

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

UNIVERSITE MOULOUD MAMMARI DE TIZI-OUZOU



FACULTE DUGENIE ELECTRIQUE ET D'INFORMATIQUE
DEPARTEMENT D'AUTOMATIQUE

**Mémoire de Fin d'Etudes
De MASTER ACADEMIQUE
Spécialité: Automatique
Commande des systèmes**

Thème

**Commande linéaire quadratique gaussienne
appliquée à la commande d'un drone**

Mémoire soutenu publiquement le 18/09/2016

Dirigé par :

Mr. Touat M.A. M.C.B.

Devant le jury composé de :

Président : Mr Mellah R. M.C.A.

Examineur : Mr Chelli T. M.A.A.

Examineur : Mr Ali Bey M. M.A.B.

Réalisé par :

Dahmane Ourabah

Amara Mohand Oussalem

Promotion 2015/2016

REMERCIEMENTS

*« Soyons reconnaissants aux personnes qui nous donnent
du bonheur ; elles sont les charmants jardiniers
par qui nos âmes sont fleuries »
Marcel Proust*

Parce qu'un travail de recherche requiert le concours et le support moral de plusieurs personnes. Le seul moyen de se délivrer d'une tentation, c'est d'y céder paraît-il ! Alors on cède en disant un grand Merci aux personnes qui ont cru en nous et qui nous ont permis d'arriver au bout de ce mémoire.

D'abord, nous sommes très reconnaissants à tous les enseignants, qui ont contribué à notre éducation et à notre formation, depuis la prononciation de la première lettre alphabétique et la résolution de la première opération arithmétique d'addition ou de soustraction...Une profonde gratitude à nos maîtres et professeurs de toutes les étapes de notre trajectoire d'apprentissage. Ils nous ont montré la voie à suivre et ont été, chacun à sa manière, un modèle.

Nous tenons à exprimer à notre promoteur **M^r TOUAT**, qui a accepté de diriger soigneusement ce modeste périple de savoir, nos sentiments de respectueuses grâces pour la confiance qu'il nous a accordée tout au long de la réalisation de ce travail de recherche de magister et pour ses encouragements et conseils. Il a su créer un cadre de travail qui nous a permis d'évoluer en toute liberté tout en étant disponible pendant les moments de doute.

Nous remercions bien entendu les membres du jury, pour avoir accepté de juger ce modeste travail et surtout pour leur évaluation constructive et éclairée.

Nous tenons à adresser ici des sentiments plus décontractés, mais néanmoins chaleureux et sincères à toute personne que nous avons contractée à la faculté, spécialement **M^r MAIDI**, notre vive reconnaissance pour son soutien constant tout au long de l'élaboration de ce travail. C'est très précieux et inoubliable.

Nous avons la chance d'avoir été accompagnés à chaque étape de ce périple avec, ses hauts et ses bas, ses rires et ses doutes, ses souffrances et ses satisfactions, un salut de respect et de gratitude très distingué à nos familles avec tout notre cœur, pour l'amour et le soutien discret et essentiel.

Notre profonde gratitude à toute personne, nous ayant souhaités un jour par une petite phrase ‘bonne chance et bon courage ’.

Dédicaces

Je dédie ce travail à ceux qui m'ont tout donné sans rien me demander et à qui je dois énormément et qui je ne remerciais jamais assez, Pour les sacrifices et les encouragements qu'ils n'ont cessé de me conférer.

Mes chers parents

Mes frères Karim et Ali

Mes sœurs Nacima, Sophie et Rosa

Mes neveux et nièces

A Melissa, Yacine et Mourad

Et à tous mes amis chacun à son nom

Dahmane Ourabah

Dédicaces

Je dédie ce travail à ceux qui m'ont tout donné sans rien me demander et à qui je dois énormément et qui je ne remerciais jamais assez, Pour les sacrifices et les encouragements qu'ils n'ont cessé de me conférer.

Mes chers parents

Ma fiancée Iyssa

Ma sœur Nacima

A tous mes amis chacun à son nom

Amara Mnd Oussalem

Listes des figures et tableaux :

Figure 1.1 : La structure du contrôleur LQG.....	Page 11
Figure 2.10 : Radio plane OQ-2A au musée de l'USAF.....	Page 15
Figure 2.11 : Drone Aérosonde Mark 3	page 18
Figure 2.12 : Référentiel du corps du drone.....	Page 21
Figure 2.13 : Référentiel du vecteur Vitesse \ Stabilité	Page 21
Figure 2.14 : Référentiel local terrestre.....	Page 22
Figure 2.15 : Référentiels d'une vue de face.....	Page 23
Figure 2.16 : Référentiels d'une vue de profil	Page 23
Figure 2.17 : Référentiels d'une vue de dessus.....	Page 24
Figure 2.18 : : représentation du système terre-drone et des deux repères	Page 25
Figure 2.19 : Différentes méthodes de modélisation.....	Page 25
Figure 2.20 : Forces de gravité.....	Page 30
Figure 2.21 : turbulences atmosphériques longitudinales de Dryden	Page 33
Figure 3.10 : Blocs Simulink sans perturbations atmosphériques	Page 39
Figure 3.11 : vitesse longitudinale sans perturbations externes.....	Page 40
Figure 3.12 : angle d'attaque sans perturbations externes	Page 40
Figure 3.13 : variation du tangage sans perturbations externes	Page 41
Figure 3.14 : Angle de tangage sans perturbations externes	Page 41
Figure 3.15 : altitude en fonction du temps sans perturbations externes.....	Page 42
Figure 3.16 : empennages de profondeurs	page 42
Figure 3.17 : étrangleur du moteur.....	Page 43
Figure 3.18 : Bloc Simulink avec perturbation atmosphérique	Page 44

Figure 3.19 : vitesse longitudinale en présence de perturbations externes	Page 45
Figure 3.20 : angle d'attaque en présence des perturbations externes.	Page 45
Figure 3.21 : variation du tangage en présence de perturbations externes.....	Page 46
Figure 3.22 : Angle de tangage sans perturbations externe.....	Page 46
Figure 3.23 : altitude en présence de perturbations externes	Page 47
Figure 3.24 : empennages de profondeurs en présence de perturbations externes .	Page 47
Figure 3.25 :étrangleur du moteur en présence de perturbations externes.....	Page 48

Listes des tableaux :

Tableau 1.1 : classification générale des drones	Page 16
Tableau 1.2 classification des drones.....	Page 17
Tableau 1.3 : Caractéristiques d'Aerosonde Mark3	Page 19
Tableau 1.4 : Tableau des trois référentiels	Page 23
Tableau 1.5 : Techniques de control linéaires et non linéaires	Page 27

Sommaire :

Remerciements

Dédicaces

Liste des figures

Sommaire

Introduction générale. 1

Chapitre I: La Commande LQR/LQR

I.1. Introduction	2
I.2. La Commande linéaire quadratique (LQ ou LQR)	2
I.2.1. Intérêt de la commande LQ.....	3
I.2.2. Commande LQ à horizon infini.....	3
I.2.3. Principe du minimum de Pontryagin.	7
I.3. La Commande LQG et théorème de séparation	10
I.3.1. La Commande LQG.....	10
I.3.2. Le filtre de Kalman	11
I.3.3. Théorème de séparation	12
I.3.4.Choix des matrices de covariances	12
I.4.Conclusion.....	13

Chapitre II: Les Drones

II.1. Introduction.....	14
II.2. Définition	14
II.3.Classification des drones.....	15
II.4. Domaine d'applications	17
II.5 Caractéristiques de l' Aerosonde	18
II.6 Surfaces de commandes	19
II.7 Les référentiels	20
II.7.1 Le référentiel attaché au corps du Drone (X_B, Y_B, Z_B)	21
II.7.2 Le référentiel du Vecteur Vitesse / Stabilité (X_W, Y_W, Z_W)	21
II.7.3. Le référentiel Terrestre (NED) (X_E, Y_E, Z_E)	22
II.8. Dynamique du vol.....	24
II.8.1. Quelques généralités sur la dynamique du vol	24
II.8.2. Les repères.	25
II.8.3. But de la modélisation	26
II.8.4. Commande de vol	27
II.8.5. Modèles mathématiques du drone et les perturbations atmosphériques.....	28
II.8.5.1 Les équations de forces	29
II.8.5.2. Mouvement de rotation.....	31
II.8.5.3. Angles d'Euler.....	32
II.8.6. Représentation des perturbations atmosphérique (turbulence longitudinale)	33
II.9. Conclusion.....	38

Chapitre III : Résultats de simulation et interprétation

III.1.Introduction	39
III.2.Bloc Simulink sans perturbations atmosphériques	39
III.3.Bloc Simulink avec perturbations atmosphériques	44
III.4. Interprétation des résultats	48
III.5.Conclusion	50

Conclusion générale. 51

Introduction générale

Introduction générale

Introduction générale

La théorie de la commande optimale a pour but de déterminer la commande d'un système qui minimise (ou maximise) un critère de performance, tout en tenant compte d'éventuelles contraintes.

On est confrontés aux problèmes d'optimisation dans la vie de tous les jours : comment arriver à destination le plus rapidement possible, comment minimiser la consommation d'énergie d'un drone... Pour un système dynamique donné et dont les équations sont connues, le problème de commande optimale consiste alors à trouver la commande minimisant un critère donné. C'est sous cette forme que la commande optimale a été étudiée durant le 19ème siècle avec le calcul des variations. Une des grandes applications de la commande optimale a été l'application au lanceur Apollo dans les années 1960.

Notons néanmoins que les difficultés soulevées par ce genre de problèmes sont loin d'être complètement résolues comme en témoignent les sessions dédiées à la commande optimale dans les conférences d'automatique. La commande optimale reste donc un sujet de recherche d'actualité [1].

Dans ce mémoire on étudiera les aspects essentiels de la commande optimale.

Le premier chapitre est consacré aux commandes LQR et LQG ainsi que leur intérêt, le deuxième chapitre présente les Drones et leur classification, il se penchera aussi sur les principes de base de l'aérodynamique et de la mécanique de vol. Leur mise en équation avec certaines hypothèses simplificatrices nous permettra d'obtenir le modèle non linéaire du drone.

Dans le troisième chapitre on présentera les différents résultats de simulation. Enfin, le bilan des travaux réalisés sont donnés en conclusion.

Chapitre I

I.1.Introduction:

En automatique, durant les deux dernières décennies plusieurs travaux ont été menés afin d'étudier la robustesse des systèmes. Toutes les techniques développées permettent une approche de la commande qui garantit un fonctionnement satisfaisant d'un processus indépendamment des incertitudes susceptibles d'agir soit au niveau du processus lui-même ou bien au niveau de son évolution [1].

I.2.La Commande linéaire quadratique (LQ ou LQR):

La commande linéaire quadratique est une méthode qui permet de calculer la matrice de gains par retour état. Auteur de trois articles fondamentaux entre 1960 et 1964, Kalman est considéré comme étant l'initiateur dont les résultats ont été complétés par de nombreux auteurs. On parle de commande linéaire quadratique : LQ ou LQR pour "linear quadratique regulator", ce qui veut dire que dans notre cas le système sera linéaire et la commande quadratique, son objectif étant de minimiser une fonction de coût quadratique basée sur les énergies de commande et énergie de sortie[1][3].

Nous traiterons ici la commande linéaire quadratique à horizon infini dans le cas d'un système linéaire stationnaire

Considérons le système linéaire stationnaire ayant pour équation d'état:

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$y = Cx$$

Où $x(t) \in R^n$ est l'état, $u(t) \in R^m$ est la commande, et A et B sont des matrices constantes appartenant à $R^{n \times n}$ et $R^{n \times m}$ respectivement. Considérons d'autre part le critère.

$$J(t) = \int_0^{+\infty} (x^T(t)Qx(t) + u^T(t)Ru(t)) dt$$

Où $Q \in R^{n \times n}$ et $R \in R^{m \times m}$ sont des matrices de pondération symétriques réelles, semi-définie positive et définie positive respectivement, leurs éléments sont choisis de sorte à assurer une pondération relative aux variables d'états individuellement et à la loi de commande.

L'idée consiste à minimiser un critère de performance $J(u)$, quadratique en l'état x et la commande u . Le but de la commande consiste, suite à une perturbation, à ramener, de

préférence aussi rapidement que possible, l'état à sa valeur d'équilibre 0, compte tenu des contraintes liées à un cahier des charges. Si, dans $J(u)$, on privilégie l'énergie de x , c'est celle-ci qui va être essentiellement minimisée, au détriment de l'énergie de la commande, qui pourra donc être très grande, dans ce cas la commande sera très nerveuse (à grands gains). Si au contraire on privilégie dans $J(u)$ l'énergie de u , on met l'accent sur l'économie des moyens ; on obtiendra donc une commande de faible énergie, molle, pour laquelle la dynamique de la boucle fermée sera lente [2][3].

I.2.1. Intérêt de la commande LQ

Le grand intérêt de la commande LQ est d'engendrer des lois de commande stabilisante, par l'intermédiaire des paramètres de synthèse Q et R , dont la manipulation exerce une action sélective sur la réponse et la commande.

Kalman a montré que la commande optimale à critère quadratique par retour d'état garantit des marges de robustesses très satisfaisantes par rapport aux perturbations et à l'incertitude sur les paramètres. Elle a aussi pour avantages :

- Méthode autorégulée
- Réduction de la sensibilité

I.2.2. Commande LQ à horizon infini :

Nous nous intéressons ici au cas du système linéaire à temps variant précédent où :

$$J(t_0, x_0, u) = \frac{1}{2} x_f^T S x_f + \int_{t_0}^{\infty} \frac{1}{2} (x^T Q(t)x + u^T R(t)u) dt$$

On montre que ce critère est fini si le système est stabilisable à tout instant t , (c'est-à-dire qu'à chaque instant, il existe un $K(t)$ tel que les valeurs propres de $A(t) - B(t)K(t)$ soient à partie réelle négative. Remarquons par ailleurs que la partie du critère concernant l'état final n'est plus pertinente car, sur un horizon infini, l'état tend vers zéro si le système bouclé est stable[2].

Dans le cas d'un problème *LTI* (linéaire à temps invariant), la commande optimale est un retour d'état statique $u = -Kx$ où K est exprimé par $K = R^{-1}B^T P$ et P vérifie l'équation algébrique de Riccati :

$$PA + A^T P - PBR^{-1}B^T + Q = 0$$

La résolution d'un problème de commande optimale peut être simplifiée en considérant le modèle à condition que l'hypothèse de linéarité sera ainsi en considérant le critère quadratique on peut concevoir un retour d'état (placement de pôles optimales).

Problème de poursuite:

Considérons le problème général de la poursuite dont le problème de la **régulation** constitue un cas particulier. Désignons par $x_d(t)$ l'état désiré et définissons l'erreur.

Soit un système décrit par:

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

Soit "e" l'erreur entre l'état désiré et l'état actuel:

$$e(t) = x_d(t) - x(t)$$

J représente le critères de performance:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} [[e(t)]^T Q e(t) + [u(t)]^T R u(t)] dt$$

Où Q et R sont des matrices respectivement semi-définie positive et définie positive.

En utilisant le principe du minimum

$$H = Q + \lambda^T \dot{x} = \frac{1}{2} [[e(t)]^T Q e(t) + [u(t)]^T R u(t)] + \lambda^T (Ax + Bu)$$

Il est minimal pour :

$$\nabla_{u(t)} H(x(t), u(t), \lambda(t), t) = Ru(t) + B^T \lambda(t) = 0$$

La commande optimale est alors donnée par :

$$u^*(t) = -R^{-1}B^T\lambda(t)$$

En remplaçant u^* dans H on obtient:

$$H^* = H|_{u=-R^{-1}B^T\lambda} = \frac{1}{2}[[e(t)]^T Qe(t) + (-R^{-1}B^T\lambda(t))^T R(-R^{-1}B^T\lambda(t))] + \lambda^T(t)Ax - \lambda^T(t)BR^{-1}B^T\lambda(t)$$

$$= \frac{1}{2}[[e(t)]^T Qe(t)] + \lambda^T BR^{-1}RR^{-1}B^T\lambda + \lambda^T Ax - \lambda^T BR^{-1}B^T\lambda$$

$$\text{Où } S = BR^{-1}B^T$$

$$H^* = \frac{1}{2}[e(t)^T Qe(t) + \lambda^T(t)S\lambda(t)] + \lambda^T(t)Ax - \lambda^T(t)S\lambda(t)$$

$$= \frac{1}{2}e(t)^T Qe(t) - \frac{1}{2}\lambda^T(t)S\lambda(t) + \lambda^T(t)Ax$$

Equations d'Hamilton Pontrygain :

$$\dot{x}(t) = +\nabla_{\lambda(t)}H^* = Ax(t) + B(-R^{-1}B^T\lambda(t)) = Ax(t) - S\lambda(t)$$

$$\dot{\lambda}(t) = -\nabla_{x(t)}H^* = -[-\frac{1}{2}2Qe(t) + A^T\lambda(t)] = Qe(t) - A^T\lambda(t)$$

En utilisant la matrice de transition on peut démontrer que λ^T peut s'écrire sous la forme suivante :

$$\lambda(t) = K(t) - V(t)$$

$$u = -R^{-1}B^TK(t)x(t) - R^{-1}B^TV(t)$$

$$\dot{x}(t) = Ax(t) - SK(t)x(t) + SV(t) \quad (1.1)$$

$$\dot{\lambda} = Qe(t) - A^TK(t)x(t) + A^TV(t) \quad (1.2)$$

$$\dot{\lambda} = \dot{K}(t)x(t) + K(t)\dot{x}(t) - \dot{V} \quad (1.3)$$

$$(1.2) = (1.3)$$

$$\dot{K}(t)x(t) + K(t)\dot{x}(t) - \dot{V} = Qe(t) - A^T K(t)x(t) + A^T V(t) \quad (1.4)$$

En remplaçant (1.1) dans (1.4) on obtient

$$\dot{K}(t)x(t) + K(t)[Ax(t) - SK(t)x(t) + SV(t)] - \dot{V} = Qe(t) - A^T K(t)x(t) + A^T V(t)$$

Précédemment on a:

$$e(t) = x^d(t) - x(t)$$

Ce qui donne:

$$K(t)Ax(t) - K(t)SK(t)x(t) + K(t)SV(t) + \dot{K}(t)x(t) - \dot{V}(t) = -A^T K(t)x(t) + A^T V(t) + Qx^d(t) - Qx(t)$$

$$(\dot{K}(t) + K(t)A + A^T K(t) - K(t)SK(t) + Q)x(t) - [\dot{V}(t) - (K(t)S - A^T)V + Qx^d(t)] = 0$$

Exprimons le fait que cette égalité doit être satisfaite quelle que soit $x(t)$;

$$(\dot{K}(t) + K(t)A + A^T K(t) - K(t)SK(t) + Q) = 0$$

$$\dot{V}(t) - (K(t)S - A^T)V + Qx^d(t)$$

Ces équations définissent $K(t)$ et $V(t)$. La première équation est appelée équation matricielle de Riccati.

Remarque :

1-la résolution de l'équation de Riccati est généralement difficile analytiquement alors on doit utiliser les méthodes numériques, comme on s'intéresse au régime stationnaire on peut simplifier la résolution, en posant $\dot{K}(t) = 0$ lorsque l'horizon est infini, car dans ce cas le système est stable donc toutes les variations et la matrice du modèle convergent vers leur état stationnaire[3].

2-Dans le cas de la commande LQ la partie terminale est donnée comme suit :

$$\psi(x(tf), tf) = \frac{1}{2}x^T(tf)Hx(tf), H = H^T (H^T \geq 0)$$

D'après le principe du minimum on a :

$$\lambda(t) = \nabla_{x(tf)} \psi(x(tf), tf)$$

$$K(tf)x(tf) - V(tf)$$

Par identification:

$$K(tf) = H, \text{ Et } V(tf) = 0$$

3-Calculons la transposée de l'équation de Ricatti :

$$[\dot{K}(t) + K(t)A + A^T K(t) - K(t)S K(t) + Q]^T = 0$$

$$\dot{K}^T(t) + A^T K(t)^T + K^T A(t) - K^T(t)S^T K^T(t) + Q^T = 0$$

Et puisque Q et S sont des matrices symétriques on obtiendra :

$$\dot{K}^T(t) + A^T K(t)^T + K^T A(t) - K^T(t)S K^T(t) + Q = 0$$

On constate que K et K^T vérifient la même équation alors $K = K^T \geq 0$

4- Lorsqu'on a $x^d = 0$ alors on a affaire à un problème de régulation.

5-le retour d'état, dans le cas de la poursuite, peut ne pas assurer une erreur statique nulle alors on doit ajouter une action intégrale

6-La commande LQ est l'une des commandes robustes, les marges de gain et de phase sont respectivement $+\infty$ et 60° . Malheureusement en présence d'un estimateur (ou observateur) ces $M\phi$ sont détériorées et on doit faire appel aux techniques de recouvrement.

7-l'expérimentation pratique de la commande LQ nécessite le retour d'état, comme celui-ci peut ne pas être mesuré pour absence de capteur ou coût très cher, alors on doit utiliser un observateur (estimateur) pour estimer l'état.

I.2.3.Principe du minimum de Pontryagin :

La méthode de calcul des variations constitue une méthode générale pour l'étude des optimums d'une fonctionnelle (une fonctionnelle est une fonction de fonction). Qui présentera une méthode élégante facilitant d'avantage la détermination de la loi de commande optimale.

Cette méthode est "le principe du minimum de Pontryagin », elle conduit à une solution générale du problème de commande optimale [1].

Le principe du minimum est la méthode la plus utilisée pour résoudre un problème de commande optimale, il est développé en utilisant les calculs des variations suivants l'approche de Lagrange.

Les conditions d'optimalités sont données sous forme d'un système d'équations différentielles ordinaires du premier ordre.

Problème de commande optimale:

Dans ce qui suit, on s'intéressera au problème de commande optimale formulé comme suit :

$$\min_{u(t)} J(u(t)) = \psi(x(tf), tf) + \int_{t_0}^{tf} \Phi(t, u(t), t) dt$$

Sujet à :

$$\dot{x}(t) = f(x(t), u(t), t)$$

Qu'on peut écrire :

$$\min_{u(t)} J(u(t)) = \psi(x(tf), tf) + \int_{t_0}^{tf} \Phi(x(t), u(t), t) dt$$

Sujet à

$$f(x(t), u(t), t) - \dot{x}(t) = 0$$

En appliquant la méthode de Lagrange, on introduit le vecteur des variables adjointe $\lambda(t)$, qui est de même dimension que le vecteur $x(t)$, et le problème de commande optimale se ramène à la résolution du problème suivant[1][3]:

$$\begin{aligned} \hat{J}(u(t)) &= \psi(x(tf), tf) + \int_{t_0}^{tf} \Phi(x(t), u(t), t) dt + \int_{t_0}^{tf} \lambda^T(t) [\dot{x}(t) - f(x(t), u(t), t)] dt \\ &= \psi(x(tf), tf) + \int_{t_0}^{tf} \Phi(x(t), u(t), t) + \lambda^T(t) [f(x(t), u(t), t) - \dot{x}(t)] dt \end{aligned}$$

Pour simplifier l'étude de la minimisation de nouveau critère \hat{J} , on définit la fonction d'Hamilton (appelée aussi Hamiltonien) comme suit :

$$H(x(t), \lambda(t), u(t), t) = \Phi(x(t), u(t), t) + \lambda^T(t)f(x(t), u(t), t)$$

Et le problème à résoudre prendra la forme suivante :

$$\hat{J}(u(t)) = \psi(x(tf), tf) + \int_{t_0}^{tf} [H(x(t), \lambda(t), u(t), t) - \lambda^T(t)\dot{x}(t)]dt$$

Par intégration par partie de second terme de l'intégrale, il vient :

$$\begin{aligned} \hat{J}(u(t)) &= \psi(x(tf), tf) \Big|_{t_0}^{tf} \\ &\quad + \int_{t_0}^{tf} H(x(t), \lambda(t), u(t), t)dt - \left[\lambda^T(t)x(t) \Big|_{t_0}^{tf} - \int_{t_0}^{tf} \dot{\lambda}^T(t)x(t)dt \right] \\ &= \psi(x(tf), tf) \Big|_{t_0}^{tf} + \int_{t_0}^{tf} H(x(t), \lambda(t), u(t), t)dt - \lambda^T(t)x(t) \Big|_{t_0}^{tf} + \int_{t_0}^{tf} \dot{\lambda}^T(t)x(t)dt \\ &= [\psi(x(tf), tf) - \lambda^T x(t)] \Big|_{t_0}^{tf} + \int_{t_0}^{tf} [H(x(t), \lambda(t), u(t), t) + \dot{\lambda}^T(t)x(t)]dt \end{aligned}$$

En utilisant le calcul des variations pour la minimisation du critère \hat{J} , il vient :

$$\begin{aligned} \delta \hat{J} &= (\delta x^T(t) [\nabla_{x(t)} \psi(x(t), t) - \lambda(t)]) \Big|_{t_0}^{tf} \\ &\quad + \int_{t_0}^{tf} (\delta x^T(t) [\nabla_{x(t)} H(x(t), \lambda(t), u(t), t) + \dot{\lambda}(t)] \\ &\quad + \delta u^T(t) \nabla_{u(t)} H(x(t), \lambda(t), u(t), t)) dt \end{aligned}$$

Pour déterminer la solution, on doit imposer $\delta \hat{J} = 0$ pour n'importe quelles variations

$\delta x(t)$ et $\delta u(t)$ ce qui donne:

$$\nabla_{u(t)} H(x(t), \lambda(t), u(t), t) = 0 \quad (1.5)$$

$$\dot{\lambda}(t) = -\nabla_{x(t)} H(x(t), \lambda(t), u(t), t) \quad (1.6)$$

$$\dot{x}(t) = +\nabla_{\lambda(t)} H(x(t), \lambda(t), u(t), t) \quad (1.7)$$

Avec les conditions aux limites suivantes :

$$(\delta x^T(t) [\nabla_{x(t)} \psi(x(t), t) - \lambda(t)]) \Big|_{t_0}^{tf} = 0 \quad (1.8)$$

Où l'équation (1.5) permet de déterminer l'expression de la loi de commande et les équations (1.6) et (1.7) représentent les conditions de stationnarité ou d'optimalité que la solution doit satisfaire pour qu'elle soit optimale.

Ainsi, si $x(tf)$ est libre, d'après (1.8), on doit imposer :

$$\lambda(tf) = \nabla_{x(tf)} \psi(x(tf), tf)$$

Pour étudier la nature des solutions, il suffit d'étudier la positivité de la matrice Hessienne suivante :

$$\nabla_{u(t)}^2 H(x(t), \lambda(t), u(t), t)$$

Dans le cas de l'existence de plusieurs solutions, on doit évaluer le critère pour les différentes solutions trouvées et de prendre celle qui donne une valeur minimale pour le critère.

I.3. La Commande LQG et théorème de séparation:

I.3.1. La Commande LQG :

Définition: La commande LQG est une méthode qui permet de calculer la matrice de gains d'une commande par retour d'état, dans un souci particulier de réduire les bruits blancs, elle s'applique à des systèmes dont l'état n'est pas encore mesuré. Elle réunit un contrôleur LQ et un estimateur de Kalman, cette commande a garantie une certaine robustesse de la boucle fermée [2][3].

Soit le système dynamique stochastique d'équation d'état :

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + w(t) \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) + v(t) \end{cases} \quad (1.9)$$

où le bruit d'état w et le bruit de mesure v sont des bruits blancs centrés de variance.

$$E\{ww^T\} = W \geq 0 \text{ et } E\{vv^T\} = V > 0$$

Le problème LQG consiste en la minimisation du critère :

$$J(x, u) = \lim_{t_f \rightarrow \infty} E \left\{ \frac{1}{t_f} \int_{t_0}^{t_f} \left((x(t))^T Q_v x(t) + (u(t))^T R_v u(t) \right) dt \right\} \quad (1.10)$$

où Q_v et R_v deux matrices de covariance.

I.3.2. Le filtre de Kalman :

le filtre de Kalman est une méthode qui consiste a estimer les paramètres d'un système évoluant dans le temps a partir de mesures bruitées, il sert aussi a filtrer les bruits blancs, un exemple d'utilisation de ce filtre pourrait être la détermination la position et la vitesse d'un véhicule a partir des données GPS fournis par plusieurs satellites [1][2].

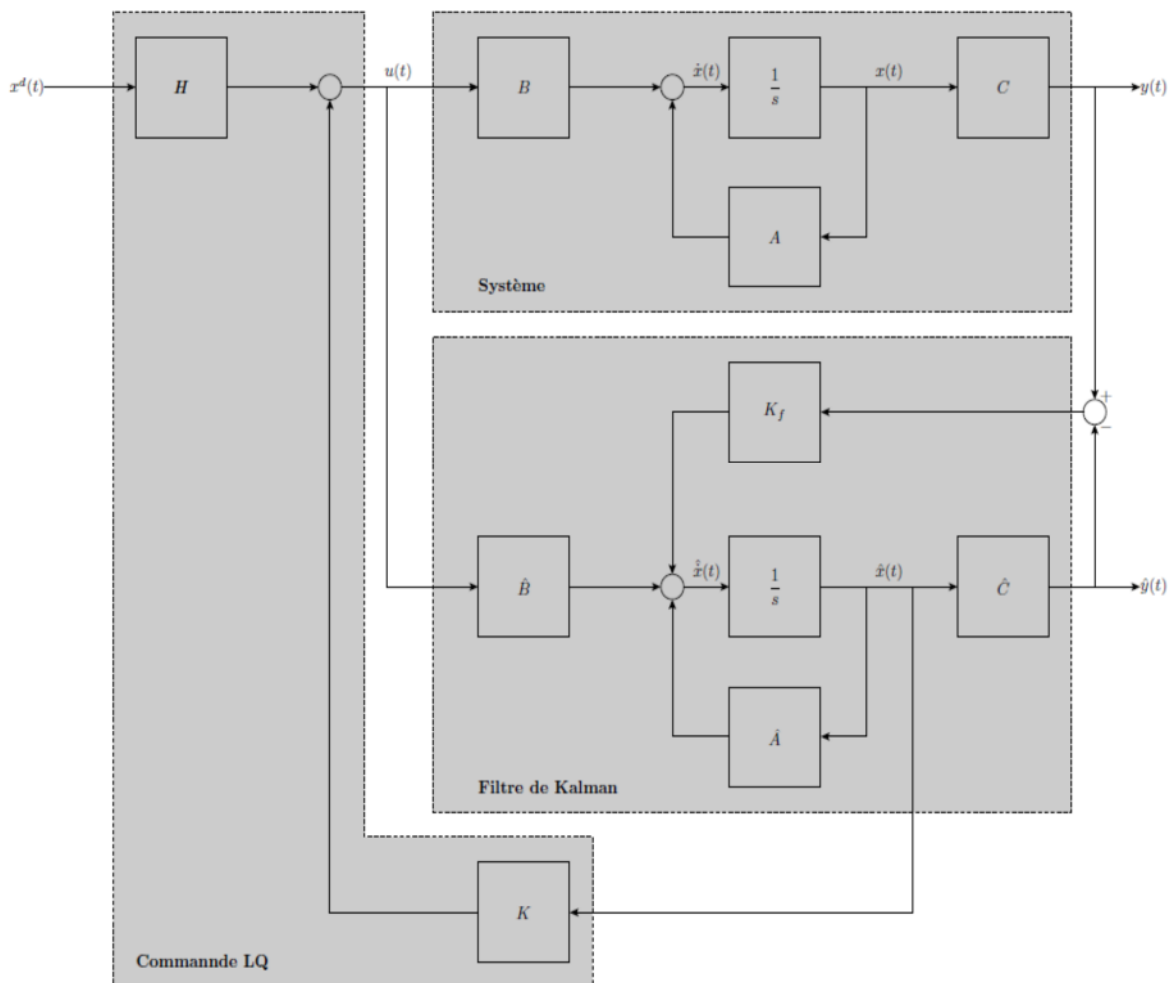


Figure 1.1: La structure de la commande LQG.

I.3.3. Théorème de séparation :

La solution de ce problème de commande optimale de processus stochastique est bien connue sous le nom de *théorème de séparation*. Ce théorème énonce que la solution du problème est composée de deux parties[2] :

- Par un Filtre de KALMAN permettant de donner l'estimée \hat{x} de l'état x (au sens de la variance d'erreur minimale) qui est non biaisée et à variance minimale, d'où l'estimée optimale \hat{x} est donnée par l'équation classique du filtre de KALMAN.

$$\hat{\dot{x}} = A\hat{x} + Bu + K_f(y - C\hat{x} - Du)$$

où K_f est le gain optimal du Filtre de KALMAN.

- En appliquant l'estimé \hat{x} à la commande par retour d'état $u(t) = -K\hat{x}(t)$ comme s'il était la mesure exacte du vecteur d'état x , où K est calculé en considérant le problème de commande optimale linéaire (méthode LQ) correspondant (en enlevant v et w de l'équation d'état (1.9) et E dans le critère (1.10)) :

$$u = -K\hat{x}$$

$$\text{Avec } \begin{cases} K = R^{-1}B^T P \\ PA + A^T P - PBB^{-1}B^T P + Q = 0 \end{cases} \quad (1.11)$$

D'après la Figure 1.1, la représentation d'état du contrôleur LQG s'écrit :

$$\text{Avec } \begin{bmatrix} \dot{\hat{x}} \\ u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A - BK - K_f C + K_f DK & K_f \\ -K & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x} \\ y \end{bmatrix} \quad (1.12)$$

$$K(s) = -K(sI - A + BK + K_f C - K_f DK)^{-1} K_f$$

I.3.4. Choix des matrices de covariances :

Les différents états mesurés et estimés passent par ces matrices. Leurs buts sont de minimiser les erreurs liés à une modélisation et à la présence de bruits sur les mesures. ce réglage requiert une attention particulière et quelques grandes lignes permettent de comprendre l'influence du réglage de ces valeurs par rapport à la dynamique et la stabilité du filtrage[3].

La matrice Q_v liée aux bruits entachant l'état, permet de régler la qualité estimée de notre modélisation et de sa discrétisation, une forte valeur de Q_v donne une forte valeur de gain K_f réduisant l'importance de la modélisation et de la dynamique du filtre. la mesure possède alors un poids relatif plus important. Une trop forte valeur de Q_v peut cependant créer une instabilité de l'observation.

La matrice R_v règle quant à elle le poids des mesures. une forte valeur indique une grande incertitude de la mesure. Part contre, une faible valeur permet de donner un poids important à la mesure. Cependant il faut faire attention au risque d'instabilité aux faibles valeurs de R_v .

les réglages de Q_v et de R_v ont été effectués d'assurer une stabilité dans toutes la plage des états à estimer, tout en respectant un compromis avec la dynamique et les erreur statique. Ces réglages ne sont surement pas optimaux, mais les qualités de ce filtre assurent un fonctionnement correct.

I.4.Conclusion:

Dans ce premier chapitre, nous avons présenté une étude sur la commande optimale en général, nous avons vu la commande LQR avec ses diverses propriétés. Ensuite nous nous sommes intéressés à la commande LQG et son application dans le domaine optimal, dont les résultats seront utilisés par la suite dans notre étude en simulation.

Chapitre II

II.1.Introduction :

Les premiers drones apparurent en France dans les années 1960, tel le R 20 de Nord-Aviation, dérivé de l'engin cible CT 20 [9][4]. Mais les exemples significatifs d'une utilisation opérationnelle des drones sont encore peu nombreux.

Pendant la guerre du Vietnam, les Américains ont utilisé des drones (Firebee) pour localiser les rampes de lancement des missiles sol-air soviétiques « SAM-2 » : 3500 missions furent recensées. Plus tard, en 1991, lors de la guerre du Golfe, ils ont fait appel au drone (Pioneer) pour la surveillance jour/nuit, l'acquisition des objectifs, et les réglages de l'artillerie. Dans ce même conflit, les Britanniques et les Français commencèrent à se servir de ces derniers[4].

D'une façon générale, les spécialistes considèrent que les drones ont pu vraiment démontrer leurs capacités opérationnelles d'observation aérienne (renseignement), sur les trois récents théâtres d'opération qu'ont constituée les conflits en ex-Yougoslavie, en Irak, et en Afghanistan. C'est encore un drone (Hunter) qui a successivement assuré la surveillance des réunions du G8 à Evian en 2003, ainsi que les cérémonies de célébration du 60ème anniversaire du débarquement allié en Normandie en 2004.

Les exemples d'utilisation civile, eux, se font plus rares. On peut toutefois citer la surveillance urbaine en Afrique du sud, et le traitement des cultures effectué au Japon par des drones hélicoptères télécommandés. En France, deux drones miniatures sont en expérimentation au sein de la Gendarmerie nationale et du GIGN (Coccinelle). De son côté, le Laboratoire Central des Ponts et Chaussées a procédé à des essais de surveillance d'ouvrage d'art, également avec un drone à voilure tournante. Mais le drone est encore mal connu, et suscite de ce fait des appréhensions. Une demande d'expérimentation de surveillance de trafic routier sur le périphérique d'une grande ville française à partir d'un drone miniature (environ 6 Kg) a été refusée en 2004 par les autorités et ce, pour des raisons de sécurité.

Les applications sont multiples : localisation de victimes lors de catastrophes naturelles, supervision du trafic routier, prises de vues de bâtiments ou d'ouvrages d'art pour la maintenance [4][5].

II.2 Définition :

Les drones sont des aéronefs capables de voler et d'effectuer une mission *sans présence humaine à bord*. Cette première caractéristique essentielle justifie leur désignation de Unmanned Aerial Vehicle (UAV). Toute notion de risque pour un équipage est en effet supprimée

dans le cadre de mission civile ou militaire dangereuses ou physiologiquement difficiles ou pénibles, quand la présence de l'homme à bord s'avère inutile ou dangereuse, le drone semble donc la solution idéale.

D'origine anglaise, le mot « drone », qui signifie « bourdon », ou « bourdonnement », est communément employé en Français en référence au bruit que font certains d'entre eux en volant [4].

II.3. Classification des drones :

La classification des drones est un exercice très difficile, dans la mesure où elle varie selon le contexte et les pays. Il existe de nombreux critères pour classer un drone. Ils diffèrent par leur altitude maximale, leur autonomie, leur taille, ou encore leur charge utile [5].

Cependant les drones aériens peuvent être classés selon plusieurs critères :

- L'altitude et l'endurance (drones tactiques, MALE, HALE) :
 - L'altitude considérée est l'altitude de croisière avec les ordres de grandeur suivants : les moyennes altitudes $5\,000\text{ m} < h < 15\,000\text{ m}$; les hautes altitudes : $h > 20\,000\text{ m}$
 - L'autonomie est le temps que peut passer l'aéronef en vol. Un ordre de grandeur d'une autonomie dite longue est de 20 à 40 heures
- La taille (longueur, envergure, etc.)
- Leur capacité à emporter des armements ou non (drones de surveillance / drones armés / drones de combats)
- Leur caractère furtif ou non
- Leur capacité à participer à des missions de haute intensité ou de basse intensité
- Leur voilure (fixe, tournante ou battante).



Figure 2.10 : Radio plane OQ-2A au musée de l'USAF.

Le classement le plus répandu est fondé sur les critères d'altitude et d'endurance, auquel on peut rajouter la catégorie des drones de combat :

Segment	Exemples
Drones tactiques ou TUAV (Tactical Unmanned Air Vehicle)	<u>RQ-7</u> <u>Shadow</u> , <u>Sperwer</u> , <u>Hermes</u> , <u>Watchkeeper</u>
Drones volant à moyenne altitude et de longue endurance (MALE) permettant d'utiliser une charge de mission pouvant atteindre 500 kg	<u>Anka-A</u> , <u>Predator A</u> , <u>Reaper</u> , <u>Harfang</u> , <u>Talarion</u> , <u>Mantis</u> / <u>Telemos</u> , <u>Heron TP</u>
Drones volant à haute altitude et de longue endurance (HALE)	<u>Anka-A+</u> , <u>Global Hawk</u> , <u>Phantom Eye</u>
Drones de combat (UCAV)	<u>Anka-B</u> , <u>X45</u> , <u>X47</u> , <u>nEUROn</u> , <u>Taranis</u>

Tableau 1.1: classification générale des drones[4].

Le segment tactique se décompose lui-même en cinq sous-segments :

- Micro-drones (*Micro Aerial Véhicule* ou MAV), qui s'apparentent plus à des modèles réduits.
- Drones de très courte portée (TCP).
- Drones moyenne portée lents (multicharges, multi missions ou MCMM lents).
- Drones rapides basse altitude (MCMM rapides).
- Drones maritimes tactiques (DMT).

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>Microbart</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	500-1500	5-8	12-24	<i>Aerosonde</i>
	MALE	1000-1500	5-8	24-48	<i>Predator-IT</i>
Drones Stratégiques	HALE	2500-12500	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>

Tableau1.2: Classification des drones.

II.4 Domaine d'applications :

La plupart des drones sont utilisés au niveau des forces militaires ou bien de sécurité. Au niveau militaire, un UAV peut être utilisé comme une arme, un relais, ou bien un collecteur d'informations. Au cœur de la guerre électronique, il peut servir de brouilleur où bien d'intercepteur de communications, au niveau de la sécurité, il peut avoir comme application le contrôle du trafic routier, la surveillance maritime, ou bien la recherche aérienne. Dans les applications civiles, il peut être très utile dans des environnements difficiles, pour les prévisions météorologiques et la livraison du matériel[5].

Plusieurs auteurs (Pestana et al., 2013) ont proposé d'intégrer des caméras sur leurs drones tout en effectuant des suivis de trajectoire. Par ailleurs, un drone est un engin à faible coût, qui permet de faire de nombreux essais dans des zones dangereuses sans mettre en danger la vie d'un pilote.

II.5 Caractéristiques de l'Aerosonde :

La configuration de base de l'Aerosonde est comme « poussoir », en anglais « pusher », avec le moteur derrière, cette conception présente quelques limitations aéronautiques mais a l'avantage principal qui est d'éviter la contamination des instruments par les gaz dégagés par le moteur. La table suivante récapitule les caractéristiques de l'Aerosonde « mark 3 ». Le véhicule est autonome et facilement programmé pour exécuter des missions désirées pour l'utilisateur. L'Aerosonde fonctionne en mode complètement autonome exercée par des opérateurs locaux ou d'un centre qui peut être à plusieurs milliers de kilomètres. Le drone a été testé et a mené des opérations dans divers conditions météorologiques [6][7].



Figure 2.11: Drone Aerosonde Mark 3.

<i>Spécifications</i>	
Poids, envergure d'aile	13-15 kilogrammes, 2.9m
Moteur	24 cc, carburant a injecté le type de H
Poids du carburant max	5kilogrammes
Navigation	GPS et INS
Distance max de communication Bonde UHF	180m
Energie générée à bord	Générateur maxon délivrant 18V DC, 1Amp et 40W
Temps de vol maximal	250 heures
Performances	
Vitesse de : translation, élévation	Translation 18-32 ms ⁻¹ , élévations > 2.5 ms ⁻¹
Endurance	20 h à 30 h, 2000 à 3000 km
Altitude	100 → 7000 m
Charge utile	Maximum 5 kg ~ résistance de 10 heures. 2 kilogrammes maximum de ~ résistance de 30 heures

Tableau 1.3: Caractéristiques d'Aerosonde Mark3[7].

II.6.Surfaces de commandes :

Chaque objet volant possède des surfaces de commande ou d'autres moyens de générer des forces et des moments nécessaires pour la commande sur trois axes. Pour la plupart des aéronefs on peut distinguer en général quatre surfaces de commande qui prédominent le mouvement longitudinale, latérale et transversale [7][8].

Empennages de profondeur (Elevator) : situé sur l'arrière horizontal, engendrent des moments autour de l'axe de tangage pour contrôler le tangage et défaire l'altitude, les autres grandeurs qui dépendent de l'angle de tangage : lorsque le drone est tiré vers l'arrière, la gouverne de profondeur est commandée dans le sens haut, provoquant la rotation de l'avion autour de l'axe de tangage (Y) (axe passant par les extrémités des ailes et le centre de gravité) : l'arrière de l'appareil s'abaisse et le nez se baisse (mouvement en cabré). Inversement, lorsque le manche est poussé vers l'avant, le nez de l'appareil pivote vers le haut (mouvement piqué). La gouverne de profondeur permet donc de contrôler l'assiette de l'avion (position de l'appareil par rapport à l'horizon).

Etrangleur de moteur (Throttle) : utilisé pour contrôler le taux d'oxygène lors de la combustion, afin de générer la poussée et la portance nécessaires lors du vol [décollage, atterrissage].

Ailerons : la surface est située sur les ailes, elle engendre des moments autour de l'axe des roulis. Le mouvement de roulis d'un drone est contrôlé par des inclinaisons des ailerons. Ceux-ci se déplacent en sens opposés l'un de l'autre de telle sorte que lorsque l'un est relevé, l'autre est baissé et vice versa. La portance diminue du côté de l'aileron relevé et augmente du côté de l'aileron baissé. Ainsi, lorsque le drone s'incline vers la droite, l'aileron gauche se relève et celui de la droite s'abaisse simultanément entraînant une inclinaison à droite de l'appareil (et inversement pour une inclinaison à gauche)[7].

Gouverne de direction (Rudder) : Située à l'arrière verticale, engendre des moments autour de l'axe lacet : le mouvement de lacet d'un drone est contrôlé par la gouverne de direction. En voulant se diriger à gauche, la gouverne de direction se pivote vers la gauche, ce qui entraîne une dépression de côté droit de la gouverne et la rotation de l'avion autour de l'axe lacet vers la gauche (et inversement pour tourner à droite). Par ailleurs, lors d'une mise en virage, le drone peut être amené à actionner la gouverne de direction du côté où il tourne de manière à corriger un phénomène appelé lacet inverse, susceptible de provoquer une dissymétrie du vol. Dans ce qui suit nous donnons quelques généralités sur la dynamique du vol[8].

II.7. Les référentiels :

Dans ce mémoire, nous nous intéressons à trois types de référentiels. Ces trois référentiels sont[9]:

- Le référentiel attaché au corps du drone.
- Le référentiel vecteur vitesse / stabilité.
- Le référentiel terrestre (NED).

II.7.1 Le référentiel attaché au corps du Drone (X_B, Y_B, Z_B) :

L'avion est un corps rigide. L'axe X_B pointe vers le nez de l'avion, l'axe Y_B est perpendiculaire à l'axe X_B et est confondu avec l'aile droite, l'axe Z_B pointe vers le bas. Le plan $X_B Z_B$ constitue un axe de symétrie de l'avion. Ces trois axes sont représentés à la figure 2.12.

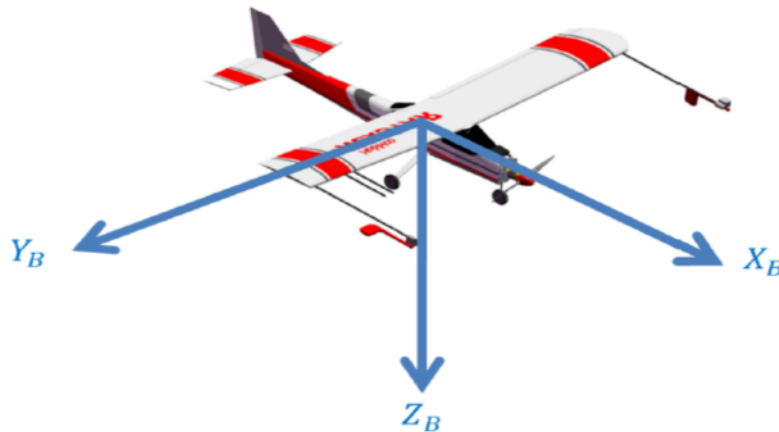


Figure 2.12 : Référentiel du corps du drone.

II.7.2 Le référentiel du Vecteur Vitesse / Stabilité (X_W, Y_W, Z_W) :

L'axe X_W est orienté en direction du vecteur vitesse de l'avion, l'axe Y_W est orthogonal à X_W et pointe vers l'aile droite. L'axe Z_W est orthogonale aux axes X_W et Y_W , ces trois axes sont représentés à la figure 2.13.

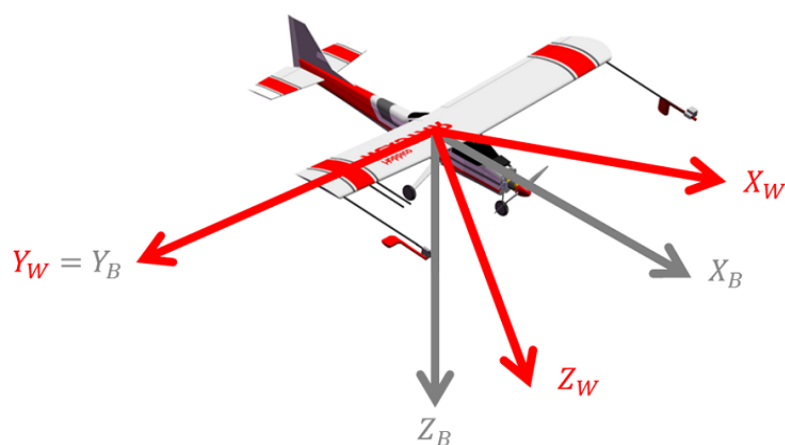


Figure 2.13: Référentiel du vecteur Vitesse \ Stabilité.

II.7.3. Le référentiel Terrestre (NED) (X_E, Y_E, Z_E) :

Avant de présenter le référentiel terrestre, il est important de présenter le référentiel ECEF. (Earth Centred Earth Fixed).

Ce référentiel a pour origine le centre de masse de la terre. Ce référentiel tourne avec la Terre. Ainsi, un point à la surface de la Terre demeure toujours aux mêmes coordonnées. Ces trois axes sont représentés à la figure 2.14.

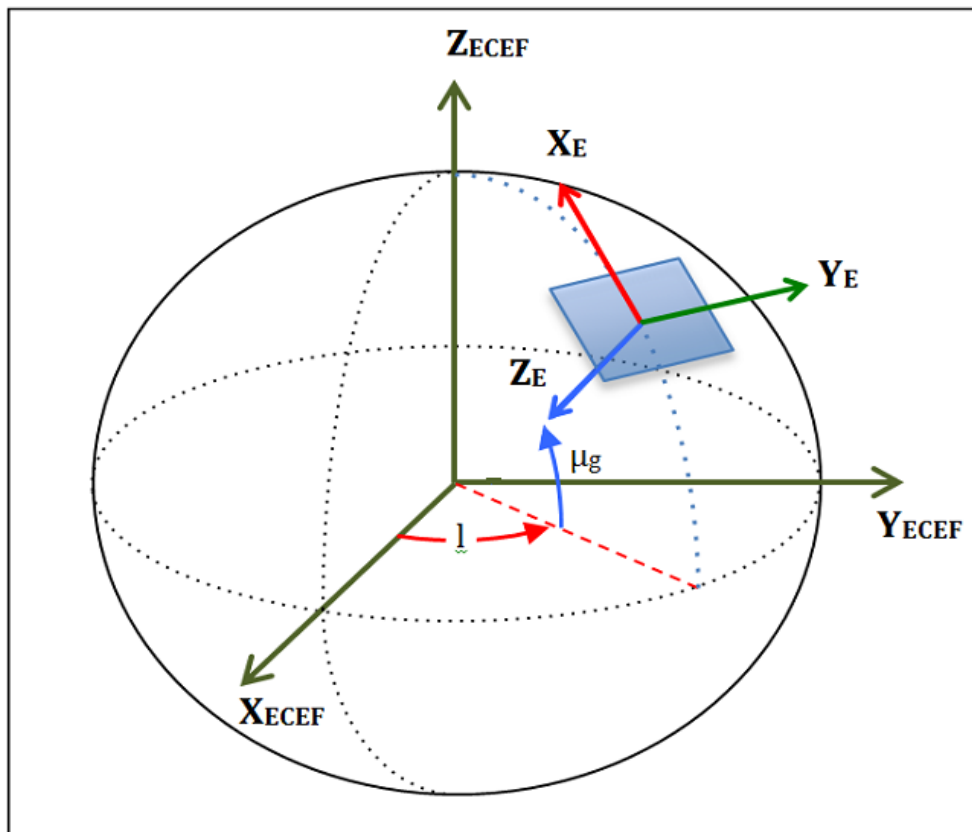


Figure 2.14: Référentiel local terrestre.

Ces trois référentiels ont été présentés afin de mieux présenter les différents angles mis en jeu dans un avion. Les principaux sont illustrés sur le tableau 1.4 et les figures 2.15, 2.16 et 2.17.

Tous les angles présents dans le tableau sont illustrés dans trois figures .

Référentiel	X_B, Y_B, Z_B		X_B, Y_B, Z_B		X_W, Y_W, Z_W	
	X_E, Y_E, Z_E		X_W, Y_W, Z_W		X_E, Y_E, Z_E	
Angles	Roulis(Euler)	φ	Angle d'inclination	μ		
	Tangage(Euler)	θ	Angle d'attaque	α	Angle de montée	y
	Lacet(Euler)	ψ	Angle de dérapage	β	Angle de camp	x

Tableau 1.4:Tableau des trois référentiels.

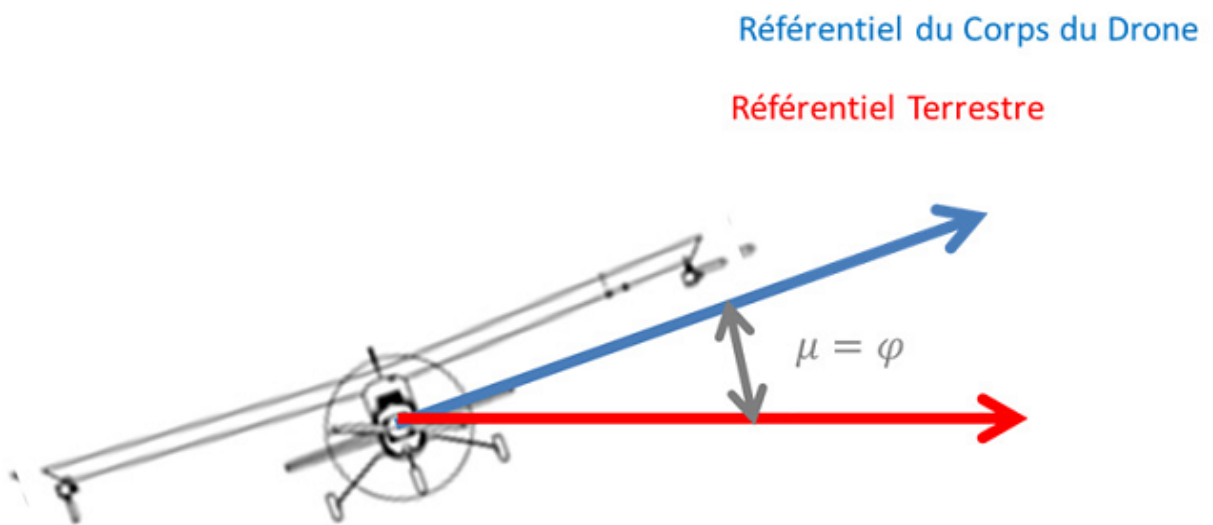


Figure 2.15: Référentiels d'une vue de face.

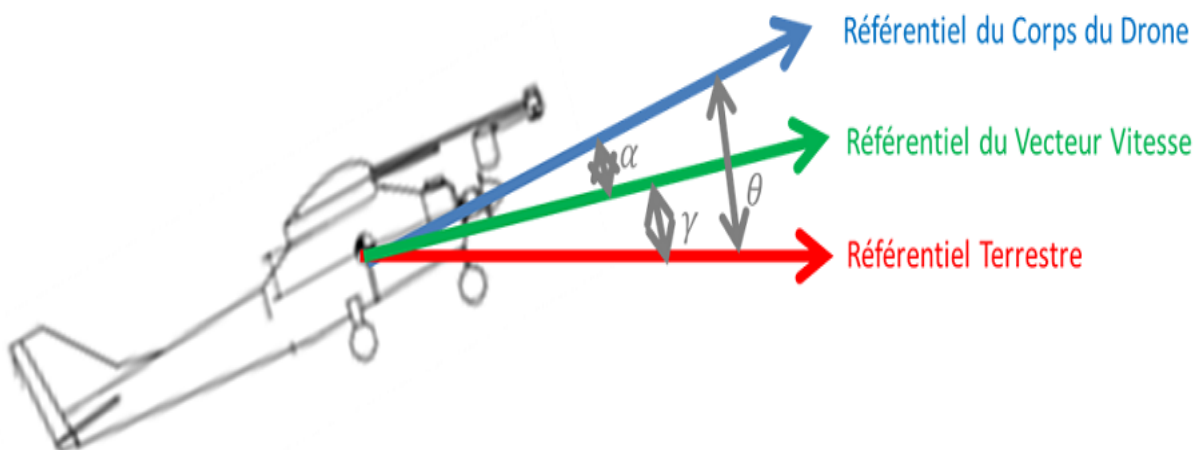


Figure 2.16: Référentiels d'une vue de profil.

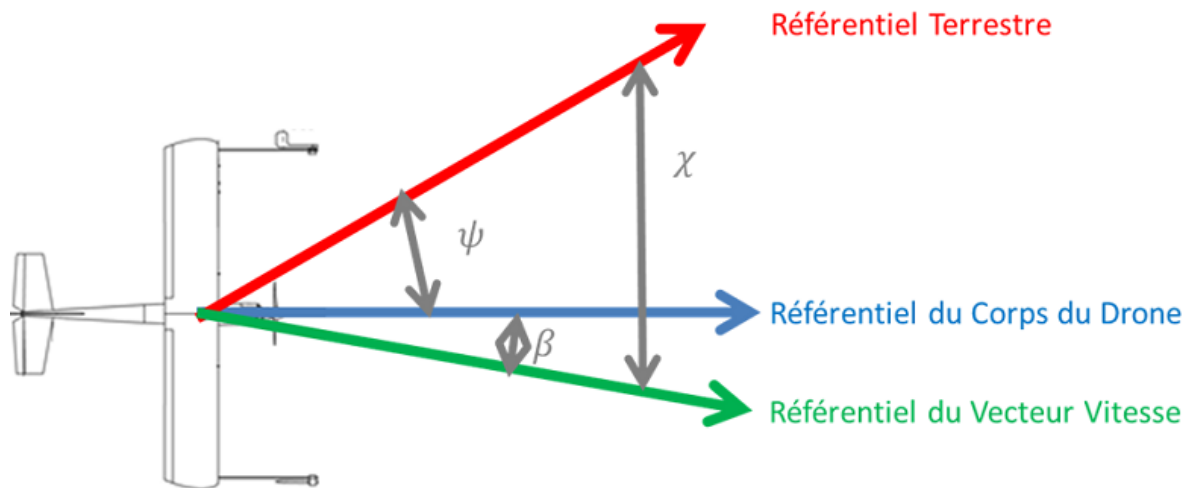


Figure 2.17: Référentiels d'une vue de dessus.

II.8. Dynamique du vol :

Un drone est un système non linéaire à plusieurs entrées et plusieurs sorties (MIMO). Les tourbillons d'une aile d'avion, la saturation des actionneurs en sont des causes. L'identification est le processus qui permet d'obtenir un modèle à partir d'un système.

Un drone est un corps rigide à six degrés de liberté, trois en translation et trois en rotation. Afin de contrôler ces six degrés de liberté, il est possible d'agir sur quatre commandes, la gouverne de profondeur, les ailerons, la gouverne de direction, et la manette des gaz du moteur. [10][12]

II.8.1. Quelques généralités sur la dynamique du vol :

Le vol : est un phénomène aérodynamique c'est à dire qu'il est la conséquence directe du déplacement d'un mobile par rapport l'air, auquel il faut de la vitesse.

L'aérodynamique : est l'étude des phénomènes qui se créent autour d'un mobile (drone) pendant son déplacement dans l'air. Son principe est d'examiner en premier lieu le milieu dans lequel les drones évoluent puis déterminer les critères pour qu'ils aient la forme la plus appropriée au vol.

La mécanique du vol : est l'étude des forces appliquées à un drone en plein vol. Ces forces peuvent être regroupées en fonction de leur origine.

- Origine inertielle, fonction des accélérations subies par la masse d'un drone.
- Origine propulsive, générée par le (ou les) moteur(s) de drone.
- Origine aérodynamique, induite par la vitesse de déplacement de l'aéronef.

L'air : Avant d'entreprendre l'étude des phénomènes qui permettent à un drone de se maintenir dans l'atmosphère et d'y évoluer, il est utile de rappeler brièvement la propriété la plus importante caractérisant ce milieu qui est l'air.

- L'air est compressible : il est possible de réduire son volume en compressant.
- L'air est expansible : il tend à occuper un volume plus grand.
- L'air est élastique : résultant des deux précédentes, c'est à dire que l'air reprend exactement son volume initial lorsqu'on le remplace dans les conditions ayant précédé une compression ou une détente.
- L'air est pesant : par rapport aux autres corps, le poids de l'air reste souvent faible.

La résistance de l'air :

Tout corps en mouvement dans l'air est soumis de la part de celui-ci à une résistance qui tend à s'opposer à ce mouvement. Cette résistance à son origine dans les propriétés de l'air mais dépend aussi des caractéristiques du corps concerné (surface, forme...). Cette action de l'air se traduit en chaque point de la surface du corps .

- Une force élémentaire de pressions perpendiculaire à la surface.
- Une force élémentaire de frottement tangente à la surface.

II.8.2. Les repères :

Considérons que le drone est un corps rigide, la distance entre deux points de ce corps ne change pas durant ce vol. Le mouvement de cet objet est donc exprimé par six degrés de liberté. Souvent, durant un vol dans l'atmosphère la mesure de mouvement de drone est liée à la terre, et par convention un repère orthogonale de l'origine O_E sera pris sur terre, l'origine de ce repère qui peut être confondu avec le centre de la terre, les axes sont orientés comme suit [3] :

- $O_E X_E$ vers le nord.
- $O_E Y_E$ vers l'est.
- $O_E Z_E$ vers le bas.

Son utilité principale est l'expression des relations et des effets gravitationnels, tels que l'altitude, le parcours ou la distance horizontale et l'orientation de drone. Un autre est lié à la structure de drone dont l'origine O_B est centre de gravité du drone, ces divers axes sont orientés comme suit :

- $O_B X_B$ vers le nez de drone.
- $O_B Y_B$ vers l'aile droite de drone.

- $O_B Z_B$ vers le bas suivant le vecteur gravitationnel.

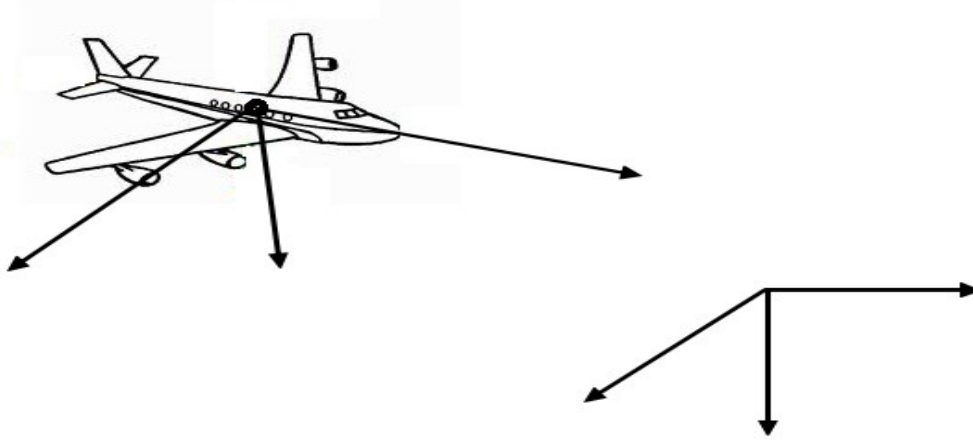


Figure 2.18: : représentation du système terre-drone et des deux repères.

II.8.3. But de la modélisation :

Le but de la modélisation est d'identifier un modèle mathématique qui représentera au mieux le système non linéaire. Ainsi, à un système peut correspondre plusieurs modèles, il existe plusieurs méthodes d'identification et donc plusieurs modèles possibles pour le système drone. L'objectif étant de choisir le modèle le plus représentatif du système drone. La modélisation d'un drone est le modèle mathématique décrivant son comportement dans l'espace. L'origine de la modélisation d'un drone est régie par des équations différentielles qui découlent de la deuxième loi de Newton. Les modèles sont obtenus par des essais en soufflerie ou bien par des essais en vol. Les différents éléments d'un drone à modéliser sont donnés dans la figure 2.19 :



Figure2.19: Différentes méthodes de modélisation [9].

II.8.4. Commande de vol :

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

Les différentes techniques linéaires sont décrites comme suit[9]:

Techniques de control linéaires :

Est la méthode qui sera utilisée dans ce mémoire, la commande de vol classique linéarise un système non-linéaire. Cela consiste à discrétiser une enveloppe de vol par un ensemble de points de fonctionnement, et à concevoir des contrôleurs linéaires locaux pour chacun de ces points. L'enveloppe de vol est discrétisée selon l'altitude, la vitesse, le centrage et la température, cela permet de simplifier le modèle non linéaire de l'avion en plusieurs modèles linéaires au voisinage de chacun des points de fonctionnement.

Cette technique utilise une approche par plusieurs modèles. Cela signifie que plusieurs contrôleurs sont créés pour plusieurs points d'équilibre sur l'enveloppe de vol. La principale limite de cette approche réside dans l'hypothèse de linéarité. Cette hypothèse ne garantit ni la stabilité ni la performance hors du domaine de linéarité, le système peut devenir instable hors de ce domaine[9].

Techniques de contrôle linéaire
PID
Echelonnement des gains (Gain shedding)
LQR
SAS (System Augmentation System)
CAS (Control Augmentation System)
Saturation imbriquée (nested saturation)

Tableau 1.5 : Techniques de control linéaires.

II.8.5. Modèles mathématiques du drone et les perturbations atmosphériques :

Les équations générales du mouvement sont données par un ensemble des équations non linéaires, les équations des forces et des moments seront données plus loin; elles sont réarrangées dans une configuration d'espace d'états non-linéaire, telles que les vitesses linéaires et angulaires sont des variables d'état, les forces externes et les moments sont les entrées de l'espace d'état. En plus de vitesses linéaires et angulaires, les angles d'Euler et les coordonnées de positions par rapport à la terre sont ajoutées pour compléter le vecteur d'état [6].

Les vitesses linéaires peuvent être décrites par la combinaison de la vitesse réelle, l'angle d'attaque et l'angle de dérapage du drone.

Le modèle d'état non-linéaire de la dynamique du drone peut être exprimé comme suit :

$$\dot{X} = F(X, U, d, t)$$

Avec F un champ de vecteurs multivariables.

$$X = [V \ \alpha \ \beta \ p \ q \ r \ \psi \ \theta \ h]^T$$

$V = [u \ v \ w]^T$ contient les composantes de la vitesse du drone

u : Composante horizontale, v – composante latérale et w – composante verticale

α : Angle d'attaque (angle of attack)

β : Angle de dérapage (sidslip)

p – Variation du roulis (Roll Rate)

q – Variation de tangage (Pitch Rate)

r – Taux du lacet (Yaw Rate)

ψ – Angle de cap (heading Angle)

θ – Angle du tangage (pitch angle)

ϕ – Angle d'inclinaison (Bankangle)

$U = [\delta_e \ \delta_{th}]^T$ est le vecteur de commande ou δ_e est la déflexion des gouvernes de profondeur, δ_{th} est l'accélérateur du moteur.

II.8.5.1 Les équations de forces :

Le principe fondamental de la dynamique appliqué à un solide rigide, nous permet d'obtenir l'équation différentielle suivante [11]:

En appliquant la 2eme loi de Newton on obtient alors :

$$\sum \vec{F}_{ext} = m \vec{a} \quad (1.1)$$

$$\sum \vec{F}_{ext} = m \frac{d\vec{V}}{dt_{terre}} \quad (1.2)$$

\vec{F} ; Vecteur de force ($\vec{F}_x, \vec{F}_y, \vec{F}_z$)

\vec{a} : Vecteur d'accélération ou (a_x, a_y, a_z).

V : Vecteur de vitesse de son centre de gravité.

m : La masse du solide.

X : Produit vectoriel.

Par définition, l'équilibre du vol ne doit être accéléré le long d'une ligne droite au cours de ce vol, la vitesse linéaire par rapport à l'espace fixe est invariante et la vitesse de rotation est nulle.

La variation de la Vitesse par rapport au système d'axe de la Terre est donnée par :

$$m \frac{d\vec{V}}{dt_{terre}} = m \frac{d\vec{V}}{dt_{avion}} + m(\vec{V} X \vec{\Omega}) \quad (1.3)$$

Ω : Vecteur de vitesse de rotation (p, q, r) par rapport à l'axe fixe du système.

Les deux vitesses peuvent s'écrire comme la somme de leurs composantes correspondantes sur les axes X, Y et Z .

On aura alors:

$$\vec{V} = u\vec{i} + v\vec{j} + w\vec{k} \quad (1.4)$$

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = \frac{du}{dt}\vec{i} + \frac{dv}{dt}\vec{j} + \frac{dw}{dt}\vec{k} \quad (1.5)$$

$$\Omega = p\vec{i} + q\vec{j} + r\vec{k} \quad (1.6)$$

Détails sur le produit vectoriel

$$\vec{V} \times \vec{\Omega} = \begin{pmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ u & v & w \\ p & q & r \end{pmatrix} = (vr - qw)\vec{i} - (ur - pw)\vec{j} + (uq - pv)\vec{k} \quad (1.7)$$

A partir de ces équations on peut exprimer les forces sur chaque axe :

$$F_x = mg \sin \theta + m(\dot{u} + qw - vr) \quad (1.8)$$

$$F_y = -mg \cos \theta \sin \phi + m(\dot{v} + ur - pw) \quad (1.9)$$

$$F_z = -mg \cos \theta \cos \phi + m(\dot{w} + pv - uq) \quad (1.10)$$

D'où les expressions des accélérations :

- Sur l'axe OX :

$$\dot{u} = rv - qw - g \sin \theta + \frac{1}{m}(X_{aero} + X_{prop}) \quad (1.11)$$

- Sur l'axe OY :

$$\dot{v} = pw - ru + g \sin \theta \cos \phi + \frac{1}{m}(Y_{aero} + Y_{prop}) \quad (1.12)$$

- Sur l'axe OZ

$$\dot{w} = -pv + qu + g \cos \theta \cos \phi + \frac{1}{m}(Z_{aero} + Z_{prop}) \quad (1.13)$$

Où : *Prop* : propulsion.

Ces forces sont engendrées par la mécanique des fluides autour de l'avion (les forces aérodynamiques) et la force de propulsion.

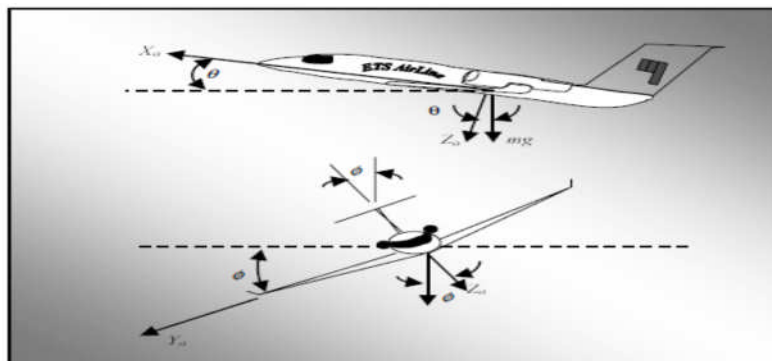


Figure 2.20: Forces de gravité.

II.8.5.2. Mouvement de rotation :

Pour un solide, le moment angulaire peut être défini comme suit :

$$H = V \times \Omega \quad (1.14)$$

I est la matrice d'inertie et dans notre cas elle peut s'écrire :

$$I = \begin{pmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{pmatrix} \quad (1.15)$$

Avec I_{ii} qui signifie Moment d'inertie de masse et I_{ij} est le Produit d'inertie, $i \neq j$

On obtient :

$$H_x = pI_x - qI_{xy} - rI_{xz} \quad (1.16)$$

$$H_y = -pI_{xy} + qI_y - rI_{yz} \quad (1.17)$$

$$H_z = -pI_{xz} - qI_{yz} + rI_z \quad (1.18)$$

D'une manière générale, les aéronefs sont symétriques par rapport au plan XZ , et par conséquent :

$$I_{xy} = I_{yz} = 0$$

Donc :

$$H_x = pI_{xx} - rI_{xz}$$

$$H_y = qI_{yy}$$

$$H_z = -pI_{zx} + rI_{zz}$$

En partant de cette équation du moment M :

$$\sum M = \frac{dH}{dt_{terre}} \quad (1.19)$$

$$\sum M = \frac{dH}{dt_{terre}} = \frac{dH}{dt_{avion}} + \Omega \times H \quad (1.20)$$

$$\Sigma M = \frac{dH}{dt_{terre}} = \frac{dH}{dt_{avion}} + \Omega X I X \Omega \quad (1.21)$$

Après le développement on obtient :

$$L = \frac{dH_x}{dt} + qH_z - rH_y \quad (1.22)$$

$$M = \frac{dH_y}{dt} + rH_x - pH_z \quad (1.23)$$

$$N = \frac{dH_z}{dt} + pH_y - qH_x \quad (1.24)$$

Avec L, M et N sont les moments des axes de roulis, tangage et de lacet respectivement.

Généralement les drones sont symétriques par rapport au plan XZ , ce qui engendre les conséquences suivantes :

- Axe X :

$$L = I_{xx}\dot{p} - (I_{yy} - I_{zz})qr - I_{yz}(q^2 - r^2) - I_{zx}(\dot{r} + pq) - I_{xy}(\dot{q} - rp) \quad (1.25)$$

- Axe Y :

$$M = I_{yy}\dot{q} + (I_{zz} - I_{xx})rp - I_{zx}(r^2 - p^2) - I_{xy}(\dot{p} + qr) - I_{yz}(\dot{r} - pq) \quad (1.26)$$

- Axe Z :

$$N = -I_{zz}\dot{r} - I_z(I_{xx} - I_{yy})pq + I_{xy}(p^2 - q^2) - I_{yz}(\dot{q} + rp) - I_{zx}(\dot{p} - qr) \quad (1.27)$$

II.8.5.3. Angles d'Euler :

En aéronautique, les angles d'Euler sont les plus utilisés. Leur principal avantage d'être faciles à lire et à comprendre pour un humain et de ne comporter que trois paramètres pour décrire une orientation. Par contre, leur principal défaut réside dans la singularité présente à des angles de tangage de $\pm 90^\circ$. C'est ce que l'on peut voir dans les équations qui décrivent le taux de changement des angles d'Euler en fonction des vitesses angulaires du drone (p, q, r) par rapport au référentiel local tangent.

$$\dot{\varphi} = p + \tan(\theta) (q \sin(\varphi) + r \cos(\varphi)) \quad (1.28)$$

$$\dot{\theta} = q \cos(\varphi) - r \sin(\varphi) \theta \quad (1.29)$$

$$\dot{\psi} = q \sin(\varphi) \sec \theta + r \cos(\varphi) \sec \theta \quad (1.30)$$

Où : $\sec = \sin^{-1}$

II.8.6 – Représentation des perturbations atmosphérique :

Il est très rare pour un avion de voler en air absolument calme, il rencontre très souvent les rafales de vent. L'air rencontré par le drone lors de son déplacement dans l'atmosphère est rarement régulier, il en résulte des vols irréguliers et instables, les rafales du vent exercent une influence sur les vitesses et les accélérations angulaires du tangage et du lacet, deux représentations analytiques sont possibles pour la puissance de la densité spectrale :

Le filtre de Von Karman et le filtre de Dryden[4].

Composantes de la turbulence longitudinale :

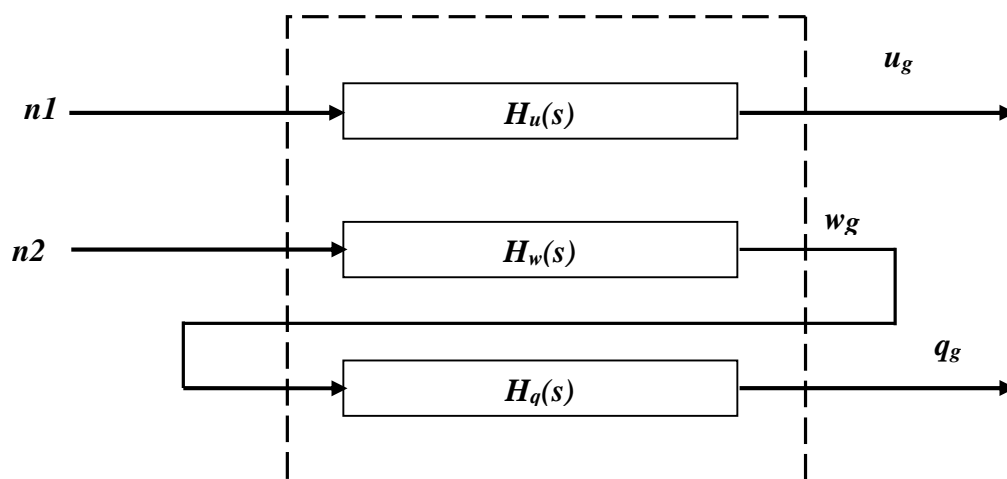


Figure 2.21: Les composantes des turbulences atmosphériques longitudinales de Dryden.

Pour le mouvement longitudinal le filtre de Dryden possède deux entrées $n = [n_1 \ n_2]$ longitudinale et verticale dues aux rafales du vent et trois sorties :

u_g : représente la perturbation du vent par rapport à la composante de la vitesse longitudinale.

w_g : représente la perturbation du vent par rapport à la composante de la vitesse verticale.

q_g : représente la perturbation du vent par rapport à la composante de la vitesse de variation du tangage.

les fonctions de transfert du modèle de Dryden sont données dans ce qui suit :

$$H_q(s) = \frac{\frac{s}{v}}{1 + \frac{4b}{\pi v} s} H_w(s)$$

$$H_w(s) = \sigma_w \sqrt{\frac{L_w}{\pi v}} \frac{1 + \frac{\sqrt{3}L_w}{v} s}{(1 + \frac{L_w}{v} s)^2}$$

$$H_u(s) = \sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{\pi v}} \frac{1}{1 + \frac{L_u}{v} s}$$

Les longueurs d'ondes de turbulence (L_w, L_u) et les densités (σ_w, σ_u) sont des fonctions d'altitude définies dans les équations ci-dessous, les résultats de simulation sont donnés dans le prochain chapitre pour une altitude faible (inférieur à 304.8m (1000 pieds)) et dans de turbulence modérée à une vitesse de vent de 55560 m/h (30 nœuds). Les longueurs d'ondes de turbulences sont comme suit [7]:

$$L_w = h$$

$$L_u = L_v = \frac{h}{(0.177 + 0.000823 \cdot h)^{1.2}}$$

Dans une turbulence modérée les intensités de turbulences sont représentées comme suit :

$$\sigma_u = 0.1 W_{20}$$

$$\frac{\sigma_u}{\sigma_w} = \frac{\sigma_v}{\sigma_w} = \frac{1}{(0.177 + 0.000823 \cdot h)^{0.4}}$$

Où :

h : l'altitude en pieds

W_{20} : la vitesse du vent dans la turbulence modérée à 20 pieds

$\sigma_u, \sigma_w, \sigma_v$: sont les intensités des turbulences.

b : l'envergure du drone.

Modèle linéaire de l'Aérosonde « Mark3 » :**Canal longitudinal :**

La linéarisation du modèle du drone Aérosonde « Mark 3 » est réalisée en faisant varier la vitesse afin de créer un modèle nominal et deux autres perturbés. Cela peut s'expliquer par le fait que le drone vol dans un large intervalle de changement de vitesse.

Le modèle nominal est choisi à une vitesse $V= 30\text{m/sec}$, le premier et le second modèle à paramètres perturbés sont choisis à des vitesses $V=25\text{m/sec}$ et 35m/sec respectivement.

Le vecteur d'état obtenu après la linéarisation à six états, donnés par :

$$X_{long} = [u \ \omega \ q \ \theta \ h \ \Omega]^T$$

Où :

u : est la vitesse longitudinale

ω : est la vitesse verticale

q : est le taux de tangage

θ : est l'angle d'attaque

h : est l'altitude

Ω : est la vitesse de rotation du moteur (tr/min).

Ainsi le modèle d'état linéarisé du canal longitudinal du drone pourrait être décrit comme suit :

$$\dot{x}(t) = A x(t) + B u(t) + G w(t)$$

$$y(t) = C x(t) + D u(t) + V(t)$$

Avec :

x : le vecteur d'état.

w : le vecteur de rafale du vent.

u : la commande avec les deux composantes $[\delta_E \ \delta_{th}]^T$.

$$w = [n_1 \ n_2]$$

δ_e Est la déflexion des gouvernes de profondeur, elle assure la stabilisation de l'altitude

δ_{th} Est l'accélérateur du moteur, elle assure la stabilisation de la vitesse dans le canal

longitudinal.

V : les bruits associés aux capteurs.

Pour concevoir un correcteur fiable, il faut inclure le modèle mathématique de l'interaction du drone avec l'atmosphère et celui de la dynamique des actionneurs.

Les trois modèles (long, lat.) de la dynamique du vol de l'Aérosonde sont donnés dans ce qui suit ; le modèle nominal est obtenu par une vitesse $V=30$ m/s et $h=200$ m, les deux modèles perturbés sont donnés pour $V=25$ m/s, et $V=35$ m/s,

$$A_{long_n} = \begin{bmatrix} -0.2933 & 0.3877 & -0.5578 & -9.7843 & 0 & 0.0138 \\ -0.5509 & -5.3691 & 29.2782 & -0.1849 & 0 & 0 \\ 0.3382 & -5.6318 & -6.1948 & 0 & 0 & -0.0107 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0189 & -0.9998 & 0 & 30 & 0 & 0 \\ 41.5399 & 0.7850 & 0 & 0 & -0.63 & -3.85 \end{bmatrix}$$

$$B_{long_n} = \begin{bmatrix} -0.3 & 0 \\ -3.7 & 0 \\ -50.2 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 2663.9 \end{bmatrix}$$

$$G_{long_n} = \begin{bmatrix} -0.2933 & 0.3877 & -0.5578 \\ -0.5509 & -5.3691 & 29.2782 \\ 0.3382 & -5.6318 & -6.1948 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Premier modèle perturbé : $V=25$ m/s

$$A_{long_{p1}} = \begin{bmatrix} -0.2392 & 0.5304 & -1.1922 & -9.8089 & 0 & 0.0116 \\ -0.5686 & -4.4716 & 24.3751 & -0.4762 & 0 & 0 \\ 0.4302 & -4.8351 & -5.1587 & 0 & 0 & -0.009 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0485 & -0.9988 & 0 & 24.99 & 0 & 0 \\ 34.6645 & 1.6829 & 0 & 0 & -0.03 & -3.23 \end{bmatrix}$$

$$B_{long p1} = \begin{bmatrix} 0.3521 & 0 \\ -2.548 & 0 \\ -35.21 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 389.61 \end{bmatrix}$$

$$G_{long p1} = \begin{bmatrix} -0.2392 & 0.5304 & -1.1922 \\ -0.5686 & -4.4716 & 24.3751 \\ 0.4302 & -4.8351 & -5.1587 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Deuxième modèle perturbé : $\mathbf{V}=35\text{m/s}$

$$A_{long p2} = \begin{bmatrix} -0.35 & 0.28 & -0.058 & -9.81 & 0 & 0.0116 \\ -0.55 & -6.25 & 35 & -0.016 & 0 & 0 \\ 0.28 & -6.43 & -7.21 & 0 & 0 & -0.012 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.001 & -1 & 0 & 35 & 0 & 0 \\ 48.48 & 0.07 & 0 & 0 & -0.78 & -4.43 \end{bmatrix}$$

$$B_{long p2} = \begin{bmatrix} -0.5 & 0 \\ -5 & 0 \\ -68 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 3040 \end{bmatrix}$$

$$G_{long p2} = \begin{bmatrix} -0.35 & 0.28 & -0.058 \\ -0.55 & -6.24 & 35 \\ 0.28 & -6.43 & -7.21 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons présenté le Drone avec ses surfaces de commande et comme système de commande ainsi que sa dynamique du vol. La structure interne du drone Aerosonde avec ses différents composants ainsi que ses caractéristiques ont été présentés de manière générale. Puis nous avons exposé le modèle non-linéaire, et dans le but d'obtenir la dynamique longitudinale nous avons eu recours à la linéarisation du modèle.

Enfin, nous nous sommes intéressés aux deux modèles de turbulence à savoir celui de Von Karman et le filtre de Dryden, il est conclu que le modèle de ce dernier est plus simple que celui de Von Karman, vu les fonctions de transferts données dans ce chapitre, les modèles nominaux et perturbés pour le canal longitudinal ont été énoncés.

Chapitre III

Introduction :

La mise en œuvre de la démarche décrite précédemment est donnée dans ce chapitre. Le logiciel utilisé est Matlab/Simulink dont les blocs diagramme composés de sous-systèmes sont donnés, pour prouver l'efficacité de la méthode deux résultats de simulation sont donnés. Les premiers résultats concernent le modèle du drone sans modèle de Dryden (absence de perturbation externe) ; les seconds en présence des perturbations externes.

L'objectif dans ces simulations est de stabiliser le véhicule à une certaine altitude et à une vitesse donnée, chose très difficile dans ce domaine compte tenu des problèmes de l'aérodynamique (ex : si l'appareil gagne en vitesse il perd en altitude, bien sûr pour ce type d'appareil).

III.1 Bloc Simulink sans perturbation atmosphérique :

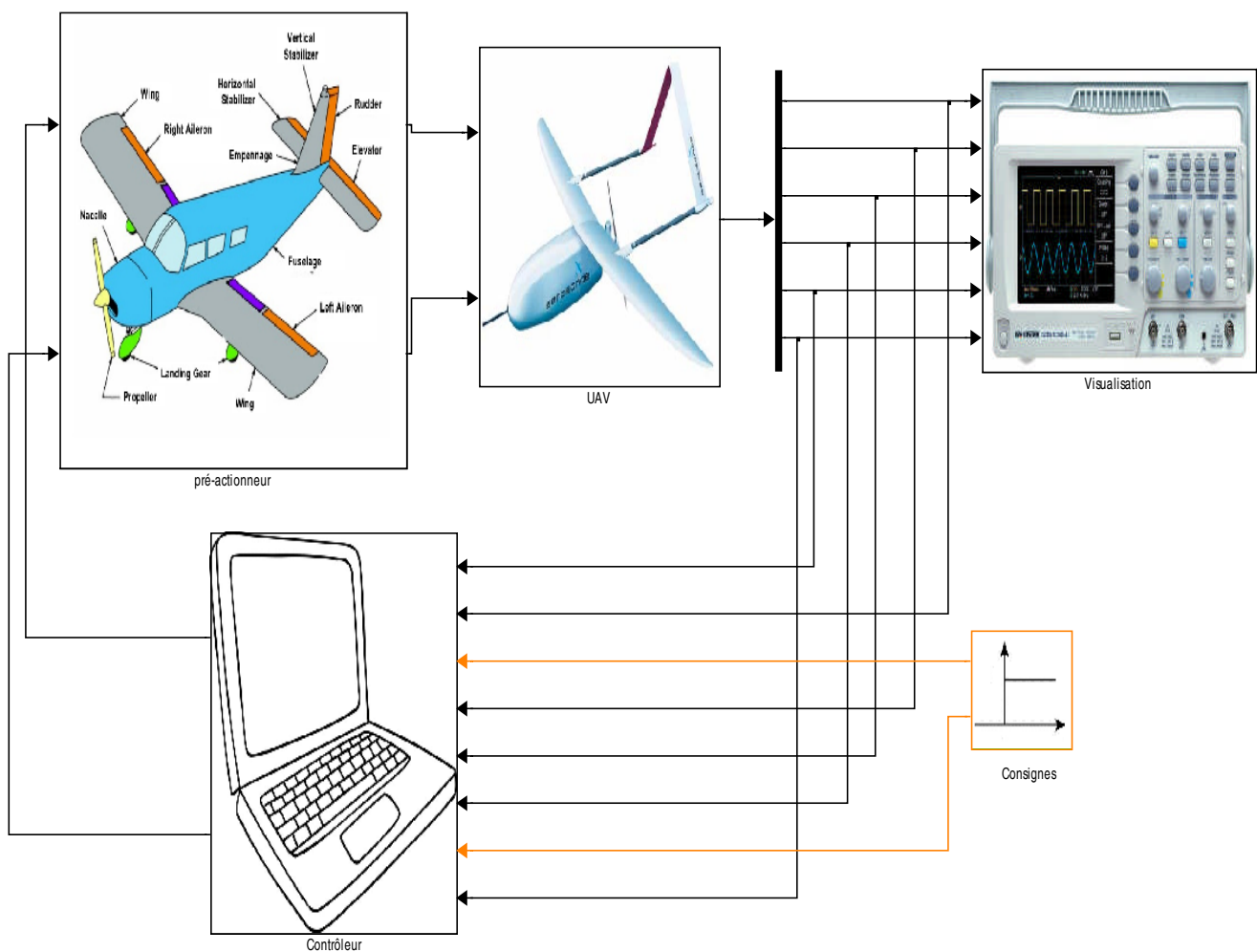


Figure 3.10 : Blocs Simulink sans perturbations atmosphériques

Visualisation : Les figures suivantes illustrent le bloc de visualisation dont les scops affichent :

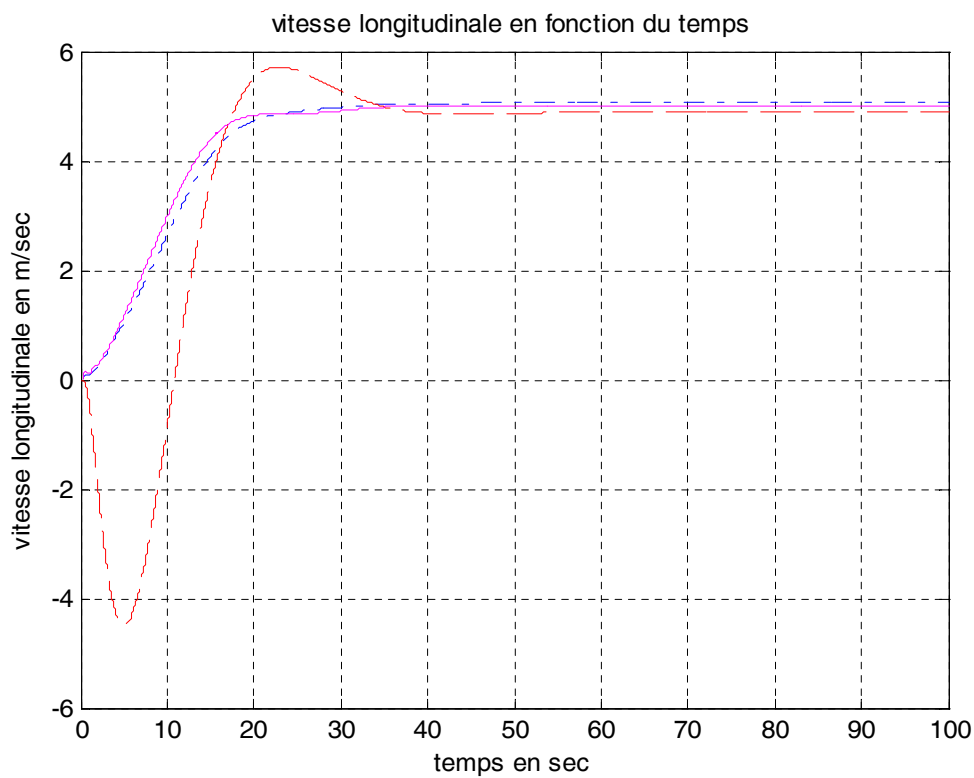


Figure 3.11: vitesse longitudinale en fonction du temps sans perturbations externes.

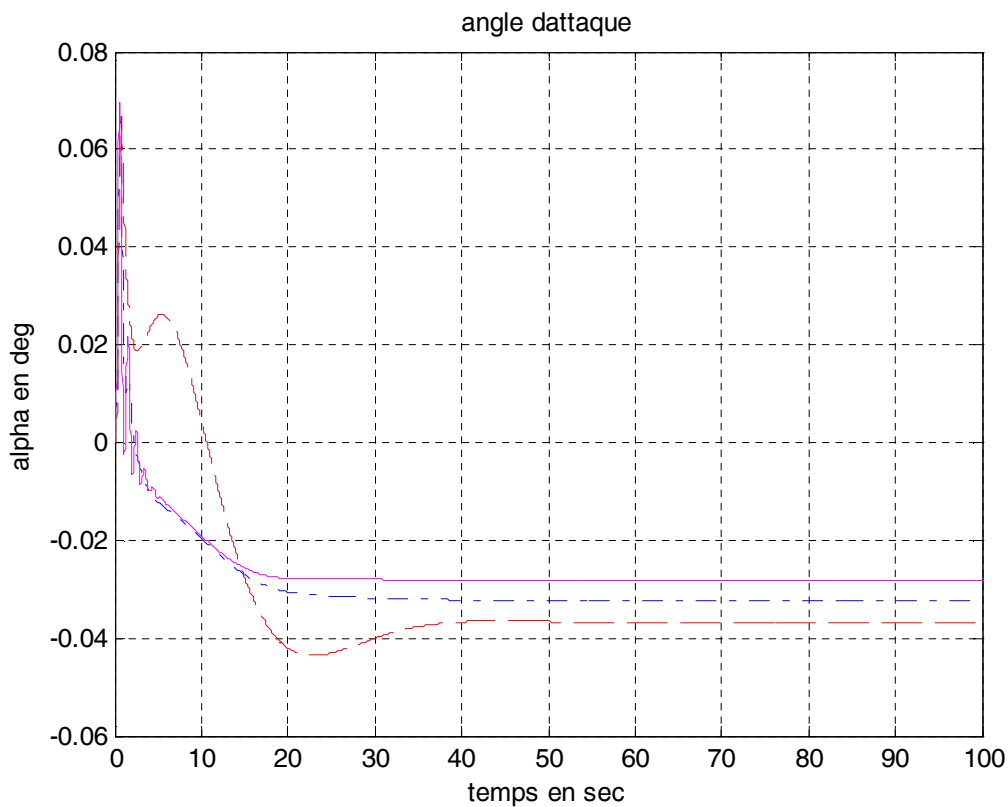


Figure 3.12 : Angle d'attaque sans perturbations externes.

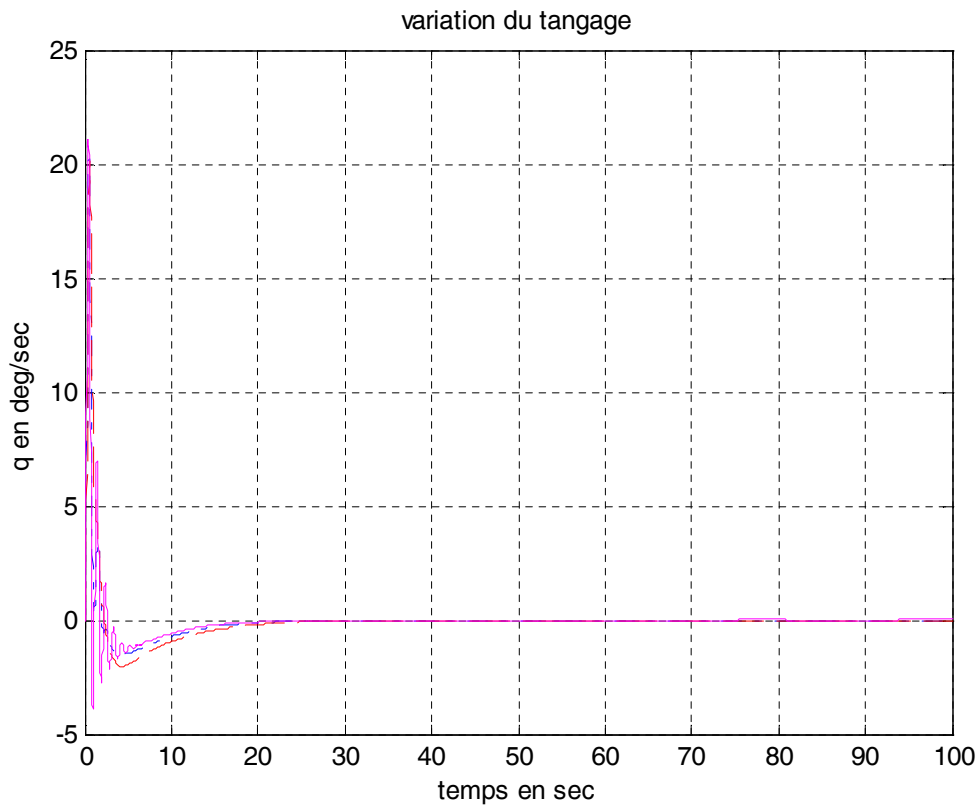


Figure 3.13 : variation du tangage sans perturbations externes.

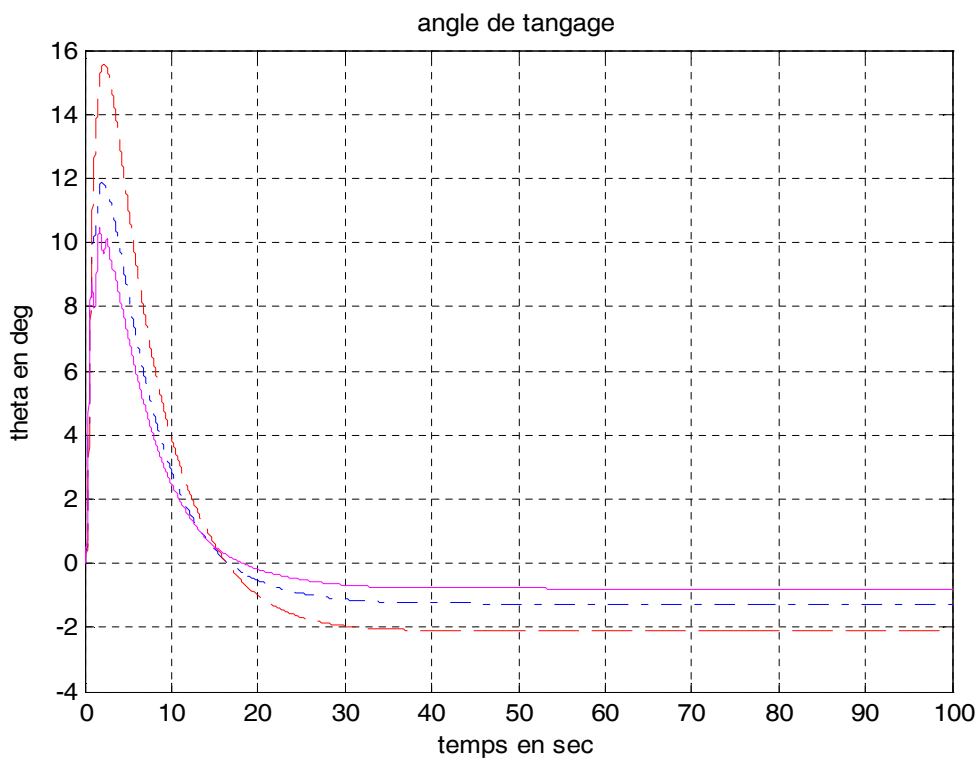


Figure 3.14 : Angle de tangage en fonction du temps sans perturbations externes.

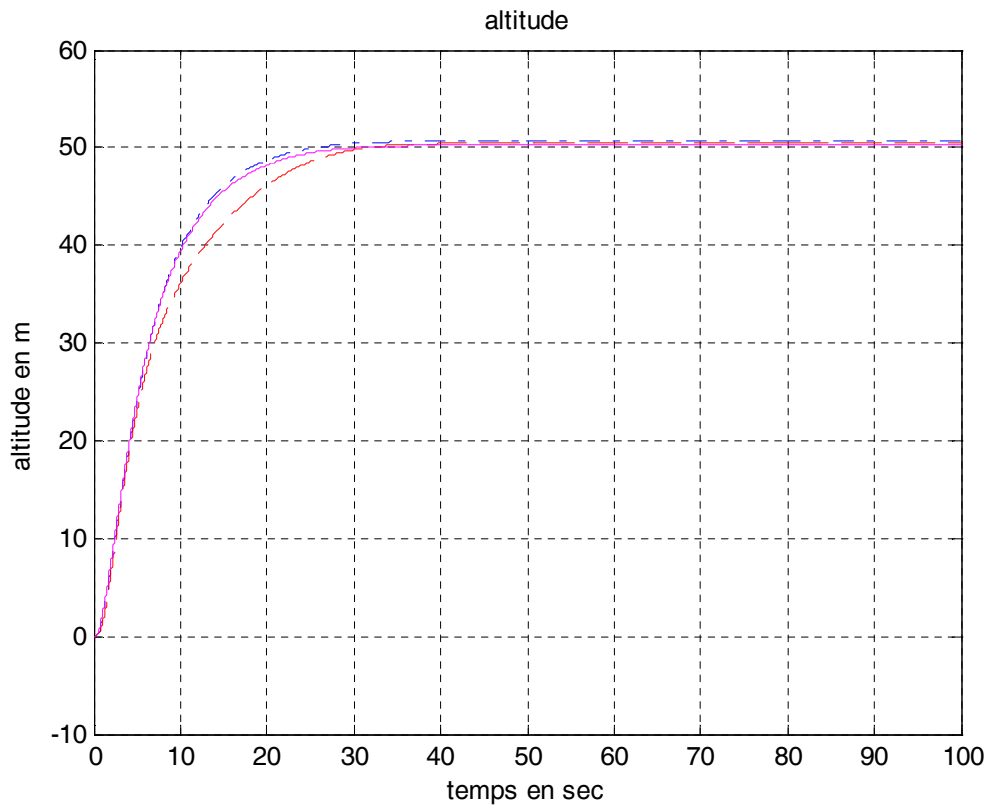


Figure 3.15 : altitude en fonction du temps sans perturbations externes.

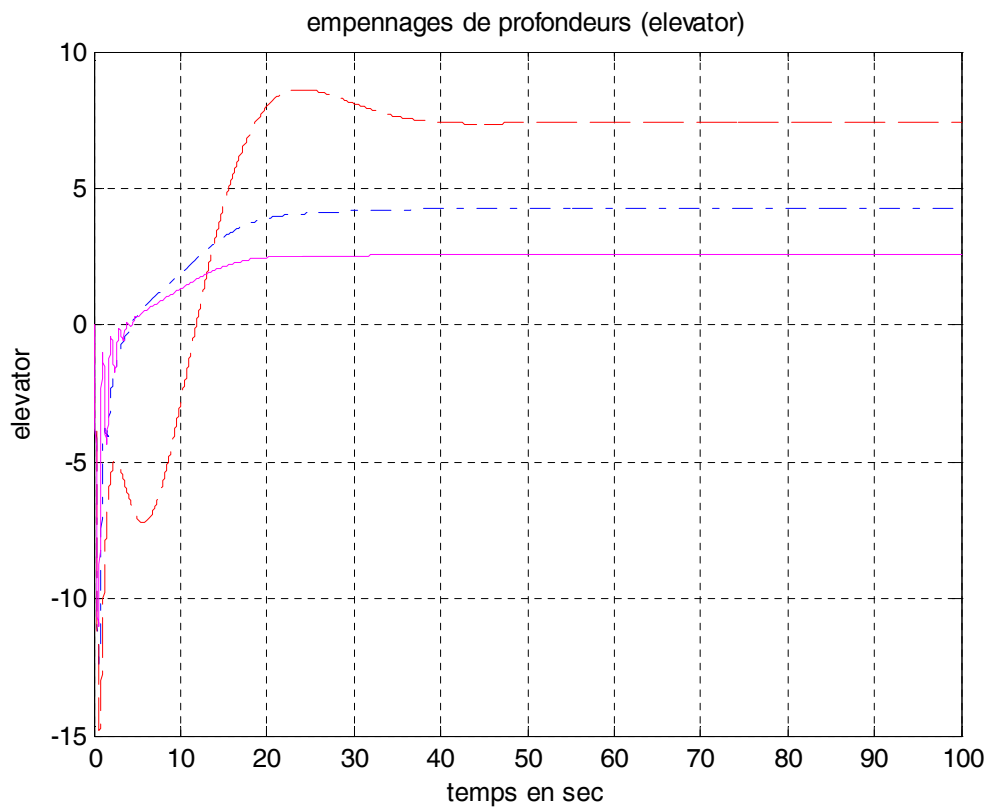


Figure 3.16 : empennages de profondeurs en fonction du temps

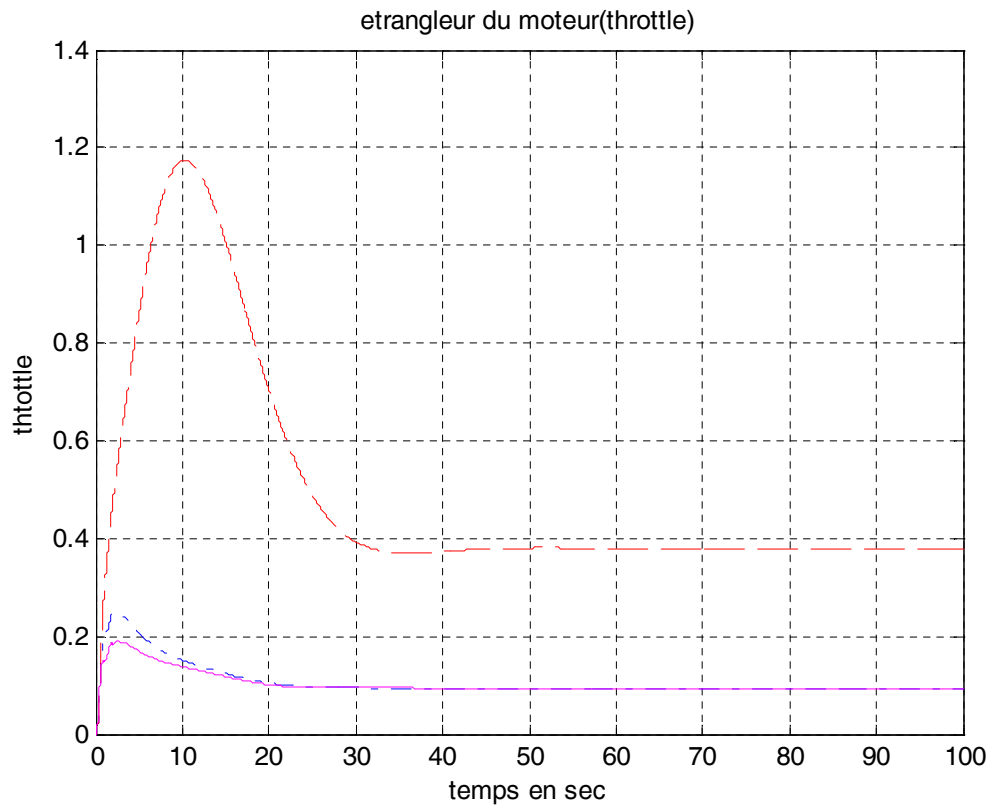


Figure 3.17 : étrangleur du moteur en fonction du temps

III.2 Bloc Simulink avec perturbation atmosphérique :

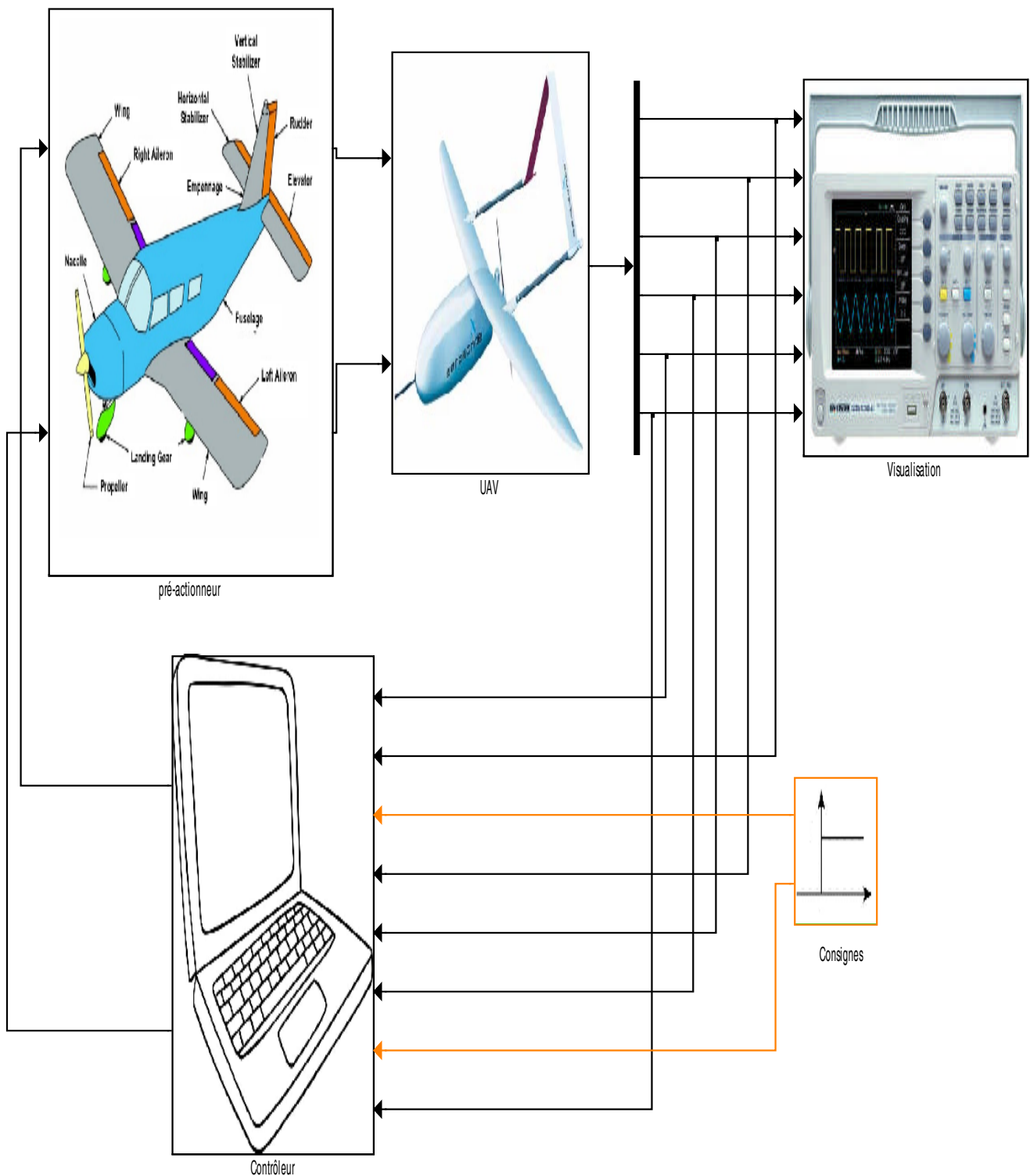


Figure 3.18: Bloc Simulink avec perturbation atmosphérique.

Dans ce second bloc on retrouve le filtre de Dryden qui représente les perturbations atmosphériques

Après visualisation on obtient les figures suivantes

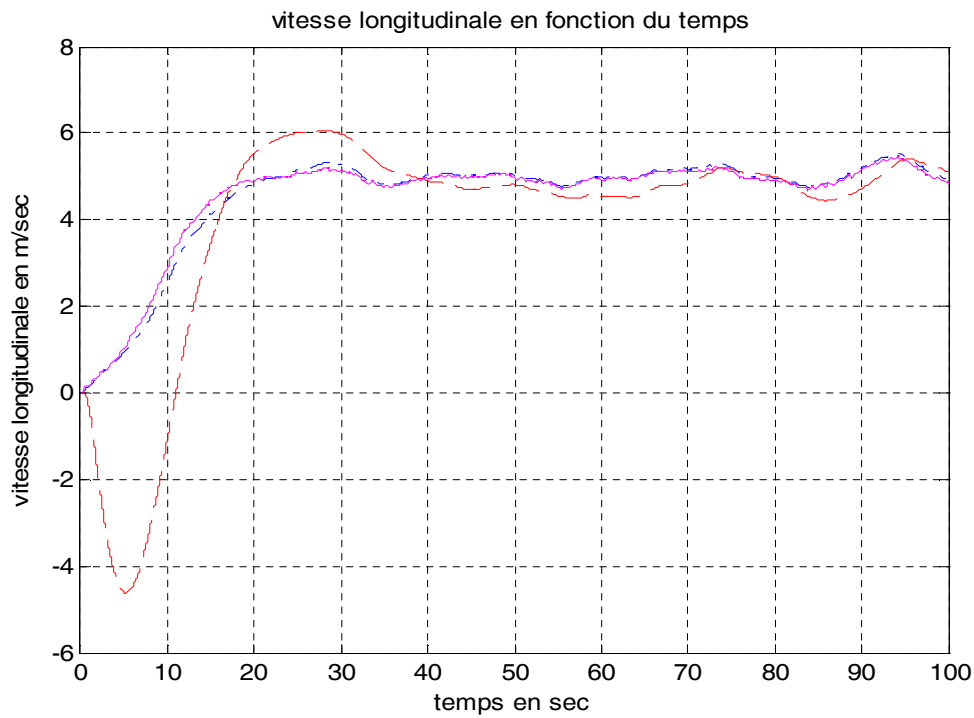


Figure 3.19 : vitesse longitudinale en fonction du temps en présence de perturbations externes

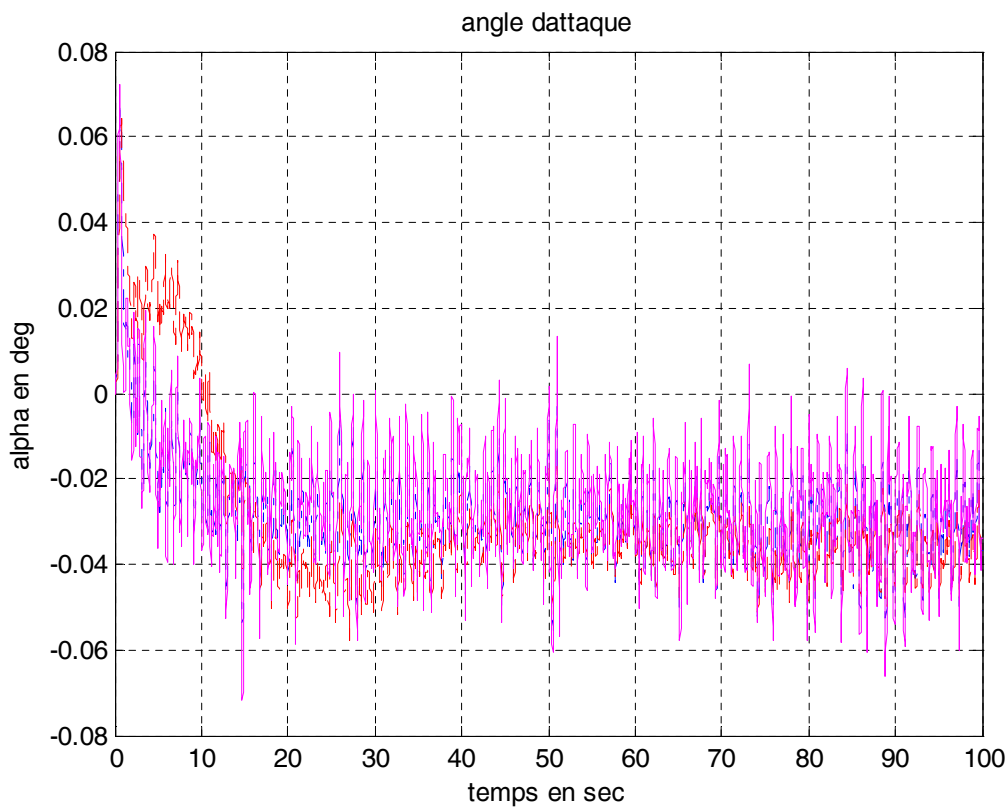


Figure 3.20 : Angle d'attaque en présence des perturbations externes

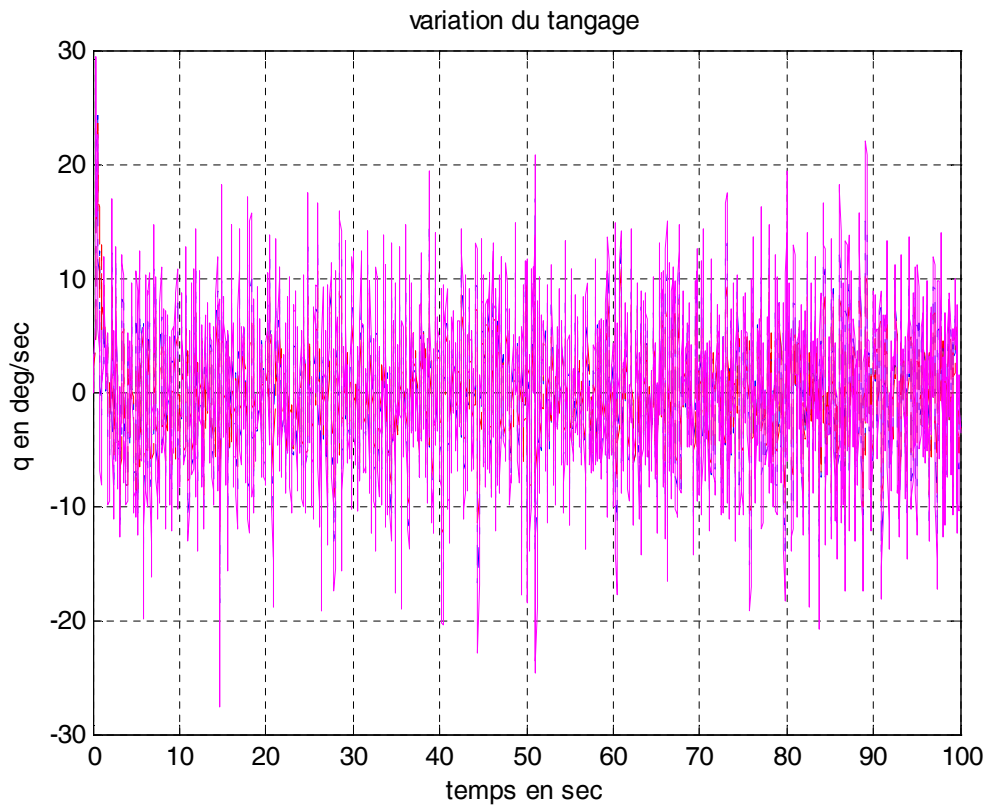


Figure 3.21 : variation du tangage en présence de perturbations externes.

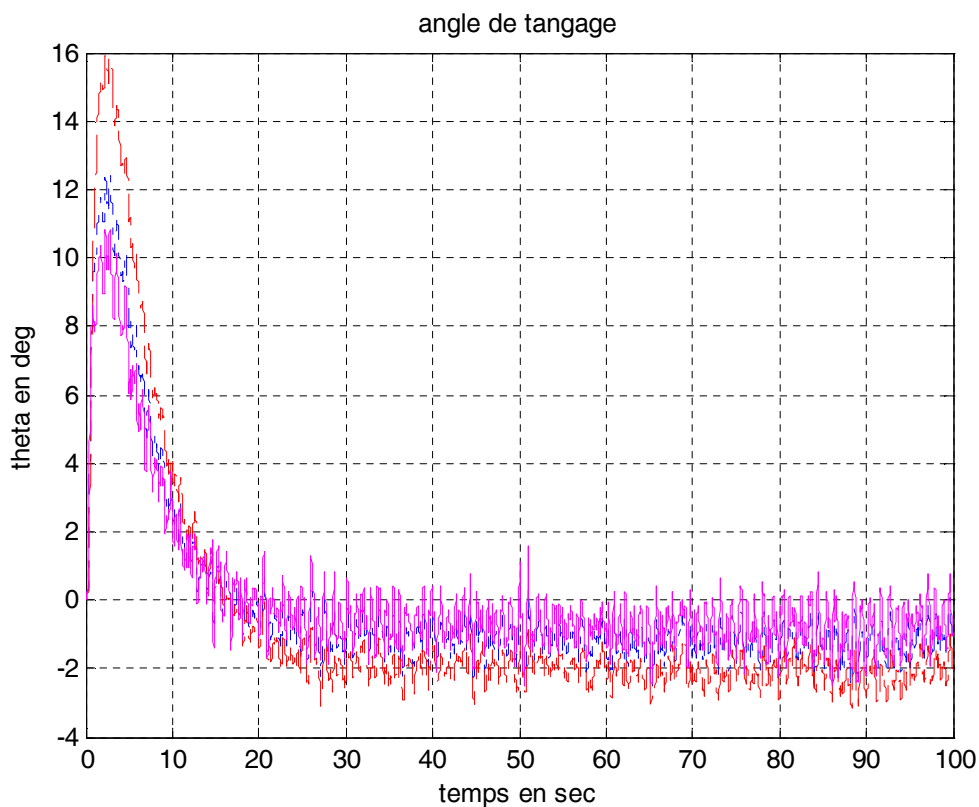


Figure 3.22 : Angle de tangage en fonction du temps sans perturbations externes

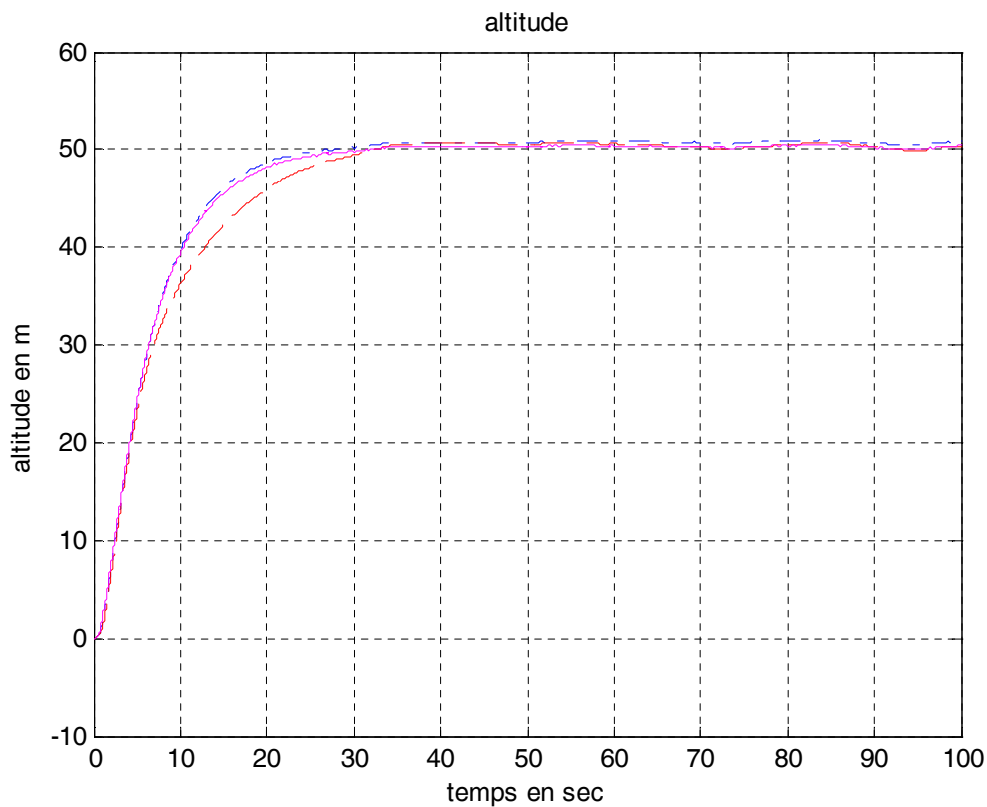


Figure 3.23 : altitude en fonction du temps en présence de perturbations externes

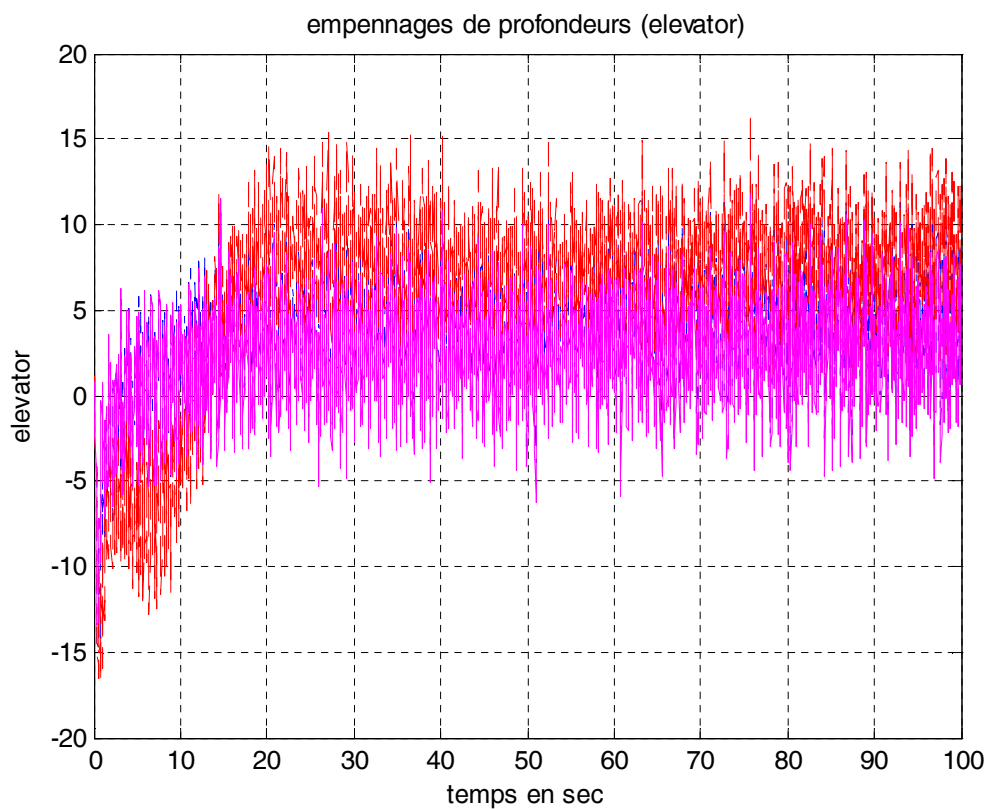


Figure 3.24 : empennages de profondeurs en présence de perturbations externes

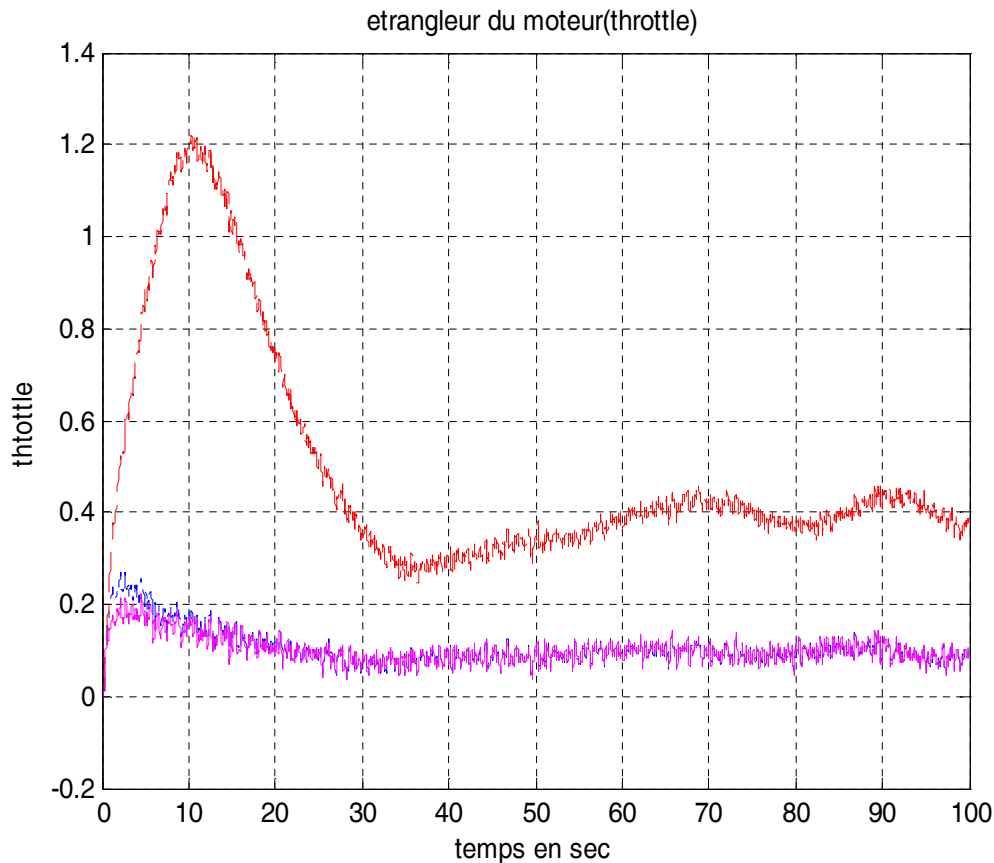


Figure 3.25 : étrangleur du moteur en présence de perturbations externes

III.3 Interprétation des résultats :

- La figure (3.11) représente la vitesse longitudinale pour les trois plans (nominal, perturbé1 et perturbé2) en fonction du temps en absence de perturbations externes, tandis que la figure (3.19) représente la vitesse longitudinale en fonction du temps en présence des perturbations.

Interprétation :

Sachant que consigne en vitesse est de 5m/s ; nous remarquerons que la sortie à atteint la consigne, et ce pour les trois plans en présence et en absence de vent avec une erreur statique de 0.4m/s qui est tolérable vue la difficulté citée précédemment.

- La figure (3.12) représente l'angle d'attaque en fonction du temps en absence de perturbations externes, tandis que la figure (3.20) représente l'angle d'attaque en fonction du temps en présence des perturbations.

Interprétation :

- Les variations de l'angle d'attaque est restée dans l'intervalle de tolérance qui est comprise entre $-0.8 \leq \alpha \leq 0.8$ ainsi que. Ces variations doivent être respectées rigoureusement afin d'éviter le décrochage de l'avion.
- La figure (3.13) représente la variation du tangage en absence de perturbations externes, tandis que la figure (3.21) représente la variation du tangage en présence de perturbations.
- La figure (3.14) représente l'angle de tangage en fonction du temps en absence de perturbation externe, tandis que la figure (3.22) représente l'angle de tangage en fonction du temps en présence de perturbations.

Interprétation :

Les variations de l'angle de tangage θ est resté dans l'intervalle de tolérance qui est comprise entre $0 \leq \theta \leq 16$ ainsi que $-30 < q < +30$; Ces variations doivent être respectées rigoureusement afin d'éviter le décrochage de l'avion.

- La figure (3.15) représente l'altitude en fonction du temps en absence de perturbations externes, tandis que la figure (3.23) représente l'altitude en fonction du temps en présence de perturbations.

Interprétation :

Nous pouvons constater sur la figure que l'altitude est stabilisée à la consigne $h_{ref} = 50m$ en présence et en absence de perturbations externes, et ce pour les trois plans avec un temps de réponse spécifique, mais ce temps diffère d'un modèle à un autre vu que le contrôleur est premièrement construit pour le modèle nominal, ce qui explique la différence entre celui de modèle nominal et ceux perturbés (avec variation paramétrique).

- La figure (3.16) représente les empennages de profondeurs en absence de perturbations externes, tandis que la figure (3.24) représente ces mêmes empennages en présence des perturbations.

Interprétation :

Nous remarquons que la commande des empennages de profondeur est toujours Maintenu dans le domaine de non saturation des actionneurs ± 22 degré.

- La figure (3.17) représente l'étrangleur du moteur sans les perturbations externes, tandis que la figure (3.25) représente l'étrangleur du moteur en présence des perturbations.

Interprétation :

Même chose pour la commande de l'étrangleur du moteur qui est tenue dans son domaine de fonctionnement. Donc les deux commandes (élevateurs et étrangleur) sont réalisables.

Conclusion :

La conception d'une loi commande du vol nécessite de prendre plusieurs paramètres en charge tel que le respect des plages de variation des angles. Nous avons pu stabiliser le drone en suivant les deux consignes altitude et la vitesse tout en respectant les intervalles de variations de α , p et de θ afin d'éviter le décrochage du drone.

La simulation nous a confirmés l'efficacité du contrôleur sur les trois modèles nominal et perturbés en absence ou en présence des perturbations atmosphériques et les variations paramétriques, les modèles en boucle fermée sont toujours stables.

Conclusion générale

Conclusion générale

En premier lieu nous nous sommes penchés sur la commande optimale dans une forme générale, et dans une seconde partie aux commandes linéaires LQR/LQG dont nous avons présentés principalement les propriétés structurelles.

la commande LQR dont les paramètres de synthèse sont les matrices de pondérations Q et R qui peuvent être choisies symétriques ou diagonales, appuyée d'un estimateur de Kalman on obtient la seconde commande qui est la commande LQG (principe de séparation)

En second lieu, nous avons la dynamique du drone en vol, ses surfaces de commande et la mise sous forme de modèle d'état non linéaire de la dynamique de vol ont été obtenues, dans le but de le linéariser et définir la dynamique du canal longitudinal.

Pour prouver l'efficacité de la méthode utilisée, des résultats de simulation du canal longitudinale accompagnés d'une interprétation sont données à la fin.

Il sera intéressant de synthétiser le même type de régulateur pour ce canal et d'utiliser les deux contrôleurs pour la commande du système non linéaire afin de prouver l'efficacité de la méthode.

References et Bibliographies

- [1] A. Maldi ,Cours de commande optimale – Decembre 2015
- [2] D. Alazard cours LQ/LQG (www.personnel.supaero/alazard-daniel/pdf/cours_LQG.pdf)
- [3] commande des systemes lineaires- Phillipe de Larminat Eyrolles 1996
- [4]: Roskam J. Airplane flight dynamics and automatic flights control Part II/Roskam//Design, Analysis and Research Corporation (DARcorporation).- 1998, 780p.
- [5]G.J. Holland, T. McGeer, H.Yonngreb ‘Autonomous Aerosondes for Economical Atmosphric Souding Anywhere on the Globe. December 1992 American Meteorological Society. Vol 7, N° 12 pp 1987-1998
- [6]: Kimon P. Valavanis “Advanced in Unmanned Aerial Vehicles state of the Art and the Road to Autonomy”. Springer, 2007, p.
- [7]Roskam J. Airplane flight dynamics and performance / J. Roskam, C. T. Lan//Design,Analysis and research Corporation (DARCorporation).-1997, 840 p
- [8]: McLean D. Automatic Flight Control Systems / D.McLean – Englewood: Prentice Hall Inc, 1990 - 593 p.
- [9] Édouard FINOKI - COMMANDE DE VOL NON LINÉAIRE D’UN DRONE À VOILURE FIXE PAR LA MÉTHODE DU BACKSTEPPING ,2015
- [10] Laurent Bovet ‘Dynamique du vol’ aux editions ellipses 2013
- [11]: Aerosonde Robotic Aircraft Web site(visité le 12/04/2016): www.aerosonde.com
- [12]: C. Tournes, C. D. Johnson. (2001) ... (1998) Flight Control Law Using Nonlinear Dynamic Inversion Combined With Quantitative Feedback Theory.