

TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1 REVUE DE LITTÉRATURE	3
1.1 Drone-UAV	3
1.1.1 Définition	3
1.1.2 Étymologie	3
1.1.3 Historique	4
1.1.4 Classification	4
1.1.5 Applications	5
1.2 Modélisation du drone	6
1.3 Commande de vol	8
1.3.1 Technique de contrôle linéaire	9
1.3.2 Technique de contrôle non linéaire	12
CHAPITRE 2 MODÈLE DU DRONE	19
2.1 Les référentiels	19
2.1.1 Le référentiel du Corps du Drone (XB, YB, ZB)	19
2.1.2 Le référentiel du Vecteur Vitesse / Stabilité (XW, YW, ZW)	20
2.1.3 Le référentiel Terrestre (NED) (XE, YE, ZE)	21
2.2 Mécanique de vol	24
2.2.1 Aile	24
2.2.2 Surfaces de portance	25
2.2.3 Les Forces	25
2.2.3.1 Le poids	26
2.2.3.2 La portance	26
2.2.3.3 La trainée	28
2.2.3.4 La poussée	28
2.3 Equations du Mouvement	29
2.3.1 Angle de montée et angle de cap	30
2.3.2 Angle d'inclinaison, angle d'attaque, et angle de dérapage	31
2.3.3 Vitesses angulaires de roulis, tangage, et lacet	33
2.3.4 Moments de roulis, tangage, et lacet	34
2.3.1 Coefficients aérodynamiques de roulis, tangage, et lacet	35
CHAPITRE 3 COMMANDE PAR BACKSTEPPING	39
3.1 Fonction de Lyapunov	39
3.2 Backstepping	40
3.2.1 Principe du Backstepping	40
3.2.2 Exemple d'un système du second ordre	43
3.3 Backstepping appliqué au drone	45
3.3.1 Contrôleur pour l'angle de montée	47

3.3.2	Contrôleur pour l'angle de cap	52
3.3.3	Contrôleur pour l'angle de dérapage.....	58
3.4	Commande	62
CHAPITRE 4 RÉSULTATS.....		69
4.1	Angle de montée	69
4.2	Angle de cap	73
4.3	Angle de dérapage.....	76
4.4	Boucle de navigation et FlightGear	79
CONCLUSION.....		83
RECOMMANDATIONS		85
ANNEXE I CARACTÉRISTIQUES DU DRONE		87
ANNEXE II FIGURE DES DIFFÉRENTS ANGLES.....		89
ANNEXE III ÉQUATIONS DÉTAILLÉES		91
BIBLIOGRAPHIE.....		95

LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 1.1	Classification des drones.....4
Tableau 1.2	Techniques de contrôle linéaire et non linéaire9
Tableau 1.3	Méthode pour le contrôle non linéaire17
Tableau 2.1	Trois référentiels22
Tableau 2.2	Variables mises en jeu lors du backstepping30
Tableau 2.3	Angle de cap et Angle de montée31
Tableau 2.4	Angle d'inclinaison, Angle d'attaque32
Tableau 2.5	Vitesse de roulis, Vitesse de tangage33
Tableau 2.6	Moment de roulis, Moment de tangage34
Tableau 2.7	Coefficient de roulis, Coefficient de tangage36
Tableau 3.1	Classification des drones.....46

LISTE DES FIGURES

		Page
Figure 0.1	Différentes étapes pour la fabrication d'un drone.....	1
Figure 1.1	Différentes parties à modéliser dans un drone.....	7
Figure 1.2	Différentes méthodes de modélisation.....	8
Figure 1.3	Contrôle linéaire.....	11
Figure 1.4	Vision non linéaire.....	13
Figure 1.5	Vision linéaire.....	14
Figure 2.1	Référentiel du corps du drone.....	20
Figure 2.2	Référentiel du Vecteur Vitesse / Stabilité.....	21
Figure 2.3	Référentiel local Terrestre.....	22
Figure 2.4	Référentiels d'une vue de face.....	23
Figure 2.5	Référentiels d'une vue de profil.....	23
Figure 2.6	Référentiels d'une vue de dessus.....	23
Figure 2.7	Extrados et Intrados d'une aile.....	24
Figure 2.8	Ecoulement de l'air sur une aile.....	25
Figure 2.9	Actionneurs.....	25
Figure 2.10	Forces subies par l'avion.....	26
Figure 2.11	Forces de portance et de trainée.....	27
Figure 2.12	Mouvements de roulis, tangage et lacet.....	35
Figure 3.1	Principe Backstepping : a) Système d'ordre 2, b) Introduction du terme x_{1des} , c) Système Backstepping.....	42
Figure 3.2	Convergence de l'erreur vers zéro.....	43
Figure 3.3	Courbe x_0 et x_{0des}	44

Figure 3.4	Courbe u	45
Figure 3.5	Schéma bloc du Backstepping	47
Figure 3.6	Schéma bloc angle de montée.....	48
Figure 3.7	Angle de montée et angle d'attaque.....	48
Figure 3.8	Schéma bloc Angle de cap.....	53
Figure 3.9	Angle de cap	53
Figure 3.10	Angle d'inclinaison.....	53
Figure 3.11	Schéma bloc Angle de montée.....	59
Figure 3.12	Angle de dérapage.....	59
Figure 3.13	Système global du drone.....	64
Figure 3.14	Modèle du drone	65
Figure 3.15	Contrôleur	66
Figure 4.1	Figures du contrôle de l'angle de montée.....	69
Figure 4.2	Courbes Angle de montée γ et Angle de montée désiré γ_{des}	70
Figure 4.3	Courbe Angle d'attaque α	71
Figure 4.4	Courbe Vitesse de tangage q	71
Figure 4.5	Courbe gouverne de profondeur δe	72
Figure 4.6	Figures du contrôle de l'angle de cap.....	73
Figure 4.7	Courbes Angle de cap χ et Angle de cap désiré χ_{des}	74
Figure 4.8	Courbe Angle d'inclinaison μ	74
Figure 4.9	Courbe Vitesse de roulis P	75
Figure 4.10	Courbe Ailerons δa	75
Figure 4.11	Figures du contrôle de l'angle de dérapage	76
Figure 4.12	Courbes Angle de dérapage β et Angle de dérapage désiré β_{des}	77

Figure 4.13	Courbe Vitesse de lacet r	77
Figure 4.14	Courbe Gouverne de direction δr	78
Figure 4.15	Boucle de navigation.....	79
Figure 4.16	Angle de cap pour la boucle de navigation.....	80
Figure 4.17	Altitude et altitude désirée.....	81
Figure 4.18	Angle de montée pour la boucle de navigation.....	81
Figure 4.19	FlightGear.....	82

Rapport-Gratuit.Com

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

ARF	<i>Almost Ready to Fly</i>
ATAN2	<i>Fonction Matlab Arc tangente dans les quatre quadrants</i>
CAS	<i>Control Augmentation System</i>
CR	<i>Close Range</i>
DEC	<i>Decoy</i>
ECEF	<i>Earth-centered, Earth-fixed frame</i>
EN	Endurance
EXO	Exo-stratosphérique
HALE	Haute Altitude et Longue Endurance
LET	Létal
LR	<i>Long Range</i>
LQR	<i>Linear-Quadratic Regulator</i>
MALE	Moyenne Altitude et Longue Endurance
MAV	<i>Micro-Air Vehicle</i>
MIMO	<i>Multiple Input Multiple Output</i>
MR	<i>Medium Range</i>
SAS	<i>Stability Augmentation System</i>
SR	<i>Short Range</i>
STRATO	Stratosphérique
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
UAS	<i>Unmanned Aerial System</i>

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

χ	Angle de cap (Angle entre le vecteur vitesse et le référentiel terrestre), en rad
γ	Angle de montée (Angle entre le vecteur vitesse et le référentiel terrestre), en rad
μ	Angle d'inclinaison (Angle entre le drone et le vecteur vitesse), en rad
α	Angle d'attaque (Angle entre le drone et le vecteur vitesse), en rad
β	Angle de dérapage (Angle entre le drone et le vecteur vitesse), en rad
ϕ	Angle de roulis (Angle d'Euler entre le drone et le référentiel terrestre), en rad
θ	Angle de tangage (Angle d'Euler entre le drone et le référentiel terrestre), en rad
ψ	Angle de lacet (Angle d'Euler entre le drone et le référentiel terrestre), en rad
δ_a	Angle de déflexion des ailerons (Surface de portance mobile), en rad
δ_e	Angle de déflexion de la gouverne de profondeur (Surface de portance mobile), en rad
δ_r	Angle de déflexion de la gouverne de direction (Surface de portance mobile), en rad
δ_{th}	Puissance de la manette des gaz, en %
ρ	Masse volumique de l'air, en kg/m ³
X_B, Y_B, Z_B	Référentiel du corps du drone
X_E, Y_E, Z_E	Référentiel Terrestre
$X_{ECEF}, Y_{ECEF}, Z_{ECEF}$	Référentiel <i>Earth-Centered, Earth-Fixed</i> (ECEF)
X_W, Y_W, Z_W	Référentiel Vecteur Vitesse / Stabilité
AR	Allongement de l'aile (<i>aspect ratio</i>), sans dimensions

b	Envergure de l'aile du drone, en m
\bar{c}	Corde aérodynamique moyenne, en m
C_{Lift}, C_{Drag}	Coefficients aérodynamiques de portance et de trainée, sans dimension
C_L, C_M, C_N	Coefficients aérodynamiques de roulis, tangage, et lacet, sans dimension
F_L, F_D	Forces aérodynamiques de portance et de trainée appliquées au drone, en N
g_0	Accélération gravitationnelle (9,806 65 m/s ²), en m/s ²
I_X, I_Y, I_Z	Moments d'inertie du drone, en kg.m ²
L, M, N	Moments de force aérodynamiques de roulis, tangage et lacet, en N.m
L_T	Moment de force causé par la trainée de la rotation de l'hélice et l'accélération de celle-ci, appliqué au moteur du drone autour de l'axe X_B , en N.m
$M_{Turbine}$	Moment de turbine, en N.m
m	Masse du drone, en kg
P, Q, R	Vitesses angulaires du drone par rapport au référentiel local tangent (roulis, tangage, et lacet), en rad/s
\bar{q}	Pression dynamique causée par le vent relatif, en Pa
S	Surface aérodynamique caractéristique (surface de l'aile), en m ²
T	Force de poussée générée par l'hélice, le long de l'axe X_B , en N

UNITÉS DE MESURE

kg	Kilogramme (unité de masse)
km	Kilomètre (unité de longueur)
m	Mètre (unité de longueur)

N	Newton (unité de force)
N.m	Newton-mètre (unité du moment d'une force)
s	Seconde (unité de temps)

INTRODUCTION

Un drone, système que le monde militaire a commencé à utiliser il y a un siècle et que le monde civil a commencé à utiliser il y a une décennie, est un objet qui attire toutes les attentions en 2015.

Un drone est un aéronef sans pilote. Cette caractéristique lui permet d'avoir un nombre d'applications très varié. Avoir un drone fonctionnel demande plusieurs étapes de fabrication. Les différentes étapes de la fabrication (figure 0.1) sont l'aérodynamisme, la motorisation, le contrôle, et la modélisation.

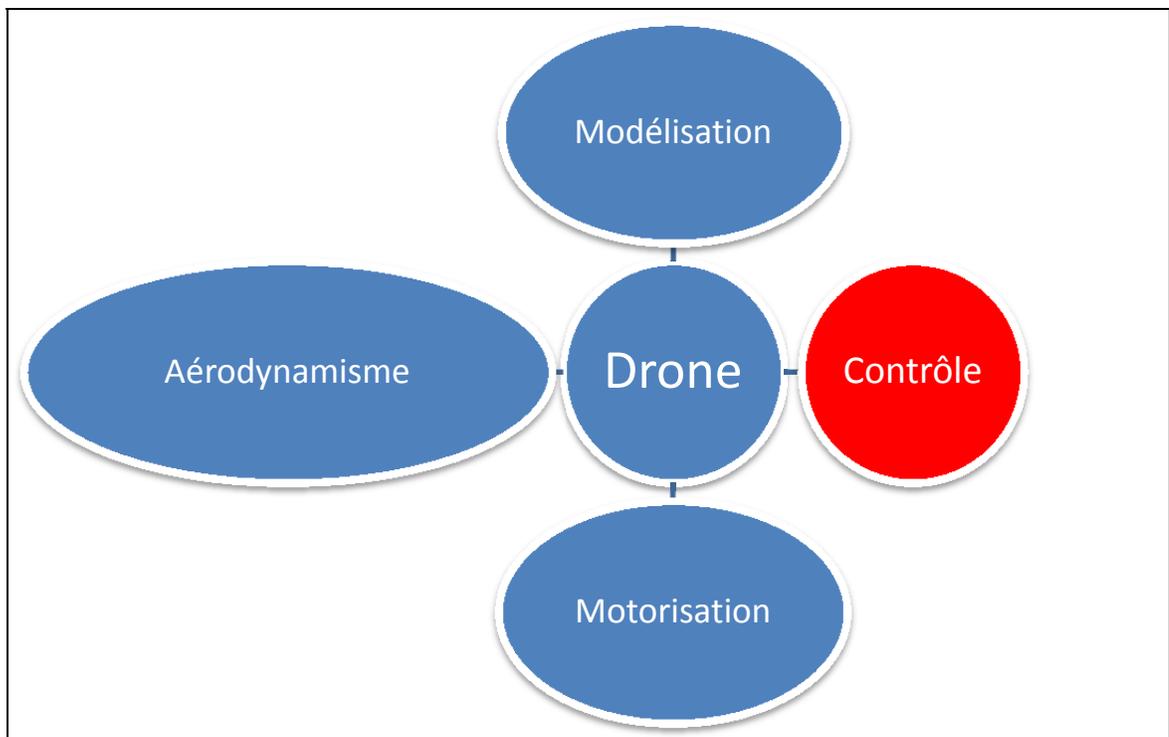


Figure 0.1 Différentes étapes pour la fabrication d'un drone

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

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

La complexité de la commande de vol réside dans le fait que pour des positions d'actionneurs identiques, un drone se comporte différemment selon l'altitude, la vitesse, le centrage, la température, etc. Par exemple, considérant deux drones identiques avec les mêmes positions d'actionneurs et de manette des gaz, la seule différence d'altitude entre les deux drones implique deux comportements différents. En effet, plus l'altitude est élevée, plus faible est l'écoulement de l'air, plus faible sont les frictions sur l'aile, plus faible est la traînée, et donc plus faible est la vitesse indiquée (plus grande est la vitesse au sol). Ainsi, l'angle de montée, l'angle de cap, et l'angle de dérapage seront différents puisqu'ils dépendent directement de la vitesse indiquée.

Quelle technique utiliser pour contrôler le modèle non linéaire d'un drone ?

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

Ce mémoire est divisé en quatre chapitres. Le chapitre 1 traite de la revue de littérature, le chapitre 2 introduit la modélisation du drone, le chapitre 3 présente la méthode de backstepping, tandis que le chapitre 4 porte sur les résultats obtenus.

CHAPITRE 1

REVUE DE LITTÉRATURE

Le chapitre 1 porte sur la revue de littérature. Ce chapitre définit ce qu'est un drone, décrit la modélisation d'un drone et compare les techniques de contrôle linéaires et non linéaires.

1.1 Drone-UAV

1.1.1 Définition

Un drone est un aéronef sans pilote, télécommandé ou bien programmé. Il existe une multitude de drones. La taille, la masse, l'autonomie sont autant de paramètres qui différeront selon l'application que doit réaliser un drone. Il faut distinguer drone à voilure fixe et drone à voilure tournante.

- Un drone hélicoptère est à voilure tournante. Il assure sa poussée et sa portance par ses moteurs. Il a l'avantage de pouvoir voler à de faibles vitesses ou bien de rester immobile.
- Un drone avion est à voilure fixe. Il assure sa poussée par son moteur et sa portance par son moteur et ses ailes. Cela lui permet de couvrir de longues distances ou bien d'atteindre de hautes altitudes.

Dans ce mémoire, l'auteur travaille avec un drone à voilure fixe.

1.1.2 Étymologie

En français, le mot drone peut s'appliquer à un engin aérien, terrestre ou bien sous-marin.

En anglais, le mot drone signifie littéralement « faux-bourdon ». Cette détermination ne s'applique qu'à un engin aérien. Une autre traduction anglaise très connue est UAV (Unmanned Aerial Vehicle). Par ailleurs, le terme UAS (Unmanned Aerial System) est de plus en plus répandu. La *Federal Aviation Administration* tend à employer les termes UA et UAS et n'utilise plus le terme UAV.

1.1.3 Historique

L'origine du drone remonte à la fin du *XIX^e* siècle. Les premiers aéronefs utilisés comme drone étaient des ballons gonflables. Par la suite, la volonté de développer des drones vient sous l'impulsion des Etats Unis lors de la première guerre mondiale qui s'est déroulée entre 1914 et 1918. Par la suite, l'Allemagne développe le bombardier « V-1 » pendant la seconde guerre mondiale qui s'est déroulée entre 1939 et 1945. Pendant la guerre froide, les Américains ont trouvé un intérêt à envoyer des drones au plus proche des essais nucléaires, un lieu où l'homme ne peut pas se rendre. La fin du *XX^e* siècle est marquée par la mise en service du drone américain, le « Predator » pour des missions de reconnaissance. Le début des années 2000 voit l'émergence du « Global Hawk » qui est utilisé comme support lors d'opérations militaires.

1.1.4 Classification

Il existe de nombreux critères pour classer un drone. Ils diffèrent par leur altitude maximale, leur autonomie, leur taille, ou encore leur charge utile. Dans ce mémoire, un mini-drone est utilisé. Le tableau 1.1 recense les différents drones commerciaux et militaires (de Fatima Bento, 2008).

Tableau 1.1 Classification des drones

Tiré de (de Fatima Bento, 2008)

Catégorie	Acronyme	Poids maximum au décollage (kg)	Altitude de vol maximale (km)	Endurance (h)	Exemple
Micro/Mini drones	MAV	0.10	0.25	1	<i>Microbat</i>
	Mini	< 30	0.15 - 0.3	< 2	<i>Aladin</i>

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

1.1.5 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 coeur de la guerre électronique, il peut servir de brouilleur ou bien d'intercepteur de communication.

Au niveau de la sécurité, il peut avoir comme application le contrôle du trafic routier, la surveillance maritime, ou bien la recherche aérienne.

Au niveau civil, il peut être très utile dans des environnements difficiles, pour la prévision météorologique et la livraison du matériel.

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 tester de nombreux essais et qui ne mettra jamais en danger la vie d'un pilote.

1.2 Modélisation du drone

Un drone est un système non linéaire. 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 (HAMEL, 2014). L'identification du drone utilisé dans ce mémoire a été réalisé par Mario Landry (2012) et Samuel Courchesne (2013).

Un avion sans pilote est un système à plusieurs entrées et plusieurs sorties (MIMO) (HAMEL, 2014). 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. Ces notions sont très bien expliquées par (Oland et Kristiansen, 2013).

« *[A]* typical UAV contains three actuators for rotational control, namely aileron, elevator and rudder, that produce deflection angles which result in angular moments that changes the orientation of the UAV. For translational control, an UAV has usually only thrust in one direction, which means that it has six states that must be controlled using four actuators. This constitutes an interesting control problem as it falls in under the category of underactuated control where the number of actuators are lower than the number of states to be controlled. » (Oland et Kristiansen, 2013)

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. Samuel

Courchesne (Courchesne, 2013) a utilisé plusieurs méthodes d'identification et a ainsi trouvé plusieurs modèles possibles pour le système drone. Son objectif a été 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 ses 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 1.1. (Chahbani, 2015)

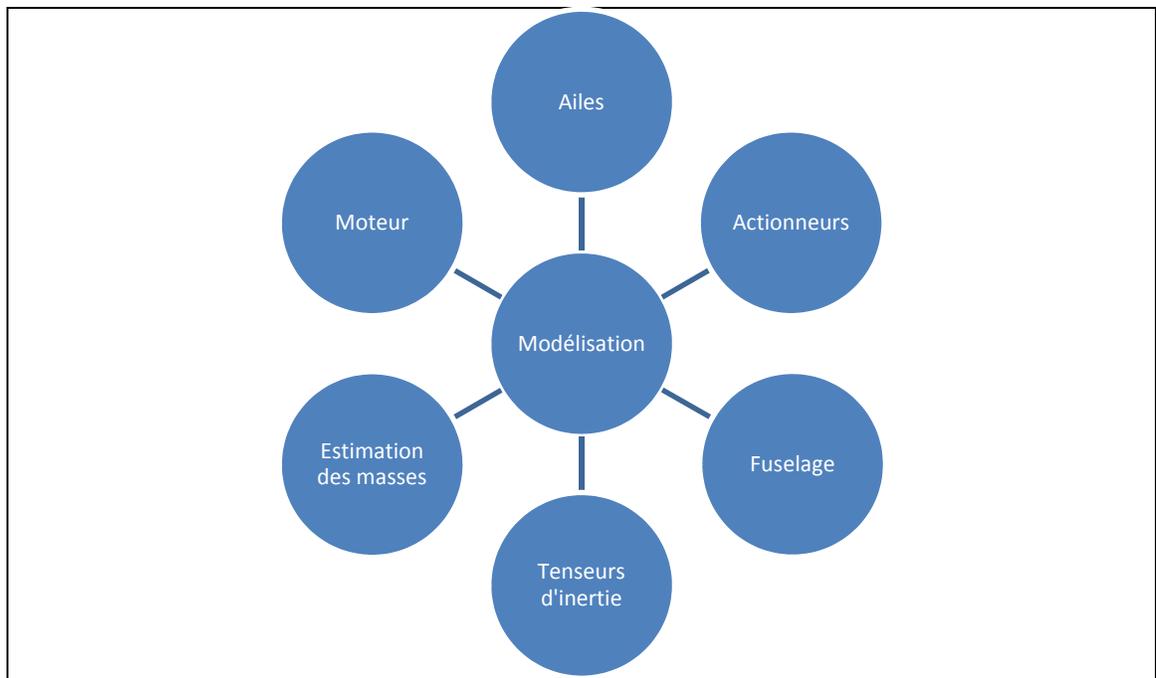


Figure 1.1 Différentes parties à modéliser dans un drone

De nombreuses méthodes existent pour l'identification des paramètres d'un drone (HAMEL, 2014), (Courchesne, 2013). Elles sont résumées dans la figure 1.2.

La technique des réseaux de neurones est très répandue dans l'identification du modèle d'un avion. Cette méthode s'inspire des neurones biologiques. Les réseaux de neurones artificiels sont un ensemble de neurones artificiels qui forment des petites fonctions mathématiques. Montés en réseau, ils permettent de former des fonctions complexes très utiles. Cela permet d'approximer des fonctions mathématiques. Anne Girard (2007) utilise cette méthode pour

l'identification des coefficients aérodynamiques d'un avion. Elle précise que cette technique convient particulièrement à ce genre de système dynamique variant dans le temps. Mario Landry (2012) utilise la méthode des moindres carrés (cas particulier de la somme des erreurs au carré) qui est très facile d'utilisation mais qui nécessite des mesures très précises. Samuel Courchesne (2013) utilise la méthode d'erreur de sortie qui se base sur un traitement statistique de l'erreur. Clément Hamel (2014) utilise les méthodes des sous-espaces et de l'erreur de prédiction. L'erreur des sous-espaces permet de travailler directement avec une représentation d'état tandis que l'erreur de prédiction minimise la somme des erreurs au carré.

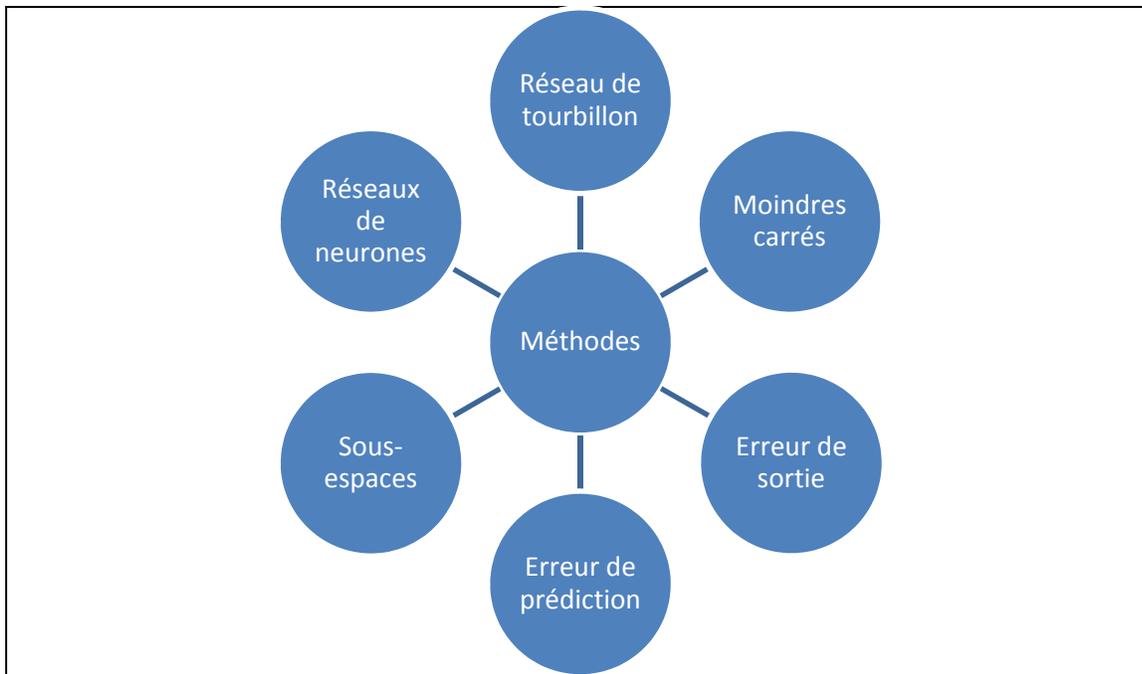


Figure 1.2 Différentes méthodes de modélisation

1.3 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. 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 (GHAZI, 2014). Le tableau 1.2 montre les différentes techniques linéaires et non linéaires qui sont décrites dans cette revue de littérature.

Tableau 1.2 Techniques de contrôle linéaire et non linéaire

Techniques de contrôle linéaire
PID
Echelonnement de gains (Gain scheduling)
LQR (Linear quadratic regulator)
SAS (System Augmentation System)
CAS (Control Augmentation System)
Saturation imbriquée (Nested saturation)
Techniques de contrôle non linéaire
Inversion de la dynamique (Dynamic inversion)
Backstepping
Mode glissant (Sliding mode control)

1.3.1 Technique de contrôle linéaire

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 (Girard, 2007). La littérature est riche en ouvrages, thèses et articles à ce sujet (Nelson, 1998), (Tournes et Johnson, 1998). 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.

Dans la figure 1.3, le principe du contrôle linéaire est présenté. Le modèle non linéaire est de la forme :

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad (1.1)$$

Où :

- x est le vecteur d'état ;
- u est le vecteur d'entrée ;
- f, g sont des fonctions non linéaires par rapport à x .

Le modèle contrôlé est de la forme :

$$\Delta\dot{x} = A\Delta x + B\Delta u \quad (1.2)$$

Où :

- $\Delta x = x - x_0$ est le vecteur d'état linéarisé ;
- $\Delta u = u - u_0$ est l'entrée linéarisée ;
- A est la matrice d'état ;
- B est la matrice de commande ;
- x_0 est un point de fonctionnement du vecteur d'état ;
- u_0 est un point de fonctionnement de l'entrée.

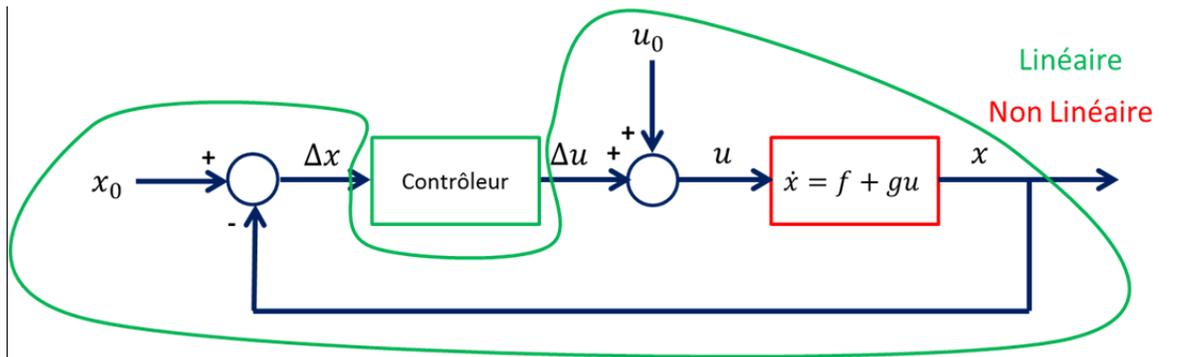


Figure 1.3 Contrôle linéaire

Le contrôle d'un avion peut se décomposer en deux mouvements :

- Le contrôle du mouvement longitudinal doit maintenir l'altitude et la vitesse désirée. Il agit sur la commande des gaz ainsi que sur la gouverne de profondeur.
- Le contrôle du mouvement latéral doit maintenir le cap de l'avion. Il agira sur l'aileron ainsi que sur la gouverne de direction.

Une technique de contrôle classique est celle du contrôleur LQR (Rodriguez et al., 2014). Cet article utilise du placement de pôles avec calcul de gains. Il est intéressant de créer une technique avec des gains variables. Georges Ghazi (2014) a utilisé ce genre de technique en échelonnant des gains pour commander un avion d'affaire. Il utilise cette technique pour le contrôle de la boucle interne. Dans cette boucle, il utilise un CAS (Control Augmentation System) pour contrôler les angles d'Euler de l'avion et un SAS (Stability Augmentation System) pour améliorer les qualités de vol. Sa méthode est complétée par une boucle externe pour le pilotage automatique qui contrôle le cap et l'altitude de l'avion. Une autre technique de contrôle linéaire consisterait à diviser le contrôleur en trois éléments : la vitesse, l'altitude, et le cap (Tennakoon et Munasinghe, 2009). Dans ce système, les auteurs ont placé un SAS (Stability Augmentation System) à la sortie. Ces méthodes de contrôle linéaire peuvent être complétées avec une technique de réseau de neurones (Puttige, Anavatti et Samal, 2009). Un autre auteur, (Kang et Hedrick, 2009) a proposé un contrôleur non linéaire pour un modèle prédictif. La commande prédictive a l'intérêt de prédire précisément le comportement futur du système. Cela permet de prendre en compte et surtout de compenser certaines contraintes.

Le contrôle de l'altitude est généralement effectué par un PID. Une étude a montré qu'il était possible de le réaliser par un compensateur en avance de phase (Ahsan et al., 2013). Il s'agit de minimiser le dépassement pour ne pas affecter la performance du transport de la charge utile. Bien que le système en boucle fermée aient des réponses lentes, cela peut être une bonne réponse. En effet, le compensateur à avance de phase a une meilleure réponse transitoire.

Un article de (Tadeo, Alejandro et Miguel, 2013) propose une comparaison de six techniques de contrôle linéaire et non linéaire. Il s'agit de contrôleurs PD, PID, Mode glissant, saturation imbriquée, Backstepping, et logique floue. L'analyse est faite sur les trois degrés de liberté de l'avion, le tangage, le roulis, et le lacet. La conclusion de ces auteurs est qu'il n'y a pas une méthode meilleure que les autres. En revanche, certaines méthodes ont de meilleurs résultats en fonction des angles à contrôler.

Une technique de contrôle linéaire ne garantit ni la stabilité ni les performances hors du domaine de linéarité. De plus, cette méthode demande un effort de conception important (Girard, 2007). Dans ce mémoire, l'auteur s'est donc intéressé aux techniques de contrôle non linéaire.

1.3.2 Technique de contrôle non linéaire

La commande de vol moderne consiste à concevoir des lois de commande non linéaires basées sur un modèle d'avion non linéaire. Cette technique ne fait aucune approximation sur les non linéarités du modèle. Il s'agit de faire un changement des variables d'état et d'entrée afin de travailler avec le modèle non linéaire. Une technique de contrôle non linéaire implique l'utilisation d'un contrôleur unique qui permet au drone des manœuvres hors des régions où la dynamique est linéaire. Dans cette méthode, le drone est stabilisé indépendamment de son altitude, de sa vitesse, de son centrage ou de la température. Les techniques les plus répandues sont l'inversion dynamique, le backstepping et le mode glissant (Landry, 2012),(Tadeo, Alejandro et Miguel, 2013).

Le modèle non linéaire est de la forme :

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad (1.3)$$

Où :

- x est le vecteur d'état ;
- u est le vecteur d'entrée.

Le modèle contrôlé est de la forme :

$$\dot{x}^* = f(x) + g(x)u^* \quad (1.4)$$

Où :

- x^* est le vecteur d'état non linéaire ;
- x_{ref}^* est le vecteur d'état non linéaire de référence ;
- u^* est l'entrée non linéaire.

La figure 1.4 montre la vision non linéaire de cette approche. Le modèle et le contrôleur sont non linéaires.

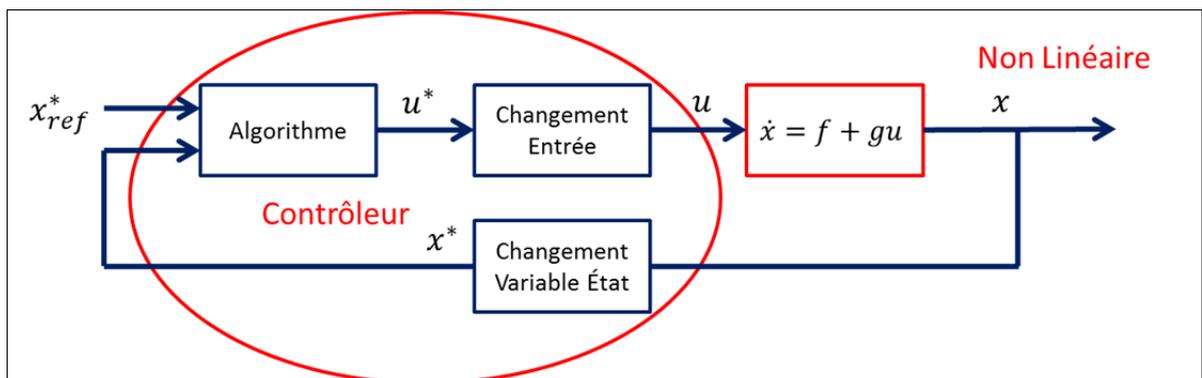


Figure 1.4 Vision non linéaire

La figure 1.5 montre la vision linéaire. Après un changement d'entrée et de variable du modèle non linéaire, il devient possible d'utiliser un algorithme linéaire.

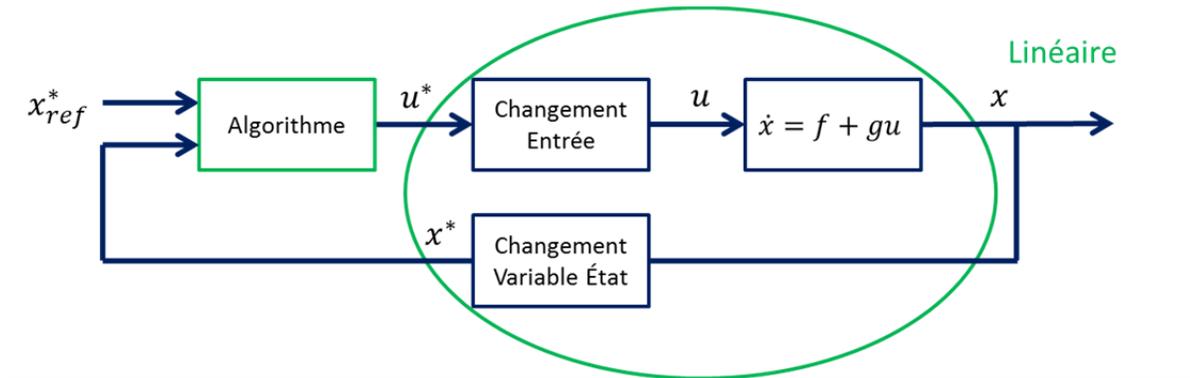


Figure 1.5 Vision linéaire

Pour contrôler le NexSTAR ARF de Hobbico®, Mario Landry a utilisé l'inversion de la dynamique (Landry, 2012). Dans les années 80, cela a été l'une des premières méthodes de contrôle non linéaire. Il s'agit de transformer un système initialement non linéaire en un système dynamiquement linéaire. Cette méthode possède différentes variantes. Une définition intéressante peut être :

« *[D]*ynamics inversion which instead of linearizing the whole system uses full state feedback to globally linearize selected states, which then can easily be controlled. More recently, nonlinear control using backstepping has been proposed in several papers. » (Oland et Kristiansen, 2013)

Mario Landry avait choisi de diviser la dynamique de vol en deux ensembles : la dynamique lente et la dynamique rapide. Dans cette méthode, une boucle externe contrôle les états lents en utilisant les états rapides comme entrées tandis qu'une boucle interne contrôle les états rapides à partir des entrées réelles du système. Les défauts de cette méthode sont qu'elle n'assure pas une véritable stabilité en boucle fermée et qu'elle nécessite une bonne connaissance du modèle de la dynamique de l'avion. Un autre exemple d'utilisation de l'inversion de la dynamique a été donné par Anne Girard (Girard, 2007). L'objectif est de contrôler un avion en angle d'attaque, en angle de dérapage, et en angle de roulis. Cette méthode a comme inconvénients d'avoir un temps de calcul assez long et une matrice à inverser qui pourrait être singulière. Un autre papier présente des essais en vol en demandant

au drone de suivre une boucle de navigation (Maki, Takei et Ishikawa, 2009). Un autre article publié (Zhang et al.) critique l'inversion de la dynamique. En effet, cette méthode nécessite une très bonne connaissance du modèle de l'avion. Les auteurs de l'article soulignent qu'il est très difficile de déterminer avec une grande précision les coefficients aérodynamiques de l'avion. Par ailleurs, le gain de la boucle interne doit être très grand afin que la dynamique transitoire des variables d'état soit très grande pour qu'elle n'ait pas d'influence sur la dynamique lente.

Une autre technique de contrôle non linéaire est celle des modes glissants. Elle est très bien présentée par Hassan K. Khalil :

« [T]rajectories are forced to reach a sliding manifold in finite time and to stay on the manifold for all future time. Motion of the manifold is independent of matched uncertainties. By using a lower order model, the sliding manifold is designed to achieve the control objective. » (Khalil et Grizzle, 1996)

De la même façon que la méthode de Lyapunov, la méthode des modes glissants produit des contrôleurs discontinus (Khalil et Grizzle, 1996). Azeddine Ghodbane (A. Ghodbane, 2014) a implémenté cette méthode pour contrôler les angles d'Euler. Sa méthode prend en compte le possible défaut de l'un des actionneurs. Le mode glissant a été utilisé pour contrôler le mouvement latéral (Shah, Samar et Bhatti, 2012). Les auteurs ont développé une loi de contrôle robuste pour garder les erreurs proches de zéro.

Jiaming Zhang (Zhang et al.) qui critiquait l'inversion de la dynamique propose une autre technique de contrôle, la technique de Backstepping. Elle est basée sur la théorie de Lyapunov et évite de décomposer le mouvement en deux boucles. Il s'agit d'une méthode pas à pas qui transforme des variables d'état intermédiaires en des entrées virtuelles pour contrôler d'autres variables d'état. Cette méthode combine la recherche d'une loi de contrôle avec une loi d'actualisation des paramètres. La méthode de Lyapunov permet de déterminer

la stabilité d'un système non linéaire. La méthode de Lyapunov et la technique de backstepping sont présentées par Hassan K. Khalil :

« [T]his technique uses a Lyapunov function of a nominal system to design an additional control component that makes the design robust to large matched uncertainties... [B]ackstepping is a recursive procedure that interlaces the choice of a Lyapunov function with the design of feedback control. It breaks a design problem for the full system into a sequence of design problems for lower order (evens scalar) subsystems. » (Khalil et Grizzle, 1996)

La méthode permet d'obtenir une loi de contrôle ainsi qu'une preuve de stabilité. Cette méthode n'essaye pas d'annuler ou bien de linéariser les non linéarités. Borra (Borra, 2012) met en avant le fait que cette méthode minimise l'effort de commande. Cette méthode a été utilisée pour contrôler les angles d'Euler: l'angle de roulis, l'angle de tangage et l'angle de lacet (Lungu, 2012). Une méthode adaptative par backstepping fut utilisée pour la phase d'atterrissage d'un avion dont la dynamique était non linéaire (Seungho, 2012). La méthode adaptative se base sur l'état du processus commandé pour agir en temps réel sur les paramètres du système. Le système adaptatif permet ainsi de réguler les erreurs de modélisation de la dynamique de l'avion et des perturbations externes. La combinaison d'une méthode adaptative de Backstepping et de réseau de neurones a été implémentée pour un drone (Cao et al., 2011) et un 'ducted fan' UAV (Aruneshwaran et al., 2012). Le contrôle par Backstepping découple les dynamiques non linéaires en créant une fonction de stabilisation virtuelle tandis que le réseau de neurones est utilisé pour approximer les non linéarités et les incertitudes. La stabilité est pourvue par la méthode de Lyapunov. Le tableau 1.3 tiré de (Borra, 2012) propose une comparaison des quatre techniques de contrôle non linéaires.

Parmi les différentes techniques de contrôle, le backstepping a de nombreux avantages. Le modèle du drone est non linéaire à cause de la saturation des actionneurs, du changement de la température, de l'altitude, du centre de gravité et de la vitesse; le backstepping permet de conserver ces non linéarités. Les équations non linéaires du

mouvement sont complexes, le backstepping permet de transformer ce système d'ordre élevé en plusieurs systèmes d'ordres inférieur. La stabilité en commande de vol est primordiale, le backstepping assure un contrôleur globalement asymptotiquement stable. Cette technique ne nécessite pas une connaissance parfaite du modèle. Par ailleurs, le backstepping demande de nombreux calculs de dérivés; Le logiciel Matlab/Simulink est très utile pour ce genre de calcul. Par rapport aux autres techniques de contrôle non linéaire, le backstepping a l'avantage de présenter un effort de commande assez faible. La technique du backstepping a donc été retenue.

Tableau 1.3 Méthode pour le contrôle non linéaire

Tiré de (Borra, 2012)

Method	Advantage	Disadvantage
Trial and Error	<ul style="list-style-type: none"> • Visual stability analysis via phase portraits 	<ul style="list-style-type: none"> • Applicable only to simple systems up to second order
Small Singular Linearization / Gain Scheduling	<ul style="list-style-type: none"> • Good closed-loop performance for a equilibrium point (SSL). • Good closed-loop performance over many equilibrium points (GS). 	<ul style="list-style-type: none"> • Accurate only in a neighborhood around operating point(s) • Controller parameters fixed online • A lot of offline validation required
Feedback Linearization	<ul style="list-style-type: none"> • Globally stable with exponential tracking error • Linear in modeled domain • Bandwidth theoretically infinite for input signal tracking 	<ul style="list-style-type: none"> • Lack of controllability at singularities • Requires exact knowledge and special class of system • More control effort is required • Not robust to uncertainties
Backstepping / Robust / Adaptive	<ul style="list-style-type: none"> • Globally asymptotically stable • Model uncertainties well handled • Systematic procedures • Potential reduction in development time • Useful nonlinearities retained 	<ul style="list-style-type: none"> • Analytic derivative calculation • Feedback control algorithm complex, especially for high order systems

Ce chapitre donne la définition d'un drone. Dans ce mémoire, un drone à voilure fixe est utilisé. Il s'agit d'un aéronef sans pilote, télécommandé ou bien programmé. Ce système est

modélisé par un modèle constitué d'équations mathématiques. Ce chapitre a présenté les méthodes de contrôle linéaire et non linéaire. Dans ce mémoire, la méthode choisie est le backstepping pour contrôler non linéairement le drone.

CHAPITRE 2

MODÈLE DU DRONE

Ce chapitre détaille le modèle du drone utilisé dans ce mémoire. Il s'agit d'un NexSTAR ARF de Hobbico®. Il est présenté par les référentiels, la mécanique de vol et les équations du mouvement.

2.1 Les référentiels

Dans ce mémoire, l'auteur s'est intéressé à trois types de référentiels. Ces trois référentiels sont :

- Le référentiel du Corps du Drone
- Le référentiel Vecteur Vitesse / Stabilité
- Le référentiel terrestre (NED)

2.1.1 Le référentiel du 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 2.1.

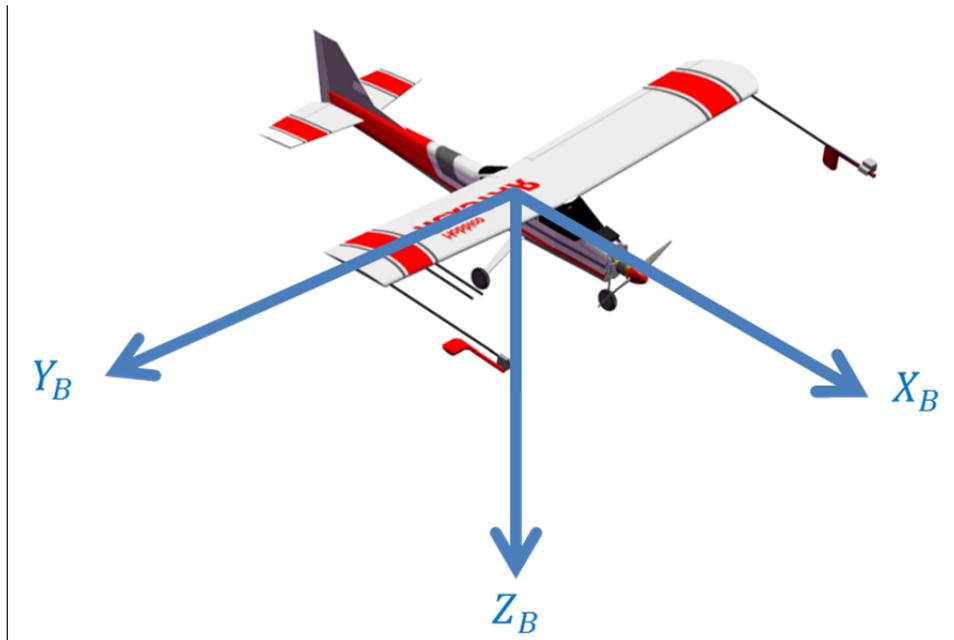


Figure 2.1 Référentiel du corps du drone.

2.1.2 Le référentiel du Vecteur Vitesse / Stabilité (X_W, Y_W, Z_W)

L'axe X_W pointe 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 2.2.

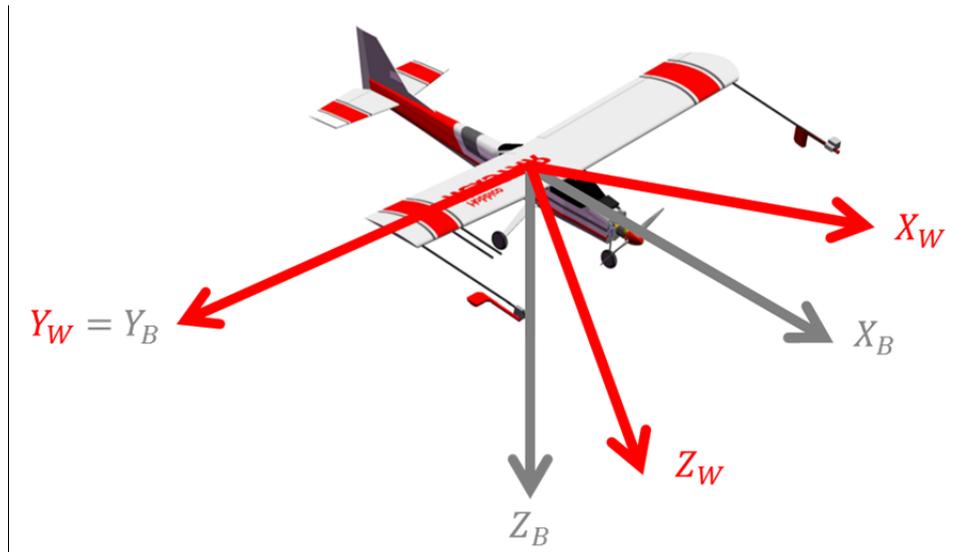


Figure 2.2 Référentiel du Vecteur Vitesse / Stabilité.

2.1.3 Le référentiel Terrestre (NED) (X_E, Y_E, Z_E)

Avant de présenter le référentiel terrestre, il est important de présenter le référentiel ECEF. 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. L'axe X_{ECEF} coupe la surface de la Terre à l'intersection de l'équateur et du 1^e méridien (Greenwich). L'axe Y_{ECEF} coupe la surface de la Terre à l'intersection de l'équateur et du 90^e méridien. L'axe Z_{ECEF} est l'axe de rotation de la Terre, il pointe vers le nord.

Le référentiel NED (North East Down) peut également être appelé référentiel local tangent. L'axe X_E pointe vers le nord, l'axe Y_E pointe vers l'est, et l'axe Z_E pointe vers le bas. Ces trois axes sont représentés à la figure 2.3.

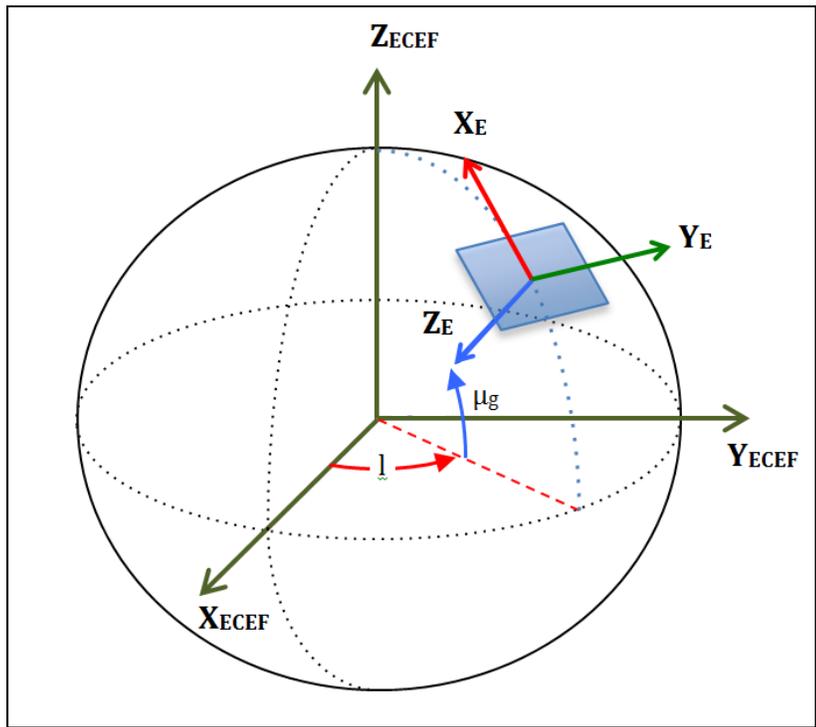


Figure 2.3 Référentiel local Terrestre.

Tirée de (Landry, 2012, p. 26)

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 2.1 et les figures 2.4, 2.5 et 2.6. Tous les angles présents dans le tableau sont illustrés dans trois figures en annexe II. A noter que dans ce mémoire, les angles d’Euler ne sont pas directement contrôlés.

Tableau 2.1 Trois référentiels

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’inclinaison	μ		
	Tangage (Euler)	θ	Angle d’attaque	α	Angle de montée	γ
	Lacet (Euler)	ψ	Angle de dérapage	β	Angle de cap	χ

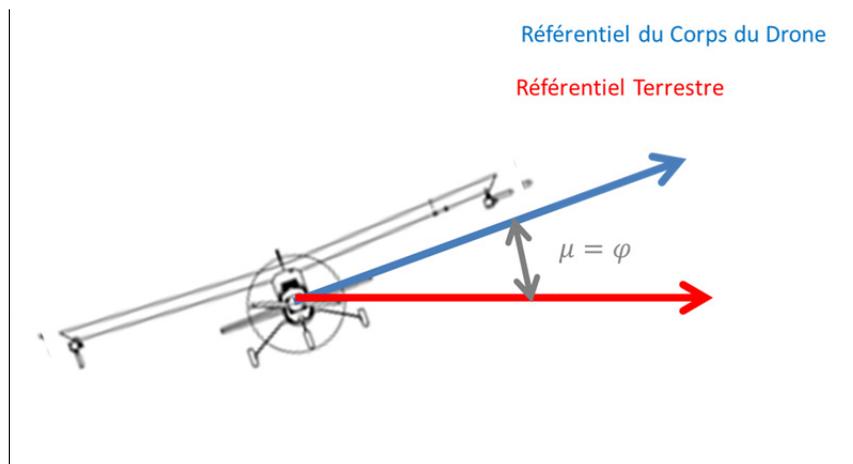


Figure 2.4 Référentiels d'une vue de face

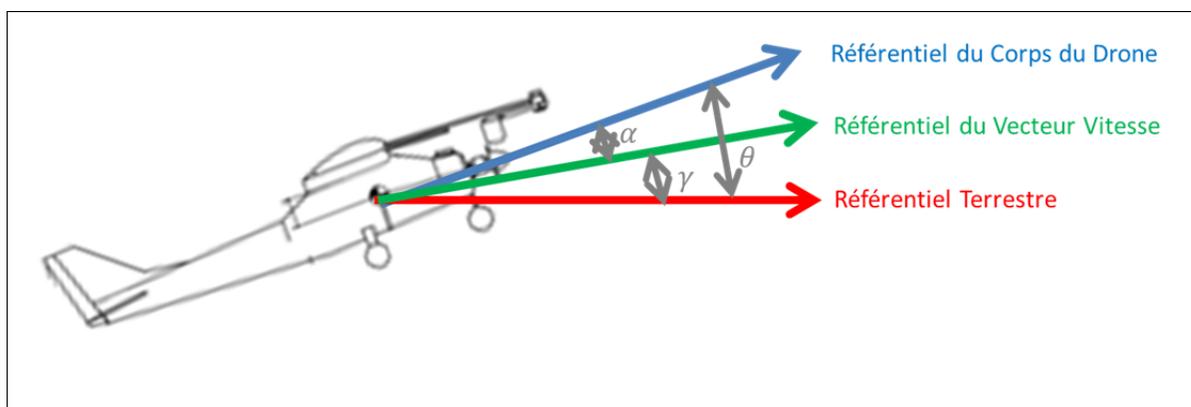


Figure 2.5 Référentiels d'une vue de profil

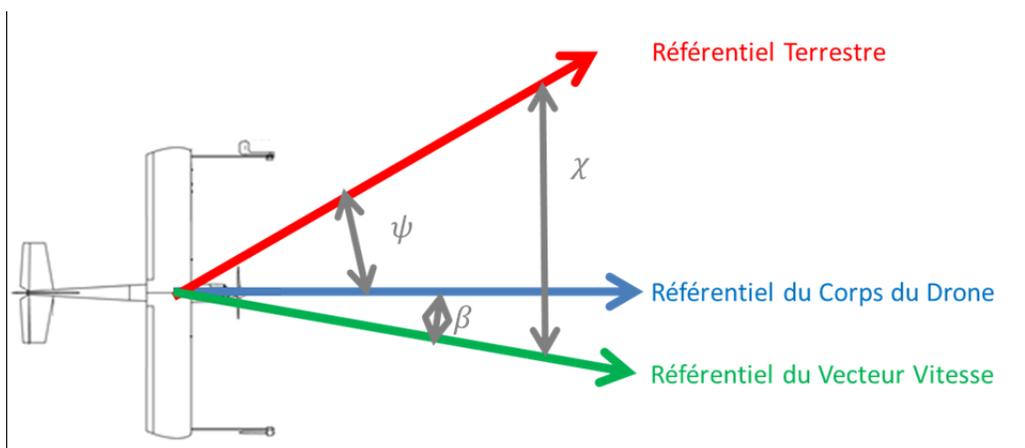


Figure 2.6 Référentiels d'une vue de dessus

2.2 Mécanique de vol

Le drone utilisé dans ce mémoire est le NexSTAR ARF de Hobbico®. Il est décomposé par son fuselage, ses ailes et ses surfaces de portance mobile. Le fuselage contient la charge utile, l'aile permet d'assurer la force de portance de l'avion tandis que les surfaces de portance mobiles assurent sa stabilité.

2.2.1 Aile

Les éléments importants d'une aile sont son envergure, sa surface et sa corde. Ces caractéristiques du NexSTAR ARF de Hobbico® sont données en annexe I.

Le profil de l'aile du drone est présenté à la figure 2.7. Il s'agit du profil U.S.A.-35A dont les caractéristiques sont tirées de (Munk et Miller, 1927). Ce profil est très proche de celui du NexSTAR ARF de Hobbico®. Le profil utilisé est donc celui du U.S.A.-35A ajusté par des tests en vol (Landry, 2012).

L'extrados est la partie supérieure de l'aile. Lorsque la vitesse augmente et la pression diminue, il y a dépression. A l'inverse, l'intrados est la partie inférieure de l'aile. Lorsque la vitesse diminue et la pression augmente, il y a surpression.

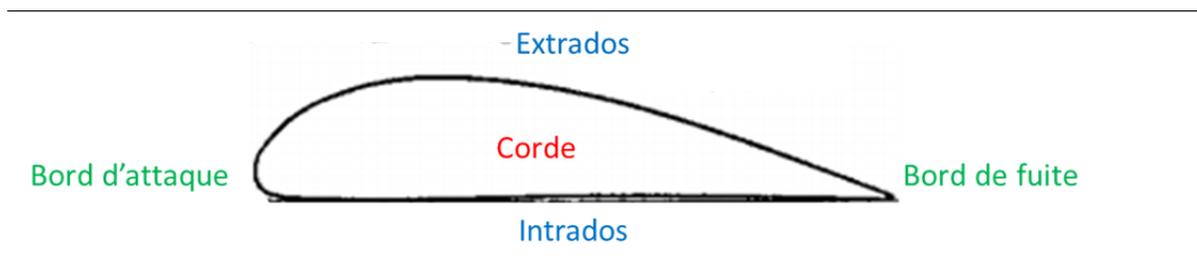


Figure 2.7 Extrados et Intrados d'une aile

Dans la figure 2.8, l'écoulement de l'air sur l'aile est présenté. Cet écoulement est laminaire au niveau du bord d'attaque, devient turbulent puis tourbillonnaire en se rapprochant du bord de fuite.

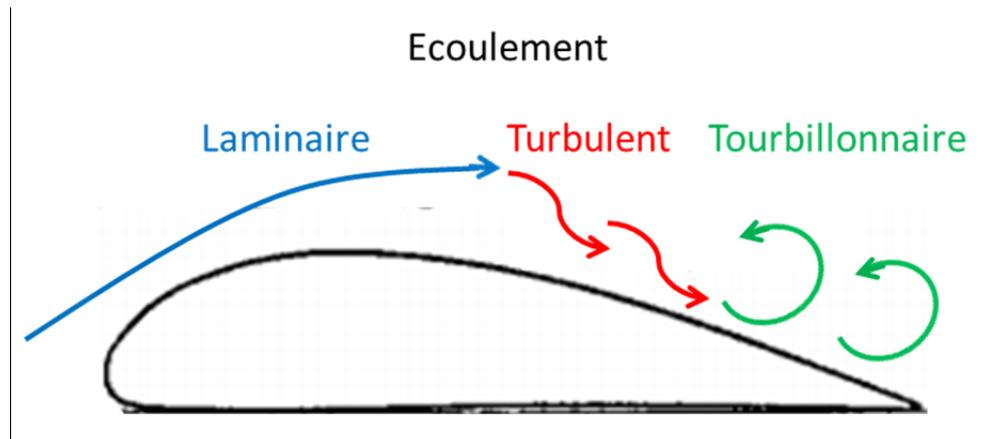


Figure 2.8 Ecoulement de l'air sur une aile

2.2.2 Surfaces de portance

Dans le cas du drone, les surfaces de portance mobiles sont les ailerons, la gouverne de profondeur, et la gouverne de direction (figure 2.9). Les ailerons influencent un mouvement de roulis, la gouverne de profondeur un mouvement de tangage, et la gouverne de direction un mouvement de lacet.

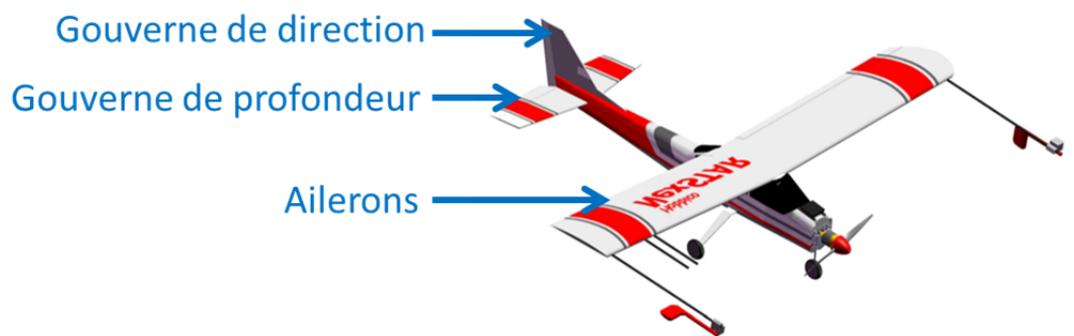


Figure 2.9 Actionneurs

2.2.3 Les Forces

Un avion en vol subit quatre forces : le poids, la portance, la traînée, et la poussée (figure 2.10).

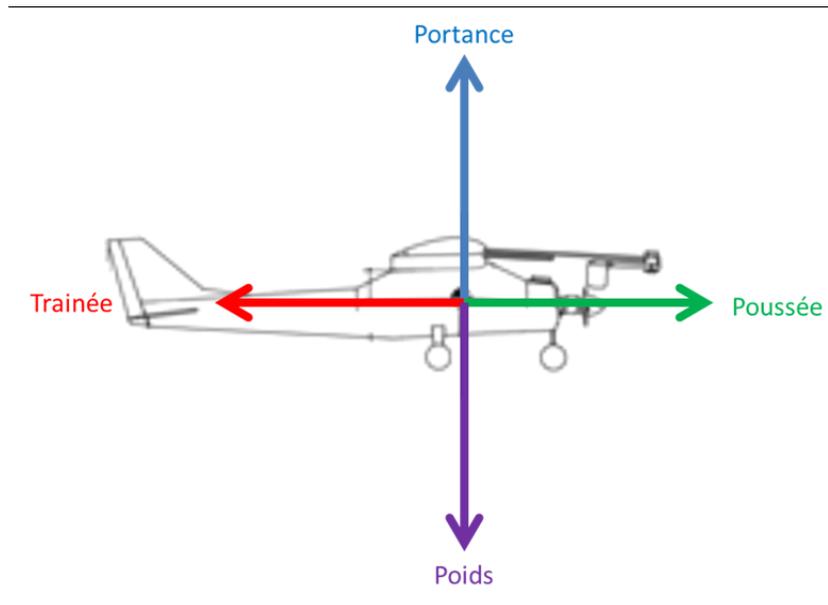


Figure 2.10 Forces subies par l'avion

2.2.3.1 Le poids

Le poids est la force dirigée verticalement vers le bas. Dans ce mémoire, les positions du centre de masse et du centre aérodynamique sont considérées constantes et confondues.

La formule du poids est :

$$P_0 = mg \quad (2.1)$$

Lors du vol du drone, la gravité est constante, $g = 9.807\text{m/s}^2$ et la valeur du poids est :

$$\begin{aligned} P_0 &= 4.14 * 9.807 \\ P_0 &= 40.601\text{N} \end{aligned} \quad (2.2)$$

2.2.3.2 La portance

Lorsque l'air s'écoule sur l'aile, il y a création de forces aérodynamiques. La portance est la distribution de la pression sur la surface. La portance s'applique sur toute l'aile. Sa résultante est une force verticale vers le haut (figure 2.11). Elle est donnée par la relation suivante:

$$F_L = QSC_{Lift} = \frac{1}{2}\rho V^2 SC_{Lift} \quad (2.3)$$

Où :

- F_L est la portance ;
- ρ est la masse volumique de l'air ;
- V est la vitesse de l'avion ;
- S est la surface de l'aile ;
- $Q = \frac{1}{2}\rho V^2$ est la pression dynamique ;
- C_{Lift} est le coefficient de portance qui dépend de la caractéristique de l'aile.

Les caractéristiques de l'aile sont sa forme, son épaisseur et sa voilure.

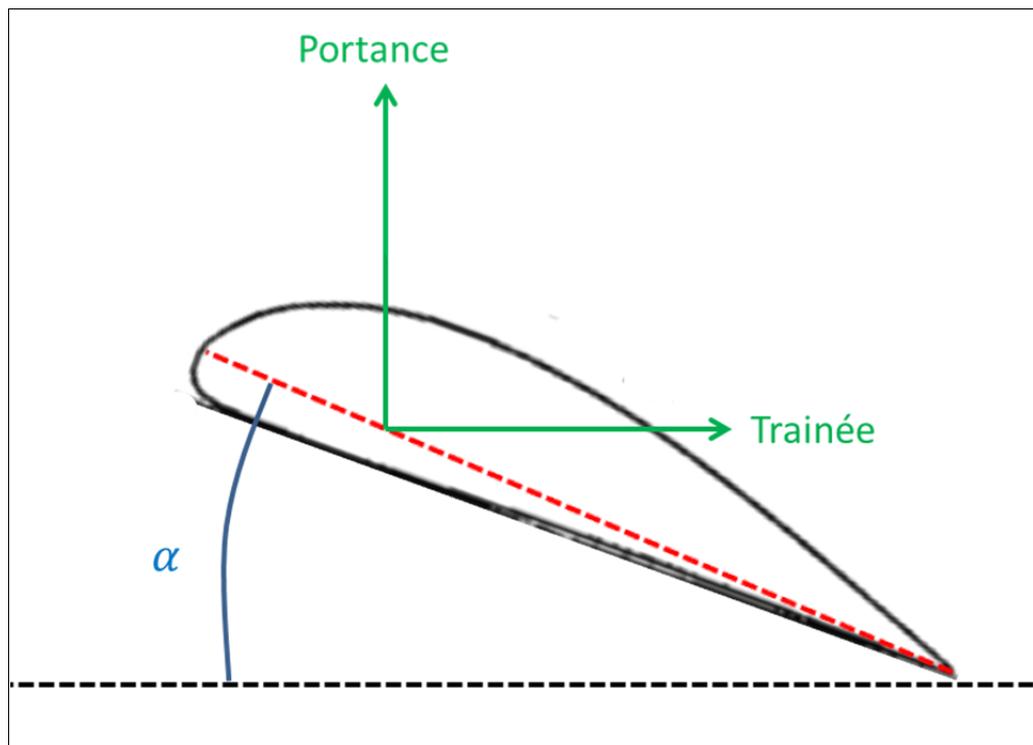


Figure 2.11 Forces de portance et de trainée

2.2.3.3 La trainée

La trainée est la force qui s'oppose au mouvement de l'avion dans l'air. C'est une force qui s'applique sur toute l'aile. Sa résultante est une force verticale vers l'arrière (figure 2.11). Sa formule est :

$$F_D = QSC_{Drag} = \frac{1}{2}\rho V^2 SC_{Drag} \quad (2.4)$$

Où :

- F_D est la trainée ;
- ρ est la masse volumique de l'air ;
- V est la vitesse de l'avion ;
- S est la surface de l'aile ;
- $Q = \frac{1}{2}\rho V^2$ est la pression dynamique ;
- C_{Drag} est le coefficient de trainée qui dépend de la caractéristique de l'aile.

Les caractéristiques de l'aile sont sa forme, son épaisseur et sa voilure.

2.2.3.4 La poussée

La force de poussée est la force dirigée le long de l'axe X_B . Sa formule est la suivante (Landry, 2012):

$$F_T = \frac{m(g \sin(\gamma) + \dot{v}_{B/AR}) + F_D}{\cos(\alpha)} \quad (2.5)$$

Où :

- m est la masse du drone ;
- g est l'accélération gravitationnelle;
- γ est l'angle de montée ;
- $\dot{v}_{B/AR}$ est la dérivée de la vitesse du drone par rapport à la masse d'air ;
- F_D est la trainée ;

- α est l'angle d'attaque.

2.3 Equations du Mouvement

Le modèle est décrit par les différentes équations du mouvement. La méthode de backstepping, illustrée dans le chapitre suivant, est utilisée pour contrôler l'angle de montée, l'angle de cap et l'angle de dérapage. Le tableau 2.2 montre les différentes variables utilisées pour les contrôler.

Tableau 2.2 Variables mises en jeu lors du backstepping

Angles de navigation	Angle de montée	γ
	Angle de cap	χ
Angles	Angle d'inclinaison	μ
	Angle d'attaque	α
	Angle de dérapage	β
Vitesses angulaires	Vitesse de roulis	P
	Vitesse de tangage	Q
	Vitesse de lacet	R
Moments	Moment de roulis	L
	Moment de tangage	M
	Moment de lacet	N
Coefficients Aérodynamiques	Coefficient de roulis	C_L
	Coefficient de tangage	C_M
	Coefficient de lacet	C_N
Angles de déflexion	Ailerons	δ_a
	Gouverne de profondeur	δ_e
	Gouverne de direction	δ_r

2.3.1 Angle de montée et angle de cap

Les angles mis en jeu sont donnés dans le tableau 2.3:

Tableau 2.3 Angle de cap et Angle de montée

Angle de cap	χ
Angle de montée	γ

- L'angle de montée γ est l'angle que forme le vecteur vitesse avec l'horizontal dans le plan $X_B Z_B$. Pour un vol en palier, cet angle est nul.
- L'angle de trajectoire χ est l'angle que forme le vecteur vitesse avec l'horizontal $X_B Y_B$.

Les dérivées des angles sont (Borra, 2012):

$$\dot{\chi} = \frac{\cos\mu}{mV\cos\gamma}(F_D\sin\beta + Y\cos\beta) + \frac{1}{mV\cos\gamma}(-T\cos\alpha\sin\beta\cos\mu) + \frac{\sin\mu}{mV\cos\gamma}(F_L + T\sin\alpha) \quad (2.6)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{\sin\mu}{mV}(-F_D\sin\beta - Y\cos\beta) + \frac{1}{mV}(T\cos\alpha\sin\beta\sin\mu - mg\cos\gamma) + \frac{\cos\mu}{mV}(F_L + T\sin\alpha) \quad (2.7)$$

Où :

- μ est l'angle d'inclinaison ;
- α est l'angle d'attaque ;
- β est l'angle de dérapage ;
- V est la vitesse ;
- F_L est la portance ;
- F_D est la traînée ;
- Y est la force latérale ;
- T est la poussée ;
- m est la masse.

2.3.2 Angle d'inclinaison, angle d'attaque, et angle de dérapage

Les angles mis en jeu sont donnés dans le tableau 2.4:

**Tableau 2.4 Angle d'inclinaison, Angle d'attaque
et Angle de dérapage**

Angle d'inclinaison	μ
Angle d'attaque	α
Angle de dérapage	β

- L'angle d'inclinaison est l'angle que forme le nez de l'avion avec le vecteur vitesse dans le plan $Y_B Z_B$.
- L'angle d'attaque est l'angle que forme le nez de l'avion avec le vecteur vitesse dans le plan $X_B Z_B$.
- L'angle de dérapage est l'angle que forme le nez de l'avion avec le vecteur vitesse dans le plan $X_B Y_B$.

Les dérivées des angles sont :

$$\begin{aligned} \dot{\mu} = & \frac{1}{mV} (F_D \sin\beta \tan\gamma \cos\mu + Y \cos\beta \tan\gamma \cos\mu + F_L (\tan\beta + \tan\gamma \sin\mu)) & (2.8) \\ & + \frac{1}{mV} (T (\sin\alpha \tan\gamma \sin\mu + \sin\alpha \tan\beta - \cos\alpha \sin\beta \tan\gamma \cos\mu) \\ & - mg \tan\beta \cos\gamma \cos\mu) + \frac{P \cos\alpha + R \sin\alpha}{\cos\beta} \end{aligned}$$

$$\dot{\alpha} = \frac{-F_L}{mV \cos\beta} + \frac{1}{mV \cos\beta} (-T \sin\alpha + mg \cos\gamma \cos\mu) + Q - \tan\beta (P \cos\alpha + R \sin\alpha) \quad (2.9)$$

$$\dot{\beta} = \frac{1}{mV} (F_D \sin\beta + Y \cos\beta) + \frac{1}{mV} (-T \sin\beta \cos\alpha + mg \cos\gamma \sin\mu) + P \sin\alpha - R \cos\alpha \quad (2.10)$$

Où :

- P est la vitesse angulaire de roulis ;
- Q est la vitesse angulaire de tangage ;
- R est la vitesse angulaire de lacet ;
- g est l'accélération gravitationnelle.

2.3.3 Vitesses angulaires de roulis, tangage, et lacet

Les angles mis en jeu sont donnés dans le tableau 2.5:

**Tableau 2.5 Vitesse de roulis, Vitesse de tangage
et Vitesse de lacet**

Vitesse de roulis	P
Vitesse de tangage	Q
Vitesse de lacet	R

Les dérivées des vitesses angulaires sont :

$$\dot{P} = (c_1R + c_2P + c_4M_{Turbine})Q + c_3L + c_4N \quad (2.11)$$

$$\dot{Q} = (c_5P - c_7M_{Turbine})R - c_6(P^2 - R^2) + c_7M \quad (2.12)$$

$$\dot{R} = (c_8P - c_2R + c_9M_{Turbine})Q + c_4L + c_9N \quad (2.13)$$

Où :

- L est le moment de roulis ;
- M est le moment de tangage ;
- N est le moment de lacet ;
- $M_{Turbine}$ est le moment de turbine ;
- $c_i, i = 1,9$ sont les termes d'inertie.

Les termes d'inertie sont :

$$c_1 = \frac{(I_Y - I_Z)I_Z - I_{XZ}^2}{I_X I_Z - I_{XZ}^2} \quad (2.14)$$

$$c_2 = \frac{(I_X - I_Y + I_Z)I_{XZ}}{I_X I_Z - I_{XZ}^2} \quad (2.15)$$

$$c_3 = \frac{I_Z}{I_X I_Z - I_{XZ}^2} \quad (2.16)$$

$$c_4 = \frac{I_{XZ}}{I_X I_Z - I_{XZ}^2} \quad (2.17)$$

$$c_5 = \frac{I_Z - I_X}{I_Y} \quad (2.18)$$

$$c_6 = \frac{I_{XZ}}{I_Y} \quad (2.19)$$

$$c_7 = \frac{1}{I_Y} \quad (2.20)$$

$$c_8 = \frac{I_X(I_X - I_Y) + I_{XZ}^2}{I_X I_Z - I_{XZ}^2} \quad (2.21)$$

$$c_9 = \frac{I_X}{I_X I_Z - I_{XZ}^2} \quad (2.22)$$

Où :

- I_X est le moment d'inertie autour de X_B ;
- I_Y est le moment d'inertie autour de Y_B ;
- I_Z est le moment d'inertie autour de Z_B ;
- I_{XZ} est le moment d'inertie autour de $X_B Z_B$.

2.3.4 Moments de roulis, tangage, et lacet

Les moments mis en jeu sont donnés dans le tableau 2.6:

**Tableau 2.6 Moment de roulis, Moment de tangage
et Moment de lacet**

Moment de roulis	L
Moment de tangage	M
Moment de lacet	N

Les ailerons produisent un moment de roulis, la gouverne de profondeur produit un moment de tangage, et la gouverne de direction produit un moment de lacet (figure 2.12).

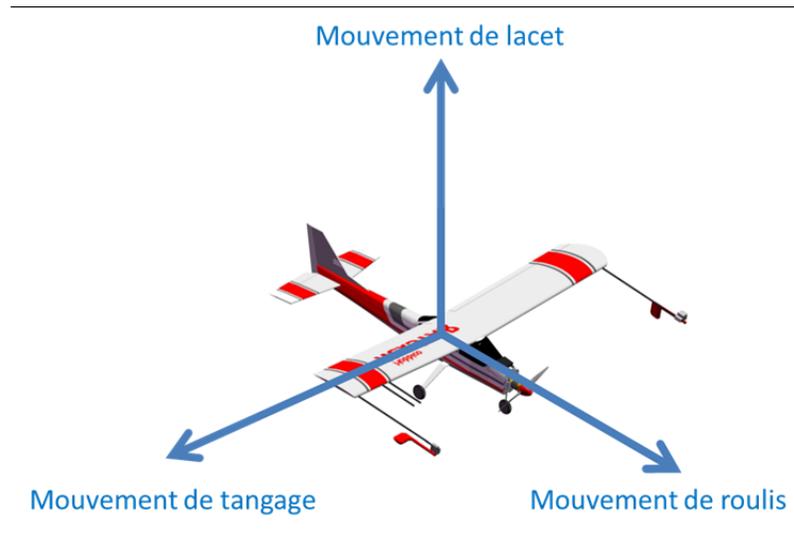


Figure 2.12 Mouvements de roulis, tangage et lacet

Les moments de roulis, de tangage, et de lacet sont récupérés du mémoire de Mario Landry :

$$L = qSbC_L + L_T \quad (2.23)$$

$$M = qScC_M \quad (2.24)$$

$$N = qSbC_N \quad (2.25)$$

Où :

- $q = \frac{1}{2}\rho V^2$ est la pression dynamique ;
- S est la surface de l'aile ;
- b est l'envergure de l'aile ;
- C_L, C_M, C_N sont les coefficients de moment de roulis, tangage, et lacet ;
- L_T est le moment de l'hélice.

2.3.1 Coefficients aérodynamiques de roulis, tangage, et lacet

Les coefficients mis en jeu sont donnés dans le tableau 2.7:

**Tableau 2.7 Coefficient de roulis, Coefficient de tangage
et Coefficient de lacet**

Coefficient de roulis	C_L
Coefficient de tangage	C_M
Coefficient de lacet	C_N

Les coefficients aérodynamiques proviennent du mémoire de Mario Landry (2012). Les interpolations des coefficients aérodynamiques sont tirés du rapport (Munk et Miller, 1927). Dans ce rapport, le profil d'aile utilisé est le U.S.A.-35A. Les interpolations sont complétées par des ajustements suite à des tests effectués par Mario Landry.

$$C_L = C_{L_0}(\alpha, \beta) + \frac{b}{2V}(C_{Lp}(\alpha)P + C_{Lr}(\alpha)R) + C_{L\delta_a}(\alpha)\delta_a + C_{L\delta_r}(\alpha)\delta_r \quad (2.26)$$

$$C_M = C_{M_0}(\alpha, \beta) + C_{Mq}(\alpha)\frac{c}{2V}Q + C_{M\delta_e}(\alpha)\delta_e \quad (2.27)$$

$$C_N = C_{N_0}(\alpha, \beta) + \frac{b}{2V}(C_{Np}(\alpha)P + C_{Nr}(\alpha)R) + C_{N\delta_a}(\alpha)\delta_a + C_{N\delta_r}(\alpha)\delta_r \quad (2.28)$$

Où :

- δ_a sont les ailerons (entrée) ;
- δ_e est la gouverne de profondeur (entrée) ;
- δ_r est la gouverne de direction (entrée) ;
- $C_{L_0}(\alpha, \beta)$ est le coefficient de roulis constant ;
- $C_{Lp}(\alpha)$ est le coefficient de roulis dépendant du moment de roulis ;
- $C_{Lr}(\alpha)$ est le coefficient de roulis dépendant du moment de lacet ;
- $C_{L\delta_a}(\alpha)$ est le coefficient de roulis dépendant des ailerons ;
- $C_{L\delta_r}(\alpha)$ est le coefficient de roulis dépendant de la gouverne de direction ;
- $C_{M_0}(\alpha, \beta)$ est le coefficient de tangage constant ;
- $C_{Mq}(\alpha)$ est le coefficient de tangage dépendant de du moment de tangage ;
- $C_{M\delta_e}(\alpha)$ est le coefficient de tangage dépendant de la gouverne de profondeur ;

- $C_{N_0}(\alpha, \beta)$ est le coefficient de lacet constant ;
- $C_{N_p}(\alpha)$ est le coefficient de lacet dépendant du moment de roulis ;
- $C_{N_r}(\alpha)$ est le coefficient de lacet dépendant du moment de lacet ;
- $C_{N_{\delta_a}}(\alpha)$ est le coefficient de lacet dépendant des ailerons ;
- $C_{N_{\delta_r}}(\alpha)$ est le coefficient de lacet dépendant de la gouverne de direction ;

Ce chapitre a donc détaillé les référentiels et la mécanique de vol afin de présenter les différentes équations du mouvement. Ces équations permettent de créer le contrôleur qui est décrit dans le prochain chapitre.

CHAPITRE 3

COMMANDE PAR BACKSTEPPING

Ce chapitre présente la théorie de stabilité de Lyapunov, le principe du backstepping et le backstepping appliqué au drone. Le backstepping appliqué au drone se divise en trois contrôleurs pour l'angle de cap, l'angle de montée, et l'angle de dérapage.

3.1 Fonction de Lyapunov

Dans ce mémoire, l'auteur travaille avec un système non linéaire. La théorie de stabilité de Lyapunov permet de déterminer la stabilité d'un système non linéaire.

Une fonction scalaire $V(x)$ est :

- Définie positive si $V(0) = 0$ et $V(x) > 0, x \neq 0$
- Définie négative si $V(0) = 0$ et $V(x) < 0, x \neq 0$
- Définie semi-négative si $V(0) = 0$ et $V(x) \leq 0, x \neq 0$

Un système non linéaire autonome est de la forme :

$$\dot{x} = f(x) \tag{3.1}$$

Si la fonction $V(x)$ est définie positive et que sa dérivée en fonction du temps $\dot{V}(x)$ est semi-définie négative alors $V(x)$ est une fonction de Lyapunov du système et le point d'équilibre $x = 0$ est stable. De plus, si $\dot{V}(x)$ est définie négative alors $x = 0$ est asymptotiquement stable.

3.2 Backstepping

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

3.2.1 Principe du Backstepping

Soit un système non linéaire de la forme (Khalil et Grizzle, 1996) :

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_0 &= f_0(x_0) + g_0(x_0)x_1 \\
 \dot{x}_1 &= f_1(x_0, x_1) + g_1(x_0, x_1)x_2 \\
 \dot{x}_2 &= f_2(x_0, x_1, x_2) + g_2(x_0, x_1, x_2)x_3 \\
 &\vdots \\
 \dot{x}_k &= f_k(x_0, x_1, x_2, \dots, x_k) + g_k(x_0, x_1, x_2, \dots, x_k)u
 \end{aligned} \tag{3.2}$$

Où :

- x_i sont les variables d'état du système. ($i = 0, 1, 2, \dots, k$) ;
- u est l'entrée du système.

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

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_0 &= f_0(x_0) + g_0(x_0)e_1 \\
 \dot{e}_1 &= f_1(x_0, e_1) + g_1(x_0, e_1)e_2 \\
 \dot{e}_2 &= f_2(x_0, e_1, e_2) + g_2(x_0, e_1, e_2)e_3 \\
 &\vdots \\
 \dot{e}_k &= f_k(x_0, e_1, e_2, \dots, e_k) + g_k(x_0, e_1, e_2, \dots, z_k)u
 \end{aligned} \tag{3.3}$$

Où :

- e_i sont les variables virtuelles du système. ($i = 0, 1, 2, \dots, k$) ;
- u est l'entrée du système.

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

Le principe du backstepping est illustré par ce système d'ordre 2 :

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 &= f_0(x_0) + g_0(x_0)x_1 \\ \dot{x}_1 &= u \end{aligned} \quad (3.4)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 &= (f_0(x_0) + g_0(x_0)x_{1_{des}})x_0 + g_0(x_0)(x_1 - x_{1_{des}}) \\ \dot{x}_1 &= u \end{aligned} \quad (3.5)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 &= (f_0(x_0) + g_0(x_0)x_{1_{des}})x_0 + g_0(x_0)e_1 \\ \dot{e}_1 &= u - \dot{x}_{1_{des}} \end{aligned} \quad (3.6)$$

Ces trois équations sont représentées dans la figure 3.1 (Borra, 2012).

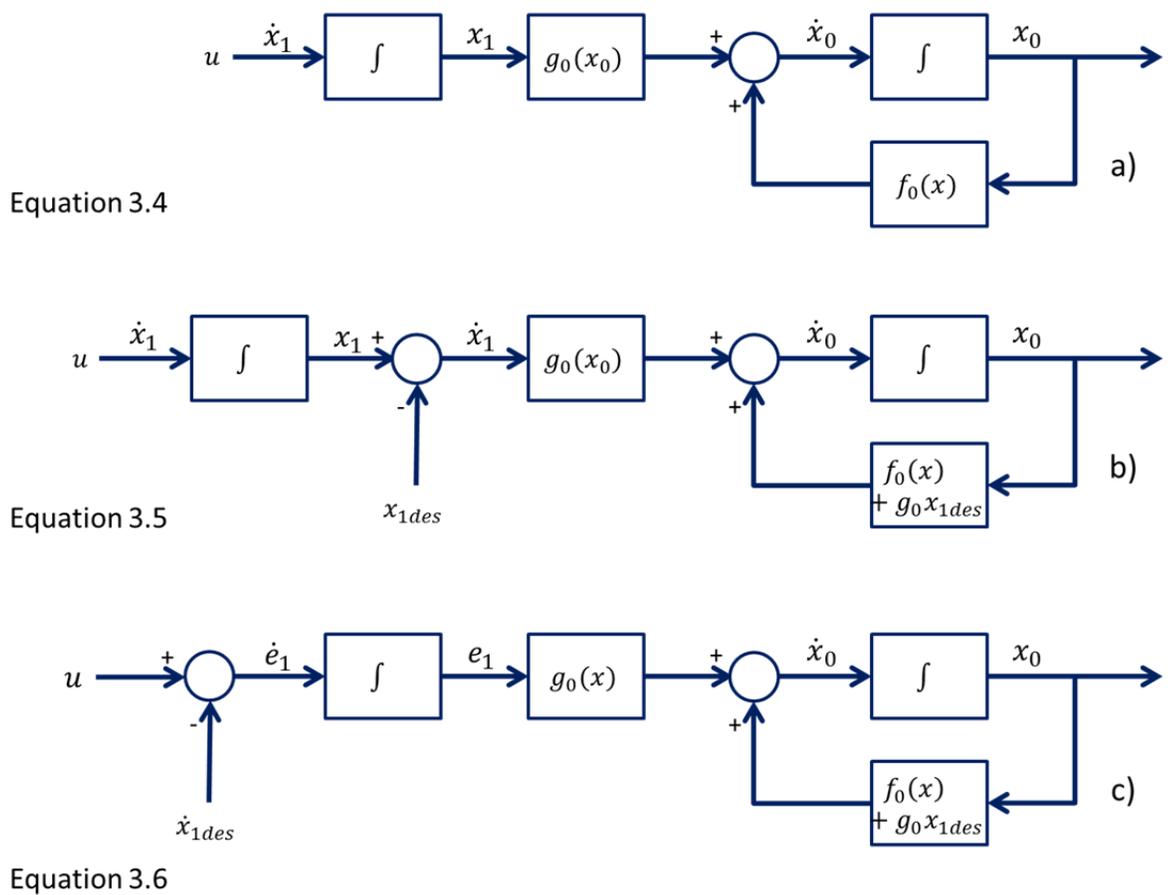


Figure 3.1 Principe Backstepping : a) Système d'ordre 2, b) Introduction du terme x_{1des} , c) Système Backstepping

La démarche est donc de créer une entrée virtuelle e_1 afin d'avoir une équation linéaire. La méthode du « Backstepping » tient son nom du passage de l'étape b) à l'étape c) lorsque la variable virtuelle x_{1des} fait un « step back » par rapport à l'intégrateur.

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

$$\dot{e} = -ke \quad (3.7)$$

Où :

- k est un gain positif. $k > 0$;

Ce principe mathématique est illustré à la figure 3.2.

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

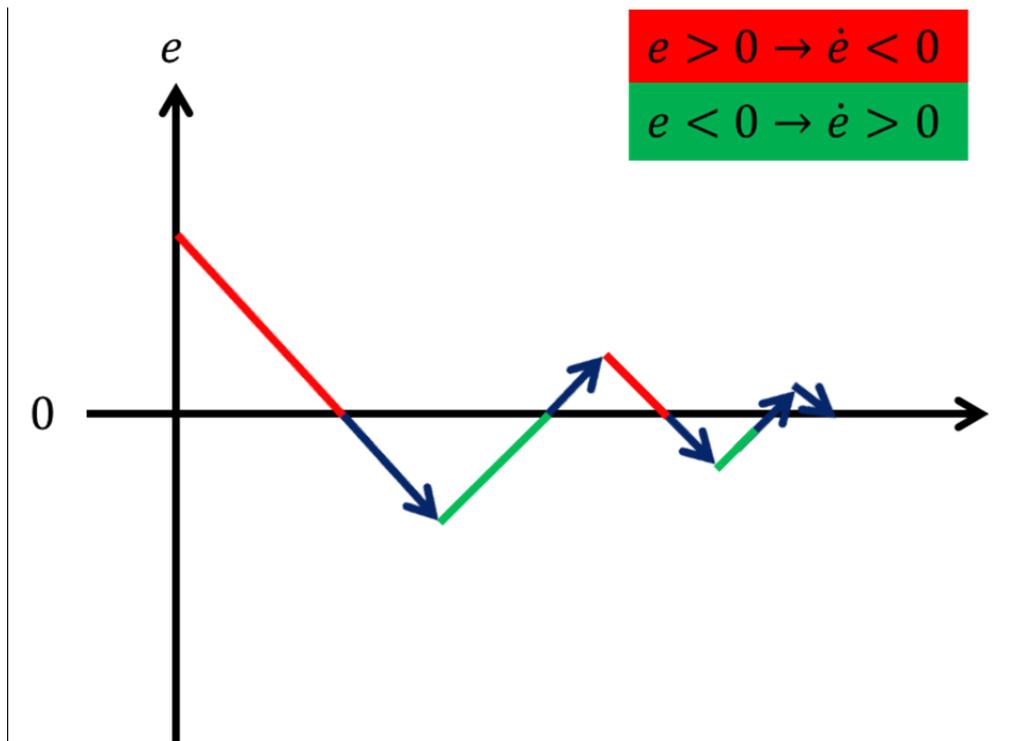


Figure 3.2 Convergence de l'erreur vers zéro

3.2.2 Exemple d'un système du second ordre

Un exemple de système d'ordre 2 est donné dans l'équation 3.8. Le but est de faire converger x_0 vers la valeur donnée dans l'équation 3.12:

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 &= 3 + 7x_1 \\ \dot{x}_1 &= 6u \end{aligned} \quad (3.8)$$

$$\dot{x}_0 = -k_0 x_0 + k_0 x_0 + 3 + 7x_1 \quad (3.9)$$

$$\dot{x}_1 = 6u$$

$$\begin{aligned} \dot{e}_0 &= \dot{x}_0 = -k_0 x_0 + e_1 \\ \dot{e}_1 &= 6u - \dot{x}_{1des} \end{aligned} \quad (3.10)$$

$$\begin{aligned} e_0 &= x_0 - x_{0des} \\ e_1 &= 7(x_1 - x_{1des}) \end{aligned} \quad (3.11)$$

$$\begin{aligned} x_{0des} &= \text{[Step Function]} \\ x_{1des} &= \frac{-k_0 x_0 - 3}{7} \\ k_0 &= 1 \end{aligned} \quad (3.12)$$

Ce système a été implémenté sous Matlab/Simulink. La figure 3.3 montre les valeurs de x_0 et x_{0des} . La variable x_0 suit parfaitement la valeur désirée x_{0des} . Cela est réalisé par l'entrée u qui est présentée à la figure 3.4.

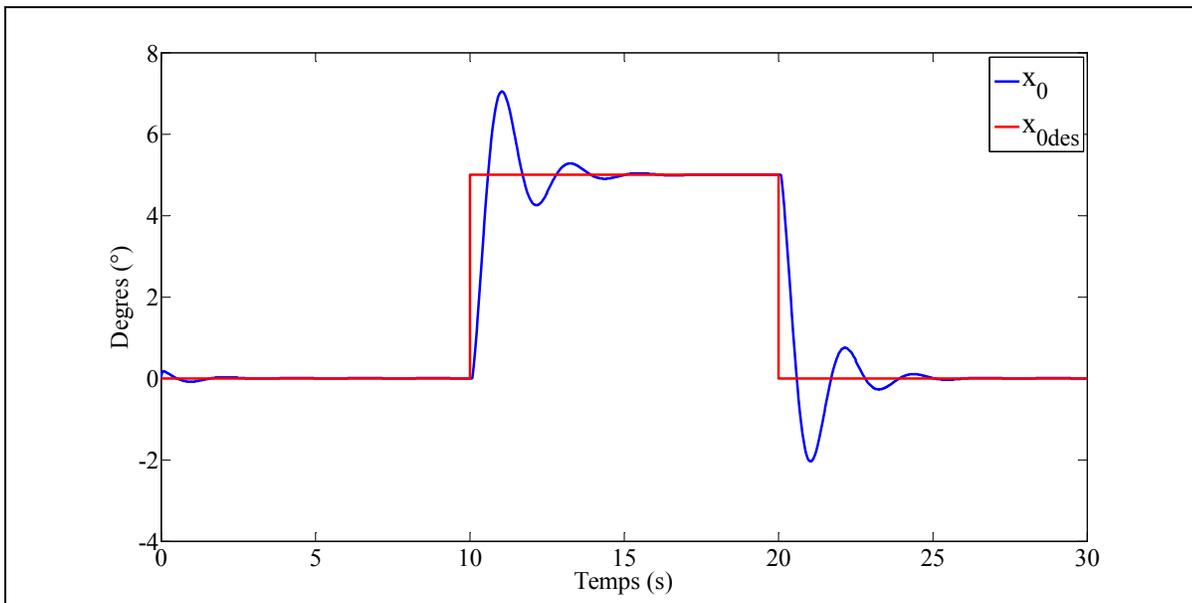


Figure 3.3 Courbe x_0 et x_{0des}

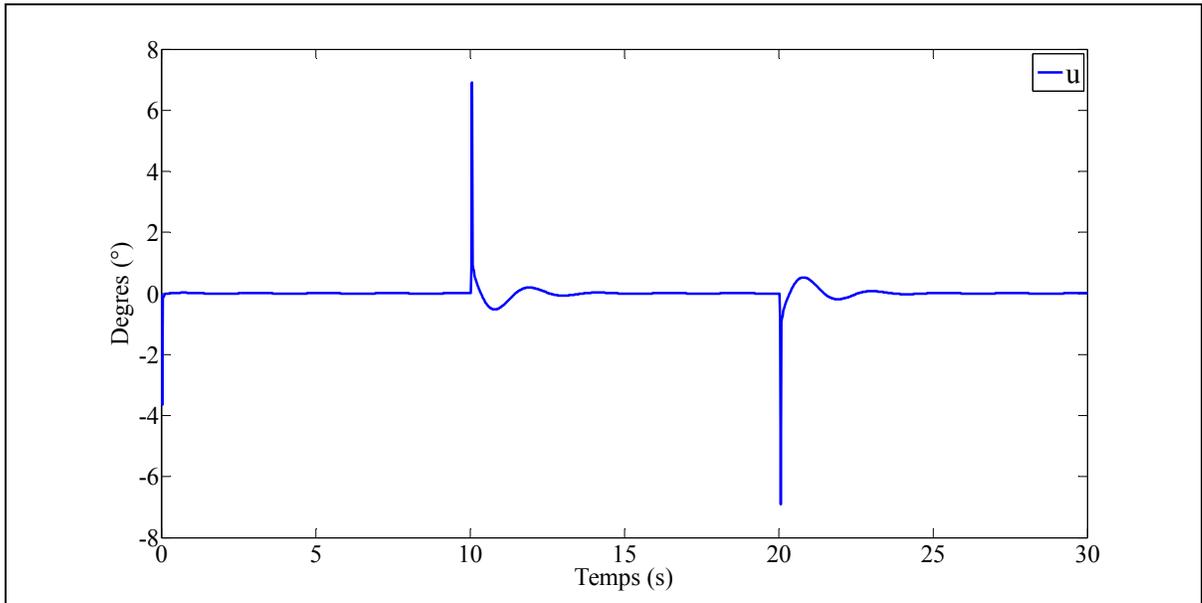


Figure 3.4 Courbe u

3.3 Backstepping appliqué au drone

Afin de contrôler le drone, l'article de (Lungu, 2012) est une bonne initiation pour le contrôle par backstepping pour des angles d'Euler. Ce mémoire ne se limite pas au contrôle des angles d'Euler. Le mémoire de (Borra, 2012) est un bon exemple de contrôleur par backstepping pour l'angle de cap, l'angle de montée et l'angle de dérapage. Ce sont les mêmes angles qui sont contrôlés dans mon mémoire. La résolution des équations diffère du mémoire de Brian Borra pour l'angle de cap et l'angle de montée. En effet, l'auteur de ce mémoire ne fait aucune approximation concernant la résolution des équations. En revanche, le contrôle de l'angle de dérapage est très similaire dans les deux mémoires. Le système du drone à contrôler est du troisième ordre :

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_{\chi\gamma} &= f_{\chi\gamma}(x_{\chi\gamma}) + g_{\chi\gamma}(x_{\chi\gamma})x_{\mu\alpha\beta} \\
 \dot{x}_{\mu\alpha\beta} &= f_{\mu\alpha\beta}(x_{\chi\gamma}, x_{\mu\alpha\beta}) + g_{\mu\alpha\beta}(x_{\chi\gamma}, x_{\mu\alpha\beta})x_{PQR} \\
 \dot{x}_{PQR} &= f_{PQR}(x_{\chi\gamma}, x_{\mu\alpha\beta}, x_{PQR}) + g_{PQR}(x_{\chi\gamma}, x_{\mu\alpha\beta}, x_{PQR})u
 \end{aligned} \tag{3.13}$$

Où :

$$\begin{aligned} \blacksquare x_{\chi\gamma} &= \begin{pmatrix} \chi \\ \gamma \end{pmatrix}, x_{\mu\alpha\beta} = \begin{pmatrix} \mu \\ \alpha \\ \beta \end{pmatrix}, x_{PQR} = \begin{pmatrix} P \\ Q \\ R \end{pmatrix}, u = \begin{pmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{pmatrix}; \\ \blacksquare \dot{x}_{\chi\gamma} &= \begin{pmatrix} \dot{\chi} \\ \dot{\gamma} \end{pmatrix}, \dot{x}_{\mu\alpha\beta} = \begin{pmatrix} \dot{\mu} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \end{pmatrix}, \dot{x}_{PQR} = \begin{pmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{pmatrix} \end{aligned}$$

Le contrôle est illustré dans le tableau 3.1.

- L'angle de montée est contrôlé par l'angle d'attaque qui est contrôlé par la vitesse de tangage qui est contrôlée par la gouverne de profondeur
- L'angle de cap est contrôlé par l'angle d'inclinaison qui est contrôlé par la vitesse de roulis qui est contrôlée par les ailerons.
- L'angle de dérapage est contrôlé par la vitesse de lacet qui est contrôlée par la gouverne de direction

Tableau 3.1 Classification des drones

Angle de cap	Angle de montée	
Angle d'inclinaison	Angle d'attaque	Angle de dérapage
Vitesse de roulis	Vitesse de tangage	Vitesse de lacet
Ailerons	Gouverne de profondeur	Gouverne de direction

La démarche est de créer des erreurs entre les valeurs réelles et les valeurs désirées :

$$\begin{aligned} e_{\dot{\chi}\gamma} &= f_{\chi\gamma}(e_{\chi\gamma}) + g_{\chi\gamma}(e_{\chi\gamma})e_{\mu\alpha\beta} \\ e_{\dot{\mu}\alpha\beta} &= f_{\mu\alpha\beta}(e_{\chi\gamma}, e_{\mu\alpha\beta}) + g_{\mu\alpha\beta}(e_{\chi\gamma}, e_{\mu\alpha\beta})e_{PQR} \\ e_{\dot{P}QR} &= f_{PQR}(e_{\chi\gamma}, e_{\mu\alpha\beta}, e_{PQR}) + g_{PQR}(e_{\chi\gamma}, e_{\mu\alpha\beta}, e_{PQR})u \end{aligned} \quad (3.14)$$

Où :

$$\blacksquare e_{\chi\gamma} = \begin{pmatrix} \chi - \chi_{des} \\ \gamma - \gamma_{des} \end{pmatrix}, e_{\mu\alpha\beta} = \begin{pmatrix} \mu - \mu_{des} \\ \alpha - \alpha_{des} \\ \beta - \beta_{des} \end{pmatrix}, e_{PQR} = \begin{pmatrix} P - P_{des} \\ Q - Q_{des} \\ R - R_{des} \end{pmatrix}, u = \begin{pmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{pmatrix};$$

$$\bullet \quad e_{\dot{\chi}\gamma} = \begin{pmatrix} \dot{\chi} \\ \dot{\gamma} \end{pmatrix}, e_{\dot{\mu}\alpha\beta} = \begin{pmatrix} \dot{\mu} - \dot{\mu}_{des} \\ \dot{\alpha} - \dot{\alpha}_{des} \\ \dot{\beta} \end{pmatrix}, e_{\dot{P}QR} = \begin{pmatrix} \dot{P} - \dot{P}_{des} \\ \dot{Q} - \dot{Q}_{des} \\ \dot{R} - \dot{R}_{des} \end{pmatrix}$$

Comme l'équation 3.14 le met en valeur, le processus est de dériver l'erreur $e_{\chi\gamma}$ afin de faire apparaître l'erreur $e_{\mu\alpha\beta}$, puis de dériver cette erreur $e_{\mu\alpha\beta}$ pour faire apparaître e_{PQR} , puis de dériver cette erreur e_{PQR} pour faire apparaître l'entrée u . Une fois, que l'entrée apparaît dans les équations, il est possible de résoudre le système. La figure 3.5 illustre le schéma bloc utilisé pour le contrôleur.

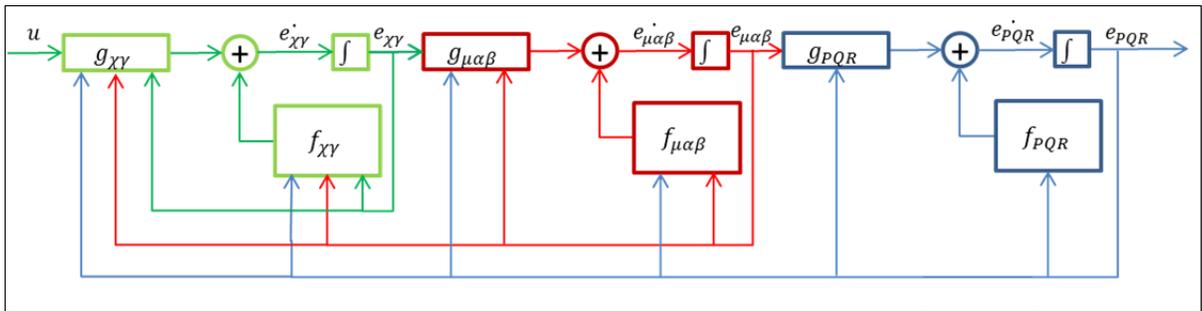


Figure 3.5 Schéma bloc du Backstepping

3.3.1 Contrôleur pour l'angle de montée

Le processus du contrôle de l'angle de montée (figure 3.6) est de dériver l'angle de montée γ afin de faire apparaître l'angle d'attaque α puis de dériver cet angle α afin de faire apparaître la vitesse de tangage q puis de dériver cette vitesse q afin de faire apparaître l'actionneur δ_e . Une fois, que l'actionneur δ_e apparaît dans les équations, il est possible de résoudre le système. Toutes ces variables sont présentées à la figure 3.7.

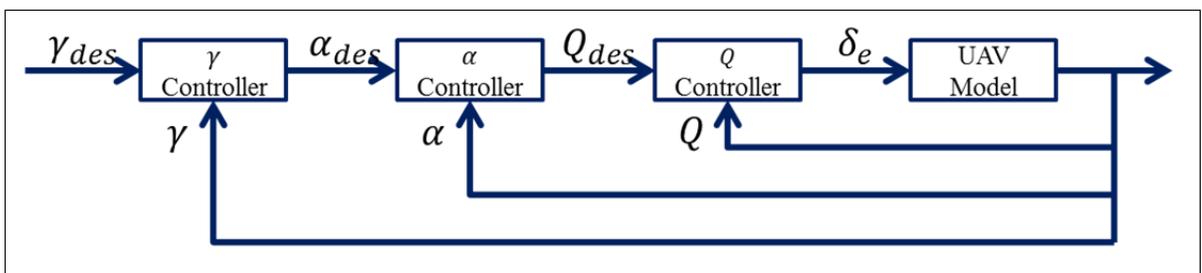


Figure 3.6 Schéma bloc angle de montée

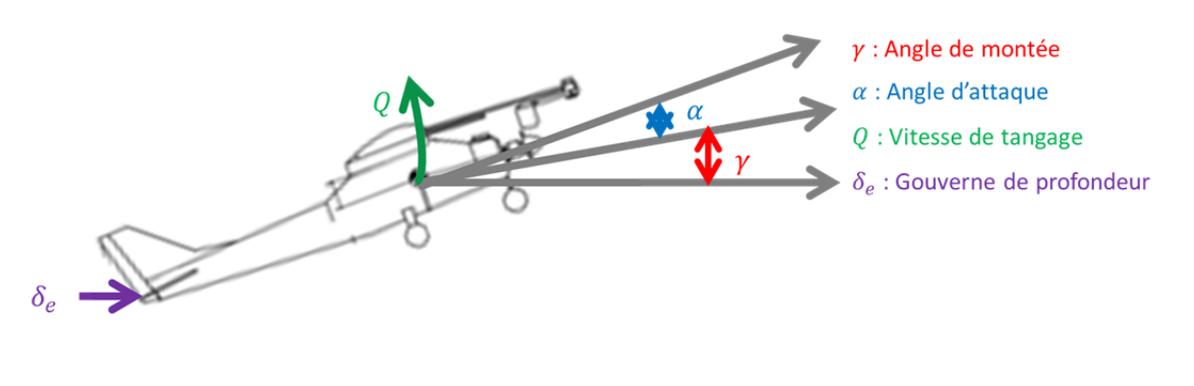


Figure 3.7 Angle de montée et angle d'attaque

Les équations utilisées ont été développées dans le chapitre 2. Pour l'angle de montée, le système à contrôler est :

$$\dot{\gamma} = \frac{-\sin\mu(F_D \sin\beta + Y \cos\beta) - mg \cos\gamma + \cos\mu F_L}{mV} + \frac{T \sin\beta \sin\mu}{mV} \cos\alpha + \frac{\cos\mu T}{mV} \sin\alpha \quad (3.15)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{-F_L}{mV \cos\beta} + \frac{1}{mV \cos\beta} (-T \sin\alpha + mg \cos\gamma \cos\mu) + Q - \tan\beta (P \cos\alpha + R \sin\alpha) \quad (3.16)$$

$$\dot{Q} = (c_5 P - c_7 M_{Turbine}) R - c_6 (P^2 - R^2) + c_7 M \quad (3.17)$$

$$M = q S c C_M \quad (3.18)$$

$$C_M = C_{M_0}(\alpha, \beta) + C_{M_q}(\alpha) \frac{c}{2V} Q + C_{M_{\delta_e}}(\alpha) \delta_e \quad (3.19)$$

Afin d'éclaircir les calculs, le système du troisième ordre est simplifié. Les détails sont donnés dans l'annexe III:

$$\dot{\gamma} = f_\gamma(\gamma) + g_{\gamma c}(\gamma) \cos\alpha + g_{\gamma s}(\gamma) \sin\alpha \quad (3.20)$$

$$\dot{\alpha} = f_\alpha(\gamma, \alpha) + g_\alpha(\gamma, \alpha) Q \quad (3.21)$$

$$\dot{Q} = f_Q(\gamma, \alpha, Q) + g_Q(\gamma, \alpha, Q) \delta_e \quad (3.22)$$

Premièrement, il s'agit d'étudier le système 3.20. L'erreur dynamique est :

$$e_\gamma = \gamma - \gamma_{des} \quad (3.23)$$

$$\dot{e}_\gamma = \dot{\gamma} \quad (3.24)$$

$$\dot{e}_\gamma = f_\gamma(\gamma) + g_{\gamma c}(\gamma)\cos\alpha + g_{\gamma s}(\gamma)\sin\alpha \quad (3.25)$$

$$\dot{e}_\gamma = -k_\gamma e_\gamma + k_\gamma e_\gamma + f_\gamma(\gamma) + g_{\gamma c}(\gamma)\cos\alpha + g_{\gamma s}(\gamma)\sin\alpha \quad (3.26)$$

Si α était l'entrée du système 3.26, il suffirait de choisir α de la forme :

$$k_\gamma e_\gamma + f_\gamma(\gamma) + g_{\gamma c}(\gamma)\cos\alpha + g_{\gamma s}(\gamma)\sin\alpha = 0 \quad (3.27)$$

$$\alpha = 2 \operatorname{atan} \left(\frac{g_{\gamma c}(\gamma) \pm \sqrt{g_{\gamma c}(\gamma)^2 + k_\gamma e_\gamma f_\gamma(\gamma)^2 - g_{\gamma s}(\gamma)^2}}{k_\gamma e_\gamma f_\gamma(\gamma) + g_{\gamma s}(\gamma)} \right) \quad (3.28)$$

Cela donnerait une relation linéaire pour le système 3.26 :

$$\dot{e}_\gamma = -k_\gamma e_\gamma \quad (3.29)$$

Afin de stabiliser ce système, il faut définir une fonction de Lyapunov :

$$V_\gamma(e_\gamma) = \frac{1}{2} e_\gamma^2 \quad (3.30)$$

Désormais, il faut s'assurer que la dérivée de cette fonction de Lyapunov $\dot{V}_\gamma(e_\gamma)$ est négative :

$$\begin{aligned} \dot{V}_\gamma(e_\gamma) &= e_\gamma \cdot \dot{e}_\gamma \\ \dot{V}_\gamma &= -k_\gamma e_\gamma^2 < 0 \quad k_\gamma > 0 \end{aligned} \quad (3.31)$$

La dérivée de la fonction de Lyapunov $\dot{V}_\gamma(e_\gamma)$ est définie négative. Le système 3.26 est donc asymptotiquement stable.

Si α était l'entrée du système 3.26, il suffirait de choisir la valeur désirée de l'angle d'attaque α_{des} :

$$\alpha_{des} = 2 \operatorname{atan} \left(\frac{g_{\gamma c}(\gamma) \pm \sqrt{g_{\gamma c}(\gamma)^2 + k_{\gamma} e_{\gamma} f_{\gamma}(\gamma)^2 - g_{\gamma s}(\gamma)^2}}{k_{\gamma} e_{\gamma} f_{\gamma}(\gamma) + g_{\gamma s}(\gamma)} \right) \quad (3.32)$$

Cependant, α n'est pas une entrée de ce système, α_{des} est donc utilisée pour définir une nouvelle variable d'état :

$$e_{\alpha} = \alpha - \alpha_{des} \quad (3.33)$$

Avec cette nouvelle variable d'état, le système 3.26 devient :

$$\dot{e}_{\gamma} = -k_{\gamma} e_{\gamma} + e_{\alpha} \quad (3.34)$$

Deuxièmement, il s'agit d'étudier cette nouvelle variable en utilisant l'équation 3.21. L'erreur dynamique de ce système est :

$$e_{\alpha} = \alpha - \alpha_{des} \quad (3.35)$$

$$\dot{e}_{\alpha} = \dot{\alpha} - \dot{\alpha}_{des} \quad (3.36)$$

$$\dot{e}_{\alpha} = f_{\alpha}(\gamma, \alpha) + g_{\alpha}(\gamma, \alpha)Q - \dot{\alpha}_{des} \quad (3.37)$$

$$\dot{e}_{\alpha} = -k_{\alpha} e_{\alpha} - e_{\gamma} + k_{\alpha} e_{\alpha} + e_{\gamma} + f_{\alpha}(\gamma, \alpha) + g_{\alpha}(\gamma, \alpha)Q - \dot{\alpha}_{des} \quad (3.38)$$

Si Q était l'entrée du système 3.38, il suffirait de choisir Q de la forme :

$$\begin{aligned} k_{\alpha} e_{\alpha} + e_{\gamma} + f_{\alpha}(\gamma, \alpha) + g_{\alpha}(\gamma, \alpha)Q - \dot{\alpha}_{des} &= 0 \\ Q &= \frac{\dot{\alpha}_{des} - k_{\alpha} e_{\alpha} - f_{\alpha}(\gamma, \alpha) - e_{\gamma}}{g_{\alpha}(\gamma, \alpha)} \end{aligned} \quad (3.39)$$

Cela donnerait une relation linéaire pour le système 3.38:

$$\dot{e}_{\alpha} = -k_{\alpha} e_{\alpha} \quad (3.40)$$

Afin de stabiliser ce système, il faut définir une fonction de Lyapunov :

$$V_{\alpha}(e_{\gamma}, e_{\alpha}) = \frac{1}{2} e_{\gamma}^2 + \frac{1}{2} e_{\alpha}^2 \quad (3.41)$$

Désormais, il faut s'assurer que la dérivée de cette fonction de Lyapunov $\dot{V}_{\alpha}(e_{\gamma}, e_{\alpha})$ est négative :

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\alpha}(e_{\gamma}, e_{\alpha}) &= e_{\gamma} \cdot \dot{e}_{\gamma} + e_{\alpha} \cdot \dot{e}_{\alpha} \\ \dot{V}_{\alpha}(e_{\gamma}, e_{\alpha}) &= e_{\gamma}(-k_{\gamma}e_{\gamma} + e_{\alpha}) + e_{\alpha} \cdot \dot{e}_{\alpha} - k_{\alpha}e_{\alpha}^2 + k_{\alpha}e_{\alpha}^2 \\ \dot{V}_{\alpha}(e_{\gamma}, e_{\alpha}) &= -k_{\gamma}e_{\gamma}^2 - k_{\alpha}e_{\alpha}^2 + e_{\alpha}(\dot{e}_{\alpha} + k_{\alpha}e_{\alpha} + e_{\gamma}) < 0 \quad k_{\alpha} > 0 \end{aligned} \quad (3.42)$$

La dérivée de la fonction de Lyapunov $\dot{V}_{\alpha}(e_{\gamma}, e_{\alpha})$ est définie négative. Le système 3.38 est donc asymptotiquement stable.

Si Q était l'entrée du système 3.38, il suffirait de choisir la valeur désirée de l'angle de tangage Q_{des} :

$$Q_{des} = \frac{\dot{\alpha}_{des} - k_{\alpha}e_{\alpha} - f_{\alpha}(\gamma, \alpha) - e_{\gamma}}{g_{\alpha}(\gamma, \alpha)} \quad (3.43)$$

Cependant, Q n'est pas une entrée de ce système, Q_{des} est donc utilisée pour définir une nouvelle variable d'état :

$$e_Q = Q - Q_{des} \quad (3.44)$$

Avec cette nouvelle variable d'état, le système 3.38 devient :

$$\dot{e}_{\alpha} = -k_{\alpha}e_{\alpha} + e_Q - e_{\gamma} \quad (3.45)$$

Troisièmement, il s'agit d'étudier cette nouvelle variable en utilisant l'équation 3.22. L'erreur dynamique de ce système est :

$$e_Q = Q - Q_{des} \quad (3.46)$$

$$\dot{e}_Q = \dot{Q} - \dot{Q}_{des} \quad (3.47)$$

$$\dot{e}_Q = f_Q(\gamma, \alpha, Q) + g_Q(\gamma, \alpha, Q)\delta_e - \dot{Q}_{des} \quad (3.48)$$

Afin de stabiliser ce système, il faut définir une fonction de Lyapunov :

$$V_Q(e_\gamma, e_\alpha, e_Q) = \frac{1}{2}e_\gamma^2 + \frac{1}{2}e_\alpha^2 + \frac{1}{2}e_Q^2 \quad (3.49)$$

Désormais, il faut s'assurer que la dérivée de cette fonction de Lyapunov $\dot{V}_Q(e_\gamma, e_\alpha, e_Q)$ est négative :

$$\begin{aligned} \dot{V}_Q(e_\gamma, e_\alpha, e_Q) &= e_\gamma \cdot \dot{e}_\gamma + e_\alpha \cdot \dot{e}_\alpha + e_Q \cdot \dot{e}_Q \\ \dot{V}_Q(e_\gamma, e_\alpha, e_Q) &= e_\gamma(-k_\gamma e_\gamma + \dot{e}_\alpha) + e_\alpha(-k_\alpha e_\alpha + \dot{e}_Q - \dot{e}_\gamma) + e_Q \cdot \dot{e}_Q + k_Q e_Q^2 - k_Q e_Q^2 \\ \dot{V}_Q(e_\gamma, e_\alpha, e_Q) &= -k_\gamma e_\gamma^2 - k_\alpha e_\alpha^2 - k_Q e_Q^2 + e_Q(e_\alpha + k_Q e_Q + \dot{e}_Q) \quad k_Q > 0 \end{aligned} \quad (3.50)$$

Afin que $\dot{V}_Q(e_\gamma, e_\alpha, e_Q) < 0$, il faut que :

$$e_\alpha + k_Q e_Q + \dot{e}_Q = 0 \quad (3.51)$$

Il faut donc que :

$$e_\alpha + k_Q e_Q + f_Q(\gamma, \alpha, Q) + g_Q(\gamma, \alpha, Q)\delta_e - \dot{Q}_{des} = 0 \quad (3.52)$$

3.3.2 Contrôleur pour l'angle de cap

Le processus du contrôle de l'angle de cap (figure 3.8) est de dériver l'angle de cap χ afin de faire apparaître l'angle d'inclinaison μ puis de dériver cet angle μ afin de faire apparaître la

vitesse de roulis p et la vitesse de lacet r puis de dériver ces vitesses p et r afin de faire apparaître l'actionneur δ_a et l'actionneur δ_r . Une fois, que les actionneurs δ_a et δ_r apparaît dans les équations, il est possible de résoudre le système. Toutes ces variables sont présentées dans les figures 3.9 et 3.10.

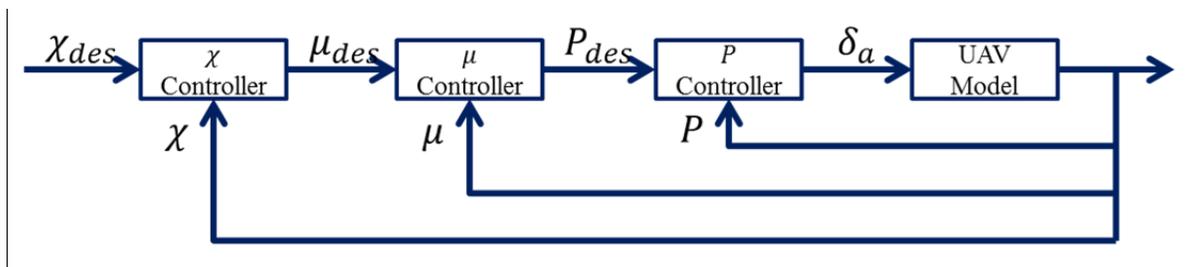


Figure 3.8 Schéma bloc Angle de cap

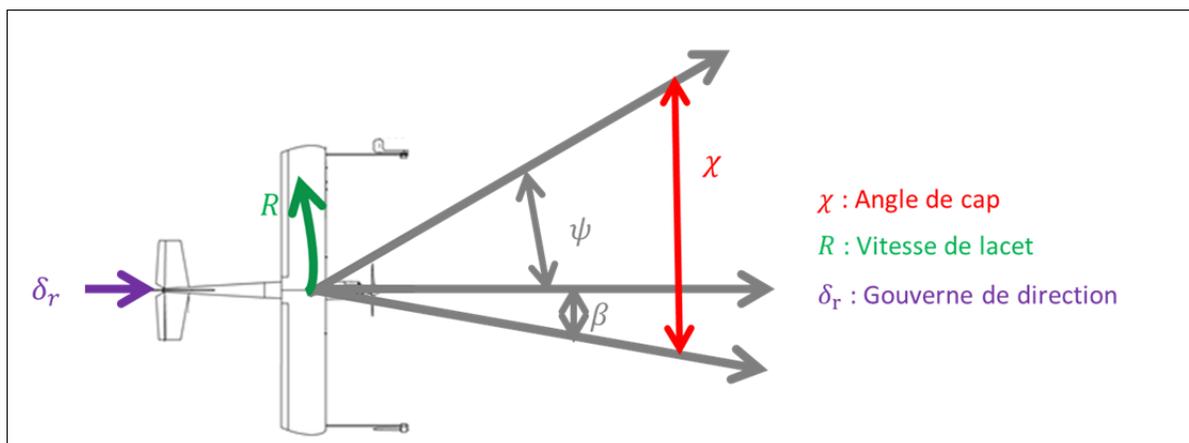


Figure 3.9 Angle de cap

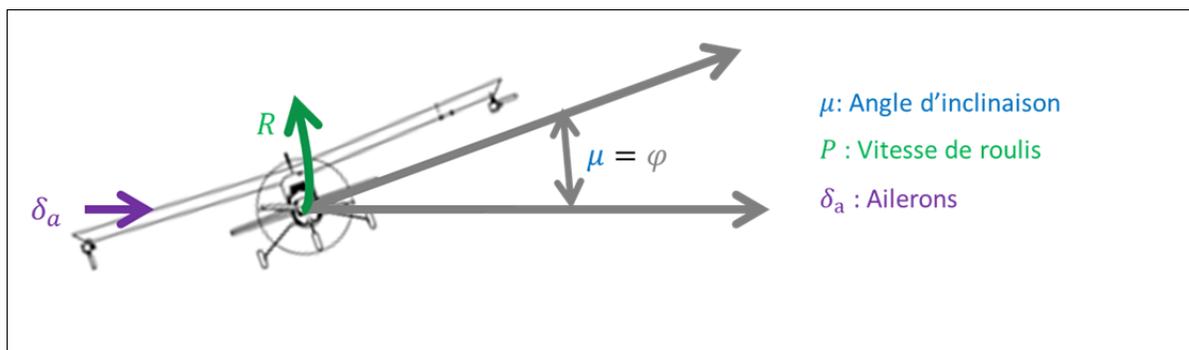


Figure 3.10 Angle d'inclinaison

Les équations utilisées ont été développées dans le chapitre 2. Pour l'angle de cap, le système à contrôler est :

$$\dot{\chi} = \frac{F_D \sin\beta + Y \cos\beta - T \cos\alpha \sin\beta}{mV \cos\gamma} \cos\mu + \frac{F_L + T \sin\alpha}{mV \cos\gamma} \sin\mu \quad (3.53)$$

$$\begin{aligned} \dot{\mu} = & \frac{1}{mV} (F_D \sin\beta \tan\gamma \cos\mu + Y \cos\beta \tan\gamma \cos\mu + F_L (\tan\beta + \tan\gamma \sin\mu)) \\ & + \frac{1}{mV} (T (\sin\alpha \tan\gamma \sin\mu + \sin\alpha \tan\beta - \cos\alpha \sin\beta \tan\gamma \cos\mu) \\ & - mg \tan\beta \cos\gamma \cos\mu) + \frac{P \cos\alpha + R \sin\alpha}{\cos\beta} \end{aligned} \quad (3.54)$$

$$\dot{P} = (c_1 R + c_2 P + c_4 M_{Turbine}) Q + c_3 L + c_4 N \quad (3.55)$$

$$L = q S b C_L + L_T \quad (3.56)$$

$$N = q S b C_N \quad (3.57)$$

$$C_L = C_{L_0}(\alpha, \beta) + \frac{b}{2V} (C_{Lp}(\alpha) P + C_{Lr}(\alpha) R) + C_{L\delta_a}(\alpha) \delta_a + C_{L\delta_r}(\alpha) \delta_r \quad (3.58)$$

$$C_N = C_{N_0}(\alpha, \beta) + \frac{b}{2V} (C_{Np}(\alpha) P + C_{Nr}(\alpha) R) + C_{N\delta_a}(\alpha) \delta_a + C_{N\delta_r}(\alpha) \delta_r \quad (3.59)$$

Afin d'éclaircir les calculs, le système du troisième ordre est simplifié. Les détails sont donnés dans l'annexe III:

$$\dot{\chi} = f_\chi(\chi) + g_{\chi c}(\chi) \cos\mu + g_{\chi s}(\chi) \sin\mu \quad (3.60)$$

$$\dot{\mu} = f_\mu(\chi, \mu) + g_\mu(\chi, \mu) P \quad (3.61)$$

$$\dot{P} = f_P(P, \chi, \mu) + g_{Pa}(\chi, \mu, P) \delta_a + g_{Pr}(\chi, \mu, P) \delta_r \quad (3.62)$$

Premièrement, il s'agit d'étudier le système 3.60. L'erreur dynamique est :

$$e_\chi = \chi - \chi_{des} \quad (3.63)$$

$$\dot{e}_\chi = \dot{\chi} \quad (3.64)$$

$$e_\chi = f_\chi(\chi) + g_{\chi c}(\chi) \cos\mu + g_{\chi s}(\chi) \sin\mu \quad (3.65)$$

$$\dot{e}_\chi = -k_\chi e_\chi + k_\chi e_\chi + f_\chi(\chi) + g_{\chi c}(\chi) \cos\mu + g_{\chi s}(\chi) \sin\mu \quad (3.66)$$

Si μ était l'entrée du système 3.66, il suffirait de choisir μ de la forme :

$$k_\chi e_\chi + f_\chi(\chi) + g_{\chi c}(\chi) \cos \mu + g_{\chi s}(\chi) \sin \mu = 0 \quad (3.67)$$

$$\mu = 2 \operatorname{atan} \left(\frac{g_{\chi c}(\chi) \pm \sqrt{g_{\chi c}(\chi)^2 + k_\chi e_\chi f_\chi(\chi)^2 - g_{\chi s}(\chi)^2}}{k_\chi e_\chi f_\chi(\chi) + g_{\chi s}(\chi)} \right) \quad (3.68)$$

Cela donnerait une relation linéaire pour le système 3.66 :

$$\dot{e}_\chi = -k_\chi e_\chi \quad (3.69)$$

Afin de stabiliser ce système, il faut définir une fonction de Lyapunov :

$$V_\chi(e_\chi) = \frac{1}{2} e_\chi^2 \quad (3.70)$$

Désormais, il faut s'assurer que la dérivée de cette fonction de Lyapunov $\dot{V}_\chi(e_\chi)$ est négative :

$$\dot{V}_\chi(e_\chi) = e_\chi \cdot \dot{e}_\chi \quad (3.71)$$

$$\dot{V}_\chi(e_\chi) = -k_\chi e_\chi^2 < 0 \quad k_\chi > 0 \quad (3.72)$$

La dérivée de la fonction de Lyapunov $\dot{V}_\chi(e_\chi)$ est définie négative. Le système 3.66 est donc asymptotiquement stable.

Si μ était l'entrée du système 3.66, il suffirait de choisir la valeur désirée de l'angle d'inclinaison μ_{des} :

$$\mu_{des} = 2 \operatorname{atan} \left(\frac{g_{\gamma c}(\gamma) \pm \sqrt{g_{\gamma c}(\gamma)^2 + k_{\gamma} e_{\gamma} f_{\gamma}(\gamma)^2 - g_{\gamma s}(\gamma)^2}}{k_{\gamma} e_{\gamma} f_{\gamma}(\gamma) + g_{\gamma s}(\gamma)} \right) \quad (3.73)$$

Cependant, μ n'est pas une entrée de ce système, μ_{des} est donc utilisée pour définir une nouvelle variable d'état :

$$e_{\mu} = \mu - \mu_{des} \quad (3.74)$$

Avec cette nouvelle variable d'état, le système 3.66 devient :

$$\dot{e}_{\chi} = -k_{\chi} e_{\chi} + e_{\mu} \quad (3.75)$$

Deuxièmement, il s'agit d'étudier cette nouvelle variable en utilisant l'équation 3.61. L'erreur dynamique de ce système est :

$$e_{\mu} = \mu - \mu_{des} \quad (3.76)$$

$$\dot{e}_{\mu} = \dot{\mu} - \dot{\mu}_{des} \quad (3.77)$$

$$\dot{e}_{\mu} = f_{\mu}(\chi, \mu) + g_{\mu}(\chi, \mu)P - \dot{\mu}_{des} \quad (3.78)$$

$$\dot{e}_{\mu} = -k_{\mu} e_{\mu} - e_{\chi} + k_{\mu} e_{\mu} + e_{\chi} + f_{\mu}(\chi, \mu) + g_{\mu}(\chi, \mu)P - \dot{\mu}_{des} \quad (3.79)$$

Si P était l'entrée du système 3.79, il suffirait de choisir P de la forme :

$$k_{\mu} e_{\mu} + f_{\mu}(\chi, \mu) + g_{\mu}(\chi, \mu)P - \dot{\mu}_{des} = 0 \quad (3.80)$$

$$P = \frac{\dot{\mu}_{des} - k_{\mu} e_{\mu} - f_{\mu}(\chi, \mu)}{g_{\mu}(\chi, \mu)} \quad (3.81)$$

Cela donnerait une relation linéaire pour le système 3.79 :

$$\dot{e}_{\mu} = -k_{\mu} e_{\mu} \quad (3.82)$$

Afin de stabiliser ce système, il faut définir une fonction de Lyapunov :

$$V_{\mu}(e_{\chi}, e_{\mu}) = \frac{1}{2}e_{\chi}^2 + \frac{1}{2}e_{\mu}^2 \quad (3.83)$$

Désormais, il faut s'assurer que la dérivée de cette fonction de Lyapunov $\dot{V}_{\mu}(e_{\chi}, e_{\mu})$ est négative :

$$\dot{V}_{\mu}(e_{\chi}, e_{\mu}) = e_{\chi} \cdot \dot{e}_{\chi} + e_{\mu} \cdot \dot{e}_{\mu} \quad (3.84)$$

$$\dot{V}_{\mu}(e_{\chi}, e_{\mu}) = e_{\chi}(-k_{\chi}e_{\chi} + e_{\mu}) + e_{\mu} \cdot \dot{e}_{\mu} - k_{\mu}e_{\mu}^2 + k_{\mu}e_{\mu}^2 \quad (3.85)$$

$$\dot{V}_{\mu}(e_{\chi}, e_{\mu}) = -k_{\chi}e_{\chi}^2 - k_{\mu}e_{\mu}^2 + e_{\mu}(\dot{e}_{\mu} + k_{\mu}e_{\mu} + e_{\chi}) < 0 \quad k_{\mu} > 0 \quad (3.86)$$

La dérivée de la fonction de Lyapunov $\dot{V}_{\mu}(e_{\chi}, e_{\mu})$ est définie négative. Le système 3.79 est donc asymptotiquement stable.

Si P était l'entrée du système 3.79, il suffirait de choisir la valeur désirée de l'angle de tangage P_{des} :

$$P_{des} = \frac{\dot{\mu}_{des} - k_{\mu}e_{\mu} - f_{\mu}(\chi, \mu) - e_{\chi}}{g_{\mu}(\chi, \mu)} \quad (3.87)$$

Cependant, P n'est pas une entrée de ce système, P_{des} est donc utilisée pour définir une nouvelle variable d'état :

$$e_p = P - P_{des} \quad (3.88)$$

Avec cette nouvelle variable d'état, le système 3.79 devient :

$$\dot{e}_{\mu} = -k_{\mu}e_{\mu} + e_p - e_{\chi} \quad (3.89)$$

Troisièmement, il s'agit d'étudier cette nouvelle variable en utilisant l'équation 3.62. La dynamique de la nouvelle variable d'état est :

$$\dot{e}_P = \dot{P} - \dot{P}_{des} \quad (3.90)$$

$$\dot{e}_P = f_P(\chi, \mu, P) + g_P(\chi, \mu, P)\delta_a + g_P(\chi, \mu, P)\delta_R - \dot{P}_{des} \quad (3.91)$$

Afin de stabiliser ce système, il faut définir une fonction de Lyapunov :

$$V_P(e_\chi, e_\mu, e_P) = \frac{1}{2}e_\chi^2 + \frac{1}{2}e_\mu^2 + \frac{1}{2}e_P^2 \quad (3.92)$$

Désormais, il faut s'assurer que la dérivée de cette fonction de Lyapunov $\dot{V}_P(e_P)$ est négative :

$$\dot{V}_P(e_\chi, e_\mu, e_P) = e_\chi \cdot \dot{e}_\chi + e_\mu \cdot \dot{e}_\mu + e_P \cdot \dot{e}_P \quad (3.93)$$

$$\dot{V}_P(e_\chi, e_\mu, e_P) = e_\chi(-k_\chi e_\chi + \dot{e}_\mu) + e_\mu(-k_\mu e_\mu + e_P - e_\chi) + e_P \cdot \dot{e}_P + k_P e_P^2 - k_P e_P^2 \quad (3.94)$$

$$\dot{V}_P(e_\chi, e_\mu, e_P) = -k_\chi e_\chi^2 - k_\mu e_\mu^2 - k_P e_P^2 + e_P(e_\mu + k_P e_P + \dot{e}_P) \quad k_P > 0 \quad (3.95)$$

Afin que $\dot{V}_P(e_\chi, e_\mu, e_P) < 0$, il faut que :

$$e_\mu + k_P e_P + \dot{e}_P = 0 \quad (3.96)$$

Il faut donc que

$$e_\mu + k_P e_P + f_P(\chi, \mu, P) + g_P(\chi, \mu, P)\delta_a + g_P(\chi, \mu, P)\delta_R - \dot{P}_{des} = 0 \quad (3.97)$$

3.3.3 Contrôleur pour l'angle de dérapage

Le processus du contrôle de l'angle de dérapage (figure 3.11) est de dériver l'angle de dérapage β afin de faire apparaître la vitesse de lacet r puis de dériver cette vitesse r afin de

faire apparaître l'actionneur δ_r . Une fois, que l'actionneur δ_r apparaît dans les équations, il est possible de résoudre le système. Toutes ces variables sont présentées dans la figure 3.12.

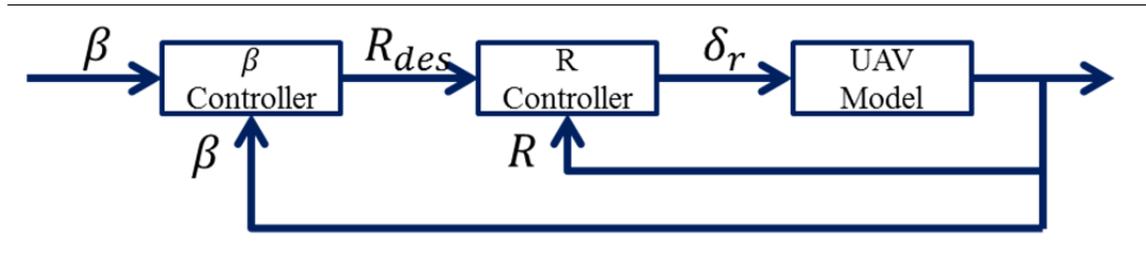


Figure 3.11 Schéma bloc Angle de montée

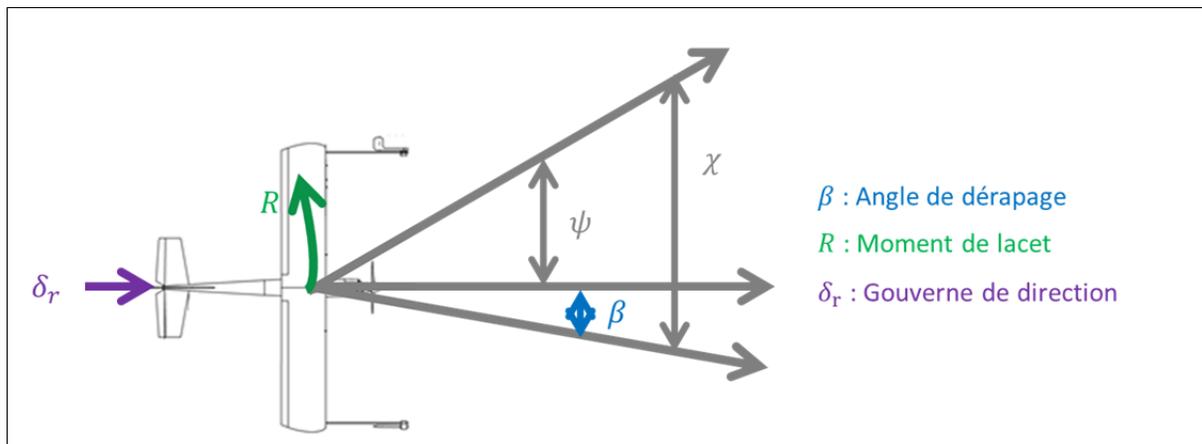


Figure 3.12 Angle de dérapage

Les équations utilisées ont été développées dans le chapitre 2. Pour l'angle de montée, le système à contrôler est :

$$\dot{\beta} = \frac{1}{mV} (F_D \sin \beta + Y \cos \beta) + \frac{1}{mV} (-T \sin \beta \cos \alpha + mg \cos \gamma \sin \mu) + P \sin \alpha - R \cos \alpha \quad (3.98)$$

$$\dot{R} = (c_8 P - c_2 R + c_9 M_{Turbine}) Q + c_4 L + c_9 N \quad (3.99)$$

$$L = qSbC_L + L_T \quad (3.100)$$

$$N = qSbC_N \quad (3.101)$$

$$C_L = C_{L_0}(\alpha, \beta) + \frac{b}{2V} (C_{Lp}(\alpha)P + C_{Lr}(\alpha)R) + C_{L\delta_a}(\alpha)\delta_a + C_{L\delta_r}(\alpha)\delta_r \quad (3.102)$$

$$C_N = C_{N_0}(\alpha, \beta) + \frac{b}{2V} (C_{Np}(\alpha)P + C_{Nr}(\alpha)R) + C_{N\delta_a}(\alpha)\delta_a + C_{N\delta_r}(\alpha)\delta_r \quad (3.103)$$

Afin d'éclaircir les calculs, le système du troisième ordre est simplifié. Les détails sont donnés dans l'annexe III:

$$\dot{\beta} = f_\beta(\beta) + g_\beta(\beta)R \quad (3.104)$$

$$\dot{R} = f_R(R, \beta) + g_{Ra}(\beta, R)\delta_a + g_{Rr}(\beta, R)\delta_r \quad (3.105)$$

Premièrement, il s'agit d'étudier le système 3.104. L'erreur dynamique de ce système est :

$$e_\beta = \beta - \beta_{des} \quad (3.106)$$

$$\dot{e}_\beta = \dot{\beta} \quad (3.107)$$

$$\dot{e}_\beta = f_\beta(\beta) + g_\beta(\beta)R \quad (3.108)$$

$$\dot{e}_\beta = -k_\beta e_\beta + k_\beta e_\beta + f_\beta(\beta) + g_\beta(\beta)R \quad (3.109)$$

Si R était l'entrée du système 3.109, il suffirait de choisir R de la forme :

$$k_\beta e_\beta + f_\beta(\beta) + g_\beta(\beta)R = 0 \quad (3.110)$$

$$R = \frac{-k_\beta e_\beta - f_\beta(\beta)}{g_\beta(\beta)} \quad (3.111)$$

Cela donnerait une relation linéaire pour le système 3.109

$$\dot{e}_\beta = -k_\beta e_\beta \quad (3.112)$$

Afin de stabiliser ce système, il faut définir une fonction de Lyapunov :

$$V_\beta(e_\beta) = \frac{1}{2} e_\beta^2 \quad (3.113)$$

Désormais, il faut s'assurer que la dérivée de cette fonction de Lyapunov $\dot{V}_\beta(e_\beta)$ est négative :

$$\dot{V}_\beta(e_\beta) = e_\beta \cdot \dot{e}_\beta \quad (3.114)$$

$$\dot{V}_\beta = -k_\beta e_\beta^2 < 0 \quad (3.115)$$

La dérivée de la fonction de Lyapunov $\dot{V}_\beta(e_\beta)$ est définie négative. Le système 3.109 est donc asymptotiquement stable.

Si R était l'entrée du système 3.109, il suffirait de choisir la valeur désirée de l'angle de tangage R_{des} :

$$R_{des} = \frac{-k_\beta e_\beta - f_\beta(\beta)}{g_\beta(\beta)} \quad (3.116)$$

Cependant, R n'est pas une entrée du système 3.109, R_{des} est donc utilisée pour définir une nouvelle variable d'état :

$$e_R = R - R_{des} \quad (3.117)$$

Avec cette nouvelle variable d'état, le système 3.109 devient :

$$\dot{e}_\beta = -k_\beta e_\beta + e_R \quad (3.118)$$

Deuxièmement, il s'agit d'étudier cette nouvelle variable en utilisant l'équation 3.105. La dynamique de la nouvelle variable d'état est :

$$\dot{e}_R = \dot{R} - \dot{R}_{des} \quad (3.119)$$

$$\dot{e}_R = f_R(R, \beta) + g_R(\beta, R)\delta_a + g_R(\beta, R)\delta_r - \dot{R}_{des} \quad (3.120)$$

Afin de stabiliser ce système, il faut définir une fonction de Lyapunov :

$$V_R(e_\beta, e_R) = \frac{1}{2} e_\beta^2 + \frac{1}{2} e_R^2 \quad (3.121)$$

Désormais, il faut s'assurer que la dérivée de cette fonction de Lyapunov $\dot{V}_\theta(e_\theta)$ est négative :

$$\dot{V}_R(e_\beta, e_R) = e_\beta \cdot \dot{e}_\beta + e_R \cdot \dot{e}_R \quad (3.122)$$

$$\dot{V}_R(e_\beta, e_R) = -k_\beta e_\beta^2 - k_R e_R^2 + e_R(e_\psi + k_R e_R + \dot{e}_R) \quad k_R > 0 \quad (3.123)$$

Afin que $\dot{V}_\theta < 0$, il faut que :

$$e_\beta + k_R e_R + \dot{e}_R = 0 \quad (3.124)$$

Il faut donc que

$$e_\beta + k_R e_R + f_R(R, \beta) + g_R(\beta, R)\delta_\alpha + g_R(\beta, R)\delta_r - \dot{R}_{des} = 0 \quad (3.125)$$

3.4 Commande

Grâce aux équations (3.52), (3.97), (3.125), le système à résoudre est :

$$\begin{cases} e_\mu + k_P e_P + f_P(\chi, \mu, P) + g_P(\chi, \mu, P)\delta_\alpha + g_P(\chi, \mu, P)\delta_R - \dot{P}_{des} = 0 \\ e_\alpha + k_Q e_Q + f_Q(\gamma, \alpha, Q) + g_Q(\gamma, \alpha, Q)\delta_e - \dot{Q}_{des} = 0 \\ e_\beta + k_R e_R + f_R(R, \beta) + g_R(\beta, R)\delta_\alpha + g_R(\beta, R)\delta_r - \dot{R}_{des} = 0 \end{cases} \quad (3.126)$$

Les entrées sont donc :

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \delta_a = \frac{\dot{R}_{des} - e_\beta - k_R e_R - f_R(R, \beta) + (e_\mu + k_P e_P + f_P(\chi, \mu, P) - \dot{P}_{des}) \frac{g_R(\beta, R)}{g_P(\chi, \mu, P)}}{\left(g_R(\beta, R) - g_P(\chi, \mu, P) \frac{g_R(\beta, R)}{g_P(\chi, \mu, P)} \right)} \\
 \delta_e = \frac{\dot{Q}_{des} - e_\alpha - k_Q e_Q - f_Q(\gamma, \alpha, Q)}{g_Q(\gamma, \alpha, Q)} \\
 \delta_r = \frac{\dot{P}_{des} - e_\mu - k_P e_P - f_P(\chi, \mu, P) + (e_\beta + k_R e_R + f_R(R, \beta) - \dot{R}_{des}) \frac{g_P(\chi, \mu, P)}{g_R(\beta, R)}}{\left(g_P(\chi, \mu, P) - g_R(\beta, R) \frac{g_P(\chi, \mu, P)}{g_R(\beta, R)} \right)}
 \end{array} \right. \quad (3.127)$$

La modélisation du système sous Simulink est présentée à la figure 3.13. Le modèle est détaillé à la figure 3.14 et le contrôleur est donné à la figure 3.15.

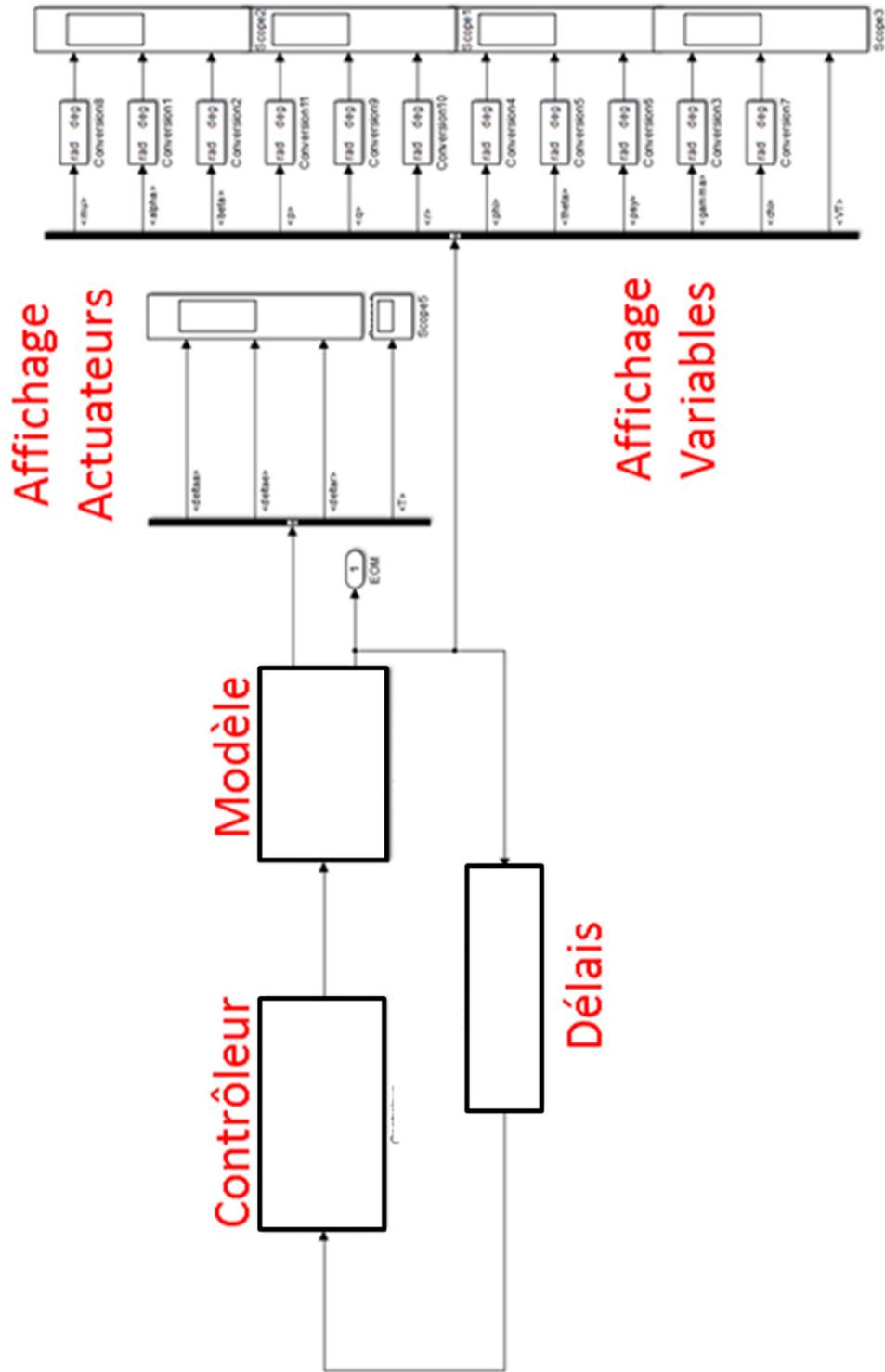


Figure 3.13 Système global du drone

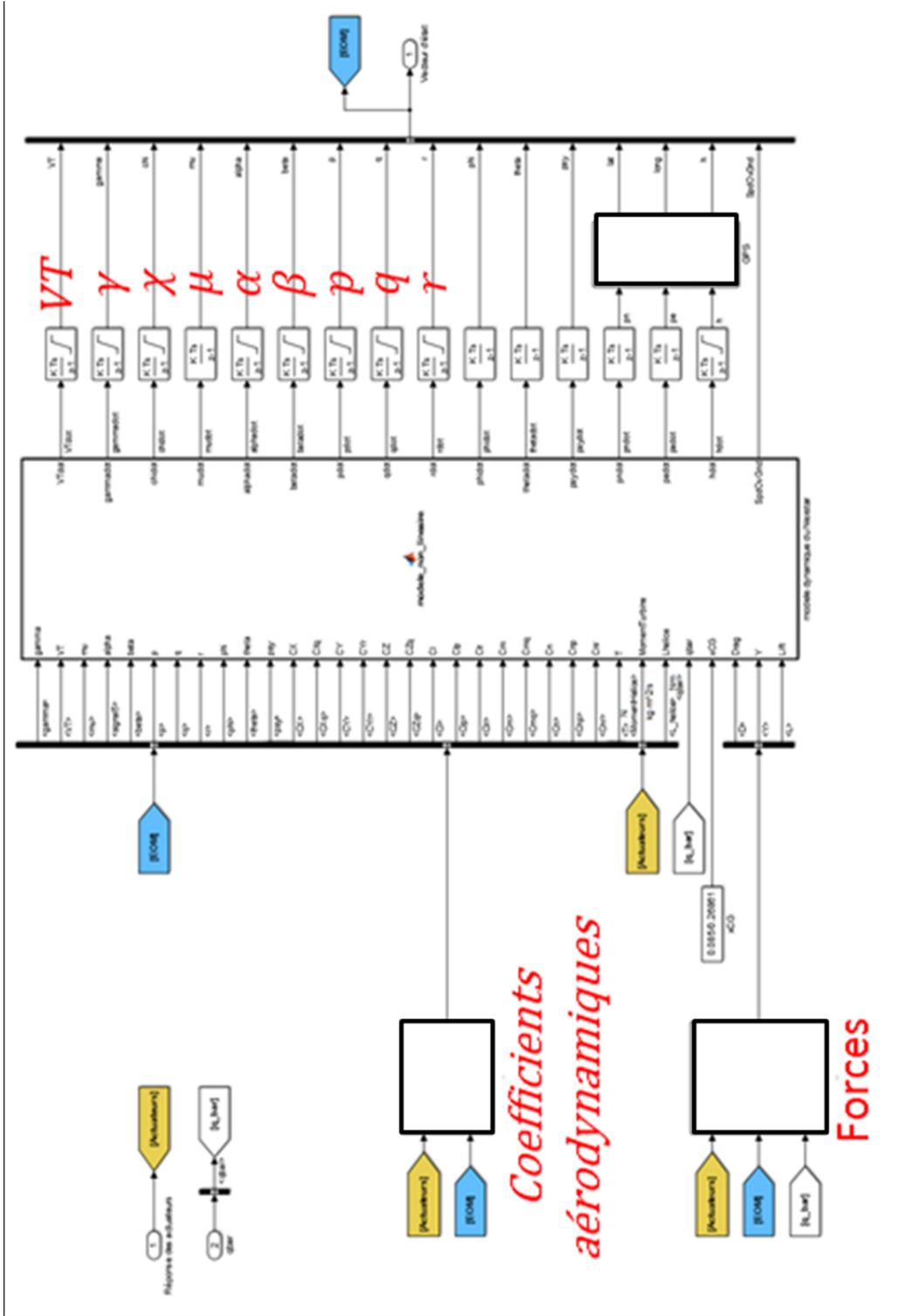


Figure 3.14 Modèle du drone

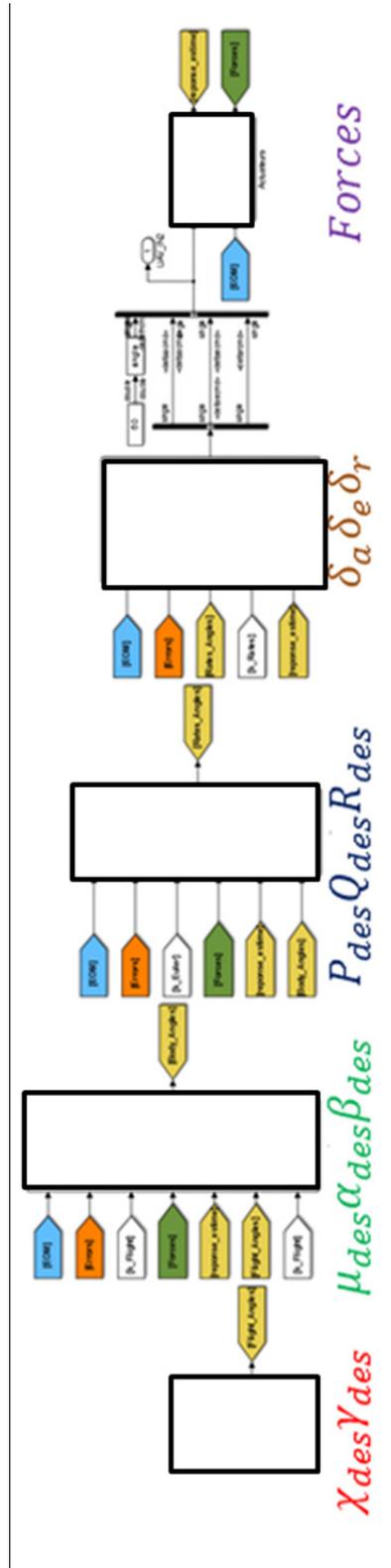


Figure 3.15 Contrôleur

Afin de garantir une bonne stabilité et des bonnes performances, les gains ont été ajustés :

- $k_{\chi} = 0.4$;
- $k_{\gamma} = 5$;
- $k_{\mu} = 1$;
- $k_{\alpha} = 1$;
- $k_{\beta} = 1$;
- $k_P = 15$;
- $k_Q = 1$;
- $k_R = 10$.

Ce chapitre a donc présenté la méthode de backstepping et son application pour un drone. Cette méthode utilise les fonctions de Lyapunov pour stabiliser le système. La méthode du backstepping est appliquée pour deux systèmes d'ordre 3 pour les angles de montée et de cap et un système d'ordre 2 pour l'angle de dérapage. Toutes les équations ont été implémentées sous Matlab/Simulink et les résultats sont donnés dans le prochain chapitre.

CHAPITRE 4

RÉSULTATS

Les simulations ont été réalisées sous Matlab/Simulink. Le temps de simulation est de 30 secondes. Le but est de pouvoir faire varier l'angle de montée et l'angle de cap vers des valeurs positives ou bien négatives et d'annuler l'angle de dérapage. Ces angles vont varier sous l'impulsion des trois actionneurs : les ailerons, la gouverne de profondeur, et la gouverne de direction. Les prochaines sous-parties concernent les différents angles à contrôler :

- Angle de cap ;
- Angle de montée ;
- Angle de dérapage.

4.1 Angle de montée

La figure 4.1 présente les quatre variables mises en jeu pour le contrôle de l'angle de montée :

- L'angle de montée γ ;
- L'angle d'attaque α ;
- La vitesse angulaire de tangage Q ;
- La gouverne de profondeur δ_e .

La gouverne de profondeur influence la vitesse angulaire de tangage qui influence l'angle d'attaque qui influence l'angle de montée.

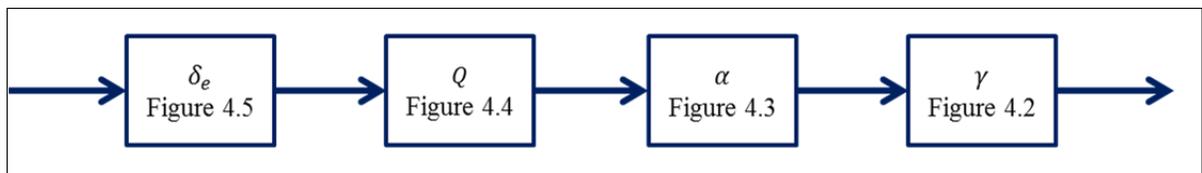


Figure 4.1 Figures du contrôle de l'angle de montée

La figure 4.2 représente l'angle de montée réel et l'angle de montée désiré. L'angle de montée désiré se divise en trois parties. La première partie impose à l'angle de montée de rester à 0° entre 0 et 10 sec. La deuxième partie impose à l'angle de montée de descendre à -10° entre 10s et 20s. La troisième partie impose à l'angle de montée de remonter à 0° entre 20 et 30 sec. La valeur réelle suit la valeur désirée avec une erreur en régime permanent de l'ordre de 5%. Le temps de réponse est inférieur à 2s.

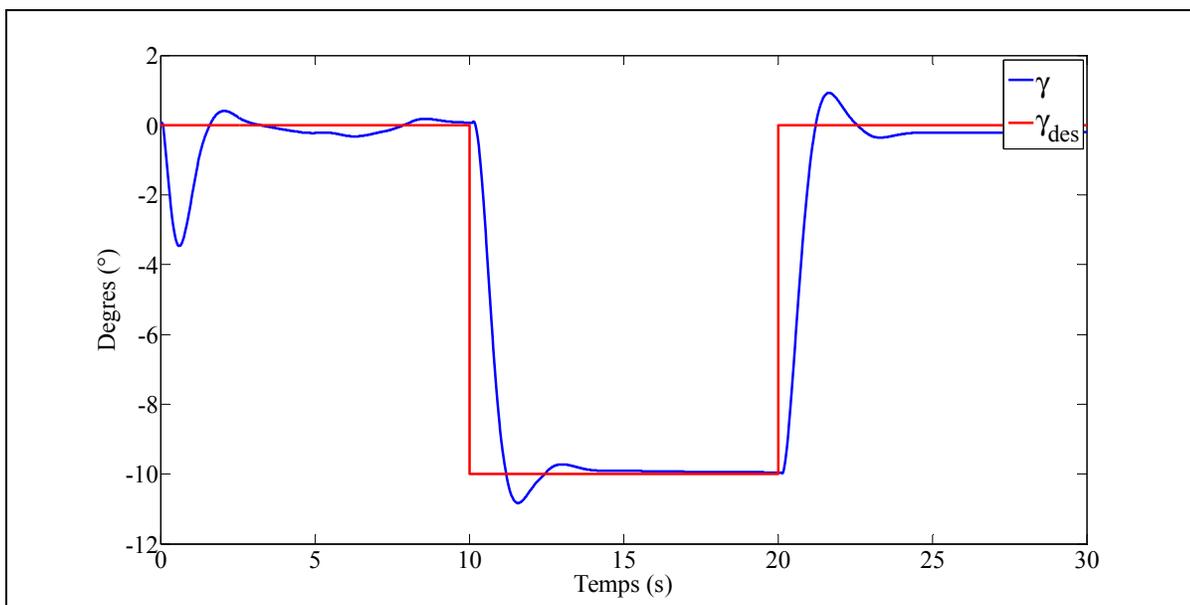


Figure 4.2 Courbes Angle de montée γ et Angle de montée désiré γ_{des}

Des changements dans l'angle de montée impliquent des changements dans l'angle d'attaque.

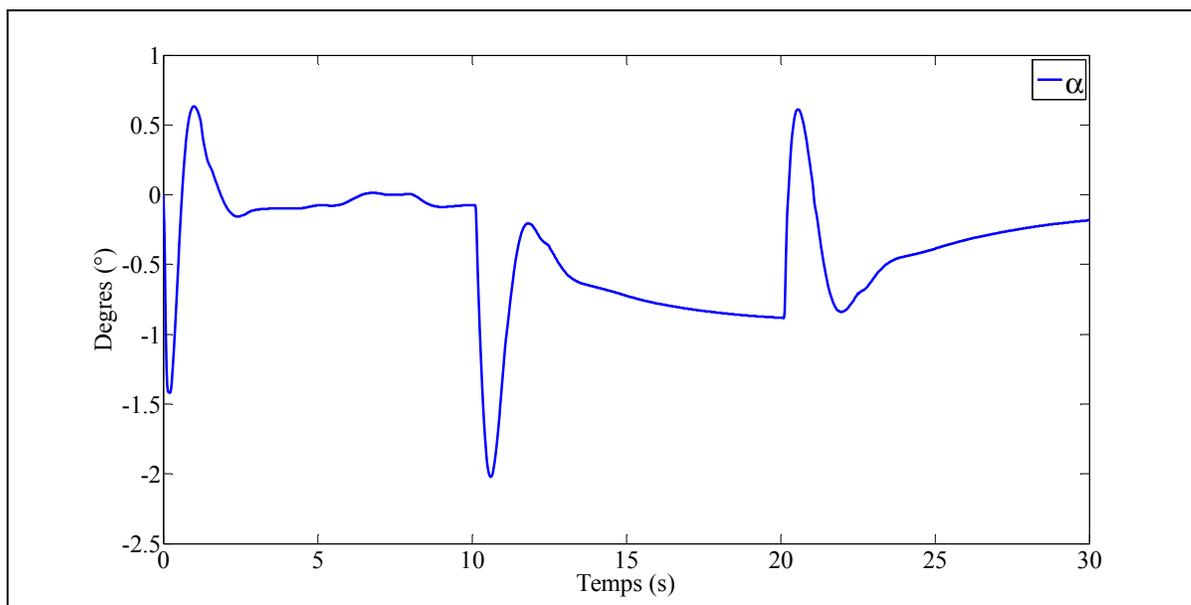


Figure 4.3 Courbe Angle d'attaque α

Des changements dans l'angle d'attaque impliquent des changements dans la vitesse angulaire de tangage.

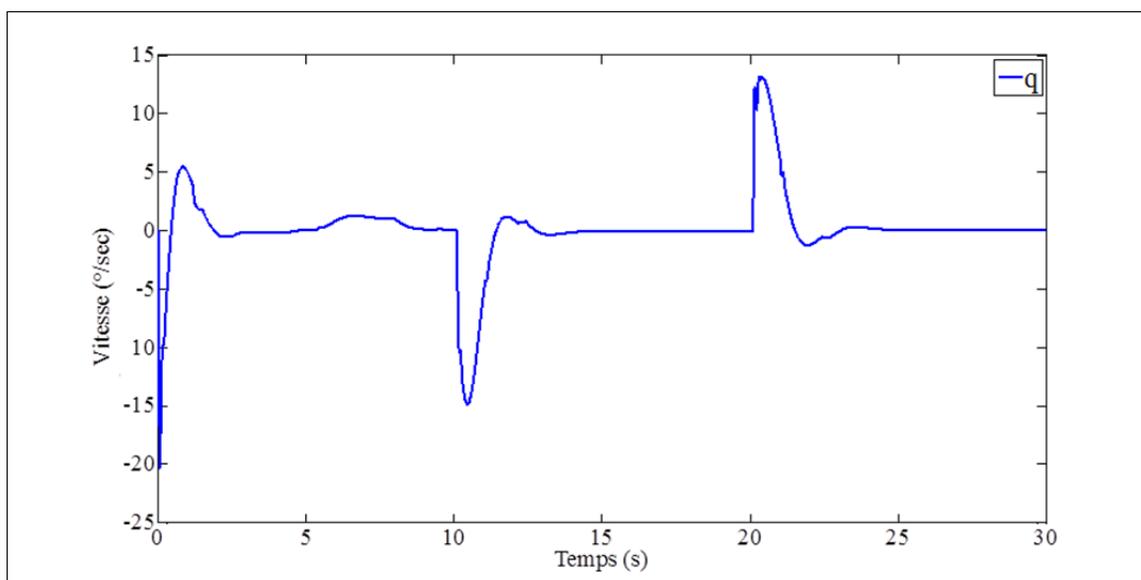


Figure 4.4 Courbe Vitesse de tangage q

Dès la 1^{er} seconde, Il est demandé à l'angle de montée de rester à 0°. Cette stabilisation entraîne une déflexion de la gouverne de profondeur de -2.5°.

A la 10^e seconde, la valeur désirée de l'angle de montée passe de 0° à -10°. Cela entraîne donc une déflexion de la gouverne de profondeur. La déflexion est une impulsion qui passe de -2.5° à -0.1° puis une oscillation pendant 2s.

A la 20^e seconde, la valeur désirée de l'angle de montée passe de -10° à 0°. Cela entraîne donc une déflexion de la gouverne de profondeur. La déflexion est une impulsion qui passe de -2.5° à -4.3° puis une oscillation pendant 3s.

Les déflexions ne sont pas instantanées, elles respectent la modélisation des actionneurs.

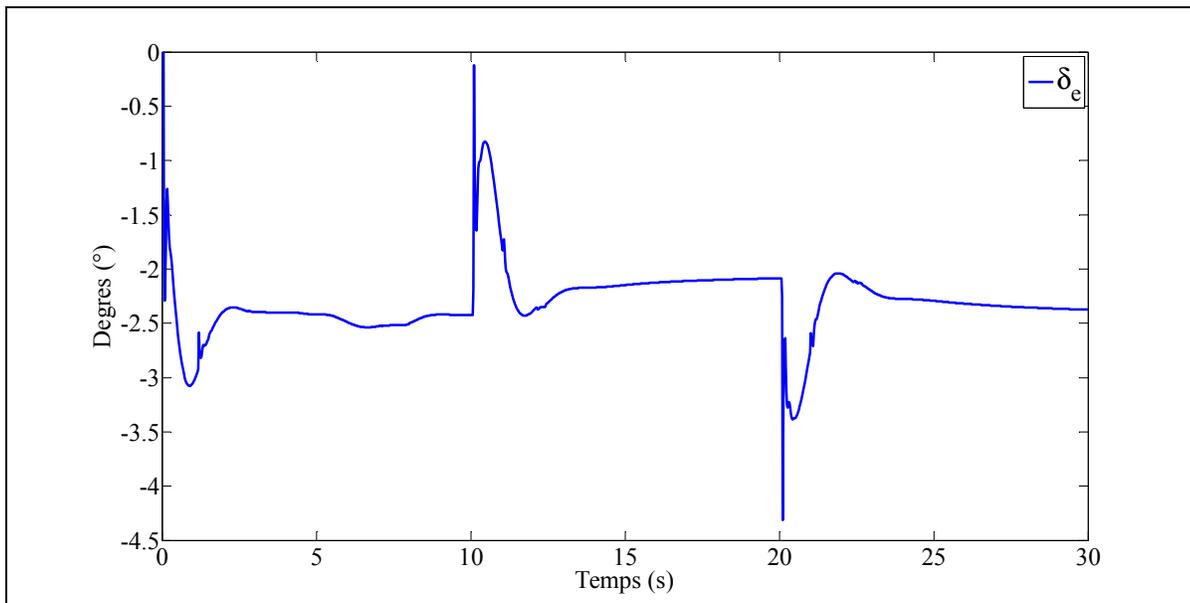


Figure 4.5 Courbe gouverne de profondeur δ_e

4.2 Angle de cap

La figure 4.6 présente les quatre variables mises en jeu pour le contrôle de l'angle de cap :

- L'angle de cap χ ;
- L'angle d'inclinaison μ ;
- La vitesse angulaire de roulis P ;
- Les ailerons δ_a .

Les ailerons influencent la vitesse angulaire de roulis qui influence l'angle d'inclinaison qui influence l'angle de cap.

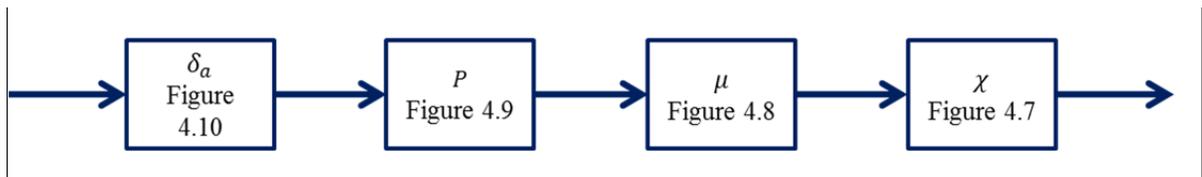


Figure 4.6 Figures du contrôle de l'angle de cap

La figure 4.7 représente l'angle de cap réel et l'angle de cap désiré. L'angle de cap désiré se divise en deux parties. La première partie impose à l'angle de cap de rester à 0° entre 0 et 5 sec. La deuxième partie impose à l'angle de cap de monter à 10° entre 5s et 30s. La convergence de la valeur réelle est parfaite, il n'y a aucune erreur en régime permanent et le temps de réponse est de l'ordre de 5s.

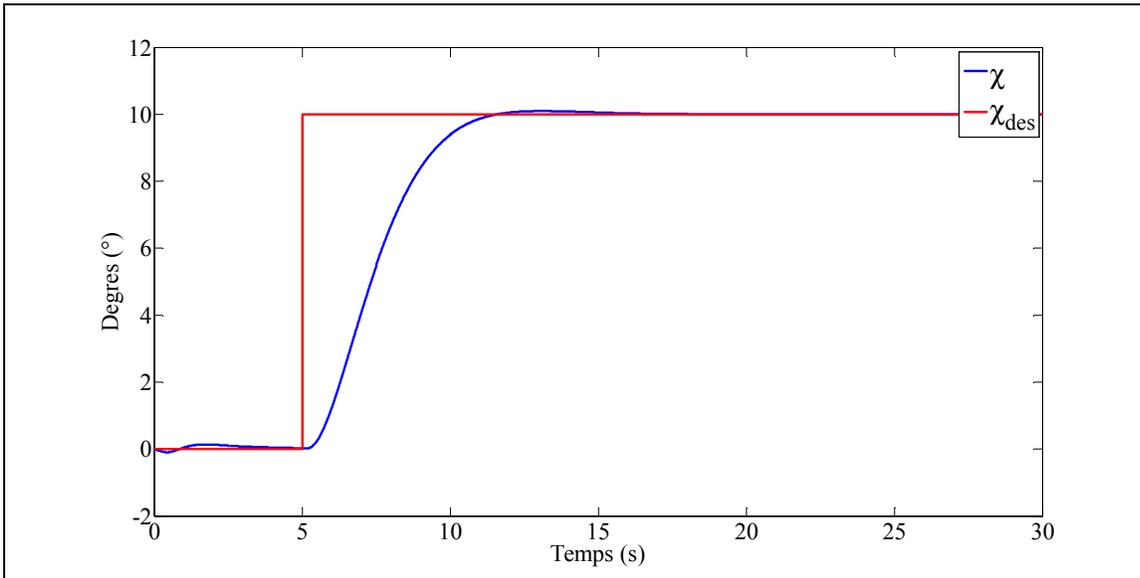


Figure 4.7 Courbes Angle de cap χ et Angle de cap désiré χ_{des}

Des changements dans l'angle de cap impliquent des changements dans l'angle d'inclinaison.

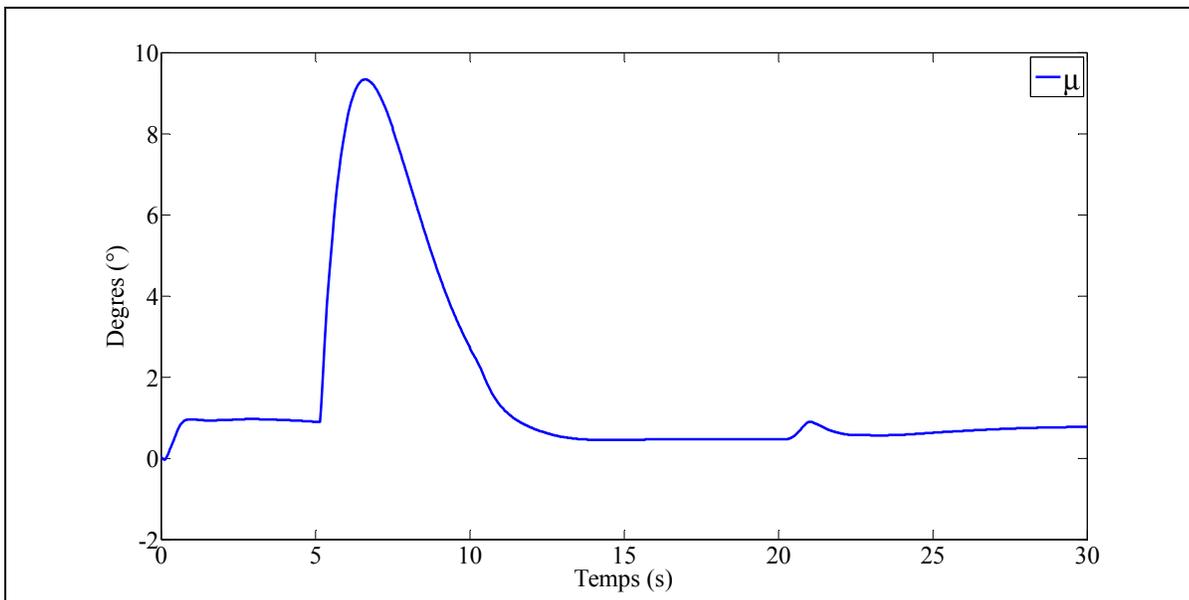


Figure 4.8 Courbe Angle d'inclinaison μ

Des changements dans l'angle d'inclinaison impliquent des changements dans la vitesse de roulis.

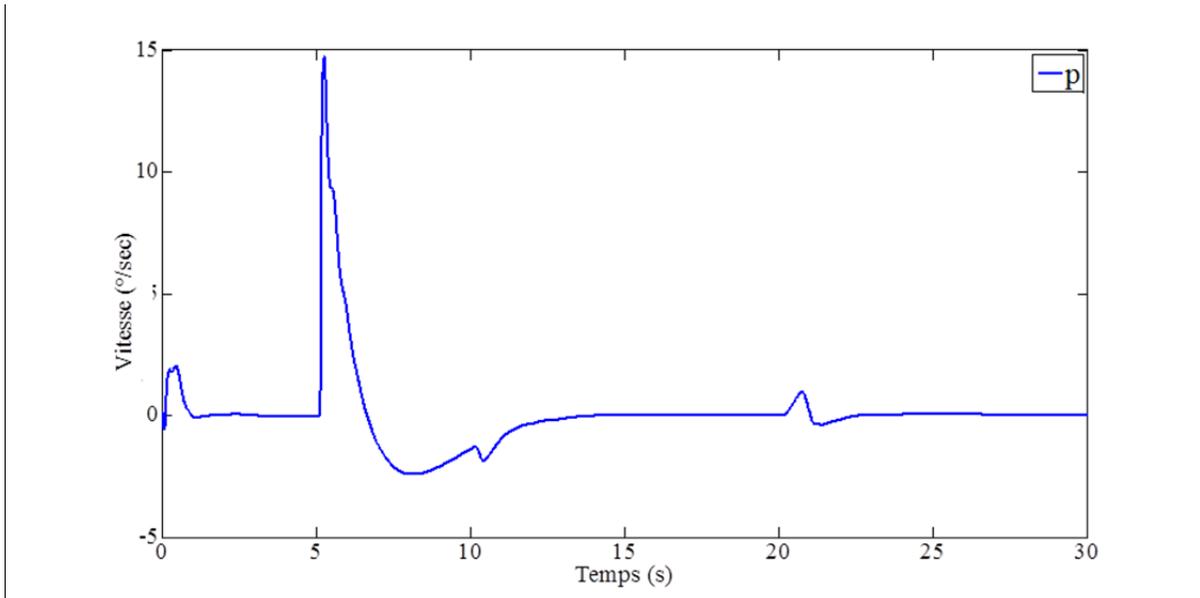


Figure 4.9 Courbe Vitesse de roulis P

A la 5^e seconde, la valeur désirée de l'angle de cap passe de 0° à 10°. Cela entraîne donc une déflexion des ailerons. La déflexion est une impulsion de -2° puis une variation pendant 2s. Les déflexions ne sont pas instantanées, elles respectent la modélisation des actuateurs.

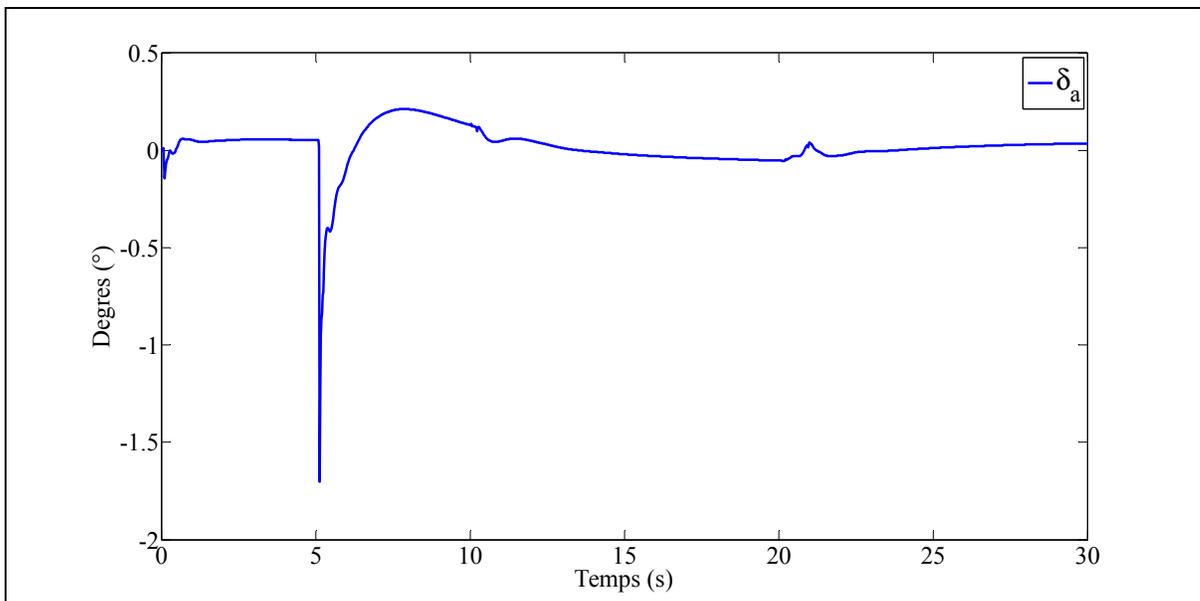


Figure 4.10 Courbe Ailerons δ_a

4.3 Angle de dérapage

La figure 4.11 présente les quatre variables mises en jeu pour le contrôle de l'angle de dérapage:

- L'angle de dérapage β ;
- La vitesse angulaire de lacet R ;
- La gouverne de direction δ_r .

La gouverne de direction influence la vitesse angulaire de lacet qui influence l'angle de dérapage.

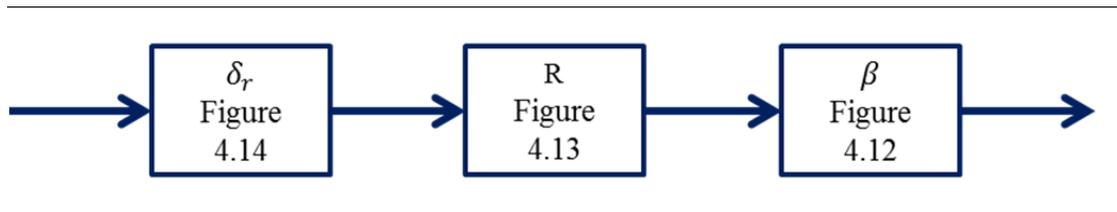


Figure 4.11 Figures du contrôle de l'angle de dérapage

La figure 4.12 représente l'angle de dérapage réel et l'angle de dérapage désiré. L'angle de dérapage désiré est de zéro. La première oscillation lors de la 1^{er} seconde correspond à la stabilisation du système. Cette oscillation est considérée négligeable, inférieure à 0.05°. La deuxième oscillation à la 5^e seconde est due au changement de l'angle de cap. Cette oscillation est négligeable, inférieure à 0.2°. Les troisième et quatrième oscillations aux 10^e et 20^e secondes sont dues au changement de l'angle de montée. Elles sont considérées négligeables, inférieures à 0.05°.

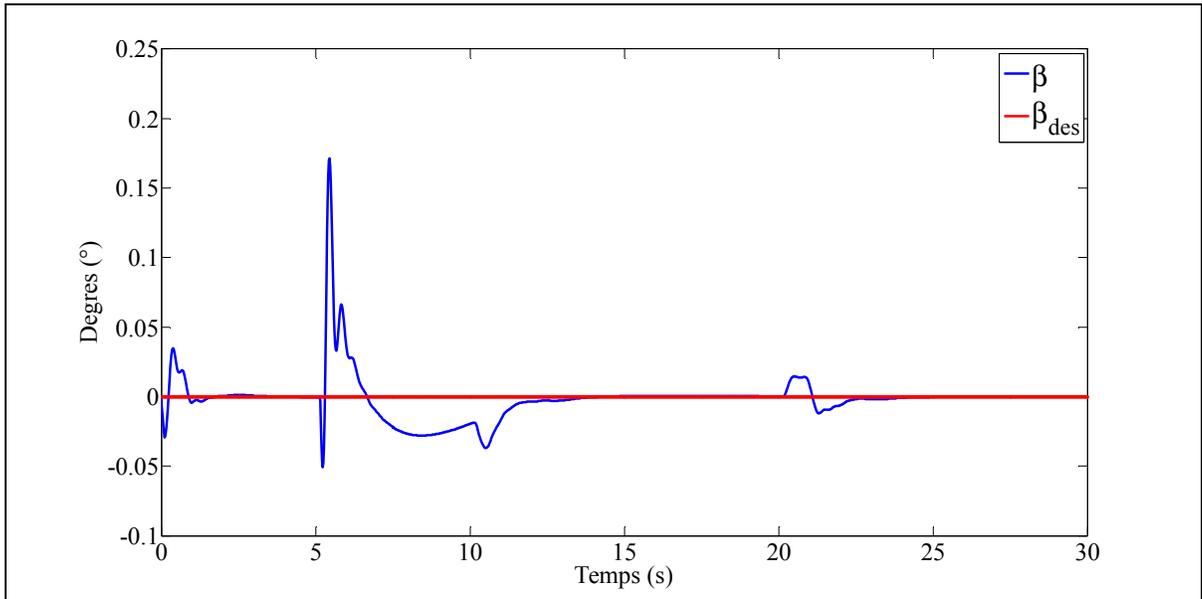


Figure 4.12 Courbes Angle de dérapage β et Angle de dérapage désiré β_{des}

Des changements dans l'angle de dérapage impliquent des changements dans la vitesse de lacet.

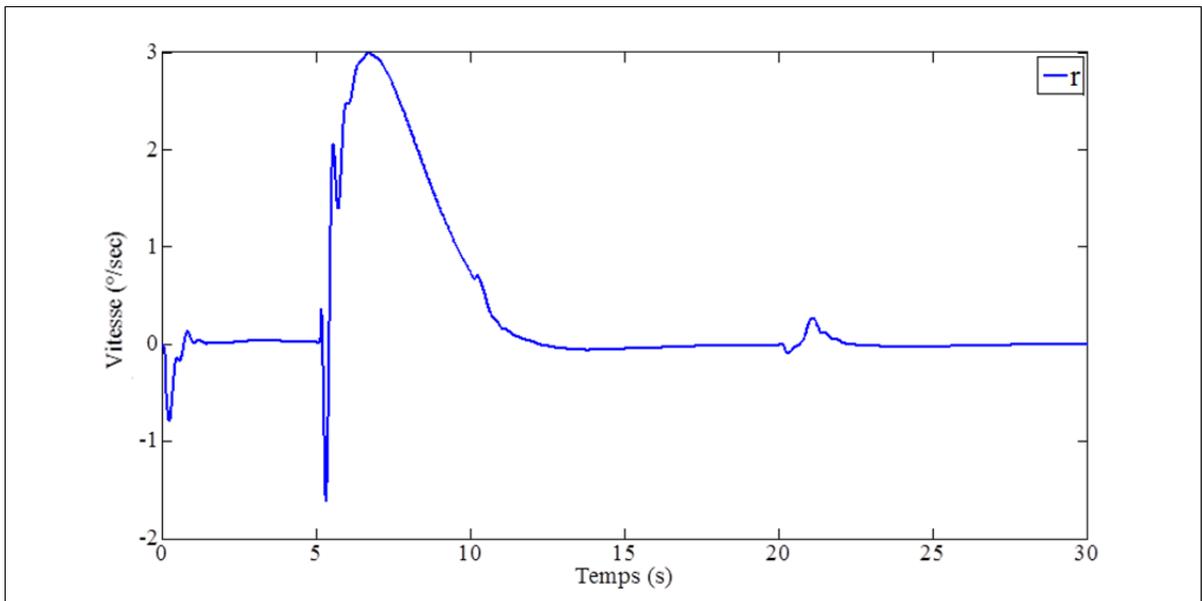


Figure 4.13 Courbe Vitesse de lacet R

Dès la 1^{er} seconde, Il est demandé à l'angle de dérapage de rester à 0°. Cette stabilisation demande à la gouverne de direction de garder une valeur proche de zéro.

A la 5^e seconde, le système est légèrement déstabilisé par le changement d'angle de cap. La gouverne corrige cela par une déflexion de la gouverne de direction. La déflexion est une impulsion de -2.3° puis une oscillation pendant 2s.

A la 10^e seconde, le système est légèrement déstabilisé par le changement d'angle de montée. La gouverne corrige cela par une très légère déflexion de la gouverne de direction. La déflexion est inférieure à 0.1°.

A la 20^e seconde, le système est légèrement déstabilisé par le changement d'angle de montée. La gouverne corrige cela par une très légère déflexion de la gouverne de direction. La déflexion est inférieure à 0.1°.

Les déflexions ne sont pas instantanées, elles respectent la modélisation des actionneurs.

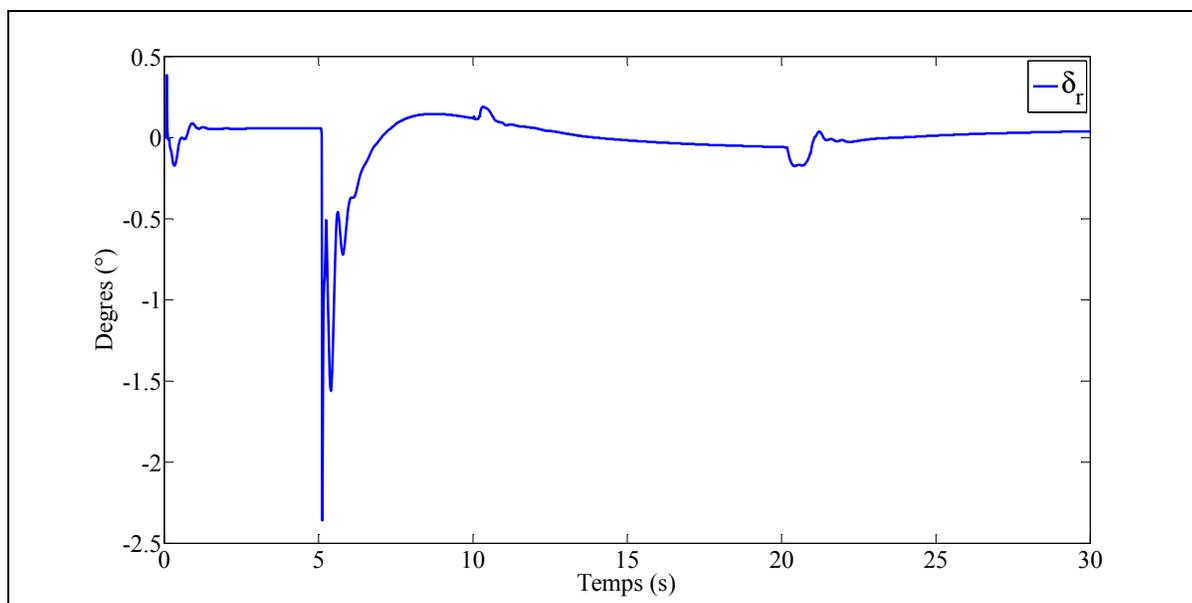


Figure 4.14 Courbe Gouverne de direction δ_r

4.4 Boucle de navigation et FlightGear

Avec le contrôle de l'angle de cap, l'angle de montée et l'angle de dérapage, il est possible d'implémenter une boucle de navigation (Landry, 2012). Cette boucle de navigation va permettre de contrôler l'altitude, la longitude et la latitude du drone. Cette boucle permet une navigation par point de passage. Pour valider chaque point de passage, il faut que le drone passe le plus près possible des points de passage. Cela est réalisé en créant une sphère virtuelle autour du drone. Il faut donc que le point de passage se retrouve à l'intérieur de la sphère virtuelle pour être validé. Les dimensions de cette sphère spécifient l'erreur acceptable pour valider un point de passage. La figure 4.15 montre le suivi de trajectoire en longitude et latitude. Le chemin désiré est en rouge et le chemin suivi par le drone est en bleu. Le suivi de la trajectoire est réalisé en changeant l'angle de cap (figure 4.16). Dans la figure 4.15, le drone effectue un demi-tour, l'angle de cap a donc une valeur initiale de -150° et une valeur finale proche de 20° .

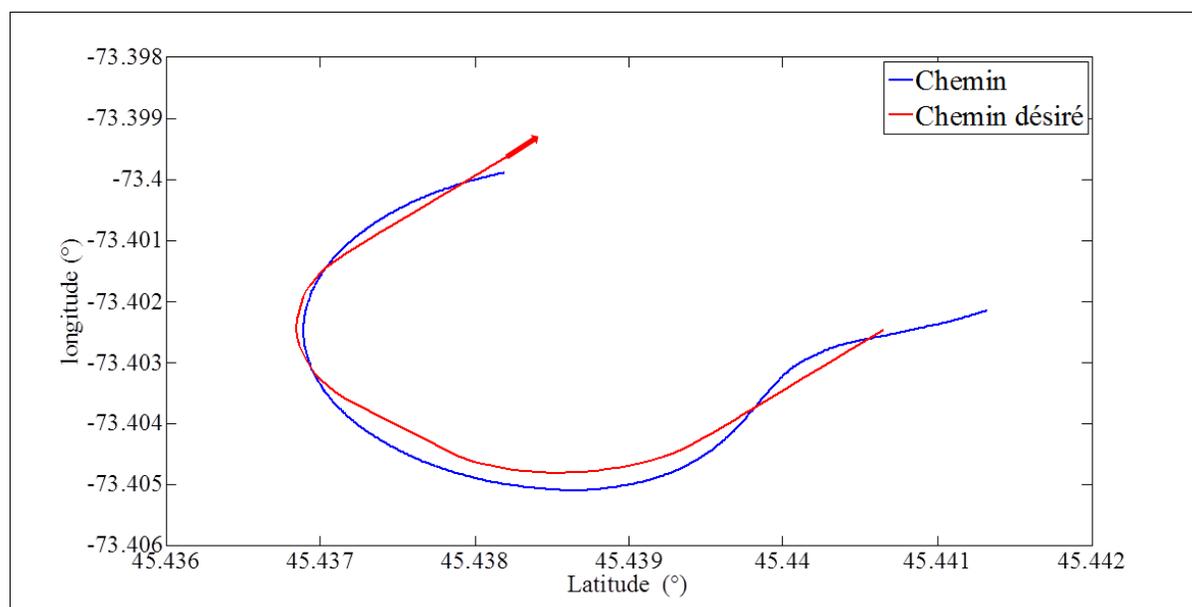


Figure 4.15 Boucle de navigation

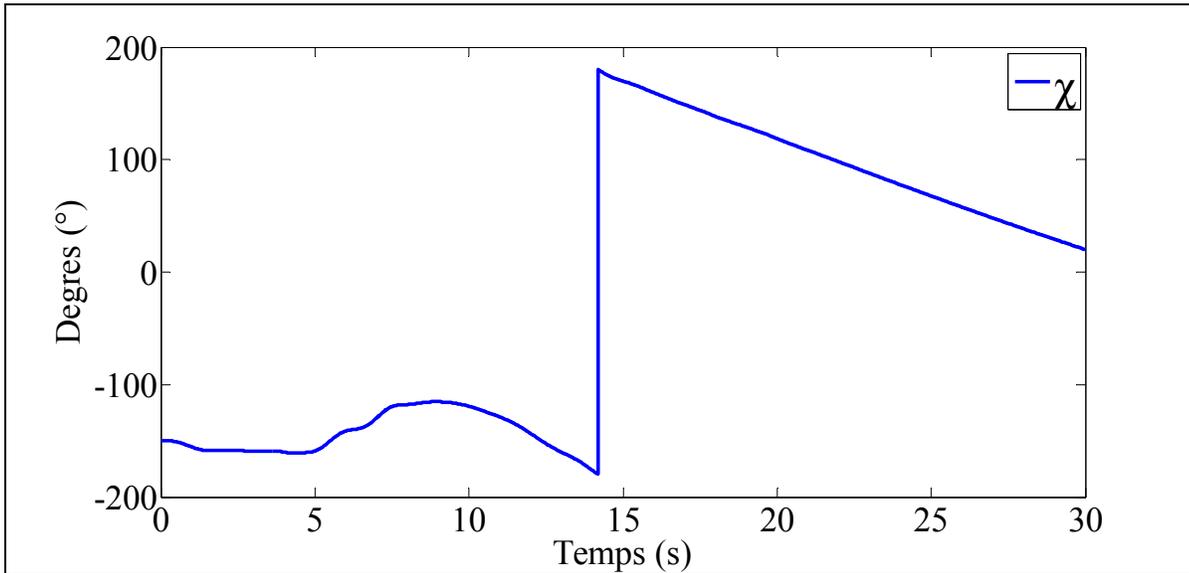


Figure 4.16 Angle de cap pour la boucle de navigation.

La figure 4.17 montre l'altitude désirée et l'altitude du drone. La valeur initiale est de 19m et la désirée est de 69m. Le drone met 13s à atteindre cette valeur désirée. Le contrôle de l'altitude est réalisé en changeant l'angle de montée (figure 4.18). Ainsi, l'angle de montée a une valeur très importante dans les premières secondes, supérieure à 40° . Ensuite, l'angle de montée a une valeur proche de 0° .

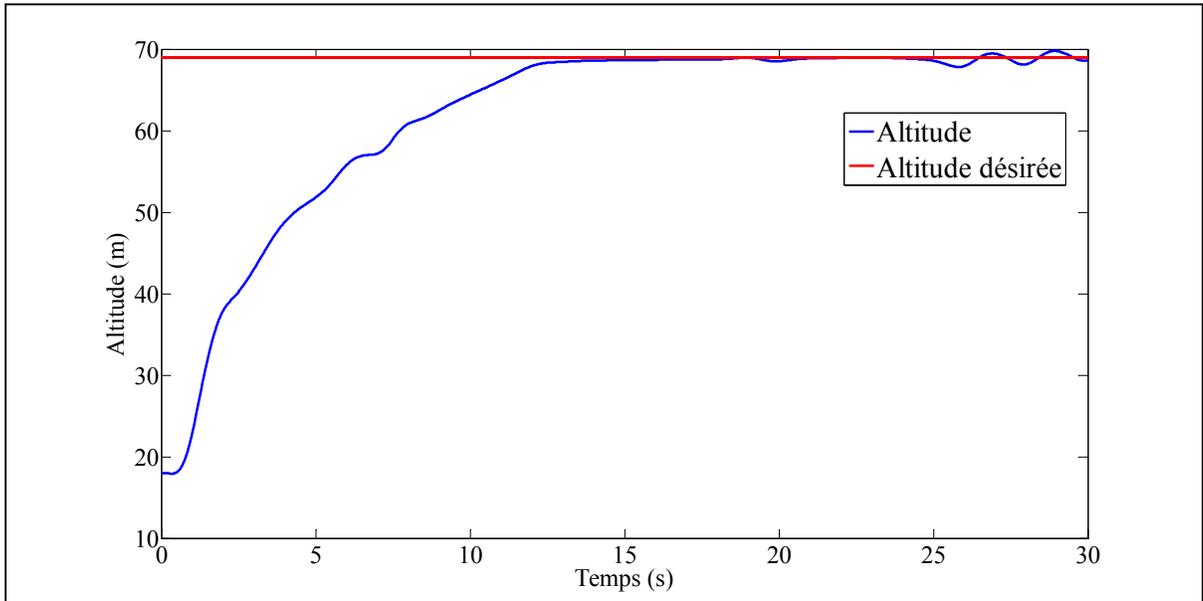


Figure 4.17 Altitude et altitude désirée.

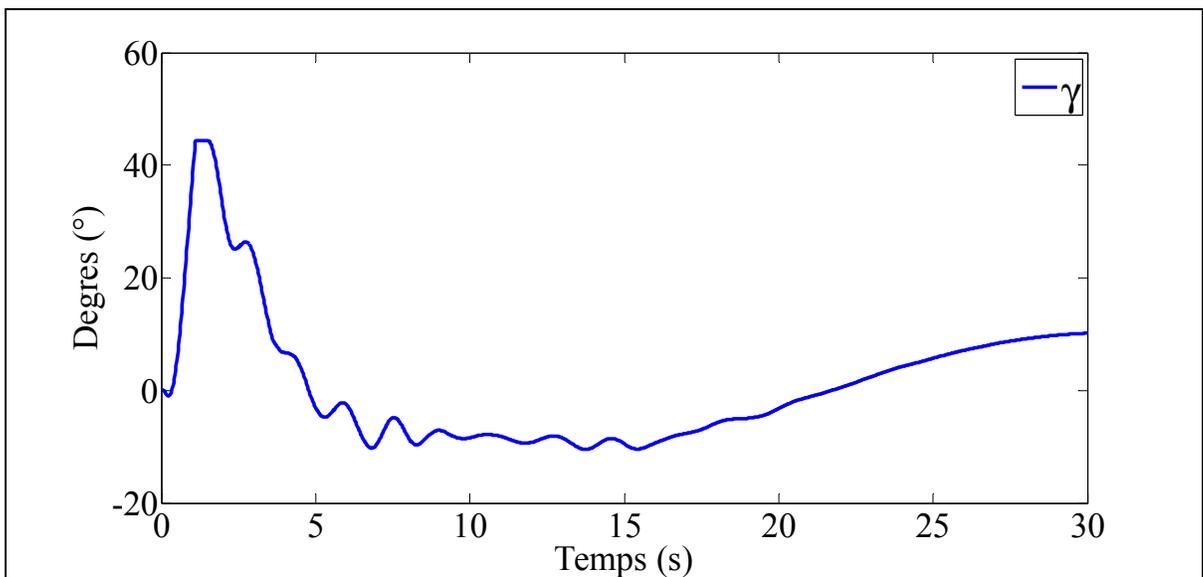


Figure 4.18 Angle de montée pour la boucle de navigation.

Le système a été implémenté sous FlightGear afin de visualiser le comportement du drone en vol et ainsi valider les résultats obtenus sous Matlab/Simulink. La figure 4.19 montre le comportement du drone en simulation sous FlightGear.



Figure 4.19 FlightGear

Ce chapitre présente donc les résultats obtenus en simulation sous Matlab/Simulink. L'angle de montée, l'angle de cap et l'angle de dérapage suivent les trajectoires désirées.

CONCLUSION

Ce mémoire a présenté la technique du backstepping pour contrôler l'angle de cap, l'angle de montée, et l'angle de dérapage d'un drone. Le contrôle a été effectué en actionnant les ailerons, la gouverne de profondeur et la gouverne de direction. La manette des gaz a été maintenue constante.

Comme indiqué dans la revue de littérature dans le chapitre 1, les techniques de contrôle classiques proposent de linéariser le modèle du drone. Ce n'est pas le cas du backstepping qui travaille avec le modèle réel sans approximations. Travailler avec le modèle non linéaire impose de travailler avec des variables virtuelles en faisant des changements de variables d'état et d'entrée.

Le chapitre 2 a présenté la modélisation du drone à voilure fixe. Afin de comprendre comment se comporte un drone, les différents référentiels, le profil de l'aile et les forces ont été présentés. Cela a permis de développer les différentes équations de l'angle de cap, l'angle de montée et l'angle de dérapage. Ces équations sont reliées aux actionneurs (ailerons, gouverne de profondeur et gouverne de direction) à travers des angles, des vitesses angulaires, des moments aérodynamiques et des coefficients aérodynamiques.

Le chapitre 3 a présenté la méthode de backstepping et son application au drone. Afin de garantir la stabilité du système, le backstepping s'appuie sur la méthode de Lyapunov. Le principe consiste à transformer des variables d'état intermédiaire en des entrées virtuelles qui vont commander d'autres variables d'états. Les contrôleurs pour l'angle de cap et l'angle de montée travaillent avec un système d'ordre 3 tandis que celui pour l'angle de dérapage travaille avec un système d'ordre 2.

Le chapitre 4 a montré les très bons résultats obtenus en simulation. Cette simulation a été implémentée sous Matlab/Simulink. Les valeurs réelles suivent très bien les différentes valeurs désirées. La convergence des valeurs est rapide avec des temps de réponse inférieurs

à cinq secondes et les oscillations sont négligeables. Les résultats ont pu être validés dans le logiciel FlightGear. De plus, la méthode évite un ajustement des gains fastidieux, cet ajustement sert seulement à améliorer les performances du drone.

Le backstepping est donc une très bonne technique puisqu'elle élimine tout risque d'instabilité en simulation et améliore les performances du vol du drone afin d'obtenir la convergence la plus rapide possible.

RECOMMANDATIONS

Au terme de ce mémoire, voici les recommandations pour des travaux futurs.

La modélisation peut présenter des incohérences. Le système peut être stable avec des angles d'attaque négatifs alors qu'il devrait décrocher. Cela peut être dû à une modélisation trop grande de la portance. En effet, diminuer le coefficient de portance constant permettrait une stabilisation avec des angles d'attaque positifs.

Il pourrait être intéressant d'inclure le vent dans les simulations. Cela permettrait de valider les performances de la technique de contrôle pendant la simulation.

ANNEXE I

CARACTÉRISTIQUES DU DRONE

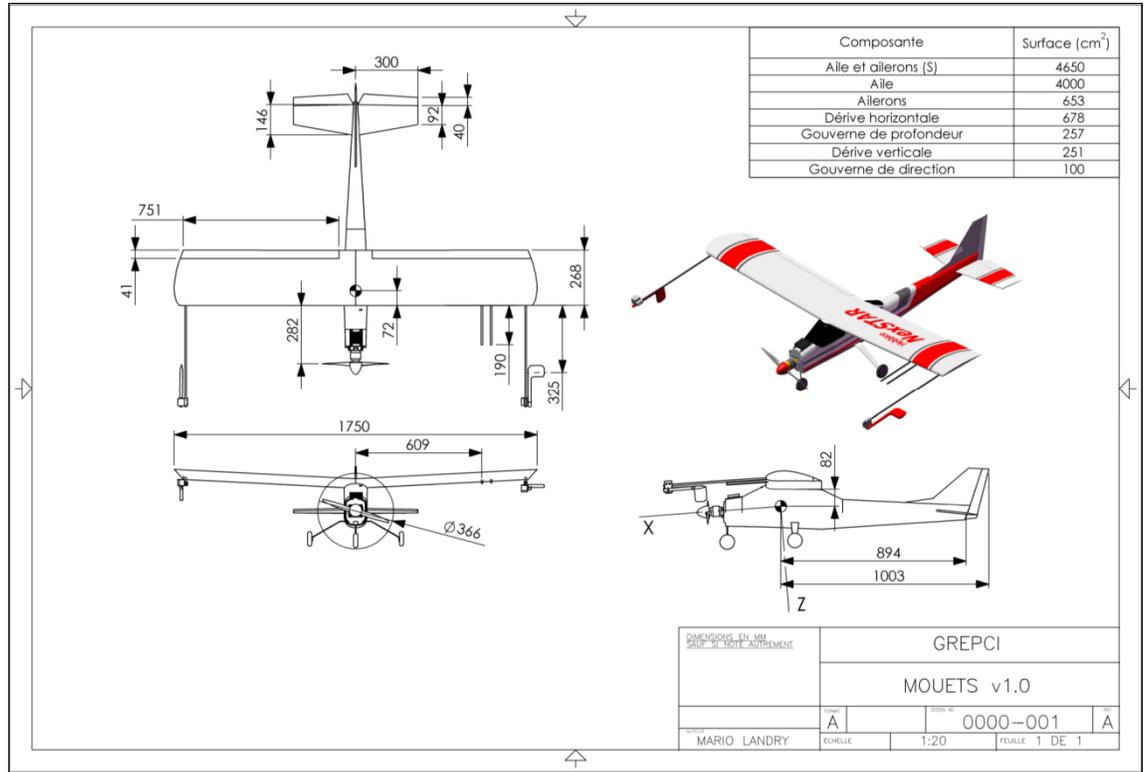


Figure-A I-1 Dimensions de du drone.

Tableau-A I-1 Caractéristiques physiques du drone

Symbole	Description	Valeur	Unité
b	Envergure de l'aile du drone	1 750	mm
\bar{c}	Corde aérodynamique moyenne	268	mm
S	Surface aérodynamique caractéristique (surface de l'aile avec les ailerons)	4 650	cm ²
-	Surface de l'aile seule	4 000	cm ²
-	Surface des ailerons	653	cm ²
-	Surface de la dérive horizontale	678	cm ²
-	Surface de la gouverne de profondeur	257	cm ²
-	Surface de la dérive verticale	251	cm ²
-	Surface de la gouverne de direction	100	cm ²
-	Dièdre	4	°
m	Masse totale du drone	4,14	kg
-	Charge alaire	8.90	kg/m ²

ANNEXE II

FIGURE DES DIFFÉRENTS ANGLES

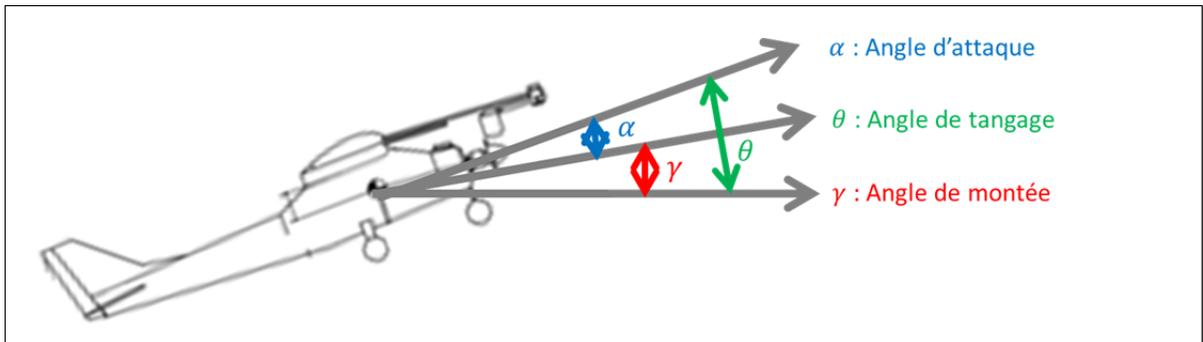


Figure A II-1 Angles de profil

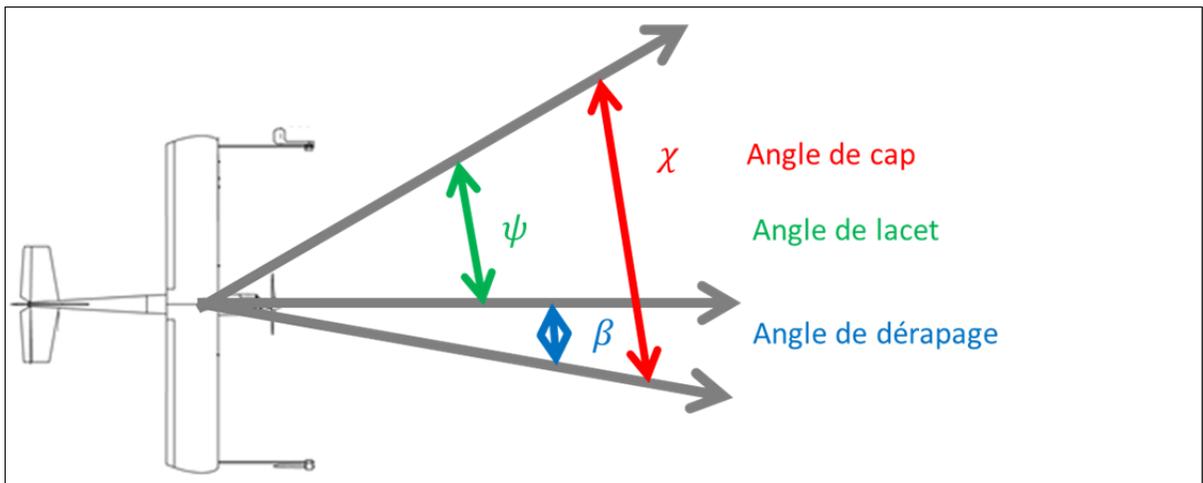


Figure A II-2 Angles du dessus

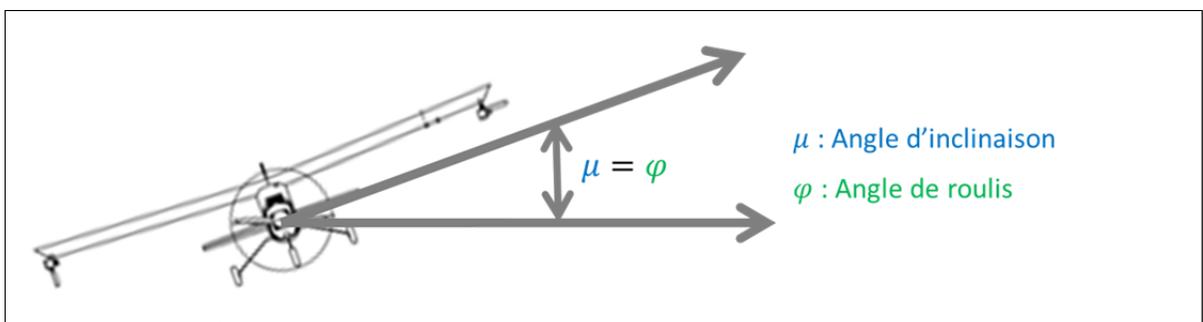


Figure A II-3 Angles de face

ANNEXE III

ÉQUATIONS DÉTAILLÉES

Angle de montée et angle de cap.

$$\dot{\chi} = f_{\chi}(\chi) + g_{\chi c}(\chi)\cos\mu + g_{\chi s}(\chi)\sin\mu$$

$$\dot{\gamma} = f_{\gamma}(\gamma) + g_{\gamma c}(\gamma)\cos\alpha + g_{\gamma s}(\gamma)\sin\alpha$$

$$f_{\chi}(\chi) = 0$$

$$g_{\chi c}(\chi) = \frac{F_D \sin\beta + Y \cos\beta - T \cos\alpha \sin\beta}{mV \cos\gamma}$$

$$g_{\chi s}(\chi) = \frac{F_L + T \sin\alpha}{mV \cos\gamma}$$

$$f_{\gamma}(\gamma) = \frac{-\sin\mu(F_D \sin\beta + Y \cos\beta) - mg \cos\gamma + \cos\mu F_L}{mV}$$

$$g_{\gamma c}(\gamma) = \frac{T \sin\beta \sin\mu}{mV}$$

$$g_{\gamma s}(\gamma) = \frac{\cos\mu T}{mV}$$

Angle d'inclinaison, angle d'attaque et angle de dérapage.

$$\dot{\mu} = f_{\mu}(\chi, \mu) + g_{\mu}(\chi, \mu)P$$

$$\dot{\alpha} = f_{\alpha}(\gamma, \alpha) + g_{\alpha}(\gamma, \alpha)Q$$

$$\dot{\beta} = f_{\beta}(\beta) + g_{\beta}(\beta)R$$

$$f_{\mu}(\chi, \mu) = \frac{1}{mV} (F_D \sin\beta \tan\gamma \cos\mu + Y \cos\beta \tan\gamma \cos\mu + F_L (\tan\beta + \tan\gamma \sin\mu)) \\ + \frac{1}{mV} (T (\sin\alpha \tan\gamma \sin\mu + \sin\alpha \tan\beta - \cos\alpha \sin\beta \tan\gamma \cos\mu) \\ - mg \tan\beta \cos\gamma \cos\mu) + \frac{R \sin\alpha}{\cos\beta}$$

$$g_{\mu}(\chi, \mu) = \frac{\cos\alpha}{\cos\beta}$$

$$f_{\alpha}(\gamma, \alpha) = \frac{-F_L}{mV\cos\beta} + \frac{1}{mV\cos\beta}(-T\sin\alpha + mg\cos\gamma\cos\mu) - \tan\beta(P\cos\alpha + R\sin\alpha)$$

$$g_{\alpha}(\gamma, \alpha) = 1$$

$$f_{\beta}(\beta) = \frac{1}{mV}(F_D\sin\beta + Y\cos\beta) + \frac{1}{mV}(-T\sin\beta\cos\alpha + mg\cos\gamma\sin\mu) + P\sin\alpha$$

$$g_{\beta}(\beta) = -\cos\alpha$$

Vitesse angulaire de roulis, vitesse angulaire de tangage et vitesse angulaire de lacet.

$$\dot{P} = f_P(P, \chi, \mu, Q) + g_{Pa}(\chi, \mu, P)\delta_a + g_{Pr}(\chi, \mu, P)\delta_r$$

$$\dot{Q} = f_Q(\gamma, \alpha, Q) + g_Q(\gamma, \alpha, Q)\delta_e$$

$$\dot{R} = f_R(R, \beta) + g_{Ra}(\beta, R)\delta_a + g_{Rr}(\beta, R)\delta_r$$

$$\begin{aligned} f_P(P, \chi, \mu, Q) = & (c_1R + c_2P + c_4M_{Turbine})Q \\ & + c_3 \left(qSb \left(C_{L_0}(\alpha, \beta) + \frac{b}{2V} (C_{Lp}(\alpha)P + C_{Lr}(\alpha)R) \right) + L_T \right) \\ & + c_4 \left(qSb \left(C_{N_0}(\alpha, \beta) + \frac{b}{2V} (C_{Np}(\alpha)P + C_{Nr}(\alpha)R) \right) \right) \end{aligned}$$

$$g_{Pa}(\chi, \mu, P) = c_3qSbC_{L_{\delta_a}}(\alpha)\delta_a + c_4qSbC_{N_{\delta_a}}(\alpha)\delta_a$$

$$g_{Pr}(\chi, \mu, P) = c_3qSbC_{L_{\delta_r}}(\alpha)\delta_r + c_4qSbC_{N_{\delta_r}}(\alpha)\delta_r$$

$$f_Q(\gamma, \alpha, Q) = (c_5P - c_7M_{Turbine})R - c_6(P^2 - R^2) + c_7 \left(qSc \left(C_{M_0}(\alpha, \beta) + C_{M_q}(\alpha) \frac{c}{2V} Q \right) \right)$$

$$g_Q(\gamma, \alpha, Q) = c_7qScC_{M_{\delta_e}}(\alpha)\delta_e$$

$$\begin{aligned}
 f_R(R, \beta) = & (c_8 P - c_2 R + c_9 M_{Turbine}) Q \\
 & + c_4 \left(q S b \left(C_{L_0}(\alpha, \beta) + \frac{b}{2V} (C_{Lp}(\alpha) P + C_{Lr}(\alpha) R) \right) + L_T \right) \\
 & + c_9 \left(q S b \left(C_{N_0}(\alpha, \beta) + \frac{b}{2V} (C_{Np}(\alpha) P + C_{Nr}(\alpha) R) \right) \right)
 \end{aligned}$$

$$g_{Ra}(\beta, R) = c_4 q S b C_{L_{\delta_a}}(\alpha) \delta_a + c_9 q S b C_{N_{\delta_a}}(\alpha) \delta_a$$

$$g_{Rr}(\beta, R) = c_4 q S b C_{L_{\delta_r}}(\alpha) \delta_r + c_9 q S b C_{N_{\delta_r}}(\alpha) \delta_r$$

BIBLIOGRAPHIE

- A. Ghodbane, M. Saad, J.-F. Boland, C. Thibeault. 2014. « Applied Actuator Fault Accommodation in Flight Control Systems Using Fault Reconstruction Based FDD and SMC Reconfiguration ». *International Journal of Computer, Control, Quantum and Information Engineering* vol. 8.
- Ahsan, Mansoor, Kamran Shafique, A Bin Mansoor et Muddassar Mushtaq. 2013. « Performance comparison of two altitude-control algorithms for a fixed-wing UAV ». In *Computer, Control & Communication (IC4), 2013 3rd International Conference on*. p. 1-5. IEEE.
- Aruneshwaran, R, Wang Jianliang, Sundaram Suresh et TK Venugopalan. 2012. « Neural adaptive back stepping flight controller for a ducted fan UAV ». In *Intelligent Control and Automation (WCICA), 2012 10th World Congress on*. p. 2370-2375. IEEE.
- Borra, Brian. 2012. « Nonlinear UAV Flight Control Using Command Filtered Backstepping » (Thesis).
- Cao, Lijia, Shengxiu Zhang, Xiaofeng Li, Yinan Liu et Ying Liu. 2011. « Nonlinear Adaptive Block Backstepping Control Using Command Filter and Neural Networks Approximation ». *Information Technology Journal*, vol. 10, n° 12, p. 2284.
- Chahbani, Samia. 2015. « Estimation des masses, des centres de gravité ainsi que des moments d'inertie de l'avion Cessna Citation X » (Thesis).
- Courchesne, Samuel. 2013. « Estimation et validation des dérivées de stabilité et contrôle du modèle dynamique non-linéaire d'un drone à voilure fixe ». Montréal, École de technologie supérieure, 1 ressource en ligne (xxvi, 145 p.) p.
< <http://espace.etsmtl.ca/id/eprint/1147> (parcouru le 24 Décembre 2014)>.
- de Fatima Bento, Maria. 2008. « Unmanned Aerial Vehicles: An Overview ». *Inside GNSS, January/February*, <http://www.insidegnss.com/auto/janfeb08-wp.pdf> (parcouru le 1 mai 2014).
- GHAZI, GEORGES. 2014. « Développement d'une plateforme de simulation et d'un pilote automatique pour les avions d'affaires » (Thesis).
- Girard, Anne. 2007. « IDENTIFICATION DES COEFFICIENTS AERODYNAMIQUES ET COMMANDE DE VOL NON-LINEAIRE » (Thesis).
- HAMEL, Clément. 2014. « IDENTIFICATION D'UN MODÈLE GLOBAL LINÉARISÉ DE LA DYNAMIQUE DE VOL DU CESSNA CITATION X À PARTIR D'ESSAIS EN VOL » (Thesis).

- Kang, Yeonsik, et J Karl Hedrick. 2009. « Linear tracking for a fixed-wing UAV using nonlinear model predictive control ». *Control Systems Technology, IEEE Transactions on*, vol. 17, n° 5, p. 1202-1210.
- Khalil, Hassan K, et JW Grizzle. 1996. *Nonlinear systems*, 3. Prentice hall New Jersey.
- Landry, Mario. 2012. « Commande de vol non-linéaire en temps réel d'un drone à voilure fixe ». Montréal, École de technologie supérieure, 1 texte électronique (xxxii, 203 p.) p. < <http://espace.etsmtl.ca/id/eprint/1010> (parcouru le 8 Mai 2014)>.
- Lungu, Mihai. 2012. « Stabilization and Control of a UAV Flight Attitude Angles using the Backstepping Method ». *World Academy of Science, Engineering and Technology*, vol. 6
- Maki, Midori, Hideo Takei et Kazutoshi Ishikawa. 2009. « Development of skill-free manual control module for easy and safe flight of uav ». In *ICCAS-SICE, 2009*. p. 3651-3656. IEEE.
- Munk, Max M, et Elton W Miller. 1927. « The aerodynamic characteristics of seven frequently used wing sections at full Reynolds number ». *NACA Technical Report 233*.
- Nelson, Robert C. 1998. *Flight stability and automatic control*, 2. WCB/McGraw Hill.
- Oland, Espen, et Raymond Kristiansen. 2013. « Quaternion-based backstepping control of a fixed-wing unmanned aerial vehicle ». In *Aerospace Conference, 2013 IEEE*. p. 1-7. IEEE.
- Pestana, Jesús, José Luis Sanchez-Lopez, Pascual Campoy et Srikanth Saripalli. 2013. « Vision based GPS-denied Object Tracking and following for unmanned aerial vehicles ». In *Safety, Security, and Rescue Robotics (SSRR), 2013 IEEE International Symposium on*. p. 1-6. IEEE.
- Puttige, Vishwas R, Sreenatha Anavatti et Mahendra Kumar Samal. 2009. « Real-time validation of a dual neural network controller for a low-cost UAV ». In *Industrial Technology, 2009. ICIT 2009. IEEE International Conference on*. p. 1-6. IEEE.
- Rodriguez, Wenceslao Eduardo, Ramiro Ibarra, Gerardo Romero, David Lara, Jaime Arredondo, José G Rivera et Claude Pégard. 2014. « Comparison of Controllers for a UAV with Integral Effect and Kalman Estimator: By Bessel Polynomials and LQR ». *Applied Mechanics and Materials*, vol. 436, p. 54-60.

- Seungho, Yoon. 2012. « Constrained adaptive backstepping controller design for aircraft landing in wind disturbance and actuator stuck ». *International Journal Aeronautical and Space Sciences*, vol. 13, n° 1, p. 74-89.
- Shah, M Zamurad, Raza Samar et Aamer I Bhatti. 2012. « Cross-track control of UAVs during circular and straight path following using sliding mode approach ». In *Control, Automation and Systems (ICCAS), 2012 12th International Conference on*. p. 185-190. IEEE.
- Tadeo, Espinoza, Dzul Alejandro et Llama Miguel. 2013. « Linear and Nonlinear Controllers Applied to Fixed-Wing UAV ». *International Journal of Advanced Robotic Systems*, vol. 10, n° 33.
- Tennakoon, WTMS, et SR Munasinghe. 2009. « Design of a fully fledged uav test-bed with internal and external pilot ». In *Industrial and Information Systems (ICIIS), 2009 International Conference on*. p. 574-579. IEEE.
- Tournes, C, et CD Johnson. 1998. « Application of linear subspace stabilization and linear adaptive techniques to aircraft flight control problems. I. The inner loop ». In *System Theory, 1998. Proceedings of the Thirtieth Southeastern Symposium on*. p. 146-150. IEEE.
- Zhang, Jiaming, Qing Li, Nong Cheng et Bin Liang. « Non-linear flight control for unmanned aerial vehicles using adaptive backstepping based on invariant manifolds ». *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 227, n° 1, p. 33-44.