

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

UNIVERSITE MOULOU D MAMMERI DE TIZI-OUZOU



FACULTE DE GENIE ELECTRIQUE ET D'INFORMATIQUE
DEPARTEMENT D'AUTOMATIQUE

Mémoire de Fin d'Etude De MASTER ACADEMIQUE

Spécialité : Automatique

Filière : Commande des systèmes

Présenté par
SIAD Meriem

Mémoire dirigé par **M. M A TOUAT**

Thème

Synthèse d'une loi de commande à base d'un retour d'état reconstruit du canal longitudinal d'un drone

Mémoire soutenu publiquement le 15 septembre 2016 devant le jury composé de :

Président

M.M. AKROUFS MAA

Promoteur

M.M A. TOUAT MCB

Examineur

Mme BOUDJEMA F MAA

Examineur

Mme HADJEM O MAA



Remerciements

Nous remercions vivement notre promoteur M. TOUAT M.A pour son aide, ses orientations, sa présence ainsi que ces précieux conseils.

Nous remercions les membres du jury qui nous ont fait l'honneur d'évaluer ce travail.

Nous remercions tous, ceux qui ont contribué de près ou de loin à l'élaboration de ce mémoire.

Dédicaces

Je dédie ce travail à mes parents, mes frères et mes sœurs, mes neveux et mes nièces et tous ceux qui me sont cher(es).

SIAD Meriem

La liste des figures :

Figure I.1 : Drone Aerosonde Mark 3.

Figure I.2: schéma des forces agissant sur un aéronef.

Figure I.3 : schéma récapitulatif du principe du vol.

Figure I.4 : surfaces de commandes.

Figure I.5: positions relatives du repère fixe par rapport à la terre R_T , et du référentiel inertiel R_i .

Figure I.6: positions relatives du repère terrestre R_0 et du repère fixe lié à la terre R_T .

Figure I.7 : repère avion R_b vue de dessus.

Figure I.8: repère avion R_b vue de profil.

Figure I.9 : représentations des perturbations atmosphériques pour le mouvement selon le modèle de Dryden.

Figure I.10: représentations des perturbations atmosphériques pour le mouvement latéral selon le modèle de Dryden.

Figure II.1 schéma structural de l'observateur de Luenberger.

Figure II.2 : schéma d'un retour d'état reconstruit.

Figure III.1 : schéma Bloc Simulink du système longitudinale.

Figure III.2 : Vitesse de translation en avant en fonction de temps.

Figure III.3 : Vitesse de translation verticale en fonction du temps.

Figure III.4 : Taux de variation de Tangage en fonction de temps.

Figure III.5 : Angle de Tangage en fonction de temps.

Figure III.6 : l'altitude h en fonction du temps .

Figure III.7 : Commande de la gouverne de profondeur en fonction de temps.

Figure III.8: Commande de l'étrangleur du moteur en fonction de temps.

Figure III.9 : Vitesse aérodynamique en fonction de temps.

Figure III.10 : angle d'attaque en fonction de temps.

Sommaire

Introduction générale.....	1
----------------------------	---

Chapitre I :Dynamique du vol

I. Introduction	3
II. Description des drones.....	3
III. Types de drones.....	4
IV. Catégorie de drones.....	4
IV.1. Caractéristique de l'Aerosonde.....	5
V. principe de vol.....	7
VI. Les commandes.....	8
VII Etude de la dynamique du vol.....	10
VII.1 Les repères.....	10
VII.2 Les forces.....	14
VIII. Représentation des perturbations atmosphériques	20
IX. Modèle linéaire de l'Aerosonde « Mark3 ».....	23
XI. a. Canal longitudinale	23
XI. b. Canal latérale.....	25
X. Conclusion	27

Chapitre II : synthèse d'une loi de commande par un retour d'état reconstruit

I. Introduction.....	28
II. Observateur et Observabilité des systèmes linéaires.....	28
II.1. Observateur des systèmes linéaires.....	30
III. Formulation de problème de commande optimale.....	32

III.1. Commande Linéaire Quadratique(LQ).....	33
III.2. Matrices de pondération.....	35
IV. Commande par retour d'état reconstruit avec un observateur d'état.....	36
IV.1. Principe de séparation.....	37
IV.2. Organigramme de calcul de la loi de commande LQR et L'observateur de Luenberger..	38
V. Conclusion	40

Chapitre III : application de la commande sur le drone et résultats de la simulation

I . Introduction.....	41
II . Bloc Simulink du système longitudinale	41
II.1. Simulation	42
IV . Conclusion.....	47
Conclusion générale	48

Références et bibliographies

Introduction Générale

Introduction Générale

Les systèmes industriels modernes s'appuient de plus en plus sur des techniques de commande avancées dont l'objectif est d'atteindre des niveaux de performances élevés. Néanmoins, si un défaut est apparu dans un système, ces stratégies de commande peuvent s'avérer très limitées, induisant des comportements non désirés de celui-ci, elles peuvent même le conduire vers l'instabilité surtout dans les systèmes critiques (tels que les centrales nucléaires, les avions,...etc.).

De nos jours, la commande des systèmes est devenue l'un des domaines de recherche les plus actifs. Disposant de calculateurs puissants et d'une variété d'outils logiciels, la synthèse de lois de commande et leur exécution à temps réel devient plus facile.

La première étape, très importante, dans la conception de lois de commande est la modélisation du système. Des modèles simples sont souvent adoptés.

Quelle que soit la méthode utilisée pour obtenir un modèle mathématique d'un système physique, il existe toujours un compromis entre la simplicité du modèle et son aptitude à décrire l'ensemble des phénomènes qui le caractérise. Ces écarts entre le modèle et le système réel sont souvent modélisés par des grandeurs d'erreurs (erreur d'entrée, erreur de sortie, erreur sur l'état,..., erreur de modèle). On peut ajouter à cela la nécessité d'avoir un modèle linéaire du système pour pouvoir appliquer la plupart des méthodes de commande, la linéarisation se faisant généralement autour d'un point de fonctionnement du processus physique.

Durant les dernières années, l'utilisation des drones dans différents domaines a pris une large attention de la part de la communauté scientifique. Différentes missions ont été assignées à ces véhicules afin de prouver leur efficacité. Les drones ont été conçus pour intervenir dans des zones à risques ou dangereuses où l'intervention de l'homme n'est pas nécessaire. Pour cela la maîtrise et la bonne connaissance du modèle mathématique du vol va permettre la synthèse d'une loi de commande permettant d'assurer l'accomplissement de la mission assignée en assurant la robustesse et les performances souhaitées.

Les UAV et MAV (Unmanned et Micro Aerial Vehicules) permettent d'avoir un fonctionnement sûr. Grâce à leur légère et petite plateforme, les drones peuvent être utilisés dans divers domaines, tel que la surveillance militaire, la recherche scientifique dans des environnements dangereux ou les avions pilotés ne conviennent pas et coûteux.

Introduction Générale

Toutefois, afin d'avoir un fonctionnement sûr et économique, de nombreux domaines ont été lancés dans ce défi, tels que le contrôle robuste autonome et la modélisation de la dynamique.

Dans ce mémoire, nous allons aborder la synthèse d'une loi de commande par une retour d'état reconstruit appliquée sur un drone Aerosonde et pour ce nous allons répartir notre travail comme suit:

Dans le premier chapitre, nous allons expliquer le principe du vol et sa dynamique ainsi que les différentes équations utilisées afin d'arriver au modèle du drone.

Puis dans le second chapitre, nous aborderons la synthèse de la loi de commande utilisée pour commander le drone.

Après dans le dernier chapitre, nous appliquerons la loi de commande trouvée sur le drone et nous verrons les résultats de la simulation.

Enfin, le bilan de travaux réalisés par ce mémoire est donné par une conclusion générale.

Chapitre I

I. Introduction :

Le drone ou (en anglais UAV Unmanned Aerial Vehicles) est un robot volant sans pilote, capable de mener à bien une mission de façon autonome ou en mode téléguidé.

Le drone est assigné à être autonome tout au long de son vol et à exécuter sa mission, mais le plus grand problème, réside dans la complexité de son modèle non linéaire et la présence de perturbations atmosphériques qui rendent difficile la conception d'une loi de commande simple afin de contrôler son mouvement et d'exécuter sa mission.

La dynamique du vol analyse le mouvement des aéronefs dans l'air. La discipline de synthèse utilisant les théories et les résultats de domaines scientifiques différents tel que la mécanique du solide, l'aérodynamique, l'automatique, elle permet de comprendre le comportement du drone afin d'optimiser les performances.

Ce chapitre se présente comme modélisation pour le système UAV.

II. Description des drones :

Le lexique officiel de l'armée américaine définit le drone comme un véhicule terrestre, naval ou aéronautique, contrôlé à distance ou de façon automatique.

Les drones ne se composent pas seulement d'objets volants. Il y en a beaucoup de sortes : drones terrestre, drones marins, drones sous-marins, et même des drones souterrains imaginés sous la forme de grosses taupes mécaniques. Tout véhicule, tout engin piloté peut être dronisé à partir du moment où il n'y a plus d'équipage humain à son bord.

Dans leur jargon, les militaires recourent à une autre terminologie. Ils parlent plutôt de véhicule aérien sans équipage en anglais UnmannedAerialVehicle , UAV.

Le mot drone est utilisé pour désigner un aéronef sans pilote , quelque soit sa taille, sa forme, sa fonction et ses caractéristiques.

Un drone peut donc être conçu comme un avion à voilure fixe ou une fusée. Il sert, d'une manière générale, pour des missions de surveillance du champ de bataille, d'acquisition des renseignements ou de combat [1].

III. Types des drones :

- **Les drones militaires :**

Différents types de drones sont utilisés pour observer des zones à risques ou intervenir durant les conflits (TUAV, MALE, HALE,...).

- **Les drones de loisirs :**

Pour le simple plaisir de voler ou pour réaliser des prises de vues aériennes originales, les drones de loisirs sont utilisés dans le cadre privé, pour une utilisation personnelle. Les drones de loisirs peuvent également être utilisés dans le cadre de compétitions.

- **Les drones professionnels :**

Dès lors qu'un drone est utilisé pour des activités autres que le loisir ou la compétition, il s'agit d'activités particulières pour lesquelles des autorisations de vols et des formations sont nécessaires [4].

IV. Catégories des drones :

Il existe sept catégories de drones classées selon le poids et l'utilisation :

Catégorie	Description
A	Les aéromodèles de moins de 25 kg, propulsés ou captifs, exclusivement utilisés à des fins de loisirs ou de compétition entre aéromodèles. Peuvent être équipés de caméra ou pas.
B	Les aéromodèles de plus de 25 kg qui ne respectent pas les critères de propulsion de la catégorie A. peuvent être équipés de caméra ou pas.
C	Les aéronefs captifs de moins de 25 kg qui sont utilisés pour une mission aérienne (photo, vidéo, thermographie, observation, etc...). Sont équipés de caméra embarquée ou intégrée.
D	Les aéronefs utilisés pour un travail de masse au décollage inférieur à 2 kg équipés de caméra intégrée ou embarquée.

Chapitre I : Dynamique du vol

E	Les aéronefs qui n'appartiennent pas aux catégories C et D, d'une masse inférieurs à 25 kg. Sont équipés de caméra intégrée ou embarquée.
F	Les aéronefs de masse inférieurs à 150 kg équipés de caméra.
G	Les aéronefs de masse supérieurs à 150 kg équipés de caméra.

Tableau 1: Les différentes catégories de drones.

Dans ce projet on s'intéresse à l'étude du drone de type Aerosonde « Mark 3 ».

IV.1. Caractéristique 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 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'Aérosonde fonctionne en mode complètement autonome ou bien 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[5][9].

<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
Distance max de communication bande UHF	180m

Chapitre I : Dynamique du vol

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 2 : caractéristiques de l'Aerosonde « Mark3 ».



Figure I.1 : Drone Aerosonde Mark 3.

V. Principe de vol :

Le vol d'un aéronef peut se résumer en 4 forces qui agissent dessus 2 à 2 se contrecarrent.

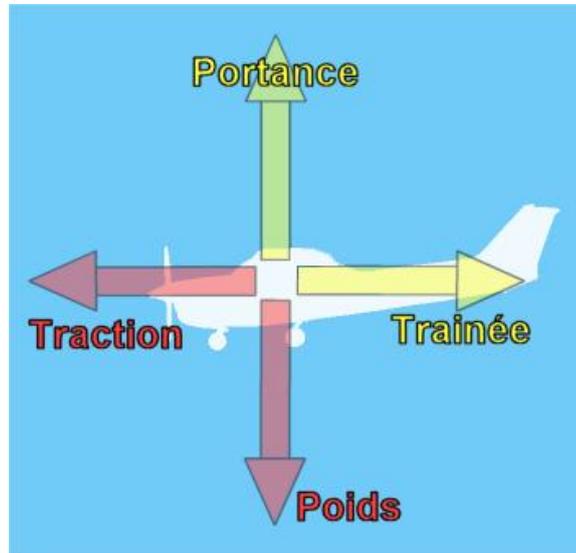


Figure I.2: schéma des forces agissant sur un aéronef.

Grâce aux moteurs, le drone prend de la vitesse. Ce déplacement entraîne l'apparition d'une **force de portance** sur la surface des ailes qui compense le poids du drone et c'est ce qui va lui permettre de décoller et de se maintenir en l'air[3].

Pour comprendre cette **force de portance**, nous allons examiner le profil de l'aile.

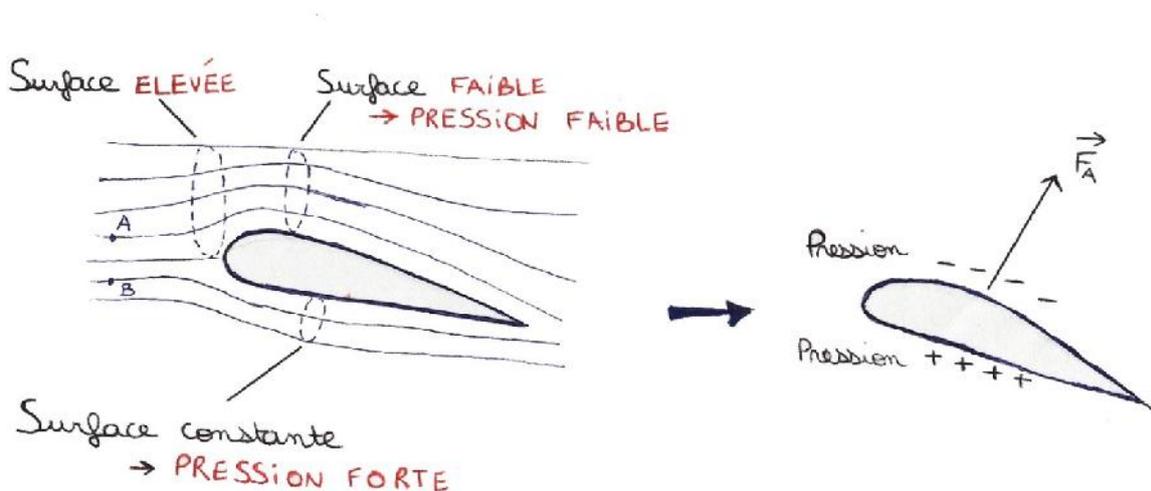


Figure I.3 : schéma récapitulatif du principe du vol[8].

Explications :

L'aile est plus bombée au-dessus, c'est l'extrados. La partie inférieure est plate, c'est l'intrados.

La molécule d'air **A** passe d'une surface élevée à une surface plus faible, ce qui accélère sa vitesse.

La molécule d'air **B** a une vitesse plus faible (figure I.3)

Ainsi, sur l'extrados de l'aile, la pression est faible et sur l'intrados de l'aile, la pression est forte. Il existe donc une force d'aspiration de la pression forte vers la pression faible, que l'on appelle la **force aérodynamique**.

La traînée est la force qui s'oppose à l'avancement de l'avion, c'est une force résistante.

VI. Les commandes :

Afin de pouvoir maîtriser la trajectoire d'un appareil de navigation aérienne, on dispose de quatre commandes :

- Une commande en tangage δ_m .
- Une commande en roulis δ_l .
- Une commande en lacet δ_n .
- Une commande des gaz δ_x .

VI.1. La commande de tangage δ_m :

La commande de tangage δ_m actionne la gouverne de profondeur (Elevator). 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 transversal passant par les extrémités des ailes et le centre de gravité) : l'arrière de l'appareil s'abaisse et le nez se lève (mouvement en cabré). Inversement, lorsque le manche est poussé vers l'avant, la gouverne de profondeur s'abaisse faisant pivoter le nez de l'appareil vers le bas (mouvement piqué). La gouverne de profondeur permet donc de contrôler l'assiette de l'avion (position de l'appareil par rapport à l'horizon).

VI.2. La commande de roulis δ_l :

La commande de roulis δ_l , appelée gauchissement, actionne les ailerons de manière dissymétrique en bout d'ailes. Sur certains avions sans empennage horizontale comme les avions à aile delta. 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).

VI.3. La commande de lacet δ_n :

La commande de Lacet, appelée palonnier. 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.

VI.4. La commande des gaz δ_x :

Elle fait varier la poussée de l'avion en actionnant le régulateur de débit du carburant du moteur. La poussée peut également être régulée automatiquement sur les avions disposant d'un système d'auto-manette [2].

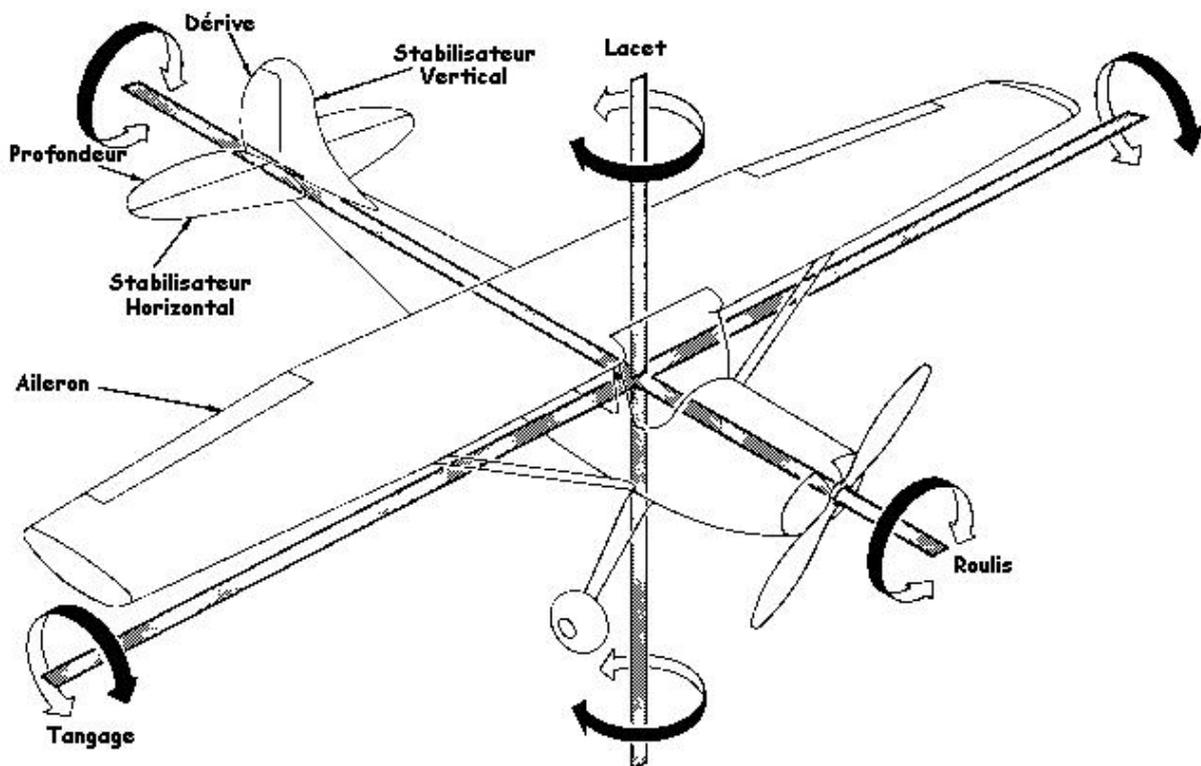


Figure I.4 : surfaces de commandes.

VII. Etude de la dynamique du vol :

1. Les repères :

- **Le référentiel inertiel R_i $C_T, \vec{x}_i, \vec{y}_i, \vec{z}_i$:**

Le référentiel inertiel lié à la terre, R_i , qui a pour l'origine le centre de la terre, C_T , dont les directions sont fixe dans l'espace .

Dans ce repère, l'axe \vec{z}_i est porté par le vecteur vitesse de rotation de la terre, $\vec{\Omega}_T$, l'axe \vec{x}_i porté par l'intersection du plan équatorial et du plan de l'écliptique, et l'axe \vec{y}_i complète le trièdre direct.

- **Le repère fixe lié à la terre R_T $O, \vec{x}_T, \vec{y}_T, \vec{z}_T$:**

Le repère fixe à la terre, R_T , a pour origine O, placé arbitrairement a la surface de la terre, par exemple, cette origine peut être placée a l'intersection de l'équateur et du méridien de Greenwich, c'est-à-dire au point de longitude et latitude nulle.

L'axe \vec{z}_T de ce repère est porté par la force de gravitation locale en O et pointe vers le centre de la terre. Les axes \vec{x}_T et \vec{y}_T sont perpendiculaires à l'axe \vec{z}_T , c'est-à-dire qu'ils définissent l'horizontale terrestre en O. leurs directions peuvent être choisies arbitrairement, il est cependant d'usage d'orienter l'axe \vec{x}_T vers le Nord, c'est-à-dire qu'il est porté par le méridien passant par O, et d'orienter l'axe \vec{y}_T vers l'Est de manière a compléter le trièdre direct.

Ce repère servira notamment à définir proprement une vitesse cinématique de l'avion, qui est la vitesse de déplacement de l'avion par rapport à la terre.

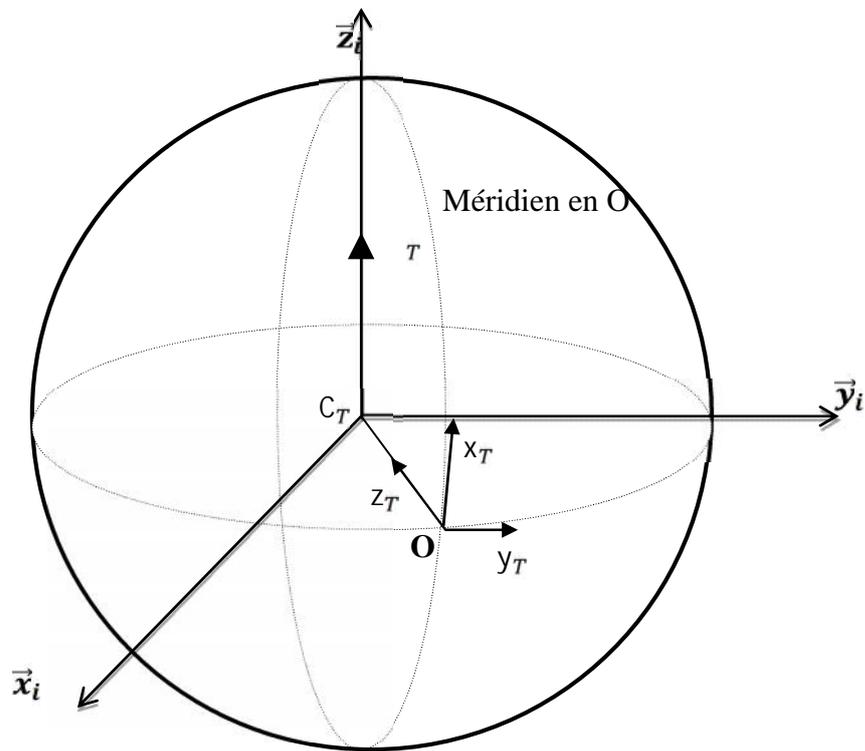


Figure I.5: positions relatives du repère fixe par rapport à la terre R_T , et du référentiel inertiel R_i .

- **Le repère lié à la terre R_0 $O, \vec{x}_0, \vec{y}_0, \vec{z}_0$:**

Le repère lié à la terre R_0 , possède la même origine O que le repère R_T . L'axe \vec{z}_0 de ce repère est porté par la force de gravitation locale au niveau de la position de l'avion et pointé vers le centre de la terre. Les axes \vec{x}_0 et \vec{y}_0 sont perpendiculaires à l'axe \vec{z}_0 , c'est-à-dire qu'ils définissent l'horizontale terrestre *locale* au niveau de l'avion. Comme pour le repère, il est d'usage d'orienter l'axe \vec{x}_0 vers le "Nord" et l'axe \vec{y}_0 vers "l'Est" de manière à compléter le trièdre direct.

Afin de visualiser les angles caractéristiques entre le repère lié à l'avion R_b et celui lié à la terre R_0 , les axes du repère R_0 seront par la suite "transportés" au niveau du centre de gravité de l'avion G .

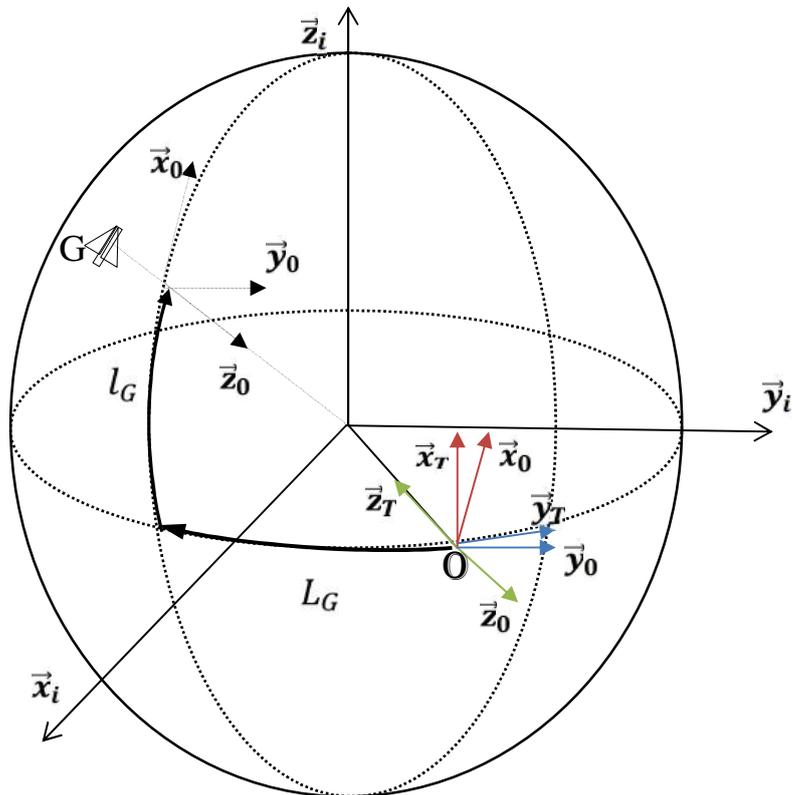


Figure I.6: positions relatives du repère terrestre R_0 et du repère fixe lié à la terre R_T .

La position de l'avion, repérée par G, permet de déterminer la direction des axes du repère R_0 , mais celui-ci a pour origine le point O qui est fixe à la surface de la terre.

- **Le repère aérodynamique R_a $G, \vec{x}_a, \vec{y}_a, \vec{z}_a$:**

Le repère aérodynamique R_a a pour origine le centre de gravité de l'avion G. l'axe \vec{x}_a est porté par la vitesse aérodynamique \vec{V}_a . L'axe \vec{z}_a est perpendiculaire à l'axe \vec{x}_a et se situe dans le plan de symétrie de l'avion. L'axe \vec{y}_a vient compléter le trièdre direct. Ainsi, le vecteur vitesse aérodynamique \vec{V}_a s'écrit dans le repère aérodynamique R_a :

$$\vec{V}_a^{R_a} = \begin{pmatrix} V_a \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

- Le repère avion R_b $G, \vec{x}_b, \vec{y}_b, \vec{z}_b$:

Le repère avion R_b , a pour origine le centre de gravité de l'avion G . L'axe \vec{x}_b se situe dans le plan de symétrie de l'avion et dirigé vers la pointe avant. Cet axe sert à définir l'axe roulis de l'avion.

L'axe \vec{z}_b se situe dans le plan de symétrie de l'avion et est perpendiculaire à l'axe \vec{x}_b . Il sert à définir l'axe de lacet de l'avion.

L'axe \vec{y}_b vient compléter le trièdre direct, c'est-à-dire qu'il est perpendiculaire au plan de symétrie et est orienté vers l'aile droite de l'avion. Il sert à définir l'axe de tangage de l'avion.

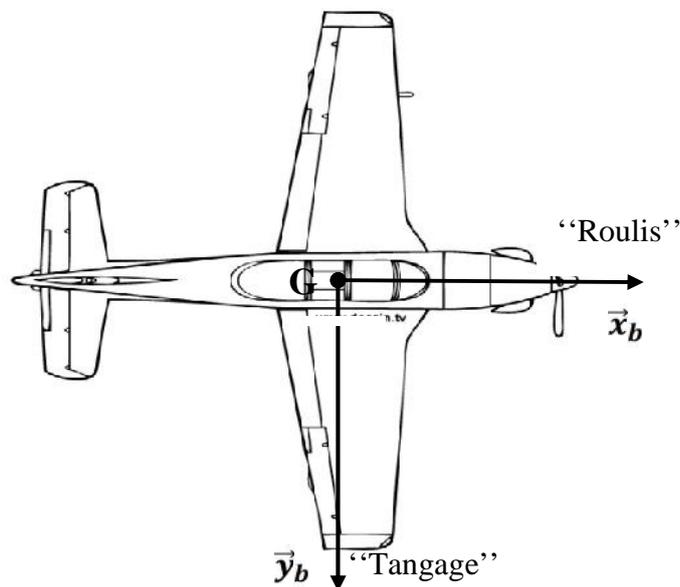


Figure I.7 : repère avion R_b vue de dessus

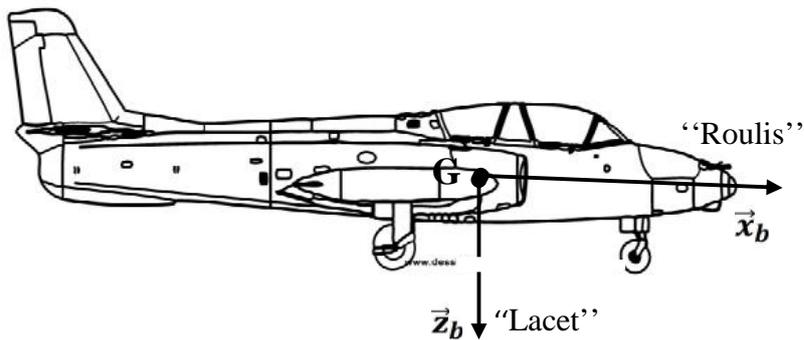


Figure I.8: repère avion R_b vue de profil.

1. Les forces :

L'avion est un solide qui évolue dans l'air et va par conséquent interagir avec lui. Cette interaction se traduit par une répartition d'efforts de pression et de frottements de l'air sur l'ensemble de la peau de l'appareil, c'est-à-dire les ailes le fuselage et l'empennage et produire ainsi une résultante aérodynamique. c'est le braquage des gouvernes aérodynamiques et la variation de la poussée qui permettent de commander le mouvement de l'avion dans l'atmosphère.

1. a. Les principales phases du vol :

L'avion est donc soumis à 3 forces :

- L'attraction de la terre (son poids P).

Le poids est modélisé par un vecteur, vertical dirigé vers le bas, appliqué au centre de gravité d l'avion G .

Le centre de poussée et le centre de gravité sont des points distincts à ne pas confondre

$$P = m g \quad (I.1)$$

- m : est la masse totale de l'avion (exprimée en kg).
- g : est l'intensité de la pesanteur (exprimée en N/kg ou m/s^2 en Algérie $g=9.81$ N/kg).
- L'action de son moteur (traction ou force motrice F).

La force motrice ou traction (T) permettant de faire avancer l'avion. Elle est produite par le moteur nous la considérerons parfaitement dans l'axe de l'avion.

Chapitre I : Dynamique du vol

Certain moteurs peuvent comporter un petit angle de calage destiné à compenser certains effets.

➤ L'action de l'air (résultante aérodynamique $R=R_z+R_x$) :

Un avion en vol génère un vent relatif, ce vent relatif exerce sur une action que l'on modélise par un vecteur force R appelé résultante aérodynamique.

Le point d'application de cette force est appelé le centre de poussée (CP). Sa position varie avec l'incidence (c'est-à-dire avec la direction du vent relatif).

Cette force dirigée vers le haut aide à la sustentation de l'avion. Elle est aussi dirigée en sens inverse du mouvement. On a donc appelé Portance (R_z) la partie utile (verticale dirigée vers le haut en vol rectiligne horizontal stabilisé) et traînée (R_x) la partie qui s'oppose à l'avancement de l'avion dans l'air.

$$R_z = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z \quad (I.2)$$

et
$$R_x = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x \quad (I.3)$$

- ρ : est la masse volumique de l'air (exprimée en kg/m^3).
- S : est la surface l'aile de l'avion (exprimée en m^2).
- V : est la vitesse du vent relatif (exprimée en m.s^{-1}), c'est-à-dire la vitesse de l'avion par rapport à l'air (et non par rapport au sol).
- C_x et C_z : sont des coefficients (sans dimension) qui sont spécifiques à un avion et à sa voilure pour un angle d'incidence considéré. Ils sont déterminés expérimentalement dans une soufflerie.
- C_x : est le coefficient de traînée et C_z : est le coefficient de portance.

2. b. Les schémas pour l'avion :

Nous intéressons aux forces exercées sur un avion se déplaçant :

- En descente à vitesse constante.
- Le vol rectiligne en palier à vitesse constante.
- En montée rectiligne uniforme à vitesse constante.

❖ **En descente à vitesse constante :**

Chapitre I : Dynamique du vol

Un drone se déplace à la même vitesse. Le vent relatif a donc la même valeur et seule son orientation change. La résultante aérodynamique ne change pas (par rapport au vent relatif)... le poids non plus mais par rapport au référentiel terrestre.

Bilan pour que la somme des 3 vecteurs soit nulle sur les trois schémas la force motrice (T) augmente en montée et diminue en descente... tout est parfaitement logique.

❖ Le vol rectiligne en palier :

Le vol rectiligne en palier à vitesse constante reste la configuration de vol la plus fréquente.

Examinons la situation dans une telle configuration :

Pour maintenir l'équilibre de l'avion il faut que :

- La portance équilibre le poids
- $R_z = m \cdot g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z$ (I.4)

- La traction équilibre la traînée
- $T = R_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x$ (I.5)

❖ Le vol en montée rectiligne uniforme :

La montée est plus complexe à étudier. Du point de vue de la sustentation les choses restent assez simples (I.4) :

En revanche pour la propulsion on obtient :

- $T = R_x + m \cdot g \cdot \sin P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x + m \cdot g \cdot \sin P$ (I.6)

En pratique la vitesse ne peut être maintenue indéfiniment. Il existe plusieurs montées vitesse stabilisée utilisées en pratique selon les priorités (gain d'altitude, temps de montée, rapport distance parcourue et altitude gagnée) :

- La montée à pente max (pour gagner beaucoup d'altitude sur une faible distance) pour des franchissements d'obstacles.
- La montée à V_z max (pour gagner le plus rapidement possible de l'altitude) pour des gains d'altitude rapides.

- La montée a vitesse optimale (VOM) pour obtenir le meilleur rapport entre altitude gagnée, distances parcourue, temps écoulé et consommation. C'est la plus envoyée quand aucun impératif de sécurité ne se présente[7].

2.c. Notations, hypothèses et relations de passage d'un avion :

Par la suite, l'avion est supposé rigide et les accélérations d'entraînement ou de Coriolis résultant du mouvement de la terre sont négligées. De plus, la masse, la position du centre de gravité et le tenseur d'inertie sont supposés constants.

Nous utiliserons les variables suivantes :

- m est la masse de l'avion et g l'accélération de la pesanteur.
- L'angle d'incidence est l'angle de l'axe Ox_b (référence fuselage) avec le repère aérodynamique $(O, \vec{x}_a, \vec{y}_a)$ compté positivement lorsque l'axe Ox_b est situé au dessus du plan $(O, \vec{x}_a, \vec{y}_a)$.
 - L'incidence est positive si la projection du vecteur vitesse, porté par Ox_a , sur l'axe Oz_b est positive.
 - L'angle de dérapage (sidslip) est l'angle de l'axe Ox_a avec le plan de symétrie Ox_b de l'avion. Cet angle est positif si l'air souffle du côté droit du fuselage c'est-à-dire le dérapage est positif si la projection du vecteur vitesse V sur l'axe Oy est positive.

La figure suivante illustre la définition de ces angles, ou (u, v, w) représentent les composantes du vecteur vitesse aérodynamique dans le repère avion :

Equation linéarisée du mouvement dans l'atmosphère stable :

$$\begin{aligned} u &= V \cdot \cos \alpha \cos \beta \\ v &= V \cdot \sin \beta \\ w &= V \cdot \sin \alpha \cos \beta \end{aligned} \tag{I.7}$$

- La vitesse de rotation de l'avion par rapport à la terre est projetée dans le repère lié à l'avion. Cette projection permet de définir les vitesses de roulis p , de tangage q , et de lacet r qui sont les coordonnées __ respectivement sur les axes \vec{x}_b, \vec{y}_b et \vec{z}_b :

$$\begin{aligned} _ &= \begin{matrix} p \\ q \\ r \end{matrix} \end{aligned}$$

Chapitre I : Dynamique du vol

Les relations cinématique de rotation permettent de relier les vitesses de roulis p , de tangage q , et de lacet r aux dérivées temporelles de l'inclinaison θ , de l'assiette ϕ et du cap ψ de l'avion. On obtient les relations suivantes :

$$\begin{aligned} p &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ q &= \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \\ r &= -\dot{\theta} \sin \phi + \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi \end{aligned} \quad (I.8)$$

En inversant ces relations, c'est-à-dire en exprimant chaque dérivée temporelle en fonction des vitesses p , q et r , nous obtenant finalement :

- L'équation cinématique de gîte pour $\dot{\phi}$.
- L'équation cinématique de tangage pour $\dot{\theta}$.
- L'équation cinématique de cap pour $\dot{\psi}$.

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= p + \tan \theta q \sin \phi + r \cos \phi \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= \frac{1}{\cos \theta} q \sin \phi + r \cos \phi \end{aligned} \quad (I.9)$$

2.d. Equation des forces et des moments :

Les théorèmes de la quantité de mouvement et du moment cinétique suggérés par Newton et Euler sont appliqués dans le repère avion. Ce qui nous donne les relations suivantes :

2.d.1. Equations des forces :

$$\begin{aligned} X &= m \dot{u} + qw - rv - T + mg \sin \theta \\ Y &= m \dot{v} + ru - pw - mg \cos \theta \sin \phi \\ Z &= m \dot{w} + pv - qu - mg \cos \theta \cos \phi \end{aligned} \quad (I.10)$$

Les équations de forces sont déduite a partir de la seconde loi de Newton, soit $\vec{F} = m\vec{a}$ où est l'accélération du drone.

Les équations de mouvement linéaire suivantes sont obtenues selon la direction des axes de l'avion :

Selon la direction de l'axe OX de l'avion :

$$\dot{u} = rv - qw - g \sin \theta + \frac{1}{m} X_{aero} + X_{propulsion} \quad (I.11)$$

Selon la direction de l'axe OY de l'avion :

$$\dot{v} = pw - ru + p \sin \phi \cos \theta + \frac{1}{m} Y_{aero} + Y_{propulsion} \quad (I.12)$$

Selon la direction de l'axe OZ de l'avion :

$$\dot{w} = qu - pv + g \cos \theta \cos \phi + \frac{1}{m} Z_{aero} + Z_{propulsion} \quad (I.13)$$

Ces équations sont des équations d'accélération linéaires car la masse m a été mise en évidence.

2.d.2 Equations des moments :

$$\begin{aligned} L &= I_{xx}\dot{p} - I_{yy} - I_{zz} qr - I_{yz} p^2 - r^2 - I_{zx} \dot{r} + qp - I_{xy} \dot{q} - qr \\ M &= I_{yy}\dot{q} - I_{zz} - I_{xx} rp - I_{zx} r^2 - p^2 - I_{xy} p + qr - I_{yz} r - pq \\ N &= I_{zz}\dot{r} - I_{xx} - I_{yy} pq - I_{xy} p^2 - q^2 - I_{yz} \dot{q} - rp - I_{zx} \dot{p} - qr \end{aligned} \quad (I.14)$$

Les composantes des moments sont L M et N, ces équations sont dues à des aérodynamiques et propulsives, on note qu'il n'y a aucune contribution de la force de gravitation car ces moments sont pris sur le centre de gravité [6].

Le développement de mouvement nécessite une méthode spécifique pour sa linéarisation et on choisit le développement en série de Taylor. Pour illustrer cette méthode, soit X une fonction dépendante des variables du canal longitudinal $[u \ w \ q \ \theta \ h]$ et pour le canal latéral $[p \ v \ r]$ et après le développement de calcul nous arrivons au deux modèles suivants :

➤ Le modèle longitudinal :

Nous allons d'abord mettre le modèle longitudinal sous la forme usuelle :

$$\dot{x} = A.x + B.u + E.n \quad (I.15)$$

Avec A : matrice d'évolution.

B : matrice de commande.

E : matrice d'interaction des perturbations dues aux turbulences.

$$\dot{x}_{long} = \begin{matrix} x_u & x_w & x_q - W_0 & g \cos \theta_0 & 0 & 0 & u & x_{\delta_E} & 0 & & x_u & x_w & x_q - W_0 \\ z_u & z_w & z_q + U_0 & g \sin \theta_0 & 0 & 0 & w & z_{\delta_E} & 0 & & z_u & z_w & z_q + U_0 \\ m_u & m_w & z_u & 0 & 0 & 0 & q & m_{\delta_E} & 0 & \delta_E & m_u & m_w & m_q \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \theta & 0 & 0 & \delta_{th} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & U_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & & 0 & 0 & 0 \\ u & w & 0 & 0 & u & u & 0 & 0 & \delta_{th} & & 0 & 0 & 0 \end{matrix} \begin{matrix} u_g \\ q_g \\ w_g \end{matrix} \quad (I.16)$$

➤ **Le modèle latéral :**

Après une simple considération de certains paramètres, nous arrivons au modèle suivant :

$$\begin{matrix} \dot{v} & y_v & y_p & y_r - u_0 & g & 0 & v & y & y & & y_v & y_p & y_r - u_0 \\ \dot{p} & L_v & L_p & L_r & 0 & 0 & p & L & L & & L_v & L_p & L_r \\ \dot{r} & N_v & N_p & N_r & 0 & 0 & r & N & N & \delta_a & N_v & N_p & N_r \\ \dot{\phi} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \phi & 0 & 0 & \delta_r & 0 & 0 & 0 \\ \dot{\psi} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \psi & 0 & 0 & & 0 & 0 & 0 \end{matrix} \begin{matrix} v_g \\ p_g \\ r_g \end{matrix} \quad (I.17)$$

Ou : v : vitesse latérale, p : vitesse de variation de roulis, r : vitesse de variation de lacet, ψ : Angle de lacet ϕ : Angle de roulis δ_a : Commande des ailerons δ_r : Commande de gouverne de direction. $[u_g, w_g, q_g, v_g, p_g, r_g]$: est donné dans ce qui suit.

VIII. Représentation des perturbations atmosphériques :

a. Modèle de turbulences longitudinale :

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 dans les modèle de vol de drone, et la figure 1.donne le modèle mathématique de l'atmosphère.

Dans notre étude nous avons utilisé le modèle de Dryden au lieu du modèle de Von Karman. Ce modèle est choisi pour la simplicité à la mise en œuvre [3][8].

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.

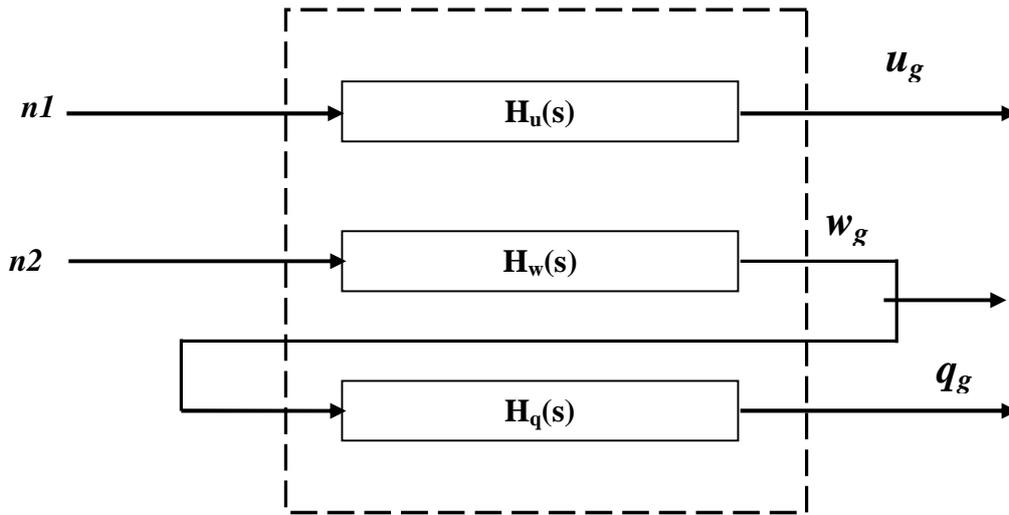


Figure I.9 : représentations des perturbations atmosphériques pour le mouvement longitudinal selon le modèle de Dryden.

$n = [n1 \ n2]$: bruit blanc, entrées longitudinale et verticale dues aux rafales du vent.

$$H_u \ s = \sigma_u \frac{2L_u}{\pi v} \frac{1}{1 + \frac{L_u}{v} s} \quad (I.18)$$

$$H_w \ s = \sigma_w \frac{L_w}{\pi v} \frac{1 + \frac{3L_w}{v} s}{1 + \frac{L_w}{v} s^2} \quad (I.19)$$

$$H_q \ s = \frac{\frac{s}{1 + \frac{4b}{\pi v} s}}{1 + \frac{L_w}{v} s^2} H_w \ s \quad (I.20)$$

Les longueurs d'ondes de turbulence et les densités sont des fonctions d'altitude définies dans les équations ci-dessous, les résultats de simulation sont donnés pour une altitude faible (inférieur à 304.8m (1000 pieds)) et dans de turbulence modérée à une vitesse de vent de 15.43 m/s (30 nœuds). Les longueurs d'échelle de turbulences sont comme suit [5] :

$$L_w = \quad (I.21)$$

$$L_u = L_v = \frac{h}{(0.177 + 0.000823 \cdot h)^{1.2}} \quad (I.22)$$

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

$$\sigma_u = 0.1 W_{20} \quad (I.23)$$

$$\frac{\sigma_u}{\sigma_w} = \frac{\sigma_v}{\sigma_w} = \frac{1}{(0.177+0.000823.h)^{0.4}} \quad (I.24)$$

Où : h : l'altitude en mètre.

W_{20} : la vitesse du vent dans la turbulence modérée à 6.09 m/s.

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

b. Modèle de turbulences latéral :

Le modèle latéral de Dryden sera déduit de la même façon que le longitudinal.

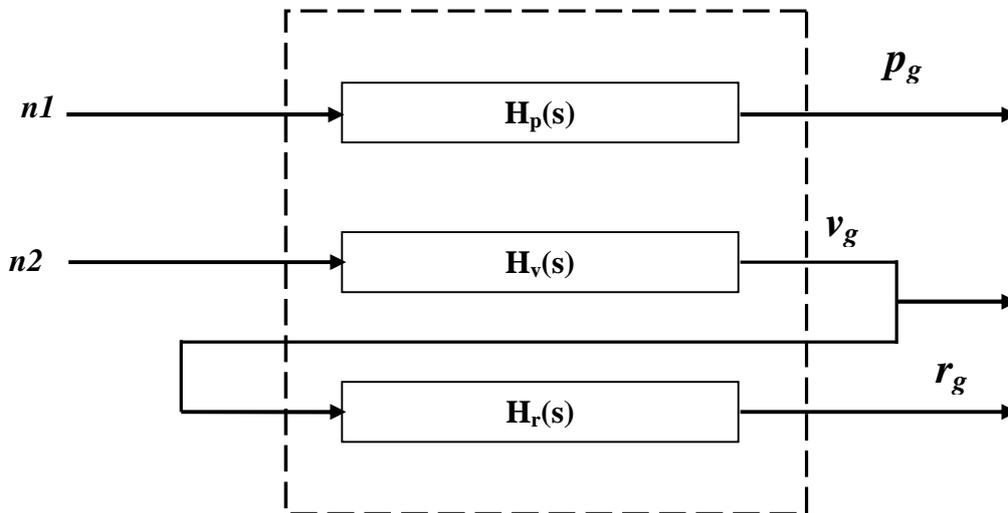


Figure I.10: représentations des perturbations atmosphériques pour le mouvement latéral selon le modèle de Dryden.

Les fonctions de transfert de ce modèle sont :

$$H_p(s) = \sigma_w \frac{0.8}{v} \frac{(\frac{\pi}{4b})^{1/6}}{L_w^{1/3} (1 + (\frac{4b}{\pi v})s)} \quad (I.25)$$

$$H_v(s) = \sigma_v \frac{L_v}{\pi v} \frac{1 + \frac{3L_v}{v}s}{(1 + \frac{L_v}{v}s)^2} \quad (I.26)$$

$$H_r s = \frac{\frac{s}{v}}{1 + \frac{3b}{\pi v} s} H_v s \quad (I.27)$$

p_g : représente la perturbation du vent par rapport à la vitesse de variation de lacet.

v_g : représente la perturbation du vent par rapport à la composante de la vitesse latérale.

r_g : représente la perturbation du vent par rapport à la vitesse de variation du roulis.

IX. Modèle linéaire de l'Aerosonde Mark3 :

a. Canal longitudinal:

La linéarisation du modèle du drone Aerosonde 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 [5][9].

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 :

$$X_{long} = [u \ w \ q \ \theta \ \Omega]$$

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

$$\begin{aligned} \dot{x} \ t &= A x \ t + B u \ t + G w(t) \\ Y \ t &= C x \ t + D u \ t + V \ t \end{aligned} \quad (I.28)$$

Avec : x : le vecteur d'état.

w : le vecteur de rafale du vent. $w = \eta_1 \eta_2$.

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

v : les bruits associés aux capteurs.

Chapitre I : Dynamique du vol

Les modèles (long, lat) de la dynamique du vol de l'Aerosonde sont donnés dans ce qui suit ; le modèle nominal est obtenu par une vitesse $V=30$ m/s et $h= 200$ m, les trois modèles perturbés sont donnés pour $V=25$ m/s, $h= 180$ m et $V=35$ m/s, $h=220$ m.

$$A_{Longn} = \begin{matrix} -0.2933 & 0.3877 & -0.5578 & -0.7843 & 0 & 0.0138 \\ -0.5509 & -5.03691 & 29.2782 & -0.1849 & 0 & 0 \\ 0.3382 & -5.6318 & -6.1948 & 0 & 0 & -0.0107 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0189 & -0.9998 & 0 & 30 & 0 & 0 \\ 41.5399 & 0.7850 & 0 & 0 & -0.63 & -3.85 \end{matrix} ;$$

$$B_{longn} = \begin{matrix} -0.3 & 0 \\ -3.7 & 0 \\ -50.2 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 2663.9 \end{matrix} ;$$

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

Premier modèle perturbé : $V=25$ m/s, $h=180$ m :

$$A_{Longp1} = \begin{matrix} -0.2392 & 0.5304 & -1.1922 & -9.8089 & 0 & 0.0116 \\ -0.5689 & -4.4716 & 24.3751 & -0.4762 & 0 & 0 \\ 0.4302 & -4.8351 & -5.1587 & 0 & 0 & -0.009 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0485 & -0.9988 & 0 & 24.99 & 0 & 0 \\ 34.6645 & 1.6829 & 0 & 0 & -0.03 & -3.23 \end{matrix} ;$$

$$B_{longp1} = \begin{matrix} -0.3521 & 0 \\ -2.548 & 0 \\ -35.21 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 389.61 \end{matrix} ;$$

$$G_{longp1} = \begin{matrix} -0.2392 & 0.5304 & -1.1922 \\ -0.5686 & -4.4761 & 24.3751 \\ 0.4302 & -4.8351 & -5.1587 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{matrix} ;$$

Deuxième modèle perturbé : $V=35\text{m/s}$, $h=220\text{ m}$:

$$A_{Longp2} = \begin{bmatrix} -0.35 & 0.28 & -0.058 & -9.81 & 0 & 0.0116 \\ -0.55 & -6.25 & 35 & -0.016 & 0 & 0 \\ 0.28 & -6.43 & -7.21 & 0 & 0 & -0.012 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.001 & -1 & 0 & 35 & 0 & 0 \\ 48.48 & 0.07 & 0 & 0 & -0.78 & -4.43 \end{bmatrix} ;$$

$$B_{longp2} = \begin{bmatrix} -0.5 & 0 \\ -5 & 0 \\ -68 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 3040 \end{bmatrix} ;$$

$$G_{longp2} = \begin{bmatrix} -0.35 & 0.28 & -0.058 \\ -0.55 & -6.24 & 35 \\ 0.28 & -6.43 & -7.21 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} ;$$

b. Canal latéral :

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

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

$$x = [v \ p \ r \ \Psi]$$

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

$$\begin{aligned} \dot{x}_{lat} \ t &= A_{lat}x \ t + B_{lat}u \ t + G_{lat}w(t) \\ Y_{lat} \ t &= C_{lat}x \ t + D_{lat}u \ t + V \ t \end{aligned} \quad (I.29)$$

Avec :

X : le vecteur d'état.

W : le vecteur de rafale du vent.

U : la commande avec les deux composantes $[\delta_a \ \delta_r]^T$

Modèle nominal :

$$A_{lat_n} = \begin{matrix} -0.8297 & 0.5668 & -29.99 & 9.78 & 0 \\ -5.4778 & -26.97 & 12.9835 & 0 & 0 \\ 0.8890 & -3.49 & -1.3570 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0.01889 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0002 & 0 & 0 \end{matrix} ;$$

$$B_{lat_n} = \begin{matrix} -2.13 & 5.44 \\ -187.35 & 3.37 \\ -7.38 & -34.41 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{matrix} ;$$

$$G_{lat_n} = \begin{matrix} -0.8297 & 0.5668 & 0 \\ -5.4778 & -26.97 & 0 \\ 0.889 & -3.49 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{matrix} ;$$

Premier modèle perturbé $V=25\text{m/s}$, $h=180\text{ m}$:

$$A_{lat_{p1}} = \begin{matrix} -0.6909 & 1.2123 & -24.9704 & 9.8089 & 0 \\ -4.5543 & -22.4221 & 10.7916 & 0 & 0 \\ 0.7389 & -2.9084 & -1.1279 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0.0485 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.00012 & 0 & 0 \end{matrix} ;$$

$$B_{lat_{p1}} = \begin{matrix} -1.4780 & 3.7726 \\ -129.7714 & 2.3350 \\ -5.1167 & -23.8370 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{matrix} ;$$

$$G_{lat_{p1}} = \begin{matrix} -0.6909 & 1.2123 & -24.9704 \\ -4.5543 & -22.4221 & 10.7916 \\ 0.7389 & -2.9084 & -1.1279 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{matrix} ;$$

Deuxième modèle perturbé $V=35\text{m/s}$, $h=220\text{ m}$:

$$A_{lat_{p2}} = \begin{matrix} -0.97 & 1.05 & -35 & 9.81 & 0 \\ -6.38 & -31.43 & 15.13 & 0 & 0 \\ 1.03 & -4.07 & -1.58 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0.0016 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{matrix} ;$$

$$B_{lat_{p2}} = \begin{matrix} -2.9 & 7.4 \\ -254.7 & 4.58 \\ -10 & -46.79 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{matrix} ;$$

$$G_{lat_{p2}} = \begin{matrix} -0.97 & 1.05 & -35 \\ -6.38 & -31.43 & 15.13 \\ 1.03 & -4.07 & -1.58 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{matrix} ;$$

X. Conclusion :

La modélisation de la dynamique du vol s'avère très compliquée vu le milieu d'évolution du véhicule. Le modèle non linéaire obtenu est linéarisé autour de trois points de fonctionnements afin d'aboutir à des modèles décrivant les deux dynamiques (longitudinale et latérale). Cette linéarisation a été faite en ajoutant le modèle de l'atmosphère de Dryden vu sa simplicité d'utilisation.

La séparation des deux dynamiques va nous permettre dans la suite de ce mémoire de synthétiser une loi de commande pour chaque canal indépendamment.

Chapitre II

I. Introduction :

La mise en œuvre des lois de commande basées sur le modèle mathématique du système repose implicitement sur l'hypothèse que tout l'état est connu à chaque instant.

Pour des raisons technologiques (de matériel, de réalisabilité, etc), de fiabilité (panne des éléments de mesure) ou encore économiques (coût des capteurs), dans de nombreuses applications la mesure de tout l'état n'est pas possible.

Il est alors nécessaire, à l'aide des variables d'entrées et de sorties du système de reconstruire les variables d'état non mesurées pour élaborer la commande. De ce fait, l'idée repose sur l'utilisation d'un observateur.

Le contrôle des processus consiste à déterminer des lois de commandes permettant d'assurer un comportement désiré. Mais, souvent, on est amené à optimiser cette commande, c'est le problème de commande optimale.

Dans ce chapitre, nous allons nous concentrer sur le critère quadratique qui s'appuie sur la minimisation de l'énergie de l'entrée (énergie minimale), et la réduction de l'écart entre l'état du système et l'état désiré (problème de poursuite).

II. Observateur et Observabilité des systèmes linéaires :

Considérons le système linéaire suivant [5]:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx \end{aligned} \tag{II.1}$$

Où : $x \in \mathbb{R}^n$ représente le vecteur d'état.

$u \in \mathbb{R}^m$ est le vecteur d'entrée.

$y \in \mathbb{R}^p$ dénote le vecteur de sortie.

Les matrices **A**, **B** et **C** ont des dimensions appropriées.

Un observateur peut être réalisé si le système est observable, c'est-à-dire qu'il est possible de reconstruire son vecteur d'état $x(t)$ sur tout intervalle t_0, t_1 à partir de l'information disponible sur ses entrées $u(t)$ et ses sorties $y(t)$ [10].

La propriété d'observabilité du système linéaire (II.1) peut être formalisée de la façon suivante :

Définition 1 : Observabilité

Le système (II.1) est observable si, étant donné l'instant t_0 , il existe un instant t_1 fini tel que la connaissance de y t_0, t_1 et u t_0, t_1 permette de déterminer de manière unique l'état x $t_0 = x_0$ et ceci quelque soit l'entrée du système [12].

Définition 2 : Reconstructibilité

Un état x_1 est dit reconstructible à l'instant t_1 si, quelque soit u t , il existe $t_0 < t_1$ tel que la connaissance de u t et de y t avec $t \in [t_0, t_1]$ permette de déterminer $x_1 = x(t_1)$

Si tout état est reconstructible à l'instant t_1 , le système est dit complètement reconstructible.

On remarque clairement que dans la première définition (observabilité), le problème est de retrouver la condition initiale de l'état x $t_0 = x_0$ à partir d'informations postérieures à celle-ci. Par contre dans la deuxième définition (Reconstructibilité) le problème est de déterminer l'état à partir d'informations antérieures à celle-ci [10].

Une fois l'état initial est retrouvé, on peut estimer facilement l'état à tout instant ce qui nous permet facilement de concevoir la loi de commande du processus.

Pour tester l'observabilité du système (II.1), on peut appliquer le test du rang de la matrice d'observabilité, définie comme suit [10] :

$$O = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ \vdots \\ CA^{n-1} \end{bmatrix} \quad (\text{II.2})$$

La condition du rang utilisée pour étudier l'observabilité est définie comme suit :

Définition 3 : Condition du rang

L'observabilité du système (II.1) est garantie si le rang de la matrice d'observabilité O est égal à n . On dit alors que la paire (C, A) est observable [10].

Une fois l'observabilité du système linéaire (II.1) est garantie par l'application de la condition du rang, il est possible de lui construire un observateur tel que celui de type **Luenberger**.

1. Observateur des systèmes linéaires :

a. Objectif d'un observateur :

En général, pour des raisons techniques et économiques, l'état du système n'est pas complètement accessible. En effet, la complexité de la réalisabilité technique ainsi que des coûts prohibitifs pour l'implantation de plusieurs capteurs peuvent réduire considérablement le nombre d'états mesurés. On peut alors considérer que, pour la grande majorité des systèmes, la dimension du vecteur d'état est supérieure à celle du vecteur de sortie ($l < n$). Cette considération signifie que pour tout instant t , le vecteur $x(t)$ ne peut pas être complètement mesuré ou déduit des sorties. Cependant, moyennant des conditions d'existence, l'état peut être reconstruit à l'aide d'un observateur. Ainsi, un dimensionnement judicieux d'un observateur doit permettre une estimation précise et rapide de la valeur des composantes du vecteur d'état $x(t)$.

Une solution simple et optimale au problème de l'estimation de l'état des systèmes linéaires a été proposée par Luenberger dans le cadre déterministe

Dans ce cas, on considère le modèle dynamique du système linéaire défini par :

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t)\end{aligned}$$

dont l'état $x(t)$ est estimé (ou reconstruit) par un système dynamique appelé observateur

et noté OBS, dont la structure est donnée par :

$$\begin{aligned}OBS: \quad \dot{\hat{x}}(t) &= A\hat{x}(t) + Bu(t) + Ly(t) \\ \hat{y}(t) &= C\hat{x}(t)\end{aligned}\tag{II.3}$$

Où : $x \in \mathbb{R}^n$ représente le vecteur d'état.

$u \in \mathbb{R}^m$ est le vecteur d'entrée.

$y \in \mathbb{R}^p$ dénote le vecteur de sortie.

Les matrices A, B et C ont des dimensions appropriées.

b. Observateur de Luenberger :

La théorie de l'observation de Luenberger repose essentiellement sur des techniques de placement de pôles. On se place dans le cas déterministe, ou les bruits w et v sont nuls, Luenberger propose l'observateur suivant pour le système (II.3) :

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}}(t) &= A\hat{x}(t) + Bu(t) + L(y(t) - \hat{y}(t)) \\ \hat{y}(t) &= C\hat{x}(t) \end{aligned} \quad (II.4)$$

Le terme correctif $L(y(t) - \hat{y}(t))$ fait apparaître le gain de correction L , également appelé gain de l'observateur, relatif à l'erreur de la reconstruction de la sortie. On peut aussi écrire l'observateur sous la forme suivante :

$$\dot{\hat{x}}(t) = (A - LC)\hat{x}(t) + Bu(t) + Ly(t) \quad (II.5)$$

La dynamique de l'erreur d'estimation $e(t) = x(t) - \hat{x}(t)$ a pour expression :

$$\dot{e}(t) = (A - LC)e(t) \quad (II.6)$$

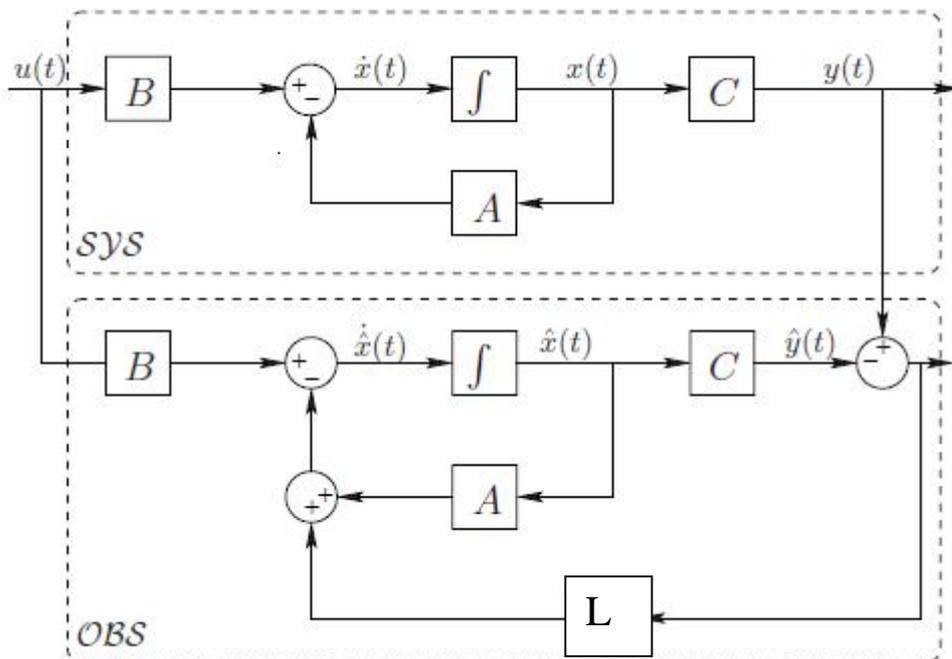


Figure I.1 : schéma structural de l'observateur de Luenberger.

Chapitre II : Synthèse d'une loi de commande par un retour d'état reconstruit

En utilisant une technique de placement de pôles, il suffit alors de choisir le gain L de l'observateur de telle sorte que les valeurs propres de la matrice $A-LC$ soient dans le demi plan complexe gauche.

Pour ce type d'observateur, une grande liberté est laissée au choix des valeurs propres, mais en pratique on choisit une dynamique d'erreur plus rapide que celle du processus.

Cependant, on ne peut les prendre infiniment grandes parce qu'on ne peut utiliser que des gains réalisables et l'augmentation de la bande passante du reconstruteur ne permet plus de négliger les bruits qui deviennent prépondérants en hautes fréquences [11].

III. Formulation de problème de commande optimale :

Un système dynamique est caractérisé à chaque instant t par ses variables d'état représentées par le vecteur d'état suivant :

$$X t = (x_1 t \ x_2 t \ \dots \dots \ x_n t) \quad (\text{II.7})$$

Si le système est commandable, il est possible de faire évoluer son état en agissant sur d'autres variables appelées variables de commande, notées :

$$U t = (u_1 t \ u_2 t \ \dots \dots \ u_n t) \quad (\text{II.8})$$

Les variables d'états et celles de la commande d'un système non linéaire sont liées par l'équation différentielle suivante :

$$\dot{x} t = f(X t, U t, t) \quad (\text{II.9})$$

Dans le cas des systèmes linéaires, l'équation d'état est représentée comme suit :

$$\dot{x} t = AX t + BU t \quad (\text{II.10})$$

A : Matrice d'évolution du système de dimension $(n \times n)$

B : Matrice de commande de dimension $(n \times m)$

Lorsque la commandabilité du système est vérifiée, on dispose alors d'une infinité de trajectoire présentant l'ensemble des commandes admissibles qui permettent de transférer le système de son état initial $x_0(t = t_0)$ à un état final $x_f(t = t_f)$ (x_0 et x_f étant fixés à priori), il se pose alors le problème du choix entre ces diverses trajectoires ; la commande optimale est l'objet de la sélection

Chapitre II : Synthèse d'une loi de commande par un retour d'état reconstruit

de la trajectoire qui optimise le critère de performance tout en respectant les contraintes imposées par le cahier des charges.

Le critère de performance (appelé aussi fonction de coût) doit être choisi selon les objectifs désirés comme : la poursuite, la régulation, le temps minimal, l'énergie minimale et la consommation minimale. Sous la forme générale, le critère est donné comme suit :

$$J = \phi(x(t_f), t_f) + \int_{t_0}^{t_f} \varphi(x(t), u(t), t) dt \quad (\text{II.11})$$

Dans ce mémoire, on a affaire à un problème de poursuite et de régulation à horizon infini qui se résume comme suit :

- Poursuite :

Il s'agit de maintenir l'état $x(t)$
du système très proche de l'état désiré $x_d(t)$

$$J = \int_0^{\infty} x^T(t) - x_d(t)^T Q x(t) - x_d(t) dt \quad Q = Q^T ; Q \geq 0 \quad (\text{II.12})$$

- Régulation :

C'est un cas particulier de la poursuite, dans ce cas nous avons $x_d(t) = 0$

$$J = \int_0^{\infty} x^T(t) Q x(t) dt \quad Q = Q^T ; Q \geq 0 \quad (\text{II.13})$$

1. Commande Linéaire Quadratique (LQR):

On parle de commande linéaire quadratique: LQ ou LQR (Linear Quadratic Regulator), le système est linéaire et la commande est quadratique. Ainsi en considérant un critère quadratique on peut avoir une commande optimale sous forme d'un retour d'état[12][13] :

$$U = -KX$$

Le critère à minimiser est :

$$J = \int_0^{\infty} x^T(t) Q x(t) + U^T(t) R U(t) dt \quad (\text{II.14})$$

Sujet à :

$$\dot{x}(t) = AX(t) + BU(t)$$

En utilisant le principe du minimum, on obtient :

$$H(x(t), u(t), \lambda(t), t) = x^T(t) Q x(t) + U^T(t) R U(t) + \lambda^T(t) (A x(t) + B U(t)) \quad (\text{II.15})$$

En partant sur le principe du minimum, nous obtenons en dérivant l'Hamiltonien l'expression de la commande optimale :

$$\frac{\partial H(x(t), u(t), t)}{\partial u(t)} = 0 \quad (\text{II.16})$$

$$R U(t) + B^T \lambda(t) = 0 \quad (\text{II.17})$$

$$U(t) = -R^{-1} B^T \lambda(t) \quad (\text{II.18})$$

L'équation (II.18) représente l'expression de la commande optimale.

Les équations de H-P sont données par les expressions suivantes :

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= \frac{\partial H(x(t), \lambda(t), t)}{\partial x(t)} \\ \dot{\lambda}(t) &= - \frac{\partial H(x(t), \lambda(t), t)}{\partial x(t)} \end{aligned} \quad (\text{II.19})$$

Les équations d'Hamilton-Pontriaguine s'écrivent alors :

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= AX(t) - BR^{-1}B^T \lambda(t) \\ \dot{\lambda}(t) &= -QX(t) - A^T \lambda(t) \end{aligned} \quad (\text{II.20})$$

On pose:

$$S = BR^{-1}B^T$$

Notre but est d'avoir à la fin une commande à retour d'état tel que $U = -KX$, donc il devient nécessaire de prendre $\lambda = PX$.

La dérivée de λ est :

$$\dot{\lambda} = \dot{P}X + P\dot{X} \quad (\text{II.21})$$

A partir des équations, on peut avoir l'égalité suivante :

$$\dot{P}X + PAX - PSB^{-1}B^T + \lambda = -A^T \lambda - QX \quad (\text{II.22})$$

Remplaçant λ par son expression, on aboutit à l'équation suivante :

Chapitre II : Synthèse d'une loi de commande par un retour d'état reconstruit

$$\dot{P}X + PAX + A^T P - PBR^{-1}B^T P X = -A^T P X - QX \quad (\text{II.23})$$

La relation doit être vérifiée quelque soit x , alors on doit imposer :

$$\dot{P} + PA + A^T P - PBR^{-1}B^T + Q = 0 \quad (\text{II.24})$$

L'équation est appelée l'**équation différentielle de Riccati**.

Et p est l'unique solution de cette équation.

Cette équation différentielle doit être résolue à chaque instant pour déterminer $P(t)$, et si

Les matrices A, B, Q et R sont constantes et t tend vers l'infini, alors la matrice $p(t)$ solution de l'équation de Riccati est une matrice indépendante de temps, donc la différentielle algébrique connue sous le nom de l'**équation algébrique de Riccati**:

$$PA + A^T P - PBR^{-1}B^T + Q = 0 \quad (\text{II.25})$$

La commande se fait donc par :

- 1- Formulation de problème.
- 2- Choix approprié des matrices Q et R (la difficulté se pose sur ce choix).
- 3- Résolution de l'équation de Riccati.
- 4- Calcul de la matrice de gain K .
- 5- Et enfin, détermination de la commande $U = -KX$

2. Matrices de pondération :

o Choix des matrices de pondération :

Les matrices de pondération Q et R sont généralement choisies diagonales. On choisit n scalaires pour l'état et de m scalaires pour la commande. La règle de Bryson suggère de choisir les matrices [14][15] :

$$\begin{aligned} Q &= \text{diag } q_1, q_2, \dots, \dots, q_n \\ R &= \text{diag } r_1, r_2, \dots, \dots, r_m \end{aligned} \quad (\text{II.26})$$

$$\begin{aligned} q_i &= \frac{1}{\text{sup}(\hat{x}_i)}, \quad i = 1, 2, \dots, n \\ r_i &= \frac{1}{\text{sup}(u_i)}, \quad i = 1, 2, \dots, m \end{aligned} \quad (\text{II.27})$$

Chapitre II : Synthèse d'une loi de commande par un retour d'état reconstruit

Voici une méthode simple de choix et de modification des pondérations en vue d'aboutir à un correcteur satisfaisant.

1. Au départ, on choisit généralement des pondérations égales aux matrices identités.
2. Dans une seconde étape, on accélère ou décélère globalement le système en multipliant la matrice Q par un scalaire ρ (accélération avec $\rho > 1$ et décélération avec $\rho < 1$), jusqu'à obtenir une dynamique moyenne adaptée.
3. Dans le cas où certains états auraient des dynamiques trop lentes par rapport à d'autres, on peut choisir d'augmenter la pondération de Q correspondant aux premiers.
4. Dans le cas où certains actionneurs seraient trop sollicités par rapport à d'autres, on peut choisir d'augmenter la pondération de R leur correspondant.

Les étapes 2, 3 et 4 peuvent être répétées dans l'ordre souhaité jusqu'à obtenir un correcteur satisfaisant le cahier des charges.

o Rôles des matrices de pondération.

Le rôle de la matrice de pondération Q est d'associer à chaque état $x(t)$ dans le cas de la régulation des poids (coefficient).

Le rôle de la matrice de pondération R est d'associer un poids adéquat à chaque élément du vecteur de commande.

IV. Commande par retour d'état reconstruit avec un observateur d'état :

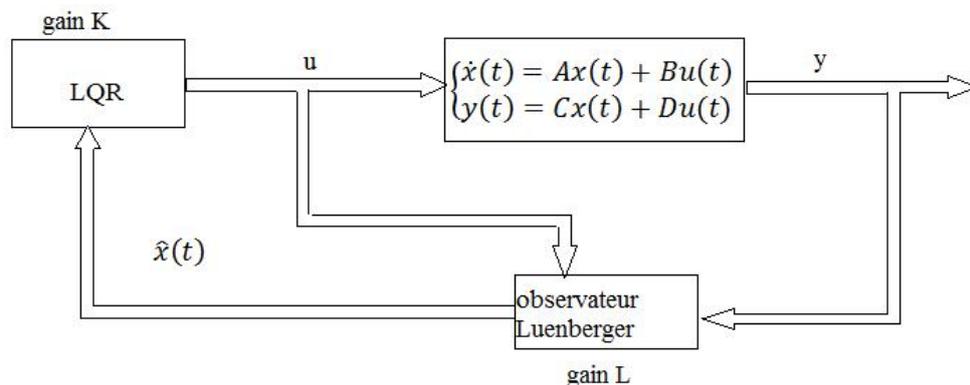


Figure II.2 : schéma d'un retour d'état reconstruit.

Chapitre II : Synthèse d'une loi de commande par un retour d'état reconstruit

L'observateur de cette boucle possède une caractéristique intéressante connue sous le nom de *Principe de séparation* : dans le cas d'une commande linéaire, on peut concevoir séparément une commande à retour d'état (en supposant l'état connu) et un observateur d'état complet. En effet, si le système muni du retour d'état est stable, et si l'observateur conçu est stable lui aussi (i.e. les matrices $A - BK$ et celles de $A - LC$ dans le demi-plan gauche) alors le système commandé par retour d'état reconstruit est stable.

En effet considérant le système linéaire invariant suivant, observable et commandable ainsi que l'observateur d'état complet :

$$\begin{aligned}\dot{x} t &= Ax t + Bu t \\ y t &= Cx t\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\dot{\hat{x}} t &= A - LC \hat{x} t + Bu t + Ly t \\ \hat{y} t &= Cx t\end{aligned}\tag{II.28}$$

1. Principe de séparation :

Il est important de mettre en évidence que la structure système-observateur préserve les pôles en boucle fermée que nous aurions obtenus si un bouclage sur l'état du système avait été utilisé. En effet, considérons le bouclage sur l'état du système de la forme[12] :

$$u = -Kx\tag{II.29}$$

Alors le système en boucle fermée s'écrit :

$$\dot{x} = (A - BK)x\tag{II.30}$$

Les valeurs propres de la matrice $A - BK$ sont alors les pôles en boucle fermée du système bouclé par (II.28). Etant donné que l'état du système n'est pas mesurable, on remplace dans l'expression du bouclage l'état x par son estimée \hat{x} , c'est-à-dire,

$$u = -K\hat{x} = -Kx + Ke\tag{II.31}$$

On a aussi :

$$\dot{e} = \dot{x} - \dot{\hat{x}} = A - LC e\tag{II.32}$$

Chapitre II : Synthèse d'une loi de commande par un retour d'état reconstruit

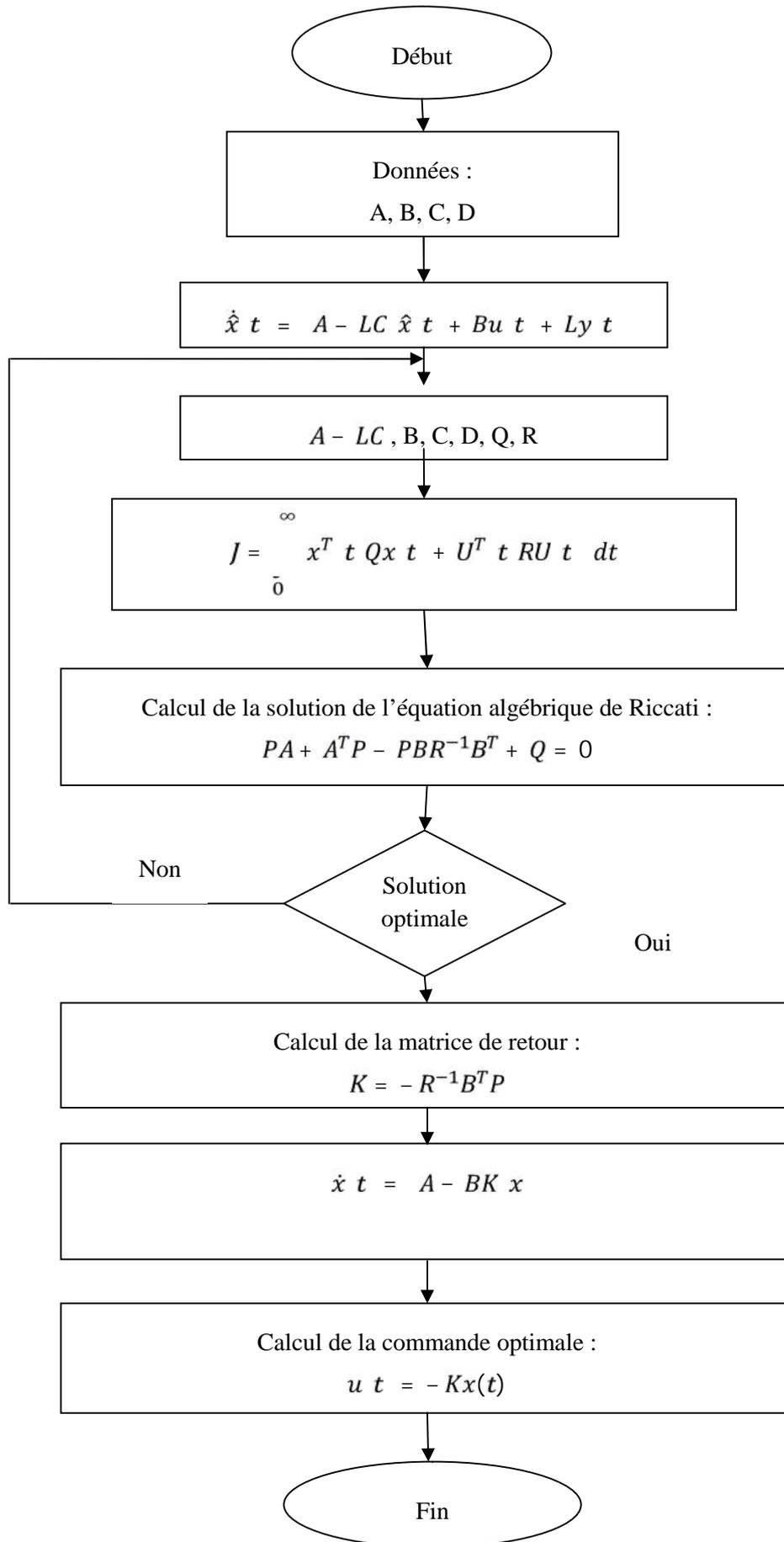
En réunissant les équations dynamiques, il vient que :

$$\begin{matrix} \dot{x} \\ \dot{e} \end{matrix} = \begin{matrix} A - BK & BK \\ 0 & A - LC \end{matrix} \begin{matrix} x \\ e \end{matrix} \quad (II.33)$$

Puisque la matrice d'état de ce système est triangulaire supérieure par blocs, ses valeurs propres sont égales aux valeurs propres des matrices $A - BK$ et $A - LC$. Le fait fondamental que la dynamique du système (1) en boucle fermée et la dynamique de l'observateur en boucle fermée ne soient pas couplées est connu sous le nom de principe de séparation.

Une conséquence de ce principe est qu'il est possible de synthétiser de façon "séparée" un bouclage et un observateur.

2. Organigramme de calcul de la loi de commande LQR et l'observateur de Luenberger :



V. Conclusion :

L'avantage majeur de la commande quadratique est qu'elle permet d'attribuer à chaque variable de sortie ou d'entrée un coefficient de pondération spécifique d'une manière indépendante des coefficients attribués aux autres variables. Ceci permet d'afficher sur le critère, d'une manière claire, les exigences que l'utilisateur souhaite imposer sur chaque grandeur à contrôler.

Cependant, cette commande présente quelques limitations concernant surtout le fait de ne pouvoir contrôler l'évolution des pôles du système.

Le but de l'observateur est d'annuler rapidement l'écart entre la grandeur réelle et celle estimée.

Pour garantir une dynamique minimale pré-spécifiée au système il faut tout simplement garantir que les pôles du système bouclé soient placés à gauche d'une droite verticale dans le demi-plan gauche du plan complexe.

Chapitre III

Chapitre III: Application de la commande sur le drone et résultats de la simulation

I. Introduction :

La mise en œuvre de la commande décrite précédemment sur le drone Aerosonde est donnée dans ce chapitre.

Le logiciel utilisé est Matlab/Simulink dont les blocs diagramme composé des sous-systèmes est donné, pour tester l'efficacité du régulateur, plusieurs résultats de simulation sont donnés. Les premiers résultats concernent le modèle du drone sans modèle de Dryden (absence de perturbation externe) ; les autres en présence des perturbations externes et bruit de capteurs.

L'objectif de la commande est de stabilisé le véhicule à une certain altitude et à une vitesse donnée, chose très difficile dans ce domaine compte tenu des problèmes de l'aérodynamique et de la présence des turbulences (ex : si l'appareil gagne en vitesse il perd en altitude, bien sur pour ce type d'appareil).

II. Bloc Simulink :

Modèle longitudinal :

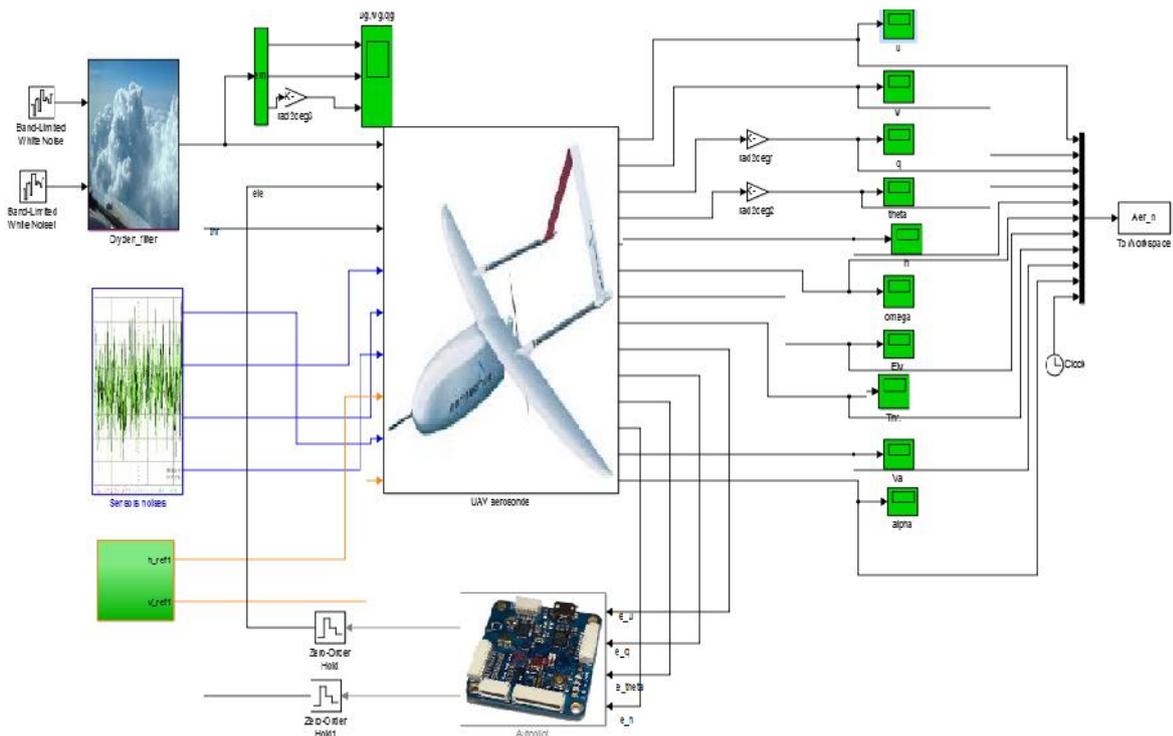


Figure III.1 : schéma Bloc Simulink du système longitudinal.

Ce schéma bloc résume les composants utilisés pour la simulation de la commande longitudinale de l'Aerosonde Mark3 et est composé de :

- L'autopilote qui comporte la régulation et la commande apporté au système.
- Un bloc générant les perturbations atmosphériques pour le mouvement longitudinal selon le modèle de Dryden.

- Un générateur de bruit afin de simuler les bruit de capteurs.

1. Simulation :

Après simulation nous obtenons les résultats suivants :

- **La vitesse de translation $u(m/s)$:**

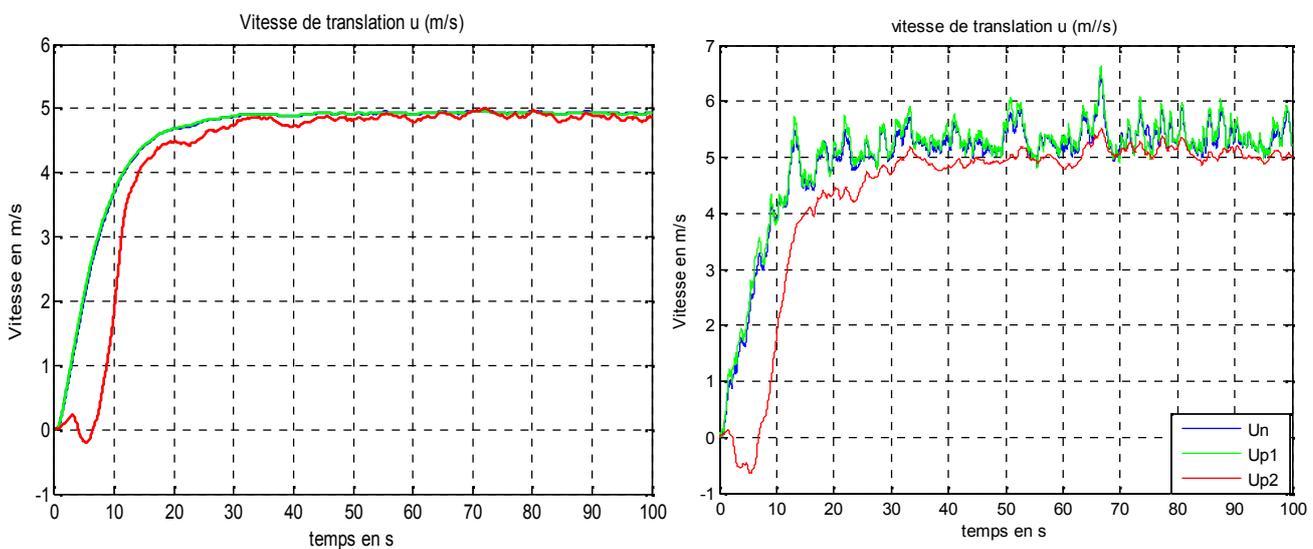


Figure III.2 : Vitesse de translation en avant en fonction de temps.

Il est à observer que pendant la suite de la consigne (altitude) ; la vitesse du drone diminue.

Ce fait est dû à la contribution de la commande en altitude, car l'augmentation de θ (angle de tangage) génère une force contraignante à la translation et cela est dû aux frottements générés par le contact de l'air sur le bas du fuselage du drone.

La réponse de premier modèle perturbé est moins précise ce qui est du à l'énorme variation de paramètres et les erreurs de linéarisation, contrairement à celle de deuxième modèle, mais à partir d'un certain instant les trois réponses convergent vers la même vitesse.

- **La vitesse verticale w (m/s) :**

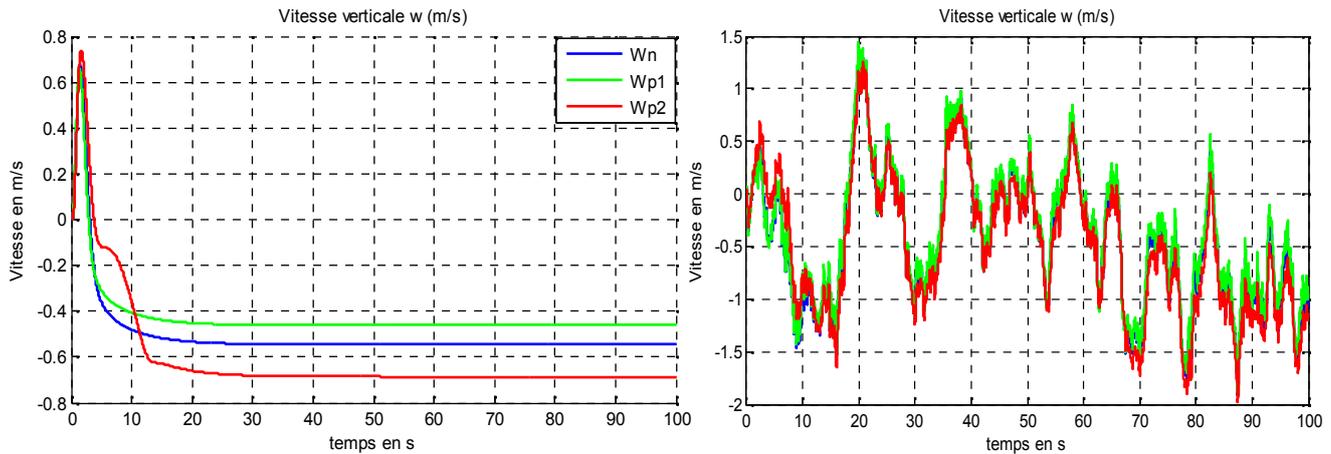


Figure III.3 : Vitesse de translation verticale en fonction du temps.

L'augmentation brusque de la vitesse verticale est due à l'importance de l'amplitude de la consigne, donc le drone doit l'atteindre et à fur et à mesure que la consigne est atteinte la vitesse se maintient constante à -0.5 m/s ce qui est dû à (angle d'attaque) -2 degré en régime permanent .

- **taux de variation de tangage q :**

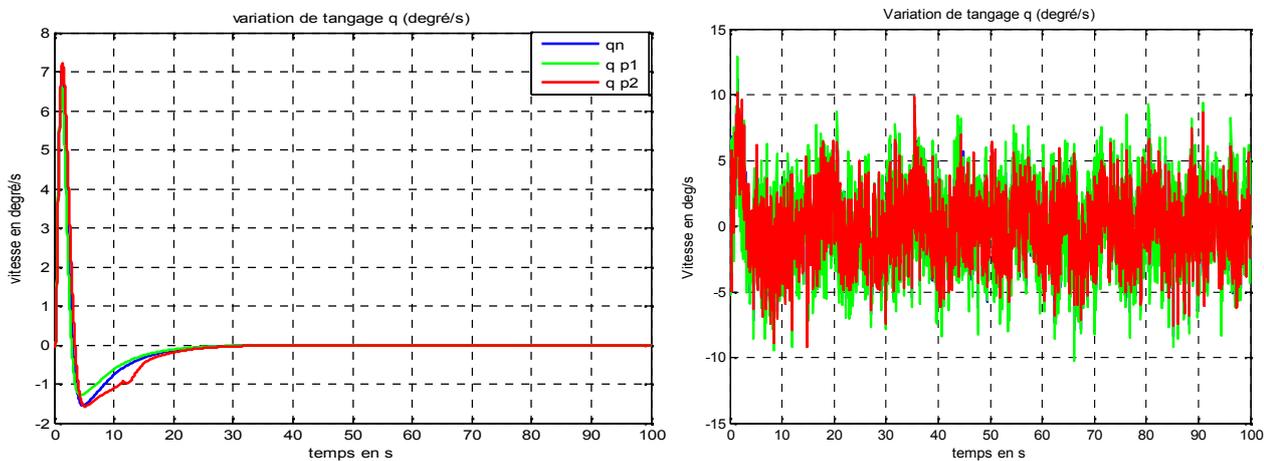


Figure III.4 : Taux de variation de tangage en fonction de temps.

Le q (taux de variation de tangage) augmente en fonction de la variation de l'amplitude qui dépend de l'angle de tangage θ (theta), au fur et à mesure que la réponse en amplitude s'approche de la consigne le q se réduit jusqu'à son annulation. Mais dans pratique, les perturbations et les bruits

Chapitre III: Application de la commande sur le drone et résultats de la simulation

mènent le drone à pencher de nez vers le haut ou le bas de sorte qu'il apparait des fluctuations (oscillation) autour de l'axe de tangage et la tâche du correcteur et de maintenir le q autour de zéro.

- **Angle de tangage :**

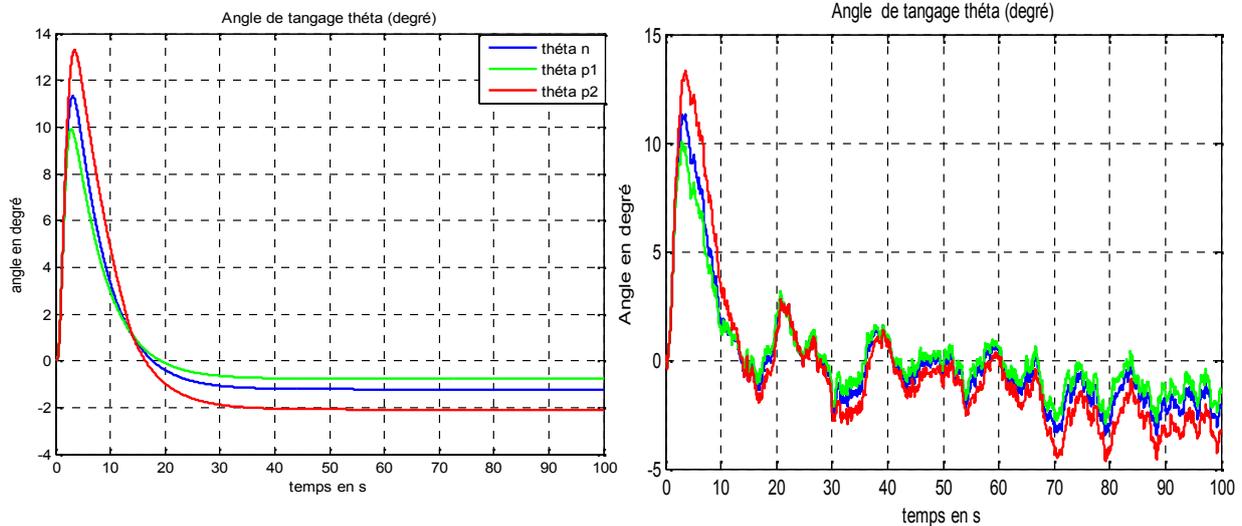


Figure III.5 : Angle de tangage en fonction de temps.

est l'angle de tangage (angle d'assiette) nécessaire pour l'orientation de drone vers le haut et le bas surtout pour créer les forces aérodynamiques telle que la portance. Il est toujours tenu inférieur à 22 degrés. Ce qui rentre dans les limitations des caractéristiques du drone utilisé dans le présent mémoire (Aerosonde).

- **Altitude h :**

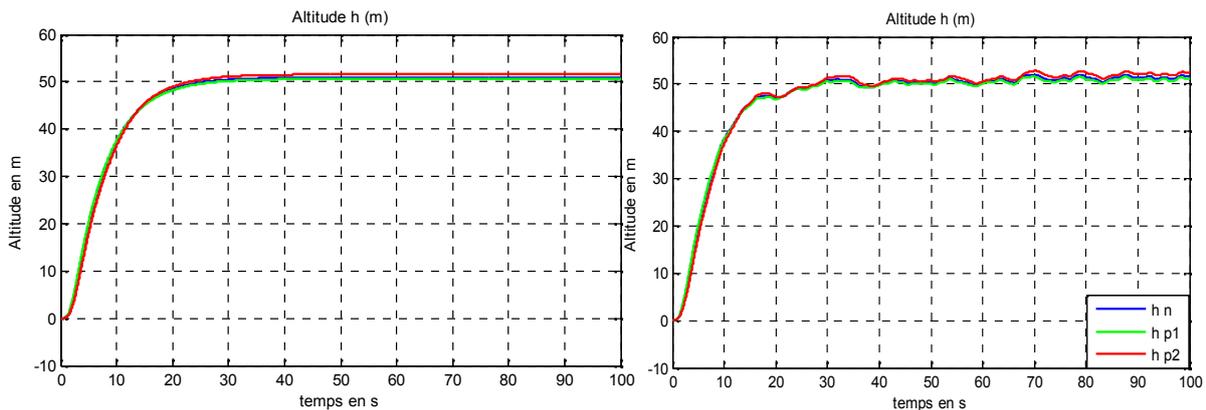


Figure III.6 : l'altitude h en fonction du temps .

La réponse de drone converge vers la consigne après un temps de réponse spécifique au modèle choisi, mais ce temps diffère d'un modèle à un autre vu que le correcteur est premièrement construit pour le modèle nominal, ce qui explique la différence entre celui de modèle nominal et ceux perturbés (avec variation paramétrique).

L'introduction des perturbations atmosphériques et les bruits des capteurs, fait perdre certaines performances telle que la rapidité, précision ...etc, mais le correcteur fait toujours en sorte que le drone soit stable et maintienne les sorties (réponses) prêt des consignes.

- **commande de la gouverne de profondeur Elevateurs σ_E :**

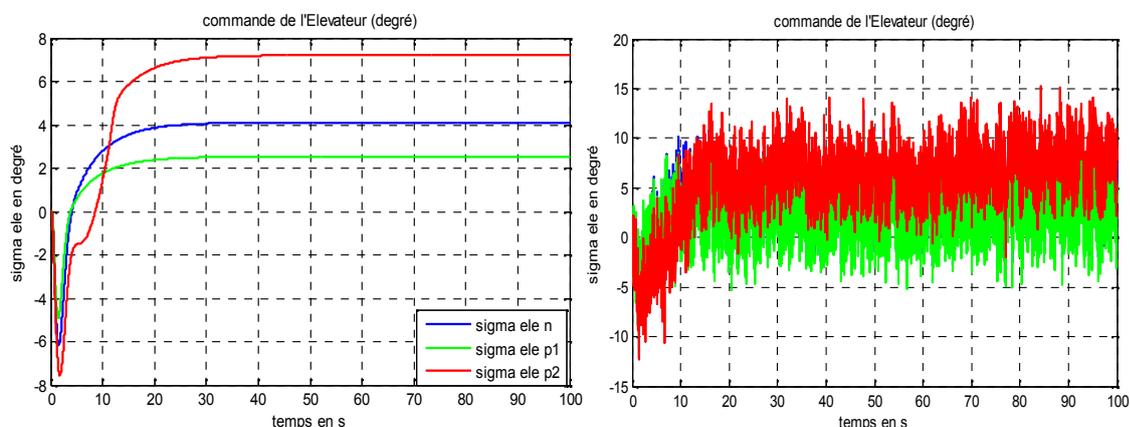


Figure III.7 : Commande de la gouverne de profondeur en fonction de temps.

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

- **Commande de l'Etrangleur (Throttle) σ_T :**

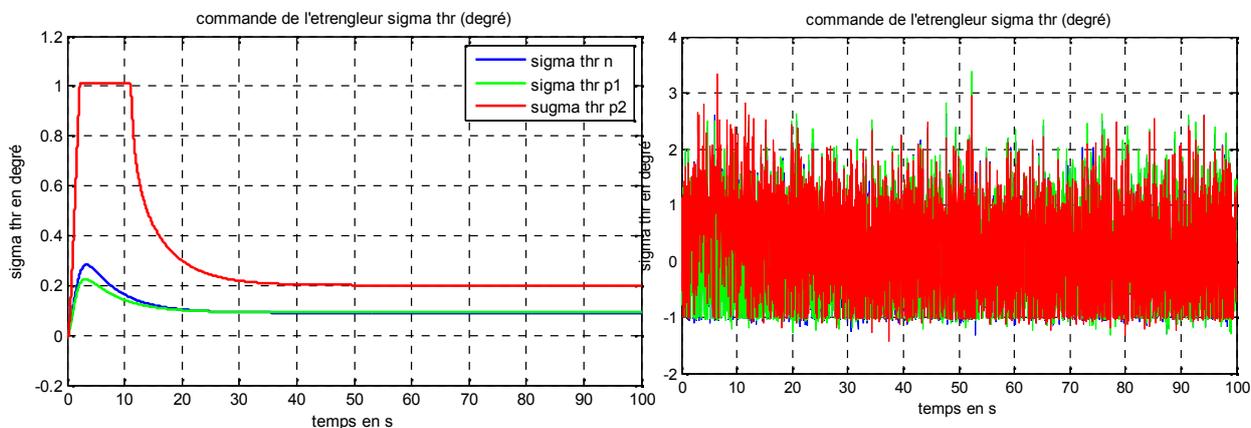


Figure III.8: Commande de l'étrangleur du moteur en fonction de temps.

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.

- **Vitesse aérodynamique :**

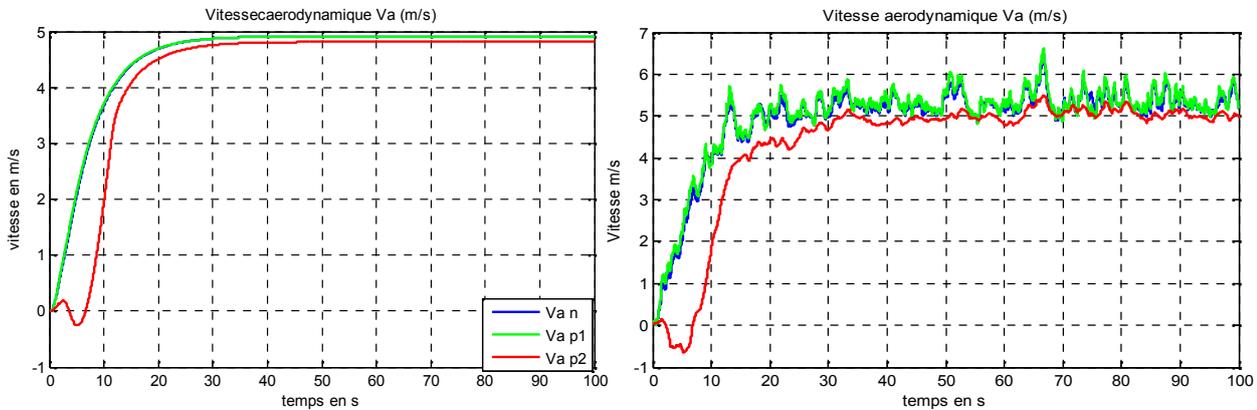


Figure III.9 : Vitesse aérodynamique en fonction de temps.

On remarque que la vitesse aérodynamique a le même comportement que celui de la vitesse de translation \mathbf{u} et ce est dû au fait que le vecteur V_a est le même que \mathbf{u} .

Angle d'attaque alpha :

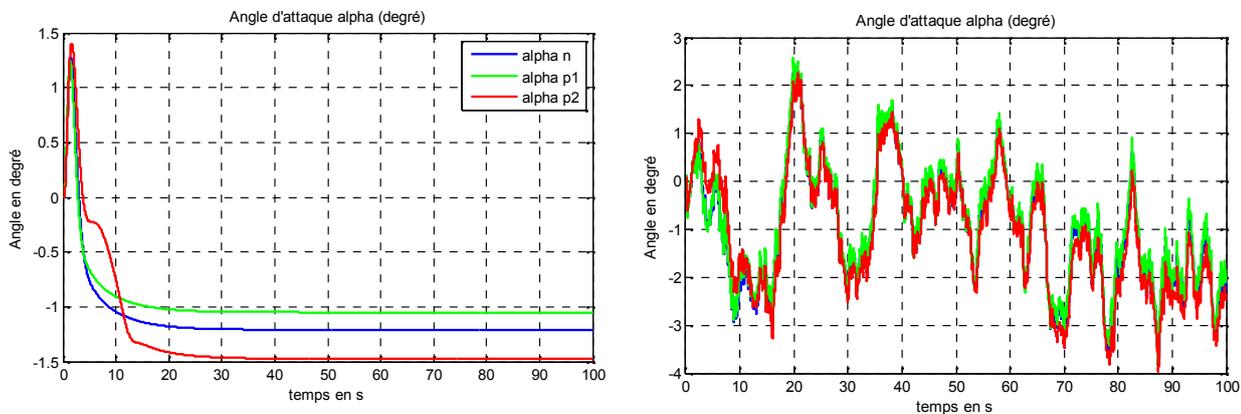


Figure III.10 : Angle d'attaque alpha en fonction de temps .

(angle d'attaque) se maintient toujours entre -5 et 5 degrés pour éviter d'atteindre le seuil de décrochage, sa valeur finale (-4 degrés).

IV. Conclusion :

La simulation nous a permis de confirmer l'efficacité de la loi de commande synthétisée sur les trois modèles nominaux et perturbés en absence et/ou en présence des turbulences atmosphériques et les variations paramétriques, les modèles en boucle fermée sont toujours stables.

Conclusion Générale

Conclusion générale

Malgré la variation considérable des paramètres et la présence des turbulences atmosphériques, nous pouvons dire que la méthode de synthèse utilisée est efficace, vu que les modèles, nominal et ceux perturbés restent stables.

L'objectif principal de ce mémoire est de pouvoir surmonter les difficultés qui limitent l'utilisation de l'Aerosonde par sa sensibilité face aux perturbations atmosphériques, une méthode pour la synthèse d'une loi de commande efficace qui surmonte ces difficultés est mise à contribution, cette méthode est basée sur la théorie d'une commande avancée, son efficacité est prouvée par les résultats de simulation des modèles, nominal et ceux perturbés en présence et en absence des rafales de vents. Les approches exposées dans les chapitres précédents peuvent se résumer dans ce qui suit :

- La présentation des caractéristiques de l'Aerosonde et les équations qui décrivent sa dynamique longitudinale et latérale.
- La première stratégie de commande du canal longitudinal et latéral basée sur le théorème de séparation qui se compose de la combinaison de l'observateur de Luenberger et du régulateur linéaire quadratique a été élaborée pour la stabilisation de la vitesse et l'altitude. Les résultats de la simulation et leurs interprétations sont donnés.

L'avantage majeur de la commande quadratique est qu'elle permet d'attribuer à chaque variable de sortie ou d'entrée un coefficient de pondération spécifique d'une manière indépendante des coefficients attribués aux autres variables. Ceci permet d'afficher sur le critère, d'une manière claire les exigences que l'utilisateur souhaite imposer sur chaque grandeur à contrôler. Cependant, cette commande présente quelques limitations concernant surtout le fait de ne pouvoir contrôler l'évolution des pôles du système.

Le but de l'observateur est d'annuler rapidement l'écart entre la grandeur réelle et celle estimée et aussi vu la complexité de la réalisabilité technique ainsi que des coûts exagérés pour l'implantation de plusieurs capteurs peuvent réduire considérablement le nombre d'états mesurés, ce qui permet aussi de réduire le poids de notre drone.

Références et bibliographies:

- [1]: Grégoire CHAMAYOU « Théorie du drone ». La Fabrique, 2013.
- [2]: Laurent BOVET ‘‘Dynamique du vol’’. Ellipses, 2013.
- [3]: Roskam J. Airplane flight dynamics and automatic flights control Part II/J Roskam//Design, Analysis and Research Corporation (DARcorporation).-1998, 780p.
- [4]: Kimon P. Valavanis ‘‘Advanced in Unmanned Aerial Vehicles state of the Art and the Road to Autonomy’’. Springer, 2007,-p.
- [5]: G.J. Holland, T. McGeer, H. Yonngreb ‘Autonomous Aerosondes for Economical Atmospheric Sounding Anywhere on the Globe. December 1992 American Meteorological Society. Vol 7, N° 12 pp 1987-1998.
- [6]: Roskam J. Airplane flight dynamics and performance / J. Roskam, C. T. Lan//Design, Analysis and research Corporation (DARCorporation).-1997, 840 p.
- [7]: Rauw M. The flight dynamics and control toolbox / M.Rauw – math works company, 2000. – 263p.
- [8]: McLean D. Automatic Flight Control Systems / D.McLean – Englewood: Prentice Hall Inc, 1990 - 593 p.
- [9]: Aerosonde Robotic aircraft Web site: www.aerosonde.com.
- [10]: Borne, P., Dauphin-Tanguy, G., Richard, J., Rotella, F. et Zambettakis, I. <<Modélisation et identification des processus Tome1>>. Editions Technip.1992
- [11]: Luenberger, D. Observers for multivariable systems. *IEEE Trans. Automatic Control* 1966
- [12]: Frédéric Bonnans et pierre Rouchon ‘commande et optimisation des systèmes dynamiques’ Editions Ecoles Polytechniques.2006
- [13]: Bernard. BAYLE, ‘‘commande optimale, eav. u-strasbg.fr/bernard/education/ensps_3a_copt/slides_copt3a.pdf.
- [14]: A. Droniou, T. Quenolle, A. Schumacher « Filtres LQR », Télécom Paris, Tech Parcours ROSE,2011.
- [15] : S. RafeeNekoo, « Nonlinear closed loop optimal control : A modified state-dependant Riccati equation », ISA Transactions, PPI-6,2012.