

La République Algérienne Démocratique et Populaire  
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique  
Université Saad Dahleb Blida 1



Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales (IAES)  
Département Navigation

Mémoire de fin d'études  
En vue de l'obtention du diplôme de Master  
en : Aéronautique  
Option : CNS/ATM

Thème

Etude et simulation d'un système de navigation autonome pour des drones de  
type convertible

***Proposé et dirigé par :***

Mme. Bencheikh Saliha

***Réalisé par :***

M. YESSAAD Moncef Nazih

M. BOUROKBA Ali Reda

Promotion : 2020/2021



## ملخص

تتناول هذه الأطروحة مفهوم طرق التحكم طائرات بدون طيار القابلة للتحويل ذات قوى الدفع المرتبطة بالجسم. في هذا العمل، سوف ندرس أنواع الطائرات بدون طيار ذات قوة الدفع المرتبطة بالجسم ونحلل أيضاً استراتيجيات التحكم مع مراعاة القوى الديناميكية الهوائية والضغط والاضطرابات الأخرى.

## Abstract

Convertible UAVs are of two types: body-mounted and tilted thrust convertibles. These two different designs necessarily lead to different control methods.

In this work, we will study the types of convertibles with fixed body thrust and also analyze the control strategies taking into account the aerodynamic forces and other external constraints and disturbances.

## Résumé

Les drones convertibles sont de deux types : convertibles à poussée fixée au corps et convertibles à poussée basculée. Ces deux conceptions différentes entraînent forcément des méthodes de contrôle différentes.

Dans ce travail, nous allons étudier le type de convertibles à poussée fixée au corps et également analyser les stratégies de contrôle en tenant compte des forces aérodynamique et d'autres contraintes et perturbation externes.

## **Remerciement**

*Tout d'abord, nous remercions Dieu le tout puissant de nous avoir accordé force, santé et la volonté pour arriver à réaliser ce travail.*

*L'aboutissement de ce travail n'aurait pas vu le jour sans la collaboration et l'aide de plusieurs personnes qui d'une façon directe ou indirecte ont contribué à sa concrétisation. Qu'elles trouvent à travers ces quelques lignes l'expression de nos chaleureux remerciements.*

*Tout d'abord, ce travail ne serait pas aussi riche sans l'aide et l'encadrement de Madame BENCHIKH Saliha, nous la remercions chaleureusement pour la qualité de son encadrement exceptionnel, pour sa patience, sa rigueur, sa disponibilité, ses conseils et ses commentaires précieux qui nous ont permis, de surmonter les difficultés et de progresser dans ce travail.*

*Nous tenons aussi à remercier chacun de nos parents Mme MESROUK Nadia, AZZEMOU Fatima, Mme BENDJEFFAL Sonia , Ms BOUROKBA Noureddine , Ms YESSAAD Bachir qui nous ont poussés à faire les efforts nécessaires pour le bon déroulement et l'aboutissement de ce travail et pour leur soutien dans tous ces cinq années .*

*Nous tenons à exprimer également notre grande considération à l'ensemble de nos enseignants qui ont contribué à notre formation.*

## *Dédicace*

*Un spéciale dédicace à nos parents, nos grand parents nos frères et sœurs, nos amis (ADEL, BRAHIM,ANES ,H.A, HOUSSEM, FADI, KAMEL ,MOHAMMED ,ZINOUDHIA,OMAR, FAYCEL ) .*

*Je dédie ce travail à mon grand-père MEGHARI Abdelkader qui nous a quitté la vie, et je demande au Dieu d'avoir pitié de lui et d'habiter au paradis.*

*BOUROKBA ALI REDA*

*Un spéciale dédicace à nos parents, nos grand parents nos frères et sœurs, nos amis (ANES ADEL, BARATO , RABIA AR-AR, BADIDOU, NOUR, HOUSSEM,ANZO,MOUFDI ,OMAR SEHLOUF,AMINE) .*

*Je dédie ce travail à mon grande mère AKMOUN.D qui nous a quitté la vie, et je demande au Dieu d'avoir pitié de lui et d'habiter au paradis.*

*YESSAAD MONCEF NAZIH*

# Table des matières

Liste des figures.....	i
Liste des tableaux.....	iii
Liste des abréviations.....	iv
Notations.....	v
<i>Introduction générale</i> .....	1
<b>1. Chapitre 1 : Généralités sur les drones</b> .....	4
1.1. INTRODUCTION.....	4
1.2. APERÇU SUR LES DRONES.....	4
1.2.1. Définition d'un drone.....	4
1.2.2. Types des drones.....	5
1.2.3. Les drones à voilure tournante.....	7
1.2.3.1. Les hélicoptères classiques.....	7
1.2.3.2. Les rotors coaxiaux.....	9
1.2.3.3. Les rotors coaxiaux carénés.....	10
1.2.3.4. Les rotors en tandem.....	12
1.2.3.5. Les rotors engrenant.....	13
1.2.3.6. Les convertibles.....	15
1.2.3.7. Les rotors multiples.....	17
1.2.3.8. Les rotors à réaction.....	18
1.3. DOMAINES D'APPLICATIONS DES DRONES.....	19
1.3.1. Drones militaires et policiers.....	20
1.3.2. Drones civiles.....	20
1.4. CAPTEURS EMBARQUES SUR LES DRONES.....	21
1.4.1. Les capteurs proprioceptifs.....	21
1.4.1.1. Les accéléromètres.....	21
1.4.1.2. Les gyroscopes.....	23
1.4.2. Les capteurs extéroceptifs.....	25
1.4.2.1. Le système de positionnement par satellites (GPS).....	25
1.4.2.2. Les télémètres.....	25
1.4.2.3. Les altimètres barométriques.....	26
1.4.2.4. Magnétomètre (Les compas).....	26
1.4.2.4.1. Mag-Drone.....	27
1.4.2.5. Les caméras.....	28
1.4.2.6. Capteur ultrason.....	29

1.5.	MODELISATION DES DRONES .....	30
1.5.1.	Systèmes des coordonnées .....	30
1.5.1.1.	Repère inertiel ( $i$ ).....	31
1.5.1.2.	Repère mobile ( $b$ ).....	32
1.5.1.3.	Repère de navigation ( $n$ ) .....	32
1.5.2.	Représentation de l'attitude .....	33
1.5.2.1.	Représentation de l'attitude par la matrice de rotation .....	33
1.5.2.2.	Représentation de l'attitude par les angles d'Euler (AE) .....	34
1.5.2.3.	Représentation de l'attitude par le quaternion .....	35
1.5.2.4.	Relation entre les représentations de l'attitude .....	35
1.5.3.	Equations de mouvement des drones.....	36
1.5.3.1.	Le modèle cinématique du drone .....	36
1.5.3.1.1.	La cinématique de translation.....	36
1.5.3.1.2.	La cinématique de rotation .....	37
1.5.3.2.	Le modèle dynamique du drone .....	39
1.5.3.2.1.	La dynamique de translation.....	39
1.5.3.2.2.	La dynamique de rotation .....	40
1.5.3.3.	Dynamique générale du drone.....	41
2.	<i>Chapitre 2 : Aperçu sur les approches de contrôle des drones</i> .....	43
2.1.	INTRODUCTION .....	43
2.2.	APPROCHES DE CONTRÔLE LINÉAIRES .....	43
2.2.1.	La commande par PID.....	44
2.2.2.	La commande par placement des pôles.....	45
2.2.3.	La commande prédictive .....	46
2.3.	APPROCHES NON LINÉAIRES .....	47
2.3.1.	La commande par Backstepping .....	47
2.3.2.	La commande par modes glissants.....	48
2.3.3.	La commande adaptative .....	49
2.3.4.	La commande prédictive non linéaire .....	49
2.4.	CONCLUSION .....	50
3.	<i>Chapitre 3 : Contrôle d'un convertible à poussée fixée au corps</i> .....	52
3.1.	INTRODUCTION .....	52
3.2.	CONCEPTION D'UN CONTROLEUR DE CONVERTIBLE A POUSSEE FIXEE AU CORPS.....	52
3.2.1.	Modèle dynamique .....	52
3.2.2.	Equation du mouvement.....	53
3.3.	FORCE AÉRODYNAMIQUE .....	54

3.4.	MODELE D'ERREUR.....	55
3.5.	LOIS DE COMMANDE.....	55
3.5.1.	Mouvement 2-D .....	55
3.5.2.	Mouvement 3-D .....	56
3.6.	ETUDE DE LA STABILITÉ .....	57
3.6.1.	Régime transitoire (VORTEX RING STATE).....	58
3.6.2.	Effet de la perturbation .....	59
4.	<i>Résultats de simulations</i> .....	61
4.1.	INTRODUCTION .....	61
4.2.	SIMULATION DU CONTRÔLEUR D'UN DRONE CONVERTIBLE EN CAS 2-D .....	61
4.2.1.	Génération de la trajectoire 2-D .....	61
4.2.2.	Conditions initiales, choix des gains et paramètres du drone en 2-D .....	62
4.2.3.	Résultats des simulations cas 2-D .....	63
4.3.	SIMULATION DU CONTRÔLEUR D'UN DRONE CONVERTIBLE EN CAS 3-D .....	67
4.3.1.	Génération de la trajectoire 3-D .....	67
4.3.2.	Conditions initiales, choix des gains et paramètres du drone en 3-D .....	68
4.3.3.	Résultats des simulations cas 3-D .....	68
	<i>Conclusion générale</i> .....	72
	<i>Bibliographie</i> .....	73



## Liste des figures

<i>1.1 Exemples de drones HALE</i>	5
<i>1.2 Exemples de drones MALE</i>	6
<i>1.3 Exemples de drones TUAV</i>	6
<i>1.4 Exemples de mini drones</i>	6
<i>1.5 Exemples de micro drones</i>	7
<i>1.6 Exemples d'hélicoptères à rotor anticouple de queue</i>	8
<i>1.7 Exemple d'hélicoptère NOTAR</i>	8
<i>1.8 Exemples de drones hélicoptères</i>	9
<i>1.9 Exemples d'hélicoptères à rotors coaxiaux</i>	9
<i>1.10 Exemples de drones à rotors coaxiaux à usage interne</i>	10
<i>1.11 Exemples de drones à rotors coaxiaux à usage externe</i>	10
<i>1.12 Exemples de drones à rotors coaxiaux à carène courte</i>	11
<i>1.13 Exemples de drones à rotors coaxiaux à carène longue</i>	12
<i>1.14 Exemples d'hélicoptères à rotors en tandem</i>	13
<i>1.15 Exemples d'hélicoptères miniatures à rotors en tandem</i>	13
<i>1.16 Exemple d'hélicoptère à rotors engrenant</i>	14
<i>1.17 Exemple d'hélicoptère miniature à rotors engrenant</i>	14
<i>1.18 Exemples de véhicules convertibles à corps basculant</i>	15
<i>1.19 Exemples de véhicules convertibles à rotors basculants</i>	16
<i>1.20 Exemples de véhicules à technologie VTDP</i>	17
<i>1.21 Exemples de drones à rotors multiples</i>	18
<i>1.22 Exemple de drone à rotors à réaction</i>	18
<i>1.23 Projets retenus pour le concours microdrones de l'Onera</i>	19
<i>1.24 Principe physique d'un accéléromètre</i>	22
<i>1.25 Effet gyroscopique</i>	23
<i>1.26 Effet piézoélectrique</i>	24
<i>1.27 Effet Sagnac</i>	24
<i>1.28 Le système GPS</i>	25
<i>1.29 Utilisation des télémètres</i>	26
<i>1.30 Baromètre d'un drone</i>	26
<i>1.31 Principe physique d'un compas électronique magnéto-résistif</i>	27
<i>1.32 Mag-drone</i>	28
<i>1.33 Caméra HD de résolution 1280 x 720 pixels située à l'avant du drone</i>	29
<i>1.34 Caméra de résolution 640 x 480 pixels située en Dessous du drone</i>	29
<i>1.35 Principe du fonctionnement d'un capteur ultrason</i>	29
<i>1.36 Capteur ultrason et leur emplacement sur un drone</i>	30
<i>1.37 Différentes parties à modéliser dans un drone</i>	31
<i>1.38 Représentation du repère inertiel</i>	31
<i>1.39 Représentation du repère mobile</i>	32

<i>1.40 Représentation du repère navigation</i>	32
<i>1.41 Les angles d'Euler</i>	34
<i>1.42 Rotations successives définissant les pseudos angles d'Euler</i>	38
<i>2.1 Principe de la commande par PID</i>	44
<i>2.2 Zone idéale de placement des pôles de la boucle fermée</i>	45
<i>2.3 Principe de la commande prédictive</i>	47
<i>2.4 Fonctionnement de la commande par mode glissant</i>	48
<i>2.5 Principe de la commande adaptative</i>	49
<i>3.1 Les composantes de la force aérodynamique</i>	54
<i>4.1 Trajectoire de référence</i>	62
<i>4.2 les erreurs de vitesse en fonction du temps</i>	64
<i>4.3 la poussée(<math>T</math>) en fonction du temps</i>	64
<i>4.4 Omega (<math>w</math>) en fonction du temps</i>	65
<i>4.5 l'incidence (<math>\alpha</math>) en fonction du temps</i>	65
<i>4.6 l'orientation en fonction du temps</i>	66
<i>4.7 Vitesse de référence 3-D</i>	67
<i>4.8 les erreurs de vitesse en fonction du temps</i>	69
<i>4.9 la poussée(<math>T</math>) en fonction du temps</i>	70
<i>4.10 Omega (<math>w</math>) en fonction du temps</i>	70
<i>4.11 les Angles d'Euler en fonction du temps</i>	71

## Liste des tableaux

3.1 Avantages *et inconvénients du Backstepping*

55

## Liste des abréviations

UAV	Unmanned Aerial Vehicles
HALE	High Altitude, Long Endurance
MALE	Medium Altitude Long Endurance
TUAV	Tactical Unmanned Aerial Vehicles
VTOL	Vertical Take Off and Landing
RAC	ROTOR ANTI COUPLE
NOTAR	NO Tail Rotor
VTDP	Vectored Thrust Ducted Propeller
GPS	Global Positioning System
DCM	Matrice de Cosinus Directeur
AE	Angle d'Euler
PID	Proportionnel -Intégral - Dérivé
MPC	Model Predictive Control
RHC	Receding Horizon Control
MEMS	Micro Electro Mechanical Systems
2-D	2 Dimensions
3-D	3 Dimensions
GLMAV	Gun Launched Micro Aerial Vehicle
GNSS	Global Navigation Satellite Systems
NED	North East Down
SISO	Single Input - Single Output

## Notations

$C_D, C_L$	Coefficients de traînée et de portance
$F_{ae}$	Force aérodynamique
$I_{3 \times 3}$	Matrice d'identité
$J$	Matrice d'inertie
$Q, q$	Quaternion et partie vectorielle du quaternion
$R$	Matrice de rotation
$S(\cdot)$	Matrice antisymétrique
$T$	Force de poussée
$a_i, a_b$	Accélérations apparentes dans le repère inertiel et le repère mobile
$(b)$	Repère mobile
$\det(\cdot)$	Déterminant d'une matrice
$g$	Accélération de la gravité
$(i)$	Repère inertiel
$m$	Masse du véhicule
$v, v_a$	Vitesse linéaire et vitesse-air
$v_w$	Vitesse du vent
$x, y$	Vecteur d'état et vecteur de sortie du système
$\alpha$	Angle d'incidence
$\beta$	Angle de dérapage
$\omega$	Vitesse angulaire
$\phi, \theta, \psi$	Angles d'Euler : Roulis, Tangage, Lacet
$\varsigma$	Terme de correction dans la vitesse angulaire
$\eta$	Partie scalaire du quaternion
$\tau$	Couple du système
$\tau_{ae}$	Couple aérodynamique
$\ \cdot\ $	Norme d'un vecteur
$\otimes$	Produit de quaternion
$F_{ext}$	Force externe résultante
$e_v$	erreur sur la vitesse
$e_p$	erreur sur la position
$s$	surface
$\Omega$	vitesse de rotation
$K$	coefficient non linéaire

## *Introduction générale*

Les véhicules volants entièrement autonomes existent grâce au développement de la technologie ; moteurs, batteries, capteurs, de systèmes de navigation et de pilotes. Ces avancées technologiques et les nombreuses applications potentielles intéressent de plus en plus les véhicules aériens sans pilote. Ces derniers, nommés aussi drones qui sont utilisés pour répondre à diverses applications ; Dans les domaines de la surveillance, la robotique aériennes, des opérations de recherche et sauvetage, de la reconnaissance tactique et de la recherche scientifique. Ils existent des drones à voilure fixe, des drones à voilure tournante, des drones à ailes battantes concentrant sur des drones hybrides ou convertibles.

La principale lacune de la plupart des configurations mécaniques présentées par les convertibles concerne la combinaison de vol stationnaire et de vol en translation. En vol stationnaire, la configuration de l'avion est plus proche de celle d'un giravion, où la gravité est équilibrée par la force générée par le rotor. En vol vers l'avant, la configuration de l'aéronef est similaire à celle d'un aéronef à voilure fixe, où la gravité est compensée par la portance obtenue au moyen de surfaces aérodynamiques adaptées (par exemple, des ailes). La trajectoire spécifique du système dans laquelle la forme de vol de l'avion passe du vol stationnaire au vol vers l'avant est appelée une manœuvre de transition. Le développement de convertibles fait face à de nombreux défis, notamment la modélisation du système, la reconstruction de l'état à estimer, la conception des commandes et la conception mécanique. Ceci est dû aux facteurs suivants : La complexité de l'effet aérodynamique empêche d'obtenir un modèle dynamique précis qui peut être utilisé à des fins de conception de contrôle, la variation rapide de l'attitude du véhicule. Concernant la complexité des effets aérodynamiques et du fort couplage entre la dynamique et la forte non-linéarité des systèmes de drones, une conception robuste de petits aéronefs est nécessaire pour atteindre un certain degré d'autonomie. Les techniques de contrôle linéaires deviennent incapables d'assurer une bonne stabilité des résultats moins performants car elles utilisent des modèles simplifiés qui négligent complètement les effets aérodynamiques et les couplages entre les dynamiques. Aujourd'hui, les recherches se dirigent vers les techniques de contrôle non linéaires qui donnent des résultats satisfaisants au niveau pratique. Dans notre travail, nous proposons une stratégie de contrôle adaptatif et robuste pour un drone

convertible à poussée fixée au corps. Les effets aérodynamiques sont pris en considération. Le modèle des forces aérodynamiques employé est celui développé dans [21].

## **Organisation du manuscrit**

Ce manuscrit de mémoire est composé de quatre chapitres introduits comme suit :

**Chapitre 1** : nous exposons dans un premier temps les membres les plus représentatifs de la grande famille des drones, en mettant l'accent sur les drones convertibles. Ensuite, nous étudions les différentes technologies de capteurs embarqués permettant aux drones de se positionner et de s'orienter dans l'espace. Enfin, une dernière partie est consacrée à la modélisation des drones contenant les systèmes de coordonnées, la représentation de l'attitude et les équations de mouvement des drones.

**Chapitre 2** : dans ce chapitre nous présentons les différentes approches de contrôle qui se devise en deux parties : approches de contrôle linéaires et non linéaires commençant par les approches linéaires telles que la commande par PID, par Placements des pôles et la commande Prédictives. Puis en Passe aux approches non linéaires tels que la commande par Backstepping, par mode glissant, Adaptative et la commande prédictive non linéaires.

Dans **le chapitre 3**, nous développons une approche unifiée permettant le contrôle de la trajectoire globale d'un drone convertible à poussée fixée au corps. Nous donnons en premier temps la conception d'un contrôleur de convertible a poussée fixée au corps (model dynamique et équation de mouvement). Puis, nous présentons les force aérodynamiques, le model d'erreur et lois de commande (2D et 3D) terminant par l'étude de la stabilité.

**Le chapitre 4** présente une approche unifiée permettant le contrôle de la trajectoire globale d'un drone convertible à poussée fixée au corps. Nous donnons en premier temps une trajectoire de référence. Puis, choisir des gains et des paramètres du drone, finissons par l'illustration et la discussion des résultats.

Enfin une conclusion générale résume nos principales contributions et ouvre des perspectives pour ce travail. Finalement, des références bibliographiques clôturent ce manuscrit.

# **Chapitre 1**

## **Généralités sur les Drones**



## ***1. Chapitre 1 : Généralités sur les drones***

### **1.1. INTRODUCTION**

Les drones aériens ou UAV (de l'anglais Unmanned Aerial Vehicles) sont des engins volants sans pilote capables de mener à bien une mission de façon plus ou moins autonome. Il en existe de toutes les tailles et de toutes les formes [1],[2],[3],[4],[5]. La fonction principale de ces véhicules aériens est d'étendre la vision humaine au-delà de l'horizon naturel afin d'accomplir des travaux à risques ou dans des environnements hostiles. Les premières applications ont d'ailleurs été mises en œuvre par les militaires pour des missions de surveillance ou de reconnaissance, sans risque de pertes humaines. Plus récemment, des applications civiles ont fait leur apparition comme la prévention des feux de forêts, l'inspection des ouvrages d'art, la surveillance du trafic autoroutier ou la collecte de données météorologiques. Cependant, l'utilisation des drones civils reste limitée car les drones non militaires ne sont pas encore totalement intégrés dans l'espace aérien civil. En fonction des capacités opérationnelles recherchées, la taille des drones varie sur une échelle allant de quelques centimètres à plusieurs dizaines de mètres, tandis que leur masse fluctue entre quelques grammes pour les plus légers et jusqu'à plusieurs tonnes pour les plus lourds.

Dans ce chapitre, nous exposons dans un premier temps les membres les plus représentatifs de la grande famille des drones, en mettant l'accent sur les drones convertibles. Ensuite, nous étudions les différentes technologies de capteurs permettant aux drones de se positionner et de s'orienter dans l'espace. Enfin, une dernière partie est consacrée à la modélisation des drones contenant les systèmes de coordonnées, la représentation de l'attitude et les équations de mouvement des drones.

### **1.2. APERÇU SUR LES DRONES**

#### **1.2.1. Définition d'un drone**

Un drone est un aéronef sans pilote humain à bord qui utilise les forces aérodynamiques pour produire un vol vertical. Il peut être piloté à distance, autonome ou semi autonome [1]. Il est susceptible d'emporter différentes charges utiles, le rendant capable d'effectuer des tâches spécifiques pendant une durée de vol qui peut varier en fonction de ses capacités. L'utilisation des drones a d'abord été connue dans les applications militaires, comme la surveillance et la reconnaissance et comme plateforme de désignation de cible ou comme

## Chapitre 1 : Généralités sur les drones

arme. Puis, plusieurs applications civiles sont devenues concurrentes, notamment dans l'observation des phénomènes naturels, la pulvérisation des pesticides sur les surfaces agricoles, la surveillance de l'environnement (exemple : mesures de la pollution) et des réseaux routiers, la maintenance des infrastructures...etc. [1].

Aujourd'hui, plusieurs modèles des drones sont disponibles suivant leurs domaines d'application et la mission accordée. Parmi ces modèles, il y a les drones à ailes fixes, les drones à ailes battantes et les aéronefs à décollage et atterrissage vertical, à voilures tournantes, 'VTOL' (Vertical Take off and Landing).

### 1.2.2. Types des drones

La classification unique des drones est un exercice impossible à réaliser dans la mesure où chaque pays possède la sienne. De plus, elle peut dépendre de nombreux paramètres comme l'autonomie en vol, l'altitude de vol, la charge utile embarquée, les dimensions ou la masse du drone. La classification présentée dans ce mémoire repose sur celle proposée par l'Armée de l'Air des Etats-Unis d'Amérique qui répartit les drones en cinq catégories :

- i. Les drones HALE (de l'anglais High Altitude, Long Endurance), ayant une autonomie de plusieurs jours pour certains et évoluant à plus 20 000 mètres d'altitude. La figure 1.1 présente les drones RQ-4B Global Hawk, construits par Northrop Grumman et RQ-170 Sentinel et développés par Lockheed Martin.



(a) RQ-4B Global Hawk



(b) RQ-170 Sentinel

**Figure 1.1** Exemples de drones HALE

- ii. Les drones MALE (de l'anglais Medium Altitude, Long Endurance), ayant une autonomie d'une trentaine d'heures et évoluant entre 5 000 et 15 000 mètres d'altitude. La figure 1.2 présente les drones MQ-9 Reaper et MQ-1C Gray Eagle, tous les deux développés par General Atomics ;



(a) MQ-9 Reaper



(b) MQ-1C Gray Eagle

**Figure 1.2** Exemples de drones MALE

- iii. Les drones TUAV (de l'anglais Tactical Unmanned Aerial Vehicles), ayant une autonomie d'une dizaine d'heures et évoluant à moins de 5 000 mètres d'altitude. La figure 1.3 présente les drones Hermes 450, construits par Elbit Systems, et RQ-7 Shadow et développés par AAI Corporation.



(a) Hermes 450



(b) RQ-7 Shadow

**Figure 1.3** Exemples de drones TUAV

- iv. Les Mini UAV, ayant une autonomie de quelques heures et de dimensions de l'ordre du mètre. La figure 1.4 présente les drones Bayraktar, construits par Baykar Makina, et Hovereye et développés par Bertin Technologies.



(a) Bayraktar



(b) Hovereye

**Figure 1.4** Exemples de mini drones

- v. Les Micro UAV, ayant une autonomie d'une trentaine de minutes, une masse inférieure à 500 grammes et pouvant être contenus dans une sphère de 30 centimètres de diamètre. La figure 1.5 présente un bref aperçu de ce qui peut être fait en termes de miniaturisation des véhicules aériens, à savoir le drone Wasp, développé par AeroVironment, un drone de la gamme Proxflyer et un drone de type MFI (de l'anglais Micromechanical Flying Insect).



Figure 1.5 Exemples de micro drones

### 1.2.3. Les drones à voilure tournante

Les drones miniatures à voilure tournante appartiennent tous au groupe des véhicules VTOL qui définit les appareils à décollage et atterrissage verticaux. Ils trouvent principalement leur place comme plateformes expérimentales relativement faciles à mettre en œuvre et peu onéreuses. Ils servent ainsi à mettre en pratique et à illustrer des travaux de recherche dans les domaines de la robotique, de l'automatique ou du traitement du signal. Cette section présente un état de l'art des différentes architectures aéromécaniques formant la famille des véhicules à voilure tournante. Pour chaque solution technologique, nous détaillons ses spécificités, plus ou moins avantageuses, à travers de nombreux projets et prototypes existants.

#### 1.2.3.1. Les hélicoptères classiques

L'hélicoptère est l'architecture à voilure tournante la plus répandue et la mieux maîtrisée. Il est composé d'un rotor principal et d'une poutre à l'arrière du véhicule sur laquelle est monté un rotor anticouple (RAC) de queue. Ce dernier peut être libre ou caréné dans un fenestron pour en augmenter la protection et l'efficacité aérodynamique. Les deux configurations sont visibles sur la figure 1.6. La rotation du rotor principal génère une poussée su-sante pour compenser le poids de l'appareil, tandis que le rotor de queue permet de contrer le moment généré par la rotation du rotor principal. Sans ce rotor de queue, l'hélicoptère tournerait indéfiniment sur lui-même.



**Figure 1.6** Exemples d'hélicoptères à rotor anticouple de queue

Cependant, il a été constaté que le rotor de queue pouvait être la source de bruits et de vibrations affectant les performances de vol des hélicoptères. Le système NOTAR (de l'anglais NO Tail Rotor), développé par Hughes Helicopters dans les années 80, permet de réduire ces nuisances et ces problèmes techniques. Il consiste, à l'aide d'une soufflante alimentée par le rotor principal, à créer une surpression dans la poutre de l'hélicoptère et à éjecter cet air à l'extrémité arrière de la poutre à travers une buse orientable. Ce système permet ainsi d'économiser une partie de la puissance mécanique normalement utilisée par un rotor anticouple. Il augmente également la sécurité - un rotor anticouple étant particulièrement vulnérable - et diminue fortement le bruit extérieur. La figure 1.7 montre l'hélicoptère MD 600 conçu par McDonnell Douglas Helicopter Systems et équipé du système NOTAR.



**Figure 1.7** Exemple d'hélicoptère NOTAR

Le retour d'expérience considérable acquis au cours des développements sur les modèles d'hélicoptères grandeur nature a permis de concevoir des drones hélicoptères très rapidement, en anticipant toutes les problématiques répertoriées. D'ailleurs, certains travaux comme [6] présentent des procédures complètes permettant de construire des drones hélicoptères, depuis la modélisation jusqu'aux essais expérimentaux, en passant par le choix des composants électroniques. Ainsi, de nombreux drones à voilure tournante sont directement inspirés de l'hélicoptère, comme le Camcopter S-100, développé par Schiebel et utilisé par

## Chapitre 1 : Généralités sur les drones

l'armée pour des missions de reconnaissance, et le RMAX, conçu par Yamaha et utilisé comme moyen d'épandage aérien. Ces deux drones sont indiqués par la figure 1.8.



(a) RMAX



(b) Camcopter S-100

**Figure 1.8** Exemples de drones hélicoptères

### 1.2.3.2. Les rotors coaxiaux

La configuration des rotors coaxiaux est constituée de deux rotors fixés sur le même axe de rotation, mais tournant dans des sens opposés pour annuler les effets de couple. Les hélicoptères à rotors coaxiaux sont donc dépourvus de rotor de queue, les rendant de ce fait plus compacts et par conséquent moins sensibles aux vents transverses que les hélicoptères classiques. Du point de vue du fonctionnement, les deux rotors contribuent à la poussée verticale et leur différentiel de vitesse de rotation pilote l'orientation autour du lacet. Il est important de noter que la poussée totale est inférieure à la somme des poussées individuelles de chaque rotor, ceci à cause d'une perte générée par de multiples interactions des flux d'air entre les rotors. De plus, parce que les deux rotors assurent en même temps des fonctions de translation, d'orientation et de sustentation, le système de commande, ainsi que l'architecture mécanique, s'en retrouvent fortement complexifiés. Néanmoins, la société russe Kamov, ayant vu les nets avantages de cette configuration de rotors en termes de capacité de levage et de stabilité, s'est spécialisée dans la conception d'hélicoptères à rotors coaxiaux. La figure 1.9 montre d'ailleurs deux exemplaires d'hélicoptères issus de leur production.



(a) Ka-27



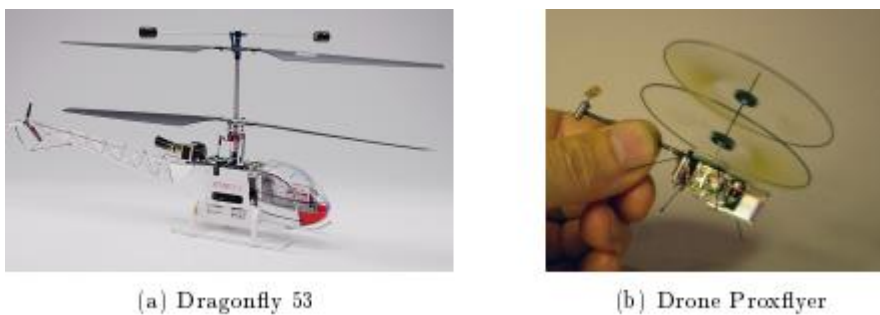
(b) Ka-50

**Figure 1.9** Exemples d'hélicoptères à rotors coaxiaux



## Chapitre 1 : Généralités sur les drones

La stabilité naturelle des architectures à rotors coaxiaux en fait des candidates idéales pour une utilisation dans le monde de l'aéromodélisme [7]. Cet avantage est cependant altéré par une vitesse de déplacement dans le plan horizontal limitée et, en fonction de la taille des engins, à une grande sensibilité au vent. Ces deux éléments contraignent les plus petits des drones à rotors coaxiaux à un usage en intérieur. C'est le cas des drones présentés par la figure 1.10, dont l'objectif est d'être les plus petits ou les plus légers possibles tout en gardant certaines performances de vol, ce qui constitue un défi technique et technologique majeur. Les drones présentés par la figure 1.11, quant à eux, sont suffisamment grands et possèdent un système de propulsion suffisamment puissant pour être utilisés en extérieur. Ainsi, le drone **IT180**, développé par Infotron, a déjà été utilisé par l'Armée Française en Afghanistan et le **Ka-137**, conçu par Kamov, est utilisé pour réaliser des mesures biologiques et chimiques dans des zones hostiles à l'Homme.



**Figure 1.10** Exemples de drones à rotors coaxiaux à usage interne



**Figure 1.11** Exemples de drones à rotors coaxiaux à usage externe

### 1.2.3.3. Les rotors coaxiaux carénés

Une alternative intéressante aux rotors coaxiaux consiste à les intégrer dans une carène, les isolant ainsi de l'environnement extérieur. Le véhicule est alors plus résistant aux chocs et quasiment inoffensif pour un opérateur puisque les pales ne sont pas directement

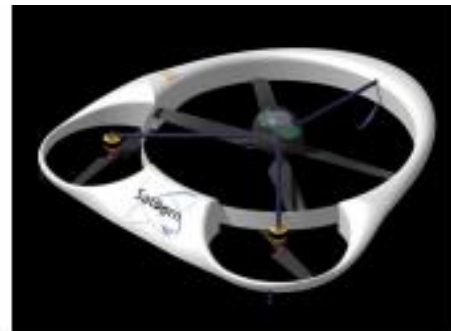
## Chapitre 1 : Généralités sur les drones

accessibles. Cependant, le carénage augmente la masse de la structure, diminuant de ce fait la charge utile pouvant être embarquée. Du point de vue de la qualité de vol, la présence de la carène induit un fort moment cabreur en présence de rafales transverses, ce qui peut déstabiliser le véhicule en vol stationnaire. Ces effets sont expérimentalement caractérisés dans [9].

Deux architectures mécaniques peuvent être distinguées concernant les drones à rotors coaxiaux carénés. La première architecture regroupe les appareils à carène courte, c'est-à-dire dont la hauteur est faible par rapport à son diamètre. L'électronique embarquée et la charge utile sont alors réparties dans la carène, autour des rotors. Ces véhicules possèdent en général une bonne stabilité en vol stationnaire, mais une aptitude limitée en vol de translation horizontale. Ainsi certaines architectures, comme celle présentée par la figure 1.12(a), ont un rotor secondaire à l'arrière pour assurer le vol de translation, le rotor principal ne servant qu'à la sustentation. Une autre architecture, présentée à la figure 1.12(b), comporte deux rotors secondaires permettant au drone de s'incliner et donc de contrôler sa vitesse de translation. Dans tous les cas, le véhicule reste pratiquement à plat lors du vol d'avancement, gardant par conséquent une traînée aérodynamique faible.



(a) Cypher II



(b) Satoorn

**Figure 1.12** Exemples de drones à rotors coaxiaux à carène courte

L'inconvénient de ce type de véhicule reste leur faible tenue aux rafales transverses, pouvant entraîner un fort moment cabreur. Pour en limiter son intensité, il est possible d'ajouter des ailes de stabilisation ou de placer la charge utile en hauteur afin de rehausser le centre de gravité du drone. C'est cette seconde solution qui est le plus souvent employée, comme en atteste la figure 1.13. Dans ce cas, les rotors contribuent uniquement à la poussée verticale et à l'orientation en lacet. L'orientation en roulis et en tangage, permettant le vol en translation, est assurée par des déflecteurs placés de façon adéquate dans le flux d'air sous le drone.





**Figure 1.13** Exemples de drones à rotors coaxiaux à carène longue

Le principal avantage de ces véhicules est de posséder une enveloppe de vol remarquable. En effet, leur forme allongée permet de passer d'un comportement de type hélicoptère, lorsque le véhicule est à la verticale, à un comportement de type avion, lorsque le véhicule est suffisamment cabré en vol de translation horizontale rapide. Dans ce cas, la carène agit comme une aile annulaire, générant une portance qui s'ajoute à celle générée par les rotors coaxiaux. Par ailleurs, l'absence d'articulation des rotors rend la technologie de ces véhicules relativement simple, et donc très facile à maintenir en condition opérationnelle. L'inconvénient majeur concerne un décrochage possible des gouvernes de direction en vol stationnaire, rendant l'appareil hors de contrôle. Cela peut se produire dans le cas où les gouvernes subissent un vent relatif, résultant de la composition de la vitesse du vent externe et de la vitesse du flux d'air issu des hélices, trop important. Davantage d'informations concernant la conception et la caractérisation aérodynamique des véhicules à rotors coaxiaux carénés sont présentées dans [8].

#### 1.2.3.4. Les rotors en tandem

La configuration des rotors en tandem est constituée de deux rotors, généralement de même taille, fixés l'un devant l'autre. Elle est le plus souvent utilisée pour des hélicoptères de grande taille, devant transporter de lourdes charges, car les deux rotors participent à la poussée. Les effets de couple, générés par la rotation des rotors, sont annulés par le fait qu'ils tournent dans des sens opposés. La translation et l'orientation de ces appareils sont engendrées en faisant varier l'inclinaison ou la vitesse de rotation des rotors, suivant le comportement souhaité. La figure 1.14 présente les hélicoptères à rotors en tandem CH-46 Sea Knight et CH-47 Chinook, développés par Boeing pour le transport de troupes et de matériel.



(a) CH-46 Sea Knight



(b) CH-47 Chinook

**Figure 1.14** Exemples d'hélicoptères à rotors en tandem

Cette architecture pourrait être extrêmement intéressante si elle ne possédait pas ces quelques caractéristiques très handicapantes. Le premier défaut vient de la structure imposante du véhicule et de ses rotors, le rendant peu manœuvrable en environnement urbain et sensible aux rafales de vent transverses. Le second inconvénient vient de la transmission entre les deux rotors. Cet organe indispensable est incroyablement complexe car il doit synchroniser la rotation des deux rotors pour qu'ils ne se touchent pas, et cela même en cas de panne d'un des moteurs. Le dernier élément desservant la configuration à rotors en tandem vient de son aérodynamique. En effet, le rotor situé à l'arrière du véhicule se trouve dans le sillage de celui placé à l'avant et est par conséquent fortement perturbé, réduisant de ce fait son efficacité. Toutefois, l'ampleur de ce problème peut être réduite en augmentant la distance entre les rotors ou en rehaussant l'un des rotors. Toutes ces raisons ont conduit les divers constructeurs aéronautiques à ne pas exploiter la configuration à rotors en tandem pour le développement des drones. Cependant quelques modèles réduits existent, mais seulement pour un usage ludique comme le montre la figure 1.15.



**Figure 1.15** Exemples d'hélicoptères miniatures à rotors en tandem

### 1.2.3.5. Les rotors engrenant

La configuration des rotors engrenant est constituée de deux rotors, généralement de même taille, montés sur un axe en forme de V. De cette façon, les rotors, tournant à la même

## Chapitre 1 : Généralités sur les drones

vitesse mais en sens contraire, ne se percutent pas. Cette architecture permet d'augmenter la portance, la poussée totale étant la somme des poussées individuelles, et de se passer de dispositif anticouple, les rotors tournant dans des sens opposés. L'efficacité de cette structure est donc bien meilleure que celle composée de rotors coaxiaux et moins imposante que celle basée sur des rotors en tandem. Par conséquent, ce type de véhicule est propice au transport de charges lourdes. L'hélicoptère K-MAX, développé par Kaman Aircraft et présenté par la figure 1.16, est d'ailleurs spécialisé dans le transport de charges à l'élingue. Cependant, tout comme pour la configuration à rotors en tandem, le point noir de cette architecture concerne la complexité du mécanisme de transmission entre les deux rotors.



(a) K-MAX



(b) Rotors du K-MAX

**Figure 1.16** Exemple d'hélicoptère à rotors engrenant

Contrairement à ce qui a été avancé dans [8], une version non habitée du K-MAX existe et a déjà effectué plus de 485 sorties, 525 heures de vol et transporté plus de 725 tonnes de matériel depuis son déploiement en novembre 2011. Il peut tout aussi bien être utilisé pour livrer du matériel dans des zones de combat que pour intervenir dans des situations comportant des risques chimiques, biologiques ou radioactifs. Un modèle réduit opérationnel de l'hélicoptère K-MAX est présenté par la figure 1.17.



(a) Vue de profil



(b) Vue de face

**Figure 1.17** Exemple d'hélicoptère miniature à rotors engrenant

### 1.2.3.6. Les convertibles

La principale lacune de la plupart des configurations mécaniques présentées concerne la combinaison de vol stationnaire et de vol en translation. C'est pourquoi plusieurs études ont été réalisées afin de développer des véhicules qui se comporteraient comme des hélicoptères en vol stationnaire, et comme des avions en vol en translation. Le vol de type avion permettrait alors de se déplacer très rapidement en consommant un minimum d'énergie, tandis que le vol de type hélicoptère permettrait d'assurer des missions nécessitant le vol stationnaire. Le principe est alors de faire basculer tout ou une partie du fuselage du véhicule d'une position verticale pour le vol stationnaire à une position horizontale pour le vol en translation. Cette catégorie de véhicules polyvalents est appelée convertible. En pratique, la conception de tels engins est mécaniquement complexe et d'une fragilité consternante. De plus, l'enveloppe de vol très étendue de ce type de véhicule rend les solutions technologiques sous optimales, tant du point de vue du comportement avion que du comportement hélicoptère.

Trois architectures de véhicules convertibles ont néanmoins été mises au point. La première architecture de véhicules convertibles regroupe les engins ayant la capacité de faire basculer l'ensemble de leur fuselage pour passer d'un mode de vol hélicoptère à un mode de vol avion. Cette architecture est relativement proche de celle des véhicules à rotors coaxiaux carénés. Ce qui différencie ces deux architectures est la présence de voilure plane fixe sur le fuselage des véhicules convertibles permettant ainsi d'atteindre de plus grandes vitesses de translation (jusqu'à 980 kilomètres par heure pour le XFY Pogo développé par Convair et présenté aux figures 1.18(a) et 1.18(b)). Une version non habitée utilisant cette architecture a récemment été développée par AeroVironment pour la livraison de charges légères (inférieures à 30 kilogrammes) nécessitant une grande précision. Il s'agit du drone SkyTote, illustré par la figure 1.18(c), ayant un rayon d'action de 380 kilomètres pour une autonomie de plusieurs heures.



(a) XFY Pogo



(b) XFY Pogo



(c) SkyTote

**Figure 1.18** Exemples de véhicules convertibles à corps basculant

## Chapitre 1 : Généralités sur les drones

La seconde architecture de véhicules convertibles regroupe les engins ayant la capacité de faire basculer leurs rotors pour passer d'un mode de vol hélicoptère à un mode de vol avion. Ces appareils sont équipés de rotors tournant en sens opposés placés aux extrémités d'une voilure fixe comme l'indique la figure 1.19. En vol stationnaire, les rotors assurent la sustentation et les mouvements verticaux du véhicule. L'orientation autour du roulis est obtenue par le différentiel de vitesse de rotation entre les rotors, tandis que celle autour du lacet est pilotée en inclinant les rotors dans des directions opposées. L'angle de tangage est quant à lui commandé par le pas cyclique du rotor. En vol de translation, c'est la voilure fixe qui assure la sustentation tandis que les rotors assurent la propulsion. Le lacet est alors contrôlé par des dérives situées à l'arrière du véhicule et la voilure fixe est équipée d'ailerons permettant la mise en virage, comme pour un avion traditionnel. Ces divers éléments sont bien définis par les véhicules AW609, fabriqués par AgustaWestland, et Nord 500, développé par Nord Aviation, ainsi que par le drone Eagle Eye, conçu par Bell Helicopter. Ces trois appareils étant tous présents par la figure 1.19.



**Figure 1.19** Exemples de véhicules convertibles à rotors basculants

Le problème majeur de ces véhicules concerne la phase de transition entre le mode hélicoptère et le mode avion. Il s'agit en effet d'une phase critique dont les effets aérodynamiques sont méconnus. De plus, l'ajout de l'articulation entre la voilure fixe et la voilure mobile augmente les coûts de maintenance du véhicule. Enfin, l'exposition des pales rend ces véhicules peu manœuvrables en milieu urbain. C'est notamment pour cette raison que le drone Eagle Eye est principalement employé pour la surveillance des côtes aux Etats-Unis d'Amérique [8].

La dernière architecture de véhicules convertibles regroupe les engins ayant la capacité de convertir leur voilure tournante en voilure fixe pour le vol de translation. Ils sont également généralement équipés de la technologie VTDP (de l'anglais Vectored Thrust Ducted Propeller).



## Chapitre 1 : Généralités sur les drones

Cette technologie vise à augmenter la vitesse de croisière des véhicules à voilure tournante grâce à l'installation d'une hélice, carénée ou non, à l'arrière de l'appareil. La structure atypique de ces appareils est présentée aux figures 1.20(a) et 1.20(b) avec le Piasecki X-49, conçu par Piasecki Aircraft, et le Sikorsky X2, développé par Sikorsky Aircraft.



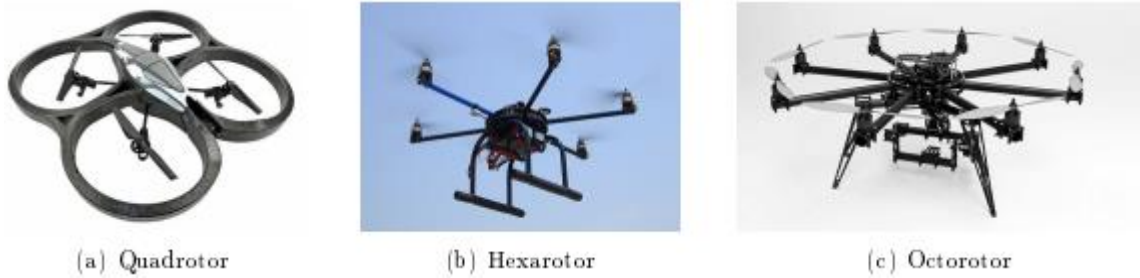
**Figure 1.20** Exemples de véhicules à technologie VTDP

Le principe de vol de ces véhicules est relativement simple. En vol stationnaire et à de faibles vitesses d'avancement, la sustentation du véhicule est assurée par un ou plusieurs rotors. A partir d'une certaine vitesse d'avancement, la portance générée par la voilure fixe prévaut sur celle générée par le ou les rotors. Le ou les rotors sont alors progressivement ralentis, puis verrouillés perpendiculairement au fuselage pour constituer une aile supplémentaire. La facilité de transition entre le vol stationnaire et le vol de translation est le principal avantage de cette technologie. Il n'est en effet plus nécessaire de basculer tout ou une partie du fuselage du véhicule pour passer d'un mode de vol à l'autre. Cet intéressant concept de véhicules convertibles a conduit au développement par Boeing du drone X-50 Dragonfly, indiqué par la figure 1.20(c).

### 1.2.3.7. Les rotors multiples

Les drones à rotors multiples constituent certainement la configuration aéromécanique la plus connue et la plus répandue parmi les véhicules aériens autonomes. Ces appareils sont généralement équipés de quatre rotors, mais il en existe avec six, voire huit rotors comme l'indique la figure 1.21. La simplicité mécanique fait de ce type de véhicule une configuration très utilisée pour la réalisation de plateformes expérimentales à coûts réduits [8].

Le fonctionnement des drones à rotors multiples est assez particulier. Tout d'abord, afin de compenser le couple de réaction, le sens de rotation des rotors est inversé deux à deux. De plus, les déplacements du véhicule ne se font qu'en manipulant minutieusement les vitesses de rotation des différents rotors. En effet, c'est la différence de portance qui détermine



**Figure 1.21** Exemples de drones à rotors multiples

L'inclinaison de l'appareil autour des angles de roulis et de tangage, permettant alors le vol de translation. De part la très bonne répartition de la portance dans le plan horizontal, les drones à rotors multiples sont particulièrement adaptés aux vols stationnaires et à faibles vitesses. En revanche, cette configuration n'est pas recommandée pour des vols de translation à grandes vitesses, ni pour l'évolution dans des conditions venteuses. De plus, cette configuration de rotors est restreinte aux appareils de petites tailles car l'encombrement des rotors croît avec l'augmentation de la masse du drone

### 1.2.3.8. Les rotors à réaction

L'architecture des drones à rotors à réaction est singulière parmi les véhicules à voilure tournante, [8]. En effet dans cette configuration, le rotor principal est mis en rotation par éjection d'air comprimé en bout de pales ou par des propulseurs situés sur le fuselage de l'appareil. C'est cette seconde structure qui est présentée par la figure 1.22. Cette technologie est assez prometteuse car, contrairement à un hélicoptère classique, elle ne génère aucun couple de réaction et s'abstient donc de la mise en place d'un dispositif anti couple.

L'absence d'articulation au niveau du rotor principal rend difficile les déplacements latéraux de ce type de drones. Ceux-ci sont néanmoins assurés par des impulsions de vitesse de rotation envoyées de façon adéquate aux propulseurs.



**Figure 1.22** Exemple de drone à rotors à réaction

Formules aérodynamiques	Projets
Convertibles	
Bi-rotors carénés contrarotatifs à pas cyclique et collectif	
Bi-rotors carénés contrarotatifs à pas fixe + volets et/ou rotors additionnels	
Mono-rotor + redresseur et volets de contrôle	
Hélicoptère à rotor anti-couple et caréné	
Quadri-rotors	
Ailes Battantes	

Figure 1.23 Projets retenus pour le concours microdrones de l’Onera

### 1.3.DOMAINES D'APPLICATIONS DES DRONES

L'utilité et l'efficacité des drones pour effectuer certains types de missions ne sont plus à démontrer. Les drones civils à usage professionnel et industriel connaissent un essor qui semble désormais faire d'eux des outils indispensables dans de nombreux domaines.



### **1.3.1. Drones militaires et policiers**

Les applications militaires aéronautiques, impliquant l'utilisation de drone comme tout autre domaine, ont donné naissance aux recherches avancées vers de nouvelles technologies qui se reflètent par la suite sur les activités civiles. Les missions des drones militaires sont axées principalement sur la surveillance, le renseignement, le transport de matériel et également les missions offensives.

#### ► **Dans la marine**

- Ombre des flottes ennemies.
- Protection des ports contre les attaques en mer.
- Placement et surveillance des bouées de sonar et éventuellement d'autres formes de guerre anti-marine.

#### ► **Dans l'armée**

- Surveillance de l'activité de l'ennemi.
- Surveillance de la contamination nucléaire, biologique ou chimique (NBC).
- Désignation et suivi des objectifs.
- Localisation et destruction des mines terrestres.
- Arme de combat : Le pilotage des drones peut s'effectuer à partir de sites distants de plusieurs milliers de kilomètres de l'avion.

#### ► **Dans l'aviation**

- Surveillance longue distance et haute altitude.
- Brouillage et destruction du système radar.
- Sécurité de base d'aérodrome
- Evaluation des dégâts d'aérodrome.
- Elimination des bombes non explosées.

#### ► **La police**

La police est équipée du drone caméra ELSA et DJI afin de filmer les manifestations et de pouvoir lutter plus efficacement contre les violences urbaines, transformant ces appareils en caméra de surveillance volante.

### **1.3.2. Drones civiles**

De nos jours, les drones à activité civile sont de plus en plus utilisés dans les domaines suivants :

## *Chapitre 1 : Généralités sur les drones*

### ► **Surveillance civile**

- La maintenance pour la détection de problèmes sur des lignes électriques et l'intervention dans des zones difficiles d'accès.
- Le contrôle d'infrastructures, tels que les ponts ou les viaducs. Ils permettent de détecter des fissures, des problèmes de structure, de suivre l'évolution des dégradations et de faire des relevés.
- La surveillance de matériel, la vérification de l'état du réseau de rails et la lutte contre les vols de métaux.
- La surveillance du trafic et de l'espace aérien.

### ► **Sécurité civile**

- La détection et le suivi de feux de végétation.
- La recherche et le sauvetage en condition atmosphérique extrême.
- La gestion d'urgences et de désastres (Tremblement de terre, inondations, désastres nucléaires, déversements de pétrole).

### ► **Application dans l'industrie**

- Épandage des récoltes.
- Cinéma, photo aérienne, publicité aérienne cartographie de zones agricoles ou urbaines.
- Reportage pour les canaux de nouvelles.
- Transport de fret.

### ► **Opérations maritimes**

- Support au feu.
- Acquisition de cibles au-delà de l'horizon
- Classification de navire.
- Aussi pour l'étude scientifique, protection de l'environnement et la prospection pétrolière.

## **1.4. CAPTEURS EMBARQUÉS SUR LES DRONES**

Deux types de capteurs peuvent être embarqués à bord d'un drone : capteurs dits proprioceptifs, tels que les accéléromètres et les gyroscopes, et capteurs dits extéroceptifs.

### **1.4.1. Les capteurs proprioceptifs**

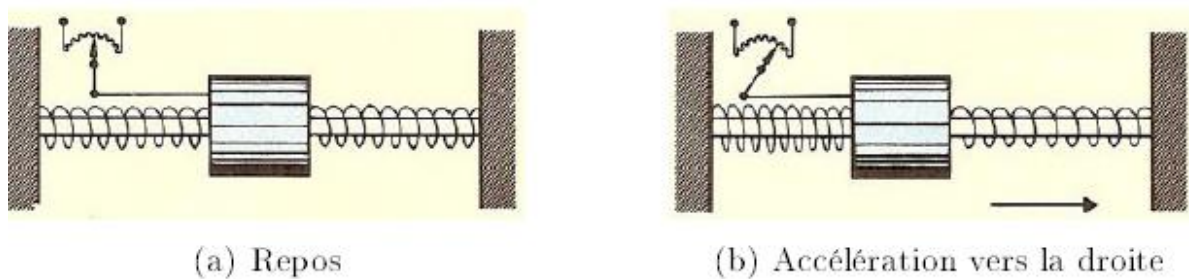
#### **1.4.1.1. Les accéléromètres**

Par définition, un accéléromètre est un capteur qui est fixé à un mobile ou à tout autre objet et permet de mesurer l'accélération linéaire de ce dernier selon un axe. Par conséquent,

## Chapitre 1 : Généralités sur les drones

trois accéléromètres sont nécessaires pour déterminer les trois accélérations linéaires selon les trois axes orthogonaux de l'espace. Il est cependant important de noter que les accéléromètres ne permettent pas de dissocier l'accélération due au poids de celle due aux mouvements de l'objet. Ils fournissent alors une mesure de l'accélération projetée sur leur axe de sensibilité, à laquelle il faut soustraire l'accélération de la pesanteur. De plus, bien que l'accélération linéaire soit définie en  $\text{m/s}^2$  d'après les unités du système international, la plupart des documentations sur ces capteurs expriment l'accélération en g (l'accélération causée par la gravitation terrestre, soit environ  $9.81 \text{ m/s}^2$ ).

La structure physique d'un accéléromètre consiste en une masse d'épreuve, c'est-à-dire un objet dont la masse et la forme sont précisément connues, suspendue par des ressorts à un cadre rigide. Au repos ou lorsque l'objet se déplace à vitesse constante, la masse demeure immobile comme le montre la figure 1.24(a). En revanche, lors de l'accélération ou du ralentissement de l'objet, la masse, soumise à cette variation d'accélération et à la tension des ressorts, tend à se déplacer. Ce déplacement est alors mesuré et l'accélération de l'objet en est déduite. De la figure 1.24(b), l'objet subit une accélération vers la droite. Dans ce cas, le ressort situé à l'arrière est comprimé tandis que le ressort situé à l'avant est étiré.



**Figure 1.24** Principe physique d'un accéléromètre

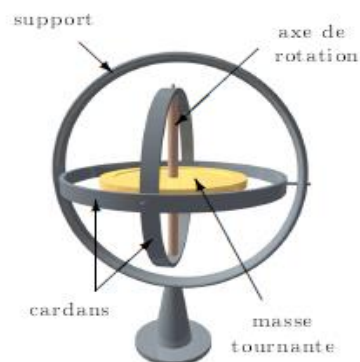
Il existe deux Grandes familles d'accéléromètres : les accéléromètres à asservissement (boucle fermée) et les accéléromètres non asservis (boucle ouverte). Les Premiers, plus chers, ont pour objectif de maintenir la masse d'épreuve à sa position d'équilibre, quelle que soit l'accélération subie par l'objet. Pour y parvenir, une force de rappel électromagnétique ou électrostatique est générée par un actionneur commandé en courant. Le courant nécessaire à la génération de la force de rappel est alors mesuré et donne la mesure de l'accélération. Pour les accéléromètres non asservis, la mesure de l'accélération est donnée directement par le déplacement de la masse d'épreuve généré par les mouvements de l'objet. Dans ce cas, les capteurs utilisés sont généralement à effet piézoélectrique, piézorésistif ou capacitif [4]. En effet, leurs très faibles dimensions, leur très grande résistance aux chocs et leur coût réduit, caractéristiques rendues

possible grâce à la technologie MEMS (de l'anglais Micro Electro Mechanical Systems), font de ces capteurs des candidats idéaux pour diverses applications. Cependant, leurs mesures ne sont pas encore suffisamment précises pour être utilisées seules en navigation.

### 1.4.1.2. Les gyroscopes

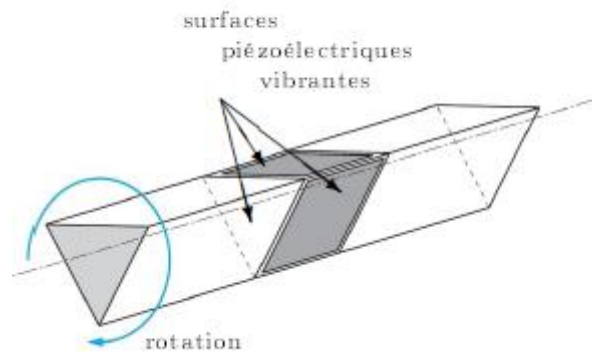
Par définition, un gyroscope est un appareil qui, fixé à un mobile ou à tout autre objet, permet d'effectuer une mesure de la rotation absolue de ce dernier autour d'un axe. Par conséquent, trois gyroscopes sont nécessaires pour déterminer les trois rotations selon les trois axes orthogonaux de l'espace. Le fonctionnement de ces capteurs repose sur des effets mécanique, piézoélectrique ou encore optique.

Les gyroscopes à éléments rotatifs (figure 1.25) exploitent le principe de la conservation du moment angulaire, ou effet gyroscopique, afin de mesurer l'orientation absolue d'un objet. La notion d'effet gyroscopique se matérialise en observant une simple toupie en rotation. Tant que la toupie est en rotation, elle reste parfaitement droite, en équilibre autour de son axe de rotation, et tend à résister aux changements d'inclinaison du support sur lequel elle est fixée. Cette variation de résistance est alors proportionnelle à l'inclinaison du support, et donc à l'orientation de l'objet.



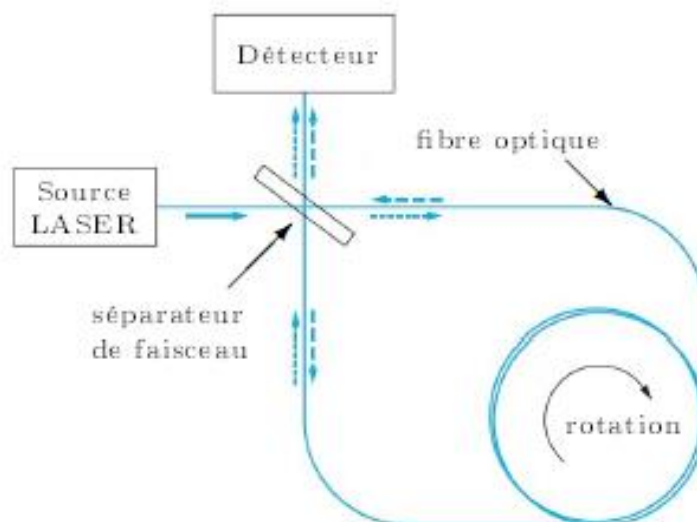
**Figure 1.25** Effet gyroscopique

Les gyroscopes à oscillateur piézoélectrique (figure 1.26) sont équipés d'une multitude d'éléments vibrants émettant des signaux sinusoïdaux. Lorsque l'objet est au repos, ces signaux sont identiques et d'amplitude constante. En revanche, lorsque l'objet est animé d'un mouvement de rotation, il apparaît entre les signaux une différence d'amplitude proportionnelle à la vitesse de rotation. Cette variation d'amplitude est induite par la force de Coriolis.



**Figure 1.26** Effet piézoélectrique

Les gyroscopes à fibre optique (figure 1.27), plus chers, reposent sur l'asymétrie de la vitesse relative de signaux lumineux parcourant en sens inverse la circonférence d'un disque en rotation, ou effet Sagnac. Leur fonctionnement est basé sur deux faisceaux de lumière laser d'intensité équivalente, obtenus grâce à un séparateur, parcourant en sens opposé une bobine de fibre optique. Lorsque cet enroulement est soumis à un mouvement de rotation, les signaux lumineux le parcourant subissent des accélérations opposées. Le faisceau parcourant la fibre dans le sens de la rotation a alors un temps de propagation supérieur à celui qui la parcourt dans le sens inverse. Un détecteur photosensible mesure alors le déphasage entre les deux signaux, permettant l'évaluation de la vitesse de rotation de l'objet. La sensibilité de ce gyroscope est proportionnelle à la longueur de la fibre optique utilisée. Sachant qu'il est dorénavant possible de réaliser des enroulements compacts de fibres optiques de plusieurs centaines de mètres, ses performances s'en retrouvent accrues.



**Figure 1.27** Effet Sagnac

## 1.4.2. Les capteurs extéroceptifs

### 1.4.2.1. Le système de positionnement par satellites (GPS)

Le système de positionnement par satellites le plus connu et le plus répandu est certainement le système GPS (de l'anglais Global Positioning System), développé et contrôlé par les Etats-Unis d'Amérique. Il est composé de trois parties distinctes, appelées segments : le segment spatial, le segment de commande et le segment utilisateur. Le segment spatial est constitué d'un ensemble de 24 satellites tournant autour de la Terre à une altitude de 20 000 kilomètres et répartis sur six plans orbitaux (figure 1.28). Ce maillage est conçu de manière à ce qu'il y ait toujours au moins quatre satellites détectables par les navigateurs GPS, condition de bon fonctionnement du système. Le segment de commande est formé de plusieurs stations au sol dont l'objectif est de piloter et de surveiller le système. Leur rôle est de mettre à jour les informations transmises par les satellites et de contrôler leur bon fonctionnement. Enfin, le segment utilisateur réunit l'ensemble des usagers, civils ou militaires, recevant et exploitant les signaux émis par les satellites.



(a) La constellation GPS



(b) Un satellite GPS



(c) Capteur GPS d'un drone

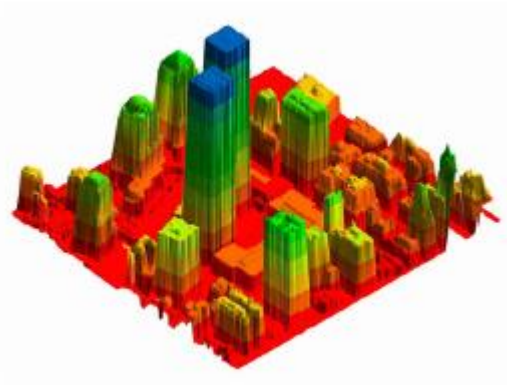
**Figure 1.28** Le système GPS

### 1.4.2.2. Les télémètres

Un télémètre est un appareil de mesure permettant de déterminer la distance le séparant d'un objet, en utilisant des procédés radioélectriques, acoustiques ou optiques. Son principe de fonctionnement consiste à envoyer un signal en direction de l'objet à localiser et de collecter les signaux réverbérés par ce dernier. La durée de l'intervalle de temps entre l'émission du signal et la réception de son écho permet alors de calculer la distance à l'objet. Ces instruments sont principalement utilisés pour la détection d'objets dans un environnement et la cartographie en trois dimensions, comme le montre la figure 1.29.



(a) Détection d'objets



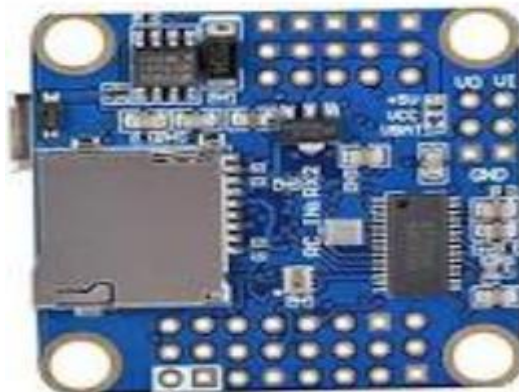
(b) Cartographie 3D

**Figure 1.29** Utilisation des télémètres

### 1.4.2.3. Les altimètres barométriques

Un altimètre barométrique est un instrument de mesure pouvant déterminer la hauteur à laquelle il se trouve par rapport à un niveau de référence, généralement le niveau de la mer. En réalité, il mesure la différence de pression atmosphérique entre son niveau actuel et celui de référence, en se basant ainsi sur le fait que la pression atmosphérique diminue lorsque l'altitude augmente.

De nos jours, plusieurs types de baromètres peuvent être utilisés, notamment le baromètre à mercure, le baromètre à eau ou le baromètre à gaz.



**Figure 1.30** Baromètre d'un drone

### 1.4.2.4. Magnétomètre (Les compas)

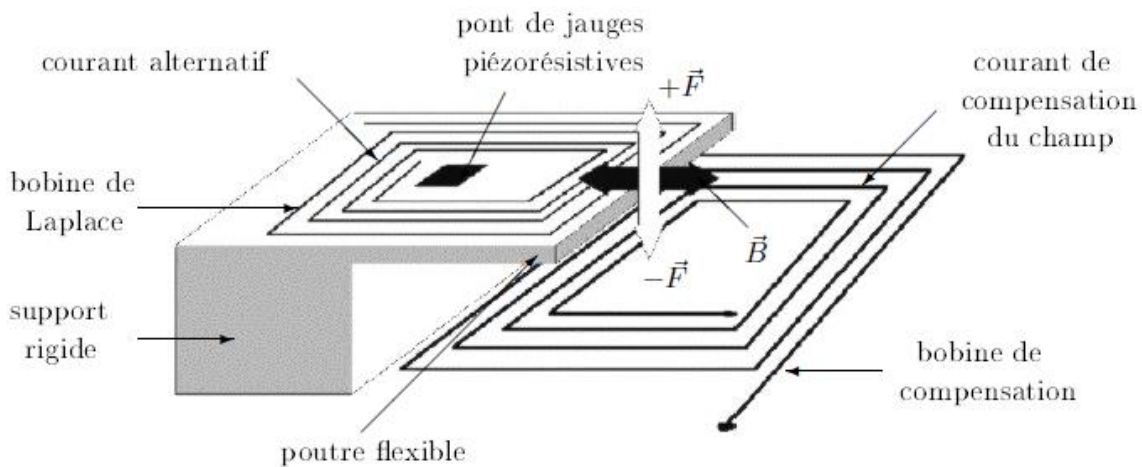
Le magnétomètre indique la direction du nord magnétique. Tout comme la boussole, leur fonctionnement repose sur l'orientation d'une aiguille aimantée dans le champ magnétique terrestre.



## Chapitre 1 : Généralités sur les drones

Ce phénomène naturel ne nécessite aucune source d'énergie et permet donc aux compas magnétiques de ne pas tomber en panne. Néanmoins, la direction du nord magnétique ne coïncide pas avec la direction du nord géographique, c'est le phénomène de déclinaison magnétique. Cette déclinaison doit alors être compensée en permanence pour que le compas délivre une mesure absolue du cap par rapport à la direction du nord géographique. La principale lacune de ces capteurs est leur grande sensibilité aux masses magnétiques environnantes, ainsi qu'aux champs magnétiques parasites. Cette sensibilité peut cependant être diminuée, voire éliminée, en qualifiant et en quantifiant de manière statique les différents écarts de mesure liés à ces éléments magnétiques.

Les compas électroniques, quant à eux, déterminent la direction du nord magnétique à partir des propriétés électroniques de certains matériaux lorsqu'ils sont soumis à un champ magnétique. Les principales technologies utilisées dans ce type d'instrument sont le flux-gâte, l'effet Hall, la magnéto-induction et la magnéto-résistivité. Le principe de fonctionnement d'un compas électronique Magnéto-résistif est présenté par la figure 1.31, donc tout simplement il donne l'orientation et permet de contrôler le cap du drone.



**Figure 1.31** Principe physique d'un compas électronique magnéto-résistif

### 1.4.2.4.1. Mag-Drone

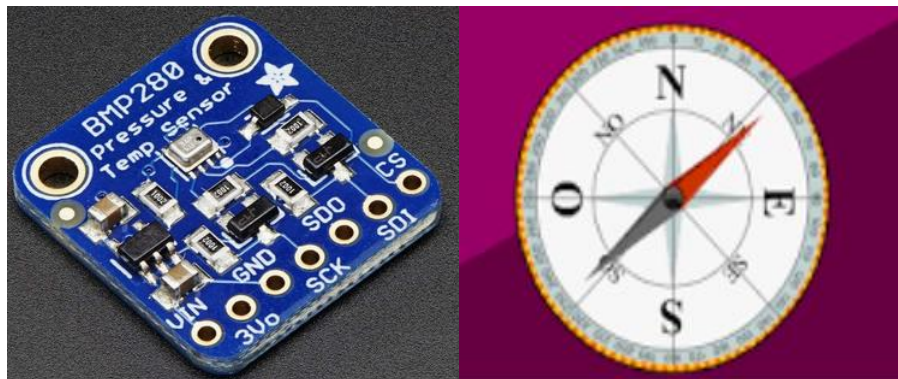
Le Mag-Drone R3 est un magnétomètre composé de deux capteurs triaxiaux destiné à être embarqué sur un drone supportant une charge utile de 800 g minimum.

Le kit est composé d'un tube ultra léger intégrant deux capteurs triaxiaux, une unité d'acquisition et une mémoire interne pour l'enregistrement des données, une batterie rechargeable et un récepteur GNSS. Il a été conçu pour être embarqué sur des drones de petites à moyennes tailles tout en permettant des longueurs de vols accrues du fait de sa légèreté. Selon



## Chapitre 1 : Généralités sur les drones

les capacités du drone en termes de maniabilité et de précision de positionnement (X, Y, Z), le capteur Mag-Drone peut être utilisé pour réaliser des cartographies magnétiques pour l'exploration minière, l'archéologie, ou la détection de munition. Il se fixe facilement sur un drone avec ces multiples systèmes de fixation. Le capteur est seulement équipé d'un bouton marche/arrêt. Une fois lancé, il mesure et enregistre en continu. L'export des données permet de récupérer les valeurs des 3 axes sur les 2 capteurs. Le logiciel de traitement Mag-drone Data Tools permet de réaliser les premières étapes de traitement sur les données enregistrées, notamment sur la trajectoire (détection du sens des passages, superposition, points statiques) et sur les valeurs mesurées (filtrage, compensation médiane). Les données sont ensuite exportées en ASCII ou au format du logiciel de traitement Magneto.



(a) *SPI Barometric Pressure  
& Altitude Sensor*

(b) *Une boussole*

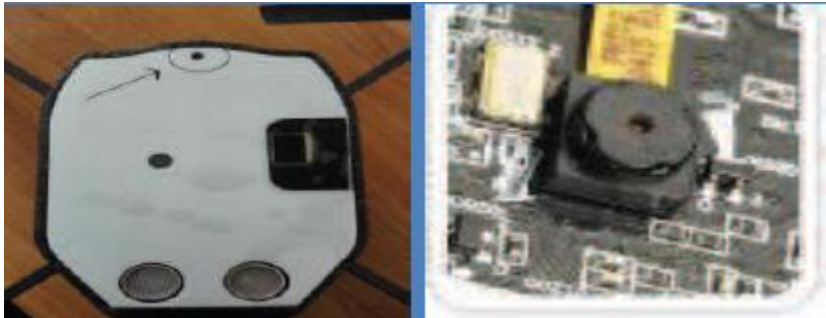
**Figure 1.32** Mag-drone

### 1.4.2.5. Les caméras

La caméra est certainement le capteur le plus polyvalent pour la restitution d'informations concernant un objet et son environnement. Elle permet en effet d'obtenir des renseignements fiables sur la position et l'orientation de l'objet par rapport à une cible à observer. Cet outil possède néanmoins de nombreuses lacunes dont les ressources nécessaires pour le traitement d'image et la sensibilité à la lumière de l'information visuelle ciblée. Cette dernière limitation peut néanmoins être atténuée par des systèmes de vision nocturne ou thermique. Pour des applications sur des véhicules aériens autonomes, ces informations peuvent être utilisées en lieu et place des mesures issues du système de positionnement par satellites.



**Figure 1.33** Caméra HD de résolution 1280 x 720 pixels située à l'avant du drone

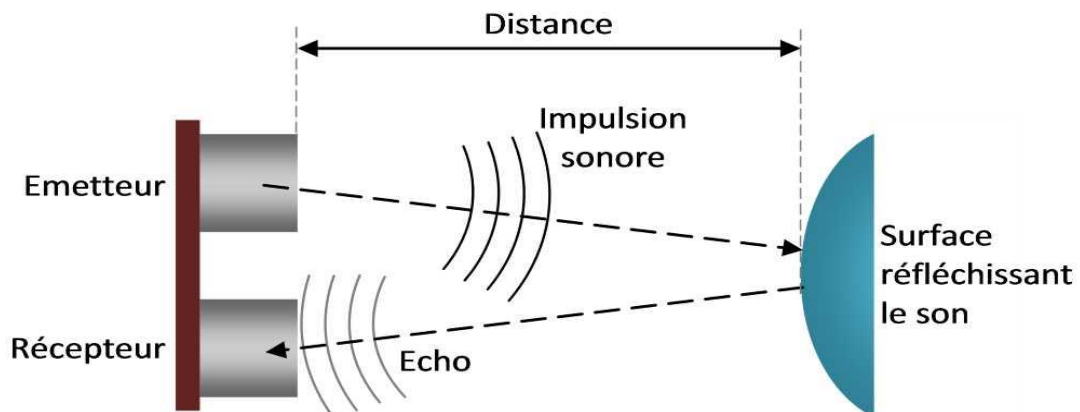


**Figure 1.34** Caméra de résolution 640 x 480 pixels située en dessous du drone

#### 1.4.2.6. Capteur ultrason

Il s'agit maintenant de concevoir l'intelligence du drone, c'est-à-dire la partie qui va lui permettre d'utiliser les informations des centrales inertielles pour réaliser des missions spécifiques.

Les différents capteurs et algorithmes de fusion de données représentent les organes sensoriels du véhicule, lui permettant de se localiser dans l'environnement. Il s'agit d'un circuit électronique muni d'un émetteur et d'un récepteur situé sous le drone. L'émetteur envoie une onde acoustique qui, lorsqu'elle touche un objet, est réfléchi et captée par le récepteur. Ce système permet au drone de connaître sa hauteur par rapport au sol.



**Figure 1.35** Principe du fonctionnement d'un capteur ultrason



Figure 1.36 Capteur ultrason et leur emplacement sur un drone

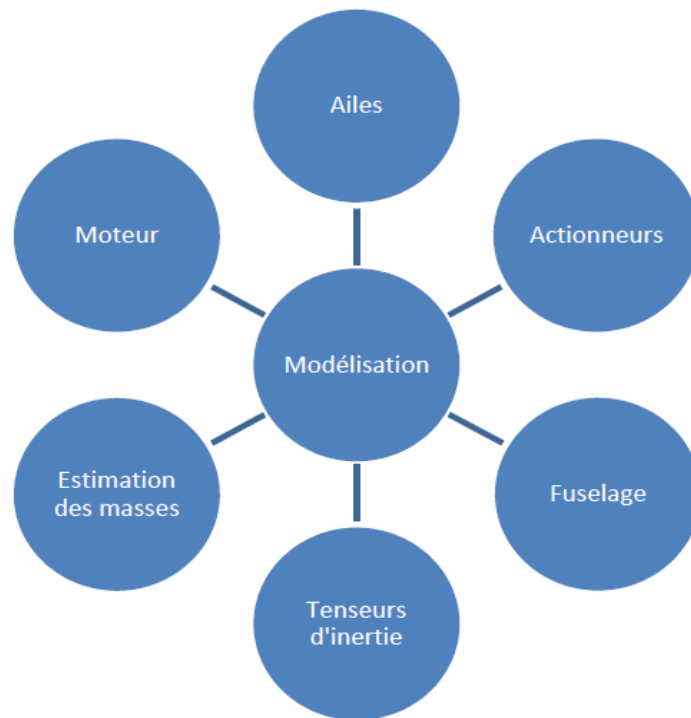
## 1.5. MODÉLISATION DES DRONES

Un avion sans pilote est un système à plusieurs entrées et plusieurs sorties (MIMO), [9]. 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. 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 [9], [10] 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 1.37. Cette modélisation nécessite des systèmes de coordonnées qui seront définis ci-dessous.

### 1.5.1. Systèmes des coordonnées

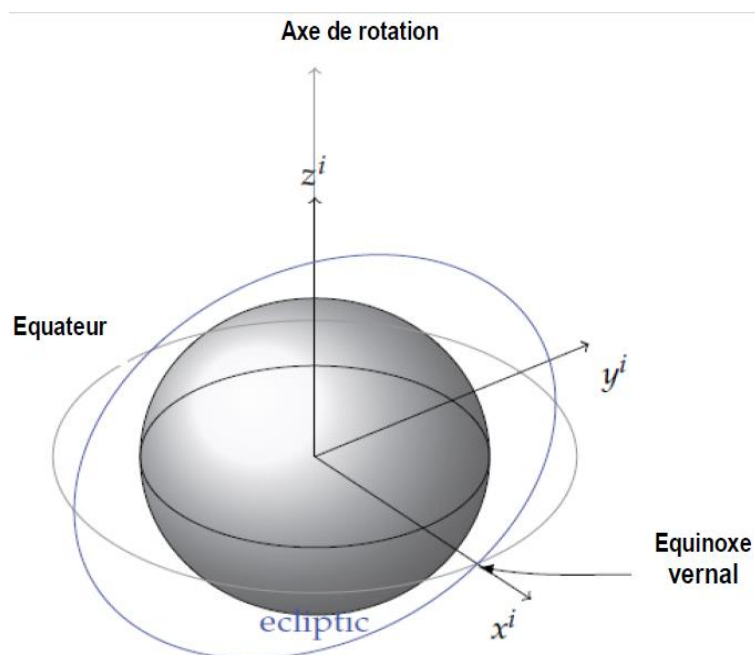
Les processus fondamentaux de la navigation sont les définitions précises des systèmes de coordonnées. Dans ce mémoire, trois repères orthogonaux sont définis : le repère inertiel, noté  $(i)$ , le repère mobile, noté  $(b)$  (*body*), et le repère de navigation  $(n)$ .



**Figure 1.37** Différentes parties à modéliser dans un drone

### 1.5.1.1. Repère inertiel ( $i$ )

Le repère inertiel ( $i$ ) est un repère dans lequel les lois de Newton s'appliquent. Il est défini par une origine représentant le centre de la terre et d'axes non rotatifs pointés vers des étoiles fixes.



**Figure 1.38** Représentation du repère inertiel

### 1.5.1.2. Repère mobile (*b*)

Le repère mobile (*b*) est un repère attaché au véhicule et est défini par une origine, qui représente le centre de gravité du véhicule, et d'axes confondus avec les axes de rotation du véhicule (roulis, tangage, lacet).

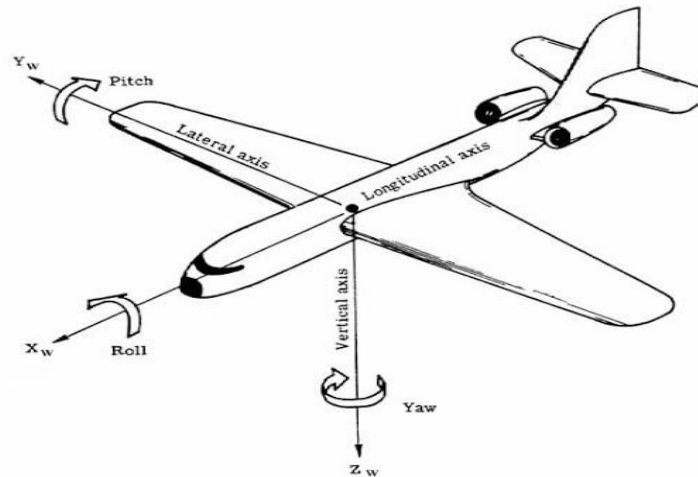


Figure 1.39 Représentation du repère mobile

### 1.5.1.3. Repère de navigation (*n*)

Le repère de navigation (*n*) est un repère important dans la navigation. C'est le système de coordonnées NED (North, East, Down) défini à partir d'un plan tangent à la surface de la terre et dont ses axes coïncident avec les directions Nord, Est et la pesanteur.

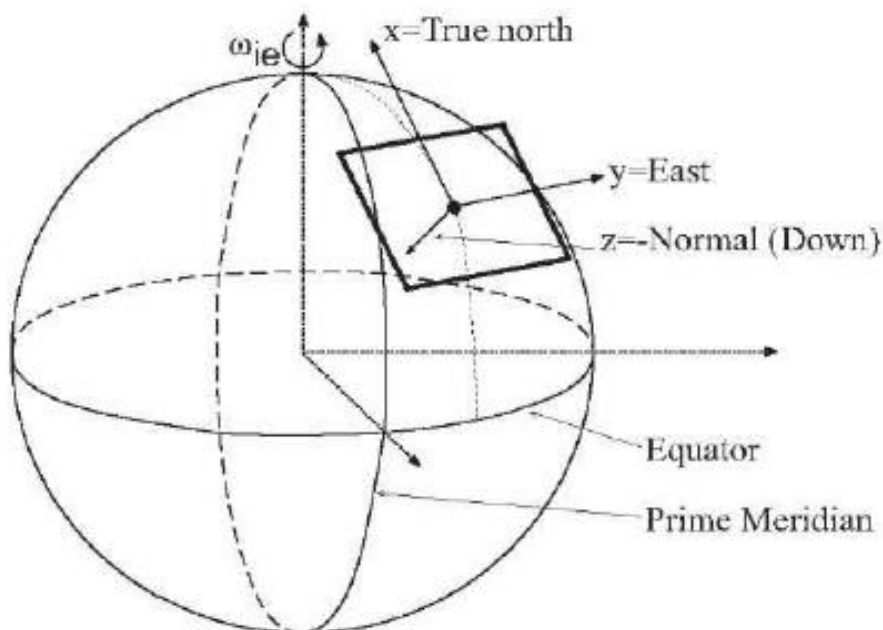


Figure 1.40 Représentation du repère de navigation

## 1.5.2. Représentation de l'attitude

L'attitude est l'orientation relative du repère mobile ( $b$ ) par rapport au repère inertiel ( $i$ ). Elle peut être donnée par différentes représentations telles que les représentations par la matrice de rotation, par les angles d'Euler et par le quaternion. Chacune de ces représentations, inspirées du théorème de rotation d'Euler, a ses avantages et ses inconvénients. Le choix d'une représentation spécifique se fait en tenant compte de la nature de l'application envisagée et de ses contraintes imposées. Un excellent aperçu des représentations de l'attitude est donné dans [11].

### 1.5.2.1. Représentation de l'attitude par la matrice de rotation

La matrice de rotation est aussi appelée matrice de cosinus directeurs (DCM), matrice de rotation ou matrice d'attitude. Elle permet de transformer les coordonnées d'un vecteur exprimé dans un système de coordonnées à un autre. Elle appartient au sous-espace des matrices orthogonales de dimension trois, appelé groupe orthogonal spécial, dénoté par  $SO(3)$  et défini par, [11]:

$$SO(3) = \{R \in \mathcal{R}^{3 \times 3}, \det(R) = 1, R^T R = R R^T = I_{3 \times 3}\}, \quad (1.1)$$

où  $R^T$  est la matrice transposée de  $R$  et  $I_{3 \times 3}$  est la matrice d'identité tridimensionnelle.

Dans une matrice de rotation  $R$ , chaque élément  $c_{ij}$  est un cosinus directeur, tel que :

$$R = \begin{pmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \end{pmatrix} \quad (1.2)$$

soient

$$\mathbf{c}_1 = \begin{pmatrix} c_{11} \\ c_{21} \\ c_{31} \end{pmatrix} \quad \mathbf{c}_2 = \begin{pmatrix} c_{12} \\ c_{22} \\ c_{32} \end{pmatrix} \quad \mathbf{c}_3 = \begin{pmatrix} c_{13} \\ c_{23} \\ c_{33} \end{pmatrix} \quad (1.3)$$

En conséquence :

$$R = (\mathbf{c}_1 \ \mathbf{c}_2 \ \mathbf{c}_3) \quad (1.4)$$

où

$$\mathbf{c}_i^T \mathbf{c}_i = 1 \text{ et } \mathbf{c}_i^T \mathbf{c}_j = 0 \forall i \neq j \quad (1.5)$$

N'importe quel vecteur  $x$  exprimé dans le repère ( $i$ ) peut s'écrire dans le repère ( $b$ ) comme suit

$$\mathbf{x}_b = R^T \mathbf{x}. \quad (1.6)$$

L'équation cinématique de rotation du corps rigide décrite par la matrice  $R$  est donnée par,[11] :

$$\dot{R} = RS(\omega) \quad (1.7)$$

avec  $S(\cdot)$  la matrice antisymétrique définie par :

$$S(x) = \begin{bmatrix} 0 & -x_3 & x_2 \\ x_3 & 0 & -x_1 \\ -x_2 & x_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (1.8)$$

### 1.5.2.2. Représentation de l'attitude par les angles d'Euler (AE)

La représentation de l'attitude par les angles d'Euler ( $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$ ) est la manière la plus simple pour décrire une rotation dans l'espace à trois dimensions. Les angles d'Euler sont utilisés dans les domaines de l'aéronautique et la robotique. Ils peuvent être déduits directement par l'intégration des vitesses angulaires fournies par les gyroscopes.

Soit  $\omega \in \mathcal{R}^3$  le vecteur vitesse angulaire exprimé ans le repère mobile ( $b$ ). L'équation qui lie ce vecteur vitesses aux angles d'Euler est donnée comme suit, [11] :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos \theta} \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \phi \sin \theta & \cos \phi \sin \theta \\ 0 & \cos \phi \cos \theta & -\sin \phi \cos \theta \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \omega \quad (1.9)$$

Avec  $\phi$  l'angle de roulis,  $\theta$  l'angle de tangage et  $\psi$  l'angle de lacet.

En utilisant les angles d'Euler, le passage d'un système de coordonnées N ( $x_n, y_n, z_n$ ) à un système de coordonnées B ( $x_b, y_b, z_b$ ) s'effectue en 3 étapes :

1. N ( $x_n, y_n, z_n$ )  $\rightarrow$  ( $x_1, y_1, z_1$ ) (rotation de  $\psi$  autour de  $z_n$  avec  $-\pi \leq \psi \leq \pi$ ).
2. ( $x_1, y_1, z_1$ )  $\rightarrow$  ( $x_2, y_2, z_2$ ) (rotation de  $\theta$  autour de  $x_1$  avec  $-\pi/2 \leq \theta \leq \pi/2$ ).
3. ( $x_2, y_2, z_2$ )  $\rightarrow$  B ( $x_b, y_b, z_b$ ) (rotation de  $\phi$  autour de  $z_2$  avec  $-\pi \leq \phi \leq \pi$ ).

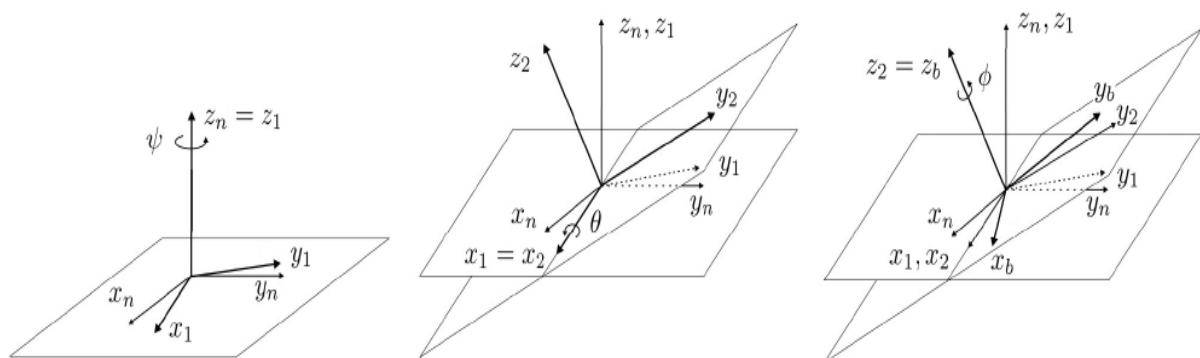


Figure 1.41 Les angles d'Euler

### 1.5.2.3. Représentation de l'attitude par le quaternion

Une autre représentation de l'attitude est le quaternion unitaire, aussi appelé paramètres d'Euler. Le quaternion est une solution alternative au théorème d'Euler qui énonce qu'une rotation dans l'espace peut être réalisée par une simple rotation  $\beta$  autour d'un axe de rotation  $\vec{e}$ .

Le quaternion unitaire est composé d'un vecteur unitaire  $\vec{e}$ , nommé axe d'Euler, et d'un angle de rotation  $\beta$  autour de cet axe. Il est défini par, [11] :

$$q = \begin{pmatrix} \cos \frac{\beta}{2} \\ \sin \frac{\beta}{2} \vec{e} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \eta \\ \vec{q} \end{pmatrix} \in \mathbb{M} \quad (1.10)$$

où

$$\mathbb{H} = \{q \mid \eta^2 + \vec{q}^T \vec{q} = 1, q = [\eta \quad \vec{q}^T]^T, \eta \in \mathbb{R}, \vec{q} \in \mathbb{R}^3\} \quad (1.11)$$

$\vec{q} = [q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$  et  $q_0$  sont la partie vectorielle et la partie scalaire du quaternion.

Le quaternion identité et le quaternion conjugué sont définis par :

$$q_{id} = [1 \quad 0^T]^T \bar{q} = [\eta \quad -\vec{q}^T]^T \quad (1.12)$$

Comme le quaternion est unitaire,  $q^{-1} = \bar{q}$ .

### 1.5.2.4. Relation entre les représentations de l'attitude

La relation qui lie la matrice de rotation  $R$  aux angles d'Euler  $(\phi, \theta, \psi)$  est la suivante, [11] :

$$R = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (1.13)$$

Les notations s et c désignent le sinus et le cosinus.

Le quaternion  $Q$  est associé avec la matrice  $R$  par la formule de rotation de Rodrigues suivante, [11] :

$$R(\eta, q) = I_{3 \times 3} + 2S q + 2\eta(q \otimes q) \quad (1.14)$$



## Chapitre 1 : Généralités sur les drones

L'équation (1.14) peut s'écrire sous la forme suivante, [11] :

$$R(\eta, q) = \begin{bmatrix} \eta^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - \eta q_3) & 2(q_1q_3 + \eta q_2) \\ 2(q_1q_2 + \eta q_3) & \eta^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - \eta q_1) \\ 2(q_1q_3 - \eta q_2) & 2(q_2q_3 + \eta q_1) & \eta^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (1.15)$$

Avec  $q_i, i=1, 2, 3$ , sont les composantes de  $q$ .

A partir des équations (1.13) et (1.15), les angles d'Euler peuvent être déduits de la matrice de rotation  $R$  comme suit :

$$\begin{aligned} \phi &= \text{atan2}(R_{32}, R_{33}) \\ &= \text{atan2}[2(q_2q_3 + \eta q_1) ; 1 - 2(q_1^2 + q_2^2)], \end{aligned} \quad (1.16a)$$

$$\theta = -\text{asin}(R_{31}) = -\text{asin}[2(q_1q_3 - \eta q_2)], \quad (1.16b)$$

$$\begin{aligned} \psi &= \text{atan2}(R_{21}, R_{11}) \\ &= \text{atan2}[2(q_1q_2 + \eta q_3) ; 1 - 2(q_2^2 + q_3^2)], \end{aligned} \quad (1.16c)$$

Où  $\text{atan2}$  est la fonction tangente inverse.

### 1.5.3. Equations de mouvement des drones

Deux types de mouvements peuvent être décrits : mouvement de translation et mouvement de rotation. Pour décrire les mouvements de translation et de rotation du drone, on fait appel aux équations relatives à la vitesse linéaire et angulaire du drone.

#### 1.5.3.1. Le modèle cinématique du drone

Après avoir défini la relation entre la vitesse angulaire et la dérivée de la matrice de rotation, il est intéressant de définir le modèle cinématique complet décrivant les vitesses linéaires et les vitesses angulaires dans le but de décrire le comportement du drone dans l'espace sans tenir compte des forces et des couples qui agissent sur lui.

##### 1.5.3.1.1. La cinématique de translation

L'équation relative à la transformation des vitesses linéaires  $v^b = [u, v, w]^T$  exprimée dans le repère ( $b$ ) en des vitesses linéaires  $v^i = [\dot{X}, \dot{y}, \dot{Z}]^T$  exprimées dans le repère inertiel ( $i$ ) est, [11] :

$$v^i = \dot{\eta} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = R \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (1.17)$$

Soit  $\dot{\eta} = Rv^b$  (1.18)

### 1.5.3.1.2. La cinématique de rotation

L'objectif de cette partie est de présenter l'ensemble des équations différentielles du premier ordre qui décrivent l'évolution dans le temps des paramètres d'attitude. Il y a une relation entre la variation des angles d'Euler et les vitesses angulaires  $\Omega = [p \ q \ r]$  mesurée avec un gyroscope [11].

Cette relation cinématique est alors obtenue à partir d'une séquence de trois rotations :

$$R = \text{Rot}_z(\psi) \times \text{Rot}_y(\theta) \times \text{Rot}_x(\phi) \quad (1.19)$$

Tel que  $\text{Rot}_x(\phi)$ ,  $\text{Rot}_y(\theta)$  et  $\text{Rot}_z(\psi)$  sont trois matrices de rotation définies dans les relations suivantes :

$\text{Rot}_z(\psi)$ : Une rotation de repère  $\{X, Y, Z\}$  autour de l'axe  $Z$  d'un angle de lacet  $\psi$  vers le repère  $\{X', Y', Z' = Z\}$ . Cette rotation est représentée par la matrice suivante :

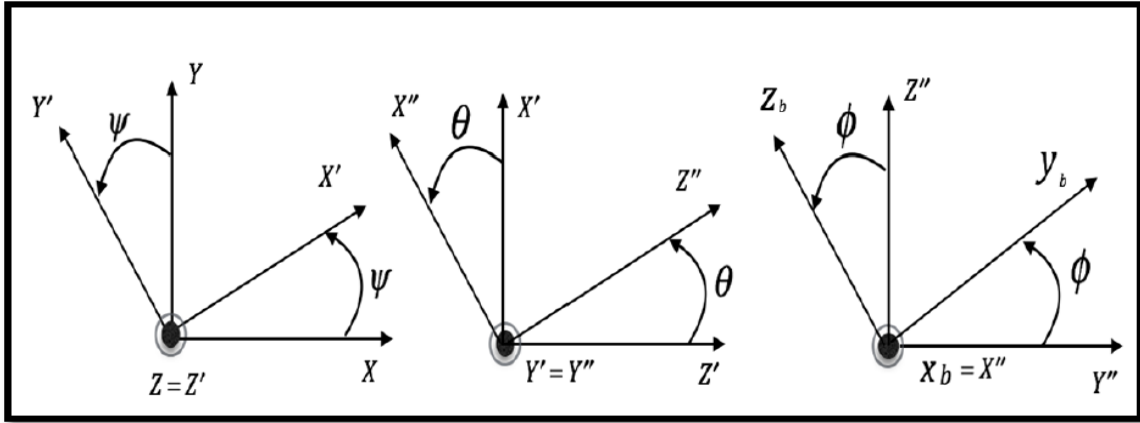
$$\text{Rot}_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1.20)$$

$\text{Rot}_y(\theta)$ : Une rotation de repère  $\{X', Y', Z'\}$  autour de l'axe  $Y'$  d'un angle de tangage  $\theta$  vers le repère  $\{X'', Y'' = Y', Z''\}$ . Cette rotation est représentée par la matrice suivante :

$$\text{Rot}_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (1.21)$$

$\text{Rot}_x(\phi)$ : Une rotation de repère  $\{X'', Y'', Z''\}$  autour de l'axe  $X''$  d'un angle de roulis  $\phi$  vers le repère  $\{X_b = X'', y_b, Z_b\}$ . Cette rotation est représentée par la matrice suivante :

$$\text{Rot}_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (1.22)$$



**Figure 1.42** Rotations successives définissant les pseudos angles d'Euler

Il est alors défini de cette façon :

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \text{Rot}_x(\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \text{Rot}_x(\phi)\text{Rot}_y(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (1.23)$$

Étant donné que les vitesses angulaires  $(\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$  sont des petites valeurs, la matrice qui relie les vitesses angulaires  $(p, q, r)$  et la dérivée temporelle des angles d'Euler peuvent s'écrire comme suit, [11] :

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & \cos(\theta)\sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\theta)\cos(\phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (1.24)$$

L'inverse de l'équation précédente peut être exprimé de la façon suivante :

$$\dot{\Theta} = K(\Theta)\Omega \quad (1.25)$$

Tel que :

$$K(\Theta) = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\phi)\text{tg}(\theta) & \cos(\phi)\text{tg}(\theta) \\ 0 & \cos(\theta) & -\sin(\theta) \\ 0 & \frac{\sin(\phi)}{\cos(\theta)} & \frac{\cos(\phi)}{\cos(\theta)} \end{bmatrix} \quad (1.26)$$

Il est important de noter que cette matrice présente une singularité en  $\theta = \pm \frac{\pi}{2}$

L'équation (1.7) ci-dessus donne également l'équation cinématique décrite par la matrice de rotation R et réécrite comme suit :

$$\dot{R} = (\omega) \quad (1.27)$$

### 1.5.3.2. Le modèle dynamique du drone

La dynamique est une discipline de la mécanique classique qui étudie les effets des forces et des couples sur le mouvement d'un corps. Il est typiquement convenu d'assimiler la dynamique du drone à celle d'un corps rigide. Ce qui revient à dire que toutes les particules constituant un objet indéformable restent inchangées lorsque celui-ci subit une force. En s'appuyant sur cette hypothèse, il est possible de considérer le drone comme étant un point matériel où toute la masse est concentrée et qui représente le point d'application de toutes les forces et les moments. Nous modélisons ici le drone comme un corps rigide à six degrés de liberté, en se basant sur la formulation de Newton-Euler.

#### 1.5.3.2.1. La dynamique de translation

Nous allons d'abord exprimer la dynamique de translation, nous utilisons ainsi la deuxième loi de mouvement de Newton tel que l'accélération est proportionnelle à la somme de toutes les forces extérieures appliquées au centre de gravité. Ce principe n'est applicable que dans le repère inertiel, donc l'expression de la variation de la quantité de mouvement est donnée par :

$$m \frac{dv^l}{dt} = \sum (F_{ext})_i \quad (1.28)$$

On obtient après le remplacement :

$$R^T \sum (F_{ext})_i = \sum (F_{ext})_b = R^T \left[ m \frac{d}{dt} (Rv^b) \right] = R^T [m(\dot{R}v^b + R\dot{v}^b)] \quad (1.29)$$

Après l'insertion, on a :

$$\dot{v}^b = -S(\Omega)v^b + \frac{1}{m} \sum (F_{ext})_b \quad (1.30)$$

En s'appuyant sur les définitions de la section précédente, nous pouvons maintenant introduire la somme des forces extérieures exprimée dans (b), [11] :

$$\sum (F_{ext})_b = T e_z - mg R^T e_z \quad (1.31)$$

Où  $e_z = [0 \ 0 \ 1]^T$  est un vecteur unitaire et  $T$  est la force de poussée.

En introduisant l'expression (1.30) dans (1.31), on obtient l'équation de la dynamique de position exprimée dans le référentiel mobile :

$$\dot{v}^b = -S(\Omega)v^b + \frac{1}{m}(Te_z - mgR^T e_z) \quad (1.32)$$

Cependant, les capteurs utilisés pour la localisation du drone dans l'espace nécessitent toujours une connaissance de la position par rapport à un repère fixe (un repère inertiel), donc il est intéressant d'exprimer la vitesse linéaire dans le repère ( $i$ ). Pour cette fin, on peut simplement intervenir les équations (1.32) et (1.27) dans la dérivée de l'équation (1.30), ce qui amène à la forme suivante, [11] :

$$\dot{v}^i = \dot{R}v^b + R\dot{v}^b = \frac{1}{m}Re_zT - ge_z \quad (1.33)$$

### 1.5.3.2.2. La dynamique de rotation

Contrairement à la vitesse linéaire, telle que la masse représente la résistance au mouvement d'accélération, les mouvements rotatifs introduisent la notion d'inertie. Dans le cas d'un mouvement rotatif dans  $\mathbb{R}^3$ , on définit un tenseur d'inertie, noté  $I$  et représenté par une matrice antisymétrique de dimension 3x3 définie positive :

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (1.34)$$

Chaque élément du tenseur d'inertie est calculé en fonction de la distribution de masse de l'objet :

$$I = \begin{bmatrix} \iiint_{vol} (y^2 + z^2) & -\iiint_{vol} xydm & -\iiint_{vol} xzdm \\ -\iiint_{vol} yx dm & \iiint_{vol} (x^2 + z^2) & -\iiint_{vol} yzdm \\ -\iiint_{vol} zx dm & -\iiint_{vol} zy dm & \iiint_{vol} (y^2 + x^2) \end{bmatrix} \quad (1.35)$$

Le drone est considéré comme un corps rigide. On peut dire que la distribution de la masse dans le référentiel ( $b$ ) reste constante au cours du temps. Donc l'expression du tenseur d'inertie peut être donné par :

$$I^i = R I R^T \quad (1.36)$$

La dynamique du mouvement rotatif est définie alors en appliquant le théorème des moments dans le repère inertiel :

$$\frac{d}{dt}(I^i \Omega^i) = \sum(\tau_{ext})_i \quad (1.37)$$

Où  $\tau_{ext}$  est l'ensemble des couples appliqués au solide ramené au centre de gravité.

L'introduction de l'expression du tenseur d'inertie (1.36) dans (1.37) donne, [11] :

## Chapitre 1 : Généralités sur les drones

$$\frac{d}{dt}(I^I \Omega^I) = \frac{d}{dt}(RI\Omega) = \dot{R}I\Omega + RI\dot{\Omega} \quad (1.38)$$

Après le remplacement, on obtient :

$$\Sigma(\tau_{\text{ext}})_I = RS(\Omega)I\Omega + RI\dot{\Omega} \quad (1.39)$$

Nous pouvons maintenant exprimer aisément la dynamique du drone dans le repère  $(b)$  en multipliant tout d'abord l'équation (1.39) par la matrice de rotation  $\mathbf{R}^T$ ,

$$\Sigma(\tau_{\text{ext}})_b = R^T(RS(\Omega)I\Omega + RI\dot{\Omega}) = I\dot{\Omega} + \Omega \times I\Omega \quad (1.40)$$

Ou bien

$$\tau_a + G_a = I\dot{\Omega} + \Omega \times (I\Omega) \quad (1.41)$$

### 1.5.3.3. Dynamique générale du drone

En combinant les équations cinématiques et dynamiques du drone, on obtient la représentation dynamique générale du drone, [11] :

$$\begin{cases} \dot{r} = v \\ \dot{v} = \frac{1}{m} \text{Re}_z T - g e_z \end{cases} \quad (1.42)$$

$$\begin{cases} \dot{R}e_z = RS(\Omega)e_z \\ \dot{r} = K(r)\Omega \\ \tau_a + G_a = I\dot{\Omega} + \Omega \times I(\Omega) \end{cases} \quad (1.43)$$

Les équations (1.42) représentent la dynamique de translation exprimée dans le repère inertiel et les équations (1.43) représentent la dynamique d'orientation exprimée dans le repère attaché au drone. Les commandes considérées sont alors la poussée  $\mathbf{T}$  et le vecteur de couple  $\tau_a$  ou le vecteur de vitesses angulaires  $\Omega$ .

# **Chapitre 2**

## **Aperçu sur les approches de contrôle des drones**

## **2. Chapitre 2 : Aperçu sur les approches de contrôle des drones**

### **2.1.INTRODUCTION**

Les véhicules volants entièrement autonomes existent aujourd'hui grâce à des véhicules récemment développés qui permettent le développement de tâches de navigation, de guidage et de pilotage, mais aussi grâce à des techniques permettant de contrôler ces moyens. Un certain nombre de techniques de contrôle appliquées aux drones ont été utilisées au cours des dernières décennies. Ils sont conçus principalement à l'aide de techniques de contrôle conventionnelles. Une bonne technique doit éliminer tout risque d'instabilité et les performances du drone afin d'obtenir la convergence la plus rapide possible. Cependant, des difficultés rencontrées lors de conception des lois de contrôle sont dues principalement aux fortes non linéarités des systèmes drones, aux importants couplages entre les différents axes, aux instabilités causées par des incertitudes paramétriques et d'autres dynamiques non modélisées, aux importantes perturbations externes tel que la rafale du vent, et au sous-actionnement des drones. Pour cette dernière difficulté, seulement quatre entrées de contrôle, correspondant à la force de poussée et aux couples de contrôle, sont générées pour contrôler plusieurs degrés de libertés. La force de poussée est générée pour compenser la force de gravité et le contrôle du mouvement de translation. Les couples de contrôle sont générés pour contrôler le mouvement de rotation du drone selon les trois axes, et donc trois couples sont produits : le couple de roulis assure le contrôle d'un drone suivant les directions latérales, le couple de tangage assure le contrôle d'un drone suivant les directions longitudinales et le couple de lacet contrôle l'appareil autour de l'axe de lacet. Le mouvement de rotation peut être aussi contrôlé par les vitesses angulaires désirées ou par la direction de la force de poussée. Dans cette section, nous présentons un aperçu sur les différentes techniques de contrôle des drones. Ces techniques peuvent être linéaires ou non linéaires.

### **2.2.APPROCHES DE CONTRÔLE LINÉAIRES**

Dans le cadre de la théorie des systèmes linéaires, la synthèse de la commande est basée sur une approximation linéaire du modèle dynamique du véhicule. Cette approche permet de découpler cette dynamique en quatre boucles de type SISO (de l'anglais Single Input - Single Output), associée à une seule entrée de commande [12]. Généralement les quatre boucles

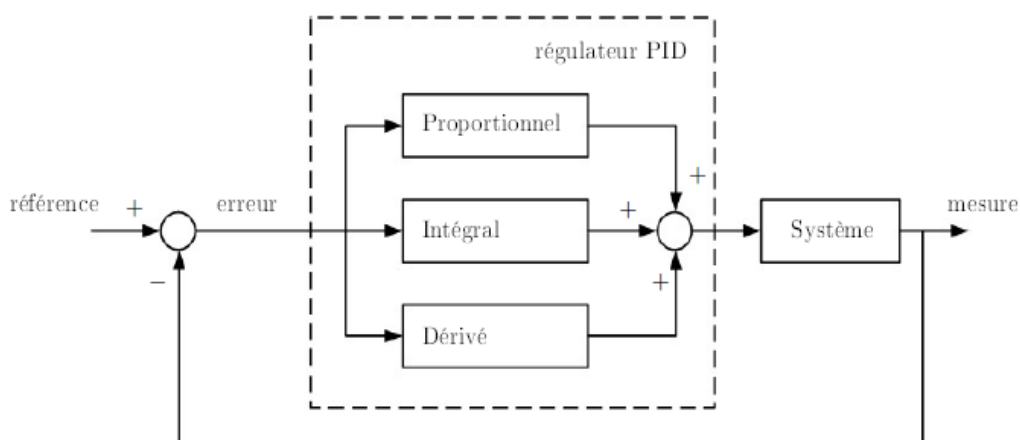


## Chapitre 2 : Aperçu sur les approches de contrôle des drones

décrivent la position ou la vitesse longitudinale du drone, sa position ou sa vitesse latérale, sa position ou sa vitesse verticale et son orientation autour de son axe vertical. De plus, il est habituellement fait l'hypothèse que les vitesses de translation et d'orientation sont faibles, ce qui permet de négliger les phénomènes aérodynamiques indésirables. Chaque boucle de régulation est alors conçue en utilisant des outils classiques de la théorie de la commande. L'approche linéaire facilite l'étude de la stabilité de chaque boucle dans le sens où il existe certains indicateurs comme la marge de gain et la marge de phase. Ces marges déterminent la quantité admissible de gain et de phase pouvant être injectée par la commande tout en conservant la stabilité de la boucle. Plusieurs architectures de commande linéaire sont maintenant présentées.

### 2.2.1. La commande par PID

La stratégie de commande par PID (pour Proportionnel - Intégral - Dérivé) est certainement l'approche la plus intuitive et la plus simple à embarquer sur un processeur. Elle permet de comprendre facilement le rôle physique de chacun des termes de la commande, ce qui permet de régler les gains en conséquence.



**Figure 2.1** Principe de la commande par PID

Comme le montre la figure 2.1, cette structure délivre un signal de commande à partir de l'erreur existante entre la référence et la mesure, de son intégrale et de sa dérivée. Bien que l'analyse d'un système piloté avec un régulateur PID soit simple, sa conception peut être difficile car il n'existe pas de méthode unique pour déterminer les gains intervenant dans le processus.

Il est alors nécessaire de trouver des compromis entre durée du régime transitoire, dépassement, erreur statique, stabilité et robustesse. Les méthodes de réglage les plus utilisées en théorie sont la méthode de Ziegler-Nichols, la méthode de Naslin (polynômes normaux à amortissement

réglable) et la méthode du lieu de Nyquist inverse. En pratique, la méthode de Broïda et celle par approches successives sont les plus répandues.

L'architecture de commande par PID pour le cas spécifique des drones est constituée de plusieurs régulateurs installés en cascade. En fonction des références en position, un premier PID génère les consignes en orientation permettant la stabilité et les déplacements horizontaux. Le suivi de ces consignes en roulis, en tangage et en lacet est alors à la charge d'un second PID. Enfin, un troisième PID s'occupe de définir la poussée pour garantir les déplacements verticaux. Cette approche a été testée avec succès sur plusieurs plateformes expérimentales comme les hélicoptères, les quadrimoteurs et les drones à Rotors coaxiaux [8].

### 2.2.2. La commande par placement des pôles

La commande par placement des pôles est une méthode qui consiste à déterminer une matrice de gains qui place les valeurs propres du système en boucle fermée en des positions prédéfinies.

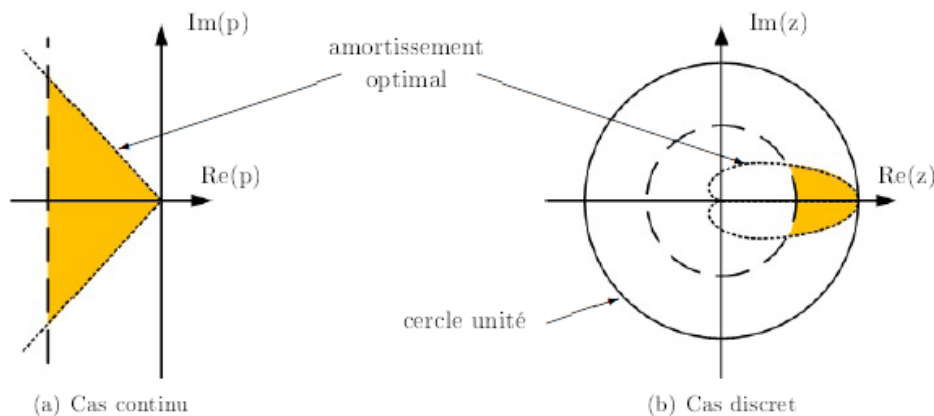


Figure 2.2 Zone idéale de placement des pôles de la boucle fermée

L'objectif de cette approche est de garantir un comportement convenable du système en boucle fermée par un choix pertinent de ses valeurs propres. En effet, la position de ces dernières est étroitement liée au comportement temporel et fréquentiel du système, notamment en termes de stabilité et de performances. Ainsi, pour que la commande assure la stabilité du système en boucle fermée, les valeurs propres doivent impérativement être choisies avec une partie réelle strictement négative. Cependant, cette partie réelle ne doit pas être trop négative sinon le système sera doté d'une large bande passante, ce qui induira une amplification des bruits de mesure. Les valeurs propres du système en boucle fermée ne doivent pas être loin de celles du système en boucle ouverte non plus sinon les besoins en commande seront très élevés. Enfin,

pour que la commande soit physiquement réalisable, les valeurs propres doivent être choisies réelles ou complexes conjuguées deux à deux. En outre, il est impératif que la totalité du vecteur d'état soit accessible à la mesure. C'est cette architecture de commande qui a été sélectionnée par [13] et [14] pour le pilotage d'un hélicoptère, d'un quadrotor et d'un drone à voilure fixe, respectivement.

Il est intéressant de remarquer que, pour les systèmes mono variables, le choix des valeurs propres fixe de manière unique les gains de la matrice de commande. En revanche, pour les systèmes multi variables, la structure de cette matrice n'est pas unique et certaines solutions peuvent altérer les caractéristiques de la commande, notamment en termes de robustesse. Une possibilité est alors de déterminer une solution de façon optimale en utilisant les outils de la théorie de la commande linéaire quadratique.

### **2.2.3. La commande prédictive**

L'idée de la commande prédictive, ou commande MPC (de l'anglais Model Predictive Control), est d'utiliser un modèle dynamique du système au sein de la commande dans le but d'anticiper le comportement du procédé sur un intervalle de temps donné l'horizon de prédiction, [8]. Il devient alors possible de générer, sur cet horizon, la séquence de commande qui optimise cette prédiction de comportement vis-à-vis de la consigne. Comme pour la commande LQ, la séquence de commande est déterminée grâce à un algorithme de programmation quadratique qui minimise une fonction de coût, en prenant en considération les différentes contraintes sur les variables concernées. La première valeur de la séquence de commande est alors appliquée au système, l'horizon de prédiction est ensuite décalé et tout le processus de prédiction est reproduit.

En raison du décalage de la fenêtre temporelle, la commande prédictive est également appelée commande à horizon fuyant, ou commande RHC (de l'anglais Receding Horizon Control).

En résumé, la commande prédictive correspond à la résolution d'un problème de commande optimale effectué à chaque période d'échantillonnage. Cette méthode, séduisante en théorie, souffre cependant de sévères limitations pratiques, notamment au niveau de l'influence des temps de calculs. En effet, si les temps de calculs de la commande, qui sont par ailleurs variables, ne sont pas négligeables par rapport à la période d'échantillonnage, une instabilité pourra apparaître dans le schéma de commande. Il faut alors s'assurer que les temps de calculs soient minimales devant la période d'échantillonnage, elle-même devant être faible vis-à-vis des constantes de temps du système (théorème de Nyquist-Shannon). C'est pourquoi la commande

prédictive ne peut s'appliquer qu'à des systèmes dont la dynamique est suffisamment lente ou dont les capacités de calculs sont suffisamment élevées. Malgré ces limitations, des techniques utilisant la commande prédictive ont été mises en œuvre pour des hélicoptères dans [15], des drones à rotors coaxiaux et pour des drones convertibles dans [16].

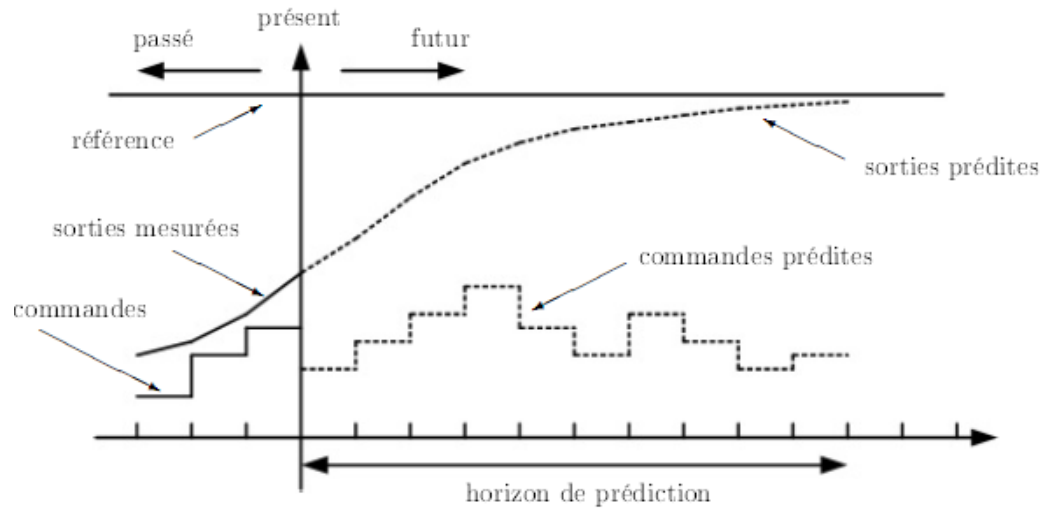


Figure 2.3 Principe de la commande prédictive

### 2.3. APPROCHES NON LINÉAIRES

Dans la plupart des applications, la commande embarquée est basée sur un modèle linéarisé de la dynamique du véhicule considéré. Cependant ces dernières années, de plus en plus de recherches se sont orientées vers des commandes basées sur une représentation non linéaire de la dynamique des véhicules aériens. Ces approches non linéaires apportent une contribution théorique certaine mais leur application, de part la complexité des modèles et des algorithmes de commande, reste toutefois limitée. Les architectures de commande non linéaire les plus utilisées pour le pilotage et le guidage des drones sont présentées ci-dessous.

#### 2.3.1. La commande par Backstepping

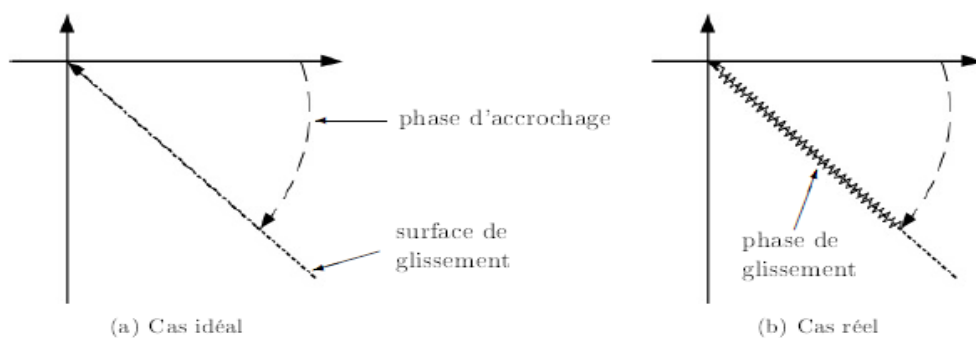
La structure résultante de cette approximation a également la forme adaptée pour la commande dite par backstepping, qui a d'ailleurs été appliquée aux hélicoptères, aux quadrotors et aux drones à rotors coaxiaux. La commande par backstepping, construite via un algorithme itératif, permet de résoudre certains problèmes de conception avec des conditions moins restrictives que celle imposées dans d'autres approches. Toutefois, dans le cas des véhicules aériens, la détermination des entrées de commande est complexifiée dans la mesure où la dynamique de translation est sous actionnée. Tout comme pour la commande par linéarisation

entrée - sortie, la solution la plus couramment utilisée pour remédier à cette situation est d'effectuer une extension dynamique de la poussée verticale, [17]. De ce fait, la poussée verticale et sa première dérivée temporelle sont considérées comme des états internes à la commande.

L'expression des signaux de commande qui résulte de cette opération est alors complexe et ardue à implémenter. De plus, la fréquence de mesure de la translation est bien souvent inférieure à celle de la rotation et les deux approches évoquées ne prennent pas en compte ces différentes cadences. Or, le calcul des signaux de commande se fait sur la base de la fréquence la plus lente, ce qui est incompatible avec les besoins nécessaires à la stabilisation des drones. Une méthode de commande permettant la séparation des échelles de temps est donc plus appropriée.

### 2.3.2. La commande par modes glissants

Une stratégie de commande alternative très efficace concernant la sensibilité aux incertitudes paramétriques est la commande par modes glissants, de la famille des commandes à structure variable [18]. Cette méthode consiste à modifier la dynamique d'un système non linéaire en lui appliquant un signal de commutation haute fréquence le forçant à rejoindre, puis à rester sur une surface. Cette surface, appelée surface de glissement, aura préalablement été choisie en fonction des objectifs de commande. Cette approche de commande n'est donc pas une fonction continue du temps. Au lieu de cela, elle passe d'une structure continue à une autre en fonction de la position actuelle dans l'espace d'état. Le fait que la commande soit discontinue est un élément important car elle permet ainsi de stabiliser des systèmes qui ne le seraient pas avec des signaux continus. C'est ainsi que cette architecture de commande fût implantée sur les hélicoptères, les quadrotors et birotors coaxiaux, [18]–[20].



**Figure 2.4** Fonctionnement de la commande par mode glissant

Cependant, la commande par modes glissants doit être appliquée avec soin car la robustesse vis-à-vis des incertitudes n'est pas garantie pendant la période précédente de glissement, appelée phase d'accrochage.

### 2.3.3. La commande adaptative

Comme son nom l'indique, la commande adaptative est une technique où les paramètres de commande varient en temps réel pour s'adapter à des changements dans la dynamique du système, [8]. Ces changements peuvent être dus à des erreurs de modélisation, à des incertitudes paramétriques ou à des perturbations externes. L'intérêt de cette méthode réside également dans le fait qu'il n'est pas toujours nécessaire d'appliquer la même complexité de traitement à toutes les données pour produire un signal de commande correct. Généralement, la structure de la commande adaptative est constituée en associant un estimateur, qui fournit une estimation de la valeur des paramètres inconnus, avec une architecture de commande.

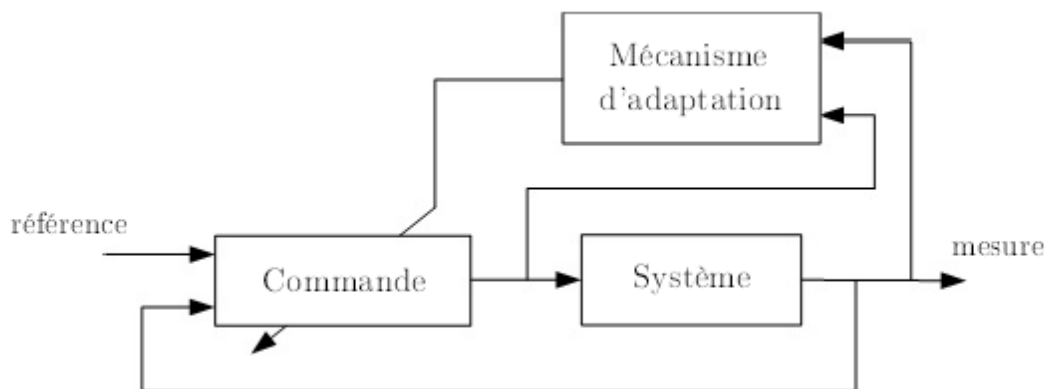


Figure 2.5 Principe de la commande adaptative

La méthode de commande adaptative a été proposée pour contrôler la position et l'attitude d'un drone hélicoptère dont les efforts aérodynamiques sont modélisés comme des perturbations. L'approche a été aussi proposée pour un quadrirotor d'actionneurs suffisamment rapides.

### 2.3.4. La commande prédictive non linéaire

Le principe de cette commande est exactement le même que celui de la commande prédictive définie précédemment, sauf que le modèle dynamique utilisé pour la prédiction du comportement du système est non linéaire. Lorsque ce modèle est linéaire, la solution analytique globale du problème d'optimisation existe et est relativement simple à déterminer. Mais lorsque ce modèle est non linéaire, il n'est pas certain que l'algorithme d'optimisation converge vers la solution analytique globale et si une solution est trouvée, il n'est pas sûr qu'elle

## *Chapitre 2 : Aperçu sur les approches de contrôle des drones*

le soit suffisamment rapidement. En effet, l'utilisation d'un modèle non linéaire implique la résolution d'un problème d'optimisation non linéaire dont la complexité est liée au degré de précision du modèle.

### **2.4.CONCLUSION**

Nous avons présenté dans ce chapitre les principales techniques de contrôle existées dans la littérature et qui sont intéressantes car elles permettent de répondre efficacement à de nombreuses situations pouvant émerger lors du vol d'un drone. De plus, il est tout à fait possible de combiner certaines propriétés de ces approches en une seule commande afin d'améliorer les performances du véhicule. Dans le chapitre 3 suivant, nous allons présenter une approche de contrôle développée dans [21] permettant de contrôler un drone de type convertible à poussée fixée au corps.

# **Chapitre 3**

## **Contrôle d'un convertible à poussée fixée au corps**



### **3. Chapitre 3 : Contrôle d'un convertible à poussée fixée au corps**

#### **3.1.INTRODUCTION**

Le principe de base qui permet d'envisager le développement vient de la possibilité de contrôler un aéronef à voilure fixe, en vol horizontal, sans aucune gouverne. Ceci est rendu possible par le simple intermédiaire des vitesses de rotations de quatre moteurs à hélice disposés de manière symétrique par rapport à l'axe du fuselage et tournant deux à deux dans le même sens pour les moteurs diagonaux, et deux à deux dans le sens opposé pour les moteurs du même côté.

En effet, chaque moteur à hélice crée une force de poussée et un moment qui sont proportionnels à leur vitesse de rotation, et la disposition de ceux-ci d'une certaine façon permet d'avoir la possibilité de contrôler tous les mouvements de rotation de l'aéronef autour de son centre de gravité, et donc de permettre de le manœuvrer.

Dans ce chapitre, on va analyser le contrôleur de convertible à poussée fixée au corps et étudier les lois de commande de notre drone dans le cas de 2-D et 3-D en mode robuste.

#### **3.2.CONCEPTION D'UN CONTROLEUR DE CONVERTIBLE A POUSSEE FIXEE AU CORPS**

Chaque moteur à hélice crée une force de poussée et un moment qui sont proportionnels à leur vitesse de rotation, et la disposition de ceux-ci d'une certaine façon, permet d'avoir la possibilité de contrôler tous les mouvements de rotation de l'aéronef autour de son centre de gravité, et donc de permettre de le manœuvrer.

##### **3.2.1.Modèle dynamique**

Compte tenu de l'hypothèse d'un actionnement à plein couple, le problème de la commande est ramené à la commande du sous-système suivant [21]

$$m\vec{a} = \vec{F}_a + m\vec{g} + \vec{T} \quad (3.1)$$

$$\frac{d}{dt}(\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}) = \vec{\omega} \times (\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}) \quad (3.2)$$

avec

$$\vec{a}: = \frac{d\vec{v}}{dt}, \vec{F} = \vec{F}_a + m\vec{g} + \vec{T}, \text{ Et } T: = |\vec{T}| \text{ et } \vec{\omega} \text{ entrées de contrôle du système.}$$

### 3.2.2. Equation du mouvement

L'équation de mouvement (3.1) met en évidence le rôle de la force aérodynamique  $\vec{F}_a$  dans l'obtention du vecteur accélération linéaire du corps  $\vec{a}$ . Elle montre, par exemple, que pour se déplacer avec une vitesse de référence constante le vecteur poussée contrôlé  $\vec{T}$  doit être égal à la force externe résultante.

$$\vec{F}_{ext}: = m\vec{g} + \vec{F}_a \quad (3.3)$$

Supposons maintenant que la forme du corps est une sphère. Dans ce cas, la force aérodynamique ne dépend pas de l'orientation du corps puisque elle est réduite à sa composante de traînée, c-à-d :

$$\vec{F}_a = -k_a c_0 |\vec{v}_a| \vec{v}_a \quad (3.4)$$

Avec  $c_0$  une constante positive. Par conséquent, la force extérieure résultante  $\vec{F}_{ext}$  ne dépend pas non plus de l'orientation du véhicule. La stratégie de commande consiste alors essentiellement à aligner la direction de poussée  $\vec{T}/|\vec{T}|$  avec la direction de  $\vec{F}_{ext}$  (commande d'orientation avec  $\omega$ ) et à opposer l'amplitude de la poussée à l'intensité de  $\vec{F}_{ext}$  (commande de poussée avec  $|\vec{T}|$ ). Les contrôleurs à stabilisation quasi-globale proposés illustrent cette stratégie. Cependant, la production des forces de portance et de traînée qui dépendent de l'orientation du véhicule peut complexifier de manière significative cette stratégie. En particulier, puisque la force résultante dépend en général de l'orientation, l'existence et l'unicité de l'équilibre en fonction de l'orientation du véhicule n'est plus systématique, et la stabilisation d'un tel équilibre peut être très sensible aux variations d'orientation de la poussée. En effet, la capacité de calculer la direction et l'intensité de  $\vec{F}_a$  à chaque instant déjà assez exigeante n'est pas susceptible de concevoir une loi de commande capable d'être performant dans (presque) toutes les situations. Savoir comment cette force change lorsque l'orientation du véhicule varie est nécessaire, mais n'est toujours pas suffisant. La suite montre que les dépendances de l'orientation de la force aérodynamique ont un rôle fondamental lorsqu'on tente de contrôler la dynamique (3.3) Un résultat original de la présente thèse est de mettre en évidence l'existence

d'un ensemble générique de modèles aérodynamiques qui permettent de refondre le problème de contrôle en un problème de contrôle d'un corps sphérique - également appelé équivalence sphérique - pour lequel la stabilité et l'efficacité sont fortes. Pour lequel de solides résultats de stabilité et de convergence peuvent être démontrés, [21].

### 3.3.FORCE AÉRODYNAMIQUE

Le mouvement d'un corps immergé dans l'air génère des effets de réaction aérodynamique dus à la distribution des pressions et à la répartition des contraintes de cisaillement. La somme de ces distributions détermine les forces aérodynamiques totales, [11].

La force aérodynamique  $F_{ae}$  est généralement décomposée en une composante le long du sens de la vitesse de l'air, appelée force de traînée  $F_D$ , et une composante perpendiculaire à la vitesse de l'air, appelée force de portance  $F_L$ . Le vecteur  $\vec{v}_a$  indiqué sur la Figure 3.1 est la vitesse-air définie comme étant la différence entre la vitesse linéaire  $v$  du véhicule et la vitesse du vent  $v_w$ :

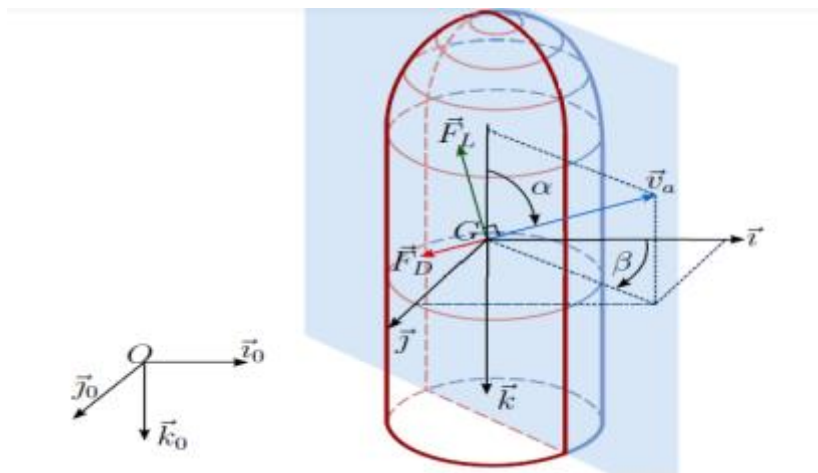


Figure 3.1 : Les composantes de la force aérodynamique

$$\vec{v}_a = \vec{v} - \vec{v}_w \quad (3.5)$$

Comme l'indique la Figure 3.1, la force aérodynamique  $F_{ae}$  appartient au plan créé par le vecteur  $\vec{k}$  et la vitesse-air  $\vec{v}_a$ .

D'abord

$$\alpha = \text{atan} \left( -\frac{v_{a2}}{v_{a1}} \right) \quad (3.6)$$

## Chapitre 3 : Contrôle d'un convertible à poussée fixée au corps

Et on a 
$$\begin{cases} c_D(\alpha) = c_0 + 2c_1 \sin^2(\alpha) \\ c_L(\alpha) = c_1 \sin(2\alpha) \end{cases} \quad (3.7)$$

Et 
$$k_a = \frac{\rho \Sigma}{2} \quad (3.8)$$

Alors, l'expression utilisée pour la force aérodynamique est donnée par :[21]

$$\vec{F}_a = k_a |\vec{v}_a| [c_L(\alpha) \vec{v}_a^\perp - c_D(\alpha) \vec{v}_a] \quad (3.9)$$

Avec  $\vec{v}_a^\perp$  obtenu en faisant tourner dans le sens inverse des aiguilles d'une montre le vecteur

$\vec{v}_a = (\vec{i}, \vec{j}) v_a$  par  $90^\circ$ , c'est :

$$\vec{v}_a^\perp = v_{a1} \vec{j} - v_{a2} \vec{i} \quad (3.10)$$

### 3.4.MODELE D'ERREUR

Soit  $\vec{v}_r(t)$  une vitesse de référence différentiable, et  $\vec{a}_r(t)$  sa première dérivée temporelle, c'est-à-dire  $\vec{a}_r(t) = \dot{\vec{v}}_r(t)$ . Définir l'erreur de vitesse comme :[21]

$$\vec{e}_v = \vec{v} - \vec{v}_r \quad (3.11)$$

On obtient le modèle d'erreur suivant La dynamique des erreurs de poursuite associées au problème de stabilisation asymptotique par l'équation suivante :

$$\dot{\vec{e}}_p = \vec{e}_v \quad (3.12)$$

$$\dot{\vec{e}}_v = \frac{1}{m} * (\vec{F} - T\vec{i}) \quad (3.13)$$

Avec  $\vec{F}$  la force extérieure apparente donnée par

$$\vec{F} = m\vec{g} + \vec{F}_a - m\vec{a}_r \quad (3.14)$$

### 3.5.LOIS DE COMMANDE

#### 3.5.1.Mouvement 2-D

Les lois de commande présentées jusqu'à présent utilisent des termes qui impliquent des singularités pour des situations spécifiques. Pour obtenir des lois de commande bien définies partout, nous fixons d'abord le coefficient non linéaire  $k=1$  de manière à ne pas détruire la propriété de stabilité locale de la commande ci-dessus ( $k \approx 1$  près de la trajectoire de référence puisque  $\vec{F}_2 \approx 0$ ). [21] Deuxièmement, nous multiplions les termes

### Chapitre 3 : Contrôle d'un convertible à poussée fixée au corps

$1/(|F_p| + \bar{F}_{p1})^2$  and  $1/|F_p|^2$  by the function  $\mu_\tau \in \mathbb{C}^1: [0, +\infty) \rightarrow [0, 1]$  définie par:

$$\mu_\tau(s) = \begin{cases} \sin\left(\frac{\pi s^2}{2\tau^2}\right), & \text{si } s \leq \tau \\ 1, & \text{autrement} \end{cases} \quad (3.15)$$

Avec  $\tau > 0$  on obtient ainsi l'expression de contrôle bien définie donnée par

$$T = k_1 |F_p| \tilde{v}_1 + \bar{F}_1 \quad (3.16)$$

$$\omega = k_2 |F_p| \tilde{v}_2 + \mu_\tau(|F_p| + \bar{F}_{p1}) \frac{k_3 |F_p| \bar{F}_{p2}}{(|F_p| + \bar{F}_{p1})^2} - \mu_\tau(|F_p|) \frac{\bar{F}_p^T S R^T F \delta}{|F_p|^2} \quad (3.17)$$

On a comme données :

$$\bar{F} = R^T F$$

et R est la matrice rotationnel en 2-D  $R = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}$ , T est la transposée.

$$F_p = m g e_1 + f_p - m a_r \quad (3.18)$$

$$\bar{F}_p = R^T * F_p \quad (3.19)$$

$$F_a(v_a, \alpha) = k_a |v_a| [c_L(\alpha) S - c_D(\alpha) I] v_a \quad (3.20)$$

$$f_p(v_a, \alpha) = k_a |v_a| [c_{Lp}(\alpha) S + c_{Dp}(\alpha)] v_a \quad (3.21)$$

$$\sigma(\bar{\alpha}, \bar{k}, \alpha) = \frac{1 + \tanh(\bar{k} \bar{\alpha}^2 - \bar{k} \alpha^2)}{1 + \tanh(\bar{k} \bar{\alpha}^2)} \quad \text{avec } \alpha \in [-\pi, \pi] \quad (3.22)$$

$$\begin{cases} c_L(\alpha) = c_{L_S}(\alpha) \sigma(\bar{\alpha}, \bar{k}_L, \alpha) + c_{L_L}(\alpha) [1 - \sigma(\bar{\alpha}, \bar{k}_L, \alpha)] \\ c_D(\alpha) = c_{D_S}(\alpha) \sigma(\bar{\alpha}, \bar{k}_D, \alpha) + c_{D_L}(\alpha) [1 - \sigma(\bar{\alpha}, \bar{k}_D, \alpha)] \end{cases} \quad (3.23)$$

Implique que le contrôle modifié est bien défini partout.

#### 3.5.2. Mouvement 3-D

Les lois de commande présentées jusqu'à présent utilisent des termes qui peuvent introduire des singularités loin de la trajectoire de référence. Nous effectuons ici des modifications pour la loi de commande, mais elles sont également valables pour les autres lois de contrôle via des transpositions directes. Nous allons multiplier les termes  $1/(|F_p| + \bar{F}_{p3})^2$  and  $1/|F_p|^2$  par la fonction  $\mu_\tau \in \mathbb{C}^1 : [0, +\infty) \rightarrow [0, 1]$  définie par : [21]

### Chapitre 3 : Contrôle d'un convertible à poussée fixée au corps

$$\mu_\tau(s) = \begin{cases} \sin\left(\frac{\pi s^2}{2\tau^2}\right), & \text{if } s \leq \tau \\ 1, & \text{autrement} \end{cases} \quad (3.24)$$

Avec  $\tau > 0$  ceci donne l'expression de contrôle bien définie

$$T = \bar{F}_3 + k_1 |F_p| \bar{v}_3 \quad (3.25)$$

$$\omega_1 = -k_2 |F_p| \bar{v}_2 - \mu_\tau(|F_p| + \bar{F}_{p3}) \frac{k_3 |F_p| \bar{F}_{p2}}{(|F_p| + \bar{F}_{p3})^2} - \mu_\tau(|F_p|) \frac{\bar{F}_p^T S(e_1) R^T \dot{F}_p}{|F_p|^2} \quad (3.26)$$

$$\omega_2 = k_2 |F_p| \bar{v}_1 + \mu_\tau(|F_p| + \bar{F}_{p3}) \frac{k_3 |F_p| \bar{F}_{p1}}{(|F_p| + \bar{F}_{p3})^2} - \mu_\tau(|F_p|) \frac{\bar{F}_p^T S(e_2) R^T \dot{F}_p}{|F_p|^2} \quad (3.27)$$

Avec 
$$\vec{F}_a = -k_a |\vec{v}_a| (C_D(\alpha) + C_L(\alpha) \cot(\alpha)) \vec{v}_a \quad (3.28)$$

$$\alpha = \cos^{-1}\left(-\frac{v_{a3}}{|\vec{v}_a|}\right) \quad (3.29)$$

Et les autres paramètres sont les mêmes cités au (3.5.1).

La propriété

$$\lim_{s \rightarrow 0} \frac{\mu_\tau(s)}{s^2} = \lim_{s \rightarrow 0} \sin\left(\frac{\pi s^2}{2\tau^2}\right) s^{-2} = \frac{\pi}{2\tau^2} \quad (3.30)$$

Implique que le contrôle modifié est bien défini partout.

En effet, d'après les équations, on peut en conclure les phénomènes suivants :

Des vitesses de rotations identiques pour les 4 moteurs annuleront la somme des moments de l'aéronef, qui disposera d'une poussée globale dans l'axe z.

$$\Omega_1 = \Omega_3 = \Omega_2 = \Omega_4 \rightarrow T_u = T_v = T_z = 0.$$

- La variation symétrique des vitesses de rotations des moteurs 1/3 et 2/4 n'engendrera pas de variation de poussée globale, mais engendrera une variation de la somme des moments ce qui aura un effet sur le roulis.

- La variation symétrique des vitesses de rotations des moteurs 1/2 et 3/4 n'engendrera pas de variation sur la somme des moments, mais engendrera une variation des poussées ce qui aura un effet sur le tangage.[23]

- La variation symétrique des vitesses de rotations des moteurs 1/4 et 2/3 n'engendrera pas de variation sur la somme des moments, mais engendrera une variation des poussées ce qui aura un effet sur le lacet.

### 3.6. ETUDE DE LA STABILITÉ

La méthode de PID et Backstepping 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. [24]

### Chapitre 3 : Contrôle d'un convertible à poussée fixée au corps

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 [25]. La méthode adaptative se base sur l'état du processus commandé pour agir en temps réel sur les paramètres du système. Le contrôle par Backstepping découple les dynamiques non linéaires en créant une fonction de stabilisation virtuelle.[26]

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.

Méthode	Avantages	Inconvénients
Backstepping/ Robuste/ adaptative	<ul style="list-style-type: none"><li>• Globalement stable asymptotiquement</li><li>• les incertitudes du modèle sont bien gérées</li><li>• les procédures systématiques</li><li>• la rédaction potentielle dans le temps de développement.</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>• calcul analytique dérivative</li><li>• algorithme de contrôle compliqué surtout sur les systèmes d'ordre élevé.</li></ul>

**Tableau 3.1** : Avantages et inconvénients du Backstepping

#### 3.6.1. Régime transitoire (VORTEX RING STATE)

La descente verticale lente est particulière, parce que l'écoulement aérodynamique est perturbé à cause des tourbillons d'extrémités de pales .Dans ces conditions, quand un drone en vol stationnaire se met à amorcer une descente verticale à faible vitesse, l'inversion du sens des vitesses risque d'empêcher le flux d'air de traverser le rotor, soit vers le haut, soit vers le bas, les pales travaillent alors dans leur propre remous, et l'air forme un anneau tourbillonnaire autour du rotor. Ce phénomène, appelé état de vortex, se trouve à l'origine de vibrations dangereuses sur tous les drones et risque d'amener des pertes de contrôle. Le régime de vortex est dangereux, mais par contre peut être facilement abandonné en amorçant soit une translation, soit une autorotation.

### **3.6.2. Effet de la perturbation**

Les drones fonctionnent dans un environnement où l'exécution de la tâche peut facilement être affectée par des turbulences atmosphériques. Le vol dans la turbulence atmosphérique est un des sujets de recherche importants en aéronautique. Ce thème concerne à la fois les constructeurs des drones et les opérateurs du transport civil. Les problèmes les plus importants liés aux effets de turbulence sont : le chargement et la fatigue structurale, la contrôlabilité et les qualités de manipulation, la sécurité et le confort des passagers et de l'équipage.

Les modèles mathématiques de la réponse à la turbulence atmosphérique sont sensiblement plus complexes que ceux utilisés généralement pour l'avion à aile fixe. Il y a deux raisons. La première est due à l'environnement opérationnel dans lequel les hélicoptères sont utilisés, et l'autre est dû au mouvement spatial des éléments de pale radiaux.



# **Chapitre 4**

# **Résultats de simulations**

## 4. Résultats de simulations

### 4.1. INTRODUCTION

Ce chapitre présente les résultats des simulations d'un drone convertible par la méthode PUCCI (backstepping) commençant par générer une trajectoire de référence pour étudier la convergence et l'évolution, des erreurs de vitesse, la poussée, la vitesse angulaire, l'angle d'attaque, et l'orientation du véhicule . Toutes les bases théoriques des méthodes réaliser dans ce chapitre sont présentées dans le chapitre précédent.

### 4.2. SIMULATION DU CONTRÔLEUR D'UN DRONE CONVERTIBLE EN CAS 2-D

#### 4.2.1. Génération de la trajectoire 2-D

La première vitesse de référence choisie représente une manœuvre de transition entre le vol stationnaire et le vol de croisière, de sorte qu'un suivi parfait impliquerait des sauts de l'orientation d'équilibre. Avec une vitesse de référence de ce type, nous testons notre approche de contrôle. En particulier, la vitesse de référence est donnée par :

$$v_r(t) = \begin{cases} (0, 2t)^T & 0 \leq t < 10 \\ (0, 20)^T & t \geq 10 \end{cases} \quad (4.1)$$

Il est alors composé de :

- 1) d'une rampe de vitesse horizontale sur l'intervalle de temps  $[0, 10]$  [sec] ;
- 2) une croisière à vitesse horizontale constante de 20 [m/sec] pendant  $t \geq 10$  [sec]. La vitesse et l'attitude initiale sont  $v(0) = [0, 0]$ , et  $(0) = 0$ , respectivement.

La figure 4.1 illustre l'évolution de la vitesse de référence souhaitée.

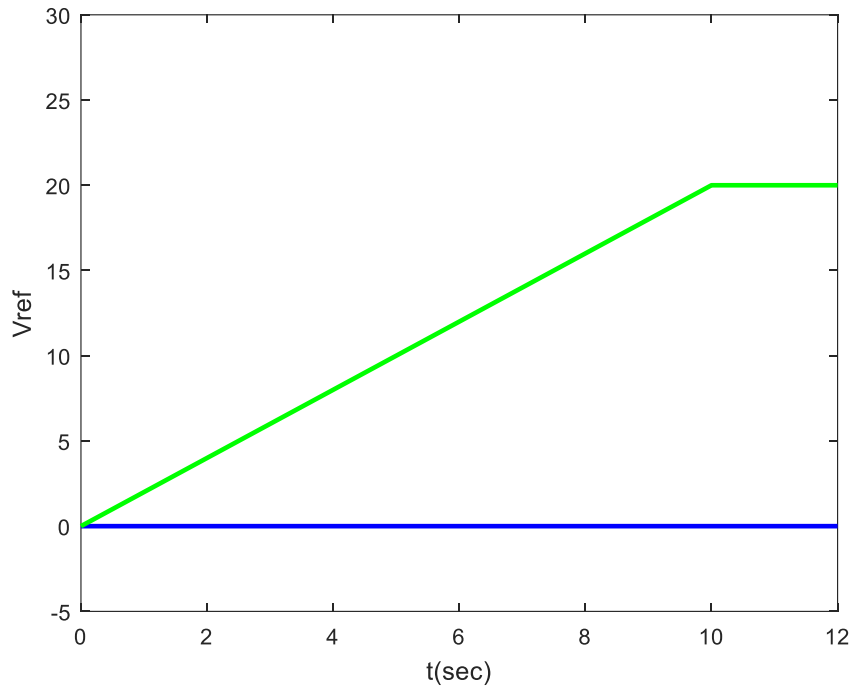


Figure 4.1 Trajectoire de référence 2-D

#### 4.2.2. Conditions initiales, choix des gains et paramètres du drone en 2-D

Dans cette section, nous illustrons par des simulations les performances et la robustesse des approches proposée pour le modèle de profil aérodynamique symétrique NACA 0021 avec la force de poussée parallèle à la ligne de portance zéro, par ex.  $\delta=0$ . Les équations du mouvement du système sont définies par les équations (3.11) (3.12) et les coefficients aérodynamiques sont donnés par :

$$\begin{cases} c_L(\alpha) = c_{L_S}(\alpha)\sigma(\bar{\alpha}, \bar{k}_L, \alpha) + c_{L_L}(\alpha)[1 - \sigma(\bar{\alpha}, \bar{k}_L, \alpha)] \\ c_D(\alpha) = c_{D_S}(\alpha)\sigma(\bar{\alpha}, \bar{k}_D, \alpha) + c_{D_L}(\alpha)[1 - \sigma(\bar{\alpha}, \bar{k}_D, \alpha)] \end{cases} \quad (4.2)$$

Avec

$$\sigma(\bar{\alpha}, \bar{k}, \alpha) = \frac{1 + \tanh(\bar{k}\bar{\alpha}^2 - \bar{k}\alpha^2)}{1 + \tanh(\bar{k}\bar{\alpha}^2)}, \alpha \in [-\pi, \pi)$$

$$\begin{cases} \bar{\alpha} = 12^\circ \\ k_L = 20 \\ k_D = 39.65 \\ c_{L_L}(\alpha) = c_1 \sin(2\alpha) \\ c_{D_L}(\alpha) = c_0 + 2c_1 \sin^2(\alpha) \end{cases}$$

## Chapitre 4 : Résultat de simulations

$$c_{L_s}(\alpha) = \frac{0.5c_2^2}{(c_2 - c_3)\cos^2(\alpha) + c_3} \sin(2\alpha)$$
$$c_{D_s}(\alpha) = c_0 + \frac{c_2c_3}{(c_2 - c_3)\cos^2(\alpha) + c_3} \sin^2(\alpha),$$
$$c_0 = 0.0139$$
$$c_1 = 0.9430$$
$$c_2 = 5.4641$$
$$c_3 = 0.3151$$

Les autres paramètres physiques sont

$$m = 15[\text{Kg}]$$
$$\rho = 1.292[\text{Kg/m}^3]$$
$$\Sigma = 1[\text{m}^2]$$
$$k_a = \frac{\rho\Sigma}{2} = 0.6460[\text{Kg/m}]$$

Les paramètres des lois de commande sont

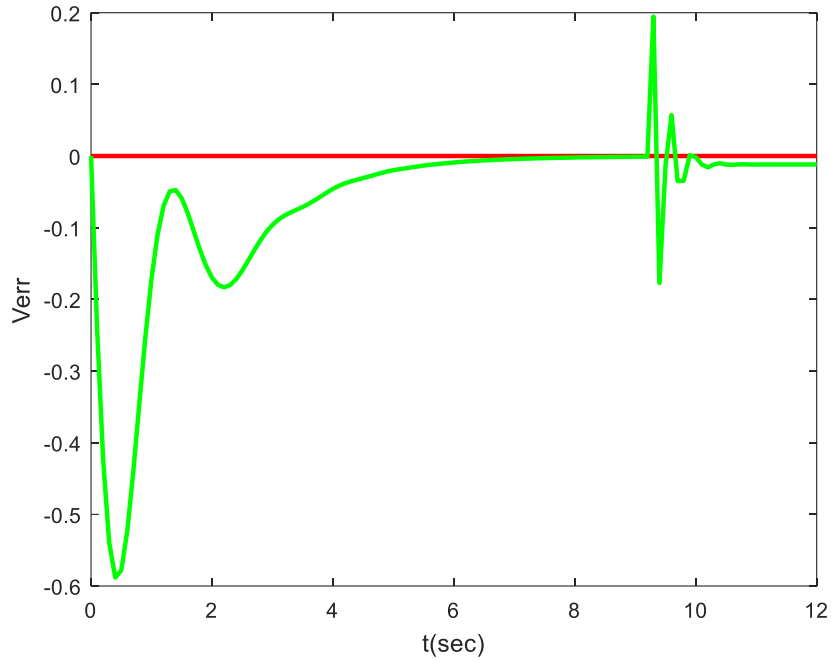
$$k_1 = 0.1529 \quad k_2 = 0.0234, \quad k_3 = 6,$$
$$\tau = 80.$$

Ainsi que les valeurs initiales sont

$$V_{\text{initial}} = [1 \ 1] \quad v_w = [0] \quad V_{\text{err}_i} = [0 \ 0] \quad \text{theta} = 0$$

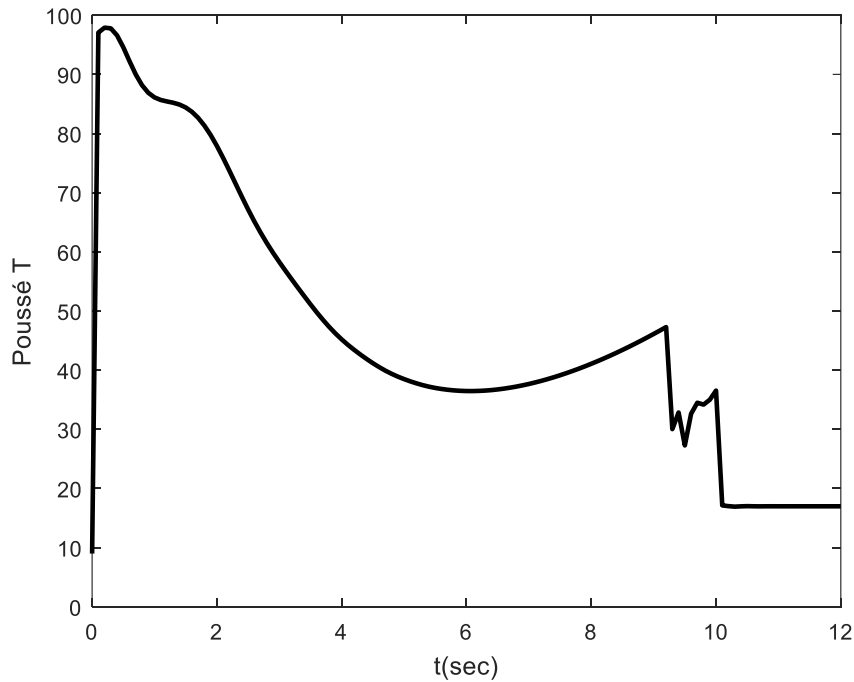
### 4.2.3. Résultats des simulations cas 2-D

Nous allons présenter les différents résultats obtenus par notre simulation, illustré dans les figures (4.2) (4.3) (4.4) (4.5) (4.6) qui décrivent l'évolution, des erreurs de vitesse, la poussée, Omega (la vitesse angulaire) souhaitée, l'Incidence (l'angle d'attaque), et l'orientation du véhicule dans l'intervalle (0, 12) [sec].

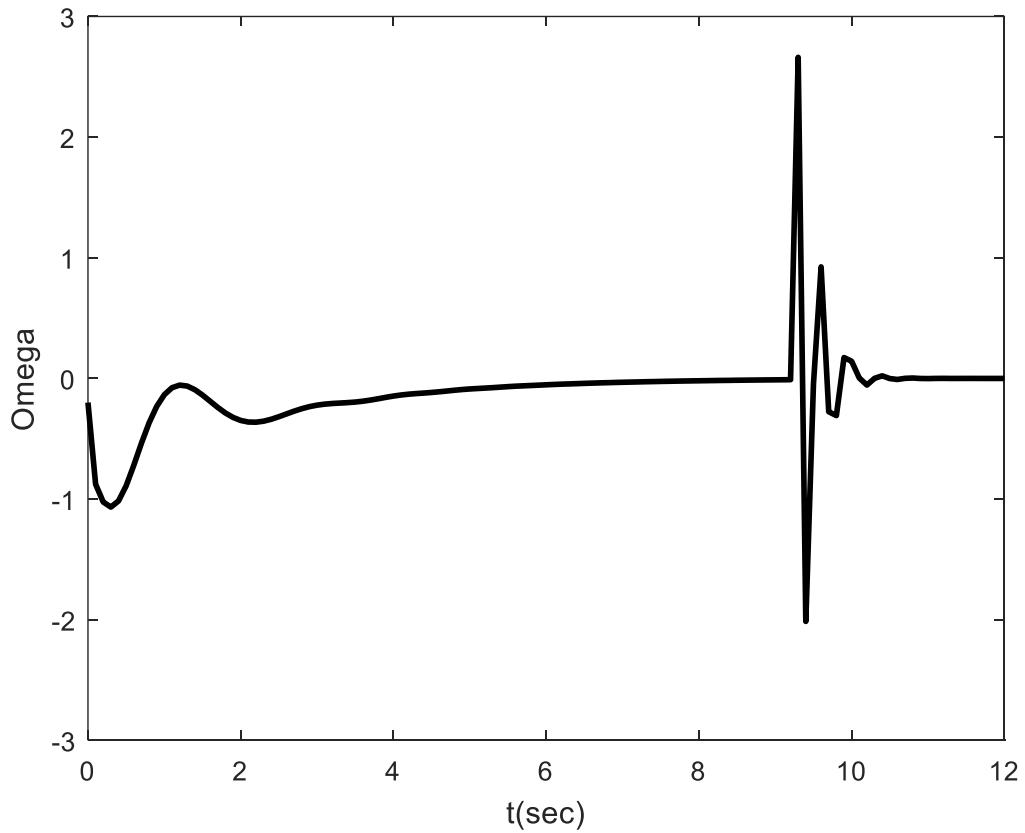


**Figure 4.2** les erreurs de vitesse en fonction du temps

La figure (4.2) montre que  $V_{err}$  subit des fluctuations (diminution et augmentation) dans l'intervalle de temps (0,8) [sec], la valeur de  $V_{err}$  juste après le saut dépend sensiblement de la constante et converge rapidement après juste un temps de 10 sec ce qu'il signifie que le contrôleur utilisé est à la perfection.



**Figure 4.3** la poussée(T) en fonction du temps



**Figure 4.4** Omega ( $w$ ) en fonction du temps

A  $t = 0$ , l'assiette du véhicule est nulle (configuration verticale), et la poussée tend à s'opposer au poids du corps. Cependant, en raison d'erreurs de modélisation et d'une référence d'accélération non nulle, la poussée est différente de un. Dans l'intervalle  $(0, 10)$  [sec].figure (4.3).

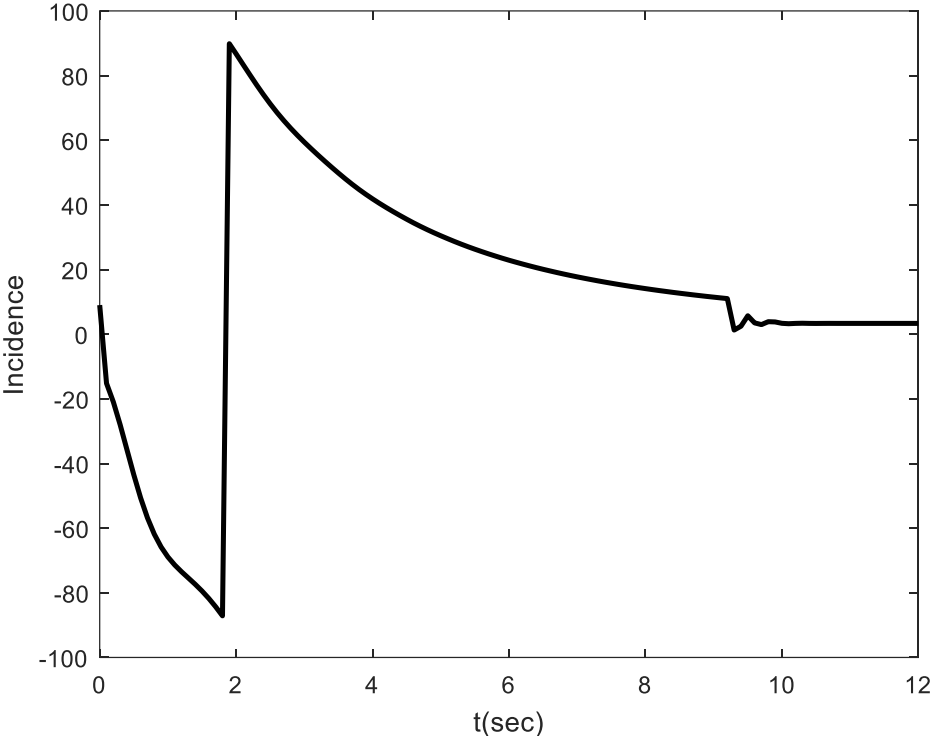


Figure 4.5 l'Incidence ( $\alpha$ ) en fonction du temps

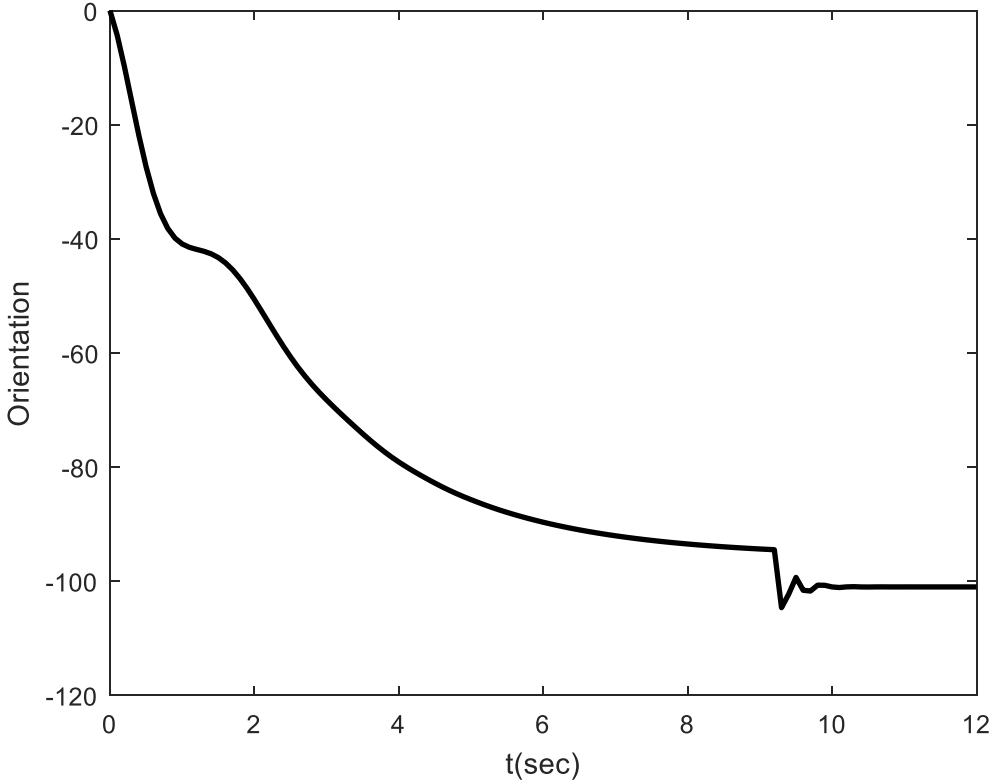


Figure 4.6 l'Orientation en fonction du temps

## Chapitre 4 : Résultat de simulations

La vitesse horizontale du véhicule augmente, l'Incidence diminue et l'orientation du véhicule stabilise vers -95 (configuration horizontale).figure (4.5) (4.6).

Par conséquent, l'orientation d'équilibre est proche du point de discontinuité.

Quand  $t > 8$  l'orientation d'équilibre saute d'une valeur à une autre, créant ainsi de brusques variations de l'intensité de la poussée et de Omega (souhaitée). En effet, si  $\tau = 0$  ont été choisis, Omega désirée tendrait vers l'infini lorsque l'orientation du véhicule est proche à la fois de la discontinuité et de l'orientation d'équilibre dans le stand région .Le saut de l'orientation d'équilibre interdit le parfait suivi de la vitesse de référence, et on peut observer que les erreurs de vitesse significativement augmenter juste après l'apparition de la discontinuité.

### 4.3.SIMULATION DU CONTRÔLEUR D'UN DRONE CONVERTIBLE EN CAS 3-D

#### 4.3.1. Génération de la trajectoire 3-D

Nous présentons ci-dessous une simulation d'une manœuvre de transition entre le vol stationnaire et le vol de croisière. La trajectoire de référence utilisée pour simuler la transition est donnée par :

$$v_r(t) = \begin{cases} 10[1,1,-1]^T & 0 \leq t < 30 \\ 0.97(t-30)[1,0,0]^T & 30 \leq t < 55 \\ 24.25[1,0,0]^T & t \geq 55 \end{cases}$$

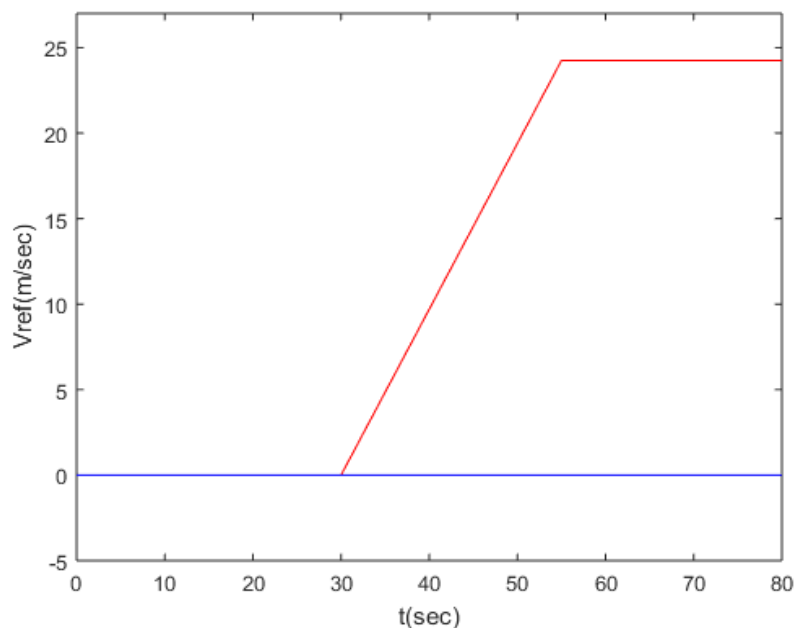


Figure 4.7 Vitesse de référence 3-D



### 4.3.2. Conditions initiales, choix des gains et paramètres du drone en 3-D

Dans cette section, nous illustrons par des simulations la performance et la robustesse de la stratégie de contrôle proposée pour un modèle de corps semblable à un missile dans un écoulement d'air subsonique. La forme du corps correspond approximativement à celle de la figure 3.1. Les équations de mouvement du système utilisées pour les simulations sont données par les équations (3.1) avec  $\vec{F}_a$  donné par (3.28) et les coefficients aérodynamiques par (3.7) avec

$$c_0 = 0.1, \quad c_1 = 11.55.$$

Les autres paramètres physiques sont

$$\begin{aligned} m &= 500[\text{Kg}] \\ \bar{h} &= 7.5[\text{m}] \\ r &= 0.75[\text{m}] \\ \Sigma &= \frac{1}{2}(\pi - 4)r^2 + 2hr \approx 11[\text{m}^2], \\ \rho &= 1.225[\text{Kg/m}^3] \\ k_a &= \frac{\rho\Sigma}{2} \approx 6.7[\text{Kg/m}] \end{aligned}$$

Les paramètres des lois de commande sont

$$k_1 = 0.3058, \quad k_2 = 0.1247, \quad k_3 = 16 \quad \tau = 80.$$

Ainsi que les valeurs initiales sont

$$v = [0 \ 0 \ 0] \quad vw = [-1 \ 0 \ 0] \quad ev = [0 \ 0 \ 0] \quad \text{omega} = [0 \ 0 \ 0] \quad T = 9$$

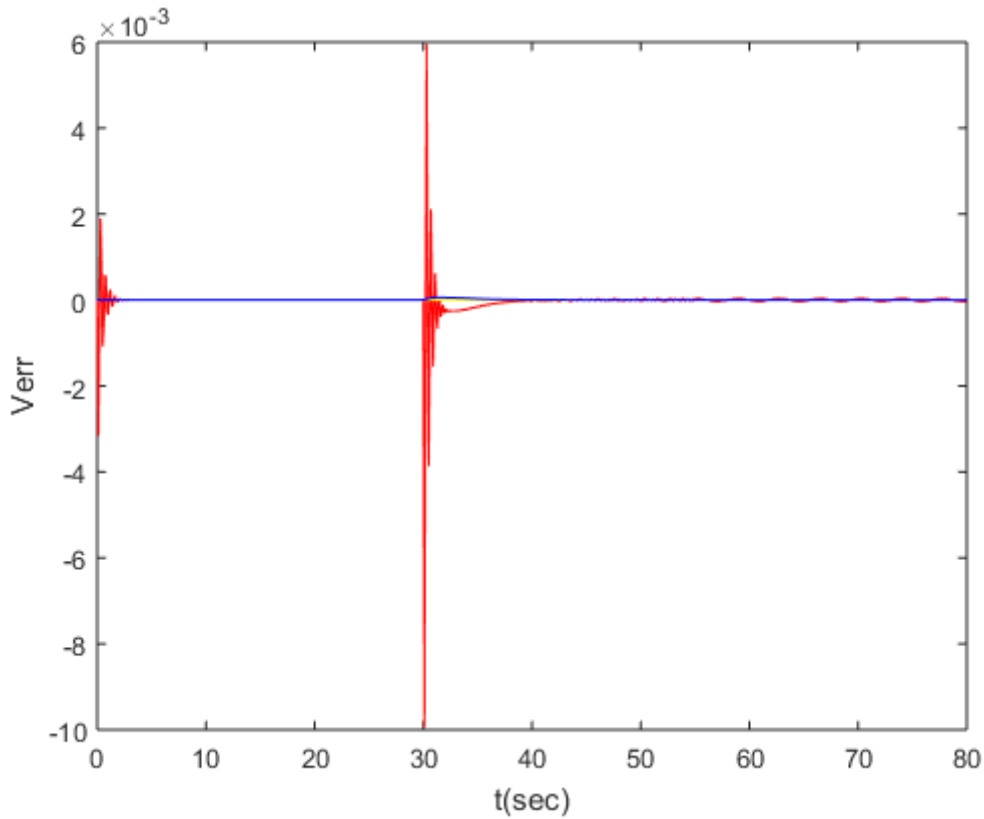
### 4.3.3. Résultats des simulations cas 3-D

Nous allons présenter les différents résultats obtenus par notre simulation, illustrée dans les figures (4.8) (4.9),(4.10),(4.11) qui décrits l'évolution, des erreurs de vitesse, la poussée, Omega (la vitesse angulaire) souhaitée, et les angles d'Euler du véhicule dans l'intervalle (0, 80) [sec].

Sur l'intervalle de temps [0, 27] [sec], la commande nécessite une intensité de poussée positive, et les erreurs de vitesse et de position convergent vers zéro. Sur les intervalles de temps où la

## Chapitre 4 : Résultat de simulations

force de poussée saturée, les erreurs de poursuite augmentent avant de tendre à nouveau vers zéro.



**Figure 4.8** les erreurs de vitesse en fonction du temps

La figure (4.8) montre que  $V_{err}$  subit des fluctuations (diminution et augmentation) dans l'intervalle de temps (0,5) [sec] et (30,35) [sec] , la valeur de  $V_{err}$  dépend sensiblement de la constante et converge juste après le saut due à la transition de trajectoire.

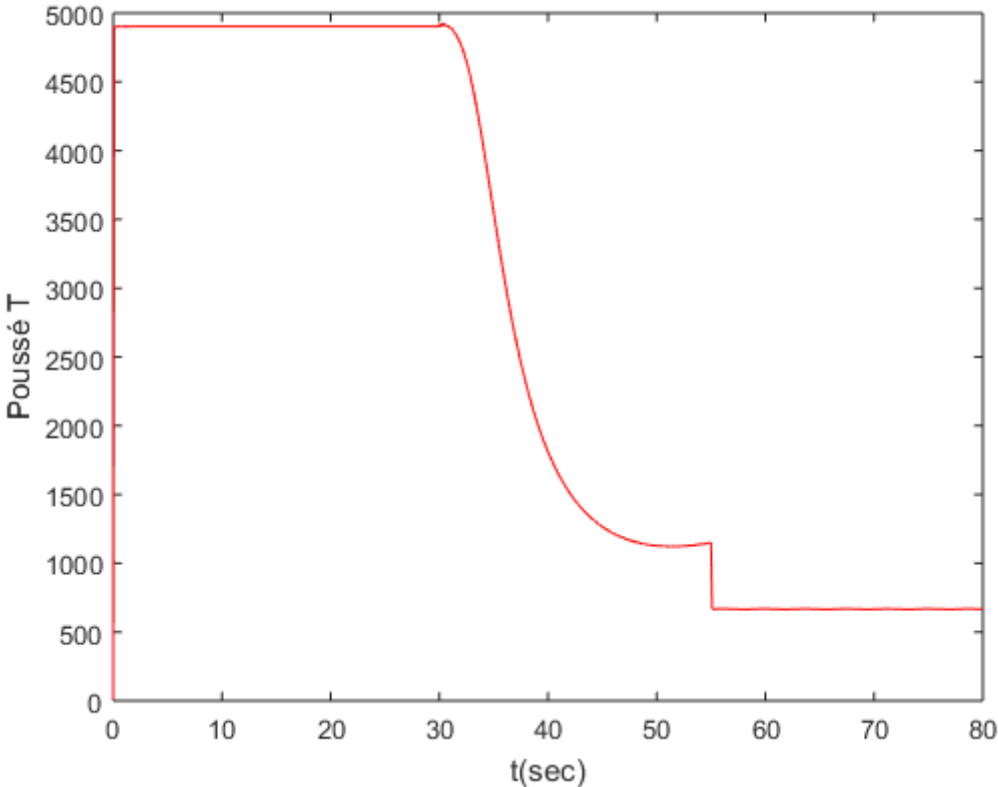


Figure 4.9 la poussée(T) en fonction du temps

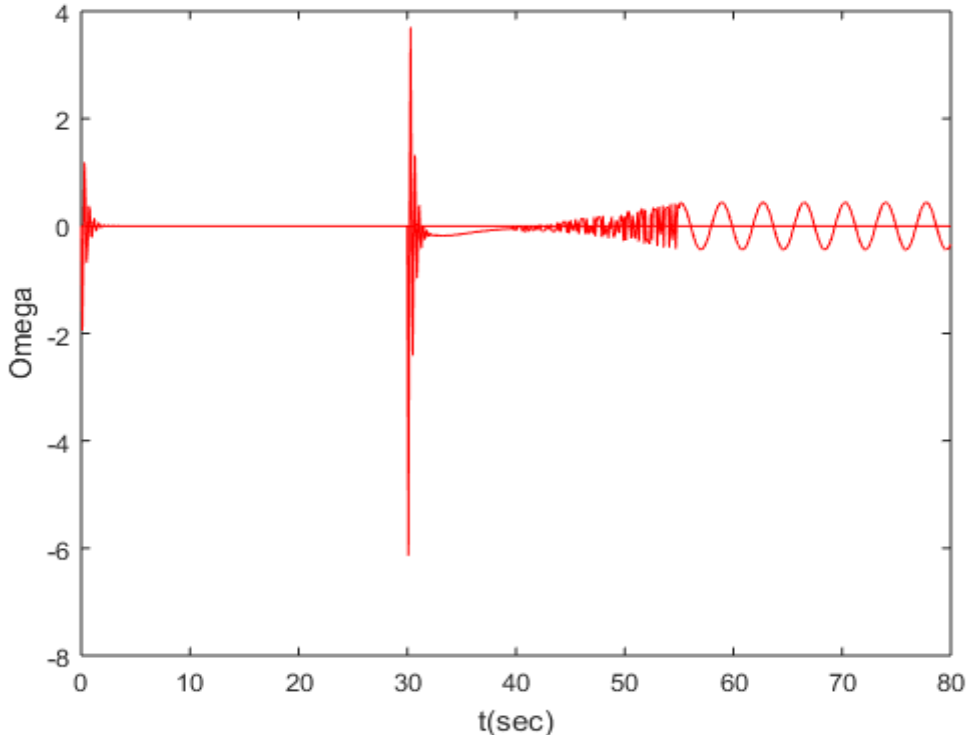
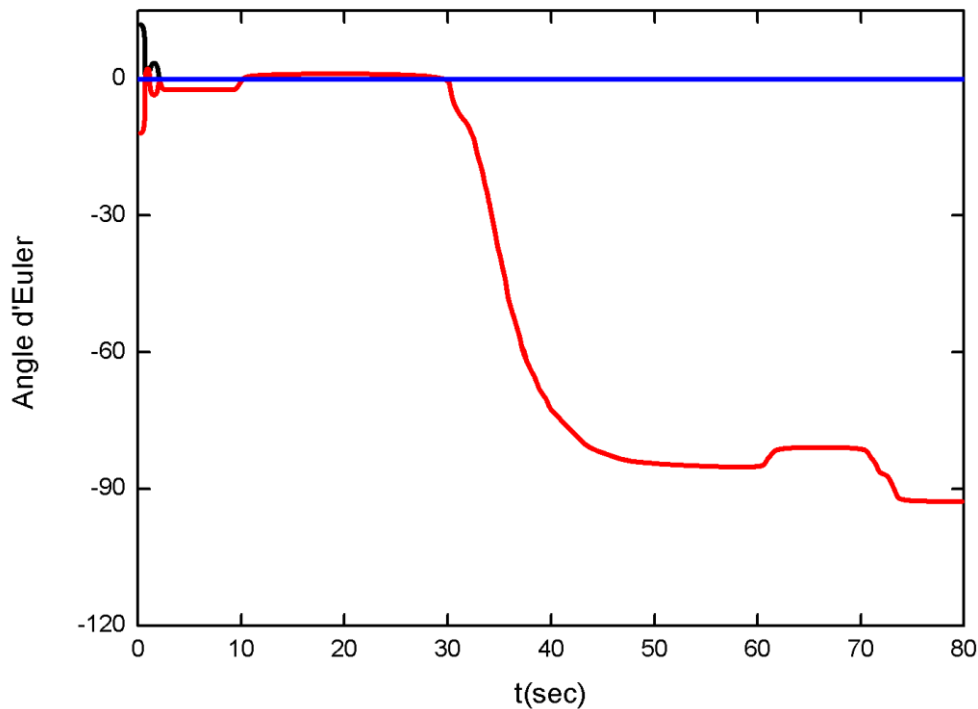


Figure 4.10 Omega (w) en fonction du temps



**Figure 4.11** Angles d'Euler en fonction du temps

Les figures (4.9) (4.10) (4.11) illustre l'évolution de la poussée et la vitesse angulaire les Angle d'Euler

Lorsque  $t > 30$  [s], la vitesse horizontale du véhicule augmente, de sorte que l'angle de tangage commencent à diminuer. À l'instant  $t = 55$  [sec], l'accélération de référence  $a_r$  devient instantanément nulle. Cela rend la force de poussée discontinue.

Observez également que le véhicule vole presque horizontalement à cet instant ( $\theta \approx -92^\circ, |\dot{\chi}| \approx 0$ ) Sur l'intervalle de temps [60 73] [sec], une rafale de vent constante "poussant le corps vers le bas" ; en conséquence, la loi de commande exige que l'angle de tangage et la force de poussée augmentent afin de maintenir de petites erreurs de suivi. Inversement, une rafale de vent constante "poussant le corps vers le haut" sur l'intervalle de temps [73, 80] [sec]. Dans ce cas, la loi de commande exige des valeurs plus importantes pour l'angle de tangage et la force de poussée que celles exigée en l'absence de vent.

## *Conclusion générale*

L'objectif des travaux présentés dans ce manuscrit de mémoire était d'étudier le drone convertibile à poussée fixe au corps également analyser les stratégies de contrôle en tenant compte des forces aérodynamiques et d'autres contraintes et perturbations externes.

Cette problématique était extrêmement enrichissante et formatrice puisque les connaissances nécessaires à sa résolution dépassent largement le cadre de l'automatique. Des guides ont été indispensables à la compréhension des phénomènes en jeu lors de l'utilisation de drones à voilure tournante.

Ce travail réside dans le fait que dans les approches unifiées existantes, les perturbations dues au couplage entre la dynamique de translation et la dynamique de rotation ainsi que d'autres perturbations incluant les effets environnementaux non stationnaires sont négligées. L'approche de contrôle unifié PUCCI proposée dans ce travail prend en compte ces perturbations en intégrant un algorithme d'estimation adaptative afin de limiter leurs effets.

Les simulations de l'approche de contrôle unifiée PUCCI faite dans ce travail ont montré que les erreurs de vitesse et de position convergent vers une valeur nulle (en 2-D et 3-D).

Le contrôle du mouvement plan est réalisé en utilisant l'analyse de Lyapunov, qui fournit des contrôleurs locaux qui stabilisent la vitesse de référence ou la position. Quand la force aérodynamique nous permet d'appliquer l'équivalence sphérique évoquée plus haut, de larges domaines de stabilité sont obtenus. Les lois de commande qui en dérivent ne s'appuient pas sur un changement de lois de commandes en fonction du domaine de vol mais représentent une approche unifiée pour des véhicules se déplaçant dans le plan vertical et sujets à des forces aérodynamiques non linéaires.

Les perturbations dans ce travail sont supposées bornées, ce qui n'est pas valable dans le cas d'une forte variation du vent. Il suffit d'étendre l'étude de robustesse vers des contraintes plus fortes.

Les effets aérodynamiques sont très complexes et quasiment impossible de les capturer tous en cas des configurations de vol plus agressives. Des progrès significatifs peuvent encore être réalisés. Il suffit de mieux comprendre ces effets et de construire d'autres modèles mathématiques spécifiques pour chaque type de Convertibles.

## *Bibliographie*

- [1] R. Lozano, *Unmanned aerial vehicles: Embedded control*. John Wiley & Sons, 2013.
- [2] R. K. Barnhart, D. M. Marshall, et E. Shappee, *Introduction to unmanned aircraft systems*. Crc Press, 2021.
- [3] K. Nonami, F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang, et D. Nakazawa, *Autonomous flying robots: unmanned aerial vehicles and micro aerial vehicles*. Springer Science & Business Media, 2010.
- [4] R. Austin, *Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment*, vol. 54. John Wiley & Sons, 2011.
- [5] K. P. Valavanis, « Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy. Intelligent Systems, Control and Automation », *Science and engineering*, vol. 33, 2007.
- [6] G. Cai, L. Feng, B. M. Chen, et T. H. Lee, « Systematic design methodology and construction of UAV helicopters », *Mechatronics*, vol. 18, n° 10, p. 545-558, 2008.
- [7] S. D. Prior, « Reviewing and investigating the use of Co-Axial rotor systems in small UAVs », *International Journal of Micro Air Vehicles*, vol. 2, n° 1, p. 1-16, 2010.
- [8] « These-Adrien-Drouot-2013 - Recherche Google ». <https://www.google.com/search?hl=fr&q=These-Adrien-Drouot-2013> (consulté le sept. 15, 2021).
- [9] É. Finoki, « Commande de vol non linéaire d'un drone à voilure fixe par la méthode du backstepping », PhD Thesis, École de technologie supérieure, 2015.
- [10] S. Courchesne, « Estimation et validation des dérivées de stabilité et contrôle du modèle dynamique non-linéaire d'un drone à voilure fixe », PhD Thesis, École de technologie supérieure, 2013.
- [11] A. DJEKOUN, « Premier Colloque National en Aéronautique First National Congress on Aeronautics ».
- [12] I. K. Peddle, T. Jones, et J. Treurnicht, « Practical near hover flight control of a ducted fan (SLADe) », *Control Engineering Practice*, vol. 17, n° 1, p. 48-58, 2009.
- [13] A. A. Wahab, R. Mamat, et S. S. Shamsudin, « The effectiveness of pole placement method in control system design for an autonomous helicopter model in hovering flight », *International Journal of Integrated Engineering*, vol. 1, n° 3, 2009.
- [14] S. Pouya et F. Saghafi, « Autonomous runway alignment of fixed-wing unmanned aerial vehicles in landing phase », in *2009 Fifth International Conference on Autonomic and Autonomous Systems*, 2009, p. 208-213.
- [15] C. L. Castillo, W. Moreno, et K. P. Valavanis, « Unmanned helicopter waypoint trajectory tracking using model predictive control », in *2007 Mediterranean Conference on Control & Automation*, 2007, p. 1-8.
- [16] C. Papachristos, K. Alexis, G. Nikolakopoulos, et A. Tzes, « Model predictive attitude control of an unmanned tilt-rotor aircraft », in *2011 IEEE International Symposium on Industrial Electronics*, 2011, p. 922-927.
- [17] A. Isidori, E. D. Sontag, et M. Thoma, *Nonlinear control systems*, vol. 3. Springer, 1995.
- [18] C. Edwards et S. Spurgeon, *Sliding mode control: theory and applications*. Crc Press, 1998.
- [19] S. Bouabdallah et R. Siegwart, « Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor », in *Proceedings of the 2005 IEEE international conference on robotics and automation*, 2005, p. 2247-2252.

- [20] D. Lee, H. J. Kim, et S. Sastry, « Feedback linearization vs. adaptive sliding mode control for a quadrotor helicopter », *International Journal of control, Automation and systems*, vol. 7, n° 3, p. 419-428, 2009.
- [21] D. Pucci, « Towards a unified approach for the control of aerial vehicles », PhD Thesis, Université Nice Sophia Antipolis, 2013.
- [23] « Concept de contrôle dynamique d un aéronef à voilure fixe par l intermédiaire de quatre rotors. Mise en oeuvre pour micro et mini drones convertibles - PDF Téléchargement Gratuit ». <https://docplayer.fr/39737273-Concept-de-controle-dynamique-d-un-aeronef-a-voilure-fixe-par-l-intermediaire-de-quatre-rotors-mise-en-oevre-pour-micro-et-mini-drones-convertibles.html> (consulté le sept. 16, 2021).
- [24] « (Borra, 2012) commande - Google ».
- [25] M. Lungu, « Stabilization and control of a UAV flight attitude angles using the backstepping method », *World Academy of Science, Engineering and Technology*, vol. 6, n° 1, p. 241-248, 2012.
- [26] A. Martini, « Modélisation et commande de vol d'un hélicoptère drone soumis à une rafale de vent », PhD Thesis, Université Paul Verlaine-Metz, 2008.