire un aéronef qu'à développer son contrôle automatique.

- b. Le projet Autopilote : Trammel Hudson et Aaron Kahn ont développé un pilote automatique pour hélicoptère. La stabilisation de l'aéronef est réalisée grâce à une

microcentrale inertielle recalée avec un GPS(hybridation). Ce projet est un projet ouvert et l'ensemble du code est accessible sur le net. Il a constitué une souche importante pour le code de Paparazzi.

- c. Les outils de développement « open source » : le projet a nécessité l'utilisation de compilateurs pour microcontrôleurs, de générateurs d'interface graphique, de composants ont été choisis open source pour leur qualité, leur disponibilité (gratuite), leur évolution et leur maintenance.

Sur ces bases, Paparazzi est naturellement né « open source ».

I.6.b. AR-Drone de Parrot :

L'AR-Drone de la société de Parrot est le premier quadricoptère piloté par un iPhone/iPod/iPad ainsi que par la plupart des appareils mobiles WiFi basé sur Android. L'AR-Drone n'est pas simplement un quadricoptère télécommandé, c'est aussi le cœur d'une plateforme de jeu à réalité augmentée multi-joueurs [15].

Il est conçu pour une utilisation en extérieur et en intérieur grâce à une carène prévue pour le protéger des chocs et pour éviter le contact avec les hélices en rotation. L'AR-Drone possède deux caméras, une frontale et l'autre verticale, pour donner une impression de perception en profondeur lors du vol et il est possible de sélectionner l'une ou l'autre des caméras (ou les deux) depuis l'application de pilotage [15].



Figure (I-7) : AR-Drone

L'AR-Drone dispose aussi de plusieurs fonctionnalités d'autopilotage permettant le décollage, l'atterrissage et le vol stationnaire. Le pilote automatique assure aussi le contrôle de L'AR Drone en cas de perte de connexion WiFi avec le mobile de pilotage.

- **Moteur et énergie :**

La propulsion de L'AR-Drone est assurée par quatre moteurs alimentés par une batterie Lithium Polymère.



Figure (I-8) : Moteur brushless



Figure(I-9) : Batterie Lithium

Le pilote est plongé dans le jeu à réalité augmentée grâce à deux caméras (frontale et verticale) dont les images sont diffusées sur l'iPhone en temps réel.



Figure (I-10) : Caméra frontale



Figure (I-11) : Caméra verticale

- **Ordinateur embarqué :**

L'intelligence de L'AR-Drone est concentrée dans la carte mère sous forme de composants électroniques et de logiciels embarqués. La puissance de calcul de cet ordinateur embarqué, permet d'assurer des mouvements et le contrôle de L'AR-Drone ainsi que la compression et la diffusion des vidéos des deux caméras.

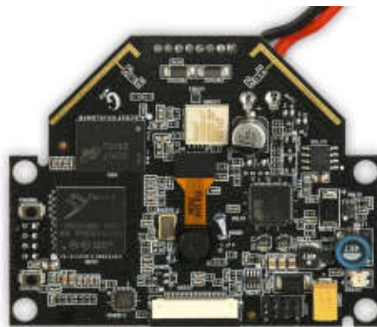


Figure (I-12) : Carte mère

I.6.c. L'Algérie produira des drones dès 2016 :

Unissant leurs compétences scientifiques et matérielles respectives, les Algériens et les Sud-Africains vont relever le défi de réaliser des drones en Algérie à partir de 2016. Pour la première fois de son histoire, l'Algérie verra sur son territoire la fabrication de son premier drone. C'est ce qu'a annoncé M.Hafidh Aourag le directeur général de la Recherche Scientifique et du Développement Technologique (RDST) et qu'il a souligné que « dans le cadre de la coopération scientifique avec l'Afrique du Sud, l'Algérie se chargera de la fabrication du premier drone en abritant la plateforme technologique de fabrication des moteurs de ce type d'appareils à usage tactique innovant ».

L'Institut d'aéronautique de l'Université de Blida a été choisi à ce titre pour accueillir le site d'implantation de la plateforme de production où la mise en place des équipes mixtes est prévue le 1^{er} janvier 2015 pour un délai de réalisation de 18 mois. Cette opération sera concrétisée à la faveur de la mise en commun des compétences et des savoir-faire algériens et sud-africains.[23]

II. Géométrie :

II.1. Fuselage :

Le **fuselage** désigne l'enveloppe d'un avion qui reçoit généralement la charge transportée, ainsi que l'équipage. Le fuselage d'un avion supporte la voilure, l'empennage.

La forme d'un fuselage est étudiée pour réduire sa traînée aérodynamique, d'où son nom, issu du verbe *fuseler* qui signifie littéralement *rendre étroit*. Sa forme suit les règles de l'aérodynamique [17].

II.2. L'aile :

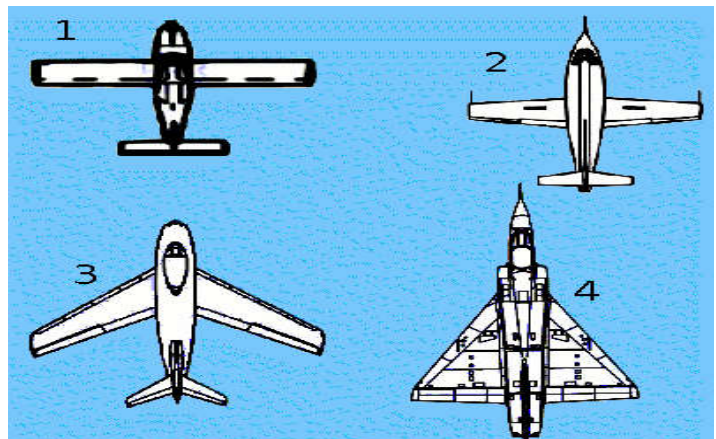
Les ailes sont des éléments extrêmement importants de la cellule, elles assurent la portance et qui comportent différentes gouvernes. Elles sont soumises à des contraintes importantes, tant en flexion qu'en torsion. Leur structure doit tenir compte de ces faits et présenter une rigidité maximale [17].

II.2.1. Type et forme :

On trouve plusieurs types d'aile :

- suivant leur forme :

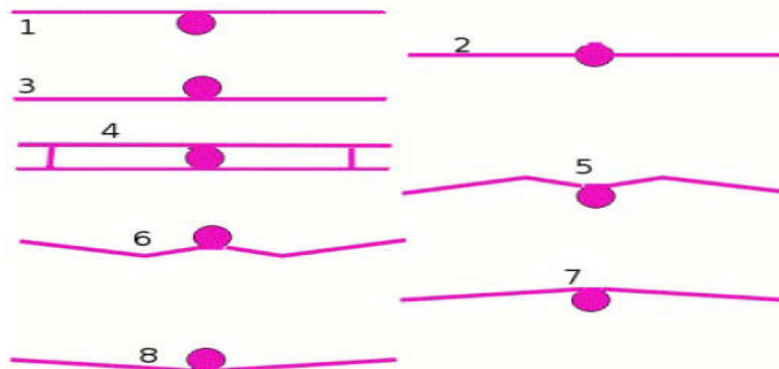
- 1-L'aile rectangulaire ;
- 2-L'aile trapézoïdale ;
- 3-L'aile en flèche ;
- 4-l'aile en delta.



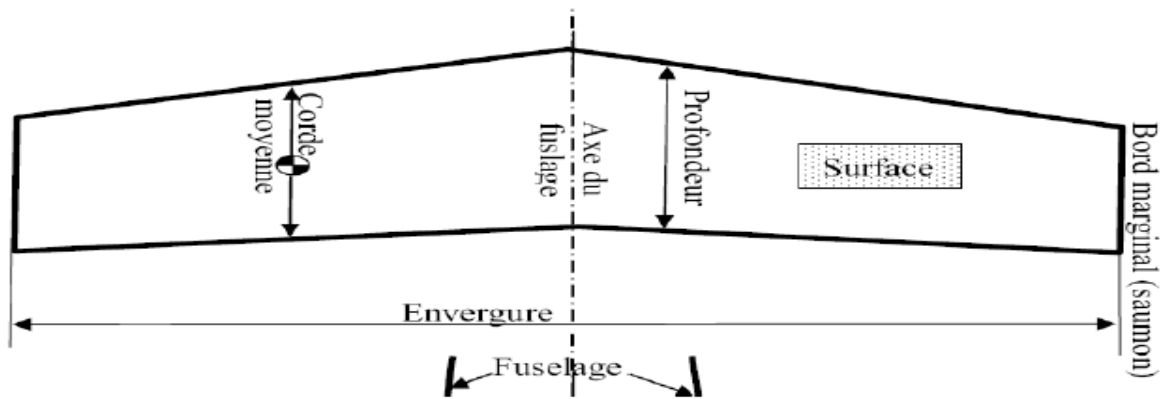
Figure(II.1) : Différents formes d'aile

- suivant leur position :

Aile haute (1), aile médiane (ou moyenne) (2), aile basse (3), biplan (4), aile en M (5), surtout pour les hydravions, en plaçant les moteurs au niveau le plus haut sur les ailes pour les éloigner des projections d'eau, aile en W (6), (F4 Corsair, Junker Stuka), pour permettre, en plaçant le train d'atterrissage au point le plus bas, d'augmenter la garde au sol, et permettre l'emploi d'une hélice plus grande, un dièdre négatif (7), un dièdre positif (8).



Figure(II.2) : Différents position d'aile



Figure(II.3) : Géométrie de l'aile

II.2.2. Définitions relatives à la voilure :

Bord d'attaque : la partie avant de l'aile dans le sens de déplacement ;

Bord de fuite : la partie arrière de l'aile dans le sens de déplacement ;

Intrados : la face inférieure de l'aile ;

Extrados : la face supérieure de l'aile ;

Profil : la section de l'aile par un plan vertical parallèle à l'axe longitudinal du fuselage ;

Envergure : la distance séparant l'extrémité de deux demi-ailes ;

Emplanture : la liaison aile fuselage ;

Saumon : la partie extrême de chaque demi-aile ;

Surface alaire : la surface des deux demi-ailes ;

Charge alaire : le rapport poids sur la surface alaire ;

Finesse : elle est définie comme le rapport entre la portance et la traînée. C'est aussi le rapport de la vitesse horizontale sur la vitesse de chute (V/V_z). C'est aussi le rapport entre la distance parcourue et la perte d'altitude [17].

II.3. Profil d'aile :

II.3.1. Le profil de l'aile :

Le profil de l'aile est le contour de la voilure, vu de côté, sur une section donnée. Nous obtenons ce profil si nous « coupons » l'aile et que l'on regarde la découpe [17].

II.3.2. Type de profil :

Le profil est spécifique à la mission de l'avion (de tourisme, de chasse, de ligne ou de transport).

- a. **Le profil classique** : il met l'accent sur la portance ; il est bombé au-dessus (extrados), et quasiment plat en dessous (intrados).
- b. **Le profil laminaire** : Il est sensé défavoriser un écoulement laminaire (non turbulent) sur une plus grande plage et par conséquent de diminuer la traînée aérodynamique. C'est un profil biconvexe.
 - **Biconvexe symétrique** : La ligne moyenne est rectiligne (confondue avec la corde).
 - **Biconvexe dissymétrique** : La ligne moyenne est à simple courbure (intrados et extrados convexes).

c. Profil Supercritique :

Prévu pour les vols à vitesse élevée ; extrados relativement plat ; intrados convexe ; épaisseur relative variable :

- Inférieur à 6% pour un profil mince (avion de chasse)
- Compris entre 6% et 12% pour un profil semi épais (avion de ligne)
- Supérieur à 12 % pour un profil épais (avion de transport à basse vitesse)

II.3.3. Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile :

Corde d'un profil : c'est le segment de droite joignant le bord d'attaque et le bord de fuite.

La ligne moyenne : c'est la courbe définie comme le lieu des centres des cercles inscrits dans le profil.

Effilement : c'est un rapport entre la corde de l'aile d'extrémité à la corde d'emplanture ; pour les ailes rectangulaire « $e_f=1$ » et pour les ailes delta « $e_f=0$ ».

Épaisseur maximal : c'est la distance maximale entre l'extrados et l'intrados suivant la normale à la corde.

Épaisseur relative : elle est définie par le rapport en pourcentage entre l'épaisseur et la corde du profil

La flèche ou cambrure : c'est la distance entre la ligne moyenne et la corde du profil.

La flèche maximale : c'est la distance maximale entre la ligne moyenne et le profil

La flèche relative : c'est le rapport en pourcentage entre la flèche et la corde

L'allongement λ : Elle se calcule en divisant le carré de l'envergure par la surface de l'aile $\lambda = \frac{l^2}{s}$. Plus simplement c'est aussi le rapport de l'envergure par la longueur de la corde moyenne : $\lambda = \frac{l}{c}$.

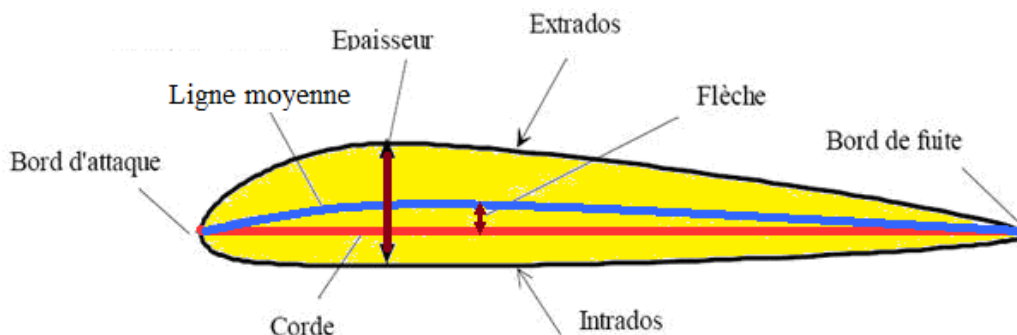


Figure (II.4) : Géométrie du profil

II.3.4. Les angles relatifs au profil :

- **l'angle d'incidence :** C'est l'angle formé par la corde de profil et le vecteur vitesse du vent relatif.
- **L'angle de calage :** C'est l'angle formé par la corde de profil et une ligne de référence de l'avion. Il est invariable en vol.

II.3.5. Les gouvernes :**II.3.5.1. Les ailerons :**

Ce sont des surfaces mobiles situées au bord de fuite de l'aile, généralement vers les extrémités de la voilure afin de pouvoir travailler avec le bras de levier le plus long possible. Leur fonction est de faire pivoter l'avion autour de l'axe de roulis en faisant varier différenciellement la portance des deux ailes [18].

II.3.5.2. Les empennages :

L'empennage est situé sur la partie arrière du fuselage qui a pour rôle d'assurer la stabilité (partie fixe) et la maniabilité (partie mobile) de l'avion.

L'empennage est constitué d'un ensemble de surfaces portantes positionnées pour avoir une incidence faible ou nulle lorsque l'aéronef est en vol de croisière stable. En cas de perturbation de cet équilibre l'angle d'incidence induit par le mouvement crée une force qui ramène l'aéronef en position neutre [18].

La stabilisation en **lacet** est obtenue par une surface verticale, appelée stabilisateur vertical ou dérive. La stabilisation en **tangage** est obtenue par une surface horizontale, appelée stabilisateur horizontal. Chacune de ces surfaces comporte aussi des parties mobiles pour modifier volontairement l'équilibre en lacet, les ailerons pour le contrôle du virage et la gouverne de profondeur pour le contrôle du cabré ou du piqué.

En dehors des configurations classiques on trouve aussi :

- des empennages qui sont constitués de surfaces inclinées, empennage en V assurant en même temps l'équilibre et le contrôle dans les deux plans.
- des empennages entièrement mobiles.
- des aéronefs sans empennage ou la stabilisation et le contrôle sont obtenus par des surfaces mobiles disposées sur l'aile ou en avant de l'aile [18].

II.3.5.2.a. Types d'empennages :

- **Empennage horizontal :**

L'empennage horizontal se compose généralement d'une partie horizontale qui peut présenter plusieurs variantes :

- un plan horizontal fixe muni d'une gouverne de profondeur mobile, c'est le type classique

- un plan horizontal réglable muni d'une gouverne de profondeur. Le calage du plan horizontal peut être réglé en vol pour assurer l'équilibre (*trim*) selon les conditions de vitesse et de centrage
- un plan horizontal mobile muni d'un volet de profondeur mobile également, l'ensemble formant la gouverne de profondeur. Les deux surfaces pivotent dans le même sens, le volet se braquant plus que la partie avant.
- un plan horizontal monobloc mobile muni d'un petit volet arrière ; les deux surfaces pivotent dans le même sens, le petit volet arrière (*tab*) servant à la fois de compensateur d'effort (pour diminuer les efforts nécessaires au manche pour déplacer le plan horizontal) et de *trim* de profondeur en T : Le plan de profondeur peut être monté en haut de la dérive :
 - pour diminuer l'effet de sol (stabilité en tangage des avions à effet de sol),
 - dans le cas des planeurs, pour minimiser la traînée [17].

- **Empennage vertical :**

L'empennage vertical se compose généralement d'une partie fixe et d'une partie mobile :

- une dérive verticale fixe,
- une gouverne de direction mobile.

II.4. L'aérodynamique :

L'aérodynamique est l'étude des phénomènes qui se créent autour d'un corps (aéronef) en déplacement dans l'air. Examiner en premier lieu le milieu dans lequel les aéronefs évoluent puis déterminer les critères pour avoir la forme la plus appropriée en vol [6].

II.4.1. Les forces appliquées à un aéronef :

Un aéronef en vol subit un ensemble de forces décomposables et exploitables pour une meilleure compréhension des phénomènes de vol.

Il existe trois sortes de forces exercées sur l'aéronef [18] :

- ✓ Force due à la gravité terrestre : le poids
- ✓ Force due à la propulsion : c'est la traction ou la poussée du moteur.
- ✓ Force due aux effets de l'air : c'est la résultante aérodynamique.

a. Le poids : Il dépend de la masse du corps qui est affecté par la gravité terrestre. Le point d'application est le centre de gravité.

b. La traction : C'est la force générée par le système de propulsion de l'aéronef, l'intensité de cette force dépend de l'action sur la commande de puissance qui varie de zéro à l'intensité maximale.

c. La force aérodynamique : Les forces et les moments aérodynamiques appliqués sur un corps sont dues à deux sources :

- ✓ Distribution normale de pression (p) sur la surface.
- ✓ Distribution de contrainte tangentielle de cisaillement (τ) sur la surface (couche limite).

L'intégration des distributions de pression et de contrainte tangentielle de cisaillement sur la surface donne une force aérodynamique résultante R et un moment de tangage M

La force aérodynamique résultante peut être décomposée en deux composantes :

d. La portance (lift) :

C'est la composante perpendiculaire à l'écoulement. Son rôle est la sustentation du corps aérodynamique. Lorsqu'on place un profil d'aile dans la direction et le sens du courant d'air, l'écoulement se sépare en deux. Une partie de l'écoulement de l'air passe sur la partie au-dessus de l'aile (extrados) et l'autre partie en dessous du profil (intrados). L'écoulement passant au-dessus de l'aile doit s'accélérer car elle a un plus long chemin à accomplir que l'écoulement passant en dessous de l'aile. D'après l'équation de Bernoulli, une augmentation de vitesse (pression dynamique) entraîne une baisse de pression statique. Il apparaît alors sur la face supérieure du profil (extrados) une pression plus basse que la pression environnante de l'air (pression statique), cela engendre alors une force ascensionnelle que l'on appelle la **portance**.

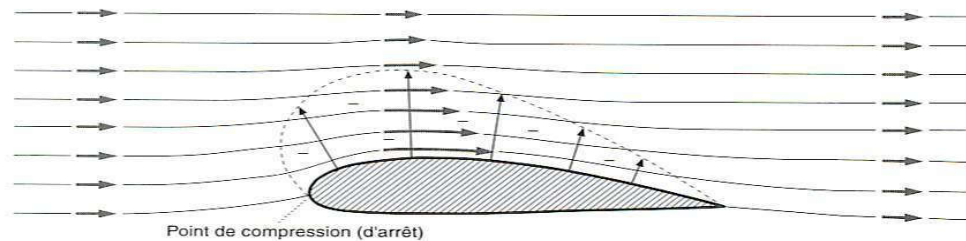


Figure (II.5) : La portance

La force de portance est donnée par la formule suivante :

$$F_z = \frac{1}{2} \rho v^2 s c_z \tag{II.1}$$

Avec :

ρ : La masse volumique de l'air

V : La vitesse de l'avion

C_z : Coefficient de portance de l'aile. Il dépend principalement de la forme de l'aile et de l'incidence de vol, ce coefficient augmente avec l'incidence jusqu'à l'incidence de décrochage. Dépassé cette incidence, sa valeur chute.

S : Surface de référence de l'aile (surface alaire). D'une manière générale, si on augmente la surface de l'aile, on augmente sa portance.

e. Trainée (Drag) :

C'est la composante de la force aérodynamique parallèle et opposée à la direction de l'écoulement. C'est la viscosité de l'air n'existe pas il n'y aurait pas de force de frottement, il n'y aurait que la force de pression et la résultante aérodynamique serait perpendiculaire au vent relatif. Il y'a toujours une trainée, son expression est donnée par :

$$F_x = \frac{1}{2} \rho v^2 s c_x \tag{II.2}$$

ρ : La masse volumique de l'air ;

V : La vitesse de l'avion ;

C_x : Coefficient de traînée ;

S : Surface de référence de l'aile (surface alaire).

On peut distinguer trois catégories de traînée :

_ La traînée de forme : qui est liée à la forme du profil. En effet, l'écoulement est différent selon la forme de l'aile, la différence de pression entre l'extrados et l'intrados se modifiant.

_ La traînée de sillage : qui est influencée par le décollement de l'écoulement laminaire (filets d'air). Elle dépend de l'angle d'attaque (incidence) et de la vitesse de vol.

_ La traînée induite due à la portance : qui est lié à la différence de pressions entre l'extrados et l'intrados (équation de Bernoulli).

L'air de l'intrados est en surpression et a tendance à remonter vers le dessus de l'aile au niveau des bouts (saumons d'aile). Ce phénomène crée des tourbillons, appelés tourbillons marginaux, qui s'agrandissent lorsque l'on s'éloigne du bord de fuite.

II.4.2. Coefficients de portance et de traînée :

La résultante aérodynamique varie selon de nombreux paramètres (surface, vitesse du vent relatif, densité de l'air, etc...).

La résultante varie également en fonction de la forme en plan de l'aile, de son profil, de son état de surface et de son incidence. On a coutume de regrouper ces derniers paramètres et de les représenter par des coefficients appelés coefficients aérodynamiques [17].

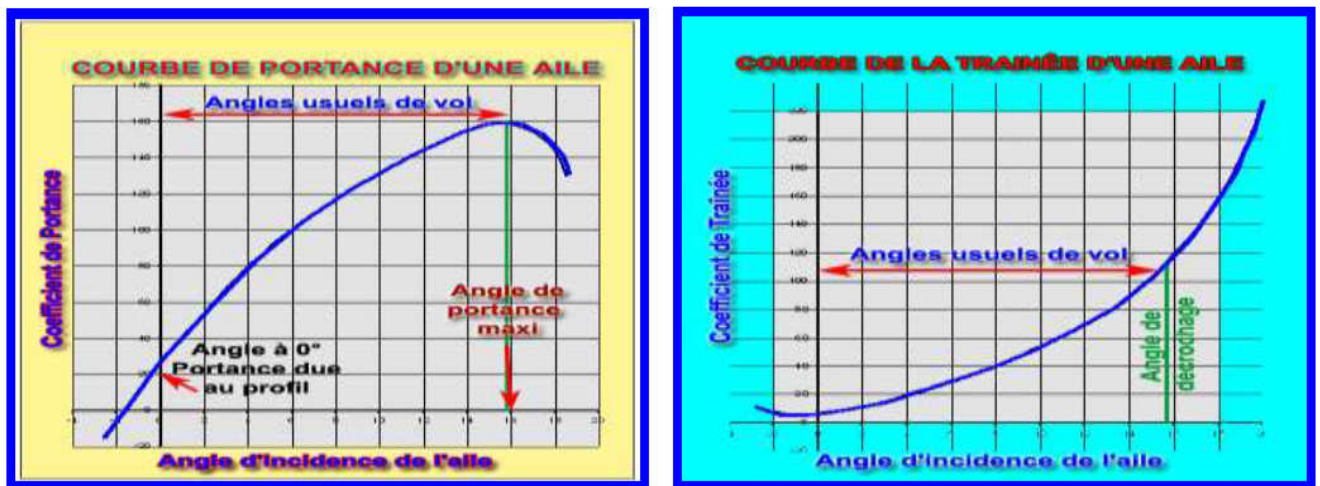


Figure (II.6) : Les coefficients de portance et de traînée

II.4.2.1. La polaire de l'aile :

La polaire d'une aile est un graphique caractéristique du profil. Elle met en relation les coefficients de portance et de traînée [17].

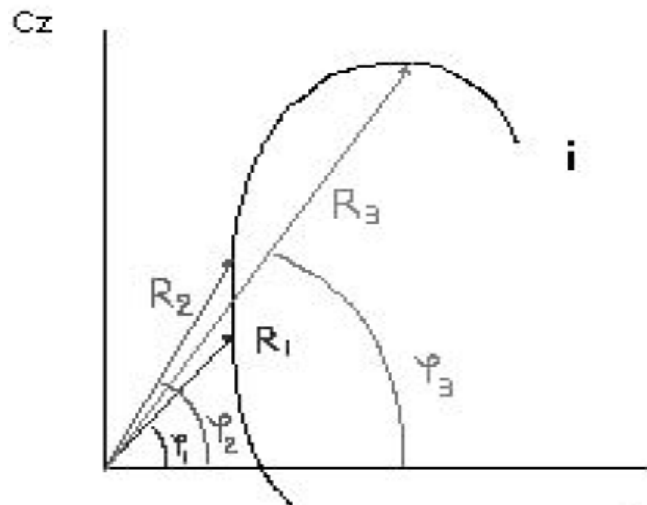


Figure (II.7) : La polaire de l'aile

- **Les points remarquables :**

- ✓ Le point correspond à l'angle d'incidence donnant une portance nulle ($C_z = 0$). Il est situé à l'intersection de la polaire et de l'axe des C_x .

Cet angle est presque toujours négatif mais qui peut pour certains profils atteindre des valeurs positives élevées. Atteindre cette situation avec une assiette quasi normale est impossible car l'avion ne peut pas "voler"... il ne peut que "tomber". Cette situation est plus facile d'accès en piqué.

- ✓ Le point correspond au point de traînée minimale ($C_x min$). Il est situé à l'intersection de la tangente verticale à la polaire avec l'axe des C_x . Une aile calée à cette incidence permet d'obtenir la plus grande vitesse en trajectoire horizontale. Il est utilisé pour obtenir la vitesse maxi.
- ✓ Le point correspond au point de finesse maximale c'est-à-dire celui pour lequel l'angle d'incidence donne le plus grand rapport ($\frac{C_z}{C_x} max$). La tangente à la courbe en ce point passe par l'origine. Par vent nul, ce rapport C_z/C_x optimal permettrait d'atteindre le maximum de rayon d'action. Il peut servir pour planer au mieux en cas de panne moteur.
- ✓ Le point correspond au point de portance maximale ($C_z max$). Repéré par la tangente horizontale à la polaire. Il correspond à un angle d'incidence maximal avant décrochage. C'est l'angle qui, pour une vitesse donnée, permet d'emporter la charge maximum. Il représente un intérêt pratique lorsque l'avion est lourdement chargé.

II.4.2.2. Le moment aérodynamique :

Un effort qui s'exerce au niveau du centre de gravité d'un corps solide quelconque ne fait pas tourner ce corps. Si le point d'application est écarté d'une distance d, il produit un effet qui aura tendance à mettre le corps en rotation : on dit qu'il s'applique un moment (F*d) sur le solide en question.

$$M = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_m \tag{II.3}$$

ρ : La masse volumique de l'air

v : la vitesse de l'avion

C_m : coefficient de moment.

S : surface de référence de l'aile (surface alaire).

C : la corde de l'aile.

II.5. Les équipements électroniques :

✓ **Servomoteur :**

Un servomoteur est un moteur électrique asservi en position. Il possède un capteur de type potentiomètre (dont la résistance varie en fonction de l'angle) raccordé sur sa sortie qui permet de connaître la position de l'axe du moteur. Un servomoteur se raccorde avec seulement trois fils :[22]

noir : la masse ;

rouge : +5 V ;

blanc ou jaune : la commande par impulsion de la position du servomoteur.

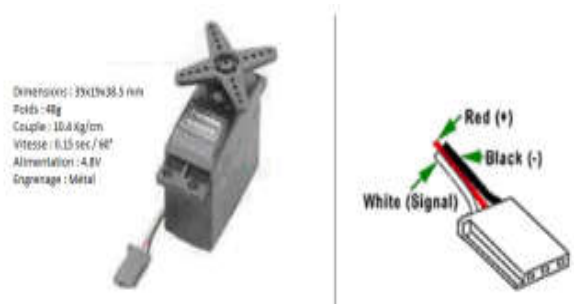


Figure (II.8) : Un servomoteur

✓ **Moteur brushless :**

Le moteur brushless est un moteur synchrone à aimants permanents. Contrairement au moteur à courant continu, il ne possède pas de balais et s'use moins vite. Il permet d'atteindre des vitesses importantes, par contre, il est beaucoup plus cher qu'un moteur à courant continu.

Pour assurer la commutation des courants au stator, un système électronique doit être utilisé. Pour des petites puissances, comme le drone, ce système est intégré au moteur. Ainsi, vue de l'extérieur, ce moteur est un moteur à courant continu.[22]



Figure (II.9) : Moteur Brushless

✓ Gyromètre :

La puce est utilisée comme capteur de stabilisation, contient trois gyromètres. Chacun d'eux transmet la vitesse angulaire selon l'un des axes de rotation. Ce signal transmis est une tension continue qui augmente proportionnellement à la vitesse de rotation dans un sens et diminue proportionnellement à la vitesse de rotation dans l'autre sens.[22]



Figure (II.10) : Un Gyromètre

✓ Microprocesseur :

Le microprocesseur est utilisé pour la régulation des drones. Il reçoit en entrée les différentes commandes de mouvement provenant du récepteur ainsi que les informations envoyées par les gyromètres. Il effectue la conversion de ces différentes données en valeurs digitales puis les compare afin d'obtenir l'erreur selon chaque degré de liberté.[22]



Figure (II.11) : Un Microprocesseur

✓ Batterie :

L'alimentation des divers composants est assurée par une batterie. Elle est constituée de deux cellules produisant une tension, ces batteries sont régulièrement utilisées en aéromodélisme car elles sont plus légères que d'autres technologies. Elles doivent cependant être manipulées avec beaucoup de précautions, puisque elles présentent le risque de s'enflammer notamment lors du chargement ou en cas de court-circuit.[22]



Figure (II.12) : Les batteries

✓ **Câblage :**



Figure (II.13) : Les câblages

✓ **Les pales :**

Les pales ont été associées à des moteurs de type brushless, qui ont l'avantage d'être petits, légers et puissant.[22]



Figure (II.14) : Les pales

✓ **Les contrôleurs :**

Un contrôleur fait l'interface entre le signal de commande et le circuit de puissance d'un moteur. Il est relié à un accumulateur qui fournira la puissance nécessaire au moteur. En raison de la chaleur importante dégagée par ces composants, les contrôleurs sont fixés à l'extérieur de la boîte centrale du drone entre les deux barres de carbone.[22]



Figure (II.15) : Les contrôleurs

II.6. Système de communication :

Le système pour le contrôle à distance et rassembler des données de multimédia de drone est visé pour permettre la transmission d’audio, de la vidéo et des données avec des débits relativement élevés. C’est un système de transmission de données de vidéo, de voix et de télémétrie des robots mobiles et des drones, basé sur la transmission de radiodiffusion.[22]

II.6.1. Block DSP (Traitement numérique du signal) :

Basé sur des paramètres requis de transmission et de savoir des conditions de fonctionnement typiques, le système a été sélectionné pour la transmission visuelle entre UAV et centre d’opérateur ou de commande. La transmission d’émission a été placée en tant qu’une des conditions et la modulation utilisée dans le système aide à empêcher des effets nocifs de la propagation par trajets multiples. L’émetteur peut être divisé en deux parties distinctes : bloc de traitement numérique du signal (DSP) et partie analogue de l’émetteur. [22]

II.6.2. Emetteur radioélectrique :

Un des éléments du système de transmission pour la vidéo, signal d’acoustique et de données est un émetteur radioélectrique, qui permet le lien sans fil entre les drones et l’opérateur et le centre de commande. Ce lien est un canal de transmission pour les signaux vidéo des appareils photo installés.[22]

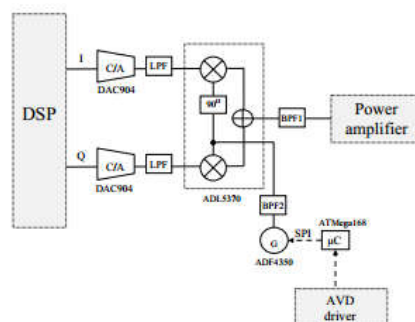


Figure (II.16) :Diagramme bloc d’un émetteur

II.6.3.Système d’antenne :

Un des éléments très importants du système de communication consacré pour l’échange d’information entre le drone et l’opérateur est le système d’antenne. Ce système compose de deux antennes, chacune est relié par un autre sous-système de communication. En raison de construction les antennes pourraient être montées sur le fuselage.[22]

Avant d'entreprendre l'étude des phénomènes qui permettent à un aéronef de se maintenir dans l'atmosphère et d'y évoluer, il est utile de rappeler brièvement les propriétés caractérisant ce milieu.

III. L'atmosphère :

L'atmosphère est la fine couche gazeuse qui entoure notre planète. Bien que très mince en comparaison au rayon terrestre, son rôle de filtre du rayonnement solaire est essentiel à la présence de la vie sur terre. Elle est composée de 78,09% d'azote, de 20,95% d'oxygène, de 0,93% d'argon et d'une variété très faible de gaz.

Suite à différents mécanismes d'échauffement et de refroidissement, la température de l'atmosphère évolue en fonction de l'altitude.

Les minima et maxima définissent les limites entre les différentes régions de l'atmosphère [19].

III.1. Les couches atmosphériques :

a. La première couche est la troposphère : Elle contient environ 90% de la masse totale de l'atmosphère. La principale source de chaleur dans la troposphère est le sol échauffé par le rayonnement solaire. La température y diminue avec l'altitude à un taux moyen de -6 K/km. Ce gradient négatif de température rend la troposphère dynamiquement instable et convective. Dans la troposphère se produit la majorité des phénomènes météorologiques qui déterminent les conditions observées au sol et c'est directement dans la troposphère que sont émis les gaz liés à l'activité anthropique.

b. Tropopause : La tropopause est la frontière entre la troposphère et la stratosphère.

c. Stratosphère : Dans cette zone, la température croît avec l'altitude jusqu'à 0 °C (de 8-15 km d'altitude à 50 km d'altitude) ; elle couvre une bonne partie de la couche d'ozone ;

d. Stratopause : est la limite entre la stratosphère et la mésosphère. Elle se situe vers 50-55 km d'altitude. La pression représente environ 1/1000 de la pression atmosphérique au niveau de la mer.

e. Mésosphère : La température décroît avec l'altitude (de 50 à 80 km d'altitude) jusqu'à -80 °C

f. Mésopause : La température minimale se rencontre à la mésopause, frontière entre la mésosphère et la thermosphère. C'est le lieu le **plus froid de la Terre**, avec une température de -100 °C ($173,1$ K).

g. Thermosphère : La température croît avec l'altitude (de 80 à 800 km d'altitude).

h. Thermopause : est la limite supérieure de la thermosphère. Elle varie entre 500 et 1 000 km d'altitude.

i. Ionosphère : la partie de l'atmosphère ionisée par les radiations solaires, s'étire de 500 à 1000 km et chevauche à la fois la thermosphère et l'exosphère. Elle joue un rôle important dans l'électricité atmosphérique et forme le bord intérieur de la magnétosphère. À cause de ses particules chargées, elle a une importance pratique, par exemple, la propagation des ondes radio sur la Terre.

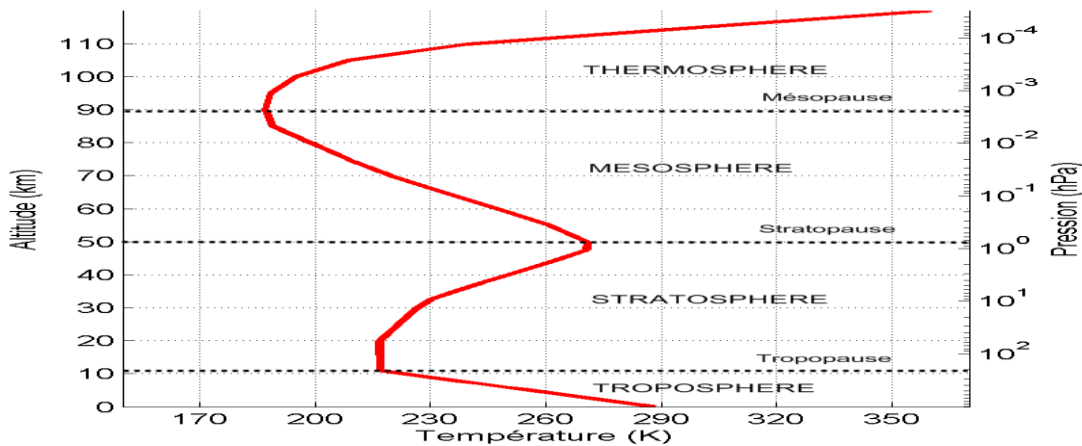


Figure (III.1) : Variation d'altitude et pression en fonction de température

III.1.2. Propriétés physiques :

- L'air est compressible : il est possible de réduire son volume en le comprimant
- L'air est expansible : il tend à occuper un volume toujours plus grand
- L'air est élastique : résultant des deux propriétés précédentes. C'est à dire que l'air reprend exactement son volume initial lorsqu'on le replace dans les conditions ayant précédé une compression ou une détente [19].
- L'air est pesant : par rapport aux autres corps, le poids de l'air reste faible, toutefois, il est déjà possible de donner quatre paramètres principaux définissant l'état de l'air ambiant :
 - **Masse volumique** : notée ρ qui est exprimée en kg/m^3
 - **Pression** : C'est la force exercée par unité de surface, notée P, et exprimée en Pascal (Pa)

La pression est l'application d'une force par unité de surface : $P=F/S$

1/ **Corps au repos** : La pression exercée par l'air immobile sur toute la surface d'un corps au repos.

2/ **Corps en mouvement** : Cette fois-ci la pression dynamique P_d consiste à l'énergie cinétique acquise par unité de volume de l'air grâce à sa vitesse, par conséquent cette énergie est transformée en une pression due à la vitesse du vent relatif appliqué sur une surface perpendiculaire aux filets d'air.

La valeur de cette pression peut être exprimée par la loi de Bernoulli :

$$P_d = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (III.1)$$

- **Température** : notée T, elle est exprimée en Kelvin (K)
- **Viscosité** : La viscosité caractérise la cohésion interne d'un fluide. Résistance au déplacement des molécules les unes sur les autres, qui varie avec les fluides.

Les forces de viscosité sont des forces tangentielles de contact entre deux couches du fluide.

Nombre de Reynolds : ce nombre caractérise un écoulement, il représente le rapport entre forces d'inertie et forces visqueuse. il est proportionnel à la vitesse, à la longueur

de référence du profil et aussi la masse volumique de l'air et inversement proportionnelle à la viscosité dynamique.

$$\mathbf{Re} = \frac{\rho v_s D}{\eta} \tag{III.2}$$

Avec :

ρ : La masse volumique du fluide (Kg/m³).

V_s : Vitesse du fluide (m/s)

D : Dimension caractéristique(m)

η : La viscosité dynamique du fluide.

III.1.3. Atmosphère standard :

C'est une atmosphère fictive qui se rapproche de l'atmosphère réelle et reliant l'équation :

$$\mathbf{z} = \mathbf{f(p)} \tag{III.3}$$

La loi de l'atmosphère standard est définie par l'ensemble des hypothèses suivantes :

- 1) l'air est sec et considérée comme un gaz parfait ;
- 2) le vent météorologique est nul ;
- 3) l'atmosphère est en équilibre hydrostatique ;

$$\mathbf{dp} = -\rho g dz \tag{III.4}$$

Avec z l'altitude au-dessus du niveau de mer

En ce qui concerne l'aéronautique ; l'organisation de l'aviation civile internationale (OACI) a défini un modèle atmosphérique qui couvre la couche troposphère jusqu'à l'altitude de 11 km comme suit :

- La température au niveau de la mer vaut $T_0=15^\circ\text{C}=288,15^\circ\text{K}$

La troposphère s'étend de 0 à 11 km ; la température décroît linéairement de 6,5° par kilomètre, on a une température de -56,5 °C à z= 11Km de la tropopause

$$T = T_0 - \lambda z$$

Avec $\lambda = 6.5^\circ\text{K}/\text{km}$

- La pression au niveau de la mer est : $P_0=1013.25\text{hp}$
 La variation de pression est donnée par : $dp = -\rho g dz$
 La loi du gaz parfait s'écrit :

$$p = \rho RT \tag{III.5}$$

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g dz}{RT} \tag{III.6}$$

g est la constante de la gravité terrestre

Par conséquent, on obtient :

$$\int_{p_0}^p \frac{dp}{p} = \frac{-g}{R} \int_{z_0}^z \frac{dz}{T_0 - \lambda z} \quad (\text{III.7})$$

Le calcul d'intégral aboutit à :

$$\ln \frac{p}{p_0} = \frac{g}{\lambda R} \ln \frac{T_0 - \lambda z}{T_0} \quad (\text{III.8})$$

Le rapport des pressions est donnée par :

$$\frac{p}{p_0} = e^{\frac{g}{R\lambda} \ln \frac{T_0 - \lambda z}{T_0}} = \left(\frac{T_0 - \lambda z}{T_0} \right)^{\frac{g}{R\lambda}} \quad (\text{III.9})$$

Finalement, l'expression de la pression est donnée par :

$$p = p_0 \left(\frac{288,15 - 0,0065z}{288,15} \right)^{5,255} \quad (\text{III.10})$$

La masse volumique décroît avec l'altitude :

$$\rho = \frac{p}{R*T} = \frac{p_0}{T_0 - \lambda z} \left(\frac{288,15 - 0,0065z}{288,15} \right)^{5,255} \quad (\text{III.11})$$

R étant la constante de l'air, R=287 (m²/Ks²).

III.2. Les trièdres de référence :

Les forces et les moments qui s'exercent sur un avion doivent être exprimés dans un repère convenablement défini. L'aérodynamique et la mécanique du vol font appels à différents types de repères et il convient d'y accorder une attention particulière. Des conventions en matière d'orientation et de notation ont été établies. [6]

III.2.1. Trièdre terrestre (OX₀Y₀Z₀) :

L'origine de ce trièdre coïncide avec le centre de gravité de l'avion. L'axe X₀ est dirigé suivant une référence d'azimut (nord vrai ou nord magnétique en général). L'axe Z₀ est orienté dans la direction du centre de la terre. L'axe Y₀ est perpendiculaire au plan X₀_Z₀ et est orienté vers l'Est.

III.2.2. Trièdre aérodynamique (OX_aY_aZ_a) :

L'axe X_a est orienté suivant la direction du vecteur de vitesse air. L'axe Z_a est perpendiculaire à l'axe X_a et orienté vers le bas.

L'axe Y_a est perpendiculaire au plan X_a_Z_a et est orienté vers la droite.

L'axe X_a est porté par la vitesse et orienté positivement dans le sens de la vitesse.

III.2.3. Trièdre avion (OXYZ) :

Ce trièdre est une base d'étude pour le mouvement de l'avion par rapport aux autres trièdres de référence. L'axe X est issu de l'origine O vers le nez de l'avion. C'est l'axe longitudinal de l'avion. L'axe Y est perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion et est orienté vers la droite. Le plan X_Z coïncide avec le plan symétrique de l'avion. L'axe Z est perpendiculaire au plan horizontal de l'avion X_Y et qui est orienté vers le bas.

III.2.4. Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre avion :

Il faut en général trois angles pour définir l'orientation d'un trièdre par rapport à un autre. Dans le cas qui nous intéresse, deux angles suffisent, l'axe OZ_a étant situé par définition dans le plan OXZ (plan de symétrie de l'avion) [6].

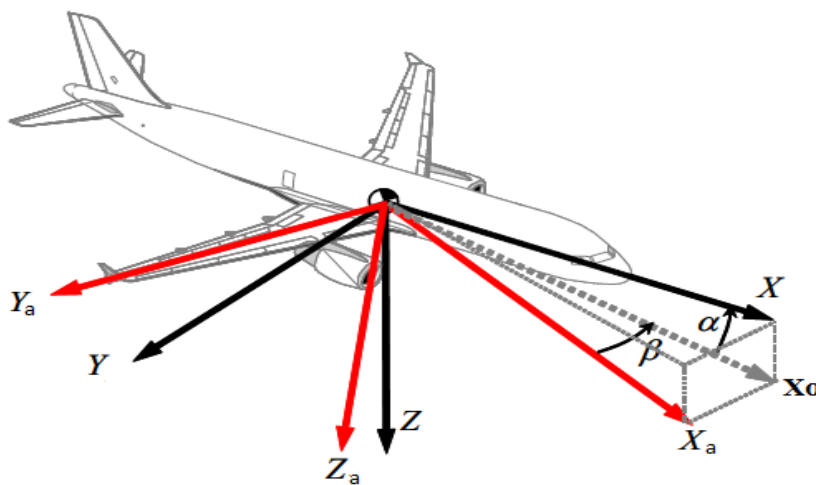


Figure (III.2) : Les trièdres aérodynamiques

- L'angle d'incidence α est l'angle de l'axe OX (référence fuselage) avec le plan OX_aY_a du trièdre aérodynamique. L'incidence est positive si la projection du vecteur vitesse sur l'axe OZ est positive.
- L'angle de dérapage β est l'angle de OX_a avec le plan de symétrie OXZ de l'avion. Cet angle est positif si la projection du vecteur vitesse sur l'axe OY est positive.

La matrice de passage du trièdre aérodynamique au trièdre avion est :

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix} \tag{III.12}$$

Avec :

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos \alpha \sin \beta & -\cos \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \tag{III.13}$$

$[T]^{-1}$ Est la symétrique de $[T]$ et représente la matrice de passage du trièdre avion au trièdre aérodynamique.

III.2.5. Position du trièdre avion par rapport au trièdre normal terrestre porté par l'avion :

La position du trièdre avion $OXYZ$ peut être repérée par rapport au trièdre terrestre par les angles d'Euler. Soit le trièdre auxiliaire $Ox'y'z'$ confondu avec le trièdre normal terrestre qui est amené en coïncidence avec le trièdre avion à l'aide de trois rotations successives. La matrice de passage correspond à trois rotations du trièdre terrestre local au trièdre avion. Une première rotation d'angle ψ autour de l'axe OZo ensuite une deuxième rotation d'angle θ et enfin une dernière rotation d'angle φ .

Les angles ψ, θ et φ portent respectivement les noms d'azimut, d'assiette longitudinale et d'angle de gîte.

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = [R] \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} \tag{III.14}$$

$$[R] = \begin{bmatrix} \cos \psi \sin \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \theta \\ -\sin \psi \cos \varphi + \cos \psi \sin \theta \sin \varphi & \cos \psi \cos \varphi + \sin \psi \sin \theta \sin \varphi & \cos \theta \sin \varphi \\ \sin \psi \sin \varphi & -\cos \psi \sin \varphi + \sin \psi \sin \theta \cos \varphi & \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix} \tag{III.15}$$

$[R]^{-1}$ est la matrice symétrique de $[R]$ qui représente la matrice de passage du trièdre normal terrestre au trièdre avion.

III.2.6. Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre normal terrestre :

La position du trièdre aérodynamique $OXaYaZa$ par rapport au trièdre normal terrestre $OXoYoZo$ est repérée habituellement par un système de trois angles d'Euler.

Soit $OX'Y'Z'$ un trièdre auxiliaire confondu avec le trièdre normal terrestre $OXoYoZo$. Ce trièdre est amené en coïncidence avec le trièdre aérodynamique à l'aide de trois rotations successives :

- Une première rotation (angle χ) autour de l'axe OZo amène Oxo en position OXh dans le plan vertical contenant OXa (plan $OXaZo$), OYo vient alors en OYh ,
- Une deuxième rotation (angle Y) autour de OYh amène l'axe OYo de la position OXh à la position OXa ,

- Enfin une dernière rotation (angle μ) autour de OX_a amène l'axe OY_o de la position OY_h à la position OY_a .

Les angles χ, γ et μ sont positifs si ces rotations sont effectuées dans le sens positif dans un trièdre direct. Les angles χ, γ et μ portent respectivement les noms d'azimut aérodynamique, de pente aérodynamique et angle de gîte aérodynamique.

$$\begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix} = [R'] \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} \tag{III.16}$$

$$[R'] = \begin{bmatrix} \cos \chi \sin \gamma & \sin \chi \cos \gamma & -\sin \mu \\ -\sin \chi \cos \mu + \cos \chi \sin \gamma \sin \mu & \sin \chi \sin \mu + \cos \chi \sin \gamma \cos \mu & \cos \gamma \sin \mu \\ \cos \chi \cos \mu + \sin \chi \sin \gamma \sin \mu & -\cos \chi \sin \mu + \sin \chi \sin \gamma \cos \mu & \cos \gamma \sin \mu \end{bmatrix} \tag{III.17}$$

III.3. Concept de la mécanique de vol :

Un avion est un système dynamique complexe et qui est difficile à aborder dans toute sa généralité. L'avion est un solide déformable, comportant des pièces tournantes (hélices, réacteurs) ou mobiles (gouvernes). Il est soumis à des forces externes très variables, dépendant à la fois de sa trajectoire, de son attitude, de ses déformations et de la pesanteur terrestre. Il n'est pas nécessaire de prendre en compte simultanément tous les facteurs régissant le mouvement de l'avion.

Des hypothèses simplificatrices sont introduites selon le type de problème à traiter qui sont :

- ✓ Hypothèse 1 : L'avion est un corps rigide à six degrés de liberté comportant un plan de symétrie.
- ✓ Hypothèse 2 : La masse et la matrice d'inertie de l'avion sont constantes.
- ✓ Hypothèse 3 : La terre est supposée plate et immobile, le repère terrestre est galiléen.

III.3.1. Les équations du mouvement :

Dans ce chapitre, les conditions de la stabilité statique ont été examinées. La stabilité statique est une tendance de l'avions pour retourner à sa position initiale d'équilibre. En plus de la stabilité statique, les avions doivent être dynamiquement stables [6].

Un avion peut être considéré dynamiquement stable si, après avoir être perturbé de son état d'équilibre, son mouvement d'oscillation diminue avec du temps. Le pilote et le concepteur porte un intérêt particulier au degré de stabilité dynamique qui est habituellement spécifiée.

La détermination des caractéristiques dynamiques d'un avion est importante avant l'évaluation des qualités de vol d'un avion et aussi pour la conception des pilotes automatiques [6].

III.3.2. Dérivation des équations du mouvement d'un corps rigide :

Les équations du mouvement de corps rigide sont obtenues à partir de la seconde loi de Newton qui stipule que la somme de toutes les forces externes agissant sur un corps est égale au taux de variation de la quantité de mouvement du corps et la résultante des moments externes agissant sur le corps est égale au taux de temps de variation du moment cinétique. Les taux de variation de la quantité de mouvement et du moment cinétique sont calculés dans une référence absolue ou inertielle. Dans beaucoup de problèmes de la dynamique d'avion, un système d'axes fixés à la terre peut être utilisé comme une référence d'inertie. L'application de la loi de Newton sous forme vectorielle s'écrit : [1]

$$\sum \vec{F} = \frac{d}{dt} (m\vec{V}) \tag{III.18}$$

$$\sum \vec{M} = \frac{d}{dt} \vec{H} \tag{III.19}$$

La forme scalaire de ces équations vectorielles permet d'obtenir trois équations de force et de trois équations de moment.

Les équations de force peuvent être exprimées par :

$$F_x = \frac{d}{dt} (mu) ; F_y = \frac{d}{dt} (mv) ; F_z = \frac{d}{dt} (mw). \tag{III.20}$$

F_x, F_y et F_z et u, v et w sont des composants de la force et de la vitesse respectivement le long des axes x, y et z. Les composantes des forces sont dues aux contributions des forces aérodynamiques, de propulsion et de la gravité terrestre.

Les équations de moments peuvent être exprimées d'une façon semblable :

$$L = \frac{d}{dt} H_x ; M = \frac{d}{dt} H_y ; N = \frac{d}{dt} H_z \tag{III.21}$$

L, M, N et H_x, H_y, H_z sont les composants du moment et du moment cinétique respectivement le long des axes x, y et z.

Si on considère δm comme un élément de masse de l'avion (figure III.3), V est la vitesse de la masse élémentaire relative à un repère inertielle ou absolue, δF est la force résultante agissant sur la masse élémentaire, alors la 2^{ème} loi de Newton s'écrit :

$$\delta \vec{F} = \delta m \frac{d\vec{V}}{dt} \tag{III.22}$$

La force totale externe agissant sur l'avion est obtenu en addition toutes les forces générées par l'ensemble des éléments de masse de l'avion :

$$\sum \delta \vec{F} = \vec{F} \tag{III.23}$$

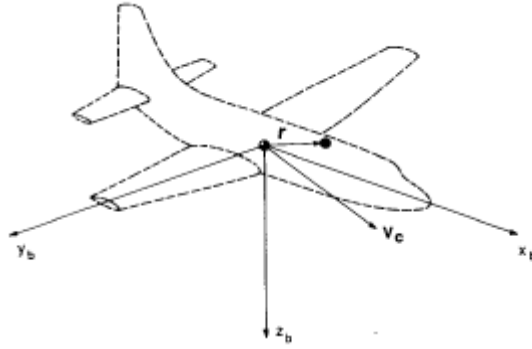


Figure (III.3) : Vecteur vitesse de l'avion

La vitesse de la masse élémentaire δm est :

$$V = V_c + \frac{dr}{dt} \tag{III.24}$$

Où V_c est la vitesse de centre de masse de l'avion et V_r est la vitesse de l'élément relatif au centre de gravité. La substitution de cette expression à la vitesse dans la loi de Newton rapporte :

$$\sum \delta \vec{F} = \vec{F} = \frac{d}{dt} \sum (\vec{V}_c + \frac{d\vec{r}}{dt}) \delta m \tag{III.25}$$

Si nous supposons que la masse du véhicule est constante, l'équation (III.25) est réécrite sous la forme suivante :

$$\vec{F} = m \frac{d\vec{V}_c}{dt} + \frac{d}{dt} \sum \frac{d\vec{r}}{dt} \delta m \tag{III.26}$$

Où :

$$\vec{F} = m \frac{d\vec{V}_c}{dt} + \frac{d^2}{dt^2} \sum \vec{r} \delta m \tag{III.27}$$

r est mesuré à partir de centre de masse, l'addition $\sum r \delta m$ sera égale à zéro, l'équation de force devient alors :

$$\vec{F} = m \cdot \frac{d\vec{V}_c}{dt} \tag{III.28}$$

D'une façon semblable, nous pouvons développer l'équation de moment en rapportant au centre de gravité mobile. Pour l'élément différentiel de la masse δm , l'équation de moment peut être écrite comme suit :

$$\delta \vec{M} = \frac{d}{dt} \delta \vec{H} = \frac{d}{dt} (\vec{r} \times \vec{V}) \delta m \tag{III.29}$$

La vitesse de l'élément de masse peut exprimer en termes de vitesse du centre de gravité et la vitesse relative de l'élément de mass

$$\vec{V} = \vec{V}_c + \frac{d\vec{r}}{dt} = \vec{V}_c + \vec{\omega} \times \vec{r} \tag{III.30}$$

Avec ω est la vitesse angulaire du véhicule et r est la position de l'élément de masse mesuré par rapport au centre de masse.

Le moment total peut être écrit comme :

$$\vec{H} = \sum \delta \vec{H} = \sum (\vec{r} \times \vec{V}_c) \delta m + \sum [\vec{r} \times (\vec{\omega} \times \vec{r})] \delta m \quad (III.31)$$

Comme la vitesse V_c est constante, alors l'expression (III.31) peut être écrite comme :

$$\vec{H} = \sum \vec{r} \delta m \times \vec{V}_c + \sum [\vec{r} \times (\vec{\omega} \times \vec{r})] \delta m \quad (III.32)$$

Le premier terme de l'équation (III.32) est nul.

Le vecteur position et la vitesse angulaire s'expriment en termes de leurs composantes :

$$\begin{aligned} \vec{r} &= x\vec{i} + y\vec{j} + z\vec{k} \\ \vec{\omega} &= p\vec{i} + q\vec{j} + r\vec{k} \end{aligned}$$

Alors, le moment cinétique est exprimé par :

$$\vec{H} = (p\vec{i} + q\vec{j} + r\vec{k}) \sum (x^2 + y^2 + z^2) \delta m - \sum (x\vec{i} + y\vec{j} + z\vec{k})(px + qy + rz) \delta m \quad (III.33)$$

Les composantes scalaires du moment cinétique sont :

$$\begin{aligned} H_x &= p \sum (y^2 + z^2) \delta m - q \sum xy \delta m - r \sum xz \delta m \\ H_y &= -p \sum xy \delta m + q \sum (x^2 + z^2) \delta m - r \sum yz \delta m \\ H_z &= -p \sum xz \delta m - q \sum yz \delta m + r \sum (x^2 + y^2) \delta m \end{aligned} \quad (III.34)$$

La définition des moments d'inertie et les produits d'inertie de l'avion :

$$\begin{aligned} I_x &= \iiint (y^2 + z^2) \delta m ; \quad I_{xy} = \iiint xy \delta m \\ I_y &= \iiint (x^2 + z^2) \delta m ; \quad I_{xz} = \iiint xz \delta m \\ I_z &= \iiint (x^2 + y^2) \delta m ; \quad I_{yz} = \iiint yz \delta m \end{aligned} \quad (III.35)$$

Les termes I_x , I_y et I_z sont appelés les moments d'inertie de masse du corps autour des axes x , y et z respectivement. Les termes I_{xy} , I_{xz} et I_{yz} sont les produits d'inertie. Les moments et les produits d'inertie dépendent de la forme de corps et de la distribution de masse.

Les équations scalaires des moments sont données par :

$$\begin{aligned} H_x &= pI_x - qI_{xy} - rI_{xz} \\ H_y &= -pI_{xy} + qI_y - rI_{yz} \\ H_z &= -pI_{xz} - qI_{yz} + rI_z \end{aligned} \quad (III.36)$$

Dans les trièdres de référence, les moments et les produits d'inertie varient avec le temps et pour éviter cette difficulté, nous fixerons le système d'axe aux avions.

Maintenant nous devons déterminer les dérivés des vecteurs V et H rapporté aux trièdres tournant de référence. La dérivée d'un vecteur arbitraire A rapporté à un trièdre tournant ayant une vitesse angulaire ω peut être représenté par :

$$\left. \frac{d\vec{A}}{dt} \right|_I = \left. \frac{d\vec{A}}{dt} \right|_B + \vec{\omega} \times \vec{A} \tag{III.37}$$

Les indices I et B se rapportent au trièdre inertiel et à l'avion.

En appliquant cette identité aux équations :

$$\vec{F} = m \left. \frac{d\vec{V}_c}{dt} \right|_B + m(\vec{\omega} \times \vec{V}_c) \tag{III.38}$$

$$\vec{M} = \left. \frac{d\vec{H}}{dt} \right|_B + \vec{\omega} \times \vec{H} \tag{III.39}$$

Les équations scalaires sont :

$$\begin{aligned} F_x &= m(\dot{x} + qw - rv) ; & F_y &= m(\dot{y} + ru - pw) ; & F_z &= m(\dot{z} + pw - qu) \\ L &= \dot{H}_x + qH_z - rH_y ; & M &= \dot{H}_y + rH_x - pH_z ; & N &= \dot{H}_z + qH_y - qH_x \end{aligned} \tag{III.40}$$

Les composantes de la force et du moment agissant sur l'avion sont dues aux contributions des forces aérodynamique, de la gravité et de propulsion par le positionnement approprié du système d'axe de corps, dans le cas de la symétrie dans le plan XZ alors les produits d'inertie perpendiculaire à ce plan sont nuls, $I_{xy}=I_{yz}=0$. Dans ce contexte, nous supposons que le plan XZ est un plan de symétrie de l'avion. Par conséquent, les équations de moment peuvent être écrites comme suit :

$$\begin{aligned} L &= I_x \dot{q} - I_{xz} \dot{r} + qr(I_z - I_y) - I_{xz}pq \\ M &= I_y \dot{q} + rp(I_x - I_z) + I_{xy}(p^2 - r^2) \\ N &= -I_{xz} \dot{p} + I_z \dot{r} + pq(I_y - I_x) + I_{xy}qr \end{aligned} \tag{III.41}$$

III.4. Système des équations non linéaires :

Les équations du mouvement ont été dérivées dans un système d'axes fixés à l'avion. L'orientation et la position de l'avion peuvent être définies en termes de repère de référence fixé à la terre figure (III.4) [8].

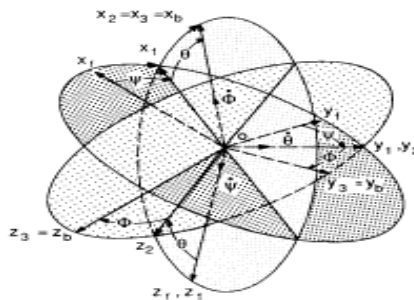


Figure (III.4) : Les repères de références

Au temps $t=0$, les deux repères de référence coïncident. L'orientation de l'avion peut être décrite par trois rotations consécutives dont l'ordre est à respecter.

Les rotations angulaires s'appellent les angles d'Euler. L'orientation des axes en ce qui concerne le repère fixe peut être déterminée de la façon suivante. En imaginant que l'avion est placé de telle sorte que le système d'axe de corps soit parallèle au repère fixe puis appliquer les rotations suivantes :

1-tourner X_0, Y_0, Z_0 autour de OZ_0 par l'angle de lacet ψ au trièdre X_1, Y_1, Z_1 ;

2-tourner X_1, Y_1, Z_1 autour de OY_1 par l'angle de tangage θ au trièdre X_2, Y_2, Z_2 ;

3-tourner X_2, Y_2, Z_2 autour de OX_2 par l'angle de roulis φ pour l'orientation réelle relativement au repère fixe.

En définissant les angles d'Euler, on peut déterminer les composants de vitesse de vol relativement au repère de référence. Pour accomplir ceci, les composantes de la vitesse le long de repère x_0, y_0, z_0 sont données par : $\frac{dx}{dt}, \frac{dy}{dt}, \frac{dz}{dt}$. En désignant par les indices 1 et 2 et les composantes des vitesses le long des repères x_1, y_1, z_1 et x_2, y_2, z_2 :

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= u_1 \cos \psi - v_1 \sin \psi \\ \frac{dy}{dt} &= u_1 \sin \psi + v_1 \cos \psi \\ \frac{dz}{dt} &= w_1 \end{aligned} \tag{III.42}$$

$$\begin{aligned} u_1 &= u_2 \cos \theta + w_2 \sin \theta \\ v_1 &= v_2 \\ w_1 &= -u_2 \sin \theta + w_2 \cos \theta \\ u_2 &= u \\ v_2 &= v \cos \varphi - w \sin \varphi \\ w_2 &= v \sin \varphi + w \cos \varphi \end{aligned} \tag{III.43}$$

u, v et **w** sont les composants de vitesse autour des axes **x, y** et **z** de trièdre avion.

En substituant dans les équations ci-dessus, on peut déterminer la vitesse absolue en termes des angles d'Euler et les composants de vitesse dans le repère avion :

$$\begin{bmatrix} \frac{dx}{dt} \\ \frac{dy}{dt} \\ \frac{dz}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \sin \psi & \sin \varphi \sin \theta \cos \psi - \cos \varphi \sin \psi & \cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \sin \varphi \sin \psi \\ \cos \theta \cos \psi & \sin \varphi \sin \theta \sin \psi + \cos \varphi \cos \psi & \cos \varphi \sin \theta \sin \psi - \sin \varphi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \varphi \cos \theta & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \tag{III.44}$$

L'intégration de ces équations rapporte la position de l'avion relativement au repère de référence fixe.

Le rapport entre les vitesses angulaires (p, q, r) et les taux d'Euler ($\dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\phi}$) peuvent également être déterminé par :

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (III.45)$$

L'équation (III.45) peut être résolue pour les taux d'Euler en termes de vitesses angulaires

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (III.46)$$

En intégrant ces équations on peut déterminer les angles d'Euler (ψ, θ, ϕ).

III.5. Les forces et les moments agissants sur l'avion :

III.5. 1. Force de gravité et de poussée :

La force de gravité agissante sur l'avion est appliquée au centre de gravité de l'avion. Puisque le système des axes est fixé au centre de la gravité, la force ne produira aucun moment. Cependant, elle contribuera à la force externe agissante sur l'avion et aura des composants le long des axes respectifs du corps [1].

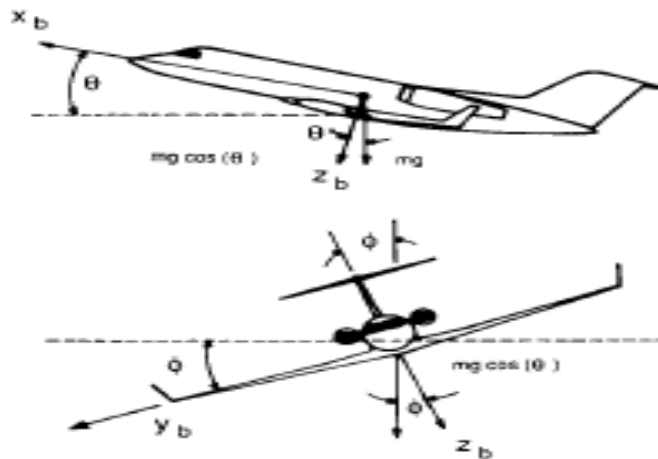


Figure (III.5) : Force de gravité agissante sur l'avion

La figure (III.5) montre que les composantes de la force de gravité agissante le long de l'axe du fuselage de corps sont en fonction de l'orientation de l'avion dans l'espace.

Les composants de force de gravité le long des axes x, y et z sont données par les expressions suivantes [1]:

$$\begin{aligned} (F_x)_{gravité} &= -mg \sin \theta \\ (F_y)_{gravité} &= mg \cos \theta \sin \varphi \\ (F_z)_{gravité} &= mg \cos \theta \cos \varphi \end{aligned} \tag{III.47}$$

La force de poussée due au système de propulsion de l'aéronef peut avoir des composantes le long des axes liés au repère avion. Cette force de poussée peut également créer un moment. Les force et les moments de propulsion appliqué sur l'avion sont exprimés par :

$$\begin{aligned} (F_x)_{prop} &= X_T, \quad (F_y)_{prop} = Y_T = 0, \quad (F_z)_{prop} = Z_T \\ (L)_{prop} &= L_T, \quad (M)_{prop} = M_T, \quad (N)_{prop} = N_T \end{aligned} \tag{III.48}$$

La force aérodynamique présente trois composantes : la trainée D, la force latérale Y et la portance L qui ont des coefficients respectivement C_x , C_y et C_z :

$$\begin{aligned} \text{Sur l'axe « OX » :} & \quad D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_x \\ \text{Sur l'axe « OY » :} & \quad Y = \frac{1}{2} \rho V^2 C_y \\ \text{Sur l'axe « OZ » :} & \quad L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_z \end{aligned} \tag{III.49}$$

III.5.2. Les moments de la force aérodynamique :

Le moment résultant des différentes forces est généralement défini par rapport au centre de poussée, il a pour composantes :

$$\begin{aligned} \text{Sur l'axe « OX » :} & \quad \frac{1}{2} \rho V^2 l C_l \\ \text{Sur l'axe « OY » :} & \quad \frac{1}{2} \rho V^2 l C_m \\ \text{Sur l'axe « OZ » :} & \quad \frac{1}{2} \rho V^2 l C_n \end{aligned} \tag{III.50}$$

III.6. La théorie des petites perturbations :

Les équations développées précédemment peuvent être linéarisés en utilisant la théorie des petites perturbations. En appliquant cette théorie, on assume que le mouvement de l'avion consiste à des petites perturbations concernant les conditions de vol. Toutes les variables dans les équations du mouvement sont remplacées par des termes d'équilibre et de perturbation ; on obtient :

$$\begin{aligned}
 u &= u_0 + \Delta u & v &= v_0 + \Delta v & w &= w_0 + \Delta w \\
 p &= p_0 + \Delta p & q &= q_0 + \Delta q & r &= r_0 + \Delta r \\
 X &= X_0 + \Delta X & Y &= Y_0 + \Delta Y & Z &= Z_0 + \Delta Z \\
 M &= M_0 + \Delta M & N &= N_0 + \Delta N & L &= L_0 + \Delta L \\
 \varphi &= \varphi_0 + \Delta\varphi & \theta &= \theta_0 + \Delta\theta & \psi &= \psi_0 + \Delta\psi \\
 \delta &= \delta_0 + \Delta\delta
 \end{aligned} \tag{III.51}$$

Les conditions de vol de référence sont supposées symétriques et les forces de propulsion sont constantes.

$$w_0 = v_0 = p_0 = q_0 = r_0 = \varphi_0 = \psi_0 = 0 \tag{III.52}$$

L'équation des forces X est :

$$X - mg \sin \theta = m(\dot{u} + qw - rv) \tag{III.53}$$

En introduisant la théorie des petites perturbations dans cette équation, on obtient :

$$\begin{aligned}
 X_0 + \Delta X - mg \sin(\theta_0 + \Delta\theta) &= m \left[\frac{d}{dt} (u_0 + \Delta u) + (q_0 + \Delta q)(w_0 + \Delta w) - \right. \\
 &\left. (r_0 + \Delta r)(v_0 + \Delta v) \right]
 \end{aligned} \tag{III.54}$$

On néglige les termes des produits des perturbations. Alors l'équation de X devient :

$$X_0 + \Delta X - mg \sin(\theta_0 + \Delta\theta) = m\Delta\dot{u} \tag{III.55}$$

Cette équation peut être simplifiée en utilisant les propriétés des fonctions trigonométriques et les formules d'approximations :

$$\sin(\theta_0 + \Delta\theta) = \sin \theta_0 \cos \Delta\theta + \cos \theta_0 \sin \Delta\theta = \sin \theta_0 + \Delta\theta \cos \theta_0$$

Et : (III.56)

$\cos \Delta\theta = 1$ et $\sin \Delta\theta = \Delta\theta$ pour les valeurs faibles de $\Delta\theta$.

Par conséquent :

$$X_0 + \Delta X - mg(\sin \theta_0 + \Delta\theta \cos \theta_0) = m\Delta\dot{u} \tag{III.57}$$

Si toutes les variables de perturbations sont égales à zéro, l'équation ci-dessus devient :

$$X_0 - mg \sin \theta_0 = 0 \tag{III.58}$$

Qui se réduit à :

$$\Delta X - mg(\Delta\theta \cos \theta_0) = m\Delta\dot{u} \tag{III.59}$$

La variation de la force ΔX étant le changement introduit au niveau de la force aérodynamique et de propulsion dans la direction \mathbf{X} qui peut être exprimée au moyen de développement de Taylor en ce qui concerne les variables de perturbation, si on suppose que ΔX est fonction des variables $\mathbf{u}, \mathbf{w}, \delta$ et δ_T [1].

Alors ΔX est exprimé par :

$$\Delta X = \frac{\partial X}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial X}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta} \Delta \delta + \frac{\partial X}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T \quad (III.60)$$

Avec :

$\frac{\partial X}{\partial u}$, $\frac{\partial X}{\partial w}$, $\frac{\partial X}{\partial \delta}$ et $\frac{\partial X}{\partial \delta_T}$ Appelées dérivées de stabilité.

Ils sont évaluées aux conditions du vol de référence, les variables δ et δ_T sont respectivement l'angle de l'élévateur et le réglage de la manette du gaz.

$$\frac{\partial X}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial X}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta} \Delta \delta + \frac{\partial X}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T - mg(\Delta \theta \cos \theta_0) = m \Delta \dot{u} \quad (III.61)$$

Ou bien :

$$\left(m \frac{d}{dt} - \frac{\partial X}{\partial u}\right) \Delta u - \left(\frac{\partial X}{\partial w}\right) \Delta w + (mg \cos \theta_0) \Delta \theta = \frac{\partial X}{\partial \delta} \Delta \delta + \frac{\partial X}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T \quad (III.62)$$

L'équation peut être réécrite sous une forme plus commode en divisant par la masse m :

$$\left(\frac{d}{dt} - X_u\right) \Delta u - X_w \Delta w + g \cos \theta_0 \Delta \theta = X_\delta \Delta \delta + X_{\delta_T} \Delta \delta_T \quad (III.63)$$

Avec : $X_u = \frac{\partial X}{m \partial u}$, $X_w = \frac{\partial X}{m \partial w}$ appelés les dérivées dimensionnelles aérodynamiques. Le changement des forces et des moments aérodynamiques sont fonctions des variables $\Delta u, \Delta w \dots etc.$

$$\begin{aligned} \Delta X &= \frac{\partial X}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial X}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta} \Delta \delta + \frac{\partial X}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T \\ \Delta Y &= \frac{\partial Y}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial Y}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial Y}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial Y}{\partial \delta_r} \Delta \delta_r \\ \Delta Z &= \frac{\partial Z}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial Z}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial Z}{\partial \dot{w}} \Delta \dot{w} + \frac{\partial Z}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial Z}{\partial \delta} \Delta \delta + \frac{\partial Z}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T \\ \Delta L &= \frac{\partial L}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial L}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial L}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial L}{\partial \delta_r} \Delta \delta_r + \frac{\partial L}{\partial \delta_a} \Delta \delta_a \\ \Delta M &= \frac{\partial M}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial M}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}} \Delta \dot{w} + \frac{\partial M}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial M}{\partial \delta} \Delta \delta + \frac{\partial M}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T \\ \Delta N &= \frac{\partial N}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial N}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial N}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial N}{\partial \delta_r} \Delta \delta_r + \frac{\partial N}{\partial \delta_a} \Delta \delta_a \end{aligned} \quad (III.64)$$

III.7. Mouvement longitudinal fixe :

Le mouvement du vol d'un avion peut être extrêmement compliqué. Il présente trois mouvements de translation (verticale, horizontale et transversale) et trois mouvements de rotation (tangage, lacet et roulis). Le problème qui nous abordons dans cette section est la solution des équations du mouvement d'un avion supposé rigide. D'abord, nous supposons que le mouvement de l'avion se compose de petites déviations des conditions du vol d'équilibre. En second lieu, nous supposons que le mouvement de l'avion peut être analysé en séparant les équations en deux groupes. La force X, la force Z et le moment de tangage qui

décrit le vol longitudinal. La force Y, le moment de lacet et le roulis décrit le vol latéral-directionnel. Le mouvement longitudinal d'un avion perturbé à partir de sa condition de vol d'équilibre est caractérisé par deux modes d'oscillations [2].

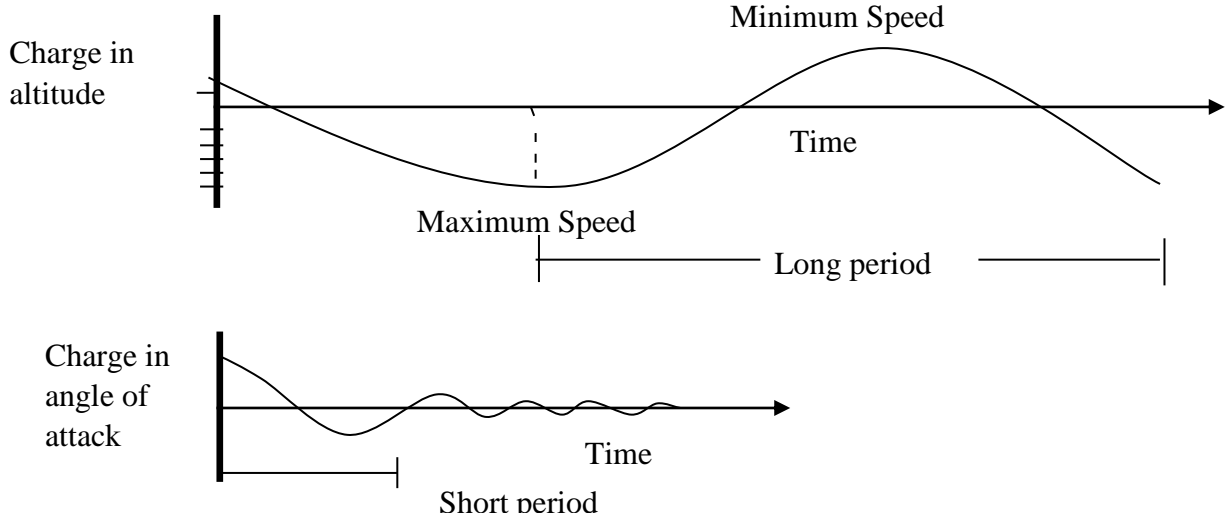


Figure (III.6) : Les modes d'oscillations dans un mouvement longitudinal

On observe qu'un mode est légèrement atténué et présente une longue période. Ce mode s'appelle longue période ou le mode phygoïde.

Le deuxième mode de base est fortement atténué et sa période est très courte, il s'appelle le mode courte période ou short période.

III.7.1. Equations du mouvement sous forme d'espace d'état :

Les équations longitudinales développées sont des équations différentielles ordinaires linéaires avec des coefficients constants. Ils comportent des dérivés de stabilité, de masse, d'inertie, des caractéristiques aérodynamiques de l'avion. Sa représentation d'espace d'état est [1] :

$$\dot{x} = Ax + Bu \tag{III.65}$$

x est le vecteur d'état, u est le vecteur de commande.

A et B les matrices d'état et commande de l'avion.

III.7.2. Equations linéaires du vol longitudinal :

Les équations longitudinales linéarisés développées s'écrivent :

$$\begin{aligned} \left(\frac{d}{dt} - X_u\right) \Delta u - X_w \Delta w + (g \cos \theta_0) \Delta \theta &= X_\delta \Delta \delta + X_{\delta_T} \Delta \delta_T \\ -Z_u \Delta u + \left[(1 - Z_w) \frac{d}{dt} - Z_w\right] - \left[(u_0 + Z_q) \frac{d}{dt} - g \sin \theta_0\right] \Delta \theta & \tag{III.66} \\ = Z_r \Delta r + Z_{\delta_T} \Delta \delta_T \\ -M_u \Delta u - \left(M_w \frac{d}{dt} + M_w\right) \Delta w + \left(\frac{d^2}{dt^2} - M_q \frac{d}{dt}\right) \Delta \theta &= M_\delta \Delta \delta + M_{\delta_T} \Delta \delta_T \end{aligned}$$

III.7.3. Equations longitudinales sous forme d'espace d'état :

Dans la pratique, les dérivés Z_q et $Z_{\dot{w}}$ sont habituellement négligés parce qu'ils contribuent très peu à la réponse d'avion. Pour cette fin et pour simplifier la présentation des équations du mouvement sous la forme de l'espace d'état, on néglige les dérivées de stabilité dimensionnelles Z_q et $Z_{\dot{w}}$. La présentation des équations sous forme de l'espace d'état est :

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}}Z_u & M_w + M_{\dot{w}}Z_q & M_q + M_{\dot{w}}u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_\delta & X_{\delta_T} \\ Z_T & Z_{\delta_T} \\ M_\delta + M_{\dot{w}}Z_\delta & M_{\delta_T} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta \\ \Delta \delta_T \end{bmatrix} \tag{III.67}$$

x est le vecteur d'état et u est le vecteur commande ou contrôle qui sont données par :

$$x = \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} \text{ et } u = \begin{bmatrix} \Delta \delta \\ \Delta \delta_T \end{bmatrix} \tag{III.68}$$

Les matrices A et B s'écrivent :

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}}Z_u & M_w + M_{\dot{w}}Z_q & M_q + M_{\dot{w}}u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \tag{III.69}$$

$$B = \begin{bmatrix} X_\delta & X_{\delta_T} \\ Z_T & Z_{\delta_T} \\ M_\delta + M_{\dot{w}}Z_\delta & M_{\delta_T} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{III.70}$$

Le tableau ci-dessous indique la définition des dérivées dimensionnelles de stabilité longitudinale.

Dérivée	Unité : S.I
$X_u = \frac{-(C_{D_u} + 2C_{D_0})QS}{mu_0}$	s^{-1}
$X_w = \frac{-(C_{D_\alpha} + 2C_{L_0})QS}{mu_0}$	s^{-1}
$X_\delta = C_{X_\delta}QS/m$	m/s^2
$Z_u = \frac{-(C_{L_u} + 2C_{L_0})QS}{mu_0}$	s^{-1}
$Z_w = \frac{-(C_{L_\alpha} + 2C_{D_0})QS}{mu_0}$	s^{-1}
$Z_\alpha = u_0Z_w$	m/s^2
$Z_\delta = Z_{Z_\delta}QS/m$	m/s^2
$Z_{\dot{\alpha}} = u_0Z_{\dot{w}}$	m/s

Tableau (III.1) : La liste des dérivées dimensionnelles de stabilité longitudinale

S : la surface de l'aile
C_{D0} : le coefficient de traînée
m : la masse de l'avion
u₀ : la vitesse de l'avion

La solution homogène de l'équation d'état peut être obtenue en supposant une solution de la forme :

$$x = x_r e^{\lambda r} \tag{III.71}$$

I est une matrice d'identité :

$$I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{III.72}$$

Pour qu'une solution non triviale existe, le déterminant est :

$$[\lambda_r I - A] = 0 \tag{III.73}$$

Il doit être nul et les racines de cette équation s'appellent les racines caractéristiques ou les valeurs propres. La solution de l'équation peut être accomplie facilement en utilisant un calculateur numérique. Les vecteurs propres pour le système peuvent être déterminés une fois que les valeurs propres sont connues :

$$[\lambda_r I - A]P_{ij} = 0 \tag{III.74}$$

P_{ij} est le vecteur propre correspondant à ij valeur propre.

III.8. Mouvement latéral-directionnel :

L'équation du mouvement latéral-directionnel comprend la force latérale, les moments de roulis et de lacet qui peuvent être réarrangées de la façon suivante [1] :

$$\begin{aligned} \left(\frac{d}{dt} - Y_v\right) \Delta v - Y_p \Delta p + (u_0 - Y_r) \Delta r - g \cos \theta_0 \Delta \varphi &= Y_{\delta_r} \Delta \delta_r \\ -L_v \Delta v + \left(\frac{d}{dt} - L_p\right) \Delta p - \left(\frac{I_{xz}}{I_x} \frac{d}{dt} + L_r\right) \Delta r &= L_{\delta_a} \Delta \delta_a + N_{\delta_r} \Delta \delta_r \\ -N_v \Delta v - \left(\frac{I_{xz}}{I_x} \frac{d}{dt} + N_p\right) \Delta p + \left(\frac{d}{dt} - N_r\right) \Delta r &= N_{\delta_a} \Delta \delta_a + N_{\delta_r} \Delta \delta_r \end{aligned} \tag{III.75}$$

III.8.1. Equations latérales sous forme d'espace d'état :

Le réarrangement des équations ci-dessus sous la forme d'espace d'état [2] :

$$\dot{x} = Ax + Bu \tag{III.76}$$

Par conséquent :

$$A = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & -(u_0 - Y_r) & g \cos \theta_0 \\ L_v^* + \frac{I_{xz}}{I_x} N_v^* & L_p^* + \frac{I_{xz}}{I_x} N_p^* & L_r^* + \frac{I_{xz}}{I_x} N_r^* & 0 \\ N_v^* + \frac{I_{xz}}{I_z} L_v^* & N_p^* + \frac{I_{xz}}{I_z} L_p^* & N_r^* + \frac{I_{xz}}{I_z} L_r^* & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{III.77}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_a}^* + \frac{I_{xz}}{I_x} N_{\delta_a}^* & L_{\delta_r}^* + \frac{I_{xz}}{I_x} N_{\delta_r}^* \\ N_{\delta_a}^* + \frac{I_{xz}}{I_z} L_{\delta_a}^* & N_{\delta_r}^* + \frac{I_{xz}}{I_z} L_{\delta_r}^* \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (III.78)$$

$$x = \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix}, \quad u = \begin{bmatrix} \Delta \delta_a \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix} \quad (III.79)$$

Les dérivées de stabilité sont définies comme :

$$L_v^* = \frac{L_v}{\left[1 - \left(\frac{I_{xz}^2}{I_x I_z}\right)\right]}, \quad N_v^* = \frac{N_v}{\left[1 - \left(\frac{I_{xz}^2}{I_x I_z}\right)\right]} \quad (III.80)$$

Si le produit d'inertie $I_{xz}=0$, les équations du mouvement se réduisent à la forme suivante :

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{v} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & -(u_0 - Y_r) & g \cos \theta_0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_a \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix} \quad (III.81)$$

Il est parfois pratique d'employer l'angle de dérapage $\Delta\beta$ au lieu de la vitesse latérale Δv . Ces deux quantités sont reliées entre eux de la manière suivante :

$$\Delta\beta \approx \tan^{-1} \frac{\Delta v}{u_0} \approx \frac{\Delta v}{u_0} \quad (III.82)$$

Alors :

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\beta} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v/u_0 & Y_p/u_0 & -(u_0 - Y_r)/u_0 & g \cos \theta_0 / u_0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r}/u_0 \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_a \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix} \quad (III.83)$$

Les dérivées dimensionnelles de stabilité latérale-directionnelle sont représentées dans le tableau ci-dessous [1] :

Dérivée	Unité (S.I)	Dérivée	Unité (S.I)
$Y_{\beta} = C_{Y\beta}QS/m$	m/s^2	$N_{\delta a} = C_{n\delta a}Q Sb/I_z$	s^{-2}
$Y_p = \frac{C_{Yp}b}{(2u_0)QS}/m$	m/s^2	$N_{\delta r} = C_{n\delta r}Q Sb/I_z$	s^{-2}
$Y_r = \frac{C_{Yr}b}{(2u_0)QS}/m$	m/s^2	$L_{\beta} = \frac{C_{l\beta}b}{(2u_0)Q Sb}/I_x$	s^{-2}
$Y_{\delta r} = C_{Y\delta r}QS/m$	m/s^2	$L_p = \frac{C_{lp}b}{(2u_0)Q Sb}/I_x$	s^{-1}
$N_{\beta} = C_{n\beta}Q Sb/I_z$	s^{-2}	$L_r = \frac{C_{lr}b}{(2u_0)Q Sb}/I_x$	s^{-1}
$N_p = \frac{C_{np}b}{(2u_0)Q Sb}/I_z$	s^{-1}	$L_{\delta a} = C_{l\delta a}Q Sb/I_x$	s^{-1}
$N_r = \frac{C_{nr}b}{(2u_0)Q Sb}/I_z$	s^{-1}	$L_{\delta r} = C_{l\delta r}Q Sb/I_x$	s^{-1}

Tableau (III.2) : Les dérivées dimensionnelles de stabilité latérale

La solution de cette équation peut être déterminée de la même manière que celle du mouvement longitudinal. L'équation caractéristique est obtenue par :

$$[\lambda_r I - A] = 0 \tag{III.84}$$

I et A sont la matrice d'identité et de stabilité latérale-directionnelle.

L'équation caractéristique est déterminée à partir de la matrice d'état A qui admet une solution quadratique suivante :

$$A\lambda^4 + B\lambda^3 + C\lambda^2 + D\lambda + E = 0 \tag{III.85}$$

A, B, C, D et E sont des coefficients qui sont fonctions des dérivés de stabilité, de masse et des caractéristiques d'inertie de l'avion.

Généralement, les racines de l'équation caractéristique latérale directionnelle admettent deux solutions réelles et une solution complexes.

La réponse d'avion à toute perturbation est caractérisée par les mouvements suivants :

- a) Un mouvement lentement convergent ou divergent, appelé le mode spirale ;
- b) Un mouvement fortement convergent, appelé le mode roulis ;
- c) Un mouvement oscillant et légèrement atténué ayant une basse fréquence, appelé le mode roulis hollandais.

IV. Introduction :

Les systèmes peuvent présenter une précision insuffisante, de l’instabilité, un temps de réponse trop lent, un dépassement trop important, des vibrations, une grande sensibilité aux perturbations. Pour cela, il est nécessaire de corriger leurs comportements à l’aide de l’asservissement. Le système asservi doit comporter un réseau correcteur (contrôleur) dont l’objectif est de respecter les performances du système asservi. Le rôle de l’ingénieur consiste précisément à dimensionner un correcteur ayant une fonction de transfert telle que sa combinaison avec celle du système à asservir assure les performances attendues [9].

IV.1. Techniques de contrôle :

Le contrôle d’un drone nécessite une bonne connaissance de son système. Une bonne modélisation est très importante. Un drone est un système non linéaire. Il est possible de le contrôler de façons linéaire ou bien non linéaire. De nombreuses techniques de contrôle existent. Une bonne technique doit éliminer tout risque d’instabilité et améliorer les performances (minimiser les erreurs en régime permanent, atténuer les oscillations) du drone afin d’obtenir la convergence la plus rapide possible.

Le tableau (IV.1) montre les différentes techniques linéaires et non linéaires qui sont décrites dans la littérature[20].

Techniques de contrôle linéaire
PID
Echelonnement de Gains (Gain scheduling)
LQR (LinearQuadraticRegulation)
SAS (System Augmentation System)
CAS (Control Augmentation System)
Saturation imbriquée (Nested Saturation)
Techniques de contrôle non linéaire
Inversion de la dynamique (Dynamic inversion)
Backstepping
Mode Glissant (Sliding Mode Control)

Tableau (IV.1) : Techniques de contrôle

IV.2. Techniques de contrôle linéaire :

IV.2.1. La commande PID :

La commande PID (proportionnel, Intégral et Dérivé). Les régulateurs PID sont probablement les plus largement utilisés dans le contrôle industriel. Même les systèmes complexes de contrôle industriel peut comporter un réseau de contrôle dont le principal élément de contrôle est un module de contrôle PID. Le régulateur PID est une simple implémentation de retour d'information (Feedback). Il a la capacité d'éliminer la compensation de l'état d'équilibre grâce à l'action intégrale et il peut anticiper le futur grâce à une action dérivée[20].

- **Structure de régulateur :**

Le comportement du régulateur proportionnel intégral dérivé (PID) standard peut être décrit par l'équation suivante :

$$u(t) = K_p + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (IV.1)$$

Où $u(t)$ désigne le signal de commande et $e(t)$ l'écart résultant de la différence entre la consigne et la grandeur à commander. Ainsi, le signal de commande découlant de l'algorithme décrit ci-dessus est composé de la somme de trois termes distincts qui, de par la fonction remplie, sont logiquement dénommés respectivement terme proportionnel, intégral et dérivé. Les paramètres du régulateur associés à ces différents termes sont le gain proportionnel K_p , la constante d'intégration K_i et la constante de dérivation K_d .

IV.2.1.a. Effet du correcteur P :

Une augmentation du gain entraîne une diminution de l'erreur statique, ce qui améliore la précision du système asservi. La stabilité du système asservi dépend également du gain K_p qui modifie l'emplacement des pôles puisque l'équation caractéristique :

$$1 + K_p G(s) = 0 \quad (IV.2)$$

Un correcteur proportionnel augmente la rapidité du système (effet souhaitable) mais il augmente aussi son instabilité (effet non souhaitable).

L'action Proportionnelle corrige de manière instantanée, rapide, tout écart de la grandeur à régler, elle permet de vaincre les grandeurs inerties du système. Afin de diminuer l'écart de réglage et rendre le système plus rapide, on augmente le gain mais, on est limité par la stabilité du système. Le régulateur P est utilisé lorsqu'on désire régler un paramètre dont la précision n'est pas importante [20].

IV.2.1.b. Effet du correcteur PI :

Une commande intégrale (**Ki**) aura l'effet d'éliminer l'erreur statique, mais elle peut rendre la réponse transitoire plus mauvaise. Il augmente le temps de réponse (système moins rapide) et augmente l'instabilité. L'action intégrale complète l'action proportionnelle. Elle permet d'éliminer l'erreur résiduelle en régime permanent. Afin de rendre le système plus dynamique (diminuer le temps de réponse), on diminue l'action intégrale mais, ceci provoque l'augmentation du déphasage ce qui provoque l'instabilité en boucle fermée. L'action intégrale

est utilisée lorsqu'on désire à voir en régime permanent, une précision parfaite, en outre, elle permet de filtrer la variable à régler d'où l'utilité pour le réglage des variables bruitées [20].

$$u(t) = K_p + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau \tag{IV.3}$$

IV.2.1.c.Effet du PID :

Une commande dérivée (**Kd**) aura l'effet d'augmenter la stabilité du système, de réduire le dépassement et d'améliorer la réponse transitoire. Le correcteur est un correcteur à avance de phase. Pour cela l'intérêt du correcteur PID est d'intégrer les effets positifs des trois correcteurs précédents. La détermination des coefficients **Kp, Ki, Kd** du correcteur PID permet d'améliorer à la fois la précision (**Ki et Kp**) la stabilité (**Kd**) et la rapidité (**Kd, Kp**)[20].

L'action Dérivée, en compensant les inerties dues au temps mort, accélère la réponse du système et améliore la stabilité de la boucle, en permettant notamment un amortissement rapide des oscillations dues à l'apparition d'une perturbation ou à une variation subite de la consigne. L'action D est utilisée dans l'industrie pour le réglage des variables lentes, elle n'est pas recommandée pour le réglage d'une variable bruitée ou trop dynamique. En dérivant un bruit, son amplitude risque de devenir plus importante que celle du signal utile.

$$u(t) = K_p + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \tag{IV.4}$$

En automatique, l'action de régulateur PID est généralement écrite dans le domaine de Laplace sous la forme d'une fonction de transfert H [20] :

$$H(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d \cdot s \tag{IV.5}$$

IV.2.2. Commande LQR :

On parle de commande linéaire quadratique : LQ ou LQR (lineair quadratic regulator) dont le système est linéaire et la commande est quadratique où la commande optimale est un retour d'état [16].

IV.2.2.1. Principe :

Considérons un système linéaire :

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax(t) + Bu(t) \\ y = Cx(t) \end{cases} \tag{IV.6}$$

La commande par retour d'état qui stabilise le système et minimise le critère LQ (minimise l'énergie de commande et accélère la vitesse de rejet de perturbation) :

$$\begin{aligned} J &= \int_0^\infty (y^T(t)Qy(t) + u^T(t)Ru(t))dt \\ &= \int_0^\infty (x^T(t)Q_x x(t) + u^T(t)Ru(t))dt \end{aligned} \tag{IV.7}$$

Avec $R > 0$, $Q \geq 0$ et $Q_x = C^T Q C$, Avec R et Q les matrices de pondération des commande et la sortie successivement s'écrit :

$$u(t) = -K_c x(t) \text{ Avec } K_c = R^{-1} B^T P_c$$

P_c solution positive (symétrique) de l'équation de **Riccati** (voir l'annexe B):

$$P_c A + A^T P_c - P_c B R^{-1} B^T P_c + Q_x = 0 \quad (IV.8)$$

Alors :

$$J_{min} = x_0^T P_c x_0 \quad (x_0: \text{état initial à } t=0)$$

IV.3. Techniques de contrôle non linéaire :

Les lois de commande classiques sont très efficaces dans le cas des systèmes linéaires à paramètres constants. Pour des systèmes non linéaires ou ayant des paramètres non constants, ces lois de commande peuvent être insuffisantes car elles ne sont pas robustes surtout lorsque les exigences sur la précision et autres caractéristiques dynamiques du système sont strictes.

On doit faire appel à des lois de commande insensibles aux variations des paramètres, aux perturbations et aux non linéarités. Les lois de commande dite à structure variable constituent une solution à ces problèmes [8].

La commande à structure variable (CSV) est, par sa nature, une commande non linéaire, elle est basée sur la commutation de fonctions des variables d'état, utilisées pour créer une variété ou hyper surface de glissement, dont le but est de forcer la dynamique du système à correspondre avec celle définie par l'équation de l'hyper surface. Quand l'état est maintenu sur cette hyper surface, le système se trouve en régime glissant. Sa dynamique est insensible aux perturbations extérieures et paramétriques tant que les conditions du régime glissant sont assurées.

Dans la pratique, l'utilisation de cette technique de commande a été longtemps limitée par les oscillations liées aux commutations de la commande et qui peuvent se manifester sur les grandeurs asservies. Depuis, de nombreuses solutions ont été proposées permettant de réduire ces oscillations : augmentation de la fréquence de commutation, commande continue dans une bande autour de la variété de glissement ou décomposition de la commande en une composante continue de basse fréquence et une commande discontinue de haute fréquence.

IV.3.1. Commande par mode Glissant :

La technique des modes glissants consiste à amener la trajectoire d'état d'un système vers la surface de glissement et de la faire commuter à l'aide d'une logique de commutation appropriée autour de celle-ci jusqu' au point d'équilibre, d'où le phénomène de glissement.

La trajectoire des états dans le plan de phase est constituée de trois parties distinctes représentées dans la figure suivante [13] :

- **Le mode de convergence (MC)**

C'est le mode durant lequel la variable à régler se déplace à partir de n'importe quel point initial dans le plan de phase et tend vers la surface de commutation $S(x) = 0$. Ce mode est caractérisé par la loi de commande et le critère de convergence.

- **Le mode de glissement (MG)**

C'est le mode durant lequel la variable d'état a atteint la surface de glissement et tend vers l'origine du plan de phase. La dynamique de ce mode est caractérisée par la détermination de la surface de glissement $S(x) = 0$

- **Le mode du régime permanent (MRP)**

Ce mode est ajouté pour l'étude de la réponse de système autour de son point d'équilibre (origine de plan de phase) il est caractérisé par la qualité et les performances de la commande.

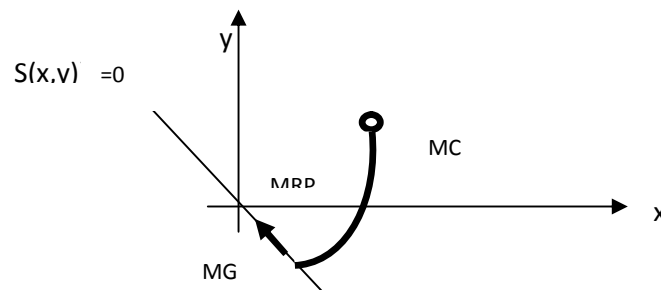


Figure (IV.1) : Différents mode pour la trajectoire dans le plan de phase

Conception de la commande par mode glissant :

Les avantages de la commande par mode glissant sont importants et multiples : la haute précision, la bonne stabilité, la simplicité, l'invariance, la robustesse...etc. Ceci lui permet d'être particulièrement adaptée pour les systèmes ayant un modèle imprécis.

Ce type de commande peut être utilisé d'une manière tout à fait analogue, non seulement en régulation, mais dans les problèmes de poursuite de trajectoire ou de poursuite de modèle.

La conception de la commande par mode de glissement prend en compte les problèmes de stabilité et de bonnes performances de façon systématique dans son approche. En général, pour réaliser ce type de commande trois étapes doivent être effectuées [13]:

- Le choix des surfaces ;
- Détermination des conditions d'existence et de convergence ;
- Synthèse des lois de commande du régime glissant.

IV.3.1.1. Choix de surface de glissement :

Le choix de la surface de glissement concerne non seulement le nombre nécessaire de ces surfaces, mais également leurs formes en fonction de l'application et de l'objectif visé. Généralement pour un système défini par l'équation d'état suivante :

$$\dot{x} = A x(t) + Bu(t) \tag{IV.9}$$

Le nombre des surfaces de glissement est choisi égal à la dimension du vecteur de commande $u(t)$. La surface de glissement est une fonction scalaire telle que la variable à régler glisse sur cette surface et tend vers l'origine du plan de phase, chacune présente des meilleurs performances pour une application donnée.

La surface la plus utilisée pour obtenir l'origine de glissement est donné par J.J.Slotine qui permet de garantir la convergence de l'état vers sa référence, est défini par :

$$S(x) = \left(\frac{\partial}{\partial t} + \lambda_x\right)^{r-1} e(x) \tag{IV.10}$$

x : Variable à régler.

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

$$e(x) = x^* - x \tag{IV.11}$$

λ_x : Une constante positive qui interprètera la bande passante du contrôleur désiré.

r : degré relative égale au nombre de fois qu'il faut dériver la sortie pour faire apparaître la commande.

IV.3.1.2. Conditions de convergence et d'existence :

Les conditions d'existence et de convergence sont les critères qui permettent aux différentes dynamiques du système de converger vers la surface de glissement et d'y rester indépendamment de la perturbation. Il existe deux considérations pour assurer le mode de convergence :

a- La fonction discrète de la commutation :

C'est la première condition de la convergence, elle est proposée et étudiée par EMILYANOV et UTKIN. Il s'agit de donner à la surface une dynamique convergente vers zéro.

$$\begin{aligned} \dot{S}(x) &> 0 \text{ si } S(x) < 0 \\ \dot{S}(x) &< 0 \text{ si } S(x) > 0 \end{aligned} \tag{IV.12}$$

Cette condition peut être formulée comme suit :

$$\dot{S}(x)S(x) < 0 \tag{IV.13}$$

b- La fonction de LYAPUNOV :

La fonction de LYAPUNOV est une scalaire positive ($U(x)>0$) pour les variables d'état du système. La loi de commande doit faire décroître cette fonction. Cette dernière est utilisée pour estimer les performances de la commande, l'étude de la robustesse et pour garantir la stabilité des systèmes non linéaires [16].

En définissant la fonction de LYAPUNOV par :

$$U(x) = \frac{1}{2}S^2(x). \tag{IV.14}$$

La dérivée de cette fonction est :

$$\dot{U}(x) = \dot{S}(x)S(x). \tag{IV.15}$$

Pour que la fonction $U(x)$ puisse décroître, il suffit d'assurer que sa dérivée soit négative. Ceci n'est vérifié que la condition(IV.13) est vérifiée. L'équation (IV.14) montre que le carré de la distance vers la surface, mesurée par $S^2(x)$, diminue tout le temps et la trajectoire du système à se diriger vers la surface des deux côtés.

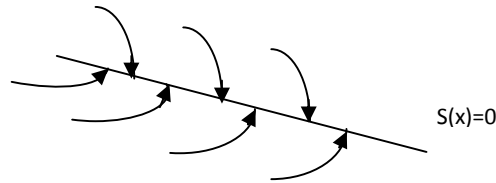


Figure (IV.2) : Trajectoire de l'état vers la surface

IV.3.1.3. Calcul de la commande :

Définition des grandeurs de la commande :

Lorsque le régime glissant est atteint, la dynamique du système est indépendante de la loi de la commande qui n'a pour but de maintenir les conditions de glissement, c'est pour cette raison que la surface est déterminée indépendamment de la commande. Maintenant, il reste à déterminer la commande nécessaire pour attirer la trajectoire d'état vers la surface et ensuite vers son point d'équilibre en maintenant les conditions d'existence du mode de glissement.

L'obtention d'un régime de glissement suppose une commande discontinue. La surface de glissement devrait être attractive des deux côtés. De ce fait, si cette commande discontinue est indispensable, il n'empêche nullement qu'une partie continue lui soit ajoutée.

La partie continue en effet amener à réduire autant que nous voulons l'amplitude de la partie discontinue. En présence d'une perturbation, la partie discontinue a essentiellement pour but de vérifier les conditions d'attractivité.

Dans ce cas, la structure d'un contrôleur par mode glissant est constituée de deux parties, une concernant la linéarisation exacte u_{eq} et l'autre stabilisante u_n .

$$u(t) = u_{eq}(t) + u_n \quad (IV.16)$$

u_{eq} correspond à la commande proposée par FILIPOV, elle sert à maintenir la variable à contrôler sur la surface de glissement $S(x)$. La commande équivalente est déduite en considérant que la dérivée de la surface est nulle $\dot{S}(x) = 0$. Elle peut être interprétée comme étant un retour d'état particulier jouant le rôle d'un signal de commande appliqué sur le système à commander. Ainsi, la commande est discontinue et elle est commutée à fréquence élevée entre u_{max} et u_{min} , alors que u_{eq} est la valeur moyenne de ce signal continu modulé en largeur comme est montré par la figure (IV.3) :

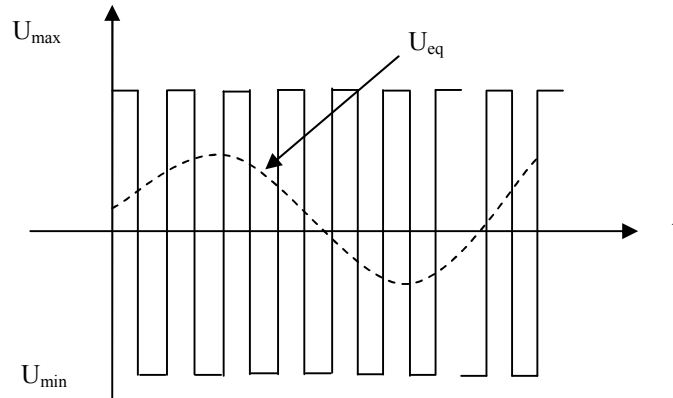


Figure (IV.3) : Valeur continue U_{eq} prise par la commande lors de la commutation entre U_{max} et U_{min}

La commande u_n est déterminée pour garantir l'attractivité de la variable à contrôler vers la surface et pour satisfaire la condition : $\dot{S}(x)S(x) < 0$

Détermination de la commande :

Pour mettre en évidence le développement précédent, nous considérons un système défini dans l'espace d'état par l'équation (IV.9) il s'agit de trouver l'expression analogique de la commande u .

$$\dot{S}(x) = \frac{\partial S}{\partial t} = \frac{\partial S}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial t} \tag{IV.17}$$

En remplaçant (IV.9) et (IV.13) dans (IV.17), nous trouvons :

$$\dot{S}(x) = \frac{\partial S}{\partial x} [A(x, t) + B(x, t)u_{eq}(t)] + \frac{\partial S}{\partial x} [B(x, t)u_n] \tag{IV.18}$$

Durant le mode de glissement et le régime permanent, la surface est nulle et par conséquent, sa dérivée et la partie discontinue sont aussi nulles. D'où nous déduisons l'expression de la commande équivalente :

$$u_{eq} = - \left[\frac{\partial S}{\partial x} B(x, t) \right]^{-1} \left[\frac{\partial S}{\partial x} A(x, t) \right] \tag{IV.19}$$

$$u_n = 0$$

Pour que la commande équivalente puisse prendre une valeur finie, il faut que :

$$\frac{\partial S}{\partial x} B(x, t) \neq 0 \tag{IV.20}$$

Durant le mode de convergence, et en remplaçant la commande équivalente par son expression dans (IV.18) nous trouvons la nouvelle expression de la dérivée de la surface :

$$\dot{S}(x) = \frac{\partial S}{\partial x} B(x, t)u_n \tag{IV.21}$$

Et la condition d'attractivité exprimée par (IV.13) devient :

$$\dot{S}(x)S(x) = S(x) \frac{\partial S}{\partial x} B(x, t)u_n < 0 \tag{IV.22}$$

Afin de satisfaire cette condition, le signe de u_n doit être opposé à celui de $S(x) \frac{\partial S}{\partial x} B(x, t)$ dans ce cas la commande u_n s'écrit comme suit :

$$u_n = - \left[\frac{\partial S}{\partial x} B(x, t) \right]^{-1} k * \text{signe}(S(x)) \quad (IV.23)$$

En remplaçant l'expression de u_n dans (IV.22) on obtient :

$$\dot{S}(x)S(x) = -k \text{signe}(S(x)) \quad (IV.24)$$

Le gain k est choisi positif pour satisfaire la condition (IV.24). Si k est choisi très petit, le temps de réponse sera très long par contre s'il est choisi très grand nous aurons de fortes sollicitations de l'organe de commande.

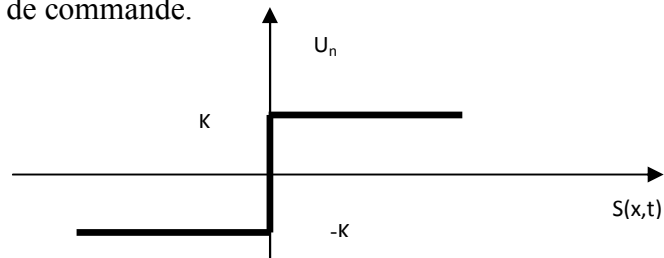


Figure (IV.4) : Définition de la commande signe

IV.3.1.4. Phénomène de réticence ou Chattering :

Le problème des régimes glissants est que la commande est discontinue sur la surface de glissement et par conséquent, elle va commuter régulièrement et ceci à chaque traversé de cette surface, ceci à une fréquence théoriquement infinie. La figure montre l'effet de la réticence dans la convergence du système.

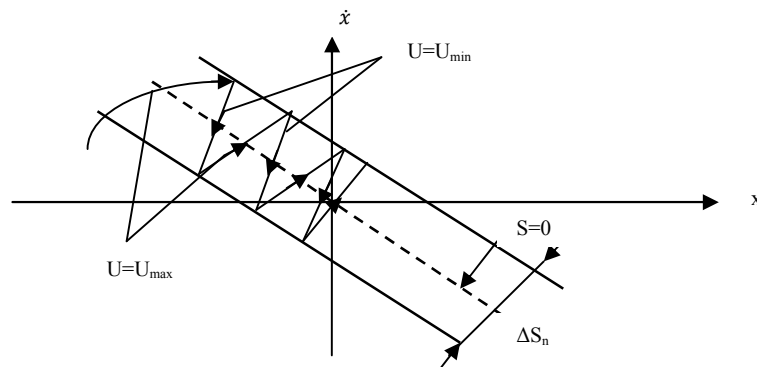


Figure (IV.5) : Démonstration du phénomène de Chattering

Pour remédier à ce problème la fonction signe est remplacée par une fonction saturation adéquate qui filtre les hautes fréquences.

On donne ci-dessous un exemple de la fonction de saturation figure (IV.6).

- **Fonction SAT :**

$$\begin{cases} Sat(S) = 1 \text{ si } S > \mu \\ Sat(S) = -1 \text{ si } S < -\mu \\ Sat(S) = \frac{S}{\mu} \text{ si } |S| < \mu \end{cases} \quad (IV.25)$$

Avec μ : un paramètre petit et positif.

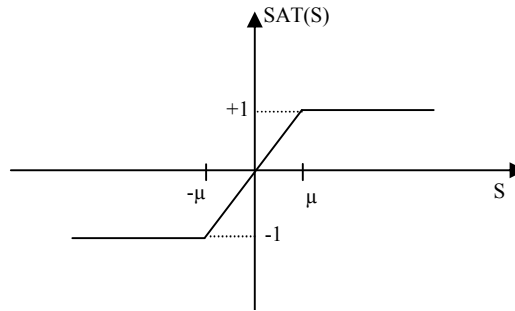


Figure (IV.6) : Fonction SAT

IV.3.2. Backstepping :

Le backstepping est une technique de contrôle non-linéaire qui combine le choix d'une fonction de LYAPUNOV avec une rétroaction. La méthode consiste à transformer des variables d'états intermédiaires en des entrées virtuelles qui vont commander d'autres variables d'états. Les avantages de cette technique sont sa récursivité. Son effort de commande minimum et sa structure en cascade qui permet de diviser un système d'ordre élevé en plusieurs systèmes plus simples d'ordre inférieur [14].

IV.3.2.1. Principe du Backstepping :

Soit un système non linéaire de la forme [14]:

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 &= f_0(x_0) + g_0(x_0)x_1 \\ \dot{x}_1 &= f_1(x_0, x_1) + g_1(x_0, x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 &= f_2(x_0, x_1, x_2) + g_2(x_0, x_1, x_2)x_3 \\ \dot{x}_k &= f_k(x_0, x_1, x_2, \dots, x_k) + g_k(x_0, x_1, x_2, \dots, x_k)u \end{aligned} \quad (IV.26)$$

Où :

x_i : sont les variables d'état du système.

u : est l'entrée du système.

Lors du Backstepping, ce système va être transformé pour donner :

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 &= f_0(x_0) + g_0(x_0)e_1 \\ \dot{e}_1 &= f_1(x_0, e_1) + g_1(x_0, e_1)e_2 \\ \dot{e}_2 &= f_2(x_0, e_1, e_2) + g_2(x_0, e_1, e_2)e_3 \\ \dot{x}_k &= f_k(x_0, e_1, e_2, \dots, e_k) + g_k(x_0, e_1, e_2, \dots, e_k)u \end{aligned} \quad (IV.27)$$

Où :

e_i : sont les variables virtuelles du système.

u : est l'entrée du système.

L'ordre i du système dépend du nombre de fois qu'il faut dériver une variable virtuelle jusqu'à obtenir l'entrée du système.

Le principe de Backstepping est illustré par ce système d'ordre 2 :

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 &= f_0(x_0) + g_0(x_0)e_1 \\ \dot{x}_1 &= u \end{aligned} \quad (IV.28)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 &= (f_0(x_0) + g_0(x_0)x_{1des})x_0 + g_0(x_0)(x_1 - x_{1des}) \\ \dot{x}_1 &= u \end{aligned} \quad (IV.29)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 &= (f_0(x_0) + g_0(x_0)x_{1des})x_0 + g_0(x_0)e_1 \\ \dot{e}_1 &= u - x_{1des} \end{aligned} \tag{IV.30}$$

La représentation sous forme de bloc est donnée par la figure (IV.7) :

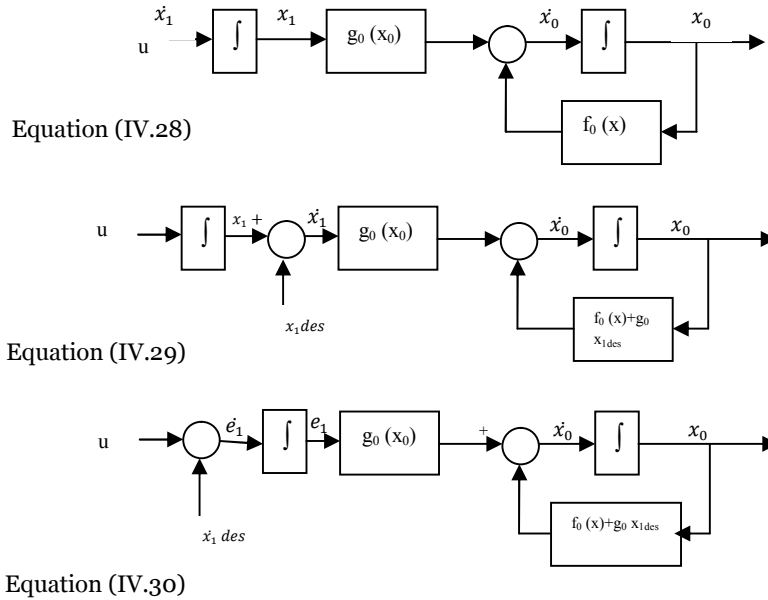


Figure (IV.7) : Principe de Backstepping

Le démarche est de créer une entrée virtuelle e_1 afin d'avoir une équation linéaire.

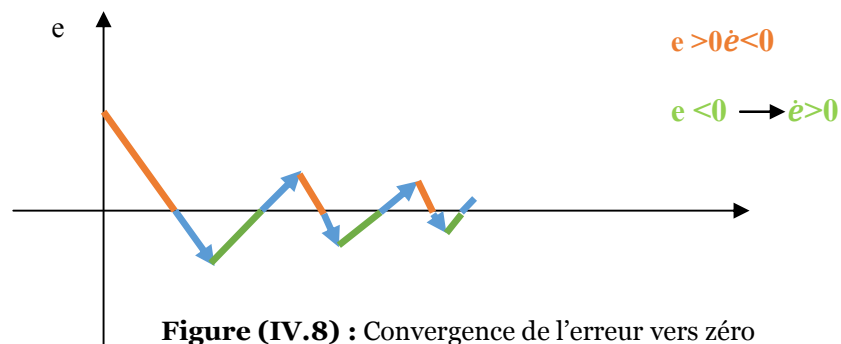
La méthode du « Backstepping » tient son nom du passage de l'étape b à l'étape c lorsque la variable virtuelle x_{1des} fait un « step back » par rapport à l'intégrateur.

Afin de faire converger les variables virtuelles vers zéro, le principe mathématique est de s'assurer que la dérivée de la variable virtuelle est toujours égale à une constante multipliée par la valeur négative de la variable virtuelle. Ce principe est illustré par l'équation :

$$\dot{e} = -ke \tag{IV.31}$$

k : est un gain positif.

Ce principe mathématique est illustré à la figure (IV.8) :



- ✓ Lorsque l'erreur est positive, il faut que la dérivée de l'erreur soit négative.
- ✓ Lorsque l'erreur est négative, il faut que la dérivée de l'erreur soit positive.

Nous abordons dans ce chapitre le problème de la stabilité et du guidage du point de vue dynamique c'est-à-dire l'analyse du mouvement du drone soumis à des perturbations ou à des actions sur les commandes principales : gouverne de profondeur, gouverne de direction, ailerons et la manette du gaz. Il est à noter que ce ne sont pas les seules commandes qui peuvent être utilisées mais dans cette étude, le choix a été porté sur ces commandes.

V.1. Description générale du drone :

Le BLUE BIRD ou « oiseau bleu », représenté sur les schémas 1-3, est un avion tricycle radio-contrôlé. Il est construit avec du bois, de la mousse, des matériaux composites, et du métal. Il est actionné par un moteur d'essence « Sachs-Dolmar » de 3.7 pouces cubes qui conduit les 24 propulseurs en bois bipales. Il est commandé par une opération sur des impulsions codés et modulés de neuf canaux à 72.710 MHz. Pour augmenter la fiabilité, le BLUE BIRD a deux récepteurs qui partagent la commande des avions. Le récepteur de gauche commande l'aileron gauche, l'élévateur, et l'allumage gauches de moteur et à bord les équipements électroniques, alors que le récepteur de droite commande l'aileron droit, l'élévateur, et le gouverne de direction, la direction de roue avant, et la commande de puissance, ce drone peut voler dans la portée optique pendant approximativement 1.5 heure.

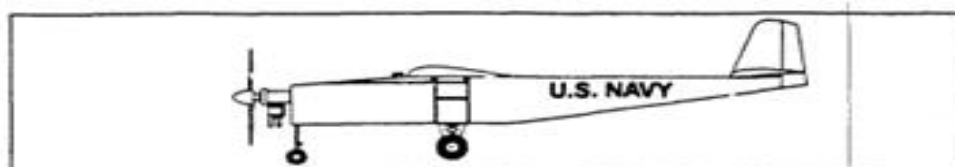


Figure 1
Side View

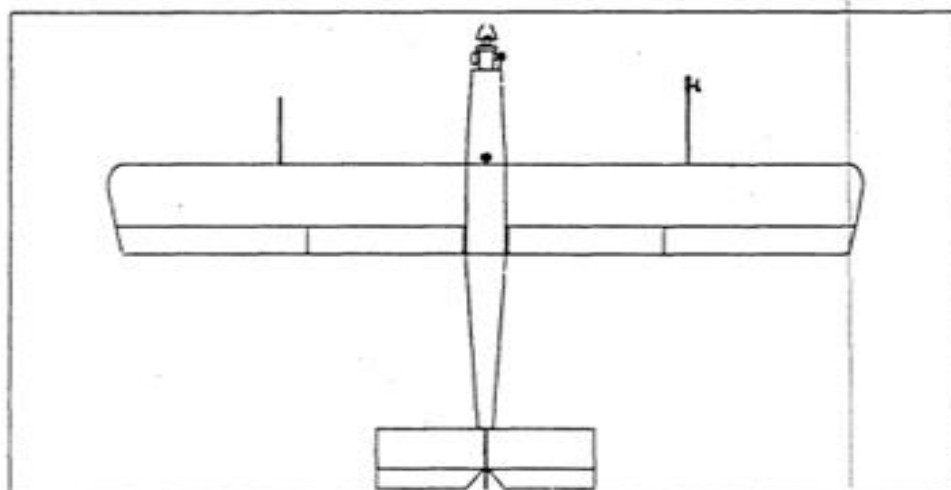


Figure 2
Top View

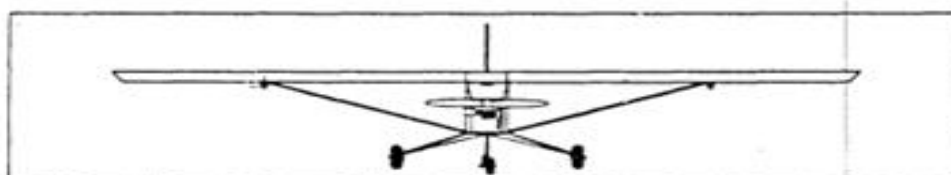


Figure 3
Front View

V.2. Dérivés de stabilité :

Les évaluations initiales des dérivés de stabilité du drone ont été faites à partir les caractéristiques physiques des avions tels que des données d'aile, des mesures géométriques, des positions relatives des composants d'avions, la masse, et le poids.

Le Tableau ci-dessous décrit les caractéristiques physiques de drone :

Paramètre	Valeur
Longueur	9.48 ft
Taille	3.04 ft
Surface	4.701 ft ²
Corde moyenne	1.802 ft
Envergure	12.42 ft
Poids	57.79 lbs
Vitesse	88 ft/s
Altitude	800 ft MSL
Densité	0.002327 slugs/ft ³
Centre de gravité	27% de bord d'attaque
AOA	3.8 degrés

Tableau(V.1) : Les caractéristiques physiques

V.2.1. Les coefficients aérodynamiques :

CDu	0.0094	C _{Yβ}	-0.3100
CDo	0.0311	C _{Yp}	0
CLu	0	C _{Yr}	0.0967
CLo	0.2866	C _{Lβ}	-0.0330
CDα	0.137	C _{Lp}	-0.3579
CLα	4.1417	C _{Lr}	0.0755
Cmu	0	C _{Nβ}	0.0484
Cmα	-1.0636	C _{Np}	-0.0358
Cm $\dot{\alpha}$	-4.679	C _{Nr}	-0.0526

CHAPITRE V : Simulation et interprétation de résultats

Cmq	-11.6918	$C_{Y\delta a}$	0
Cz δ	0.143	$C_{Y\delta r}$	0.0697
Cm δ	-1.2242	$C_{L\delta a}$	0.2652
Cx δ	-0.0650	$C_{L\delta r}$	0.0028
		$C_{N\delta a}$	-0.0258
		$C_{N\delta r}$	-0.0326

Tableau(V.2) : Les caractéristiques aérodynamiques du drone

V.2.2. Les dérivées de la stabilité :

Xu	-0.0914s ⁻¹	Y β	-34.8021ft/s ²
Zu	-0.7323s ⁻¹	Yp	0 ft/s ²
Mu	0 s ⁻¹	Yr	0.7663 ft/s ²
Xw	0.1911s ⁻¹	L β	-6.5787 ft/s ²
Zw	-5.3310 s ⁻¹	Lp	-5.0281 ft/s ²
Mw	-0.3325 s ⁻¹	Lr	1.06013 ft/s ²
M \dot{w}	-0.0150 s ⁻¹	N β	6.0593 ft/s ²
Mq	-3.2928 s ⁻¹	Np	-0.3167 ft/s ²
X δ	-7.2961ft/s ²	Nr	-0.4647 ft/s ²
Z δ	-46.368 ft/s ²	Y $_{sa}$	0 s ⁻²
M δ	-33.673 ft/s ²	Y $_{sr}$	-7.8282 s ⁻²
		L $_{sa}$	52.7966 s ⁻²
		L $_{sr}$	0.5589 s ⁻²
		N $_{sa}$	-3.2375 s ⁻²
		N $_{sr}$	-4.0900 s ⁻²

Tableau(V.3) : Les dérivées dimensionnelles du drone

V.3. Le système linéaire :

V.3.1. Le mode longitudinal :

A partir des données présentées sous forme des tableaux dans les pages ci-dessus, la représentation du système en espace d'état dans le cas de vol longitudinal est :

$$\dot{x} = Ax + Bu \tag{V.1}$$

$$y = Cx + Du$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0914 & 0.1911 & 0 & -32.22 \\ -0.7323 & -5.3310 & 88 & 0 \\ 0.0110 & -0.2526 & -4.6106 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -7.3077 & 0 \\ 46.4317 & 0 \\ -34.3694 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \\ \delta_T \end{bmatrix} \tag{V.2}$$

$$y = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \\ \delta_T \end{bmatrix}$$

L'équation caractéristique de ce système est:

$$A\lambda^4 + B\lambda^3 + C\lambda^2 + D\lambda + E = 0 \tag{V.3}$$

La détermination des coefficients permet d'écrire cette équation sous la forme suivante:

$$\lambda^4 + 10.03\lambda^3 + 47.86\lambda^2 + 5.09\lambda + 7.844 = 0 \tag{V.4}$$

Le calcul du discriminant « R » à travers le critère de Routh utilisé pour la détermination de la stabilité est donné par :

$$R = D(B * C - A * D) - B^2 \tag{V.5}$$

Comme $E > 0$ et $R > 0$ alors, il n'y a pas de mode instable pour ce drone.

Mode courte période :

Les valeurs propres de l'équation caractéristique sont:

$$\lambda_{1,2} = -4.9800 \pm 4.7079i \tag{V.6}$$

Il existe deux pôles complexes et conjugués dont la pulsation naturelle est :

$$\omega_n = 6.8531 \tag{V.7}$$

Le coefficient d'amortissement

$$\varepsilon = 0.7267 \tag{V.8}$$

Le temps de réponse est : $t_s = \frac{4}{|-4.9800|} = 0.8032 \text{ s}$; (V.9)

Ce résultat caractérise le mode courte période : faible période et forte amortissement, il affecte les angles de tangage et l'incidence.

Mode longue période ou phygoïde :

Les valeurs propres de l'équation caractéristique sont:

$$\lambda_{3,4} = -0.0365 \pm 0.4071i \quad (V.10)$$

Deux pôles complexes et conjugués avec la pulsation naturelle :

$$\omega_n = 0.4087 \text{ rad/s} \quad (V.11)$$

Le coefficient d'amortissement : $\varepsilon = 0.0893$ (V.12)

Le temps de réponse :

$$t_s = \frac{4}{|-0.0365|} = 109.589 \text{ s} ; \quad (V.13)$$

Il est appelé le mode longue période ou phygoïde qui est caractérisé par une grande période et faible amortissement, il affecte la vitesse linéaire u.

Les valeurs propre sont à parties réelles négatives alors le vol longitudinal est stable.

V.3.1.1. Les fonctions du transfert pour le cas du vol longitudinal :

$$G(s) = C(SI - A)^{-1}B \quad (V.14)$$

$$G(s) = \begin{bmatrix} G_{11} & G_{12} \\ G_{21} & G_{22} \\ G_{31} & G_{32} \\ G_{41} & G_{42} \end{bmatrix} \quad (V.15)$$

$$G_{11}(s) = \frac{u(s)}{\delta(s)} = \frac{-7.308s^3 - 63.78s^2 + 228.2s + 6278}{s^4 + 10.01s^3 + 47.86s^2 + 5.09s + 7.844}$$

$$G_{21}(s) = \frac{w(s)}{\delta(s)} = \frac{46.43s^3 - 2801s^2 + 239.1s - 794.5}{s^4 + 10.03s^3 + 47.86s^2 + 5.09s + 7.844} \quad (V.16)$$

$$G_{31}(s) = \frac{q(s)}{\delta(s)} = \frac{-34.37s^3 - 198.2s^2 - 24.3s}{s^4 + 10.03s^3 + 47.86s^2 + 5.09s + 7.844}$$

$$G_{41}(s) = \frac{\theta(s)}{\delta(s)} = \frac{-34.37s^2 - 198.2s + 24.3}{s^4 + 10.03s^3 + 47.86s^2 + 5.09s + 7.844}$$

Avec :

$\delta(s)$ la commande de la gouverne de profondeur « élévateur ».

Les fonctions du transfert sont :

$$G_{12}(s) = \frac{u(s)}{\delta_T(s)} = 0 \quad (V.17)$$

$$G_{22}(s) = \frac{w(s)}{\delta_T(s)} = 0$$

$$G_{32}(s) = \frac{q(s)}{\delta_T(s)} = 0$$

$$G_{42}(s) = \frac{\theta(s)}{\delta_T(s)} = 0$$

Avec :

$\delta_T(s)$ la commande de poussée.

V.3.2. Le mode latéral-directionnel :

La représentation du système dans le cas de vol latéral-directionnel sous forme d'espace d'état est :

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (V.18)$$

$$y = Cx + Du$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.3955 & 0 & -0.9913 & 0.3656 \\ -6.5697 & -5.0281 & +1.0670 & 0 \\ 6.0638 & -0.3165 & -0.4650 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \varphi \end{bmatrix} \quad (V.19)$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 & 0.0889 \\ 52.7966 & 0.5574 \\ -3.2324 & -4.0843 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix}$$

$$y = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \varphi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (V.20)$$

Avec : δ_a la commande de la gouverne de gauchissement.

δ_r La commande de la gouverne de direction.

CHAPITRE V : Simulation et interprétation de résultats

L'équation caractéristique du système est :

$$\lambda^4 + 5.889\lambda^3 + 10.86\lambda^2 + 35.74\lambda - 1.235 = 0 \quad (\text{V.21})$$

Le mode de roulis:

$$\lambda_1 = -5.1385 \quad (\text{V.22})$$

La valeur propre stable qui caractérise le roulis pur, ce dernier affecte les deux variables: la vitesse de roulis et l'angle de roulis.

Le temps de réponse : $t_s = \frac{4}{|-5.1385|} = 0.7784 \text{ s.}$ (V.23)

Le mode de roulis hollandais :

Les deux pôles complexes et conjugués qui caractérisent le mode roulis hollandais « dutch roll » sont :

$$\begin{aligned} \lambda_2 &= -0.3921 + 2.6222i \\ \lambda_3 &= -0.3921 - 2.6222i \end{aligned} \quad (\text{V.24})$$

La pulsation naturelle est : $\omega_n = 2.6514 \text{ rad/s}$ (V.25)

Le coefficient d'amortissement est donné par : $\varepsilon = 0.148$ (V.26)

Le temps de réponse pour ce mode : $t_s = \frac{4}{|-0.3921|} = 10.2014 \text{ s ;}$ (V.27)

Ce mode est bien amortie et stable, il présente des oscillations de lacet couplées avec des oscillations de roulis.

Le mode spiral :

$$\lambda_4 = 0.0342 \quad (\text{V.28})$$

Ce pôle est instable, il caractérise le mode spiral.

Le temps de réponse est : $t_s = \frac{4}{|0.0342|} = 116.95$ (V.29)

Il affecte la vitesse de lacet et l'angle de dérapage.

V.3.2.1. Les fonctions du transfert pour le cas du vol latéral-directionnel :

Les fonctions de transfert dont l'entrée est les ailerons sont :

$$\begin{aligned} G_{11}(s) &= \frac{\beta(s)}{\delta_a(s)} = \frac{3.204s^2 + 51.98s + 7.723}{s^4 + 5.889s^3 + 10.86s^2 + 35.74s - 1.235} \\ G_{12}(s) &= \frac{p(s)}{\delta_a(s)} = \frac{52.8s^3 + 42s^2 + 304.7s}{s^4 + 5.889s^3 + 10.86s^2 + 35.74s - 1.235} \\ G_{13}(s) &= \frac{r(s)}{\delta_a(s)} = \frac{-3.232s^3 - 34.24s^2 + 13.04s + 109.3}{s^4 + 5.889s^3 + 10.86s^2 + 35.74s - 1.235} \\ G_{14}(s) &= \frac{\varphi(s)}{\delta_a(s)} = \frac{52.8s^2 + 42s + 304.7}{s^4 + 5.889s^3 + 10.86s^2 + 35.74s - 1.235} \end{aligned} \tag{V.30}$$

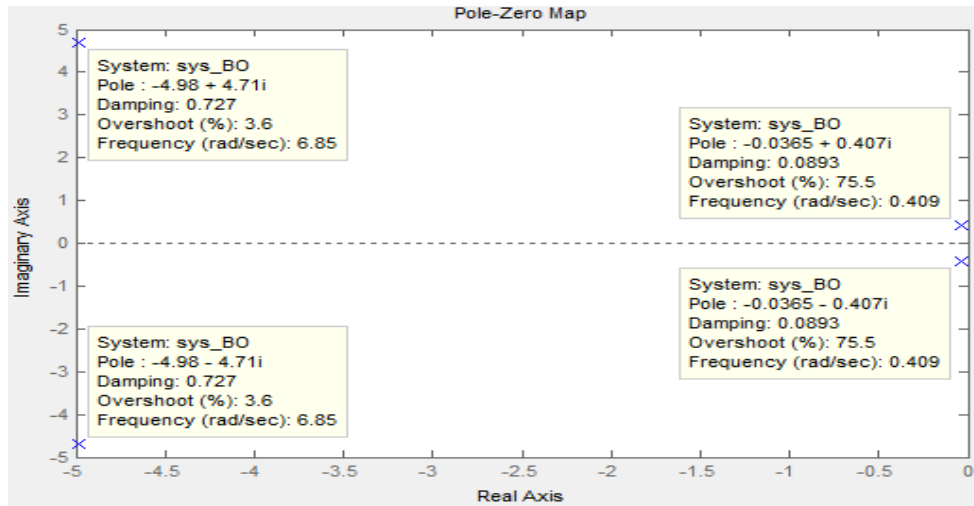
Les fonctions de transfert dont l'entrée est la gouverne de direction « rudder » sont :

$$\begin{aligned} G_{21}(s) &= \frac{\beta(s)}{\delta_r(s)} = \frac{0.08892s^3 + 4.537s^2 + 20.97s - 1.489}{s^4 + 5.889s^3 + 10.86s^2 + 35.74s - 1.235} \\ G_{22}(s) &= \frac{p(s)}{\delta_r(s)} = \frac{0.5574s^3 + 4.437s^2 - 24.56s}{s^4 + 5.889s^3 + 10.86s^2 + 35.74s - 1.235} \\ G_{23}(s) &= \frac{r(s)}{\delta_r(s)} = \frac{-4.084s^3 - 21.79s^2 - 5.295s - 8.575}{s^4 + 5.889s^3 + 10.86s^2 + 35.74s - 1.235} \\ G_{24}(s) &= \frac{\varphi(s)}{\delta_r(s)} = \frac{0.5574s^2 + 4.437s - 24.56}{s^4 + 5.889s^3 + 10.86s^2 + 35.74s - 1.235} \end{aligned} \tag{V.31}$$

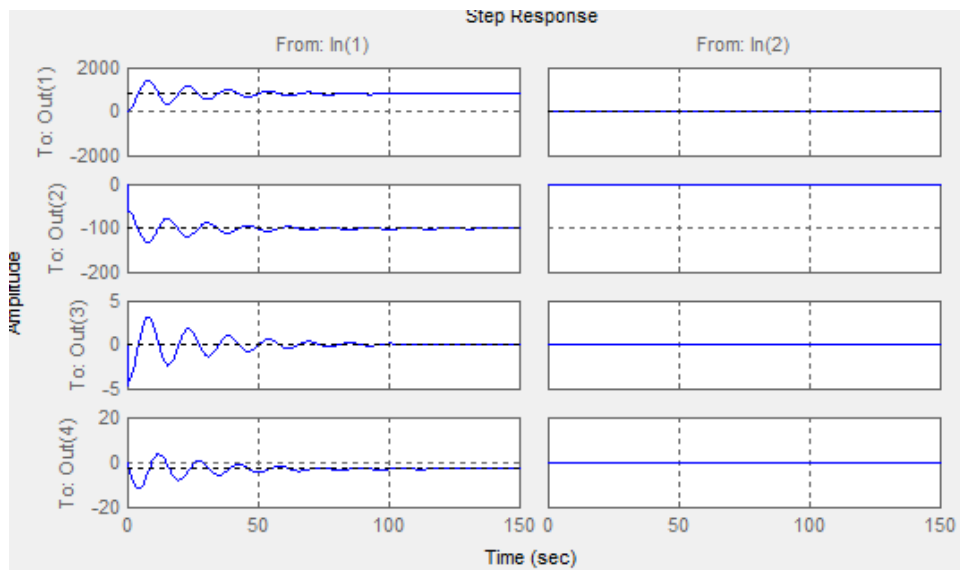
V.3.3. La Simulation et interprétation des résultats :

V.3.3.1. Cas de vol longitudinal :

- *Interprétation en utilisant « MATLAB » :*



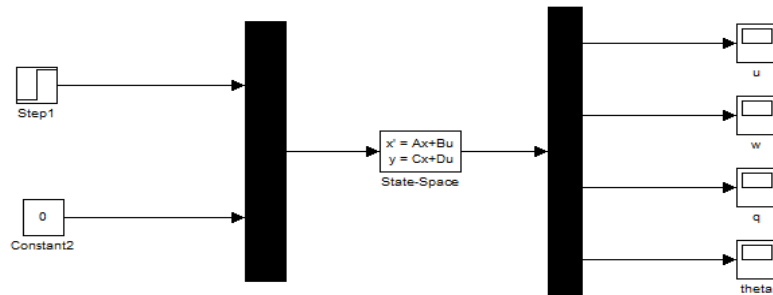
Figure(V.1) : Les pôles du mode longitudinal



Figure(V.2) : La réponse du système longitudinal

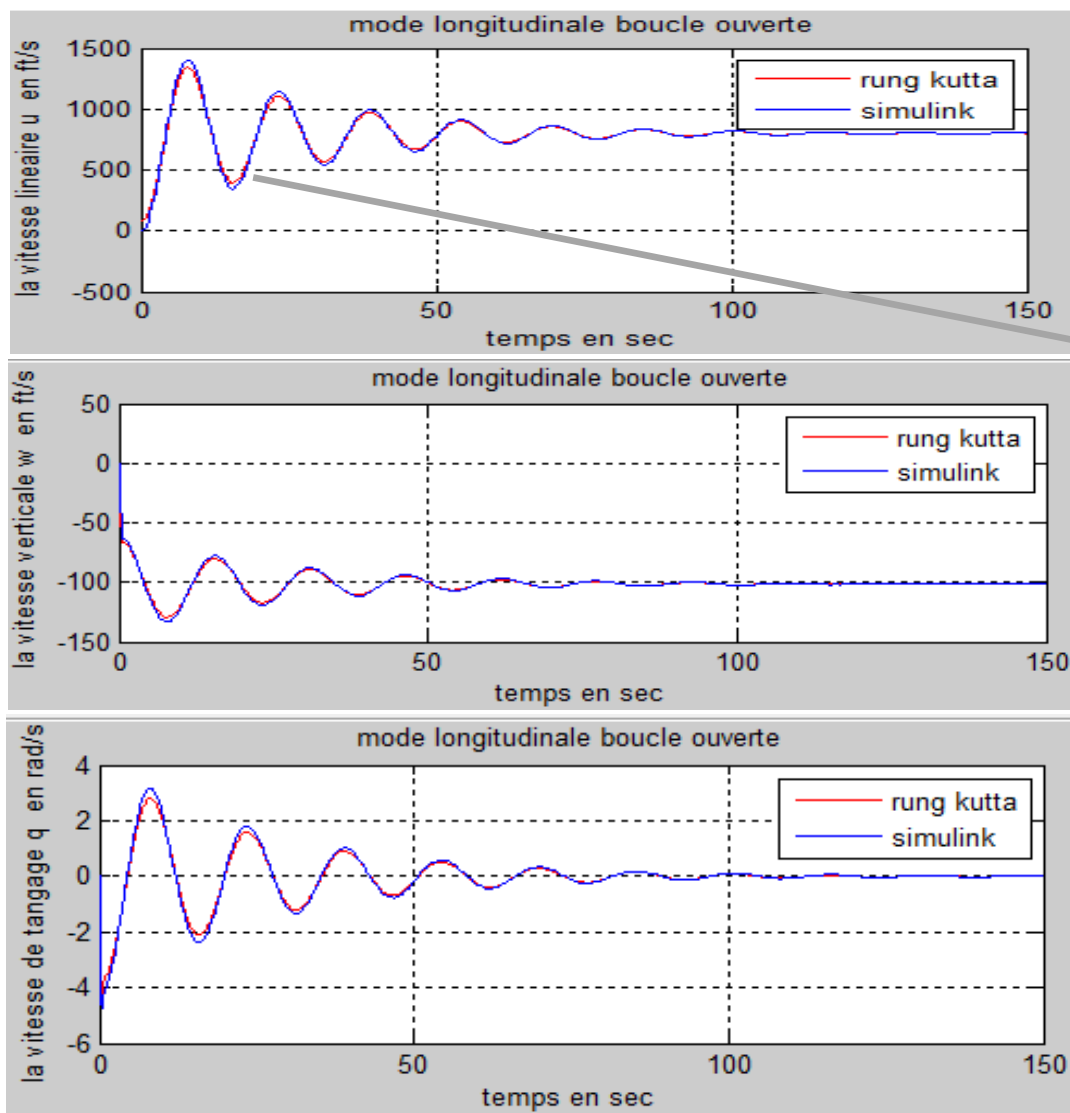
- *Interprétation en utilisant « Simulink » et Runge-Kutta 4 :*

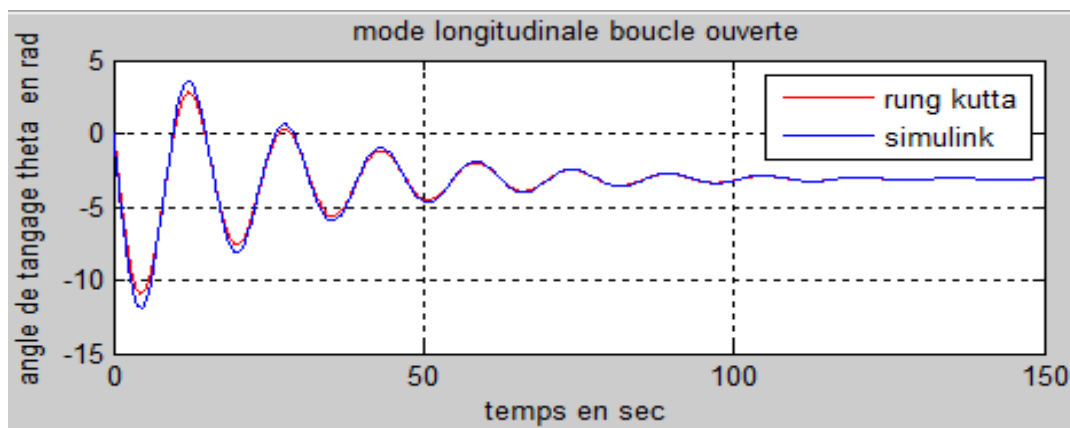
Dans ce qui suit, les simulations du mouvement longitudinal est faite en boucle ouverte. On applique le signal d'entrée échelon sur la commande de profondeur comme illustré par la figure(V.3)



Figure(V.3) : La simulation du mode longitudinal en boucle ouverte

Les réponses indicielles du système (u, w, q et θ) sont présentées par la figure (V.4) :





Figure(V.4) : Les réponses du mode longitudinal en boucle ouverte

Les figures montrent les évolutions de la vitesse « u », de l'angle de tangage « θ », de la vitesse de tangage et la vitesse verticale, on remarque que l'effet du mode short période qui est un mode apériodique bien amorti dominé par l'angle d'incidence et la vitesse de tangage, par contre le mode phygoïde se caractérise par des variations de la vitesse linéaire « u » et l'angle de tangage.

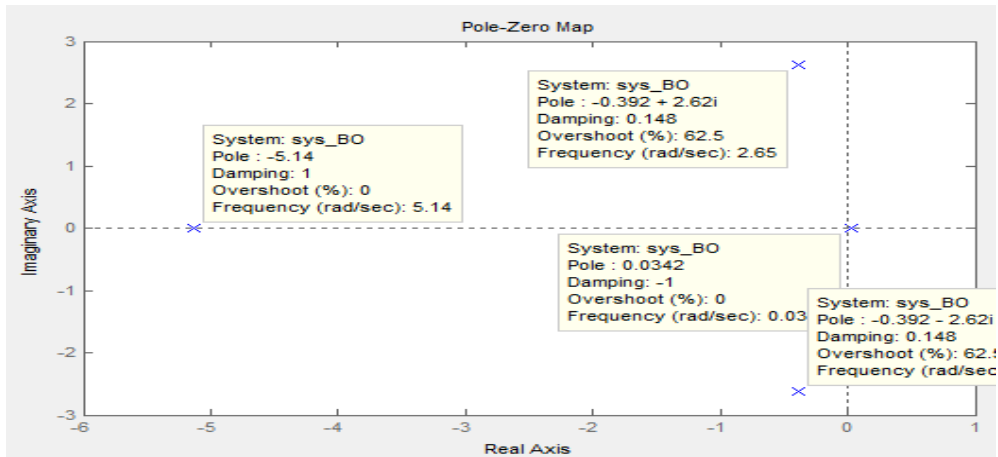
Il est difficile de maintenir la stabilité du système car les pôles sont très proche de l'axe imaginaire ce qui peut conduire à l'instabilité de l'avion.

	Le temps de réponse	Temps de monté	Erreur statique	dépassement
La vitesse u	102	2.67	1	75.6
La vitesse w	78.8	3.4	1	31
La vitesse q	102	0	0	inf
L'angle θ	106	0.589	3.1	284

Tableau(V.4) : Performances de régulation en mode longitudinal

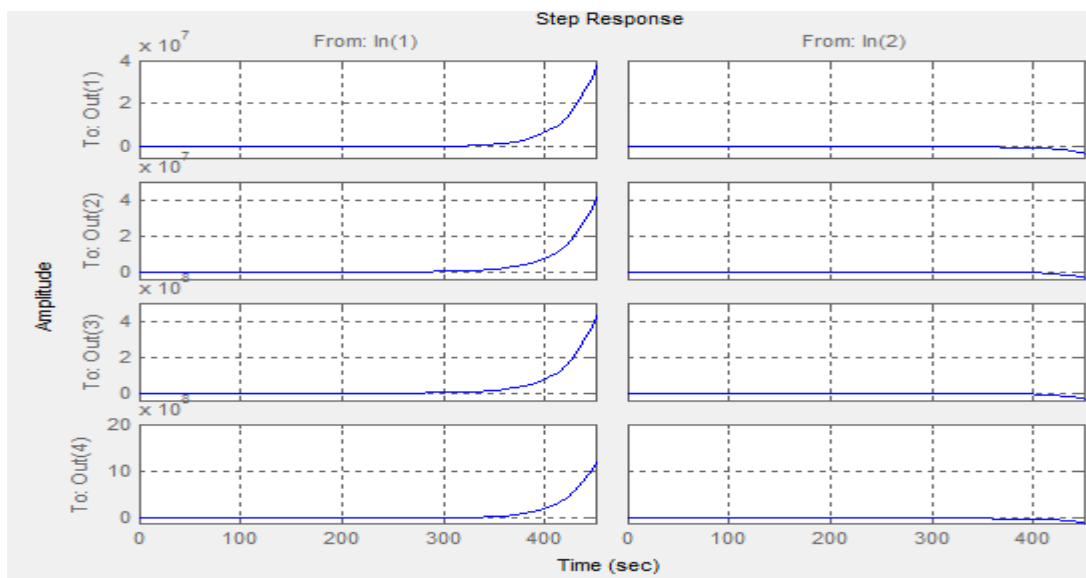
V.3.3.2. Cas de vol latéral directionnel :

- *Interprétation utilisant « MATLAB » :*



Figure(V.5) : Les pôles du mode latéral directionnel

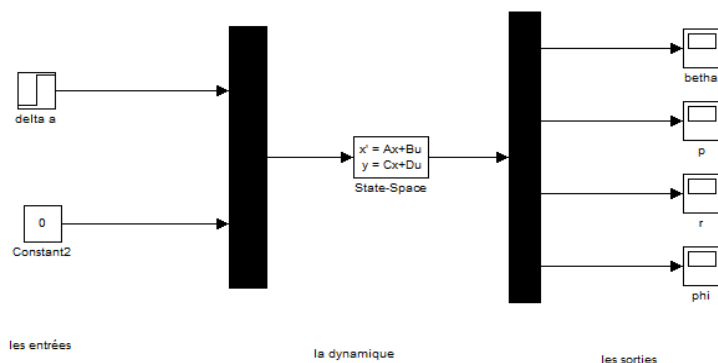
- On applique le signal d'entrée échelon sur la commande de gauchissement puis sur la commande de gouverne de direction.



Figure(V.6) : La réponse du système latéral directionnel

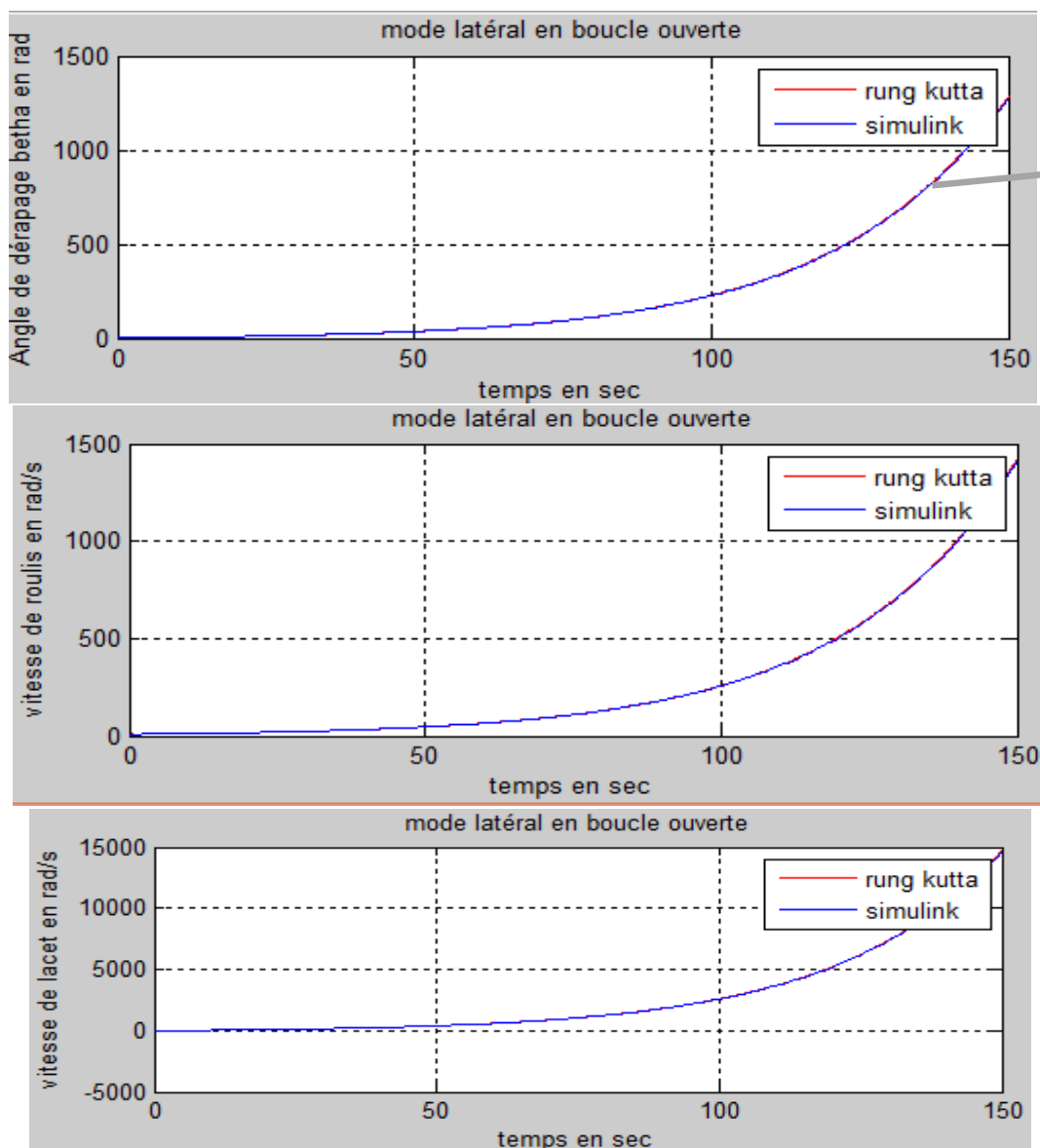
CHAPITRE V : Simulation et interprétation de résultats

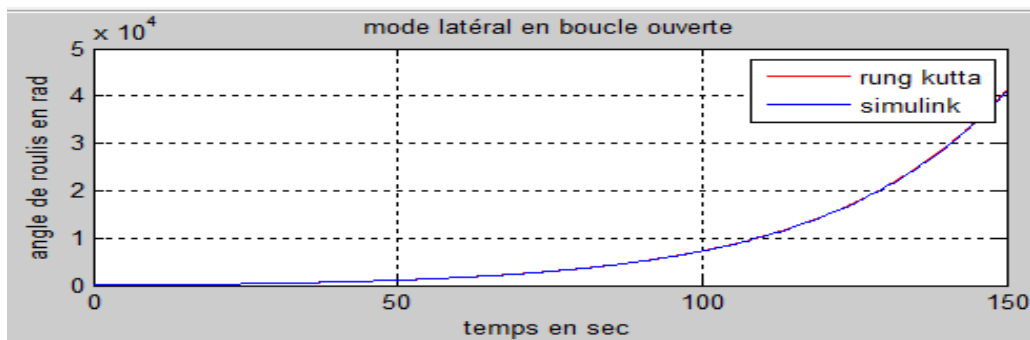
- Interprétation utilisant « Simulink » et Runge-Kutta 4 :



Figure(V.7) : La simulation du mode latéral directionnel en boucle ouverte avec une entrée δ_a

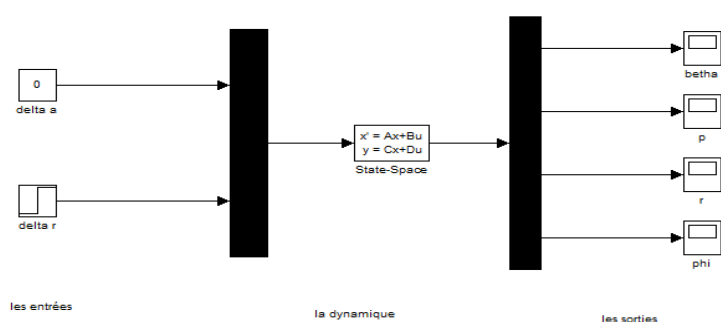
- La commande de la gouverne de gauchissement :



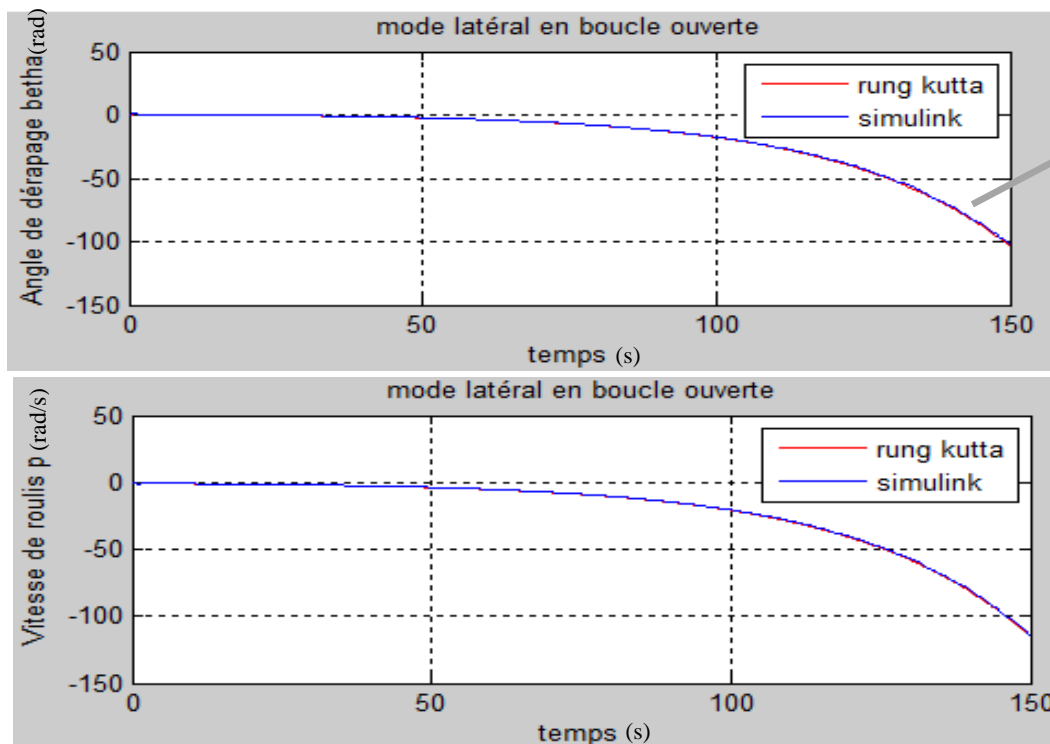


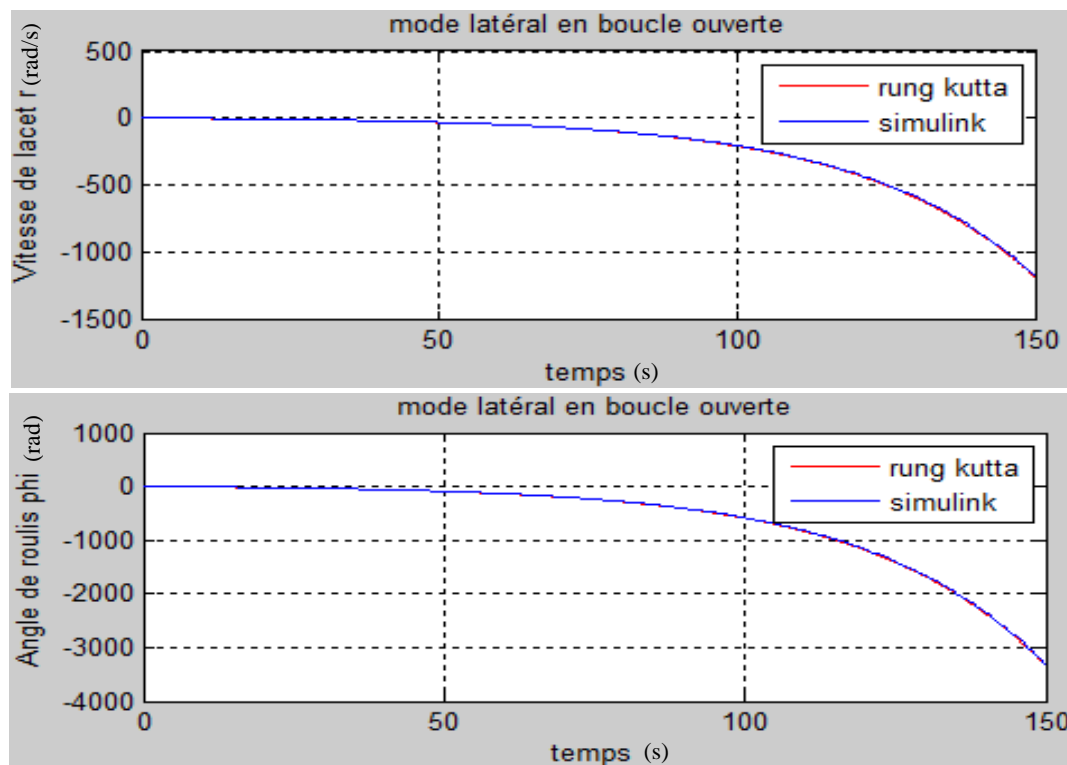
Figure(V.8) : La réponse du système latéral directionnel à partir Simulink

➤ La commande de la gouverne de direction :



Figure(V.9) : La simulation du mode latéral directionnel avec une entrée de rudder





Figure(V.10) : Les résultats du Simulink de système latéral directionnel en boucle ouverte

On peut remarquer que la stabilité interne du système n'est pas garantie, avec cette propriété, l'avion peut répondre facilement au control.

V.4. Le système non linéaire :

Après avoir analysé la dynamique linéaire dans le cas longitudinal et latéral-directionnel du vol, cette fois-ci nous intéressons au modèle non linéaire de la dynamique de vol. Ce modèle est beaucoup plus complexe que le précédent, mais il est plus réaliste en cas de vol.

V.4.1. Les équations non linéaires :

L'identification de l'ensemble des forces (X, Y, Z) et des moments (L, M, N) appliquées à un avion et le principe fondamentale de la dynamique permet d'aboutir aux six équations dynamiques suivantes :

$$\begin{aligned}
 X &= m(\dot{U} + QW - RV + g \sin \theta) \\
 Y &= m(\dot{V} + RU - PW - g \cos \theta \sin \varphi) \\
 Z &= m(\dot{W} + PV - QU - g \cos \theta \cos \varphi) \\
 L &= \dot{P}I_x - I_{xz}(\dot{R} + PQ) + (I_z - I_y)QR \\
 M &= \dot{Q}I_y - I_{xz}(P^2 - R^2) + (I_x - I_z)PR \\
 N &= \dot{R}I_z - I_{xz}\dot{P} + PQ(I_y - I_x) + I_{xz}QR
 \end{aligned}
 \tag{V.15}$$

CHAPITRE V : Simulation et interprétation de résultats

Avec ces équations, nous pouvons exprimer explicitement les dérivés des vitesses ($\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}, \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}$) :

- Dérivée de vitesse sur l'axe x : $\dot{U} = \frac{X}{m} - QW + RV - g \sin \theta$
- Dérivé de vitesse sur l'axe y : $\dot{V} = \frac{Y}{m} - RU + PW + g \cos \theta \sin \varphi$
- Dérivé de vitesse sur l'axe z : $\dot{W} = \frac{Z}{m} - PV + QU + g \cos \theta \cos \varphi$

(V.16)

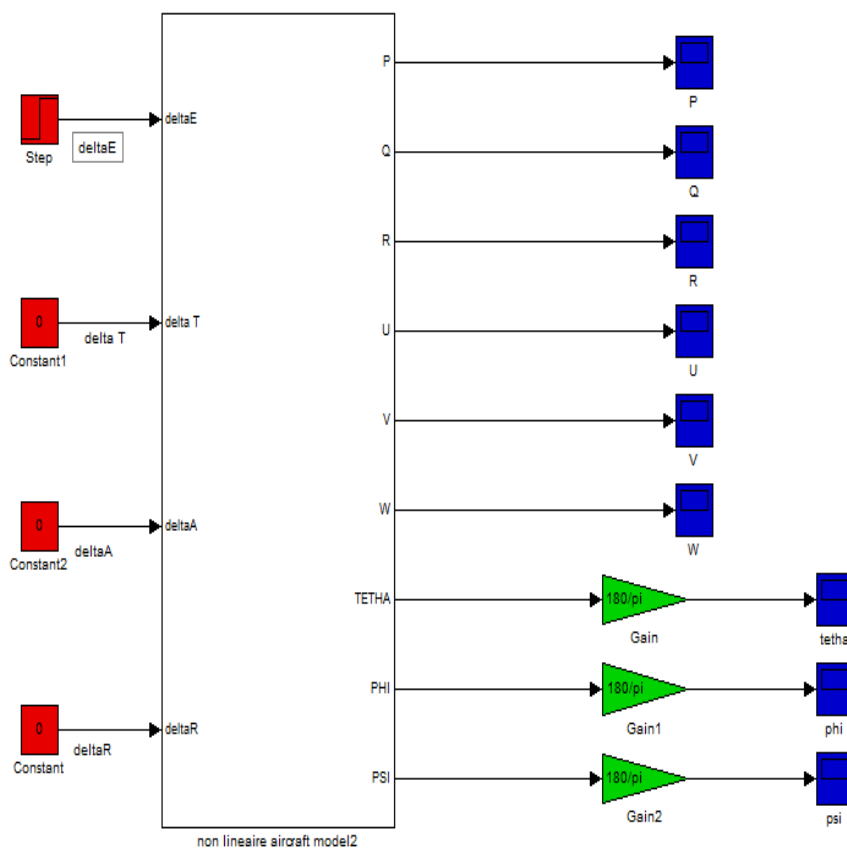
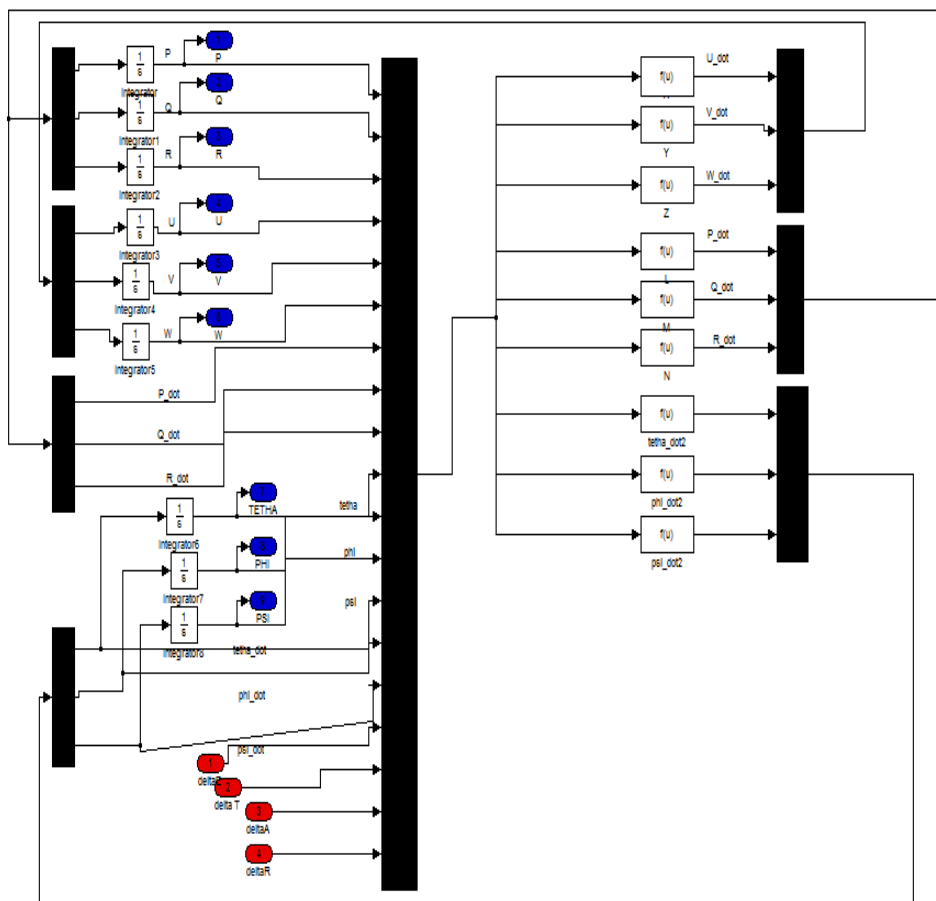
Nous avons besoin également de ces expressions qui sont fonctions des entrées pour agir sur le modèle :

$$\begin{aligned} \frac{X}{m} &= X_u(U - U_0) + X_w W + X_{\delta_e} \delta_e \\ \frac{Y}{m} &= Y_v V + Y_{\delta_a} \delta_a + Y_{\delta_r} \delta_r \\ \frac{Z}{m} &= Z_u(U - U_0) + Z_w W + Z_{\delta_e} \delta_e \end{aligned} \quad (V.17)$$

Alors :

$$\begin{aligned} \dot{u} &= X_u (u - u_0) + X_w w + X_{\delta_e} \delta_e + RV - QW - g \sin \theta \\ \dot{v} &= Y_v v + PW - RV + g \cos \theta \sin \varphi + Y_{\delta_a} \delta_a + Y_{\delta_r} \delta_r \\ \dot{w} &= Z_u (u - u_0) + Z_w w - PV + QU + g \cos \theta \cos \varphi + Z_{\delta_e} \delta_e \\ \dot{p} &= L_v V + L_p P + L_r R + L_{\delta_a} \delta_a + L_{\delta_r} \delta_r - \left(\frac{I_z}{I_x} \right) PQ - \left(\frac{I_y}{I_x} \right) QR \\ \dot{q} &= M_u (u - u_0) + M_w w + M_{\dot{w}} [Z_u (u - u_0) + Z_w w - PV + QU + \\ &g \cos \theta \cos \varphi + Z_{\delta_e} \delta_e] + M_q Q + M_{\delta_e} \delta_e - \left(\frac{I_x - I_z}{I_y} \right) PR \\ \dot{r} &= N_v V + N_p P + N_r R + N_{\delta_a} \delta_a + N_{\delta_r} \delta_r - \left(\frac{I_y - I_x}{I_z} \right) PQ \\ \dot{\theta} &= Q \cos \varphi - R \sin \varphi \\ \dot{\varphi} &= P + R \tan \theta \cos \varphi + Q \tan \theta \sin \varphi \end{aligned} \quad (V.18)$$

Ce modèle est complexe, les neuf équations sont du côté droit du modèle et toutes les variables requises pour les équations sont du côté gauche. Premièrement, on aborde le calcul des dérivés des vitesses, puis on fait une intégration pour obtenir la nouvelle valeur de la vitesse sur chaque axe. C'est la raison pour laquelle nous utilisons beaucoup d'intégrateurs. Nous mettons ce modèle sous forme de bloque, ce qui permet d'obtenir le schéma suivant du modèle :



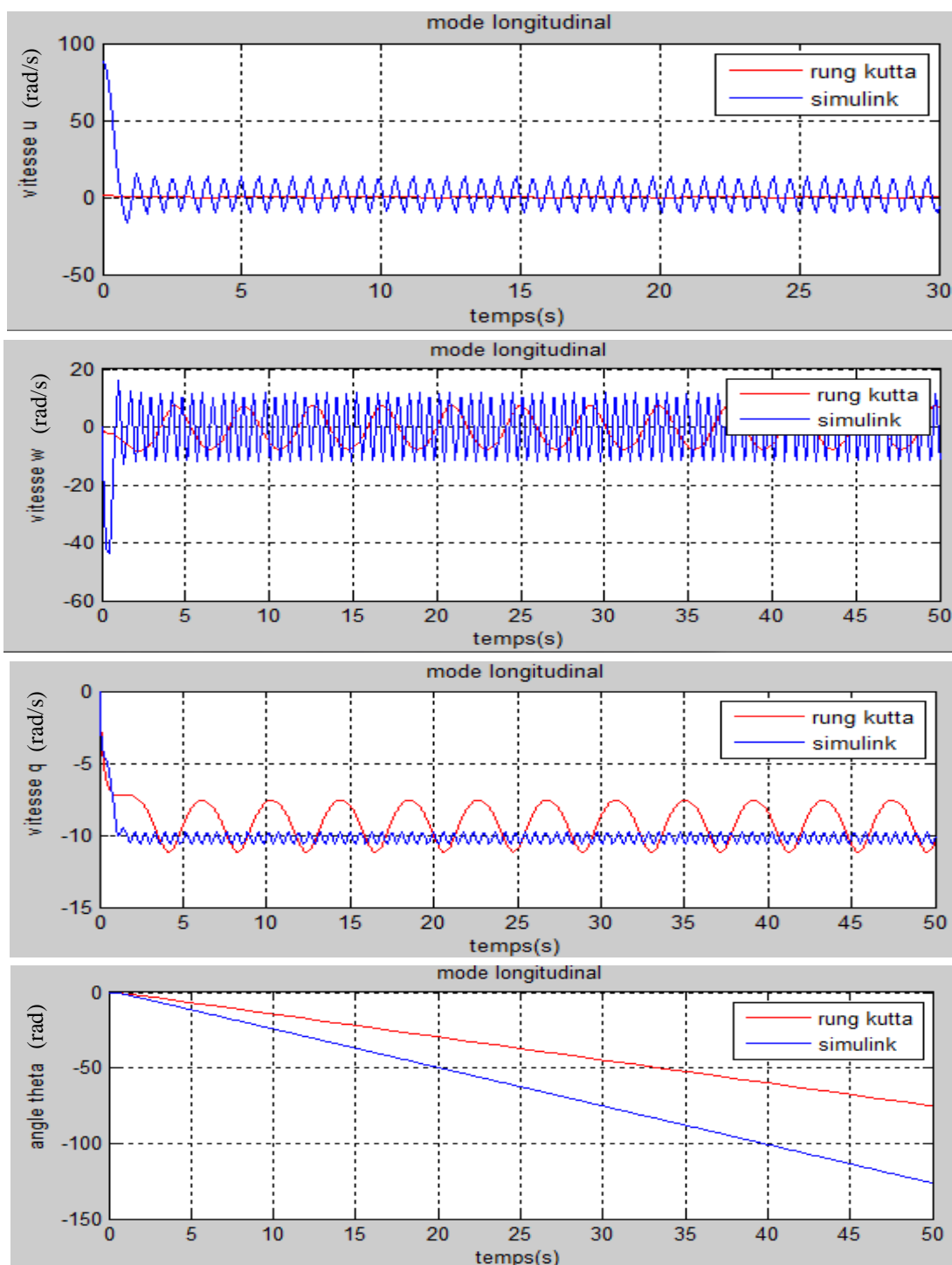
Figure(V.11) : Le modèle non linéaire

CHAPITRE V : Simulation et interprétation de résultats

Le modèle suivant est destiné au cas du vol longitudinal parce qu'il y a seulement une entrée différente de zéro : δ_e qui est l'action sur l'élévateur.

Mais, à la différence du modèle linéaire, nous pouvons facilement changer d'un vol longitudinal à un vol latéral et même combiner tous les deux, simplement en actionnant les entrées.

V.4.2. Test pour la dynamique longitudinale (Action sur l'élévateur) :



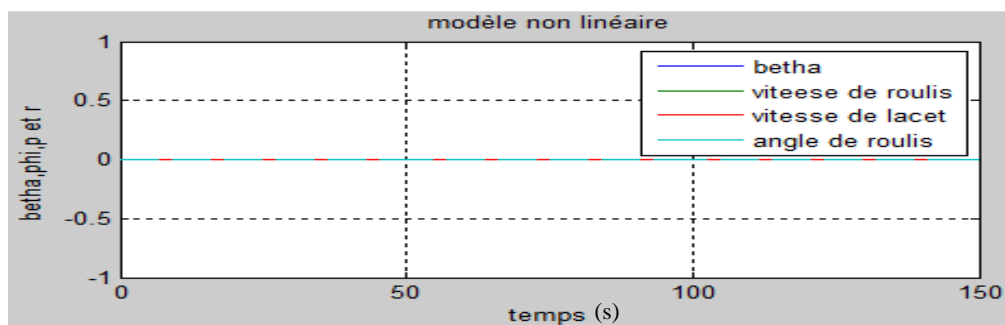


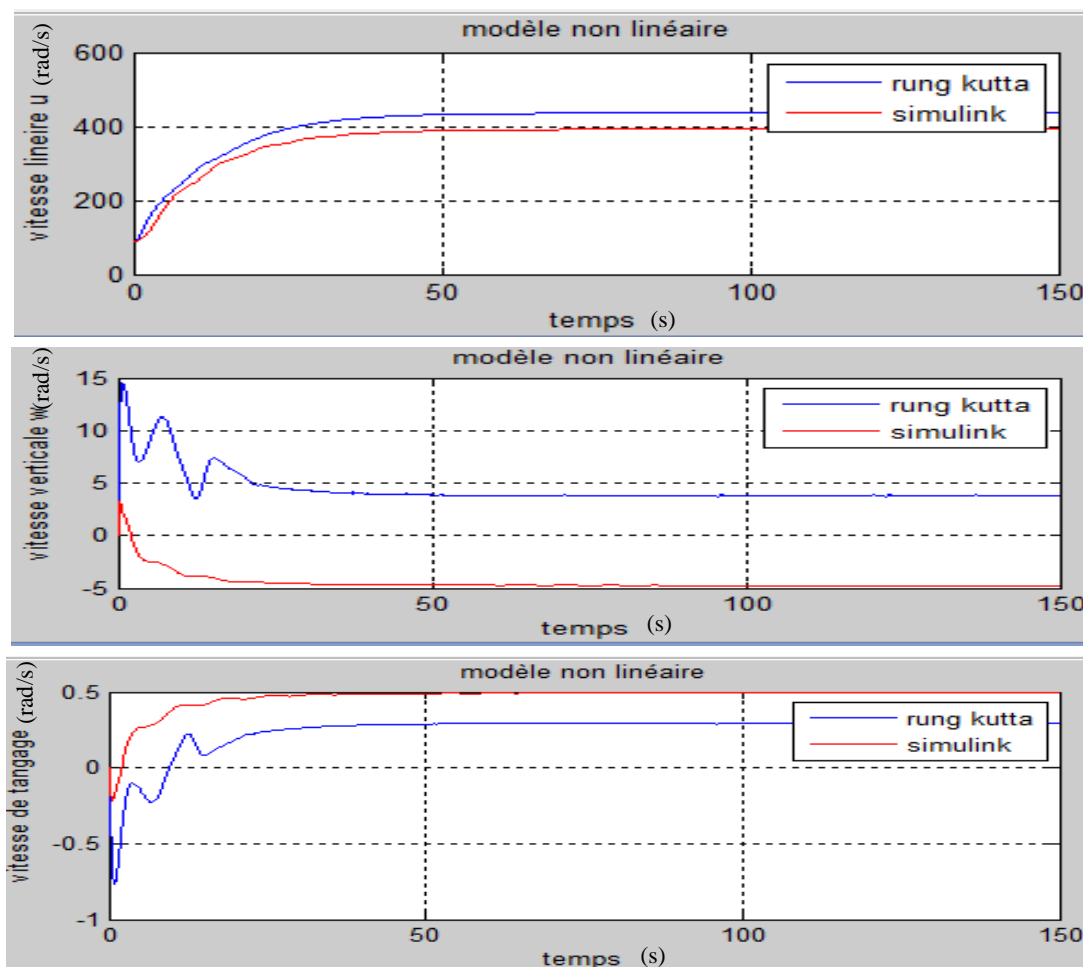
Figure (V.12) : La réponse du système longitudinal non linéaire

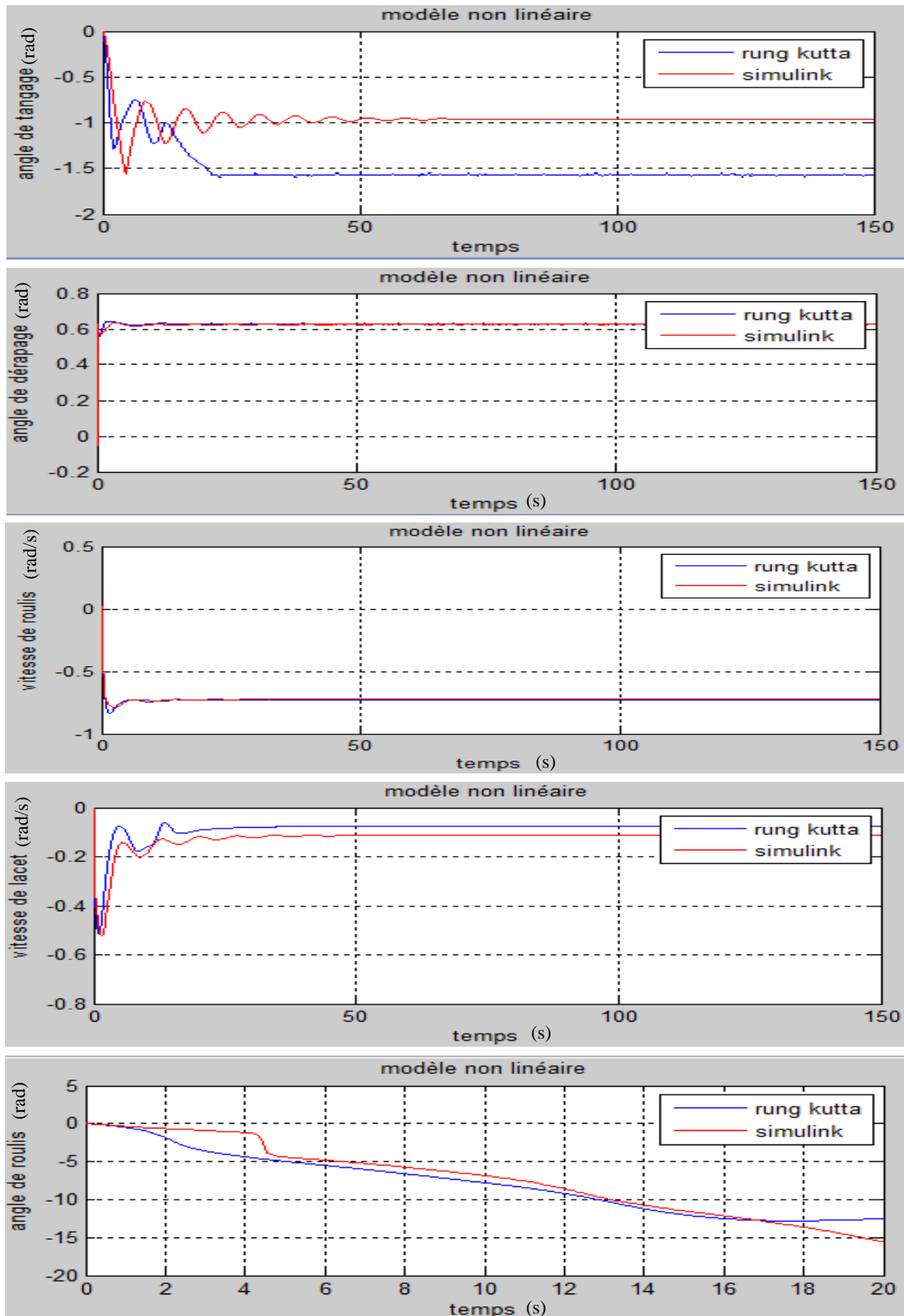
On peut remarquer une très légère différence entre les valeurs données par Rang Kutta et Simulink à cause de la puissance de calcul de ces deux outils très performants.

Les paramètres de vol latérale restent constants et nuls mais les paramètres de vol longitudinal sont légèrement différents que ceux du cas linéaire à cause des termes additionnels des équations non linéaires ce qui permet de changer les performances tels que le temps de réponse, le dépassement et le temps de stabilisation.

V.4.3. Test pour la dynamique latérale :

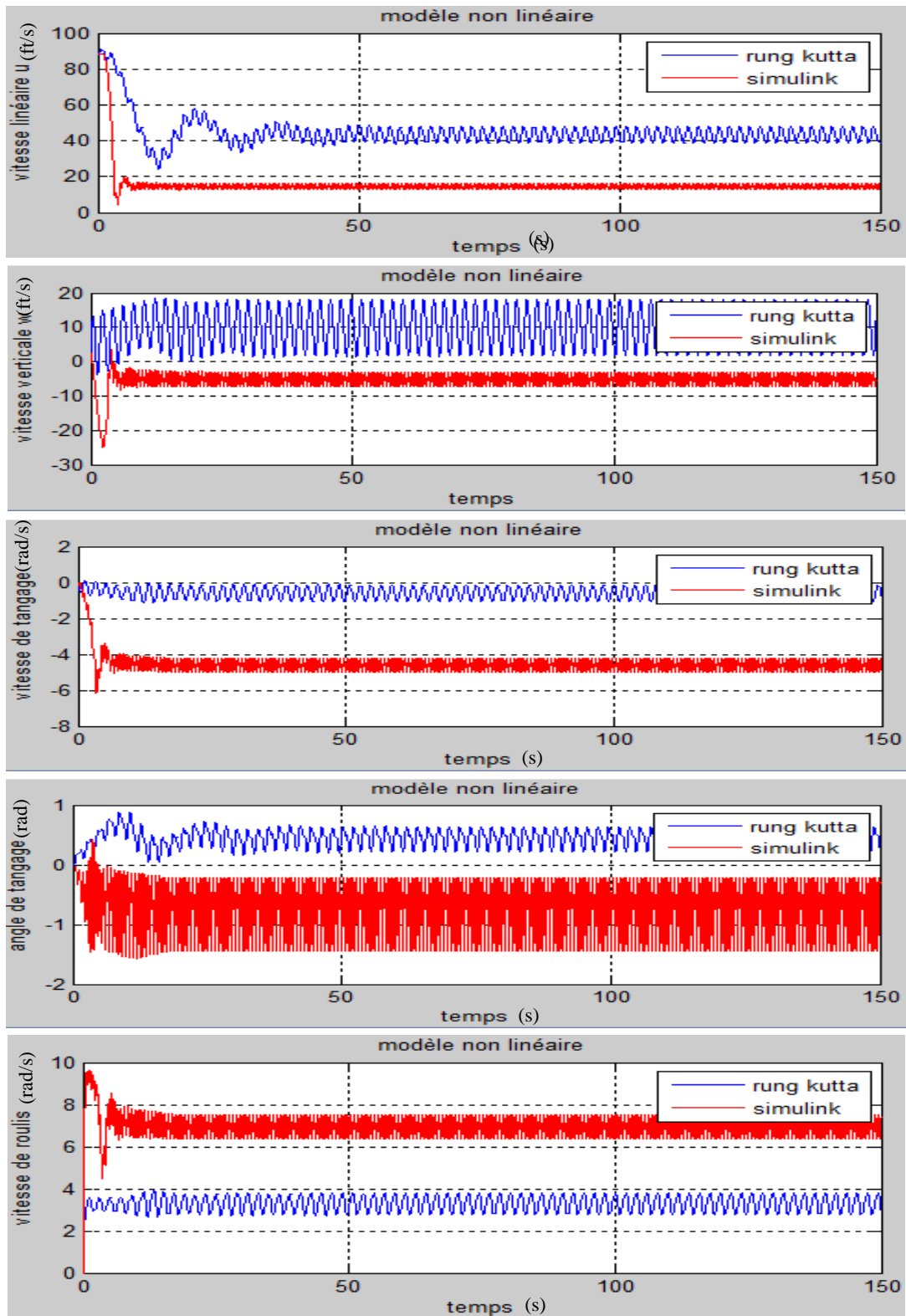
- Action sur la gouverne de direction :

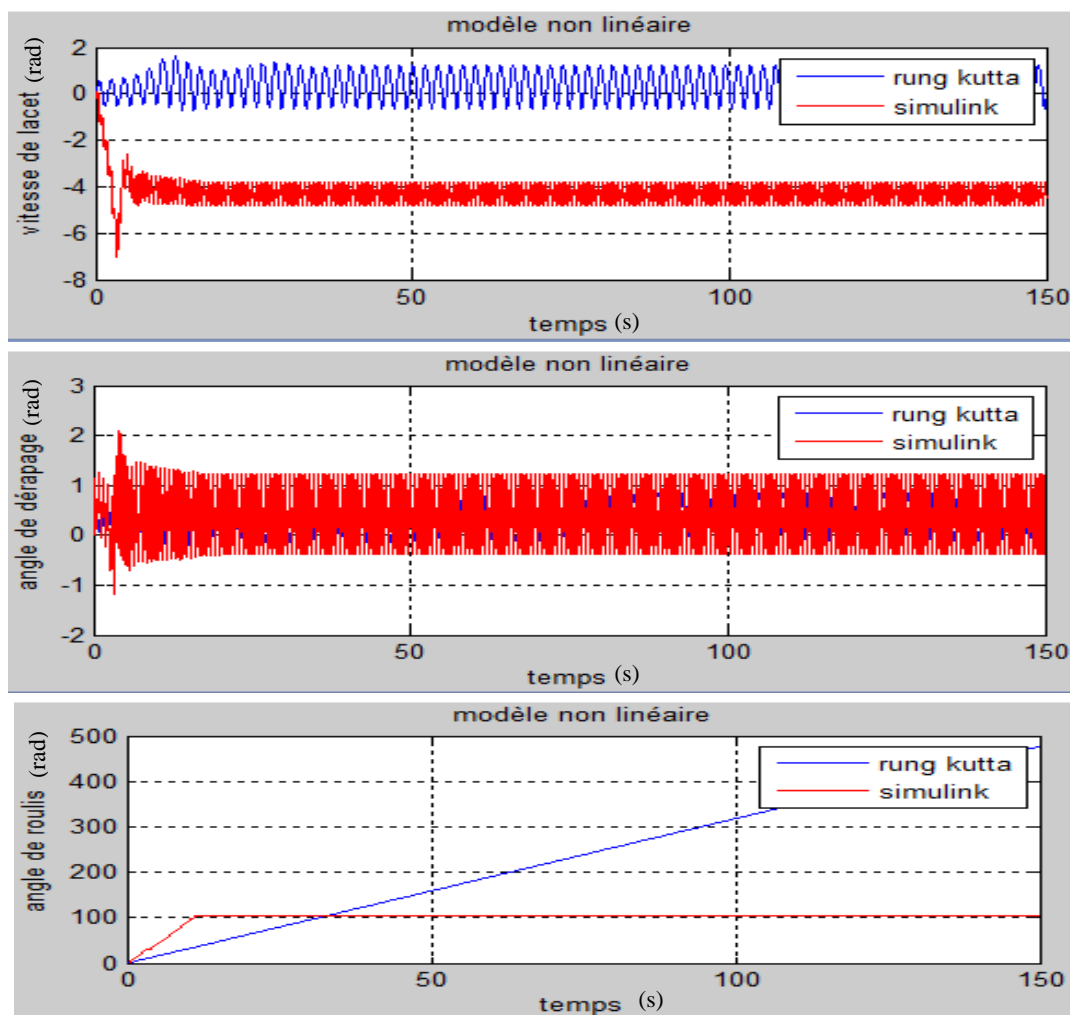




Figure(V.13) : La réponse du système latéral non linéaire

- Action sur la gouverne de gauchissement :





Figure(V.14) : La réponse du système latéral non linéaire, action sur les gouvernes de gauchissement

On peut remarquer une différence entre les valeurs données par Rang Kutta et Simulink à cause de la puissance de calcul de ces deux outils. Le Simulink basé sur la méthode de Rung Kutta d'ordre 5, donc on peut dire que les résultats donnés par Simulink est plus exacte que celle donnés par la Méthode Rung Kutta d'ordre 4.

Les deux entrées ; la gouverne de direction et la gouverne de gauchissement affectent les états du modèle non linéaire alors que seulement les états latérales-directionnelles qui sont affectées dans le cas du modèle linéaire. Cette différence est causée par le couplage des termes du mouvement longitudinal et latéral directionnel. On peut remarquer aussi que les performances ne sont pas les mêmes dans les deux cas tel que le temps de réponse, le dépassement et l'amplitude mais grâce à la théorie de petite perturbation étudié le principe de linéarisation reste valable autour d'un point d'équilibre.

V.5 Techniques des contrôles :

V.5.1 Commande LQR :

L'avantage essentiel de la commande robuste est de générer une loi de commande qui satisfait les conditions de robustesse de la stabilité et des performances.

Il existe deux hypothèses essentielles pour l'application de la commande linéaire quadratique:

- 1) Les états doivent être mesurables (observables) ;
- 2) Le système physique doit être commandable (contrôlable).

V.5.1.1. Etude de l'observabilité :

A l'aide du logiciel MATLAB, on a déterminé l'observabilité du système grâce à l'instruction `obsv`.

❖ Mode longitudinal :

$$Q_0 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -10 & 0.2 & 0 & -32.2 \\ -0.7 & -5.3 & 88 & 0 \\ 0 & -0.3 & -4.6 & 0 \\ 0 & 0 & 10 & 0 \\ 0.1 & -10 & -15.4 & 2.9 \\ 4.9 & 6 & -874.9 & 23.6 \\ 0.1 & 2.5 & -10 & -0.4 \\ 0 & -0.3 & -4.6 & 0 \\ 0.6 & 9.4 & 17.2 & 4.2 \\ -14.5 & 189.7 & 4589.5 & -159 \\ -1.9 & -13.1 & 225.3 & -4.3 \\ 0.1 & 2.5 & -10 & -0.4 \end{bmatrix} \quad (V.19)$$

Sachant que le Rank (Q_0)=4 alors le système est observable.

❖ Mode latérale :

$$Q_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -0.39555 & 0 & -0.9913 & 0.3656 \\ -6.5697 & -5.0281 & 1.0607 & 0 \\ 6.0638 & -0.3165 & -0.465 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -5.8546 & 0.6794 & 0.853 & -0.1446 \\ 42.0632 & 24.946 & 0.686 & -2.402 \\ -3.1387 & 1.7387 & -6.1305 & 2.217 \\ -6.5697 & -5.0281 & 1.0607 & 0 \\ 3.0247 & -3.8305 & 6.1276 & -2.1405 \\ -176.3635 & -128.05 & -15.556 & 15.3789 \\ -47.3553 & -4.5847 & 7.8065 & -1.1475 \\ 42.0632 & 24.946 & 0.686 & -2.4020 \end{bmatrix} \quad (V.20)$$

Le $\text{Rank}(Q_1)=4$ alors le système est observable.

V.5.1.2. Etude de la contrôlabilité :

De la même façon, on peut déterminer la contrôlabilité du système en utilisant l'instruction **ctrb**.

❖ Le vol longitudinal :

$$C_0 = \begin{bmatrix} -10 & 0 & 10 & 0 & 480 & 0 & 1020 \\ 50 & 0 & -3270 & 0 & 30310 & 0 & -148820 \\ -30 & 0 & 150 & 0 & 150 & 0 & -8340 \\ 0 & 0 & -30 & 0 & 150 & 0 & 150 \end{bmatrix} \quad (\text{V.21})$$

Le système est contrôlable car $\text{Rank}(C_0) = 4$.

❖ Le vol latéral :

$$C_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 3.2 & 4 & 33.1 & -3.6 & -222 \\ 52.8 & 0.6 & -268.9 & -7.7 & 1314.8 & 14.8 & -6710.3 \\ -3.2 & -4.1 & -15.2 & 2.3 & 111.6 & 25.7 & -267.3 \\ 0 & 0 & 52.8 & 0.6 & -268.9 & 7.7 & 1.3148 \end{bmatrix} \quad (\text{V.22})$$

Le système est contrôlable car $\text{Rank}(C_1) = 4$.

V.5.1.3. Choix des matrices de pondération :

Le problème de la commande LQR est de trouver un retour d'état stabilisant qui permet de minimiser le critère de rapidité-énergie.

La première étape de la synthèse de cette commande est de déterminer les matrices de pondération pour satisfaire les performances souhaitables.

❖ Le vol longitudinal :

On prend :

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \text{ et } R = \text{eye}(2) = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{V.23})$$

On obtient les gains K de la commande à partir de l'instruction suivante :

$$[K,P,E]=\text{lqr}(A,B,Q,R) \quad (\text{V.24})$$

Avec :

K:les gains de la commande ;

P :la solution de l'équation de Riccati ;

E :les valeurs propres en boucle fermée.

$$K = \begin{bmatrix} 0.8368 & -0.497 & -3.3798 & -27.6693 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{V.25})$$

$$E = [-47.4955, 0.199 \pm 23.6189i; -1.007 \pm 1.1119i] \quad (\text{V.26})$$

On constate que les valeurs propres sont à parties réelles négatives par conséquent le système est stable.

(V.27)

CHAPITRE V : Simulation et interprétations des résultats

Ensuite on calcule le gain K_r , posant $u = -Kx + K_r r$

$$\dot{x} = (A - BK)x + BK_r r \quad (V.28)$$

$$y = Cx + Du \quad (V.29)$$

Pour éliminer l'erreur statique $y=r \Rightarrow Cx = r$

Si $r=\text{constant}$

$$\dot{x} = 0 \Rightarrow (A - BK)x + BK_r r = 0 \quad (V.30)$$

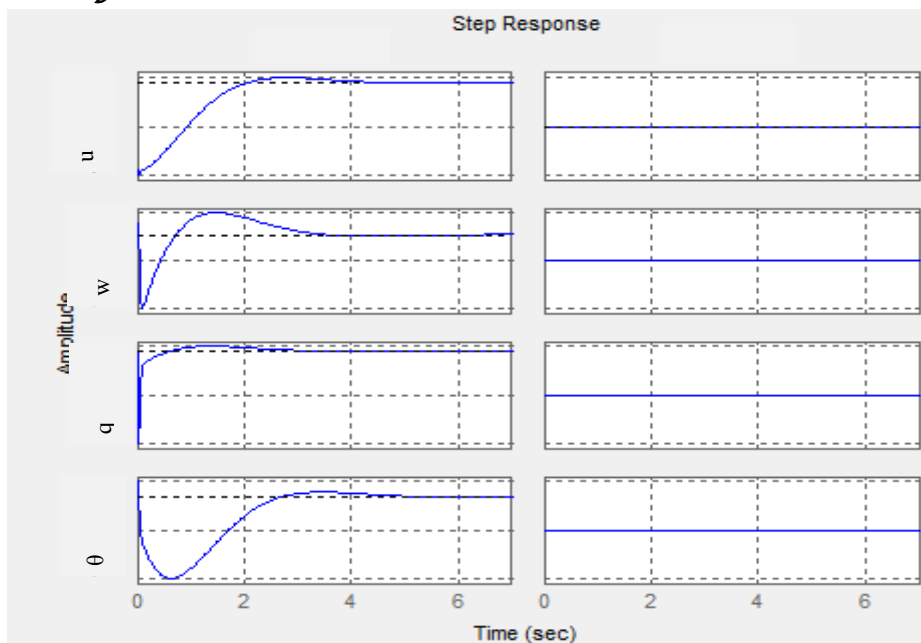
$$(A - BK)x = -BK_r Cx \quad (V.31)$$

$$K_r = -[c[A - BK]^{-1}B]^{-1} \quad (V.32)$$

$$K_r = \begin{bmatrix} 1.0076 & -0.1274 & 0 & -0.0039 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (V.33)$$

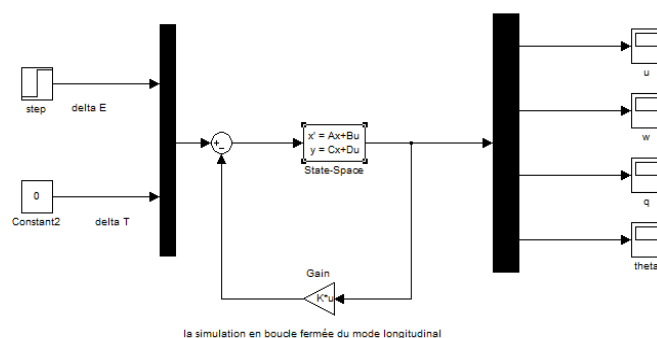
V.5.1.4. Simulation et interprétation des résultats en boucle fermée :

- *Interprétation utilisant « MATLAB » :*

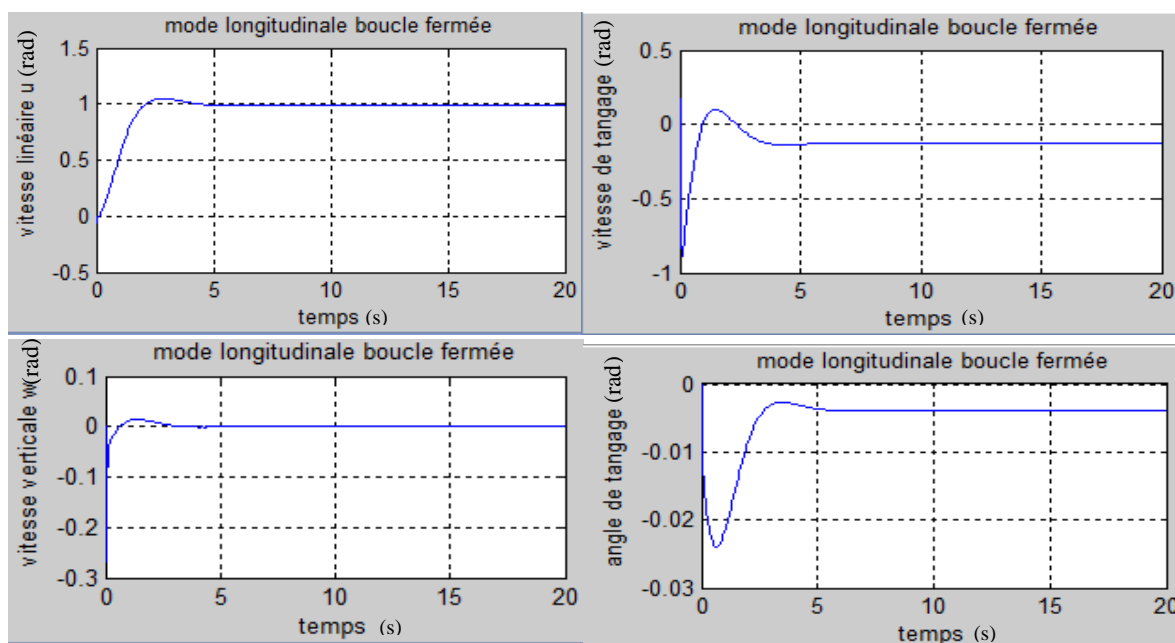


Figure(V.15) : La réponse indicielle du système longitudinal avec la commande LQR

- *Interprétation utilisant « Simulink » :*



Figure(V.16) : La simulation du mode longitudinal en boucle fermée



Figure(V.17) : La réponse du système longitudinal pour une entrée d'élévateur

Les figures représentent les résultats de la simulation de la commande LQR, on observe une bonne poursuite des signaux de référence ce qui permet d'éliminer l'erreur statique. On peut même remarquer que le temps de réponse et le dépassement sont satisfaisants.

Les performances de la régulation en mode longitudinal :

	Le temps de réponse	Temps de monté	Erreur statique	dépassement
La vitesse u	5.17	1.66	0.016	7.73
La vitesse q	6.13	0.00538	0.124	3.30
La vitesse w	3.17	$3.4 \cdot 10^{-18}$	0	1.21
L'angle θ	6.13	0.0198	0	3.95

Tableau(V.5) : Les performances de la régulation du mode longitudinal en boucle fermée

CHAPITRE V : Simulation et interprétations des résultats

❖ Le vol latéral :

On choisit arbitrairement les matrices Q et R comme suit :

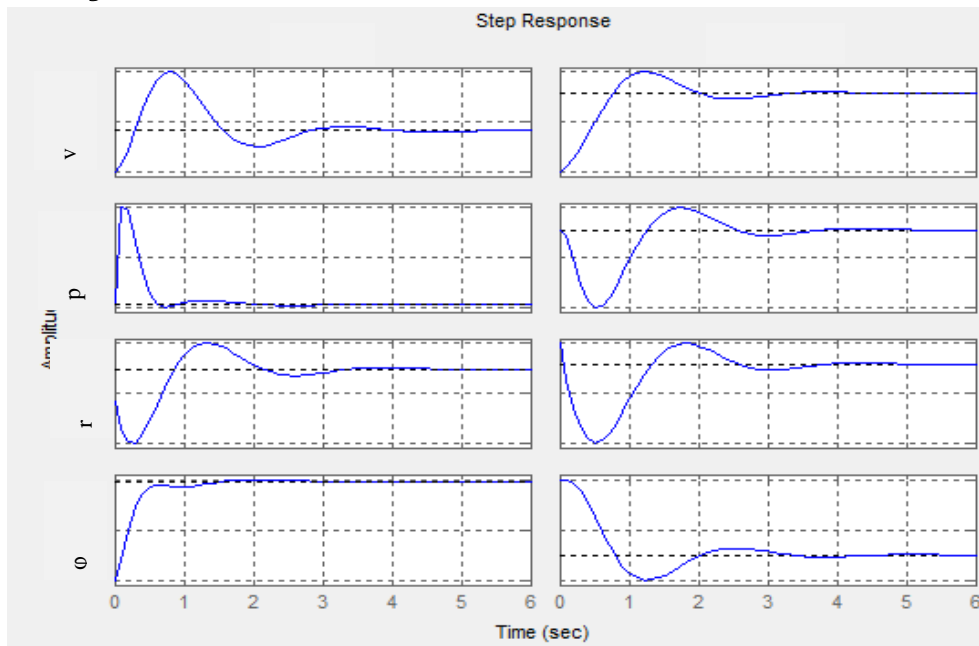
$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \text{ et } R = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{V.34})$$

Alors que le gain et les valeurs propres sont :

$$K = \begin{bmatrix} 0.1906 & 0.1213 & 0.0390 & 0.9995 \\ 0.2311 & -0.0089 & -0.2204 & -0.0940 \end{bmatrix} \quad (\text{V.35})$$

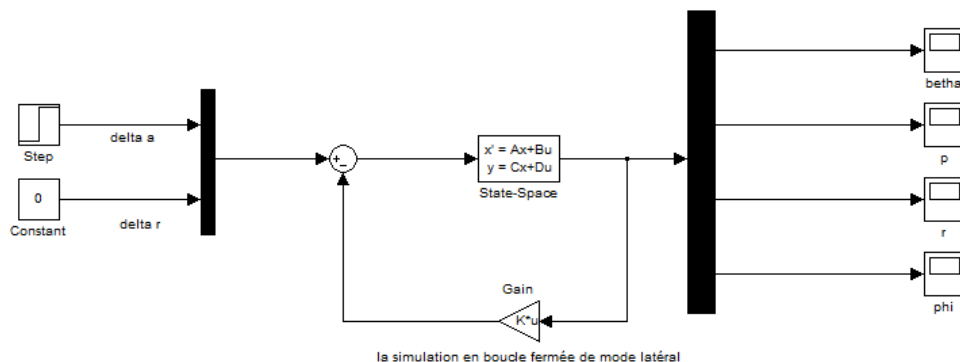
$$E = [-5.6299 \pm 4.4911i; -1.0376 \pm 2.4734i] \quad (\text{V.36})$$

• Interprétation utilisant « MATLAB » :



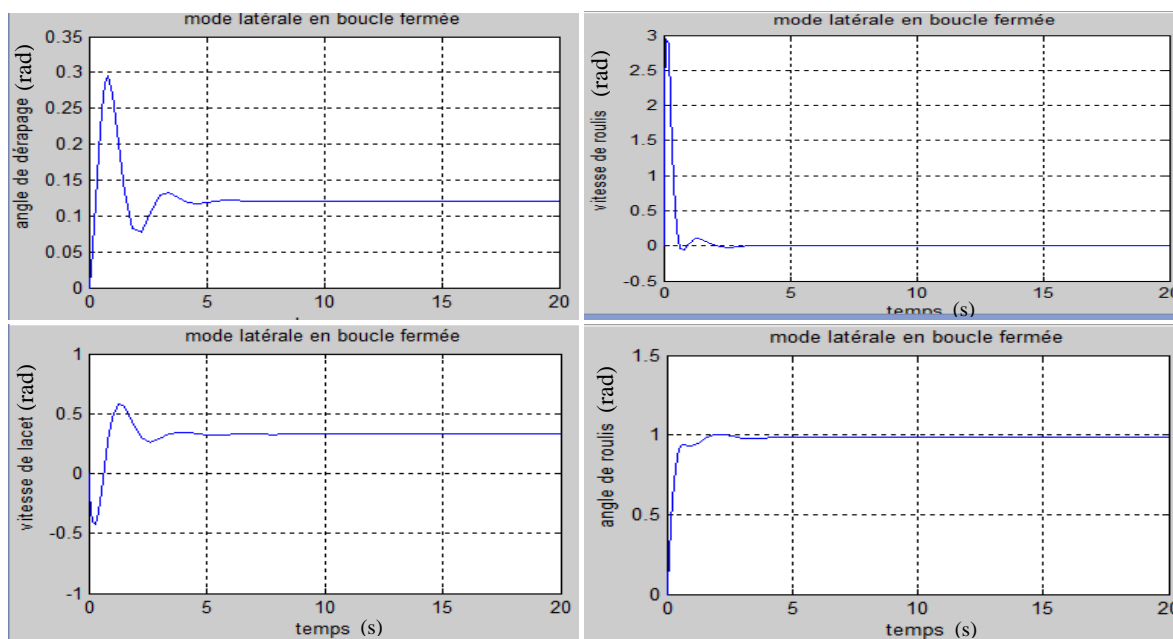
Figure(V.18) : La réponse indicielle du système latéral bidirectionnel avec la commande LQR

- *Interprétation utilisant « Simulink » :*



Figure(V.19) : La simulation du mode latéral directionnel en boucle fermée

L'action sur la gouverne de gauchissement :

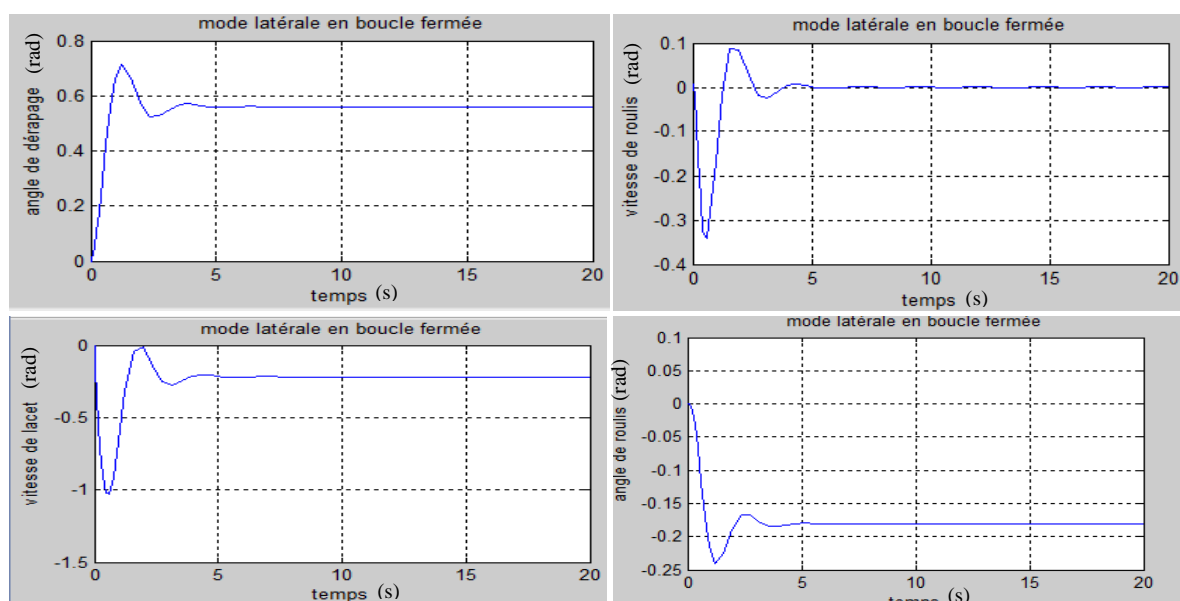


Figure(V.20) : La réponse du système latéral pour une entrée de gouverne de gauchissement

	Le temps de réponse	Le temps de monté	Erreur statique	dépassement
B	3.91	0.207	0.121	1.45
P	1.74	$1.39 \cdot 10^{-17}$	$3.29 \cdot 10^{-16}$	0
R	4.13	0.186	0.327	0.78
Φ	1.4	0.3870	0.017	0.018

Tableau(V.6) : Les performances de la régulation en mode latéral avec une entrée de gouverne de gauchissement

L'action sur la gouverne de direction :



Figure(V.21) : La réponse du système latéral pour une entrée de rudder

	Le temps de réponse	Le temps de monté	Erreur statique	dépassement
B	3.11	0.536	0.561	0.27
p	4.34	$2.22 \cdot 10^{-16}$	$4.43 \cdot 10^{-17}$	0
r	3.66	0.102	0.218	3.77
φ	4.03	0.476	0.181	0.328

Tableau(V.7) : Les performances de la régulation en mode latéral avec une entrée de rudder

On peut remarquer que la commande LQR rend le mode latéral stable, elle agit aussi sur la rapidité. Les oscillations sont presque négligeables ; donc la commande LQR améliore les performances du système.

V.5.2. Mode glissant :

Soit le système physique donné par :

$$\dot{x} = f(x, u) \quad (V.37)$$

Avec :

$$x : \text{Le vecteur d'état où } [p \ q \ r \ u \ \beta \ w \ \theta \ \varphi \ \psi]^T \quad (V.38)$$

$$u : \text{Vecteur de commande où : } u = u_{eq} + u_n \quad (V.39)$$

u_{eq} : La commande équivalente qui est une fonction continue qui sert à maintenir la variable à contrôler sur la surface de glissement. Elle est obtenue grâce aux conditions d'invariance de la surface. Physiquement, elle représente la valeur moyenne de la commande et cette dernière ne force pas les trajectoires du système à converger vers la surface de glissement.

u_n : La composante discontinue assurant une convergence et un régime glissant.

Ainsi, la commande u assurant une convergence et un régime glissant.

On choisit la surface de glissement telle que :

$$S = B^T P x \quad (V.40)$$

Avec :

B : La matrice d'entrée.

P : La solution de l'équation de Riccati du système linéarisé.

Pour déterminer la condition d'attractivité, considérons la fonction de Lyapunov suivante :

$$U = \frac{1}{2} S^2 \quad (V.41)$$

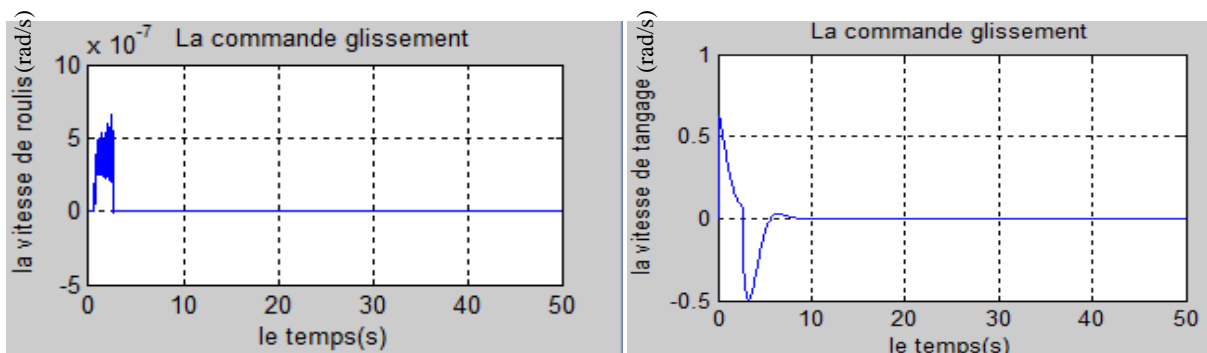
Pour assurer la convergence

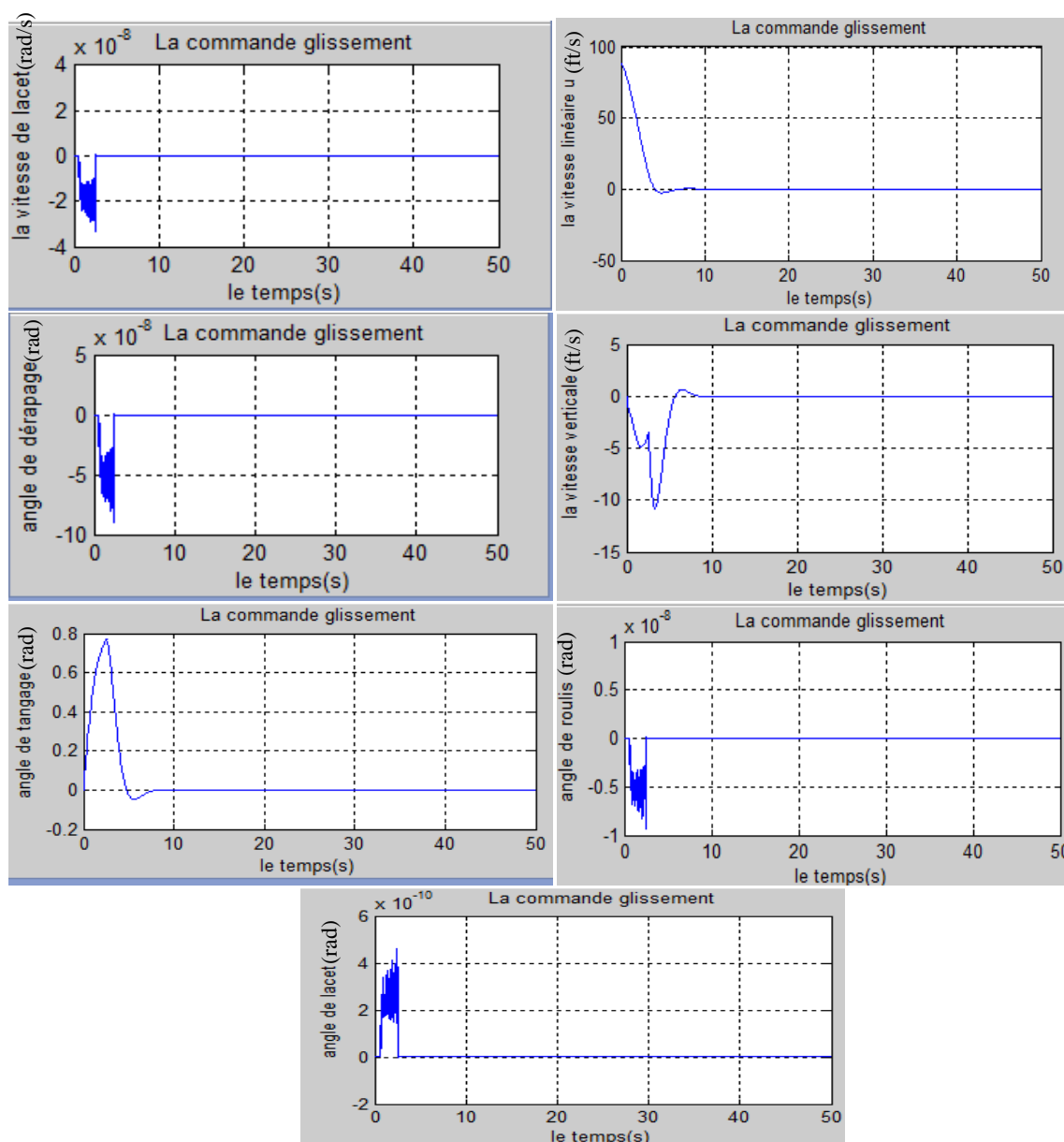
$$\begin{aligned} \dot{S} &= B^T P \dot{x} = B^T P (Ax + Bu) = 0 \\ u_{eq} &= -(B^T P B)^{-1} (B^T P A x) \end{aligned} \quad (V.42)$$

$S\dot{S}$ doit être négative alors que $S\dot{S} = -sat(S)$ pour éviter le phénomène de broutement qui caractérise des fortes oscillations des trajectoires autour de la surface de glissement.

V.5.2.1. Simulation et interprétation des résultats :

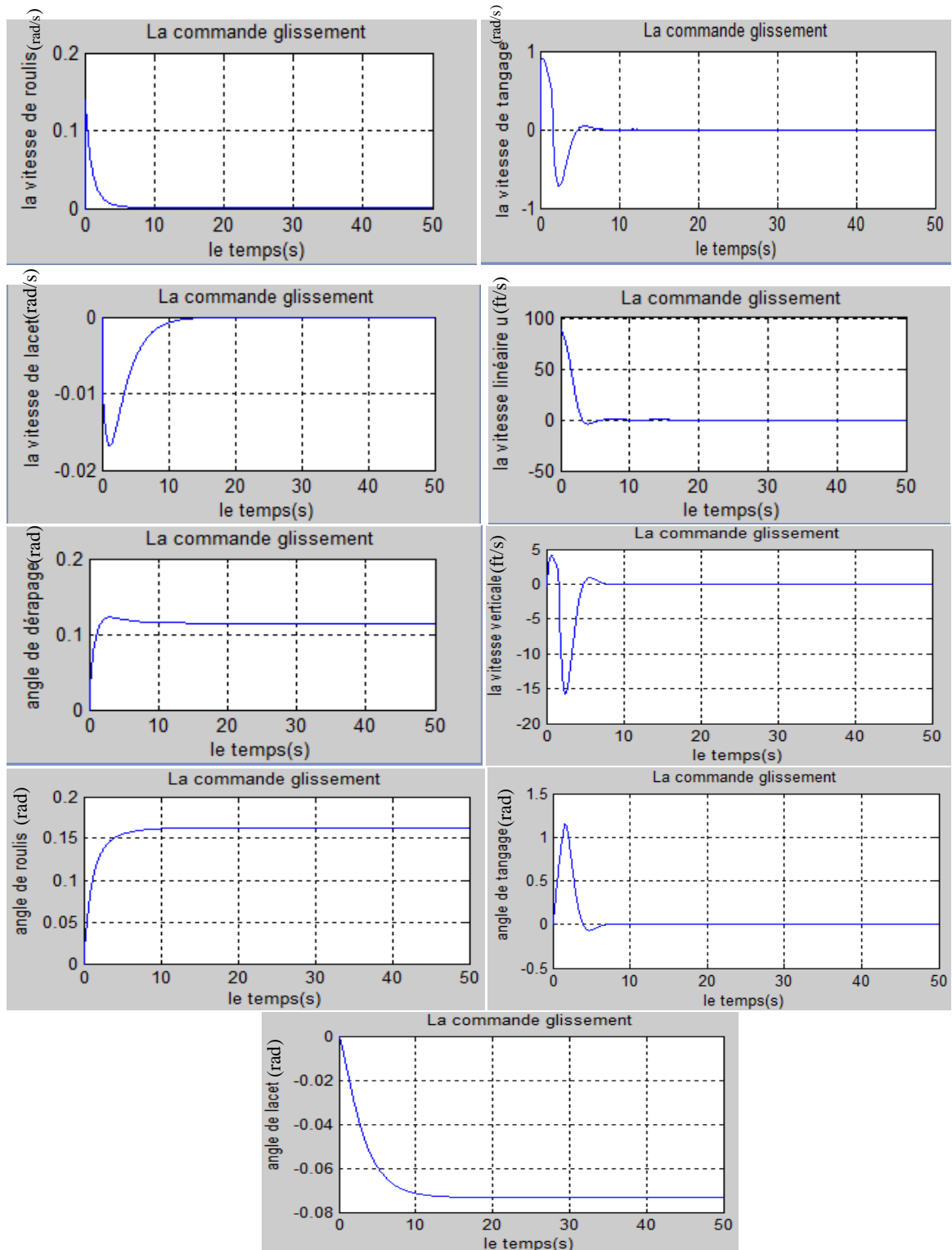
- Action sur la gouverne de profondeur :





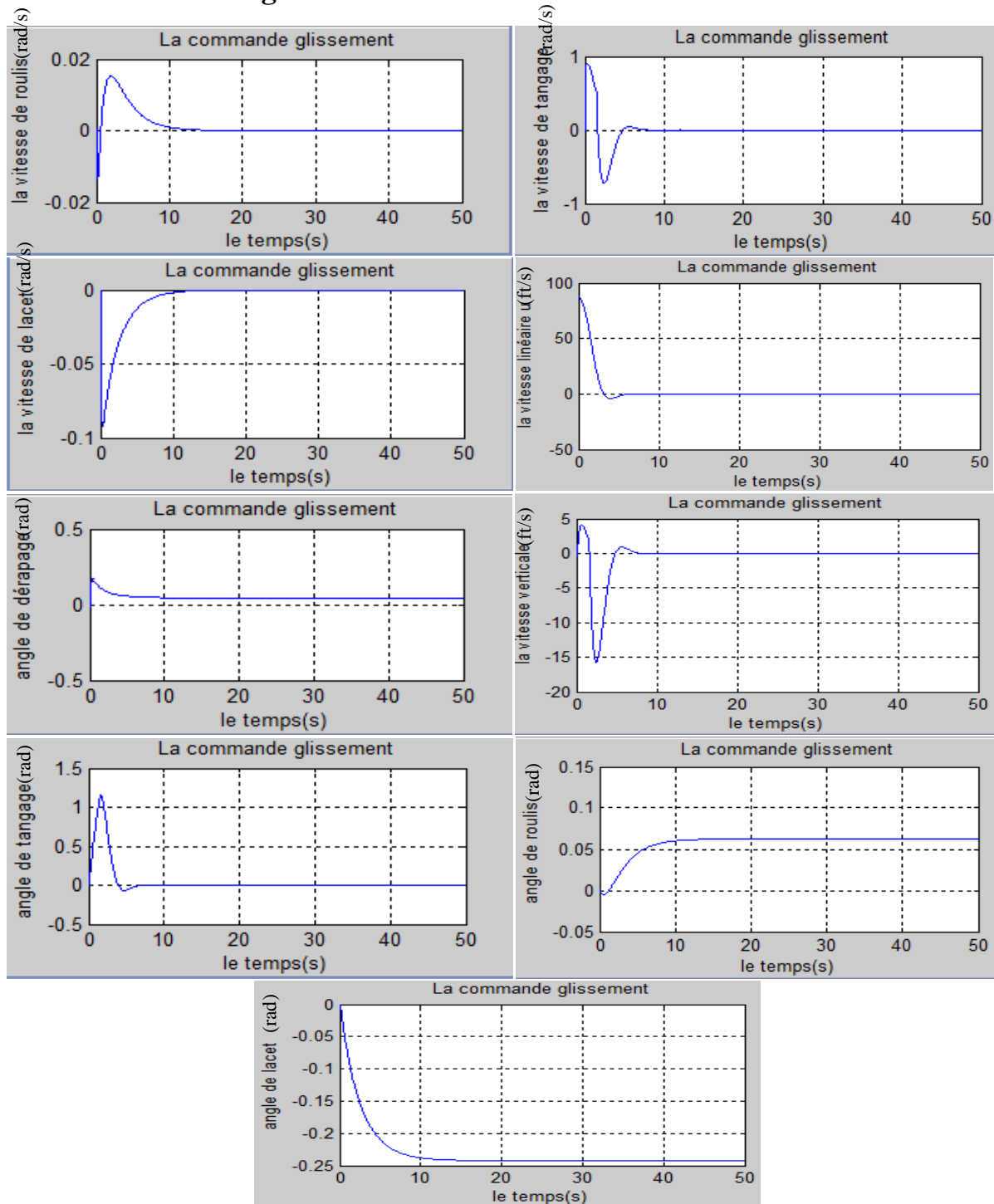
Figure(V.22) : La réponse du système non linéaire en commande de glissant pour une entrée d'élévateur

- Action sur la gouverne de gauchissement :



Figure(V.23) : La réponse du système non linéaire en commande de glissant pour une entrée de gouverne de gauchissement

• Action sur la gouverne de direction :



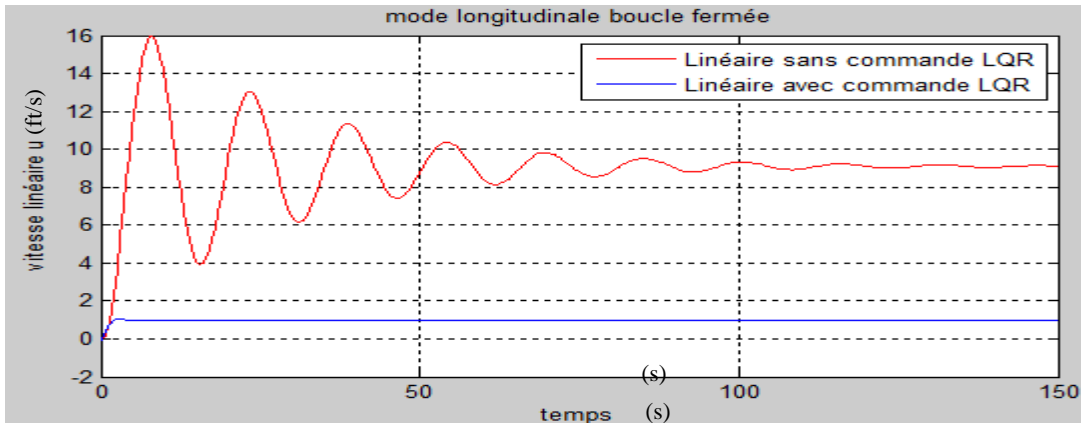
Figure(V.24) : La réponse du système non linéaire en commande de glissant pour une entrée de rudder

Les figures représentent une simulation de la commande de glissement, on remarque une bonne poursuite de signaux de référence. La rapidité, la stabilité, la précision sont augmentés par contre les vibrations, le dépassement, la sensibilité aux perturbations sont diminués.

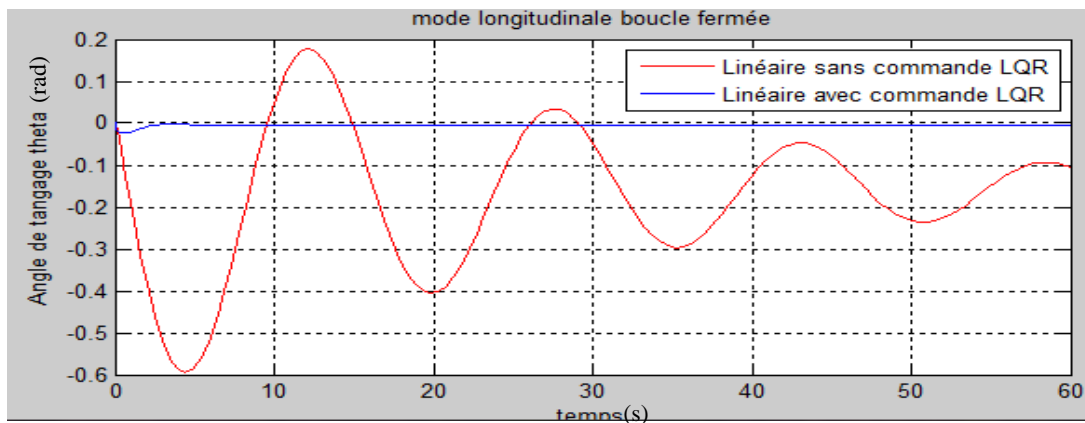
V.6. Etude comparative :

On va comparer les résultats obtenus par la simulation des deux systèmes linéaire et non linéaire sans commande de contrôle et ceux (résultats) des systèmes contrôlés. Les réponses sont montrées dans les figures ci-dessous ; on prend comme exemple le cas longitudinal pour le système linéaire et le cas latéral directionnel pour le système non linéaire :

- **Système linéaire :**

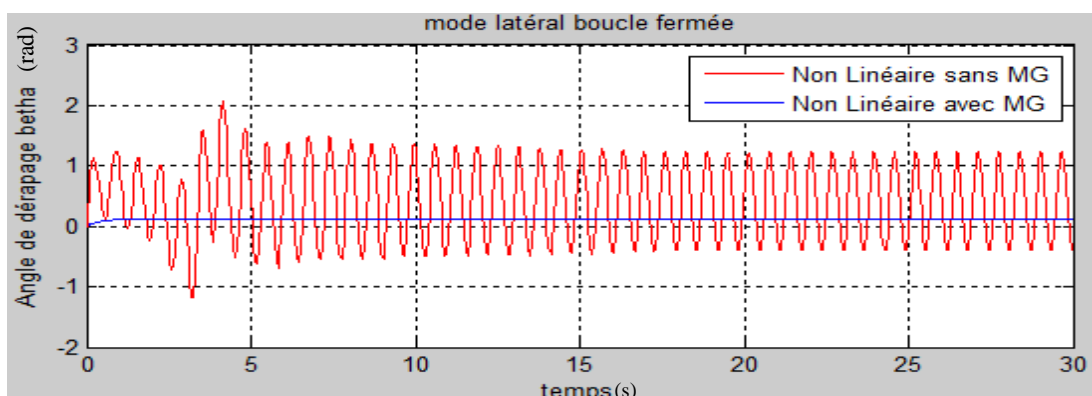


Figure(V.25) : Comparaison de la vitesse linéaire « u »

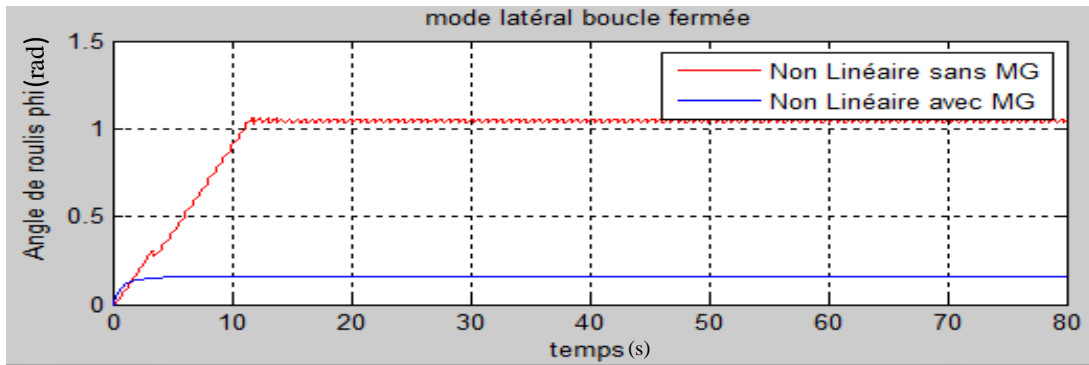


Figure(V.26) : Comparaison de l'angle « θ »

- **Système non linéaire :**



Figure(V.27) : L'angle de dérapage sans et avec mode glissant



Figure(V.28) : L'angle de roulis sans et avec mode glissant

On remarque que le temps de réponse du système contrôlé par la commande glissante ou LQR est très faible par rapport à celui de système non contrôlé tel que la modélisation de drone proposé possède le problème de l'instabilité de système, un temps de réponse trop lent ainsi un dépassement très important est ce que les deux techniques ressoudent.

Pour assurer les performances souhaitables, il est nécessaire de bien déterminer les matrices de pondération qui minimise le critère rapidité-énergie et ça pour le cas linéaire et pour le cas non linéaire on a choisi le régime glissant, ce dernier assure une bonne poursuite des signaux de référence, il élimine aussi les vibrations provoqué par la non linéarité de système, cette commande n'affecte qu'une seule variable, le phénomène de Chattering peut être éliminé en utilisant la fonction saturation à la place de la fonction signe.

V.7. Exemple de l'aile volante « Zagi » :

V.7.1. Introduction :

L'objectif de cet exemple est de concevoir les contrôleurs longitudinaux et latéraux pour l'UAV de Zagi basé sur les équations du mouvement. Puisque les mouvements longitudinaux et latéraux ont été découplés, les contrôleurs respectifs peuvent être conçus individuellement. C'est pratique commune dans la conception linéaire de contrôleur d'avions. Beaucoup de caractéristiques dans des problèmes de commande d'avions sont convexes en nature et donc elle est convenable pour appliquer la méthode de conception de contrôleur de LQR et mode glissant. Les sections suivantes décrivent la conception des contrôleurs aussi bien que fournissent des résultats linéaires et non linéaires de simulation modèle.[21]

V.7.2. Description du modèle :

L'avion à l'étude dans cette recherche est une aile volante de Zagi XS avec une envergure de 48 pouces, représentée sur le schéma ci dessous. Il est construit de la mousse augmentée de polypropylène et renforcé avec les faisceaux minces multiples de carbone-fibre. Il est commandé par des elevons et un électrique avec un propulseur 8x6. Puisqu'il n'y a aucun gouverne de direction, il n'y a aucune méthode pour commander directement l'angle d'inclinaison et donc la mobilité latérale est moins que l'idéal. Cet avion fait partie de la plateforme multi-UAV à UTIAS.[21]



Figure (V.29) : L'aile volante Zagi

Les paramètres les plus appropriés qui définissent la condition de vol au sujet dont la dynamique d'avions a été linéarisée sont fournis dans le tableau ci contre.

Paramètre	Valeur
Altitude	164.04 ft (50m)
Vitesse	45.93 ft (14 m/s)
Poids	2.3 lb (1.04 kg)
Angle d'attaque	+0 degré

Tableau (V.8) : Paramètre de vol de référence

CHAPITRE V : Simulation et interprétation de résultats

Les tableaux suivants contiennent les dérivés de stabilité latérale et longitudinale et de commande (sous leur forme dimensionnelle) pour l'UAV de Zagi.

X_u	0.0010	Y_v	-0.0591
X_w	0.2733	Y_p	-0.5945
X_q	0	Y_r	-45.8722
$X_{\dot{u}}$	0	$Y_{\dot{v}}$	0
$X_{\dot{w}}$	0	$Y_{\dot{p}}$	0
$X_{\dot{q}}$	0	$Y_{\dot{r}}$	0
X_{δ_e}	0	Y_{δ_a}	0
X_{δ_t}	1.6631	L_v	-0.6355
Z_u	-1.4040	L_p	-4.9037
Z_w	-9.5205	L_r	1.3732
Z_q	-0.5620	$L_{\dot{v}}$	0
$Z_{\dot{u}}$	0	$L_{\dot{p}}$	0
$Z_{\dot{w}}$	0	$L_{\dot{r}}$	0
$Z_{\dot{q}}$	0	L_{δ_a}	84.8150
Z_{δ_e}	-159.7054	N_v	-0.0040
Z_{δ_t}	0	N_p	-0.3469
M_u	-6.96 ^e -08	N_r	-0.0104
M_w	-1.0904	$N_{\dot{v}}$	0
M_q	-0.0556	$N_{\dot{p}}$	0
$M_{\dot{u}}$	0	$N_{\dot{r}}$	0
$M_{\dot{w}}$	0	N_{δ_a}	-5.5440
$M_{\dot{q}}$	0		
M_{δ_e}	-8.7899		
M_{δ_t}	0		

Tableau (V.9) : Les dérivées dimensionnelles de stabilité latérale et longitudinale

V.7.3. Le système linéaire :

❖ **Mode Longitudinale :**

Les dérivés de stabilité et de commande pour le modèle d'avions ont été déterminés en utilisant le logiciel développé par Dr. Ruben Perez à l'université militaire royale du Canada en collaboration avec UTIAS et sont basés sur cette information aussi bien que d'autres propriétés géométriques et inertiels des avions.[21] Les matrices longitudinales de l'espace d'état ont été déterminées et sont données ci-dessous pour la référence.

$$A_{long} = \begin{bmatrix} 0.0010 & 0.2733 & 0 & -32.1951 \\ -1.4040 & -9.5205 & 43.7724 & -0.5620 \\ 0 & -0.5220 & -1.0904 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (V.43)$$

$$B_{long} = \begin{bmatrix} 0 & 1.6631 \\ -159.7054 & 0 \\ -8.7899 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (V.44)$$

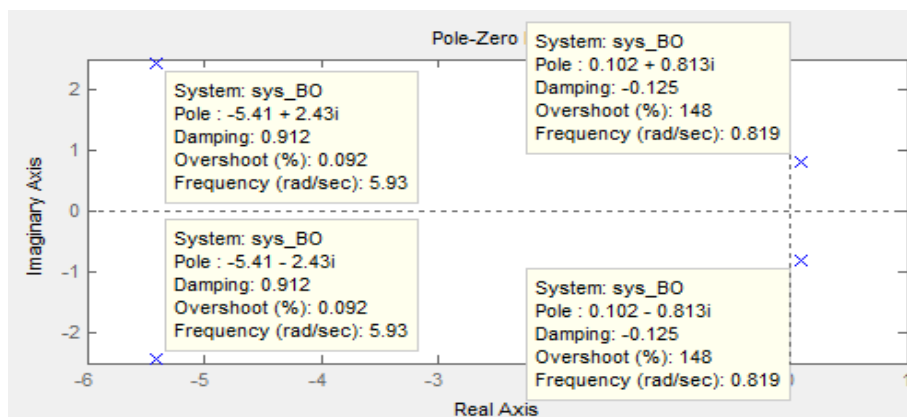
L'équation caractéristique de ce système est :

$$\lambda^4 + 10.61\lambda^3 + 33.6\lambda^2 + 0.09181\lambda + 23.6 = 0 \quad (V.45)$$

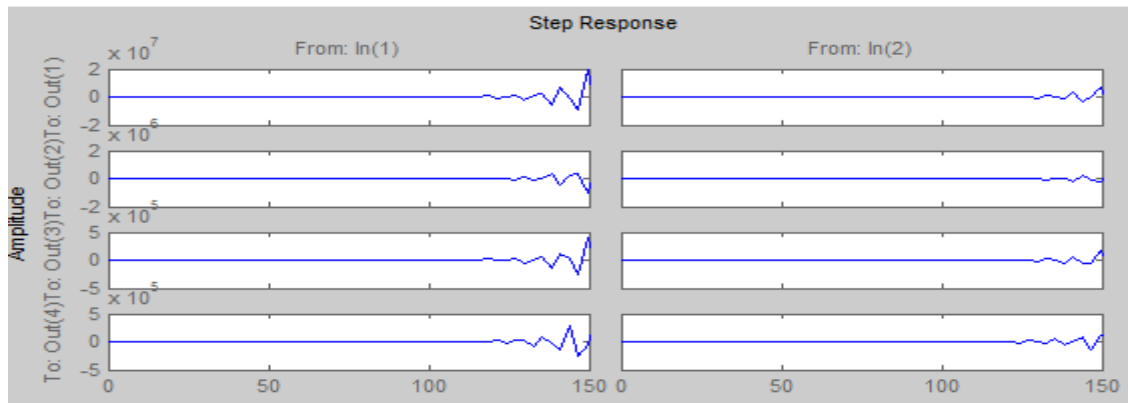
Le mode short période est stable avec une pulsation naturelle de 5.93rad/s et le coefficient d'amortissement de 0.912 les valeurs propres $\lambda_{1,2} = -5.41 \pm 2.43i$, d'une autre parte, le mode phygoïde est instable avec une pulsation égale à 0.819 rad/s et les pôles $\lambda_{3,4} = 0.102 \pm 0.813i$ donc le mode longitudinal est instable.

Dans ce mode (longitudinal) nous intéressons aux paramètres u, w, q et θ .

• **Interprétation utilisant « MATLAB » :**

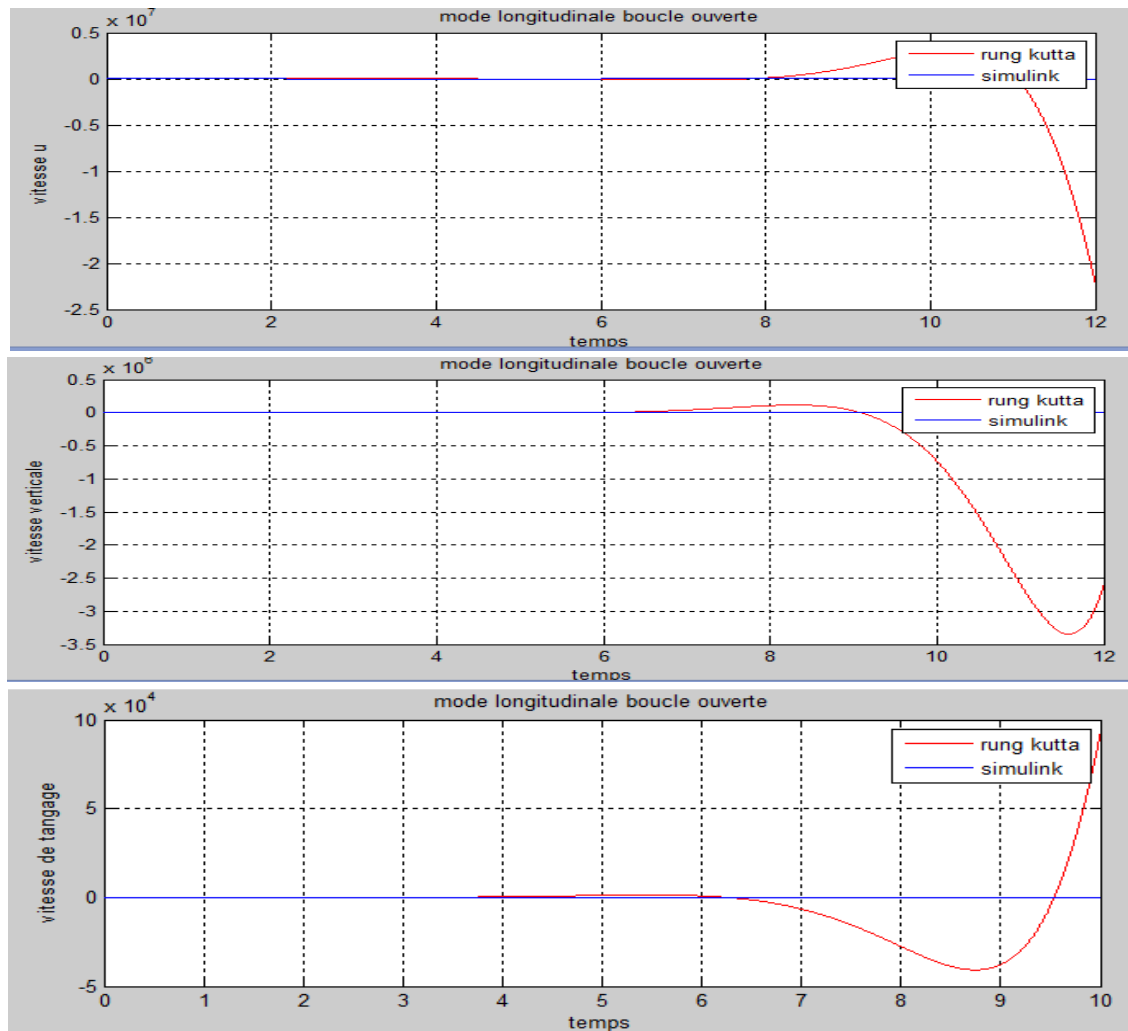


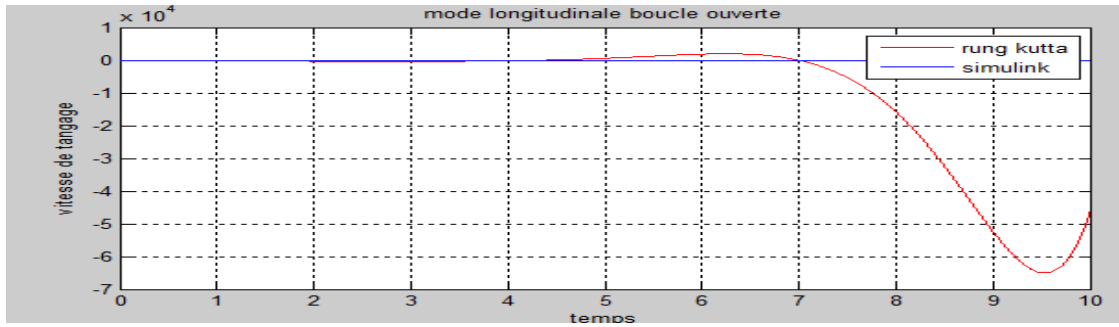
Figure(V.30) : Les pôles et les zéros du mode longitudinal



Figure(V.31) : La réponse du système en mode longitudinal

- *Interprétation utilisant « Simulink et RK-4 » :*





Figure(V.32) : La simulation du système longitudinal en boucle ouverte

Les résultats du système par les deux méthodes sont un peu différents tels que les oscillations et temps de réponse à cause de la puissance de calcul des ce derniers.

❖ **Mode latéral :**

La représentation du système dans le cas de vol latéral bidirectionnel en espace d'état est :

$$A_{lat} = \begin{bmatrix} -0.0591 & -0.5945 & -45.8722 & 32.1951 \\ -0.6355 & -4.9037 & 1.3732 & 0 \\ -0.0040 & -0.3469 & -0.0104 & 0 \\ 0 & 1 & 0.0175 & 0 \end{bmatrix} \quad (V.46)$$

$$B_{lat} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 84.8150 & 0 \\ -5.5440 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (V.47)$$

L'équation caractéristique du système est:

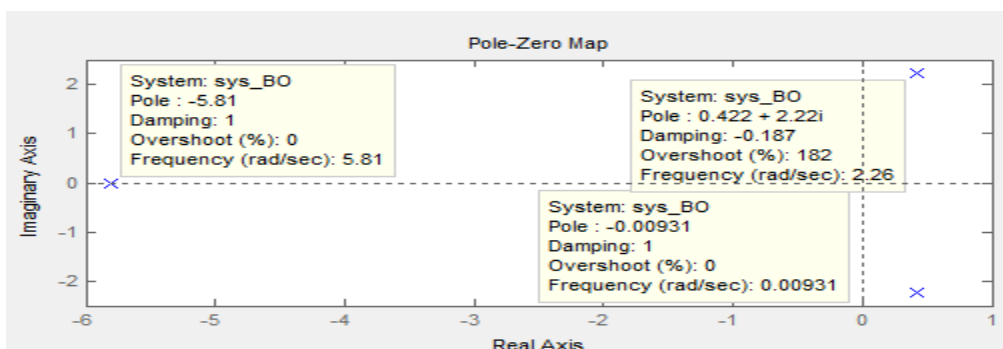
$$\lambda^4 + 4.973\lambda^3 + 0.2565\lambda^2 + 29.7\lambda + 0.2765 = 0 \quad (V.48)$$

le roulis hollandais est instable avec une pulsation de 2.26rad/s, les deux pôles conjugués $\lambda_{1,2} = 0.422 \pm 2.22i$ et le coefficient d'amortissement $\varepsilon = -0.187$.

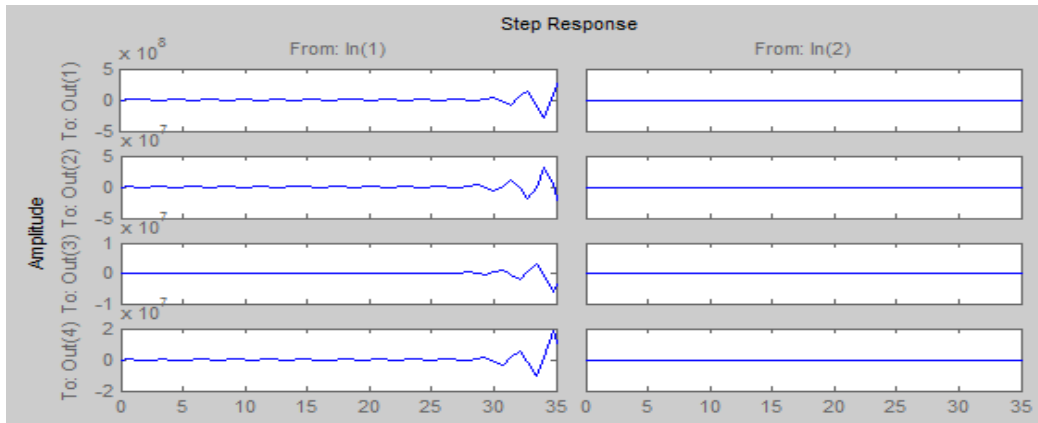
le roulis pur est stable avec une pulsation de 5.81rad/s, ainsi que le mode spiral est stable avec une pulsation de 0.00931rad/s.

Dans ce mode (longitudinal) nous intéressons aux paramètres $\beta(v), p, r$ et φ .

• **Interprétation utilisant « MATLAB » :**

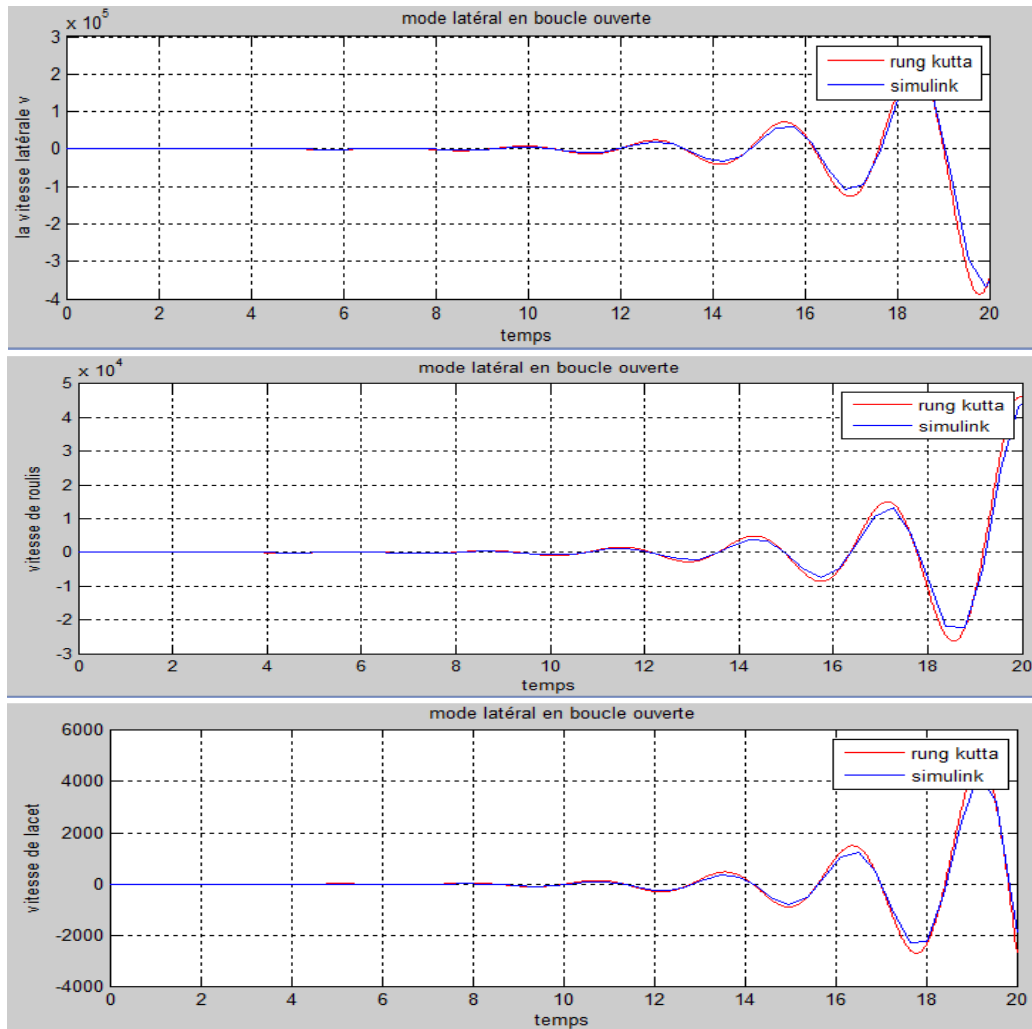


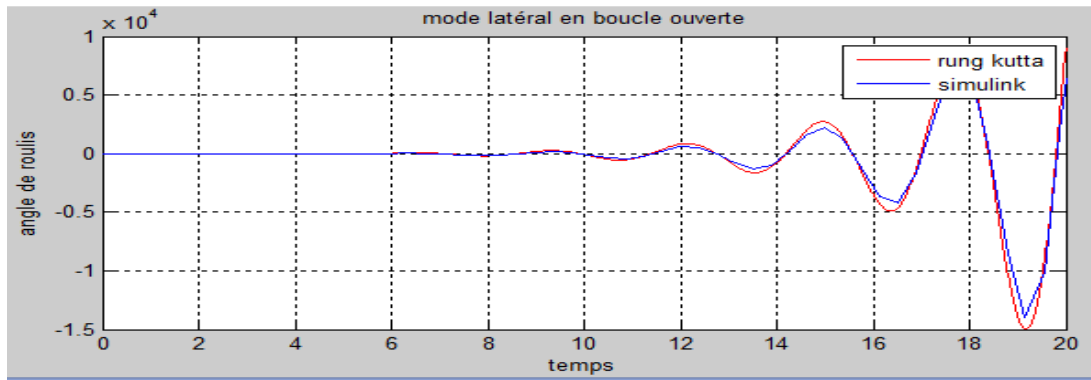
Figure(V.33) : Les pôles et les zéros du mode latéral



Figure(V.34) : La réponse du système en mode latéral

- *Interprétation utilisant « Simulink et RK-4 » :*

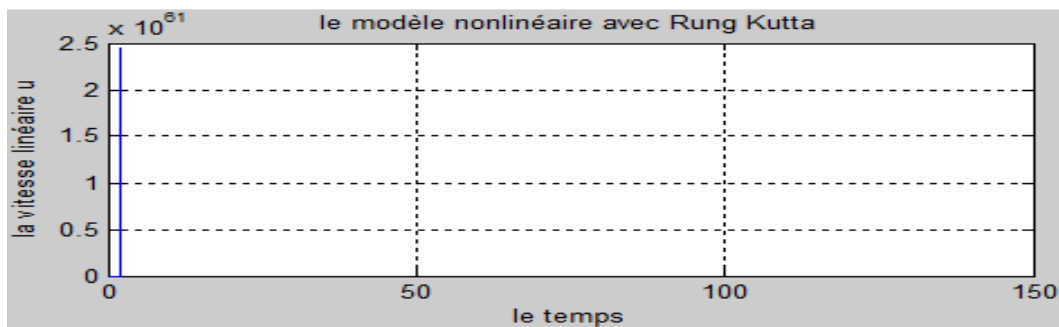




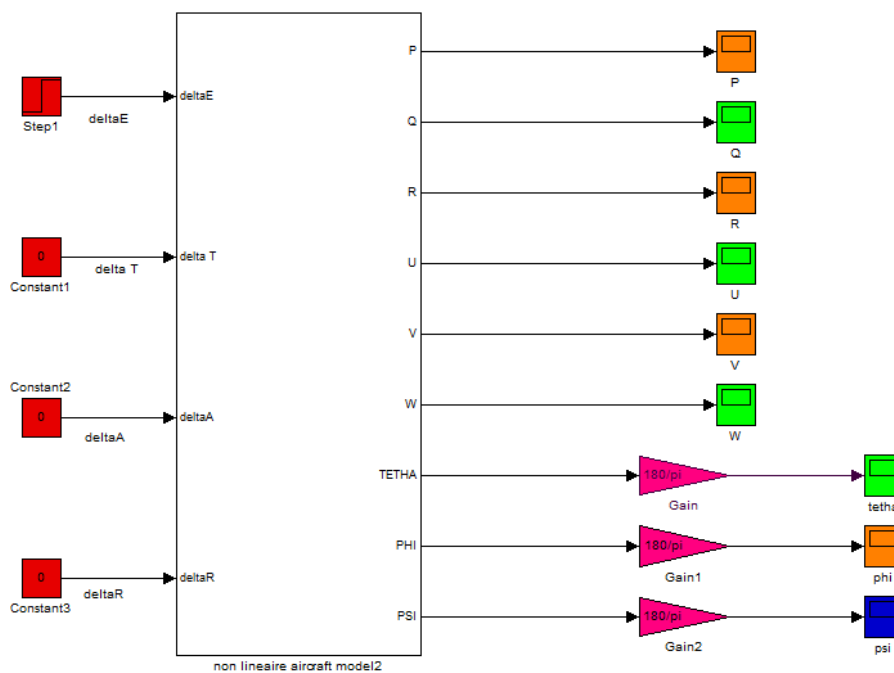
Figure(V.35) : La simulation du système latéral en boucle ouverte

V.7.4. Le système non linéaire :

Dans ce cas, on ne peut pas utiliser la méthode Rung Kutta d'ordre 4 parce que le système est fortement divergé, les états prennent des valeurs à des puissances très élevés. Par exemple on peut prendre le cas de la vitesse linéaire u.

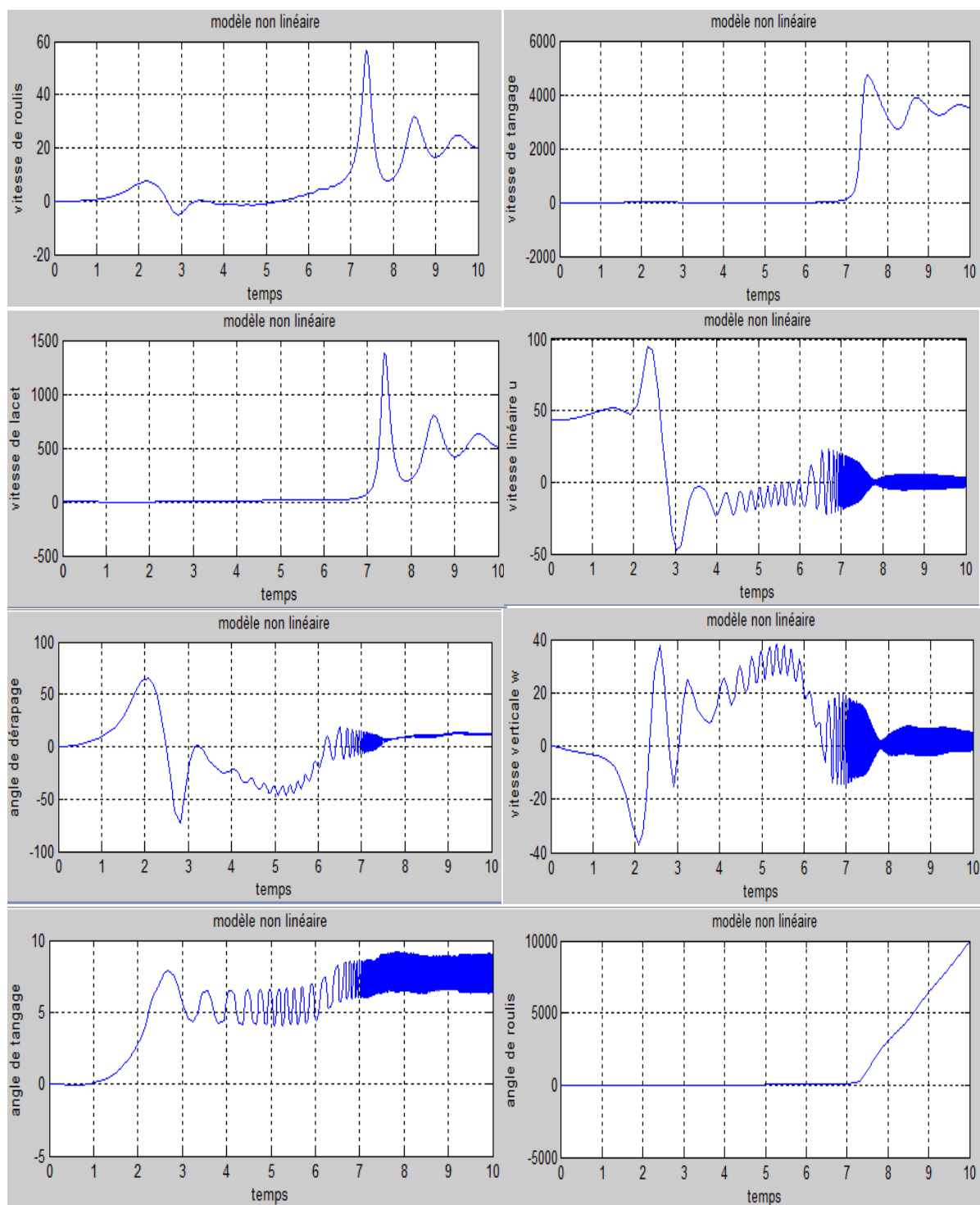


En étudiant alors le système non linéaire utilisant seulement le Simulink, le bloc de ce model est illustré comme suit :



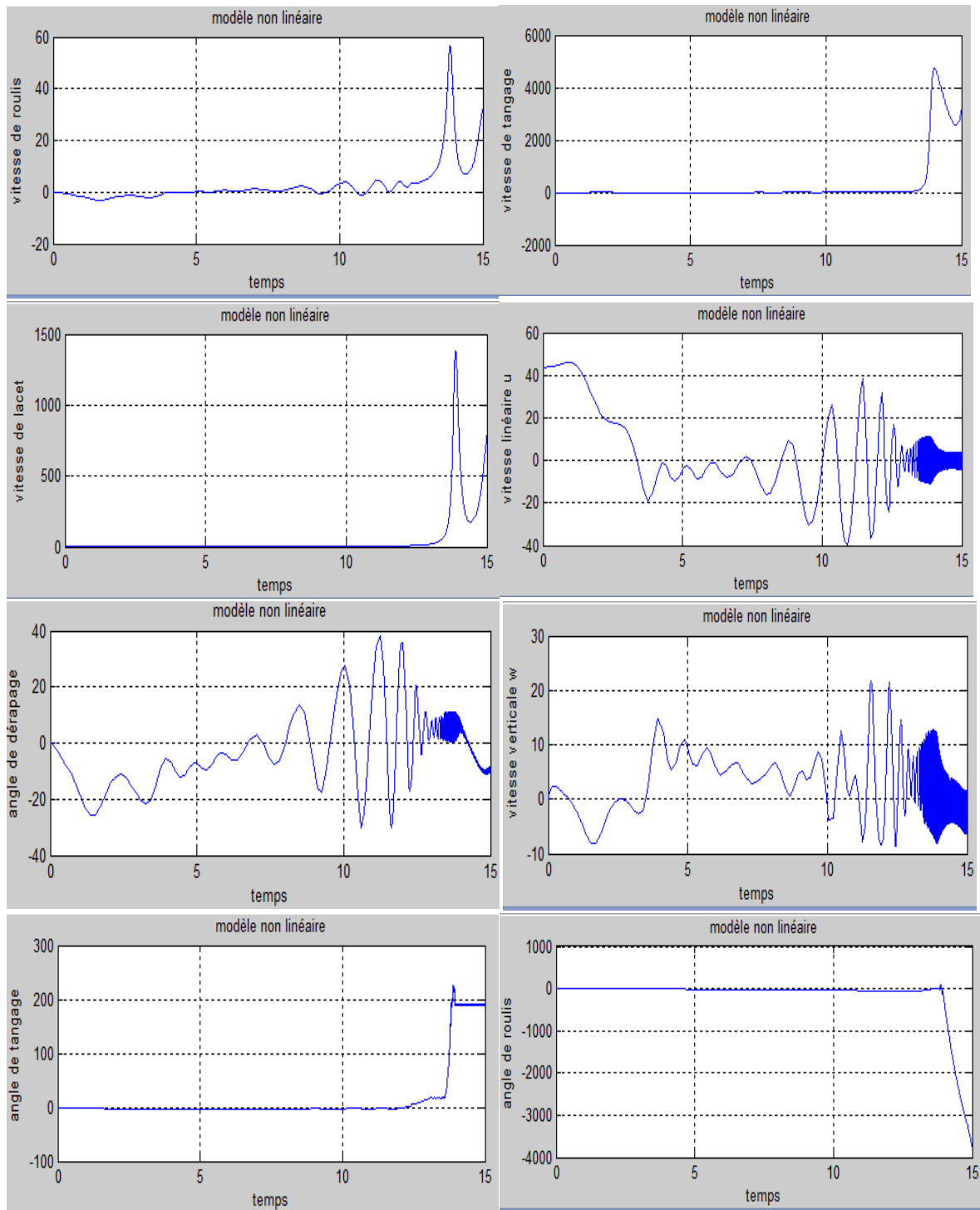
CHAPITRE V : *Simulation et interprétation de résultats*

D'abord on configure le modèle montré ici pour un vol longitudinal, les résultats obtenus sont:



Figure(V.36) : La simulation du système non linéaire pour une entrée d'élévateur

• **Action sur la gouverne de gauchissement :**



Figure(V.37) : La simulation du système non linéaire

Au contour du développement d'un modèle d'espace d'état des avions, le mouvement a été fourni et appliqué aux avions de Zagi. L'utilisation des dérivatives constants de stabilité et de commande pour les recherches discuté aussi bien. En conclusion, une analyse des modes dynamiques longitudinaux et latéraux des avions de Zagi a été exécutée.

Dans ce modèle la commande de la gouverne de direction est nulle. Le modèle non linéaire provoque le problème de fortes oscillations et de divergence non négligeable, ainsi que la stabilité du système n'est pas garanti c'est pour ces raisons qu'on a utilisé les techniques de contrôle.

En résumé, l'avion de Zagi a des modes instables dans les degrés de liberté longitudinaux et latéraux. Ces instabilités de boucle ouverte font les avions contestant pour voler manuellement avec un émetteur radioélectrique. Puisque la dynamique longitudinale et latérale est contrôlable, les pôles instables peuvent être décalés pendant la conception de contrôleur, assurant la stabilité de boucle fermée.

V.7.5. Commande LQR :

- **Mode longitudinal :**

On prend :

$$Q = \begin{bmatrix} 0.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \text{ et } R = \text{eye}(2) = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (V.49)$$

$[K,P,E]=\text{lqr}(A,B,Q,R)$

Tel que **K**: les gains de la commande ;

P : la solution de l'équation de Riccati ;

E : les valeurs propres en boucle fermée.

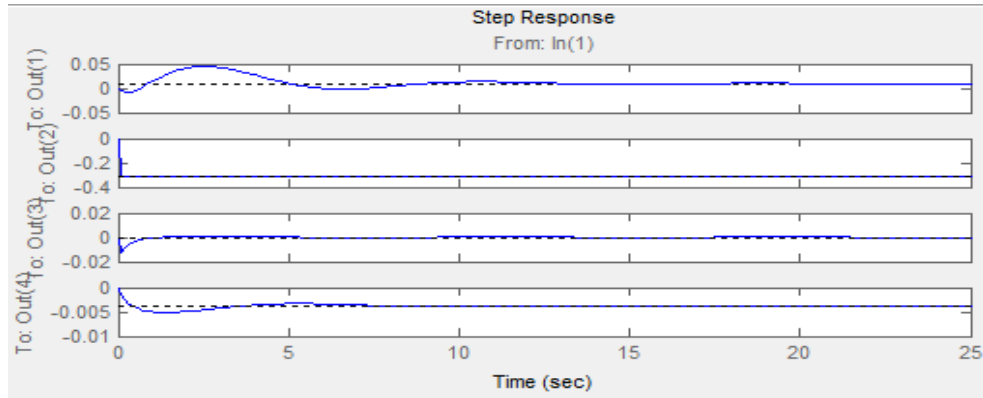
$$K = \begin{bmatrix} 0.0203 & -3.0987 & -0.3583 & -0.4063 \\ 0.4411 & -0.0559 & 1.0125 & 0.1984 \end{bmatrix} \quad (V.50)$$

$$E = [-505.14; -3.69; -2.7 \pm 7.8i] \quad (V.51)$$

On constate que les valeurs propres sont à parties réelles négatives alors que le système est stable.

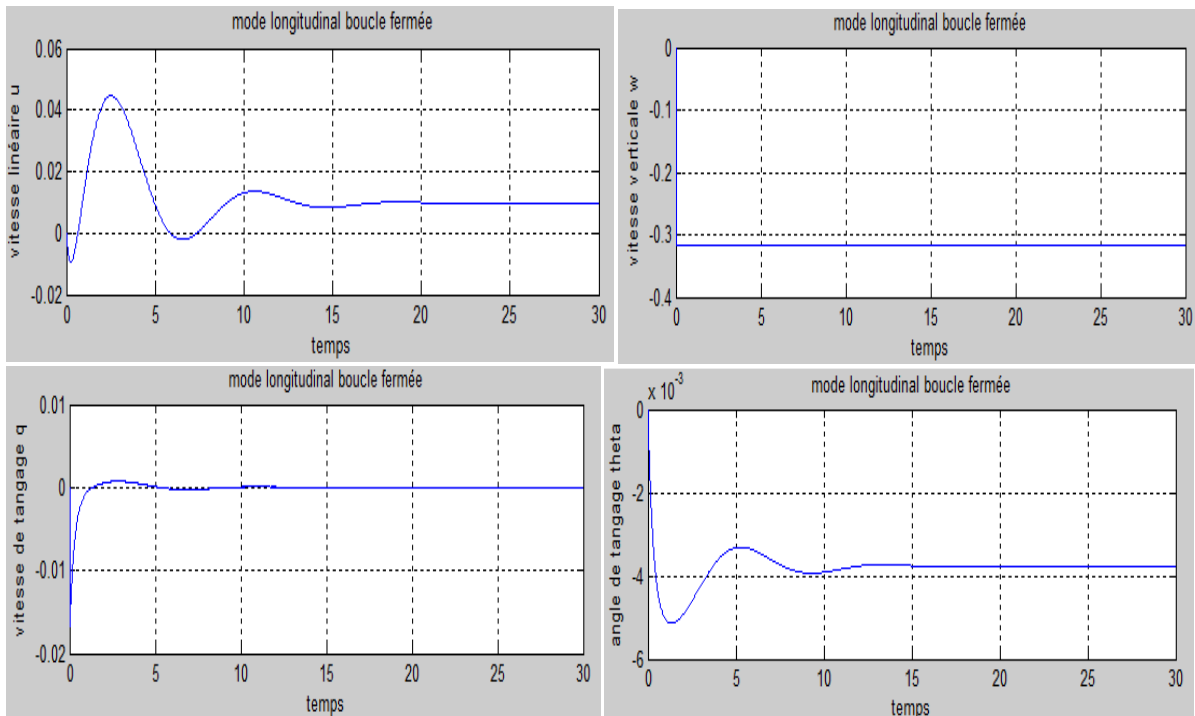
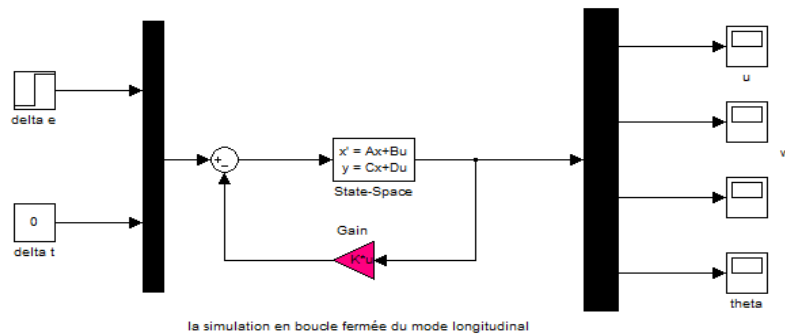
Action sur δ_e :

- *Interprétation utilisant « MATLAB » :*



Figure(V.38) : La réponse indicielle du système longitudinal en boucle fermée

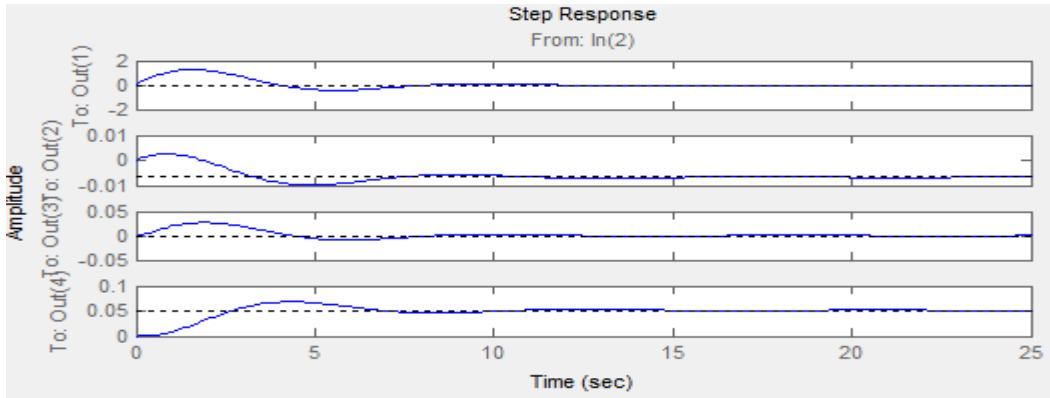
- *Interprétation utilisant « Simulink » :*



Figure(V.39) : La simulation du système longitudinal en boucle fermée

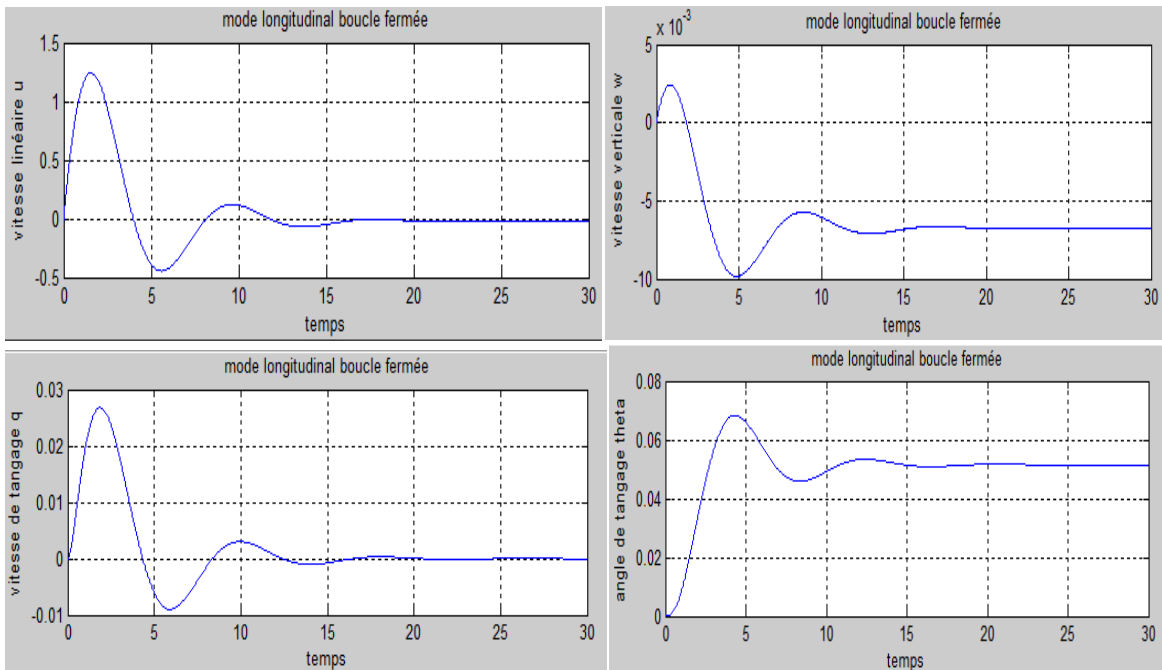
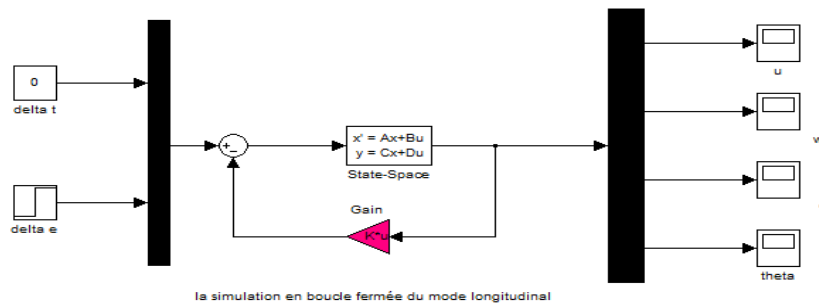
Action sur δ_T :

- *Interprétation utilisant « MATLAB » :*



Figure(V.40) : La réponse indicielle du système longitudinal en boucle fermée

- *Interprétation utilisant « Simulink » :*



Figure(V.41) : La simulation du système longitudinal en boucle fermée

• **Mode latéral :**

On choisit arbitrairement les matrices Q et R comme suit :

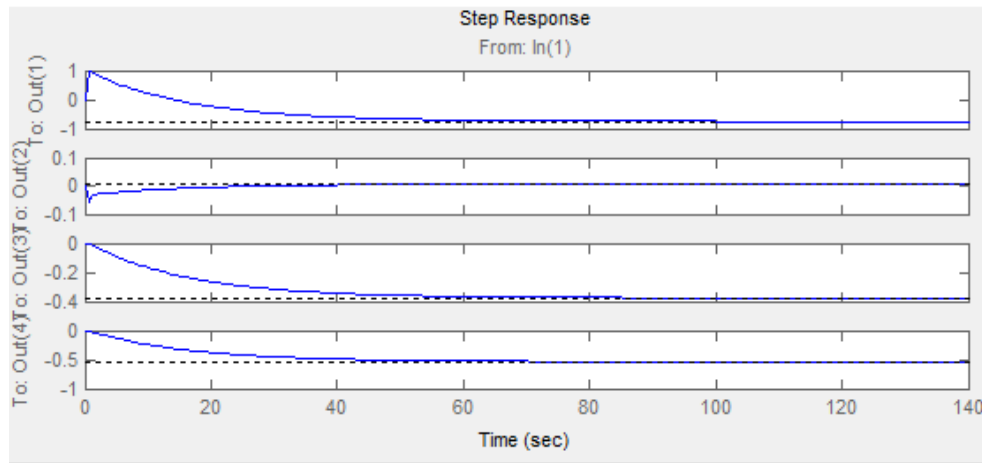
$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \text{ et } R = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (V.52)$$

Alors que :

$$K = \begin{bmatrix} 1.0241 & 0.4463 & -9.7378 & 3.5346 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (V.53)$$

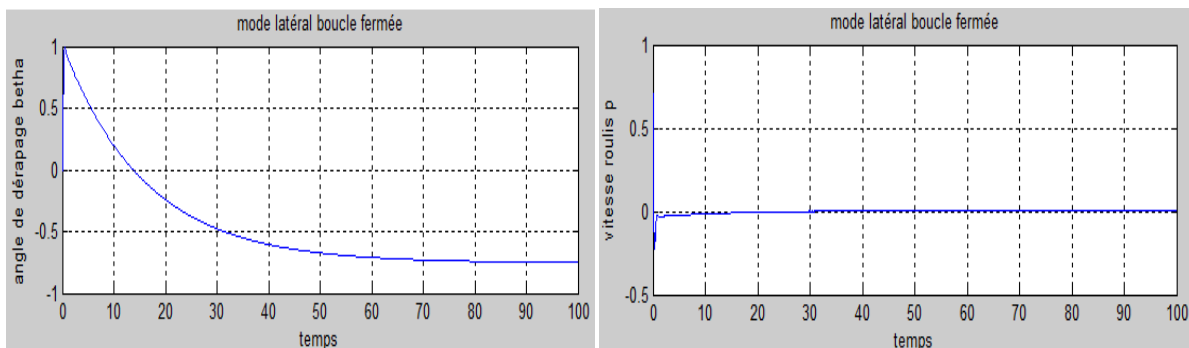
$$E = [-85.0752; -5.8383 \pm 5.3580i; -0.0617] \quad (V.54)$$

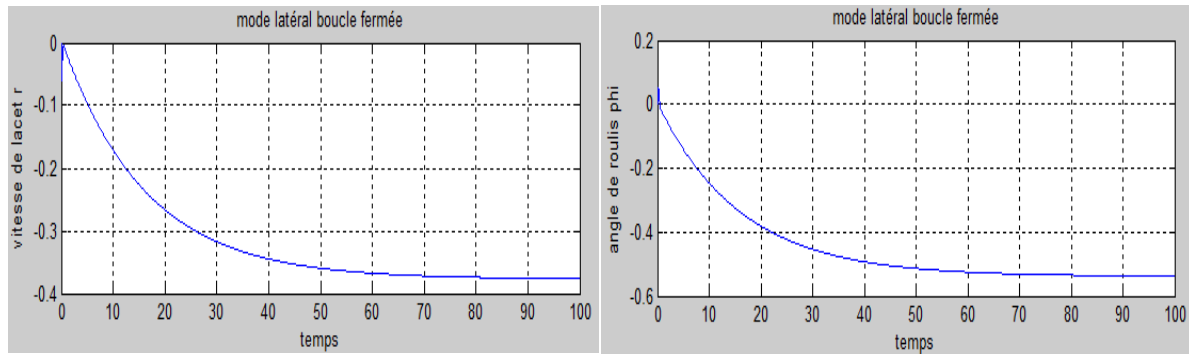
• **Interprétation utilisant « MATLAB » :**



Figure(V.42) : La réponse indicielle du système latéral en boucle fermée

• **Interprétation utilisant « Simulink » :**

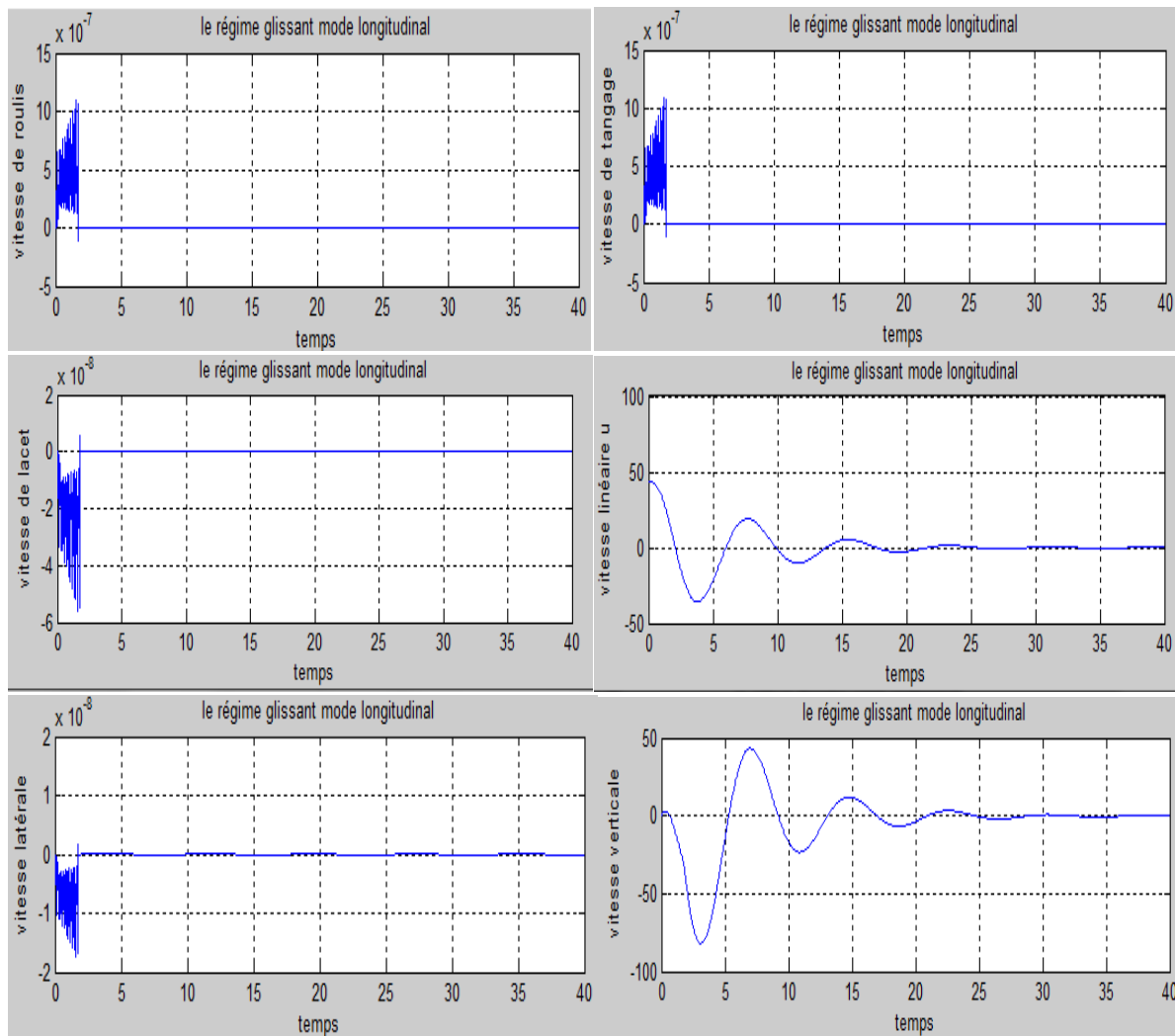


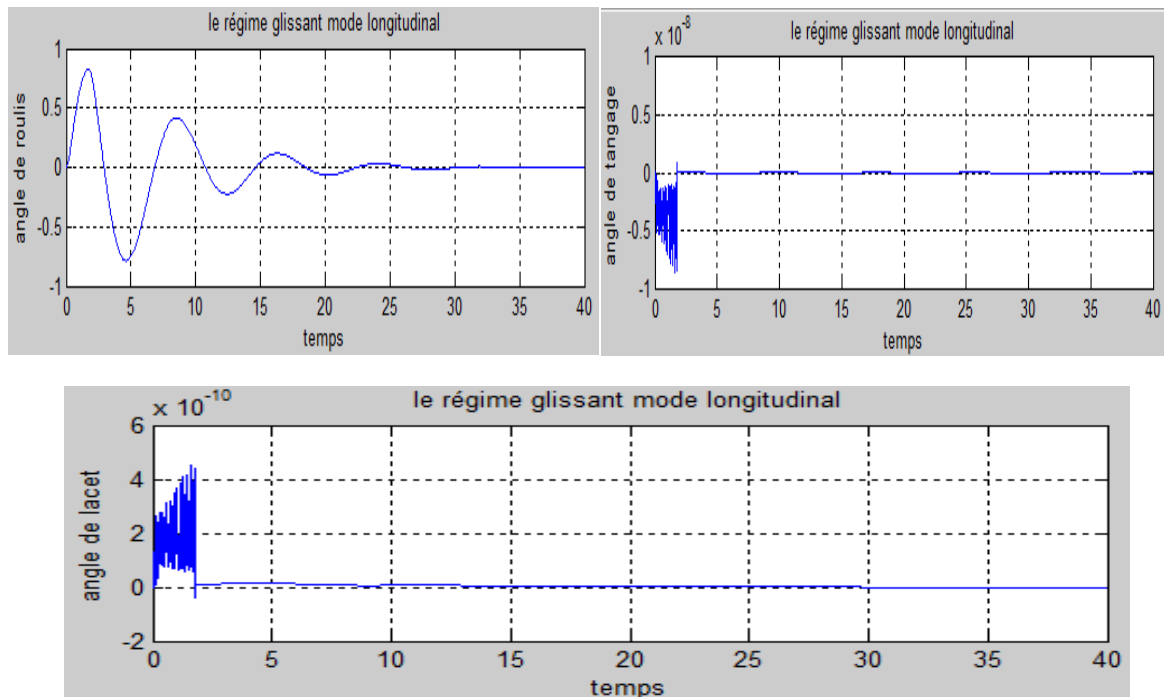


Figure(V.43) : La simulation du système latéral en boucle fermée

V.7.6. Régime glissant :

Pour cette technique de control on a choisit l'hyper surface de glissant selon la même manière de model précédent.

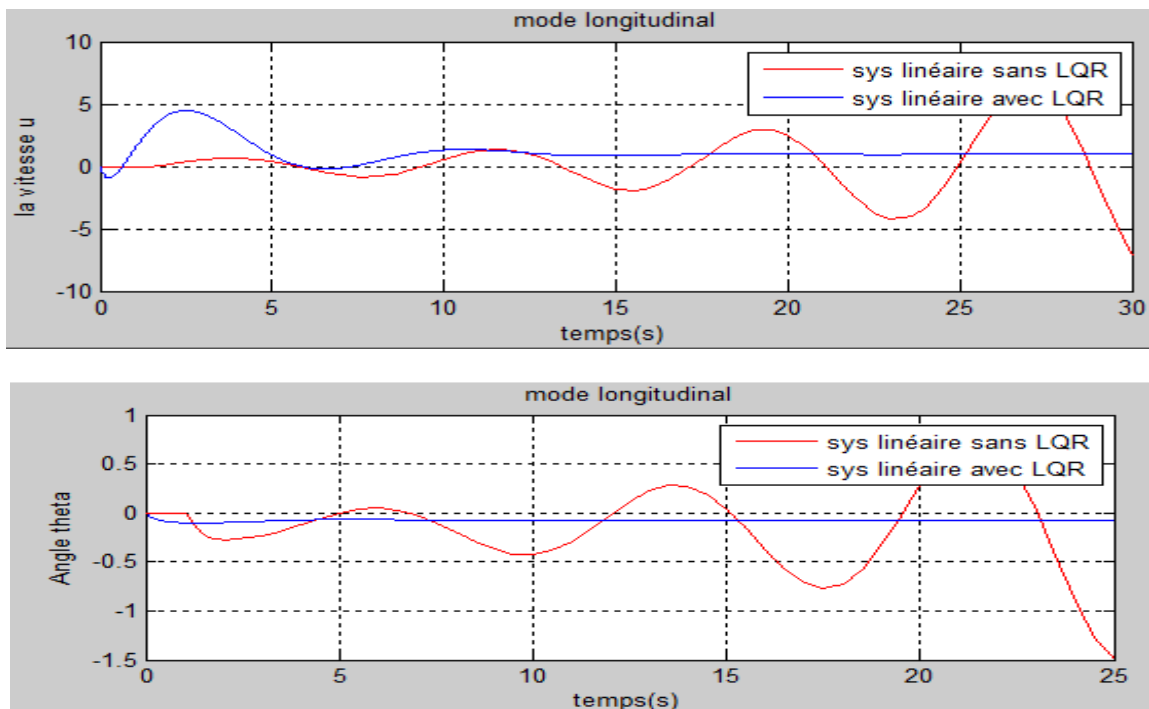




Figure(V.44) : La réponse du système longitudinal en régime glissant

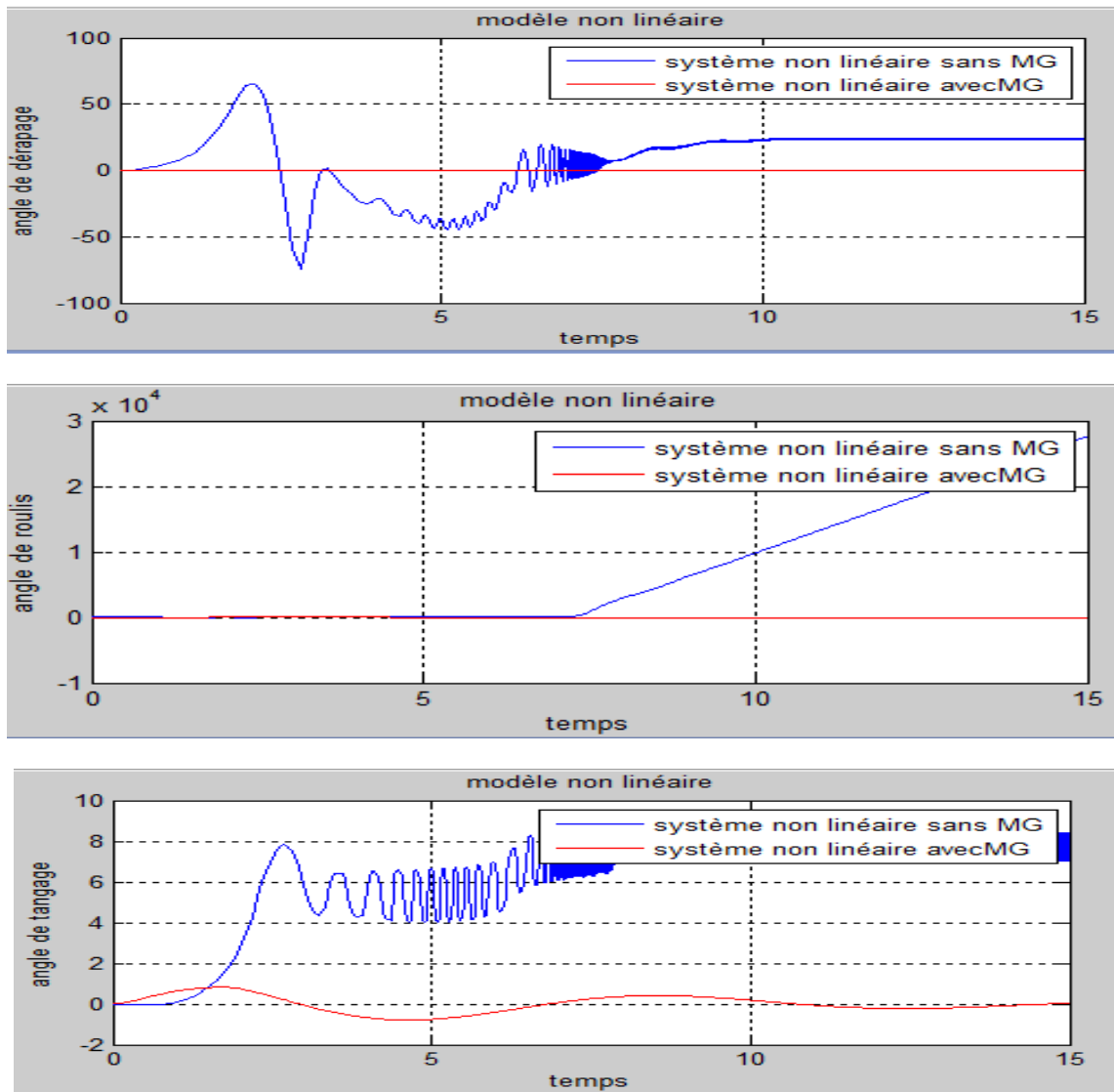
V.7.7. Etude comparative :

- **Système linéaire :**



Figure(V.45) : Comparaison entre le système linéaire sans et avec une commande

• **Système non linéaire :**



Figure(V.46) : Comparaison entre le système non linéaire sans et avec une commande

Le régime glissant assure la stabilité du système, la rapidité, la robustesse et le découplage entre les états du modèle, l'exemple illustre ces propriétés ; en actionnant sur l'élévateur l'angle de tangage varie rapidement et revient à son état d'équilibre mais les états du mode latéral ne sont pas largement affecté et restent nul.

Conclusion

Dans ce mémoire, nous avons étudié la dynamique et le contrôle d'un drone à voilure fixe avec pour objectif l'utilisation d'une technique de contrôle non linéaire.

Ce qui a été réalisé à travers l'atteinte de plusieurs objectifs intermédiaires qui sont aussi le sujet de chacun des chapitres de ce mémoire. On peut citer : la modélisation du drone et plus particulièrement le cas de l'aile volante et de ses paramètres pour la simulation linéaire et non linéaire, la conception de la commande de vol, l'utilité des techniques de contrôle.

La modélisation du drone a été étudiée dans les différents référentiels prenant en compte les équations du mouvement par l'application de la loi de Newton en identifiant l'ensemble des forces et des moments exercés qui ont comme conséquence la génération des accélérations linéaires et angulaires du drone comme indiqué dans les premiers chapitres. Il en résulte un modèle d'état à neuf variables. Finalement, tous ces paramètres et ces équations ont été regroupés dans un modèle Simulink.

De l'autre côté, la commande de vol est basée sur le principe de la linéarisation du modèle. Afin de garantir la stabilité du système et améliorer les performances tel que le temps de réponse, l'erreur statique, les oscillations...etc, deux méthodes sont choisies : la technique de commande LQR et la méthode non linéaire appelée mode glissant. En effet, ces techniques appuient sur la méthode de LYAPUNOV pour garantir la contrôlabilité, la stabilisation, l'observabilité et l'estimation de l'état. Les résultats de simulations obtenus déduisent une bonne poursuite des signaux de sorties en comparant avec celles obtenus sans commande de contrôle.

Finalement, la simulation du drone a donné de bons résultats, alors que l'objectif principal qui était l'application d'une technique non linéaire de contrôle d'un drone lors d'une phase de vol fut atteint avec succès.

Perspective :

Un certain nombre de recommandations peuvent être suggérées en ce moment en ce qui concerne de futures directions pour ce travail :

- Se développer d'un nouveau modèle dynamique de l'avion qui incorpore les effets dynamiques du matériel de commande à bord serait utile pour obtenir des résultats plus précis de simulation. Le logiciel du Matlab/Simulink a pu être employé pour le processus de modélisation ; cependant, les résultats du logiciel ont pu être complétés par des données empiriques des vols réels.

Une fois que le nouveau modèle est développé, cependant, les techniques de control devraient probablement être remodelées.

- Une étude d'aéroélasticité doit être envisagée pour analyser l'effet de la structure (rigidité des matériaux) sur les modes de mouvement.

Bibliographie :

[1]Robert C.Nelson ; « *Flight Stability and Automatic Control* », Aerospace and Mechanical Engineering Department, University of Notre Dame, 1986.

[2]Jan Roskam ; « *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls* », Ackers Distinguished professor of Aerospace Engineering, University of Kansas, Lawrence, Part 1, 2001.

[3]Pascal Brisset ; « *Drones civils : Perspectives et réalités* » ; Ecole nationale de l'aviation civile, Août 2004.

[4]Tom Rochette ; « *Drones militaires* », Ecole Polytechnique de Montréal, 25 mars 2010.

[5]Mario Landry ; « *Commande de vol non linéaire en temps réel d'un drone à voilure fixe* », Montréal le 4 mai 2012.

[6]Eric. J Watkiss ; « *Flight Dynamics of an Unmanned Aerial Vehicle* », Thesis, mars 1994, Naval Postgraduate School, Monterey, California.

[7]Edouard Finoki ; « *Commande de vol non linéaire d'un drone à voilure fixe par la méthode de Backstepping* », Ecole de technologie supérieure, Université du Québec, le 20 mai 2015, thèse.

[8]MontarnalPhilippe ; « *Non Linear Aircraft Dynamics and PIO* », Hamburg University of Applied Sciences, le 8 juin 2009.

[9]Donald McLean ; « *Automatic Flight Control Systems* », Westland Professor of Aeronautics, University of Southampton, UK, 1936.

[10]Jaques Bonnet ; « *Les avions militaires* », ouvrage édité par le centre des hautes études de l'armement, 2007.

[11]Frederico R. Garza ; « *A collection of Non Linear Aircraft Simulations in MATLAB* », NASA, 2003.

[12]David. G Hall ; « *Fundamentals of Airplane Flight Mechanics* », University of Texas at Austin, 2007.

[13]Dr. Frank Allgöwer, Dr. Manfred Thoma ; « *Advances in Sliding Mode Control* », University of California, Santa Barbara, CA, USA.

[14]Borra, Brian ; « *Non linear UAV Flight Control Using Command Filtered Backstepping* », Thesis, 2012.

- [15] Fatima Bento, Maria ; « *Unmanned Aerial Vehicles : An Overview* », Inside GNSS, [http:// www.insidegnss.com/auto/janfeb08-wp.pdf](http://www.insidegnss.com/auto/janfeb08-wp.pdf). 2008.
- [16] Rodrigues, Wenceslo Eduardo, Ramiro Ibarra, Gerardo Romero ; « *Comparison of Controllers for a UAV with Integral Effect and Kalman Estimator: By Bessel Polynomials and LQR* », Applied Mechanics and Materilas, vol 1.
- [17] A.C.KERMODE Editions MODULO; « *Mécanique du vol* » 2ème édition.
- [18] T.du PUY de GOYNE, Y.PLAYS, P.LEPOURRY, J.BESSE ; Editions CEPADUES ; « *Initiation à l'aéronautique* ».
- [19] Gérard Degrez ; « *Performances et stabilité des avions* » ; Automne 2001.
- [20] Daniel Ross , Etienne Deguin, Mickael Gamus; « *L'asservissement par PID* » ; 30 mars 2010.
- [21] Shael Markin ; « *Multiple simultaneous specification attitude control of a mini flying wing unmanned aerial vehicle* »; thesis submitted in conformity with the requirements for the degree of master of applied science, university of TORONTO, 2010.
- [22] Robot Shop; « *Pièces électroniques UAVs & drones* »; site web : www.robotshop.com/eu/fr/pièces-electroniques-uav.html.
- [23] Mohamed Sefsafi, annonce du journal le quotidien de l'économie « *LE MAGHREB* » ; publié le 04-11-2014.