

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

MÉMOIRE PRÉSENTÉ À
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

COMME EXIGENCE PARTIELLE
À L'OBTENTION DE LA
MAÎTRISE EN GÉNIE
CONCENTRATION GÉNIE AÉROSPATIAL
M. Ing.

PAR
Mario LANDRY

COMMANDÉ DE VOL NON-LINÉAIRE EN TEMPS RÉEL
D'UN DRONE À VOILURE FIXE

MONTRÉAL, LE 4 MAI 2012

© Tous droits réservés, Mario Landry, 2012

PRÉSENTATION DU JURY

CE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ

PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

M. Maarouf Saad, directeur de mémoire
Département de génie électrique à l'École de technologie supérieure

M. Christian Belleau, président du jury
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

M. Charles Fallaha, examinateur externe
Rolls-Royce Canada

IL A FAIT L'OBJET D'UNE SOUTENANCE DEVANT JURY ET PUBLIC

LE 11 AVRIL 2012

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

AVANT-PROPOS

Au cours de mes années au sein de l'équipe de l'Avion Cargo, j'ai découvert mon intérêt envers la recherche appliquée et l'aéronautique. En effet, chaque année de nouvelles contraintes étaient ajoutées aux exigences de conception relevant toujours le niveau de la compétition. Ainsi chaque année, nous devions redoubler d'ingéniosité pour trouver de nouveaux matériaux, de nouvelles techniques de fabrication, concevoir de nouveaux outils et revoir l'expérience du passé pour en tirer des conclusions.

Un problème demeura toujours non résolu toutes ces années : le problème de la vulnérabilité de l'issue de la compétition face au niveau de compétence du pilote. C'est donc durant ces années que j'ai commencé à m'intéresser aux drones pour comprendre quel genre de système je devrais concevoir si je voulais m'affranchir du problème des erreurs humaines. C'est ainsi que j'ai pris la décision d'entreprendre une maîtrise sur le sujet malgré l'absence de financement *a priori*.

Pour moi, la volonté de résoudre ce problème et de léguer un héritage considérable au club de l'Avion Cargo et à l'École de technologie supérieure (ETS) ont été mes sources d'intérêt et de motivation. De plus, il s'agit d'une maîtrise idéale pour moi au niveau de ma carrière puisque mon expérience de l'Avion Cargo a aussi défini mon choix de carrière. En effet, je rêve de travailler dans une entreprise qui me permettra de concevoir des systèmes avioniques tel que je l'ai fait dans ma maîtrise.

REMERCIEMENTS

Je dois ma plus profonde gratitude à mon directeur de maîtrise, le professeur Maarouf Saad, pour son énorme support, ses conseils avisés, sa compréhension de mes situations personnelles et ses encouragements incessants pendant toutes mes études de maîtrise. Sa confiance immuable à mon égard m'a permis de trouver l'enthousiasme et la motivation nécessaire pour finir ce travail. Les expériences et les connaissances que j'ai acquises comme membre du groupe de recherche du professeur Saad me seront utiles toute ma vie.

Je suis reconnaissant du support financier gracieux du professeur Saad et de la fondation Joseph Armand Bombardier. Je remercie également André Bisson, Charles Khairallah, Antoine Moreau et Noël Giguère pour m'avoir donné de l'emploi lorsque les temps ont été plus difficiles. C'est ce qui m'a permis de me consacrer à mes recherches au cours des trois dernières années et de mener ce mémoire à terme.

Je tiens à remercier Samuel Courchesne, mon collègue à la maîtrise, d'abord pour ses contributions théoriques au projet, mais aussi pour son support logistique sur lequel j'ai toujours pu compter et pour avoir enduré mon mauvais caractère pendant tout ce temps. Merci aussi à mon pilote Guillaume Paquet, technicien en électrotechnique à l'École de technologie supérieure (ETS), sans qui ce projet n'aurait pu être mené à échéance. Leur générosité et leur patience ont été déterminantes à la réussite de ce projet.

Je remercie François-Pierre Pepin et Marc Gaudreault pour leur aide offerte lors de leurs projets de fin de Baccalauréat. François-Pierre a jeté les bases de ce qui allait devenir le code du microcontrôleur du drone qui agit un peu comme la colonne vertébrale du système. Marc pour sa part a dessiné et monté de ses mains expertes le circuit imprimé de la carte de contrôle du drone.

Je remercie profondément l'équipe du véhicule solaire Éclipse et celle du club de l'Avion Cargo qui m'ont gracieusement offert du matériel, l'accès à leurs locaux et à de nombreux

outils qui m'auraient couté une fortune si j'avais eu à les acheter. Je remercie aussi Sylvain Brisebois, chargé de l'application technologique et informatique au département de génie électrique. Paradoxalement, il m'a surtout offert son support pour des questions d'usinage d'aluminium, comme quoi c'est quelqu'un de très compétent et versatile! C'est aussi un passionné d'avions téléguidés avec qui j'ai pu avoir des discussions de passionné à passionné. Merci aussi à Xavier Simard-Lecours pour son support instantané à l'usinage, je lui dois d'ailleurs encore une poutine pour ça!

Je remercie aussi, Antoine Moreau, Marc-Arthur De Grosbois, Simon Bernier et François St-Pierre pour m'avoir convaincu de me lancer dans cette aventure épique qu'a été mon projet de maîtrise.

Merci à la *National Aeronautics and Space Administration* (NASA) et aux autres organismes qui distribuent leurs données gratuitement pour l'avancement de la science.

Je remercie mes amis, Simon Bernier, Jonathan Goupil, David Raymond, Louis-Charles Auger-Gagnon, François-Pierre Pepin, Marc Gaudreault, Noël Giguère, Frederick Ammann, Patrick Fillion, Luc-Antoine Boulanger, Pascal Lapointe, Yannick Chabanne, Frédéric Nadeau, Marie-Josée St-Onge, Marc-André Roy, William Coady, Xavier Landry, Gabriel Charlebois et Stéphanie Anctil. Je remercie aussi tous ceux dont j'oublie de mentionner le nom. Ils ont tous su me soutenir et me redonner le moral dans les temps difficiles. Sans eux et sans leur conviction profonde de ma réussite, tout ceci n'aurait pas été possible.

De tout cœur, je remercie ma mère et mon père, Françoise et Paul, pour votre amour, votre soutien inconditionnel à travers mes nombreuses entreprises et pour avoir su me guider vers les bonnes décisions.

Finalement, je garde une pensée particulière pour ma copine Elisabeth, envers qui j'exprime toute mon affection et ma gratitude pour sa patience, sa compréhension, sa confiance et ses

nombreuses attentions qui m'ont permis de poursuivre mes rêves jusqu'au bout. Merci de tout mon cœur mon amour.

J'aimerais dédier une dernière pensée pour notre amie Josianne Gagnon, qui nous a quittés tragiquement dans un accident de voiture le 10 octobre dernier. Ce fut un plaisir et un honneur de te côtoyer et de travailler avec toi. Charmante, brillante et professionnelle, tu auras marqué ma vie malgré ton trop court passage sur terre. Ton sourire et ton énergie seront mes meilleurs souvenirs.

*“Believe and act as if it were
impossible to fail.”*

Charles F. Kettering (1876 – 1958)

COMMANDÉ DE VOL NON-LINÉAIRE EN TEMPS RÉEL D'UN DRONE À VOILURE FIXE

Mario LANDRY

RÉSUMÉ

Dans ce mémoire nous avons étudié la réalisation et la conception d'un drone de recherche à voilure fixe et configuration classique avec pour objectif ultime le test en vol d'une technique de contrôle avancée. Cet objectif fut réalisé à travers l'atteinte de plusieurs objectifs intermédiaires qui sont aussi le sujet de chacun des chapitres de ce mémoire. Parmi ceux-ci on peut compter : la modélisation du drone et de ses paramètres expérimentaux pour la réalisation d'une simulation non-linéaire fidèle à la réalité, la conception de la commande de vol non-linéaire, le développement de la carte de contrôle et de ses logiciels, la programmation du logiciel de la station au sol avec LabVIEW et finalement la réalisation des tests en vol.

L'objectif ultime qui était l'application d'une technique avancée de contrôle dans un vol expérimental fut rempli avec succès. En effet, l'expérimentation de l'inversion de la dynamique rapide du drone a donné de très bons résultats et ce sans avoir recourt à la technique classique du découplage des mouvements longitudinaux et latéraux suivi d'un échelonnement de gains (gain scheduling). De plus, le système final demeure facile d'utilisation et élimine complètement le temps entre la fin de la conception d'une technique de contrôle à l'aide de la simulation et son implantation dans le drone réel pour un test en vol.

Mots-clés : Drone, inversion dynamique, modélisation, non-linéaire, temps-réel, prototype, expérimentation, voilure-fixe.

REAL-TIME NON-LINEAR FLIGHT CONTROL OF A FIXED-WING UAV

Mario LANDRY

ABSTRACT

In this thesis we studied the implementation and design of a typical configuration fixed-wing research UAV. The ultimate goal being the flight test of an advanced control technique. This objective was achieved through the achievement of several milestones that are also the subject of each chapter of this thesis. Among these include: modeling of the UAV and its experimental parameters for the realization of a non-linear simulation close to reality, the design of the non-linear flight control, the development of the control card and its software, development of the ground station's software with LabVIEW and ultimately the achievement of the flight tests.

The ultimate goal which was the application of an advanced control technique in an experimental flight was successfully completed. Indeed, the experimentation of the UAV's fast dynamics inversion yielded very good results without using the classic longitudinal and lateral movements decoupling technique along with a gain scheduling based controller. Furthermore, the final system remains easy to use and completely eliminates the time between a control technique design's completion with the non-linear simulation and its implementation in the real UAV for a flight test.

Keywords : UAV, dynamic inversion, modeling, nonlinear, real-time, prototype, experimental, fixed-wing.

TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1 ÉTAT DE L'ART	3
1.1 Historique.....	4
1.2 Classification des drones.....	5
1.3 Utilisations des drones	7
1.4 Travaux reliés.....	9
1.4.1 La cellule d'un mini-drone.....	9
1.4.2 Équipement de mesure et contrôle.....	12
1.4.3 Techniques de contrôle	13
1.5 Choix de la plateforme expérimentale	14
CHAPITRE 2 MODÉLISATION D'UN DRONE RIGIDE	18
2.1 Référentiels	18
2.1.1 Référentiel Earth-Centered, Earth-Fixed (ECEF).....	18
2.1.1.1 Le World Geodetic System 1984 (WGS84).....	19
2.1.1.2 L'ellipsoïde.....	19
2.1.1.3 La géode	20
2.1.1.4 La surface terrestre	20
2.1.1.5 Longitude, Latitude, Altitude (LLA).....	22
2.1.2 Référentiel local tangent	25
2.1.3 Référentiel du corps du drone	26
2.1.4 Référentiel de la stabilité	28
2.1.5 Référentiel du vent relatif	28
2.2 Transformation entre les référentiels	28
2.2.1 Du référentiel ECEF au référentiel local tangent.....	29
2.2.2 Du référentiel local tangent au référentiel du corps du drone.....	30
2.2.3 Du référentiel du vent relatif au référentiel du corps du drone.....	30
2.3 Équations du mouvement du drone.....	31
2.3.1 Analyse cinématique du mouvement de rotation.....	31
2.3.1.1 Angles d'Euler.....	31
2.3.1.2 Quaternions	32
2.3.1.3 Matrices de rotation.....	32
2.3.2 Analyse dynamique du mouvement de translation	34
2.3.3 Analyse dynamique du mouvement angulaire	36
2.4 Équations de navigation du drone.....	40
2.5 Équations aérodynamiques	42
2.5.1 Forces aérodynamiques.....	43
2.5.2 Moments aérodynamiques	44
2.6 Modèle aérodynamique.....	44
2.6.1 Modélisation linéaire des coefficients aérodynamiques	45
2.6.2 Modélisation non linéaire des coefficients aérodynamiques	46

CHAPITRE 3 MODÉLISATION DES PARAMÈTRES EXPÉRIMENTAUX	47
3.1 Modélisation des tenseurs d'inertie	47
3.2 Modélisation des actuateurs	50
3.3 Modélisation du groupe moteur-hélice	55
3.4 Identification du modèle aérodynamique.....	65
3.4.1 Méthode du réseau de tourbillons	66
3.4.2 Identification en vol	70
3.4.2.1 Méthode de minimisation de l'erreur de sortie.....	71
3.4.2.2 Méthode des moindres carrés	71
3.4.2.3 Mancœuvres en vol	72
3.4.3 Modèle aérodynamique du FASER	74
3.4.3.1 Adaptation du modèle à la MOUETS	77
CHAPITRE 4 CONCEPTION DE LA COMMANDE	82
4.1 Qualités de vol et de manœuvrabilité.....	82
4.2 Commande non-linéaire.....	84
4.3 Introduction à l'inversion de la dynamique pour un avion	85
4.3.1 Boucle de contrôle interne	87
4.3.2 Boucle de contrôle externe.....	91
4.3.3 Stabilité du système	92
4.4 Boucle de navigation.....	92
4.5 Suivi de la trajectoire	95
CHAPITRE 5 DÉVELOPPEMENT DE LA PLATEFORME EXPÉRIMENTALE	97
5.1 Conception de la carte du contrôleur	97
5.1.1 Choix des périphériques.....	102
5.1.1.1 Centrale inertielle à six degrés de libertés ADIS16364 (Analog Devices).....	102
5.1.1.2 Capteur de pression absolue SPC1000 (VTI Technologies)	102
5.1.1.3 Magnétomètre trois axes.....	103
5.1.1.4 Capteur de pression différentiel 5 INCH-D-4V (All Sensors Corp.).....	105
5.1.1.5 Capteur d'angle d'attaque et de dérapage (α et β).....	106
5.1.1.6 Module GPS SPK-GPS-GS405 (SPK Electronics Co., Ltd).....	110
5.1.1.7 Radio-MODEM XBee-Pro® (Digi International Inc.).....	111
5.1.1.8 Lecture des commandes du pilote (récepteur).....	112
5.1.1.9 Contrôle des servomoteurs	113
5.1.2 Architecture du contrôle	114
5.1.3 Choix du contrôleur de bas niveau.....	115
5.1.4 Choix du contrôleur haut niveau.....	116
5.1.5 Alimentation	118
5.1.6 Câblage	118
5.1.7 Contraintes physiques	119
5.1.7.1 Poids	119
5.1.7.2 Dimensions extérieures	119

5.1.7.3	Position du CM.....	119
5.2	Conception du logiciel du microcontrôleur	121
5.2.1	Structure du code	121
5.2.2	Services développés	122
5.2.2.1	Services de transmission et de réception de données USART	123
5.2.2.2	Services SPI.....	124
5.2.2.3	Service TWI	125
5.2.2.4	Service pour le contrôle des servomoteurs.....	125
5.2.3	Format de la trame pour le DSP et Télémétrie	127
5.3	Conception du logiciel du DSP.....	128
5.3.1	Structure du code	128
5.3.2	Services de transmission et de réception de données USART	131
5.3.3	Format de la trame à envoyer au microcontrôleur	133
5.4	Conception de la station au sol	133
5.4.1	Interface graphique	134
5.4.2	Structure du code	139
5.4.3	Sauvegarde des données	141
5.4.4	Bogues connus	141
CHAPITRE 6 ESTIMATION DE L'ASSIETTE		142
6.1.1	Introduction au filtrage complémentaire explicite	142
6.1.2	Algorithme utilisé	143
CHAPITRE 7 EXPÉRIMENTATION ET ANALYSE DES RÉSULTATS		153
7.1	Simulation sur Simulink	153
7.2	Résultats expérimentaux	156
7.2.1	Listes de vérification	157
7.2.1.1	Avant d'aller au champ de vol.....	157
7.2.1.2	Avant de voler	157
7.2.1.3	Une fois en vol	158
7.2.1.4	Une fois de retour au sol.....	158
7.3	Réponses du drone et de son modèle en boucle ouverte.....	159
7.4	Réponses du drone en boucle fermée.....	163
7.5	Réponses en boucle fermée du modèle du drone.....	166
7.5.1	Inversion de la dynamique rapide	166
7.5.2	Inversion de la dynamique lente	171
7.5.3	Inversion de la dynamique de masse ponctuelle.....	173
7.5.4	Simulation du suivi de trajectoire	177
CONCLUSION.....		183
RECOMMANDATIONS		186
ANNEXE I TRAME ENVOYÉE PAR LE MICROCONTRÔLEUR		191

ANNEXE II SITES WEB DES GROUPES DE RECHERCHE S'INTÉRESSANT AUX MINI-DRONES À VOILURE FIXE	193
ANNEXE III SITES WEB DES FABRICANTS DE MINI-DRONES À VOILURE FIXE	195
LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES.....	197

LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 1.1	Classification des drones
Tableau 1.2	Caractéristiques physiques de la MOUETS
Tableau 1.3	Caractéristiques techniques de la MOUETS
Tableau 3.1	Moments et produits d'inertie du drone selon le référentiel du corps du drone
Tableau 3.2	Moments et produits d'inertie de la propulsion selon le référentiel du corps du drone
Tableau 3.3	Débattement et vitesses angulaires maximales des surfaces de contrôle ...
Tableau 3.4	Paramètres de la dynamique d'un servomoteur Futaba® S3004
Tableau 3.5	Paramètres du moteur ElectriFly® RimFire™ .80 50-55-500 Brushless Outrunner.....
Tableau 5.1	Systèmes principaux du drone MOUETS
Tableau 5.2	Besoins du contrôleur de bas niveau en termes d'interface.....
Tableau 5.3	Analyse de l'utilisation de l'interface USART
Tableau 5.4	Données contenues dans la trame envoyée par le DSP

LISTE DES FIGURES

	Page	
Figure 1.1	Plateforme expérimentale : le NexSTAR™ ARF de Hobicco® ou plus précisément la MOUETS	15
Figure 1.2	Dimensions de la MOUETS	16
Figure 2.1	Référentiel ECEF	19
Figure 2.2	L'ellipsoïde terrestre, la géode et la surface terrestre	21
Figure 2.3	Référentiel ECEF et l'ellipsoïde WGS84	22
Figure 2.4	Référentiel local tangent	26
Figure 2.5	Référentiel du corps du drone et angles d'incidence du vent relatif	27
Figure 3.1	Le drone et ses composantes dans CATIA® V5	48
Figure 3.2	Mesure du débattement des surfaces de contrôle	50
Figure 3.3	Convention de signe des surfaces de contrôle	51
Figure 3.4	Réponse des ailerons	52
Figure 3.5	Réponse de la gouverne de direction	52
Figure 3.6	Réponse de la gouverne de profondeur par lissage	53
Figure 3.7	Modèle complet d'une surface de contrôle	54
Figure 3.8	Réponse à l'échelon du modèle des ailerons	55
Figure 3.9	Vue d'ensemble du banc d'essais moteur	60
Figure 3.10	Gros plan sur la cellule de charge qui mesure le moment causé par la trainée de l'hélice	60
Figure 3.11	Essais dans la soufflerie du SEG	61
Figure 3.12	Poussée en fonction de la vitesse angulaire de l'hélice	61
Figure 3.13	Couple en fonction de la vitesse angulaire de l'hélice	62

Figure 3.14	Diminution de la poussée en fonction de la vitesse d'un vent incident pour une vitesse angulaire de l'hélice de 1144 rad/s (soit 10 925 rotations par minute (RPM))	62
Figure 3.15	Modèle dynamique complet du groupe moteur-hélice	63
Figure 3.16	Réponse à l'échelon des différentes variables de sortie du modèle de la propulsion, sauf le paramètre d'avancement	64
Figure 3.17	Forces de pression et forces tangentielle sur un avion	67
Figure 3.18	La couche limite sur une aile d'avion.....	68
Figure 3.19	Domaine linéaire de trois ailes différentes	68
Figure 3.20	La méthode du réseau de tourbillons.....	69
Figure 3.21	Distribution de la pression sur les surfaces portantes du drone MOUETS pour un angle d'attaque de 5 degrés et un angle de dérapage de 1 degré....	70
Figure 3.22	Doublet de six degrés d'amplitude à l'aide de la gouverne de profondeur .	73
Figure 3.23	Doublet 3-2-1-1 de six degrés d'amplitude à l'aide de la gouverne de profondeur	73
Figure 3.24	Balayage fréquentiel de six degrés d'amplitude à l'aide de la gouverne de profondeur.....	74
Figure 3.25	Le drone FASER de la NASA.....	75
Figure 3.26	Le FASER dans la soufflerie basse vitesse de 12 pieds au centre de recherche de la NASA à Langley	75
Figure 3.27	La soufflerie basse vitesse de 12 pieds au centre de recherche de la NASA à Langley	76
Figure 3.28	Comparaison du profil du NexSTAR (en rouge) avec le U.S.A.-35A (en bleu et plus cambré).....	77
Figure 3.29	Courbes polaire du profil U.S.A.-35A pour les conditions de vol de la MOUETS.....	78
Figure 3.30	Tableaux de données des courbes polaires de la Figure 3.29	79
Figure 3.31	Captures d'écrans de RealFlight G5.5 (gauche) et du simulateur maison (FlightGear) (droite)	81
Figure 4.1	Vue d'ensemble du contrôleur à séparation d'échelle de temps	89

Figure 4.2	Forces actuelles et requises dans un virage et/ou un changement d'altitude (dynamique de la masse ponctuelle)	93
Figure 4.3	Sphère virtuelle entourant la MOUETS pour la navigation	96
Figure 5.1	Vue d'ensemble des systèmes du drone	99
Figure 5.2	Emplacement de quelques systèmes dans le drone	100
Figure 5.3	Architecture de la carte de contrôle	101
Figure 5.4	Baromètre de Torricelli maison.....	105
Figure 5.5	Capteur d'angle d'attaque.....	107
Figure 5.6	Déflexion de l'air autour d'une aile.....	108
Figure 5.7	Anémomètre ultrasonique 3D.....	109
Figure 5.8	Train d'onde commandant les servomoteurs.....	112
Figure 5.9	Train d'onde multiplexé pour la lecture au microcontrôleur.....	113
Figure 5.10	La controlCARD TM DSP TMDSCNCD28335 de TI sur sa plateforme d'expérimentation.....	117
Figure 5.11	Câblage à l'intérieur du drone	119
Figure 5.12	Marque indiquant où placer la carte par rapport au CM du drone	120
Figure 5.13	Structure du programme principal du microcontrôleur	122
Figure 5.14	Service USART - Transmission et réception de données.....	123
Figure 5.15	Service SPI	124
Figure 5.16	Service TWI.....	125
Figure 5.17	Service pour le contrôle des servomoteurs	126
Figure 5.18	Premier niveau d'imbrication du schéma Simulink du DSP	129
Figure 5.19	Structure du programme principal du DSP	130
Figure 5.20	Service USART du DSP - Transmission et réception de données	132
Figure 5.21	Page principale de la télémétrie.....	135

Figure 5.22	Page de visualisation de l'assiette du drone	136
Figure 5.23	Page de visualisation de la performance de la boucle interne (P, Q, R)....	137
Figure 5.24	Page de visualisation de la performance de la boucle externe (α, β, φ)	137
Figure 5.25	Page de visualisation de la performance de la boucle de la navigation ($\chi, \gamma, v, h, p_N, p_E$).....	138
Figure 5.26	Visualisation des données pour calibration	138
Figure 5.27	Visualisation de données utiles pour le déverminage du drone et de la télémétrie	139
Figure 5.28	Structure du code de la télémétrie	140
Figure 6.1	Filtre complémentaire SISO classique	143
Figure 7.1	Implémentation des coefficients aérodynamiques sous forme de tables de conversion.....	154
Figure 7.2	Premier niveau d'imbrication du schéma Simulink de la simulation.....	155
Figure 7.3	Photo aérienne du club d'aéromodélisme Brossair	156
Figure 7.4	Réponse à un doublet de la gouverne de profondeur	160
Figure 7.5	Réponse à un doublet des ailerons et de la gouverne de direction	162
Figure 7.6	Réponse du drone en boucle fermée à une commande de vitesse angulaire en roulis (P)	164
Figure 7.7	Réponse du drone en boucle fermée à une commande de vitesse angulaire en tangage (Q).....	165
Figure 7.8	Réponse simulée du drone en boucle fermée à une commande de vitesse angulaire en roulis (P)	167
Figure 7.9	Réponse simulée du drone en boucle fermée à une commande de vitesse angulaire en tangage (Q).....	168
Figure 7.10	Réponse simulée du drone en boucle fermée à une commande de vitesse angulaire en lacet (R)	169
Figure 7.11	Réponse simulée du drone en boucle fermée à une commande d'angle d'attaque (α)	171

Figure 7.12	Réponse simulée du drone en boucle fermée à une commande d'angle de dérapage (β)	172
Figure 7.13	Réponse simulée du drone en boucle fermée à une commande d'angle de roulis (ϕ)	173
Figure 7.14	Réponse simulée du drone en boucle fermée à une commande de vitesse ($v_{B/A}$)	174
Figure 7.15	Réponse simulée du drone en boucle fermée à une commande d'angle d'ascension (γ)	175
Figure 7.16	Réponse simulée du drone en boucle fermée à une commande d'angle de cap (χ)	176
Figure 7.17	Trajectoire simulée en trois dimensions	178
Figure 7.18	Inversion de la dynamique de masse ponctuelle au long de la trajectoire simulée	179
Figure 7.19	Inversion de la dynamique lente au long de la trajectoire simulée.....	180
Figure 7.20	Inversion de la dynamique rapide au long de la trajectoire simulée	181
Figure 7.21	Réponse des actuateurs au long de la trajectoire simulée.....	182

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

AIAA	<i>American Institute of Aeronautics and Astronautics</i>
ARF	<i>Almost Ready to Fly</i>
ATAN2	Nom donné à la fonction arc tangente dans les quatre quadrants dans la plupart des langages de programmation (Matlab, C, FORTRAN...).
AUVSI	<i>Association for Unmanned Vehicle Systems International</i>
AVR32	Marque de commerce d'un microcontrôleur 32 bits fabriqué par la compagnie Atmel®
BWB	<i>Blended Wing Body</i>
CAA	Autorité de l'aviation civile du Royaume-Uni, soit l'acronyme de <i>Civil Aviation Authority</i>
CAN	Convertisseur analogique à numérique
CAO	Conception Assistée par Ordinateur
CATIA™	Marque de commerce d'un logiciel de CAO/FAO/IAO en trois dimensions développée par l'avionneur français Dassault Systèmes. Il s'agit aussi de l'acronyme de <i>Computer Aided Three-dimensional Interactive Application</i> .
CIA	<i>Central Intelligence Agency</i>
CM	Centre de Masse
CR	<i>Close Range</i>
CS	<i>Chip Select</i>
DARPA	<i>Defense Advanced Research Projects Agency</i>
DATCOM	<i>Data Compendium</i> ou recueil de données
DEC	<i>Decoy</i>
DGPS	<i>Differential Global Positioning System</i>

DIMM	<i>Dual in-line memory module</i>
DSP	<i>Digital Signal Processor</i>
ECEF	<i>Earth-centered, Earth-fixed frame</i>
EGM96	<i>Earth Gravitational Model 1996</i>
EN	Endurance
ÉTS	École de technologie supérieure
EUROUVS	<i>European Association of Unmanned Vehicles Systems</i>
EXO	Exo-stratosphérique
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i> (organisme américain)
FAO	Fabrication Assistée par Ordinateur
FASER	Mini-drone de recherche utilisé par la NASA. Il s'agit de l'acronyme de <i>Free-Flying Aircraft for Subscale Experimental Research</i>
FIFO	<i>First In First Out</i>
FPASS	<i>Force Protection Aerial Surveillance System</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
GRÉPCI	Groupe de Recherche en Électronique de Puissance et Commande Industrielle
HALE	Haute Altitude et Longue Endurance
IAO	Ingénierie Assistée par Ordinateur
IEEE	<i>Institute of Electrical and Electronics Engineers</i>
IRAC	<i>Integrated Resilient Aircraft Control</i>
IRM	<i>International Reference Meridian</i>

JTAG	Nom de la norme de test IEEE 1149.1 qui est aussi utilisé pour désigner le port de test d'un microprocesseur. On utilise ce port pour le déverminage et la programmation. Il s'agit aussi de l'acronyme de <i>Joint Test Action Group</i>
LET	Létal
LLA	Longitude, Latitude, Altitude
LR	<i>Long Range</i>
MAAC	<i>Model Aeronautics Association of Canada</i>
MALE	Moyenne Altitude et Longue Endurance
MAV	<i>Micro-Air Vehicle</i>
MFN	Mécanique des fluides numériques
MIMO	<i>Multiple Input Multiple Output</i>
MISO	<i>Master In Slave Out</i>
MODEM	Modulateur-Démodulateur
MOSI	<i>Master Out Slave In</i>
MR	<i>Medium Range</i>
MRT	Méthode du Réseau de Toubillons
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NED	<i>North-East-Down</i>
NGA	<i>National Geospatial-Intelligence Agency</i>
NIMA	<i>National Imagery and Mapping Agency</i>
NMEA	<i>National Marine Electronics Association</i>
NOAA	<i>National Oceanic and Atmospheric Administration</i>

OEM	<i>Output Error Method</i>
PCH	<i>Pseudo-Control Hedging</i>
PI	Proportionnel et Intégral
PVTOL	<i>Planar Vertical Takeoff and Landing</i>
PWM	<i>Pulse Width Modulation</i>
ROA	<i>Remotely Operated Aircraft</i>
RPA	<i>Remotely Piloted Aircraft</i>
RPM	Rotation par minute
RPV	<i>Remotely Piloted Vehicle</i>
RTF	<i>Ready To Fly</i>
SCI	<i>Serial Communication Interface</i>
SCLK	<i>Serial Clock</i>
SEG	Service des enseignements généraux
SI	Système International d'Unités
SPI	<i>Serial Peripheral Interface</i>
SR	<i>Short Range</i>
SRTM	<i>Shuttle Radar Topography Mission</i>
STRATO	Stratosphérique
TI™	Texas Instruments™
TWI	<i>Two Wire Interface</i>
UA	<i>Unmanned Aircraft</i>
USART	<i>Universal synchronous asynchronous receiver/transmitter</i>
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicule</i>

USAF	<i>United States Air Force – Force aérienne des États-Unis</i>
USB	<i>Universal Serial Bus</i>
UVS International	<i>Unmanned Vehicle System International</i>
VLM	<i>Vortex lattice method</i>
WGS84	<i>World Geodetic System 1984</i>

LISTE DES SYMBOLES

α, β	Angles d'incidence du vent relatif (angle d'attaque et de dérapage respectivement), en rad
$\delta_a, \delta_e, \delta_r$	Angle de déflection des surfaces de contrôle (ailerons, gouverne de profondeur et gouverne de direction respectivement), en rad
δ_h	Position de la manette des gaz, en %
Δt	Temps entre les échantillons, en s
ε, η	Déviation de la verticale en latitude et en longitude respectivement, en rad
η_i	Bruit à moyenne nulle sur un signal i , sans unité
ϕ, θ, ψ	Angles d'Euler (roulis, tangage, lacet) entre le référentiel du corps du drone et le référentiel terrestre, en rad
χ	Cap du drone dans le référentiel terrestre, en rad
μ_c	Latitude géocentrique, en °
μ_g	Latitude géodésique, en °
μ_{g_i}	Latitude géodésique à l'itération i , en °
μ_r	Latitude réduite à l'itération i , en °
γ	Angle d'ascension du drone dans le référentiel terrestre, en rad
ρ	Masse volumique de l'air, en kg/m ³
${}^k\mathbf{w}_{i/j}$	Vecteur vitesse angulaire du référentiel i par rapport au référentiel j , exprimé dans le référentiel k , en rad/s
${}^k\mathbf{w}_{T/j}$	Vecteur vitesse angulaire de la propulsion (hélice et couronne du moteur) par rapport au référentiel j , exprimé dans le référentiel k , en rad/s

$\omega_{T/j}$	Vitesse angulaire de la propulsion (hélice et couronne du moteur) par rapport au référentiel j , autour de l'axe X_B , en rad/s
$\omega_{n_{sc}}$	Pulsation propre du modèle des surfaces de contrôle, en rad/s
${}^k\Omega_{i/j}$	Matrice équivalente du produit croisé du vecteur vitesse angulaire du référentiel i par rapport au référentiel j , exprimé dans le référentiel k , en rad/s
ν	est la viscosité cinématique du fluide ($15,6 \times 10^{-6}$ pour l'air à 25°C), en m ² /s
ζ_{sc}	Coefficient d'amortissement du modèle des surfaces de contrôle, sans dimension
X_B, Y_B, Z_B	Référentiel du corps du drone
X_E, Y_E, Z_E	Référentiel local tangent
$X_{ECEF}, Y_{ECEF}, Z_{ECEF}$	Référentiel <i>Earth-Centered, Earth-Fixed</i> (ECEF)
$X_{STAB}, Y_{STAB}, Z_{STAB}$	Référentiel de la stabilité
X_W, Y_W, Z_W	Référentiel du vent relatif
${}^i\mathbf{a}$	Vecteur accélération dans le référentiel i , en m/s ²
a	Dimension du demi-grand axe de l'ellipsoïde terrestre (rayon équatorial), en m
AR	Allongement de l'aile (<i>aspect ratio</i>), sans dimensions
b	Dimension du demi-petit axe de l'ellipsoïde terrestre, en m
b	Envergure de l'aile du drone, en m
b_i	est un décalage sur un signal i variant lentement avec le temps, sans unité
B	Coefficient de friction visqueuse causée par les roulements à bille du moteur, en N.m.s/rad
B_X, B_Y, B_Z	Densité de flux magnétique autour du drone (causé par le champ magnétique terrestre) le long des axes X_B, Y_B et Z_B , en G

\bar{c}	Corde aérodynamique moyenne, en m
c_i	Constante d'inertie i , dimensions variables
C_{Lif}, C_{Drag}	Coefficients aérodynamiques, rapportés à la surface S , induisant une force respectivement le long des axes $-Z_{STAB}$ et $-X_{STAB}$, sans dimension
C_L, C_M, C_N	Coefficients aérodynamiques, rapportés à la surface S , induisant un moment de force respectivement autour des axes X_B, Y_B et Z_B , sans dimension
C_X, C_Y, C_Z	Coefficients aérodynamiques, rapportés à la surface S , induisant une force le long des axes X_B, Y_B et Z_B , sans dimension
d	Diamètre de l'hélice, en m
$^i\mathbf{e}$	Vecteur d'erreur, exprimé dans le référentiel i , unités variables
f	Ellipticité de l'ellipsoïde terrestre, sans dimension
$^i\mathbf{F}$	Somme vectorielle des forces aérodynamiques et de propulsion, exprimée dans le référentiel i , en N
F_X, F_Y, F_Z	Forces aérodynamiques appliquées au drone le long des axes X_B, Y_B et Z_B , en N
F_L, F_D	Forces aérodynamiques de portée et de trainée appliquées au drone le long des axes $-Z_W$ et $-X_W$, en N
g_0	Accélération gravitationnelle standard ($9,806\ 65\ \text{m/s}^2$), en m/s^2
$^i\mathbf{g}$	Vecteur accélération gravitationnelle dans le référentiel i , en m/s^2
h	Hauteur ellipsoïdale, en m
h_g	Séparation de la géode, en m
H	Hauteur orthométrique, en m
$H_{sc}(s)$	Fonction de transfert du modèle des surfaces de contrôle, sans dimension
$H_m(s)$	Fonction de transfert du modèle du moteur, sans dimension

${}^k\mathbf{H}_{ij}$	Vecteur moment angulaire du référentiel i par rapport au référentiel j , exprimé dans le référentiel k , en kg.m ² /s
H_T	Norme du moment angulaire du groupe de propulsion (hélice et moteur) par rapport au référentiel corps du drone, en kg.m ² /s
${}^i\mathbf{i}, {}^i\mathbf{j}, {}^i\mathbf{k}$	Vecteurs unités alignés respectivement avec l'axe X_B , Y_B et Z_B exprimés dans le référentiel i , sans unités
I_m	Courant circulant dans l'induit du moteur, en A
iI_B	Matrice d'inertie du drone, exprimée dans le référentiel i , en kg.m ²
iI_T	Matrice d'inertie de la propulsion (hélice et couronne du moteur), exprimée dans le référentiel i , en kg.m ²
I_X, I_Y, I_Z	Moments d'inertie du drone autour des axes X_B , Y_B et Z_B , en kg.m ²
I_{XZ}, I_{XY}, I_{YZ}	Produits d'inertie du drone selon les plans X_BZ_B , X_BY_B et Y_BZ_B , en kg.m ²
I_{TX}, I_{TY}, I_{TZ}	Moments d'inertie de la propulsion (hélice et couronne du moteur) autour des axes X_B , Y_B et Z_B , en kg.m ²
$I_{TXZ}, I_{TXY}, I_{TYZ}$	Produits d'inertie de la propulsion (hélice et couronne du moteur) selon les plans X_BZ_B , X_BY_B et Y_BZ_B , en kg.m ²
K_v	Constante de vitesse du moteur, en rad/V.s
K_m	Constante de couple du moteur, en N.m/A
K_P, K_I	Coefficients rétroaction proportionnel et intégral, sans dimension
l	Longitude, en °
L_m	Inductance de l'induit du moteur, en H
L, M, N	Normes des moments de force aérodynamiques appliqués au drone autour respectivement des axes X_B , Y_B et Z_B (roulis, tangage et lacet), en N.m
L_T	Norme du moment de force causé par la trainée de rotation de l'hélice et l'accélération de celle-ci, appliqué au moteur du drone autour de l'axe X_B , en N.m

L_H	Norme moment de force causé par la trainée de rotation de l'hélice, appliquée au moteur du drone autour de l'axe X_B , en N.m
m	Masse du drone, en kg
${}^i\mathbf{M}$	Somme vectorielle des moments de force agissant autour du centre de masse du drone, exprimée dans le référentiel i , en N.m
M_m	Moment de force électromagnétique appliqué sur la couronne du moteur, en N.m
N	Rayon de courbure de l'ellipsoïde, en m;
n	est le numéro de l'échantillon, sans dimensions
n_z	Accélération normale du drone, en m/s ²
${}^i\mathbf{P}$	Vecteur position du drone dans le référentiel i , en m
${}^i\mathbf{P}_{w_j}$	Vecteur position du point j d'une trajectoire dans le référentiel i , en m
P, Q, R	Vitesses angulaires du drone par rapport au référentiel local tangent autour respectivement des axes X_B , Y_B et Z_B , en rad/s
P_{av}	Paramètre d'avancement de l'hélice, sans unité
\bar{q}	Pression dynamique causée par le vent relatif, en Pa
R_m	Résistance de l'induit du moteur, en Ω
R^2	Coefficient de détermination, sans dimension
${}_j^i\mathbf{R}$	Matrice de rotation du référentiel i au référentiel j , sans dimension
${}_k^l\mathbf{R}(i,j)$	Élément situé à la i^e rangée et à la j^e colonne de la matrice de rotation du référentiel l au référentiel k , sans dimension
Re	Nombre de Reynolds, sans dimension
S	Surface aérodynamique caractéristique (surface de l'aile), en m ²
${}^i\mathbf{T}$	Vecteur de la force de poussée générée par l'hélice, exprimé dans référentiel i , en N

T_X	Force de poussée générée par l'hélice, le long de l'axe X_B , en N
U, V, W	Vitesses du drone par rapport au référentiel local tangent, le long des axes X_B, Y_B et Z_B respectivement, en m/s
V_m	Tension appliquée au moteur, en V
V_{emf}	Force contre-électromotrice générée par le moteur, en V
${}^k \mathbf{v}_{i/j}$	Vecteur vitesse du référentiel i par rapport au référentiel j , exprimé dans le référentiel k , en m/s
${}^k \mathbf{v}_{i/A}$	Vecteur vitesse du référentiel i par rapport à la masse d'air, exprimé dans le référentiel k , en m/s
$v_{B/A}$	Norme de la vitesse du drone par rapport à la masse d'air, en m/s
v_{B/A_0}	Norme de la vitesse du drone par rapport à la masse d'air au point d'équilibre de la modélisation, en m/s
W_i	Coefficient de poids pour la variable i , sans dimension
x_{CM_R}, x_{CM}	Emplacement de référence et emplacement réel du centre de masse sur l'axe X_B en fraction de \bar{C} , sans dimension

LISTE DES UNITÉS DE MESURE

s	Seconde (unité de temps)
Hz	Hertz (unité de fréquence)
kHz	Kilohertz (unité de fréquence)
MHz	Mégahertz (unité de fréquence)
km	Kilomètre (unité de longueur)
m	Mètre (unité de longueur)
cm	Centimètre (unité de longueur)
mm	Millimètre (unité de longueur)
m^2	Mètre carré (unité d'aire)
cm^2	Centimètre carré (unité d'aire)
mm^2	Millimètre carré (unité d'aire)
m^3	Mètre cube (unité de volume)
m/s	Mètre par seconde (unité de vitesse)
Mach	Nombre de Mach (unité de vitesse fractionnaire à la vitesse du son dans un medium, donc adimensionnelle)
m/s^2	Mètre par seconde carré (unité d'accélération)
rad	Radian (unité d'angle plat)
\circ	Degrés (unité d'angle plat)
'	Minute d'arc (unité d'angle plat)
"	Seconde d'arc (unité d'angle plat)
rad/s	Radian par seconde (unité de vitesse angulaire)
$s/60^\circ$	Seconde par 60 degrés (unité de vitesse angulaire)

kg	Kilogramme (unité de masse)
kg/m ³	Kilogramme par mètre cube (unité de masse volumique)
kg.m ²	Kilogramme mètre carré (unité d'inertie)
kg.m ² /s	Kilogramme mètre carré par seconde (unité de moment angulaire)
g	Gramme (unité de masse)
N	Newton (unité de force)
N.m	Newton-mètre (unité du moment d'une force)
N.m.s/rad	Newton-mètre-seconde par radian (unité de friction visqueuse)
Pa	Pascal (unité de pression)
kPa	Kilopascal (unité de pression)
V	Volt (unité de différence de potentiel)
mV	Millivolt (unité de différence de potentiel)
A	Ampère (unité d'intensité de courant électrique)
mA	Milliampère (unité d'intensité de courant électrique)
W	Watt (unité de puissance)
H	Henry (unité d'inductance)
T	Tesla (unité de densité de flux magnétique)
mT	Millitesla (unité de densité de flux magnétique)
G	Gauss (unité de densité de flux magnétique)
mg	Milligauss (unité de densité de flux magnétique)
K	Kelvin (unité de température)
°C	Degré Celsius (unité de température)

INTRODUCTION

La recherche en aéronautique demande des tests en vol, à la fois pour la validation des résultats obtenus en restant sur la terre ferme et aussi pour guider la recherche. En général, plus un problème de recherche est complexe, plus de tests en vol il faut faire avant d'obtenir des réponses fiables.

Certaines recherches impliquent des tests en vol comprenant des manœuvres dangereuses telles que des vrilles ou d'autres situations dans lesquelles l'avion est hors de contrôle. On peut aussi penser aux recherches concernant le développement de systèmes de contrôle reconfigurables suite à la défectuosité d'un des systèmes de l'avion. Dans ces deux derniers cas, il est particulièrement dangereux et coûteux d'utiliser un avion avec pilote. Étant donné que les drones (appelés *Unmanned Aerial Vehicles* (UAV) par l'armée américaine) de petite taille sont très abordables et sans danger pour leur pilote, il est possible de prendre des risques durant la phase de recherche et développement qui n'auraient jamais été acceptables pour un test avec pilote. Il y a aussi un besoin pour une étape intermédiaire entre la simulation et les tests en vol avec un avion pleine grandeur, en particulier pour la modélisation non-linéaire de la dynamique et pour le développement de nouvelles méthodes de contrôle.

L'objectif du présent travail est de concevoir et de réaliser un mini-drone de recherche à voilure fixe et configuration classique. Ceci inclut l'instrumentation et la réalisation du système de contrôle. Le coût du système doit être faible, il doit être facile d'utilisation et intégrer les dernières technologies en terme de navigation et contrôle. De plus, l'objectif s'étend à la modélisation de la dynamique et à l'application d'une technique de contrôle avancée afin de tester le bon fonctionnement de l'ensemble du projet.

Ce mémoire est divisé en sept chapitres. Dans le premier chapitre, une revue de la littérature permet de situer le travail parmi les connaissances scientifiques actuelles dans le domaine des drones et plus précisément dans le domaine des mini drones. Ce premier chapitre présente

aussi le choix de notre plateforme expérimentale. Le second chapitre présente le développement de la modélisation non-linéaire de la dynamique d'un drone rigide à voilure fixe. La détermination des paramètres expérimentaux du modèle vient compléter la modélisation de notre drone dans le troisième chapitre. Le quatrième explique la conception de la commande pour le drone. Le cinquième chapitre traite du développement de la plateforme expérimentale. L'estimateur de l'assiette utilisé dans la plateforme expérimentale sera décrit dans le sixième chapitre. Le septième présente les résultats de la simulation non-linéaire et les résultats expérimentaux.

En guise de conclusion, les thèmes abordés et la validité de l'approche utilisée sont résumés. Ensuite, suivent les nombreuses recommandations pour les travaux futurs.

CHAPITRE 1

ÉTAT DE L'ART

Il est difficile de répondre à la question : « Qu'est-ce qu'un UAV? » étant donné les différents termes utilisés par les différentes organisations compétentes dans le domaine. La *Federal Aviation Administration* (FAA), par exemple, appelait les UAVs des *Remotely Piloted Vehicles* (RPVs) avant de changer le nom pour *Remotely Operated Aircrafts* (ROAs). Les vieux termes comme le *Remotely Piloted Aircraft* (RPA) de la *National Aeronautics and Space Administration* (NASA) ou le *Unmanned Aircraft* (UA) de l'aviation du Royaume-Uni tendent à disparaître vue la popularité du terme UAV provenant des militaires Américains qui est présentement reconnu mondialement (DeGarmo (2004, p. 1.1)). Pour notre part et pour le reste de ce mémoire, nous nous contenterons de désigner un UAV par le terme « drone » par respect pour la langue française.

À part le nom, différentes définitions du terme drone ont été proposées. En 1994 un groupe de travail de la FAA définis un drone comme : « *an aircraft capable of flight beyond visual line of sight under remote or autonomous control for civil (non-[Department of Defense]) purposes. A UAV is not operated for sport or hobby and does not transport passengers or crew* » Federal Aviation Administration (1994, p. 1.2). Une autre définition introduite par le secrétaire à la défense américaine se lit ainsi :

« *A powered, aerial vehicle that does not carry a human operator, uses aerodynamic forces to provide vehicle lift, can fly autonomously or be piloted remotely, can be expendable or recoverable, and can carry a lethal or non-lethal payload. Ballistic or semi ballistic vehicles, cruise missiles, and artillery projectiles are not considered unmanned aerial vehicles* ». Office of the Secretary of Defense (U.S.) (2005, p. 1)

L'autorité de l'aviation civile du Royaume Uni, la *Civil Aviation authority* (CAA), a pour sa part donné récemment une troisième définition :

« [A]n aircraft which is designed to operate with no human pilot on board and which does not carry personnel. Moreover a UAV is capable of sustained flight by aerodynamic means; is remotely piloted or automatically flies a preprogrammed flight profile; is reusable; is not classified as a guided weapon or similar one-shot device designed for the delivery of munitions » Civil Aviation Authority (CAA) (U.K.) (2010, p. 3)

1.1 Historique

Quelle que soit la définition ou l'acronyme utilisé, l'histoire nous apprend que le premier drone fut un ballon gonflable développé autour des années 1850. L'auteur DeGarmo (2004, p. 1.2) nous offre un tour d'horizon assez complet de l'histoire des drones. En voici un résumé par décennie :

- Avant 1900 : Des ballons sont utilisés pour lâcher des bombes sur Venise (Italie) par l'Autriche et durant la guerre civile américaine.
- 1910 - 1920 : Les États-Unis produisent le drone « *Kettering Bug* » durant la première guerre mondiale.
- 1920 - 1930 : Quelques « *Sperry Messenger* » sont convertis en bombes volantes et deviennent ainsi les premiers vrais avions téléguidés.
- 1930 - 1940 : Les Britanniques produisent 400 avions téléguidés comme cible de pratique pour les défenses anti-aériennes. Connus sous le nom de « *Queen Bees* », leur nom inspira l'utilisation du terme « drone ».
- 1940 - 1950 : Pendant la deuxième guerre mondiale, Reginald Denny convainc l'armée américaine d'utiliser ses avions téléguidés les « *Radioplanes OQ-2* » pour entraîner leur défense anti-aérienne. Les Allemands produisent le bombardier « V-1 » dans le but de bombarder Londres.

- 1950 - 1960 : Le « *FireBee* » est développé durant les guerres de Corée et du Vietnam pour les missions de surveillance confiées à des drones.
- 1960 - 1970 : L'armée américaine commence la production de son premier drone furtif, le « *AQM-34 Ryan FireBee* ». La *Central Intelligence Agency* (CIA) demande la production d'un drone ultrasecret capable de voler à des vitesses de Mach 3.3 et des altitudes de plus de 27 000m, le « *D-21* ».
- 1970 - 1990 : Les forces aériennes israéliennes déploient de nouveaux drones militaires avancés, les plus connus étant les « *Firebee 1241* », « *Scout* » et le « *Pioneer* ».
- 1990 - 2000 : Une variété de nouveaux drones sont développés pour des applications militaires et non-militaires comme les drones à énergie solaire « *Helios* » et « *Pathfinder* ». C'est aussi la décennie de la mise en service du célèbre « *Predator* ».
- 2000 - maintenant : Plus de 32 pays développent des drones et plus de 41 en ont en service. Les nouveaux drones apportent de nombreuses idées et utilisations innovatrices. Il suffit de penser au « *Fire Scout* », au « *Yamaha R-MAX* », au « *Raptor/Talon* », au « *Global Hawk* », au « *Black Widow* » etc...

1.2 Classification des drones

Les drones peuvent être classés selon différents critères incluant la taille, le poids, la portée de la télémétrie, le type, d'aile, l'endurance, l'altitude d'opération, etc... Une classification intéressante fut proposée par *l'European Association of Unmanned Vehicles Systems* (EUROUVS) plus tard devenue *l'Unmanned Vehicles Systems International* (UVS International). La classification est basée sur différents paramètres comme le poids maximum au décollage, l'altitude maximale et le temps de vol maximum. Le Tableau 1.1 est repris de Bento (2008, p. 55) où l'auteur nous présente un sommaire complet des quatre principales catégories de drone et de leurs acronymes. Les mini et micro drones (*Micro-Air Vehicle*

(MAV)) sont les plus petits parmi les quatre, ils sont surtout utilisés pour des applications civiles, scientifiques ou commerciales. Les drones tactiques sont utilisés pour les applications militaires, ils incluent les drones à portées rapprochées (*Close Range (CR)*), à portées courtes (*Short Range (SR)*), à portées moyennes (*Medium Range (MR)*), à longues portées (*Long Range (LR)*), d'Endurance (EN) et à Moyenne Altitude et Longue Endurance (MALE). Ensuite, il y a les drones stratégiques qui sont beaucoup plus lourds et gros que ceux des catégories précédentes. Ils sont conçus pour les applications en Haute Altitude et Longue

Tableau 1.1 Classification des drones
Tiré de Bento (2008, p. 55)

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

Endurance (HALE). La dernière catégorie est celle des drones spécialisés, ceci inclut les drones Létaux (LET), les leures (*Decoys* (DEC)), les Stratosphériques (STRATO) et les Exo-stratosphériques (EXO). Seuls les LET et les DEC sont en service au moment d'écrire ces lignes, les autres sont encore en développement.

1.3 Utilisations des drones

Comme il transparaît dans l'historique précédent, la guerre a longtemps été la motivation principale pour la conception de drones. Le fait que l'utilisation d'un drone prévienne des pertes humaines inutiles a mené les drones à adopter toutes sortes de missions militaires comme la liste suivante adoptée de Sarris (2001, p. 2) le démontre :

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

Dans les deux dernières décennies, le marché des drones civils s'est étendu rapidement. En effet, la protection des frontières, les applications pour l'agriculture et l'industrie ont eu une incidence majeure sur les ventes de drones ces dernières années. Les auteurs Sarris (2001, p. 3) et DeGarmo (2004, p. 1.14) mentionnent quelques applications civiles des drones :

1. Surveillance des frontières;
2. Recherche et sauvetage;
 - a. Accidents d'avions;
 - b. Naufrages;
3. Détection des feux de forêt;
4. Relais de communication;
5. Application de la loi;
 - a. Contrôle de foule;
 - b. Détection de culture de drogue;
6. Gestions d'urgences et de désastres;
 - a. Tremblement de terre;
 - b. Inondations;
 - c. Désastres nucléaires;
 - d. Déversements de pétrole;
7. Recherche scientifique;
 - a. Environnementale;
 - b. Atmosphérique;
 - c. Archéologique;
 - d. Pollution;
 - e. Recensement de la faune;
 - f. Étude des glaces;
8. Application dans l'industrie;
 - a. Épandage des récoltes;
 - b. Cinéma;
 - c. Photo aérienne, cartographie
 - d. Reportage pour les canaux de nouvelles;
 - e. Publicité aérienne;
 - f. Transport de fret;
 - g. Sécurité;
 - h. Surveillance des centrales nucléaires, ou des pipelines.

1.4 Travaux reliés

Comme mentionné dans l'introduction, l'objectif du présent travail est de concevoir et de réaliser un mini-drone de recherche à voilure fixe et configuration classique. Son coût doit être faible, il doit être facile d'utilisation et facilement modélisable. Il doit aussi intégrer les dernières technologies en terme de navigation et de contrôle et être testé à l'aide d'une technique de contrôle avancée. Voici donc un tour d'horizon dans ce qui se fait dans ce domaine.

1.4.1 La cellule d'un mini-drone

À l'heure actuelle, il y a au moins neuf mini-drones en service dans les forces armées américaines Office of the Secretary of Defense (U.S.) (2005, p. 26). Ceux-ci sont le *Pointer*, le *Raven* et le *Dragon-Eye* qui sont tous fabriqués par AeroVironment. On compte aussi, le *Force Protection Aerial Surveillance System* (FPASS) de Lockheed Martin, le *Buster* de Mission Technologies Inc., le *Silver Fox* de Advanced Ceramics, le *ScanEagle* de Insitu Group et Boeing, l'Aerosonde de Aerosonde et Lockheed Martin et finalement le *Nighthawk* (BATCAM) de ARA. Les systèmes de propulsion sont divisés entre les moteurs à combustion interne et les moteurs électriques dans une proportion de quatre contre cinq respectivement. Il est à noter que cinq des six drones les plus légers (< 4.6kg) sont à propulsion électrique. On retrouve des hélices propulsives dans quatre des neuf cas, probablement parce qu'elles ont l'avantage d'éviter que l'écoulement de l'air turbulent à la sortie de la propulsion ne vienne interférer avec l'aile. Ceci a pour effet de diminuer la trainée et de simplifier la modélisation pour la conception du système de contrôle.

Dans le cas de tous les drones, les capteurs sont situés à l'intérieur de fuselages fermés de type conventionnel. Sur les neuf, sept adoptent la configuration classique soit une aile et un empennage complet. Les deux qui n'ont pas d'empennage complet se contentent seulement de l'empennage vertical dans le cas du *Dragon Eye* et de dérives de bout d'aile dans le cas du *ScanEagle*. Des sept avec un empennage complet, deux possèdent un empennage en V. Seulement quatre dans ce lot comprennent aussi des ailerons soit : les FPASS, BUSTER,

Silver Fox et Aerosonde. Les autres sont suffisamment stables de façon inhérente pour n'être dirigé qu'avec l'empennage. Finalement, on remarque qu'aucun n'a de train d'atterrissement pour réduire la trainée en vol et accroître l'autonomie. Ils sont tous soit lancés à la main ou à la catapulte et récupérés avec un parachute ou un atterrissage sur le fuselage.

Du côté des mini-drones civils et scientifiques, en ANNEXE V, vous retrouverez une liste non-exhaustive des sites web des différents groupes de recherche à travers le monde s'intéressant à la classe des mini-drones à voilure fixe Tandis qu'en ANNEXE III, vous retrouverez une liste, aussi non-exhaustive, des sites web des fabricants de mini-drones civils.

Étant donné la multitude de mini-drones scientifiques dans la littérature nous ne couvrirons qu'un échantillon de quelques mini-drones intéressants. Dans la plupart des publications, les drones sont en fait des avions téléguidés tels que ceux utilisés par les amateurs auxquels on ajoute les équipements et les capteurs requis pour augmenter le niveau d'autonomie (suivi de points de cheminement (*way-points*) à l'aide du *Global Positioning System* (GPS), augmentation de la stabilité) ou pour accomplir la tâche visée (caméra, capteurs météo). Les auteurs Murch et al. (2011, p. 29) de l'université du Minnesota et Owens, Cox et Morelli (2006, p. 2) de la NASA en sont un bon exemple. Les travaux du premier sont en fait la suite des travaux du deuxième. Les deux sont donc pourvu d'un *Ultra Stick 25e*, d'un *Ultra Stick 120* et d'un *Mini Ultra Stick* qui sont des avions téléguidés à configuration classique, avec une aile haute et les trois surfaces de contrôle classiques (ailerons, gouverne de profondeur, gouverne de direction) et des volets hypersustentateurs. Ils sont tous les trois à propulsion électrique et sont capables de manœuvres acrobatiques. Ces drones sont utilisés pour la recherche sur les algorithmes de contrôle et de navigation.

Les auteurs Yeh et al. (2010, p. 2), utilisent pour leur part un modèle à l'échelle un quart d'un *Cessna 182* et un modèle à l'échelle une demie d'un *Piper J-3 Cub*, tous deux des avions téléguidés commerciaux. Le but de ces drones est de tester en vol les contrôleurs adaptatifs (reconfigurable en cas de faute) développés dans le cadre du projet *Integrated Resilient*

Aircraft Control (IRAC) de la NASA. Vu leur poids plus important, ces derniers utilisent des moteurs à combustion interne. Ensuite, Wypyszynski (2009, p. 15), utilise pour sa part un *Piper J-3 Cub* Édition Anniversaire de *Golberg*. Comme pour les drones précédents, il possède, en plus des trois surfaces de contrôles classiques, des volets hypersustentateurs. Il est également équipé d'un moteur électrique et est utilisé pour le test de méthodes d'identification en vol des paramètres aérodynamiques.

Une autre stratégie pour la dotation d'un mini-drone scientifique consiste à acheter un drone commercial tout simplement, mais à fort prix. Les auteurs Holland et al. (2001, p. 1) décrivent leur utilisation de l'*Aerosonde* pour la météorologie. L'*Aerosonde* est livrée avec tous les capteurs et l'équipement nécessaires à son fonctionnement. Ensuite, les auteurs Wigley et Jasiunas (2006, p. 3) utilisent le *Vector P* comme point de départ pour leur drone et décrivent l'intégration de leurs équipements de calcul à l'intérieur de ce dernier. Dans les deux cas, une hélice propulsive est utilisée, libérant ainsi l'avant du fuselage pour l'accès aux capteurs.

Finalement, la dernière stratégie consiste à concevoir un drone de A à Z. Celle-ci présente l'avantage indéniable d'offrir une plateforme parfaitement adaptée à ses besoins. Par contre, cette méthode demande plus de temps et il en résulte un drone unique, donc difficile à comparer avec les autres. L'auteur Guoqing (2010, p. 157) utilise un UAV conçu par lui et son équipe pour faire de la cartographie photo. Le drone adopte la configuration classique à aile haute, moteur à combustion interne et surfaces de contrôle classiques plus les volets hypersustentateurs. Dans un autre registre, les auteurs Katon et Kuntjoro (2011, p. 73) décrivent la conception du châssis de leur nouveau drone le *BWB Baseline II-E2*. Il s'agit d'un drone sans empennage avec un corps portant (*Blended Wing Body* (BWB)). Il est propulsé par une mini-turbine, et ses surfaces de contrôles comprennent des plans canard à l'avant pour le tangage et probablement des *ruderons* sur les ailes pour assurer le lacet et le roulis. Il s'agit d'une conception ambitieuse dont il faudra suivre les développements.

Ensuite, Winkler et al. (2005, p. 2) décrivent la conception de l'algorithme de fusion des données du module GPS et de la centrale inertie de leur mini-drone de surveillance. Il est très petit et performant, d'une envergure de 50cm, il pèse 450g et peut voler plus de 20 min à 70km/h. Finalement, Ming, Egan et Yunjian (2006, p. 3244) nous présentent leur méthode d'identification des paramètres aérodynamiques de leur drone sans empennage horizontal. Il s'agit d'une aile volante avec une dérive verticale, ses seules surfaces de contrôle sont ses *elevons* qui assurent selon leur configuration, le contrôle du roulis, du tangage et du lacet du drone.

Donc à la lumière de ce tour d'horizon, les facteurs temps et coûts étant prédominants dans notre situation, nous choisissons l'option d'acheter un avion téléguidé et de le convertir en drone. Voir la section 1.5 sur le choix de la plateforme expérimentale.

1.4.2 Équipement de mesure et contrôle

Dans le domaine des équipements de mesure et de contrôle, les mini-drones scientifiques sont plus souvent qu'autrement équipés de solutions d'autopilote clés en main. Les auteurs Chao, Cao et Chen (2007, p. 3146) nous offre un bon tour d'horizon du domaine. Les inconvénients majeurs pour un autopilote commercial demeurent le manque de flexibilité et le coût à l'achat. Cependant, l'avantage est le temps de développement considérablement réduit. Selon les mêmes auteurs :

« Due to the limited size and payload of the UAVs, the physical features like size, weight and power consumption are the first issues the autopilot must deal with. A good autopilot should be small, light and have a long endurance life. It is not so hard to design the hardware to fulfill the autopilot requirements. The current bottleneck for autopilot systems lies more in software side. » Chao, Cao et Chen (2007, p. 3148),

Si on se fie à cette analyse, le problème de flexibilité des logiciels des autopilotes commerciaux est le problème majeur étant donné que le reste des contraintes de conception sont facilement atteignables.

Étant donné l'expertise en robotique mobile du Groupe de Recherche en Électronique de Puissance et Commande Industrielle (GREPCI), et l'expertise de l'auteur en électronique et en programmation, il fut choisi d'opter pour la réalisation d'une plateforme matérielle et logicielle entièrement nouvelle dans le cadre de ce travail. La nouvelle plateforme sera compatible avec MATALB/Simulink® pour un développement logiciel simplifié (*voir le CHAPITRE 5*).

1.4.3 Techniques de contrôle

Plusieurs techniques de contrôle appliquées aux drones peuvent être trouvées dans la littérature. Ces contrôleurs de vol sont conçus de façon prédominante à l'aide de techniques de contrôle classiques comme dans le cas des auteurs Lee et Chung (2001, p. 173) qui ont utilisé un contrôleur à retour d'états avec un échelonnement de gains (*gain scheduling*). Les contrôleurs à échelonnement de gains sont très populaires dans l'aviation civile puisque leur compréhension est excellente ce qui simplifie l'étape de la certification. Pour la part de Cho et al. (2006, p. 445), ils ont utilisé une approche de modélisation linéaire multiple et un réseau de neurones à carte auto organisante (*self-organizing map neural network*) pour sélectionner le contrôleur approprié. Des techniques non-linéaires sont aussi appliquées : Azinheira et Moutinho (2008, p. 445) ont utilisé le *backstepping* comme approche pour le contrôle en vol stationnaire d'un drone à ballon dirigeable. Un contrôleur de vol stationnaire robuste pour un avion à décollage vertical (*Planar Vertical Takeoff and Landing (PVTOL)*) fut proposé par Lin, Zhang et Brandt (1999, p. 343) basé sur une approche de contrôle optimal. Benallegue, Mokhtari et Fridman (2006, p. 365) ont appliqué à un drone quadrirotor, un contrôleur à rétroaction linéarisante (*feedback linearization*) et un observateur de haut-niveau à mode glissant (*sliding mode*) fonctionnant en parallèle. Beaucoup d'autres techniques peuvent aussi être trouvées incluant la logique floue (Dufrene (2004, p. 8)), le contrôle adaptatif (Schumacher et Kumar (2000, p. 849)), les réseaux de neurones (Li, Sundararajan et Saratchandran (2001, p. 172)) et l'inversion de la dynamique (Holzapfel et Sachs (2004, p. 1)). Pour sa simplicité de conception à partir du moment où l'on possède un

modèle fiable nous avons retenu l'inversion de la dynamique pour ce travail (*voir le CHAPITRE 4*).

1.5 Choix de la plateforme expérimentale

Le choix de la plateforme expérimentale est un aspect critique dans le succès de cette recherche. Voici les caractéristiques de base que la plateforme doit respecter pour faciliter le travail qui nous attend :

1. Espace cargo suffisant près du CM de l'avion pour l'instrumentation;
2. Configuration intrinsèquement stable, aile haute;
3. Suffisamment lourd pour être tolérant aux bourrasques;
4. Vole à plus de 8 m/s pour pouvoir mesurer la vitesse avec un système à tube Pitot;
5. Facilement transportable dans une automobile standard;
6. Construction durable;
7. Moteur électrique pour un vol doux et sans vibration;
8. Facilement simulable.

La prochaine considération est comment obtenir cet avion, quatre possibilités existent :

1. Concevoir et construire un avion spécialement pour la tâche;
2. Construire un avion en kit;
3. Acheter un avion presque prêt à voler ou *Almost Ready to Fly* (ARF) (sans moteur, ni servomoteurs);
4. Acheter un avion prêt à voler ou *Ready to Fly* (RTF).

Afin de minimiser le coût et le temps, les possibilités de concevoir un avion pour la tâche et de construire un avion en kit ont été mises de côté dès la section 1.4.1. En ayant les caractéristiques de base en tête, la recherche de l'avion idéal s'est dirigée dans le choix d'avions disponibles dans le logiciel de simulation de vol d'avion téléguéidé *Real Flight G5*.

En effet, ce choix réside dans la possibilité de contre vérifier subjectivement la simulation qui sera élaborée plus tard.

Les avions possibles satisfaisant les critères fixés plus haut sont donc :

- le NexSTAR™ EP de Hobbico® (un RTF à propulsion électrique);
- le NexSTAR™ ARF;
- le Big Stik™ ARF de Great Planes®;
- le Piper J-3 Club 40 ARF de Hangar 9®.

L'option du NexSTAR™ ARF de Hobbico® avec un moteur électrique a finalement été retenue pour sa qualité de fabrication par rapport à ses concurrents. Si on compare le NexSTAR™ EP au NexSTAR™ Select (la version RTF à moteur à essence) en simulation, on se rend compte que la motorisation du premier est un peu juste c'est pourquoi la version ARF avec un moteur électrique plus puissant lui a été préférée.

On peut voir une photo de la plateforme en cours d'instrumentation à la Figure 1.1 et un dessin de détail de celle-ci à la Figure 1.2. De plus, les caractéristiques géométriques du drone sont énoncées au Tableau 1.2 et les caractéristiques techniques au Tableau 1.3. À partir de maintenant nous référerons au drone comme étant le drone MOUETS, ou la MOUETS. Ce nom fut choisis parce qu'il combine l'acronyme ÉTS avec un jeu de mots comme l'auteur les aime.



Figure 1.1 Plateforme expérimentale : le NexSTAR™ ARF de Hobbico® ou plus précisément la MOUETS

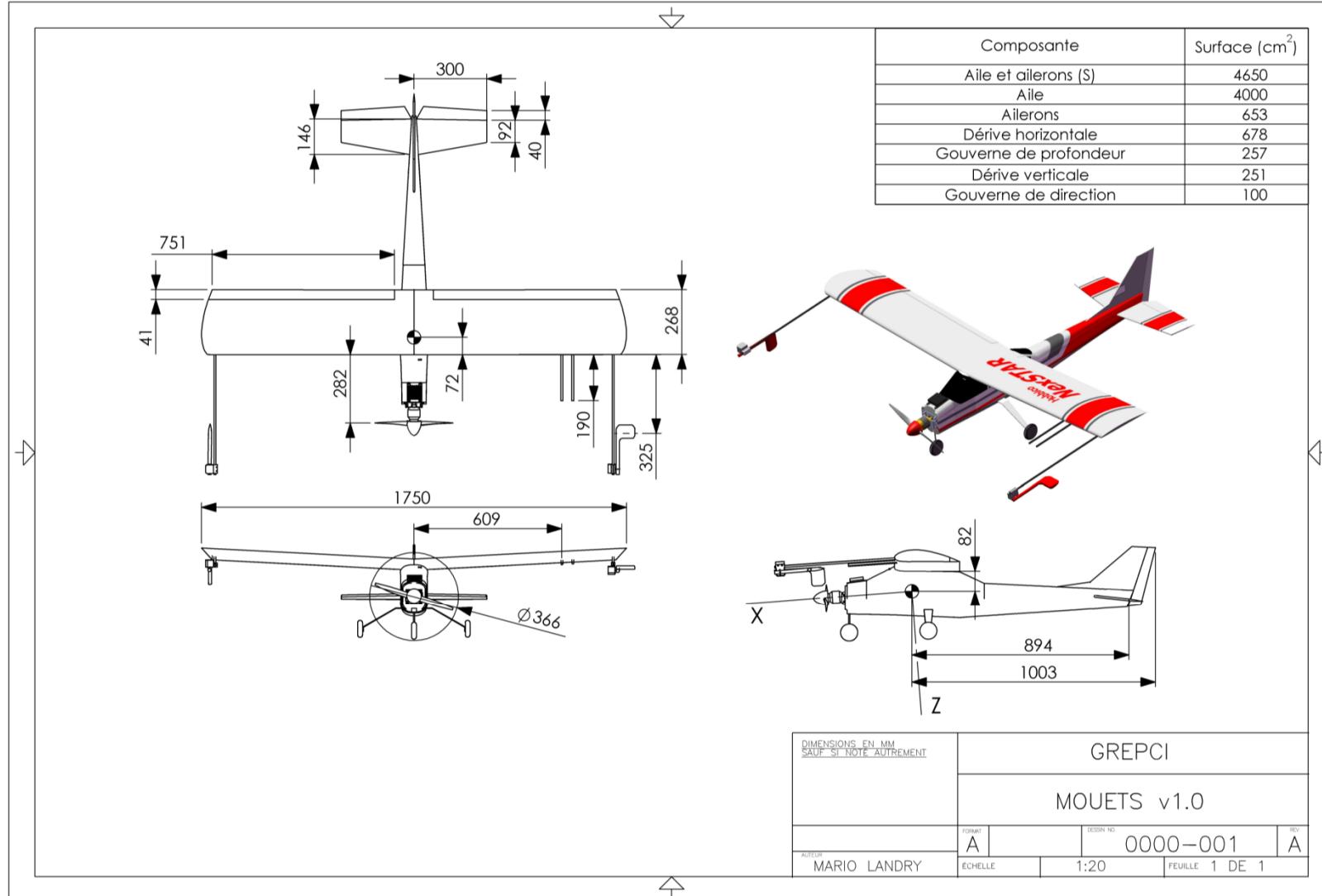


Figure 1.2 Dimensions de la MOUETS

Tableau 1.2 Caractéristiques physiques de la MOUETS

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

Tableau 1.3 Caractéristiques techniques de la MOUETS

Moteur	ElectriFly® RimFire™ .80 50-55-500 Brushless Outrunner
Variateur de vitesse	ElectriFly® Silver Series 80A Brushless High Voltage ESC
Hélice	APC® 14x5N
Batterie	FlightPower® LiPo EONX Lite® 2500mAh 9s1p 25C LiPo
Autonomie	7 min
Vitesse maximale	150 km/h
Servomoteurs	3 x Futaba® S3004
Radio	Spektrum® DX6i DSM2 à 6 voies
Récepteur	Spektrum® AR6200 DSM2 à 6 voies

CHAPITRE 2

MODÉLISATION D'UN DRONE RIGIDE

La première étape dans la réalisation d'un système de commande pour un drone autonome est le développement d'un modèle mathématique décrivant son mouvement dans l'espace. Ce dernier sera obtenu en appliquant les lois de Newton reliant la somme des forces et des moments aux accélérations linéaires et angulaires d'un corps rigide. Le terme rigide implique ici que tous les points du corps du drone demeurent fixes à leurs positions relatives dans l'espace en tout temps. Malgré le fait que dans la réalité le corps du drone se déforme sous l'effet des différentes forces qu'il subit.

2.1 Référentiels

Comme point de départ de la modélisation, voici la description des différents référentiels nécessaires pour décrire le mouvement d'un drone à voilure fixe.

2.1.1 Référentiel Earth-Centered, Earth-Fixed (ECEF)

L'origine du *Earth-Centered, Earth-Fixed Frame* (ECEF), est, comme son nom l'indique, fixée au centre de masse (CM) de la terre. Ce référentiel est aussi fixé à la terre, il tourne donc avec elle de sorte qu'un point à la surface de la terre demeure toujours à la même coordonnée dans le référentiel. L'axe Z_{ECEF} coïncide avec l'axe de rotation de la terre et il pointe vers le nord (*voir Figure 2.1*). Le plan $X_{ECEF}Y_{ECEF}$ coïncide avec le plan équatorial et l'axe X_{ECEF} coupe la surface terrestre à l'intersection de l'équateur et du méridien de référence international (*International Reference Meridian (IRM)*). Ce référentiel sera utile pour tracer la trajectoire désirée du drone dans le ciel. En résumé, il décrit la position du CM du drone par rapport au CM de la terre. (Pamadi (2004, p. 322) et National Imagery and Mapping Agency (NIMA) (2000, p. 2.1)).

2.1.1.1 Le World Geodetic System 1984 (WGS84)

L'utilisation du référentiel ECEF suppose presqu'inévitablement l'utilisation du *World Geodetic System 1984* (WGS84) pour situer la position de la surface de la terre.

2.1.1.2 L'ellipsoïde

La forme de la terre étant complexe, une méthode simple et précise est de tracer un ellipsoïde de révolution qui approximera la surface terrestre. Il est possible de tracer cet ellipsoïde à partir du demi-grand axe (rayon équatorial) (a), du demi-petit axe (b) et de l'ellipticité (f) de l'ellipse initiale (*voir* Figure 2.1).

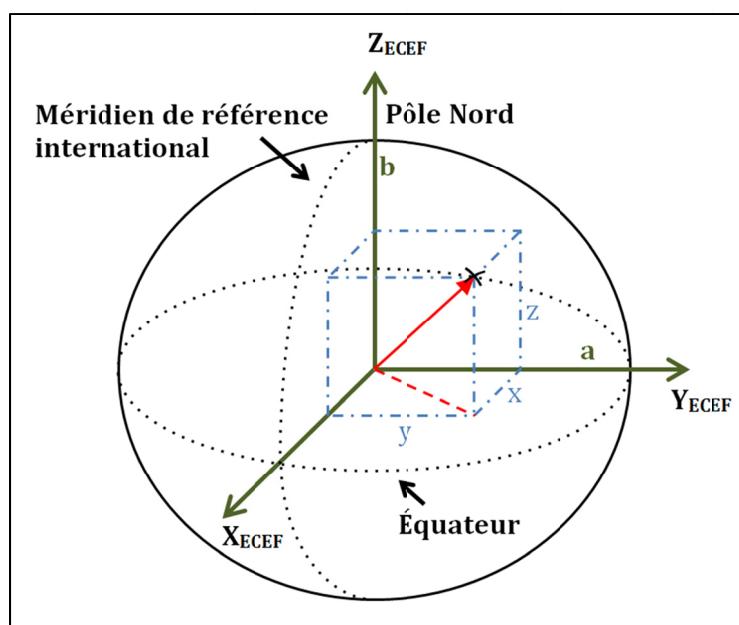


Figure 2.1 Référentiel ECEF

Dans la Figure 2.1, on dénote :

- a Dimension du demi-grand axe de l'ellipsoïde terrestre (rayon équatorial), en m;
- b Dimension du demi-petit axe de l'ellipsoïde terrestre, en m;
- $X_{ECEF}, Y_{ECEF}, Z_{ECEF}$ Le référentiel ECEF.

Voici les paramètres de l'ellipse initiale tels que définis par le WGS84 (*National Imagery and Mapping Agency* (NIMA) (2000, p. 3.2)) :

- $a = 6\ 378\ 137,0\ \text{m}$;
- $b = 6\ 356\ 753,314\ 245\ \text{m}$;
- $f = 1/298.257\ 223\ 563$.

2.1.1.3 La géode

Répétons que l'ellipsoïde WGM84 est un modèle simplifié de la terre, il ne faut pas la confondre avec la géode qui définit la référence du niveau moyen des mers autour du globe. Cette référence a été déterminée à l'aide de mesures très précises de la gravité terrestre en fonction des coordonnées géographiques. Pour avoir une connaissance de la géode, il faut donc une énorme base de données sur tous les points de la surface terrestre. Cette base de donnée s'appelle le *Earth Gravitational Model 1996* (EGM96). *National Imagery and Mapping Agency* (NIMA) (2000, p. 5.1).

2.1.1.4 La surface terrestre

Le modèle de l'ellipsoïde n'est pas suffisant pour prévoir une trajectoire qui n'entrera pas en collision avec la surface terrestre. Ce dernier point fut résolu par la *Shuttle Radar Topography Mission* (SRTM) qui a recueilli un modèle précis de la surface terrestre en 2000 (*voir* Farr et al. (2007, p. 1)). Or un logiciel très connu, Google Earth[®]¹, utilise entre-autres données la collection de données issue de cette mission et la rend très facile d'utilisation. Google Earth[®] sera donc un très bon outil pour tracer la trajectoire que le drone devra suivre. Un point négatif subsiste, Google Earth[®] ne permet de recueillir que la hauteur orthométrique du terrain (*voir* Figure 2.2) qui est évaluée par rapport à la géode. Or, un GPS comme celui utilisé pour diriger notre drone (la MOUETS) donne sa hauteur par rapport à l'ellipsoïde

¹ Disponible au : <http://earth.google.com>

WGS84, soit la hauteur ellipsoïdale. La compagnie u-blox ag (1999, p. 4) nous informe à ce sujet.

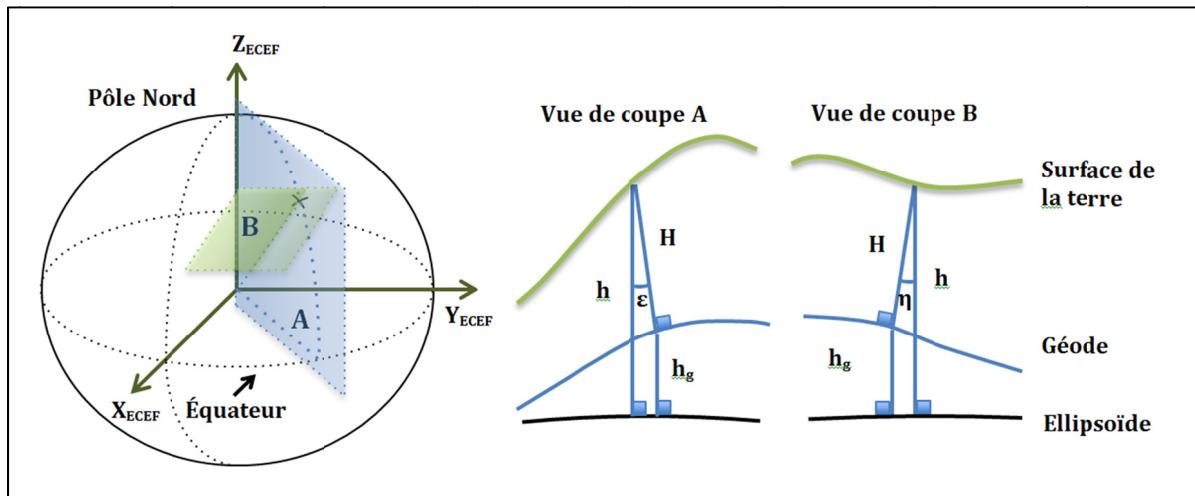


Figure 2.2 L'ellipsoïde terrestre, la géode et la surface terrestre

Dans la Figure 2.2, on dénote :

- h La hauteur ellipsoïdale, en m;
- h_g La séparation de la géode, en m;
- H La hauteur orthométrique, en m;
- ε La déviation de la verticale en latitude, en rad;
- η La déviation de la verticale en longitude, en rad.

Les déviations de la verticale qui sont définies par l'angle entre le vecteur gravité et la normale à l'ellipsoïde WSG84 demeurent minimes ($< 100''$) pour tous les points sur la géode. Nous pouvons ainsi utiliser l'approximation des petits angles pour retrouver la hauteur de la surface terrestre au-dessus de l'ellipsoïde (*voir Équation (2.1)*).

$$h = H + h_g \quad (2.1)$$

Finalement, pour trouver la séparation de la géode, il suffit d'utiliser la fonction MATLAB® *egm96geoid* combinée avec la collection de données téléchargeable sur le site² de la *National Geospatial-Intelligence Agency* (NGA).

2.1.1.5 Longitude, Latitude, Altitude (LLA)

Le GPS et Google Earth® donnent leur position en termes de longitude, latitude et altitude (LLA). Il faudra donc convertir la position actuelle et les points de la trajectoire en coordonnées ECEF (voir Figure 2.3). La compagnie u-blox ag (1999, p. 2) nous informe à ce sujet.

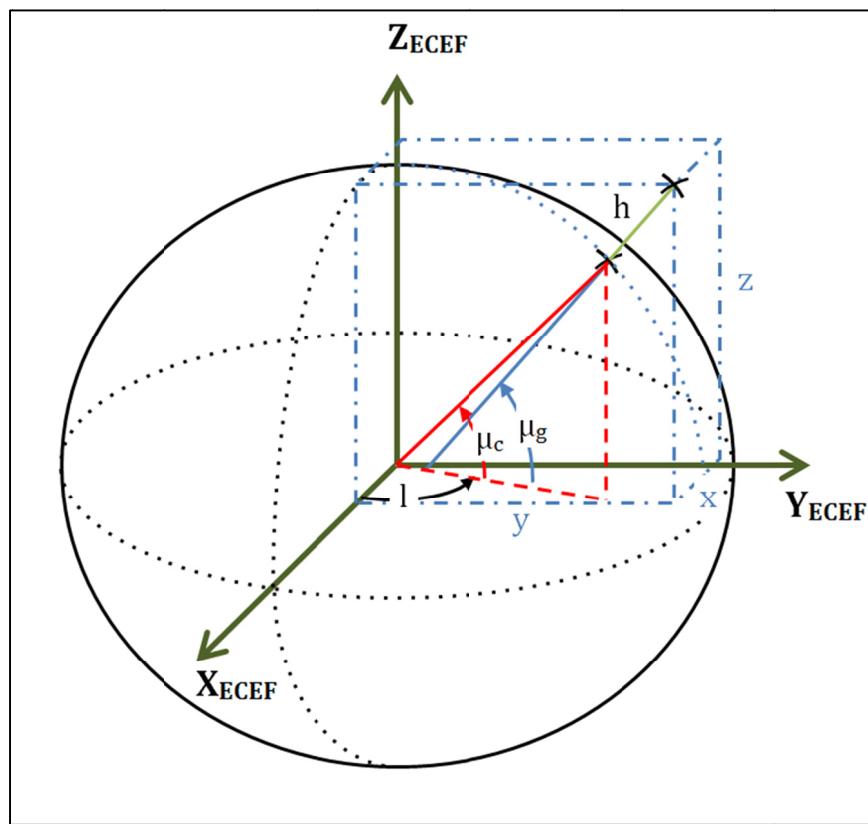


Figure 2.3 Référentiel ECEF et l'ellipsoïde WGS84

² Disponible au : <http://earth-info.nga.mil/GandG/wgs84/gravitymod/egm96/ww15mgh.exe>

Dans la Figure 2.3 on dénote :

- μ_c La latitude géocentrique, en °;
- μ_g La latitude géodésique, en °;
- l La longitude, en °;
- h La hauteur ellipsoïdale, en m;
- N Le rayon de courbure de l'ellipsoïde, en m.

Tel que montré dans la Figure 2.3, il existe plusieurs types de latitude dont : la latitude géocentrique et la latitude géodésique. Pour visualiser la latitude géocentrique, il suffit d'imaginer une droite qui est menée d'un point de la surface terrestre jusqu'au centre de la terre. La latitude géocentrique est alors l'angle entre cette droite et le plan équatorial. Tandis que la latitude géodésique est l'angle entre la normale de l'ellipsoïde en un point sur la surface terrestre et le plan équatorial. Cette dernière est celle qui est utilisée en cartographie, donc celle aussi que le GPS et Google Earth® utilisent.

Les Équations (2.2) et (2.3) où e représente l'excentricité du demi-grand axe de l'ellipsoïde de révolution sont celles utilisées pour convertir un point $P_{LLA}(l, \mu_g, h)$ vers un point $P_{ECEF}(x, y, z)$.

$$\begin{aligned} e &= \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{a^2}} \\ N &= \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2(\mu_g)}} \end{aligned} \quad (2.2)$$

$$\begin{aligned} x &= (N + h) \cos(\mu_g) \cos(l) \\ y &= (N + h) \cos(\mu_g) \sin(l) \\ z &= \left(\frac{b^2}{a^2} N + h \right) \sin(\mu_g) \end{aligned} \quad (2.3)$$

À l'inverse, voici comment calculer une coordonnée LLA à partir d'une position ECEF. La longitude est déduite analytiquement mais pour la latitude géodésique on utilise la méthode

de Bowring (*voir u-blox ag (1999, p. 3)*) qui converge typiquement en deux ou trois itérations :

$$l = \text{ATAN2}(y, x) \quad (2.4)$$

Comme estimation initiale :

$$\mu_{r_0} = \arctan\left(\frac{z}{(1-f)\sqrt{x^2 + y^2}}\right) \quad (2.5)$$

$$\mu_{g_0} = \arctan\left(\frac{z + \frac{e^2(1-f)}{(1-e^2)} a \sin^3(\mu_{r_0})}{\sqrt{x^2 + y^2 - e^2 a \cos^3(\mu_{r_0})}}\right) \quad (2.6)$$

Où :

- ATAN2 Nom donné à la fonction arc tangente dans les quatre quadrants dans la plupart des langages de programmation (Matlab, C, FORTRAN). Le premier argument est la valeur du sinus de l'angle et le deuxième celui du cosinus ;
- μ_{g_i} Latitude géodésique à l'itération i , en °;
- μ_{r_i} Latitude réduite à l'itération i , en °.

Une fois les estimations initiales calculées, la latitude réduite est recalculée à l'aide de :

$$\mu_{r_{i+1}} = \arctan\left(\frac{(1-f)\sin(\mu_{g_i})}{\cos(\mu_{g_i})}\right) \quad (2.7)$$

Ensuite, on recalcule la latitude géodésique :

$$\mu_{g_{+1}} = \arctan \left(\frac{z + \frac{e^2(1-f)}{(1-e^2)} a \sin^3(\mu_{f_{+1}})}{\sqrt{x^2 + y^2 - e^2 a \cos^3(\mu_{f_{+1}})}} \right) \quad (2.8)$$

On répète les deux derniers calculs jusqu'à ce que le critère de convergence (la variation entre chaque itération) fixé pour la latitude géodésique soit satisfait. Finalement, on évalue la hauteur ellipsoïdale à l'aide de :

$$h = \sqrt{x^2 + y^2} \cos(\mu_g) + (z + e^2 N \sin(\mu_g)) \sin(\mu_g) - N \quad (2.9)$$

2.1.2 Référentiel local tangent

Le référentiel local tangent est aussi appelé le référentiel *North-East-Down* (NED). L'axe X_E pointe vers le Nord et l'axe Y_E vers l'Est (*voir* Figure 2.4). Le plan $X_E Y_E$ est tangent à la surface terrestre et constitue une bonne approximation de celle-ci pour des courtes distances par rapport à l'origine. L'axe Z_E pointe vers le bas, le long du rayon de courbure de l'ellipsoïde. Finalement, l'origine de ce référentiel se trouve sur la surface de l'ellipsoïde, directement en dessous du CM du drone (*voir* Pamadi (2004, p. 323)). Ce référentiel sera utile pour le développement des équations de navigation et des équations du mouvement du drone.

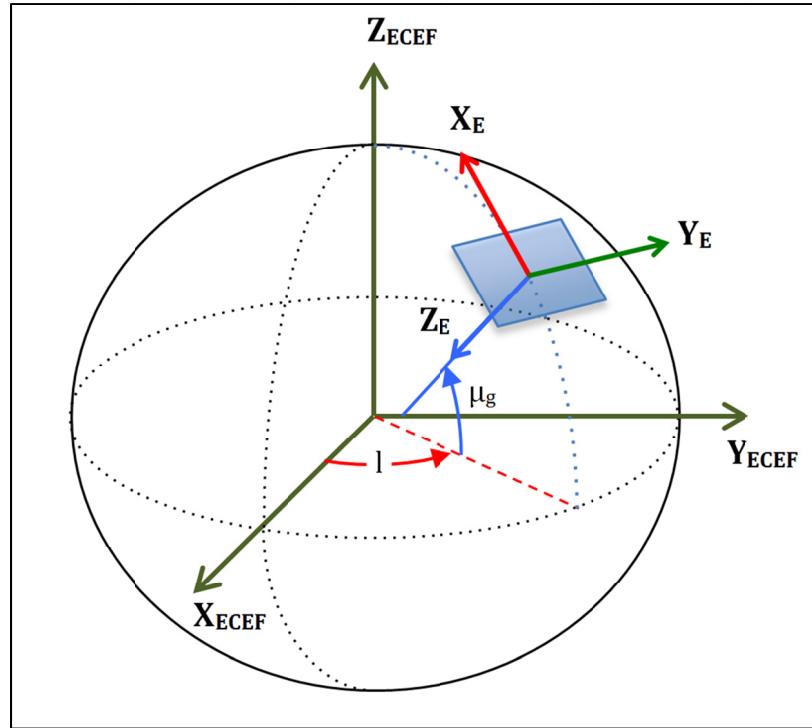


Figure 2.4 Référentiel local tangent

Dans la Figure 2.4, on dénote :

- X_B, Y_B, Z_B Le référentiel du corps du drone;
- X_E, Y_E, Z_E Le référentiel local tangent.

2.1.3 Référentiel du corps du drone

Le référentiel du corps du drone est solidaire à celui-ci, il le suit donc dans ses mouvements. Il a pour origine le CM du drone. Le plan X_BZ_B coïncide avec le plan de symétrie du drone, de sorte que l'axe X_B (axe du roulis) ait la même direction que le nez du drone et soit parallèle à l'axe d'application de la poussée et que l'axe Z_B (axe du lacet) pointe vers le bas (*voir* Figure 2.5). L'axe Y_B (axe du tangage) est pointé dans une direction parallèle à celle de l'aile droite (*voir* Pamadi (2004, p. 323)). Les équations du mouvement du drone seront développées dans ce référentiel.

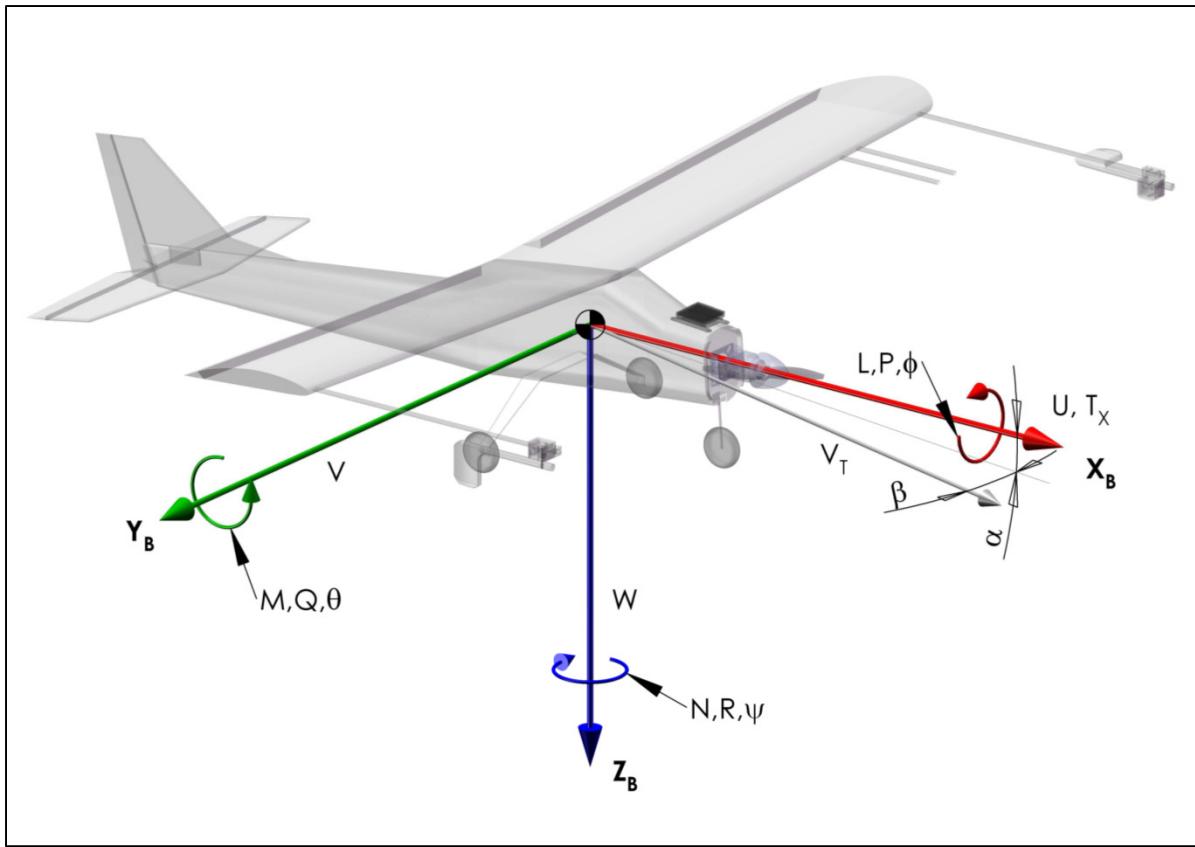


Figure 2.5 Référentiel du corps du drone et angles d'incidence du vent relatif

Dans la Figure 2.5, on dénote :

- X_B, Y_B, Z_B Référentiel du corps du drone;
- α, β Angles d'incidence du vent relatif (angle d'attaque et de dérapage respectivement), en rad;
- ϕ, θ, ψ Angles d'Euler (roulis, tangage, lacet) entre le référentiel du corps du drone et le référentiel terrestre, en rad;
- L, M, N Moments de force aérodynamiques appliqués au drone autour des axes X_B , Y_B , et Z_B , en N.m;
- P, Q, R Vitesses angulaires du drone par rapport au référentiel local tangent, autour respectivement des axes X_B , Y_B et Z_B , en rad/s;
- T_x Force de poussée générée par l'hélice, le long de l'axe X_B , en N;

- U, V, W Vitesses du drone par rapport au référentiel local tangent, le long des axes X_B, Y_B et Z_B respectivement, en m/s;
- ${}^B \mathbf{v}_{B/A}$ Vecteur vitesse du référentiel du corps du drone par rapport à la masse d'air, exprimé dans le référentiel du corps du drone, en m/s.

2.1.4 Référentiel de la stabilité

Le référentiel de la stabilité trouve son origine aussi au centre de gravité du drone. L'axe X_{STAB} coïncide avec la projection du vecteur vitesse par rapport à la masse d'air ${}^B \mathbf{v}_{B/A}$ sur le plan $X_B Z_B$. L'axe Y_{STAB} coïncide avec l'axe Y_B du référentiel du corps du drone. Finalement, l'axe Z_{STAB} est orthogonal aux axes X_{STAB} et Y_{STAB} et il pointe vers le bas. Certaines équations utiles pour la navigation du drone seront développées dans ce référentiel.

2.1.5 Référentiel du vent relatif

Finalement, le référentiel du vent relatif trouve son origine aussi au centre de gravité du drone. L'axe X_W coïncide avec le vecteur vitesse par rapport à la masse d'air ${}^B \mathbf{v}_{B/A}$. L'axe Y_W demeure toujours dans le plan $X_B Y_B$ du référentiel du corps du drone, il est orthogonal à l'axe X_W et il pointe du côté de l'aile droite. Finalement, l'axe Z_W est orthogonal aux axes X_W et Y_W et il pointe vers le bas. Les équations aérodynamiques du drone seront développées dans ce référentiel.

2.2 Transformation entre les référentiels

Voici les matrices de transformations utiles dans le développement d'un modèle non linéaire pour un drone. Le lecteur intéressé par le développement de ces matrices peut se référer à Stevens (1992, p. 63) et Pamadi (2004, p. 324).

2.2.1 Du référentiel ECEF au référentiel local tangent

Par exemple, pour passer du vecteur position d'un point i d'une trajectoire dans le référentiel ECEF ($^{ECEF} \mathbf{P}_{W_i}$) au vecteur position de ce point dans le référentiel local tangent ($^E \mathbf{P}_{W_i}$), il faut d'abord calculer le vecteur position de l'origine du référentiel local tangent dans le système ECEF ($^{ECEF} \mathbf{P}_R$) (voir Équations (2.2) et (2.3)). Pour ce faire, il suffit d'utiliser les coordonnées LLA actuelles du drone avec une hauteur ellipsoïdale (h) de 0 m. Une fois ce point de référence calculé, il suffit d'utiliser la relation suivante :

$$^E \mathbf{P}_{W_i} = {}_{ECEF}^E R ({}_{ECEF} \mathbf{P}_{W_i} - {}_{ECEF} \mathbf{P}_R) \quad (2.10)$$

Où :

$${}_{ECEF}^E R = \begin{bmatrix} -\sin(\mu_g) \cos(l) & -\sin(\mu_g) \sin(l) & \cos(\mu_g) \\ -\sin(l) & \cos(l) & 0 \\ -\cos(\mu_g) \cos(l) & -\cos(\mu_g) \sin(l) & -\sin(\mu_g) \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

${}_{ECEF}^E R$ est la matrice de rotation du référentiel ECEF au référentiel local tangent. Pour passer du référentiel local tangent au référentiel ECEF, il suffit d'isoler ${}_{ECEF} \mathbf{P}_{W_i}$ dans (2.10) :

$${}_{ECEF} \mathbf{P}_{W_i} = {}_{ECEF}^E R^{-1} {}^E \mathbf{P}_{W_i} + {}_{ECEF} \mathbf{P}_R \quad (2.12)$$

Étant donné que les matrices de rotation sont orthogonales on peut aussi écrire que :

$${}_{ECEF}^E R = {}_{ECEF}^E R^{-1} = {}_{ECEF}^E R^T \quad (2.13)$$

2.2.2 Du référentiel local tangent au référentiel du corps du drone

Le seul cas pour lequel cette transformation sera utilisée sera pour représenter le vecteur accélération gravitationnelle dans le référentiel du corps du drone (${}^B\mathbf{g}$). Ce vecteur est appliqué par définition à l'origine du référentiel du corps du drone, il n'est donc nécessaire que d'effectuer la rotation ${}^E_B R$ au vecteur accélération gravitationnelle exprimé dans le référentiel local tangent (${}^E\mathbf{g}$) :

$${}^B\mathbf{g} = {}^E_B R {}^E\mathbf{g} \quad (2.14)$$

Où :

$${}^E_B R = \begin{bmatrix} \cos(\theta)\cos(\psi) & \cos(\theta)\sin(\psi) & -\sin(\theta) \\ -\cos(\phi)\sin(\psi)+\sin(\phi)\sin(\theta)\cos(\psi) & \cos(\phi)\cos(\psi)+\sin(\phi)\sin(\theta)\sin(\psi) & \sin(\phi)\cos(\theta) \\ \sin(\phi)\sin(\psi)+\cos(\phi)\sin(\theta)\cos(\psi) & -\sin(\phi)\cos(\psi)+\cos(\phi)\sin(\theta)\sin(\psi) & \cos(\phi)\cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

2.2.3 Du référentiel du vent relatif au référentiel du corps du drone

Ces deux référentiels ont la même origine, ainsi si on veut représenter le vecteur vitesse du drone par rapport à la masse d'air dans le référentiel du corps du drone (${}^B\mathbf{v}_{B/A}$) au lieu du référentiel du vent relatif (${}^W\mathbf{v}_{B/A}$), il faut utiliser la rotation ${}^W_B R$ comme suit :

$${}^B\mathbf{v}_{B/A} = {}^W_B R {}^W\mathbf{v}_{B/A} \quad (2.16)$$

Où :

$${}^W_B R = \begin{bmatrix} \cos(\alpha)\cos(\beta) & -\cos(\alpha)\sin(\beta) & -\sin(\alpha) \\ \sin(\beta) & \cos(\beta) & 0 \\ \sin(\alpha)\cos(\beta) & -\sin(\alpha)\sin(\beta) & \cos(\alpha) \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

2.3 Équations du mouvement du drone

Maintenant que tous les référentiels utilisés dans le cadre de ce travail ont été présentés, nous développerons les *équations du mouvement du drone* dans le but d'en arriver à un modèle d'état utilisable dans une simulation numérique. Une fois ce modèle développé, il suffira d'implémenter une méthode de calcul pour les forces aérodynamiques et d'implémenter une méthode d'intégration numérique et nous serons prêts à simuler le vol du drone. Dans notre cas, nous utiliserons le module de simulation de Matlab® : Simulink®. Ce logiciel a pour avantage de simplifier beaucoup l'implémentation de ce genre de simulation et de nous épargner l'implémentation de la méthode d'intégration numérique.

2.3.1 Analyse cinématique du mouvement de rotation

Il y a plusieurs façons de représenter l'orientation (ou assiette) d'un corps rigide dans l'espace. En aéronautique, les techniques les plus communes incluent : les angles d'Euler, les quaternions et les matrices de rotation.

2.3.1.1 Angles d'Euler

Les angles d'Euler sont les plus utilisés en aéronautique. Ils ont comme principaux avantages d'être faciles à lire et à comprendre pour un humain et de ne comporter que trois paramètres pour décrire une orientation. Par contre, leur principal défaut réside dans la singularité présente à des angles de tangage de $\pm 90^\circ$. C'est ce que l'on peut voir dans les Équations (2.18) (Stevens (1992, p. 81)) qui décrivent le taux de changement des angles d'Euler en fonction des vitesses angulaires du drone (P, Q, R) par rapport au référentiel local tangent.

$$\begin{aligned}\dot{\phi} &= P + \tan(\theta)(Q\sin(\phi) + R\cos(\phi)) \\ \dot{\theta} &= Q\cos(\phi) - R\sin(\phi) \\ \dot{\psi} &= \frac{Q\sin(\phi) + R\cos(\phi)}{\cos(\theta)}\end{aligned}\tag{ 2.18 }$$

En effet, lorsque l'angle de tangage atteint $\pm 90^\circ$, les taux de changement du roulis et du lacet tendent vers l'infini.

2.3.1.2 Quaternions

Les quaternions sont une autre façon de représenter l'assiette et d'effectuer des transformations entre des référentiels. Ils ont principalement et historiquement été utilisés dans les systèmes de commande d'astronefs. Ils ont l'avantage de représenter l'assiette à l'aide de seulement quatre paramètres et d'être exempts de singularités. Les inconvénients résident dans l'apprentissage de l'usage de ces nombres et dans la difficulté pour le non-initié de se faire une représentation mentale de l'assiette à la lecture d'un quaternion.

2.3.1.3 Matrices de rotation

Les matrices de rotation ont déjà été introduites plus tôt à la section 2.2. Tout comme les quaternions, les matrices de rotation ne souffrent pas des singularités des angles d'Euler. Cependant, il leur faut neuf éléments pour représenter l'assiette et ne sont pas plus lisibles à la première lecture pour le non-initié. Elles sont cependant très simples à utiliser comme on a pu le voir jusqu'à maintenant. De plus, l'espace mémoire et la puissance de calcul nécessaires pour manipuler ces matrices sont de moins en moins des problèmes de nos jours. Ainsi, la simplicité d'utilisation et l'absence de singularité font de cette technique la candidate idéale pour représenter l'assiette du drone dans le simulateur et plus tard dans le contrôleur.

Voici donc l'équation de la cinématique de Poisson, tirée de Stevens (1992, p. 17), qui régi le taux de changement des éléments de la matrice de rotation du drone par rapport au référentiel local tangent (i.e. : le taux de changement de l'assiette).

$${}^B_E \dot{R} = - {}^B_E \Omega {}^B_E R \quad (2.19)$$

Où :

$${}^B\Omega_{B/E} = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

Où :

- ${}^B\Omega_{B/E}$ est la matrice équivalente antisymétrique du produit croisé du vecteur vitesse angulaire du drone par rapport au référentiel local tangent, exprimé dans le référentiel du corps du drone, en rad.s^{-1} ;

Dans le reste de cet ouvrage, nous ferons référence à l'Équation (2.19) comme étant l'équation de la cinématique, le numéro de l'équation sera cependant toujours nommé par souci de clarté.

Pour les calculs de l'évolution du modèle d'état, l'équation de la cinématique (voir Équation (2.19)) est suffisante mais pour avoir une représentation plus visuelle de l'assiette de l'avion et pour des calculs subséquents nous déduirons aussi les angles d'Euler de la façon suivante :

$$\begin{aligned} \phi &= \text{ATAN2}\left({}^E R_B(2,3), {}^E R_B(3,3)\right) \\ \theta &= -\arcsin\left({}^E R_B(1,3)\right) \\ \psi &= \text{ATAN2}\left({}^E R_B(1,2), {}^E R_B(1,1)\right) \end{aligned} \quad (2.21)$$

Où :

- ${}^E R_B(i,j)$ est l'élément situé à la i^e rangée et à la j^e colonne de la matrice de rotation du référentiel du corps du drone au référentiel local tangent, sans dimension

2.3.2 Analyse dynamique du mouvement de translation

Pour appliquer la deuxième loi de Newton, il nous faut un référentiel inertiel. Tout référentiel qui ne tourne pas et n'accélère pas par rapport aux étoiles « fixes » dans le ciel peut être utilisé (il peut cependant être en mouvement rectiligne constant). Le choix le plus logique pour l'origine de ce référentiel serait probablement le CM du soleil. Au prix d'un référentiel inertiel moins parfait, il est plus pratique de prendre pour origine le CM de la terre. L'orientation de ce référentiel est fixe par rapport aux étoiles. Une analyse poussée (Stevens (1992, p. 19)) permet cependant de conclure que pour la plupart des véhicules, la vitesse et l'enveloppe de vol sont trop petites pour dénoter une réelle influence de la rotation de la terre et de la courbure de celle-ci sur les équations du mouvement de translation. Conséquemment, le référentiel local tangent sera notre référentiel inertiel.

Ainsi selon la deuxième loi de Newton :

$${}^B\mathbf{F} + m_B^E R^E \mathbf{g} = \frac{d}{dt}(m_B^B \mathbf{v}_{B/E}) \quad (2.22)$$

Où :

- ${}^B\mathbf{F}$ est la somme vectorielle des forces aérodynamiques et de propulsion, exprimée dans le référentiel du corps du drone, en N;
- m est la masse du drone, en kg;
- ${}^B\mathbf{v}_{B/E}$ est le vecteur vitesse du drone par rapport au référentiel local tangent, exprimé dans le référentiel du corps du drone, en m/s.

En considérant que la masse du drone demeure constante et en appliquant le théorème de Coriolis, l'Équation (2.22) devient :

$${}^B\mathbf{F} + m_B^E R^E \mathbf{g} = m({}^B\dot{\mathbf{v}}_{B/E} + {}^B\mathbf{w}_{B/E} \times {}^B\mathbf{v}_{B/E}) \quad (2.23)$$

Où :

- ${}^B\mathbf{w}_{B/E}$ est le vecteur vitesse angulaire du drone par rapport au référentiel local tangent, exprimé dans le référentiel du corps du drone, en rad/s.

On isole le vecteur accélération du drone :

$$\boxed{{}^B\dot{\mathbf{v}}_{B/E} = \frac{1}{m} {}^B\mathbf{F} - {}^B\mathbf{w}_{B/E} \times {}^B\mathbf{v}_{B/E} + {}^B\mathbf{R}^E \mathbf{g}} \quad (2.24)$$

Avant de développer l'Équation (2.24), voici les composantes des vecteurs ${}^B\mathbf{w}_{B/E}$, ${}^B\mathbf{F}$, ${}^B\mathbf{v}_{B/E}$ et ${}^E\mathbf{g}$:

$${}^B\mathbf{w}_{B/E} = [P \ Q \ R]^T \quad (2.25)$$

$${}^B\mathbf{F} = [F_x + T_x \ F_y \ F_z]^T \quad (2.26)$$

$${}^B\mathbf{v}_{B/E} = [U \ V \ W]^T \quad (2.27)$$

$${}^E\mathbf{g} = [0 \ 0 \ g_0]^T \quad (2.28)$$

Où :

- g_0 Accélération gravitationnelle standard (9,806 65), en m/s².

On remarque que la poussée de l'avion est assumée être dirigée le long de l'axe X_B exclusivement. Dans la réalité, la cloison pare-feu du drone décale le moteur de 3° vers la droite et de 4° vers le bas par rapport à l'axe X_B . Ces angles sont une solution empirique du constructeur du drone destinée à réduire l'effet du couple appliqué par l'hélice sur le corps du drone, l'effet gyroscopique, l'effet tire-bouchon (*corkscrew effect*) du souffle de l'hélice ainsi que l'effet du décalage de la ligne d'application de la poussée par rapport au CM du drone.

Dans notre cas, cette simplification au niveau du pilotage complique la modélisation précise du drone. C'est pourquoi une cale de précision installée entre le support moteur et la cloison pare-feu pour redresser la poussée fut installée afin de simplifier le modèle du drone. Cependant, le comportement en vol étant très désagréable pour le pilote, la configuration de base fut reprise et il fut décidé d'assumer que la cloison pare-feu était droite, dans la modélisation.

Voici donc la forme développée de l'Équation (2.24) :

$$\boxed{\begin{aligned}\dot{U} &= RV - QW - g_0 \sin(\theta) + \frac{F_x + T_x}{m} \\ \dot{V} &= -RU + PW + g_0 \sin(\phi) \cos(\theta) + \frac{F_y}{m} \\ \dot{W} &= QU - PV + g_0 \cos(\phi) \cos(\theta) + \frac{F_z}{m}\end{aligned}} \quad (2.29)$$

Dans le reste de cet ouvrage, nous ferons référence au groupe d'équations (2.29) comme étant les équations des forces.

2.3.3 Analyse dynamique du mouvement angulaire

Les accélérations angulaires du drone peuvent être déterminées en appliquant la deuxième loi de Newton au taux de changement du moment angulaire du drone :

$${}^B\mathbf{M} = \frac{d}{dt}({}^B\mathbf{H}_{B/E}) \quad (2.30)$$

Où :

- ${}^B\mathbf{M}$ est la somme vectorielle des moments de force agissant autour du centre de masse du drone, exprimée dans le référentiel i , en N.m;
- ${}^B\mathbf{H}_{B/E}$ Vecteur moment angulaire du drone par rapport au référentiel local tangent, exprimé dans le référentiel du corps du drone, en kg.m²/s.

Pour notre drone, le moment angulaire peut être défini par :

$${}^B\mathbf{H}_{B/E} = {}^B\mathbf{I}_B {}^B\mathbf{W}_{B/E} + {}^B\mathbf{I}_T {}^B\mathbf{W}_{T/B} \quad (2.31)$$

Où :

- ${}^B\mathbf{W}_{T/B}$ est le vecteur vitesse angulaire de la propulsion (hélice et couronne du moteur) par rapport au référentiel du corps du drone, exprimé dans le référentiel du corps du drone, en rad/s;
- ${}^B\mathbf{I}_B$ est la matrice d'inertie du drone, exprimée dans le référentiel du corps du drone, en kg.m^2 ;
- ${}^B\mathbf{I}_T$ est la matrice d'inertie de la propulsion, exprimée dans le référentiel du corps du drone, en kg.m^2 ;
- I_X, I_Y, I_Z sont les moments d'inertie du drone autour des axes X_B, Y_B et Z_B , en kg.m^2 ;
- I_{XZ}, I_{XY}, I_{YZ} sont les produits d'inertie du drone selon les plans X_BZ_B, X_BY_B et Y_BZ_B , en kg.m^2 .

Notez que la matrice d'inertie du drone comprend aussi l'influence de l'inertie de la propulsion c'est ce qui nous permet d'utiliser le vecteur vitesse angulaire de la propulsion par rapport au corps du drone dans la deuxième partie de l'Équation (2.31).

$${}^B\mathbf{I}_B = \begin{bmatrix} I_X & -I_{XY} & -I_{XZ} \\ -I_{XY} & I_Y & -I_{YZ} \\ -I_{XZ} & -I_{YZ} & I_Z \end{bmatrix} \quad (2.32)$$

Étant donné que notre drone est symétrique selon le plan X_BZ_B , les produits d'inertie I_{XY} et I_{YZ} sont nuls, ainsi on peut réduire la matrice ${}^B I_B$ à :

$${}^B I_B = \begin{bmatrix} I_X & 0 & -I_{XZ} \\ 0 & I_Y & 0 \\ -I_{XZ} & 0 & I_Z \end{bmatrix} \quad (2.33)$$

Dérivons maintenant l'Équation (2.30) :

$${}^B \mathbf{M} = {}^B \dot{\mathbf{H}}_{B/E} + {}^B \mathbf{w}_{B/E} \times {}^B \mathbf{H}_{B/E} \quad (2.34)$$

Remplaçons ${}^B \mathbf{H}_{B/E}$ par l'Équation (2.31) :

$${}^B \mathbf{M} = {}^B I_B {}^B \dot{\mathbf{w}}_{B/E} + {}^B I_T {}^B \dot{\mathbf{w}}_{T/B} + {}^B \mathbf{w}_{B/E} \times ({}^B I_B {}^B \mathbf{w}_{B/E} + {}^B I_T {}^B \mathbf{w}_{T/B}) \quad (2.35)$$

Isolons le vecteur accélération angulaire du drone :

$$\boxed{{}^B \dot{\mathbf{w}}_{B/E} = -{}^B I_B^{-1} ({}^B \mathbf{w}_{B/E} \times ({}^B I_B {}^B \mathbf{w}_{B/E} + {}^B I_T {}^B \mathbf{w}_{T/B}) + {}^B I_T {}^B \dot{\mathbf{w}}_{T/B} - {}^B \mathbf{M})} \quad (2.36)$$

Où :

$${}^B I_B^{-1} = \frac{1}{I_X I_Z - I_{XZ}^2} \begin{bmatrix} I_Z & 0 & I_{XZ} \\ 0 & \frac{I_X I_Z - I_{XZ}^2}{I_Y} & 0 \\ I_{XZ} & 0 & I_X \end{bmatrix} \quad (2.37)$$

Avant de développer l'Équation (2.36), voici les composantes des vecteurs ${}^B\mathbf{M}$, ${}^B\mathbf{w}_{T/B}$ et de la matrice ${}^B\mathbf{I}_T$:

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} L & M & N \end{bmatrix}^T \quad (2.38)$$

La ligne d'application de la poussée est assumée colinéaire avec l'axe X_B du référentiel du corps du drone. C'est à dire que la ligne d'application de la poussée passe directement par le centre de masse de l'avion. Ainsi la poussée ne produit aucun moment de force autour de l'axe Y_B . Avant d'accepter cette simplification du modèle, la distance réelle entre la ligne de poussée et le CM fut ajustée avec précision en déplaçant l'emplacement de la batterie principale. Une précision d'ajustement de 5 mm de décalage par rapport au CM fut jugée nécessaire pour que les effets d'un décalage soient peu significatifs sur le comportement global du drone.

$${}^B\mathbf{w}_{T/B} = \begin{bmatrix} \omega_{T/B} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (2.39)$$

$${}^B\mathbf{I}_T = \begin{bmatrix} I_{TX} & -I_{TY} & -I_{TZ} \\ -I_{TY} & I_{TY} & -I_{TZ} \\ -I_{TZ} & -I_{TZ} & I_{TZ} \end{bmatrix} \quad (2.40)$$

Considérons que l'hélice en mouvement est un disque homogène et que la couronne du moteur est un cylindre homogène. Puisque la ligne de poussée passe par le CM du drone, l'ensemble de la propulsion est donc symétrique selon les plans X_BZ_B et X_BY_B . Donc les produits d'inertie I_{TYX} et I_{TZY} sont nuls, ainsi on peut réduire la matrice ${}^B\mathbf{I}_T$:

$${}^B\mathbf{I}_T = \begin{bmatrix} I_{TX} & 0 & 0 \\ 0 & I_{TY} & 0 \\ 0 & 0 & I_{TZ} \end{bmatrix} \quad (2.41)$$

Voici donc la forme développée de l'Équation (2.36) :

$$\boxed{\begin{aligned}\dot{P} &= (c_1 R + c_2 P + c_4 I_{TX} \omega_{T/B}) Q + c_3 (L - I_{TX} \dot{\omega}_{T/B}) + c_4 N \\ \dot{Q} &= c_5 P R - c_7 I_{TX} \omega_{T/B} R - c_6 (P^2 - R^2) + c_7 M \\ \dot{R} &= (c_8 P - c_2 R + c_9 I_{TX} \omega_{T/B}) Q + c_4 (L - I_{TX} \dot{\omega}_{T/B}) + c_9 N\end{aligned}} \quad (2.42)$$

Où les c_i sont des constantes d'inertie :

$$\begin{aligned}c_1 &= \frac{(I_Y - I_Z) I_Z - I_{XZ}^2}{I_X I_Z - I_{XZ}^2} & c_2 &= \frac{(I_X - I_Y + I_Z) I_{XZ}}{I_X I_Z - I_{XZ}^2} \\ c_3 &= \frac{I_Z}{I_X I_Z - I_{XZ}^2} & c_4 &= \frac{I_{XZ}}{I_X I_Z - I_{XZ}^2} \\ c_5 &= \frac{I_Z - I_X}{I_Y} & c_6 &= \frac{I_{XZ}}{I_Y} \\ c_7 &= \frac{1}{I_Y} & c_8 &= \frac{I_X (I_X - I_Y) + I_{XZ}^2}{I_X I_Z - I_{XZ}^2} \\ c_9 &= \frac{I_X}{I_X I_Z - I_{XZ}^2}\end{aligned} \quad (2.43)$$

Dans le reste de cet ouvrage, nous ferons référence au groupe d'équations (2.42) comme étant les équations des moments, le numéro du groupe d'équation sera cependant toujours nommé par souci de clarté.

De plus l'ensemble des équations (2.19), (2.29) et (2.42) soit les équations de la cinématique, des forces et des moments sera nommé les équations du mouvement du drone.

2.4 Équations de navigation du drone

Afin de pouvoir représenter le déplacement du drone sur la surface terrestre et simuler le fonctionnement d'un GPS à bord du drone nous devons passer à travers plusieurs étapes.

La toute première étape consiste à calculer la coordonnée ECEF de départ de l'avion dans la simulation. Ce point arbitraire est calculé à partir d'une coordonnée LLA choisie au dessus

de la surface terrestre. Une fois cette coordonnée choisie, on calcule la position ECEF correspondante à l'aide de l'Équation (2.3).

Ensuite, il faut calculer le déplacement du drone dans le référentiel inertiel, ceci revient à évaluer la vitesse du drone par rapport au référentiel local tangent et à exprimer cette vitesse dans le référentiel local tangent (*voir l'Équation (2.44) et (2.45)*).

$${}^E \dot{\mathbf{P}} = {}^E \mathbf{v}_{B/E} \quad (2.44)$$

Donc :

$$\boxed{{}^E \dot{\mathbf{P}} = {}_B^E R^T {}^B \mathbf{v}_{B/E}} \quad (2.45)$$

Où ${}^B \mathbf{v}_{B/E}$ est le résultat de l'intégration selon le temps de l'Équation (2.24). Une fois le résultat de l'Équation (2.45) calculé, on intègre selon le temps d'échantillonnage.

Ensuite, il faut calculer la prochaine position du drone dans le référentiel ECEF à l'aide de l'Équation (2.12) en considérant comme position de référence le point de départ calculé à la première étape et en prenant les coordonnées LLA de ce point pour les besoins de la matrice de rotation.

Finalement, à l'aide du nouveau point dans le référentiel ECEF, on déduit les coordonnées LLA à l'aide de la méthode de Bowring énoncée précédemment aux équations (2.4) à (2.9).

Ce nouveau point ECEF et cette nouvelle coordonnée LLA représentent la position actuelle du drone et seront ainsi le nouveau point de référence pour la prochaine itération de l'algorithme de simulation.

Finalement, si le vecteur position du drone dans le référentiel local tangent se définit ainsi :

$${}^E \mathbf{P} = [p_n \ p_e \ p_h]^T \quad (2.46)$$

On définit alors le cap du drone χ et l'angle d'ascension γ du drone comme étant :

$$\boxed{\chi = \text{ATAN2}(\dot{p}_e, \dot{p}_n)} \quad (2.47)$$

Et :

$$\boxed{\gamma = \arctan\left(\frac{-\dot{p}_h}{\sqrt{\dot{p}_n^2 + \dot{p}_e^2}}\right)} \quad (2.48)$$

2.5 Équations aérodynamiques

Tout au long de ce mémoire, il sera toujours assumé dans la modélisation du problème que la masse d'air dans lequel le drone vole tourne en même temps que la terre. En effet, le drone se déplace à de faibles vitesses et altitudes donc les effets de glissement et de cisaillement de l'atmosphère ne seront pas ressentis. Dans le même but de simplifier le modèle de simulation, les vents locaux et les bourrasques n'ont pas été modélisés. Il serait par contre intéressant d'avoir les vents et les bourrasques d'intégrés dans le modèle dans l'avenir afin de pouvoir mettre à l'épreuve la robustesse de la commande du drone. Le fait que le vent ne soit pas modélisé et que la masse d'air soit fixe par rapport au référentiel inertiel nous permet par contre de faire les déductions suivantes (Stevens (1992, p. 64)) :

$$\alpha = \arctan\left(\frac{W}{U}\right) \quad (2.49)$$

$$\beta = \arctan\left(\frac{V}{U/\cos(\alpha)}\right) \quad (2.50)$$

$$v_{B/A} = \sqrt{U^2 + V^2 + W^2} \quad (2.51)$$

Où :

- $v_{B/A}$ est la norme de la vitesse du drone par rapport à la masse d'air, en m/s;

Et inversement :

$$\begin{aligned} U &= v_{B/A} \cos(\alpha) \cos(\beta) \\ V &= v_{B/A} \sin(\beta) \\ W &= v_{B/A} \sin(\alpha) \cos(\beta) \end{aligned} \quad (2.52)$$

Puisque les angles d'incidences sont de première importance pour le calcul des forces aérodynamiques, les équations énoncées ci-haut sont très importantes pour la simulation du drone.

Voici maintenant les équations utilisées pour le calcul des forces et des moments aérodynamiques agissants sur le corps d'un avion. Tirées de Stevens (1992, p. 65).

2.5.1 Forces aérodynamiques

$$\begin{aligned} F_x &= \bar{q} S C_x \\ F_y &= \bar{q} S C_y \\ F_z &= \bar{q} S C_z \end{aligned} \quad (2.53)$$

Où :

- F_x, F_y, F_z sont les forces aérodynamiques appliquées au drone le long des axes X_B, Y_B et Z_B , en N;
- C_x, C_y, C_z sont les coefficients aérodynamiques, rapportés à la surface S , induisant une force respectivement le long des axes X_B, Y_B et Z_B , sans dimension;
- \bar{q} est la pression dynamique causée par le vent relatif, en Pa;
- S est surface aérodynamique caractéristique (surface de l'aile), en m^2 .

2.5.2 Moments aérodynamiques

$$\begin{aligned} L &= \bar{q}SbC_L + L_T \\ M &= \bar{q}ScC_M \\ N &= \bar{q}SbC_N \end{aligned} \quad (2.54)$$

Où :

- C_L, C_M, C_N sont les coefficients aérodynamiques, rapportés à la surface S , induisant un moment de force respectivement autour des axes X_B, Y_B et Z_B , sans dimension;
- b est l'envergure de l'aile du drone, en m;
- c est la corde aérodynamique moyenne, en m;
- L_T est le moment de force aérodynamique causé par la rotation de l'hélice et appliqué au moteur du drone autour de l'axe X_B , en N.m.

2.6 Modèle aérodynamique

Le modèle aérodynamique décrit comment les forces et les moments sont créés autour du drone. Ce modèle est composé par des coefficients qui sont ensuite utilisés dans les équations aérodynamiques pour déduire les forces et les moments agissant sur l'avion. En général, ces coefficients dépendent non linéairement des valeurs présentes et passées de la vitesse de l'avion, des angles d'incidence du vent relatif, des vitesses angulaires de l'avion et des

déflections des surfaces de contrôle. En pratique, cependant, la dépendance par rapport aux valeurs passées est négligée en considérant que l'écoulement sur le drone est quasi-stationnaire. C'est-à-dire qu'une particule qui passe sur le corps du drone, le fait tellement vite qu'elle ne « remarque » pas le mouvement du drone ou de ses surfaces de contrôle.

2.6.1 Modélisation linéaire des coefficients aérodynamiques

La modélisation linéaire est la plus courante et est obtenue par un développement linéaire de la dépendance des forces et des moments aérodynamiques aux variables de vol. Celles-ci sont ensuite normalisées afin d'obtenir les coefficients sans dimension du modèle longitudinal C_X , C_Z et C_M et ceux du modèle latéral C_Y , C_L et C_N :

$$\begin{aligned} C_i &= C_{i_0} + C_{i_\nu} \frac{\Delta V_{B/A}}{V_{B/A_0}} + C_{i_\alpha} \Delta \alpha + C_{i_Q} \frac{\bar{C}}{2V_{B/A_0}} Q + C_{i_{\delta_e}} \Delta \delta_e && \text{pour } i = X, Z \text{ ou } M \\ C_i &= C_{i_0} + C_{i_\beta} \Delta \beta + \frac{b}{2V_{B/A_0}} (C_{i_P} P + C_{i_R} R) + C_{i_{\delta_a}} \Delta \delta_a + C_{i_{\delta_r}} \Delta \delta_r && \text{pour } i = Y, L \text{ ou } N \end{aligned} \quad (2.55)$$

Où :

- δ_a , δ_e , δ_r sont les angles de déflection des surfaces de contrôle (ailerons, gouverne de profondeur et gouverne de direction respectivement), en rad;
- V_{B/A_0} est la norme de la vitesse du drone par rapport à la masse d'air au point d'équilibre de la modélisation, en m/s.

Pour de plus amples détails sur ce type de modélisation, voir Etkin (1972, p. 181) et Klein et Morelli (2006). Ce modèle linéaire a pour inconvénient d'être seulement valable localement autour du point d'équilibre pour lequel le modèle a été établi. Les coefficients sont fixes et supposent que les forces et moments dépendent linéairement de chaque variable associée. Cette approche est celle couramment utilisée dans l'industrie où de nombreux contrôleurs sont conçus pour les différents points d'équilibre et sont par la suite activés au bon moment dans l'enveloppe de vol, cette approche est connue sous le nom d'échelonnage des gains ou *gain scheduling*.

2.6.2 Modélisation non linéaire des coefficients aérodynamiques

Comme l'un des buts de ce mémoire est la conception et l'expérimentation d'une commande non linéaire sur un drone, nous avons besoin du modèle aérodynamique complet pour la simulation, mais aussi pour la commande. Il est donc inutile pour nous de linéariser le modèle aérodynamique non linéaire.

Un modèle aérodynamique non linéaire est donc généralement composé d'un terme statique qui dépend non linéairement des angles d'incidence. À ce terme on ajoute des termes dynamiques qui dépendent eux aussi non linéairement des angles d'incidence, mais aussi linéairement des vitesses angulaires et des déflections de surfaces de contrôle (*voir* Équation (2.56)).

$$\begin{aligned} C_i &= C_{i_0}(\alpha, \beta) + C_{i_Q}(\alpha) \frac{C}{2V_{B/A}} Q + C_{i_{\delta_e}}(\alpha) \delta_e && \text{pour } i = X, Z \text{ ou } M \\ C_i &= C_{i_0}(\alpha, \beta) + \frac{b}{2V_{B/A_0}} (C_{i_P}(\alpha) P + C_{i_R}(\alpha) R) + C_{i_{\delta_a}}(\alpha) \delta_a + C_{i_{\delta_r}}(\alpha) \delta_r && \text{pour } i = Y, L \text{ ou } N \end{aligned} \quad (2.56)$$

Pour plus de détail sur ce genre de modélisation, *voir* Klein et Morelli (2006). La dépendance non linéaire des termes est assurée par des tables de données aérodynamiques auxquelles on applique un algorithme d'interpolation linéaire ou bilinéaire dépendamment du nombre de variables indépendantes. Les tables peuvent être obtenues à l'aide d'essais expérimentaux en soufflerie, à l'aide de la mécanique des fluides numérique (MFN) ou encore à l'aide de recueils de données aérodynamiques comme le *Stability and Control Data Compendium* (DATCOM) de la Force aérienne des États-Unis (USAF).

Les équations complètes de chacun des coefficients seront présentées en détail au CHAPITRE 3 dans le cadre de l'identification du modèle aérodynamique de la plateforme expérimentale.

CHAPITRE 3

MODÉLISATION DES PARAMÈTRES EXPÉRIMENTAUX

Dans le chapitre précédent, nous avons défini les équations qui définissent le modèle général d'un drone ou d'un avion. Maintenant, nous devons modéliser les paramètres qui sont propre au drone que nous avons choisi au CHAPITRE 1, le NexSTAR™ de Hobbico®. Ces paramètres inconnus sont les tenseurs d'inertie du drone et de la propulsion, les fonctions de transfert de la réponse des surfaces de contrôle et du moteur principal, la performance aérodynamique de l'hélice et finalement le modèle aérodynamique de l'avion.

3.1 Modélisation des tenseurs d'inertie

Le pendule bifilaire est souvent utilisé pour les mesures de moments d'inertie de corps ayant des géométries complexes. La réalisation pratique de cette expérience est cependant assez délicate si on veut une mesure précise. C'est pourquoi cette méthode expérimentale fut mise de côté pour favoriser l'emploi de la méthode théorique à l'aide du logiciel de conception assistée par ordinateur (CAO) CATIA® (*voir* Figure 3.1).

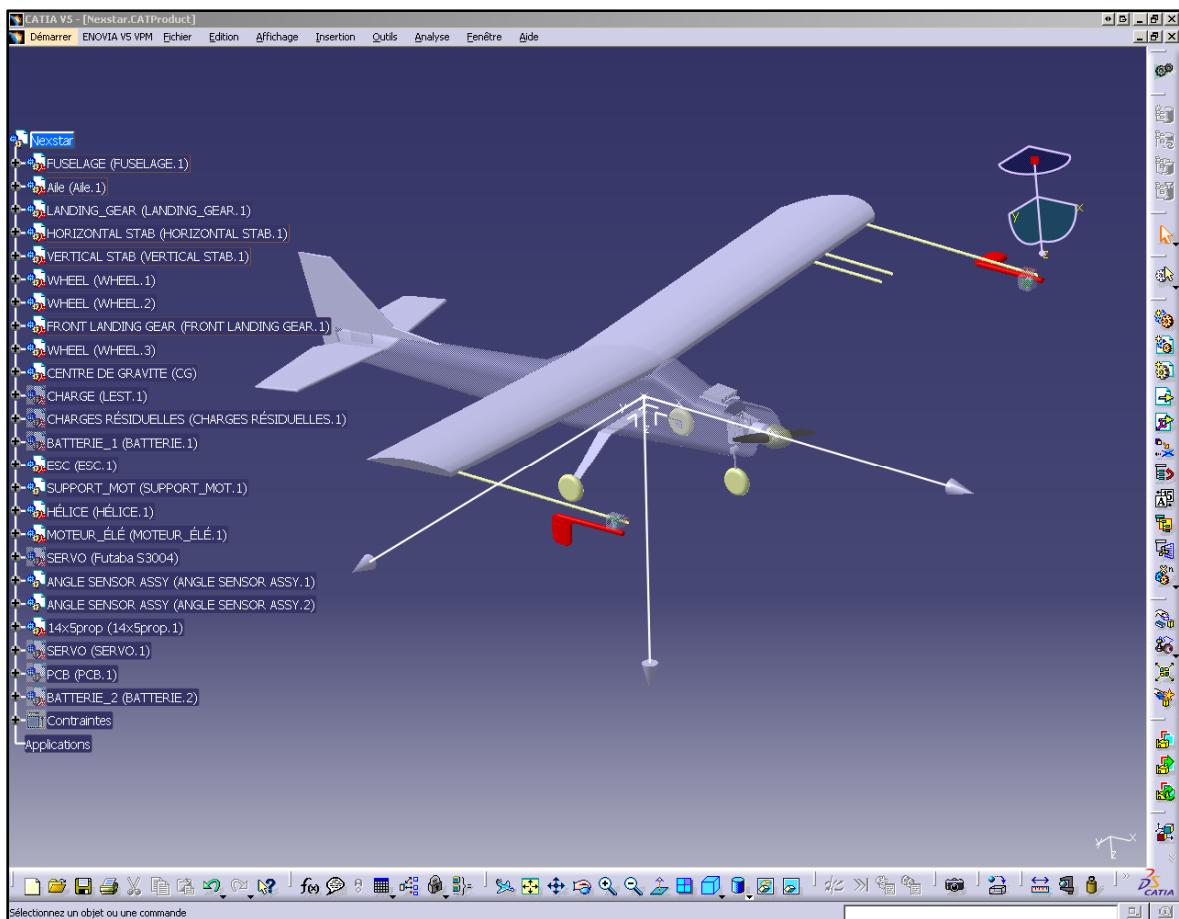


Figure 3.1 Le drone et ses composantes dans CATIA® V5

Les étapes de cette méthode sont très simples :

1. Modéliser le plus fidèlement possible chaque pièce de l'avion;
2. Déterminer avec beaucoup de précision le poids de chacune des pièces et l'inclure dans le modèle CATIA®;
3. Demander à CATIA® de calculer le CM du drone;
4. Comparer les CM et poids réels avec ceux trouvés théoriquement, s'il y a concordance parfaite on peut estimer que la modélisation est fidèle à la réalité, sinon réviser les poids de chacune des composantes;
5. Placer un système de coordonnées selon l'orientation du référentiel du corps du drone au CM;

6. Demander à CATIA® de calculer la matrice d'inertie du drone selon le système de coordonnées placée au CM à l'étape précédente;
7. Demander ensuite la matrice d'inertie de la propulsion selon le même système de coordonnées.

Le degré de précision de cette méthode est malheureusement très difficile à évaluer tout comme celui de la méthode du pendule bifilaire. Voici donc les moments et produits d'inertie du drone et de la propulsion obtenus à l'aide de cette méthode.

Tableau 3.1 Moments et produits
d'inertie du drone selon le
référentiel du corps du drone

Symbol	Valeur	Unité
I_X	0,424	kg.m ²
I_Y	0,382	kg.m ²
I_Z	0,735	kg.m ²
I_{XZ}	0,003	kg.m ²

Tableau 3.2 Moments et produits
d'inertie de la propulsion selon le
référentiel du corps du drone

Symbol	Valeur	Unité
I_{TX}	$0,126 \times 10^{-3}$	kg.m ²
I_{TY}	$0,499 \times 10^{-3}$	kg.m ²
I_{TZ}	$0,618 \times 10^{-3}$	kg.m ²
I_{TXZ}	$2,58 \times 10^{-3}$	kg.m ²

3.2 Modélisation des actuateurs

Les surfaces de contrôle sont actionnées par des servomoteurs de marque Futaba® S3004. Selon les données du fabricant, celui-ci se positionne à une vitesse maximale de 0,23 s/60° soit 4,6 rad/s en unité du système international (SI). Toutes les surfaces de contrôles n'ont cependant pas le même déplacement angulaire ni la même vitesse angulaire que les servomoteurs qui les actionne. Ceci s'explique par le fait que l'avantage mécanique dépend de la longueur des bras de levier fixés d'une part sur les servomoteurs et d'autre part sur les surfaces de contrôle. Afin de connaître précisément le débattement de chacune des surfaces de contrôle, des mesures ont été faites à l'aide d'un trusquin précis au millième de pouce près (*voir Figure 3.2*).



Figure 3.2 Mesure du débattement des surfaces de contrôle

Lors de ces mesures, la commande en largeur d'impulsion envoyée aux servomoteurs a aussi été mesurée pour chaque position à l'aide de la carte de contrôle qui sera présentée au CHAPITRE 5. Ces deux mesures ont été utilisées pour tracer les graphiques illustrés aux Figures 3.4 à 3.6. Ces graphiques décrivent la calibration de la sortie de la carte de contrôle en fonction de la position angulaire désirée des surfaces de contrôle. Finalement, le débattement direct d'un servomoteur en fonction de sa commande fut aussi mesuré afin de

trouver le facteur de multiplication à appliquer pour trouver la vitesse maximale de déplacement de chaque surface de contrôle. Le Tableau 3.3 résume les données importantes résultantes de ces mesures.

Tableau 3.3 Débattement et vitesses angulaires maximales des surfaces de contrôle

Surface	Vitesse angulaire maximale (rad/s)	Débattement (rad)
Ailerons	+/- 1,5	[-0,257 ; 0,257]
Gouverne de direction	+/- 1,8	[-0,314 ; 0,314]
Gouverne de profondeur	+/- 2,7	[-0,436 ; 0,489]

Les angles donnés ci-dessus respectent la convention de signe illustrée par la Figure 3.3 ci-dessous :

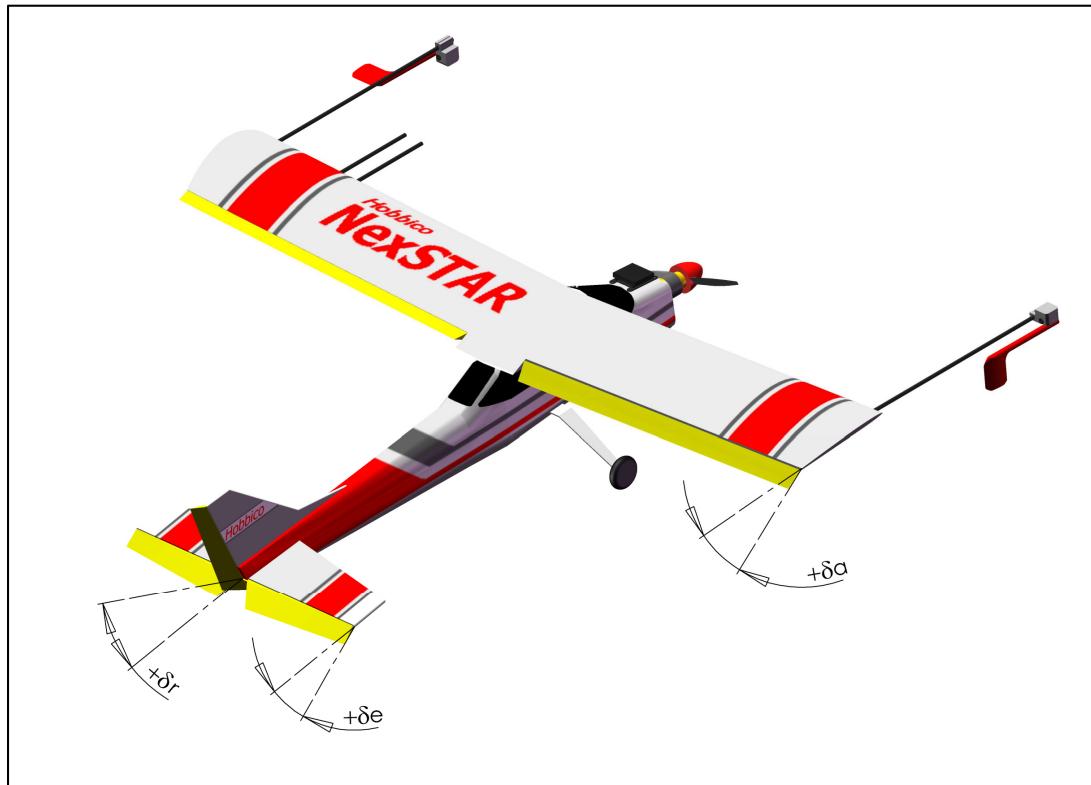


Figure 3.3 Convention de signe des surfaces de contrôle

Les figures suivantes illustrent les graphiques des réponses angulaires des surfaces de contrôle en fonction de la durée de l'impulsion correspondante à leur commande.

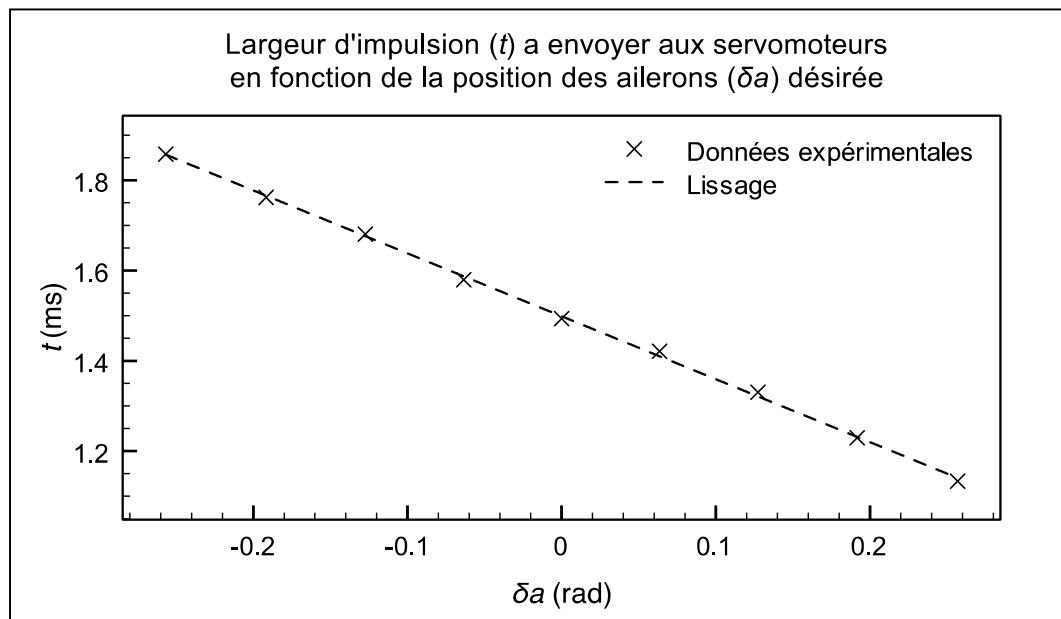


Figure 3.4 Réponse des ailerons

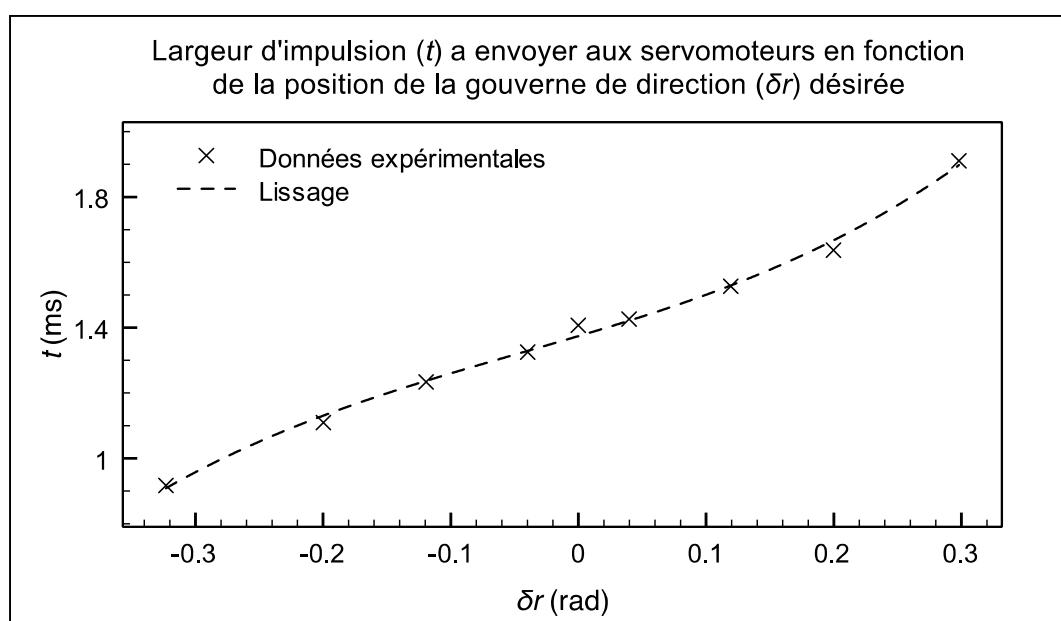
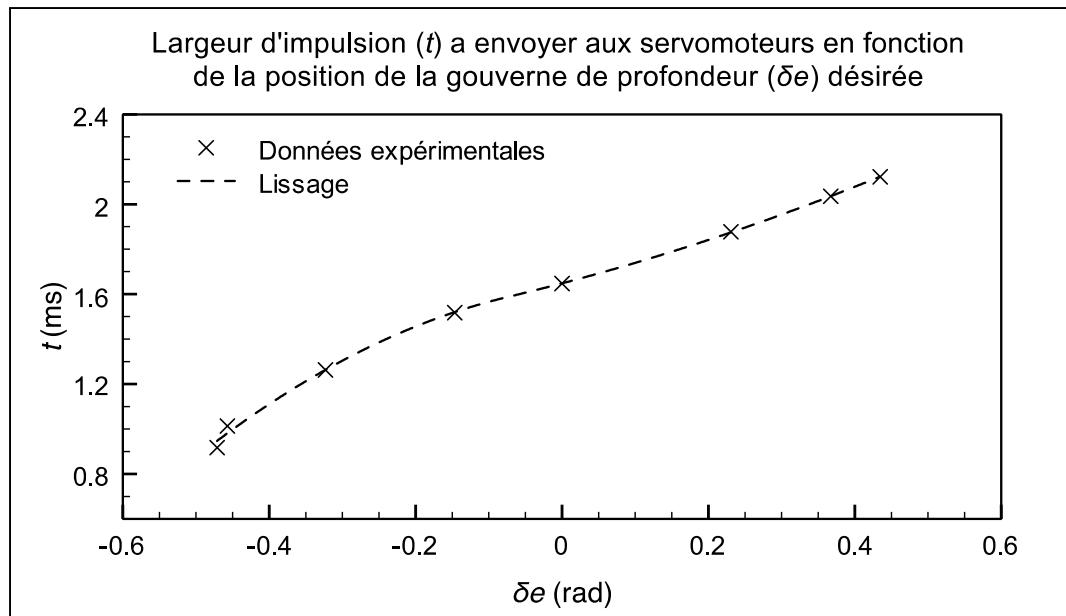


Figure 3.5 Réponse de la gouverne de direction



$$\text{Équation du lissage : } t = 1,848\delta e^3 - 0,413\delta e^2 + 0,908\delta e + 1,660, R^2 = 0,9985$$

Figure 3.6 Réponse de la gouverne de profondeur par lissage

D'après des tests effectués au laboratoire avec un oscilloscope et un potentiomètre couplé à un servomoteur, la dynamique des servomoteurs peut être bien approximée par une dynamique du deuxième ordre telle qu'exprimée à l'Équation (3.1) à la condition d'inclure la saturation de vitesse et la saturation de la sortie (*voir Tableau 3.3*).

$$H_{\infty}(s) = \frac{\omega_{n_{sc}}^2}{s^2 + 2\zeta_{sc}\omega_{n_{sc}}s + \omega_{n_{sc}}^2} \quad (3.1)$$

Où :

- $\omega_{n_{sc}}$ est la pulsation propre du modèle des surfaces de contrôle, en rad/s;
- ζ_{sc} est le coefficient d'amortissement du modèle des surfaces de contrôle, sans dimension;
- $H_{\infty}(s)$ est la fonction de transfert du modèle des surfaces de contrôle, sans dimension.

Les paramètres du modèle des surfaces de contrôle furent ainsi ajustés avec la superposition des résultats lus à l'oscilloscope et à la sortie du modèle Simulink®. Le Tableau 3.4 illustre les paramètres retenus pour le modèle final d'un servomoteur.

Tableau 3.4 Paramètres de la dynamique
d'un servomoteur Futaba® S3004

Symbol	Description	Valeur	Unité
ω_{n_s}	Pulsation propre	40	rad/s
ζ_s	Coefficient d'amortissement	1	-

Dans la modélisation de la surface de contrôle, il faut aussi tenir compte des délais induits par la conception de la carte de contrôle (*voir CHAPITRE 5*) et par la communication avec les servomoteurs. Dans notre cas ce délai pourra atteindre un maximum de 40 ms soit 2 délais unitaires dans une simulation qui aura un temps de rafraîchissement de 20 ms.

Le modèle complet incluant la dynamique d'un servomoteur, le couplage du servomoteur à la surface de contrôle et les délais dus à l'architecture de la carte de contrôle est illustré à la Figure 3.7. La fonction de lissage de la largeur d'impulsion à envoyer est aussi incluse même si elle ne sera utilisée que dans le code de la carte de contrôle au CHAPITRE 5. La réponse à l'échelon du modèle avec les paramètres des ailerons est tracée à la Figure 3.8.

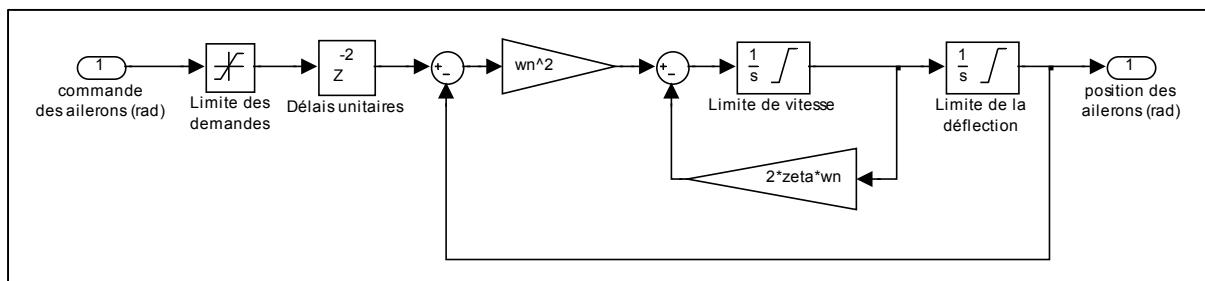


Figure 3.7 Modèle complet d'une surface de contrôle

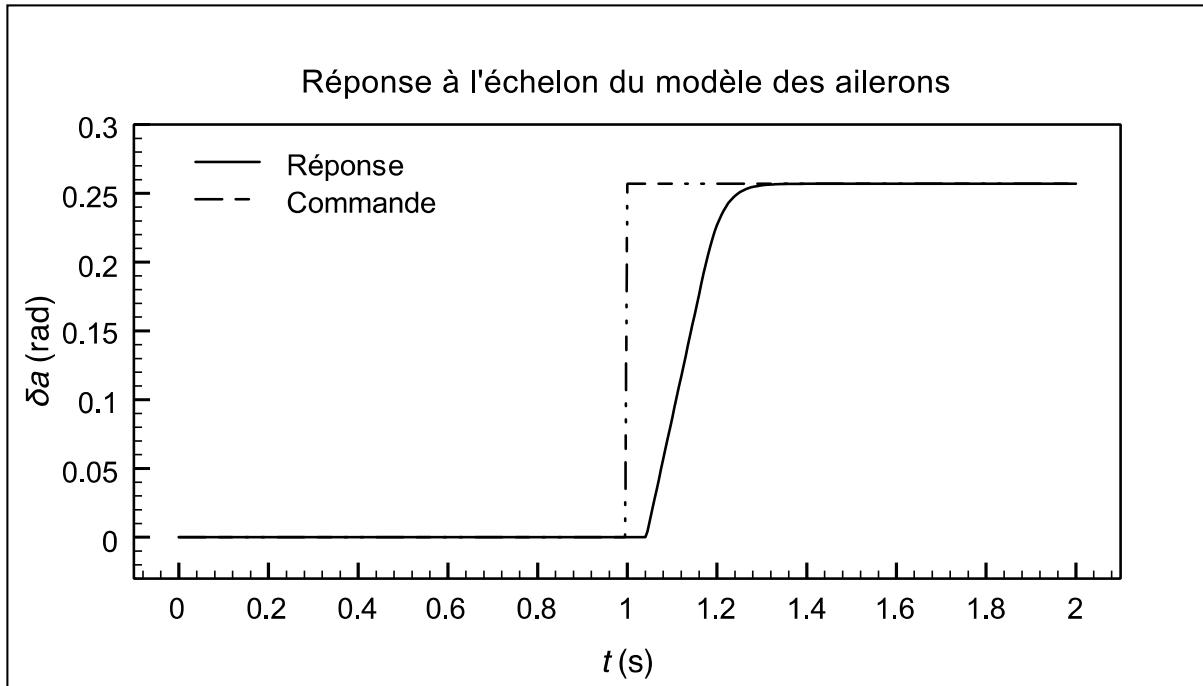


Figure 3.8 Réponse à l'échelon du modèle des ailerons

3.3 Modélisation du groupe moteur-hélice

La modélisation du groupe moteur-hélice a déjà été légèrement abordée au CHAPITRE 2. Plus précisément, ce sont les effets inertIELS de ce dernier sur le mouvement de l'avion en entier qui avaient été modélisés alors.

Le moteur utilisé est un moteur sans balais qui est en réalité une machine synchrone gérée par un variateur de vitesse électronique. Le variateur de vitesse a pour rôle d'alimenter les bonnes phases du moteur au bon moment et à la bonne polarité en fonction de la position détectée du rotor. La combinaison du variateur de vitesse et du moteur sans balais sera assimilée à un moteur à courant continu standard et la commande du variateur de vitesse sera assimilée à une variation proportionnelle de la tension d'entrée du moteur.

Notez qu'il aurait été valable de faire un modèle moins complet du moteur, mais l'avantage d'une modélisation avec la représentation électrique réside dans la possibilité d'aller plus loin et de modéliser la batterie afin d'avoir une estimation du temps vol selon différents drones, différents poids du même drone ou différentes hélices.

Avant d'aborder la modélisation, voici les paramètres connus du moteur et de sa charge (l'hélice) :

Tableau 3.5 Paramètres du moteur ElectriFly®
RimFire™ .80 50-55-500 Brushless Outrunner

Symbole	Description	Provenance	Valeur	Unité
V_m	Tension appliquée au moteur	Tension de la batterie	35	V
L_m	Inductance de l'induit du moteur	Ajustement de la réponse du modèle ³	200	mH
R_m	Résistance de l'induit du moteur, du variateur de vitesse électronique et du câblage	Ajustement de la réponse du modèle	190	mΩ
K_v	Constante de vitesse du moteur	Donnée du fabricant	52,4	rad/V.s
I_{T_X}	Moment d'inertie de la propulsion (hélice et couronne du moteur) autour de l'axe X_B	Modélisé à la section 3.1	$1,26 \times 10^{-4}$	kg.m ²
B	Coefficient de friction visqueuse causée par les roulements à bille du moteur	Mesuré avec un test à vide	$4,1 \times 10^{-6}$	N.m.s/rad

³ L'inductance et la résistance mesurée sur le moteur ne représenterait pas les algorithmes qui gèrent le variateur de vitesse, c'est pourquoi ces deux valeurs n'ont pas de signification physique dans le modèle de la propulsion. Ces paramètres ont été ajustés pour que les performances du modèle se superposent aux mesures de performance prises sur le moteur.

Ainsi du côté électrique, un courant I_m circule dans l'induit on peut donc écrire que :

$$V_m - V_{\text{emf}} = L_m \dot{I}_m + R_m I_m \quad (3.2)$$

Où :

- V_{emf} est la force contre-électromotrice générée par le moteur, en V;
- I_m est le courant circulant dans l'induit du moteur, en A;

La force contre-électromotrice est décrite par :

$$V_{\text{emf}} = \frac{\omega_{T/B}}{K_v} \quad (3.3)$$

Le couple électromagnétique appliqué sur la couronne du moteur (M_m) :

$$M_m = I_{TX} \dot{\omega}_{T/B} + B \omega_{T/B} + L_H \quad (3.4)$$

Où :

- L_H est le moment de force aérodynamique causé par la trainée de l'hélice et appliquée au moteur du drone autour de l'axe X_B , en N.m.

Pour tous les moteurs :

$$K_m = \frac{1}{K_v} \quad (3.5)$$

Où :

- K_m est la constante de couple du moteur, en N.m/A;

Ainsi le couple électromagnétique est aussi égal à :

$$M_m = K_m I_m \quad (3.6)$$

Si on remplace (3.6) dans (3.4) et qu'on passe au domaine de Laplace :

$$\omega_{T/B}(s) = \frac{K_m I_m(s) - L_H(s)}{(I_{TX}s + B)} \quad (3.7)$$

Remplaçons maintenant (3.5) dans (3.3) et le tout dans (3.2) en passant au domaine de Laplace :

$$I_m(s) = \frac{V_m(s) - \omega_{T/B}(s) K_m}{(L_m s + R_m)} \quad (3.8)$$

Un paramètre demeure encore inconnu dans l'Équation (3.7), il s'agit du moment de force aérodynamique causé par la trainée de l'hélice (L_H), une APC® 14x5N. Aussi pour compléter la modélisation du groupe hélice-moteur, il faut déterminer la fonction qui relie la poussée de l'hélice (T_X) à sa vitesse de rotation ainsi que la fonction reliant la diminution de la poussée en fonction de la vitesse du vent incident ($v_{B/A}$). Pour répondre à ces interrogations, des tests ont été effectués dans la soufflerie du Service des enseignements généraux (SEG) de l'ÉTS avec l'aide du dynamomètre appartenant au club étudiant de l'Avion Cargo. Notez que les tests ont été effectués avec un moteur à essence puisque le dynamomètre ne permet pas le montage de notre moteur électrique (*voir* Figure 3.9, 3.10, 3.11). Ceci n'influence en rien les mesures puisqu'il s'agit ici de la mesure des caractéristiques de l'hélice.

Pour compléter le modèle de la propulsion, nous pré-calculons explicitement le moment angulaire du groupe de propulsion (hélice et moteur) (H_T) et le moment de force causée par la trainée de rotation de l'hélice et son accélération (L_T) au lieu de les calculer implicitement dans l'Équation (2.42) :

$$H_T = I_{TX} \omega_{T/B} \quad (3.9)$$

$$L_T = -(L_H(\omega_{T/B}) + I_{TX} \dot{\omega}_{T/B}) \quad (3.10)$$

Où :

- H_T est la norme du moment angulaire du groupe de propulsion (hélice et moteur) par rapport au référentiel corps du drone, en $\text{kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}$;
- L_T est la norme du moment de force causé par la trainée de rotation de l'hélice et l'accélération de celle-ci, appliqué au moteur du drone autour de l'axe X_B , en N.m.

Finalement, nous calculons le paramètre d'avancement de l'hélice (*advance ratio*). Celui-ci sera utilisé plus tard pour situer les effets aérodynamiques de l'hélice sur le corps du drone :

$$P_{av} = \frac{v_{B/A}}{\omega_{T/B} \cdot d} \quad (3.11)$$

Où :

- P_{av} est le paramètre d'avancement de l'hélice, sans unité;
- d est le diamètre de l'hélice, en m.

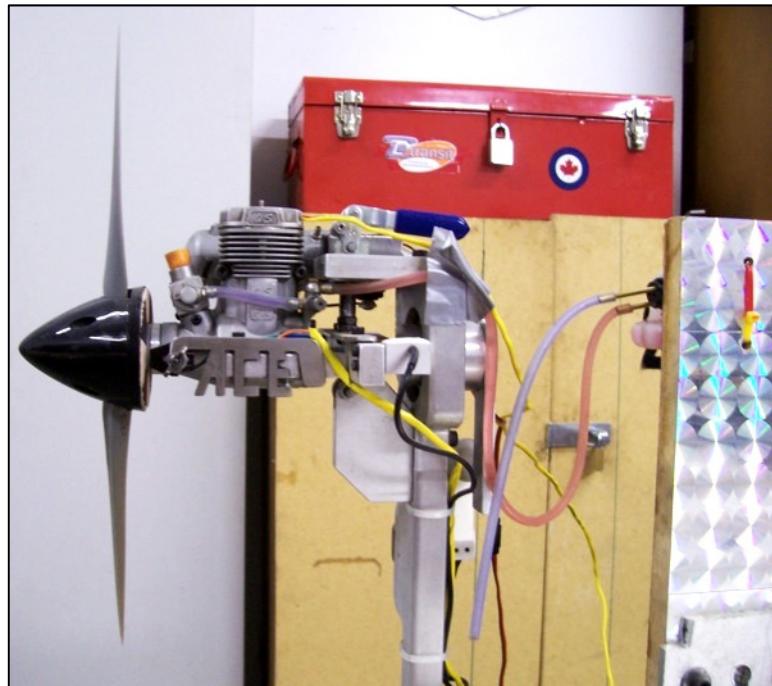


Figure 3.9 Vue d'ensemble du banc d'essais moteur



Figure 3.10 Gros plan sur la cellule de charge qui mesure le moment causé par la trainée de l'hélice

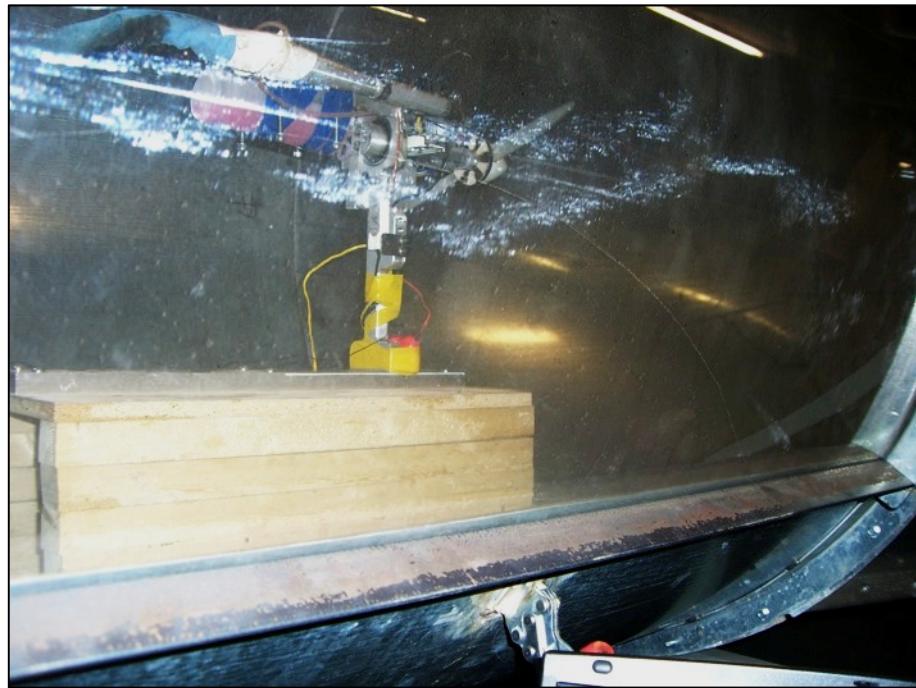
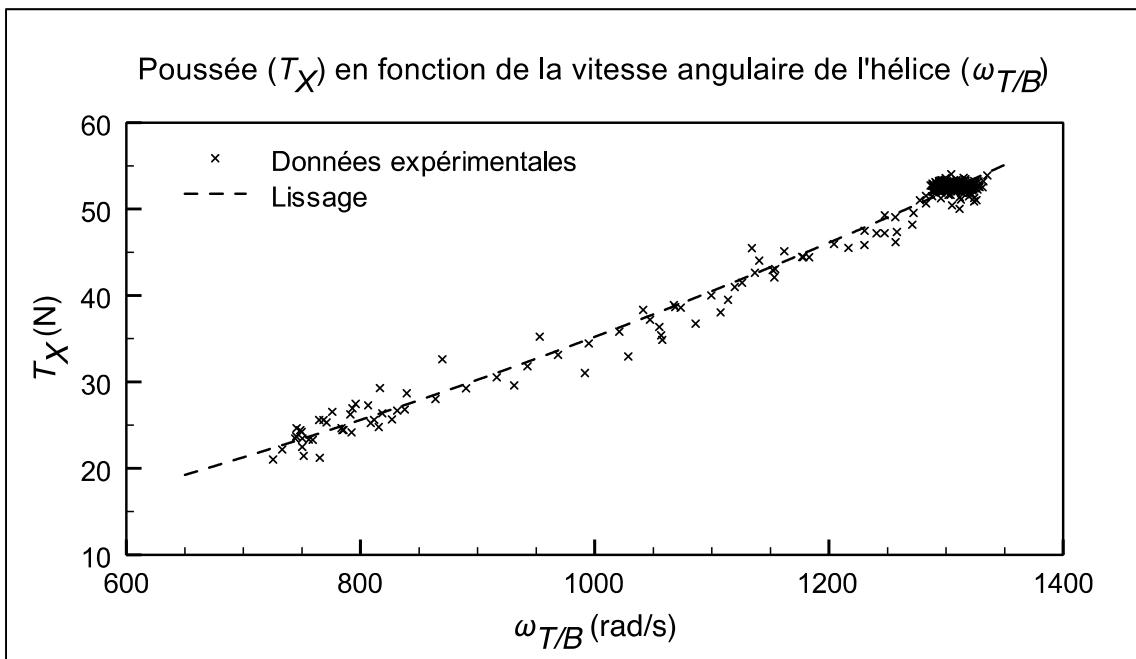
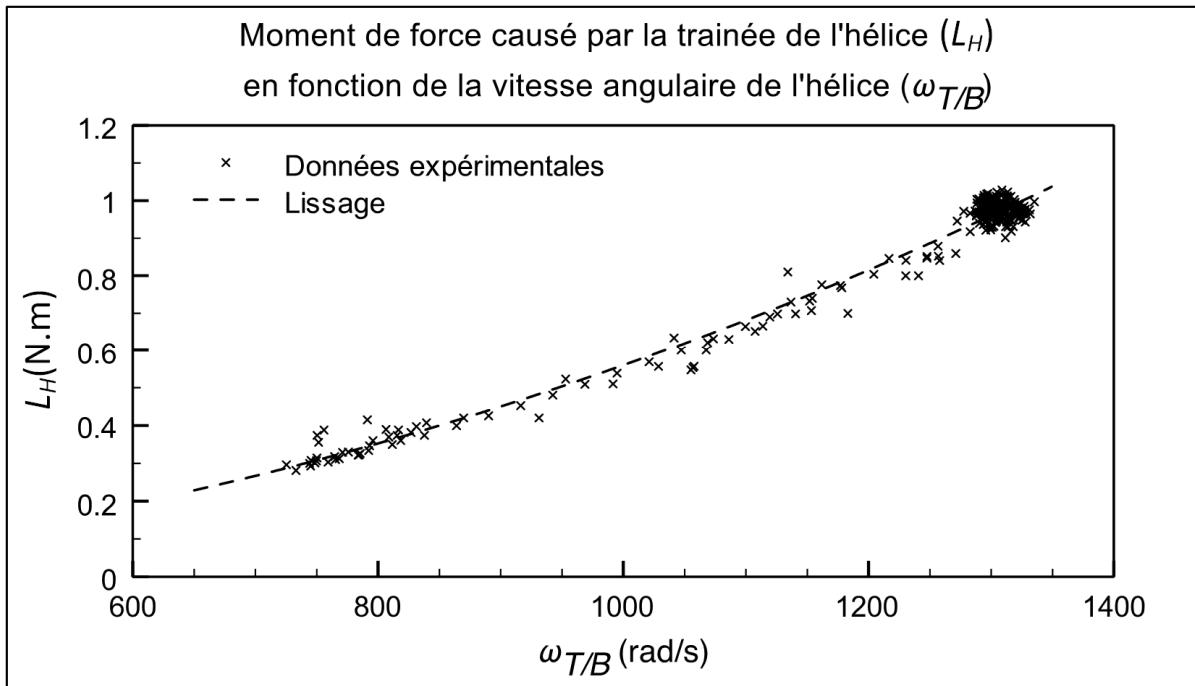


Figure 3.11 Essais dans la soufflerie du SEG



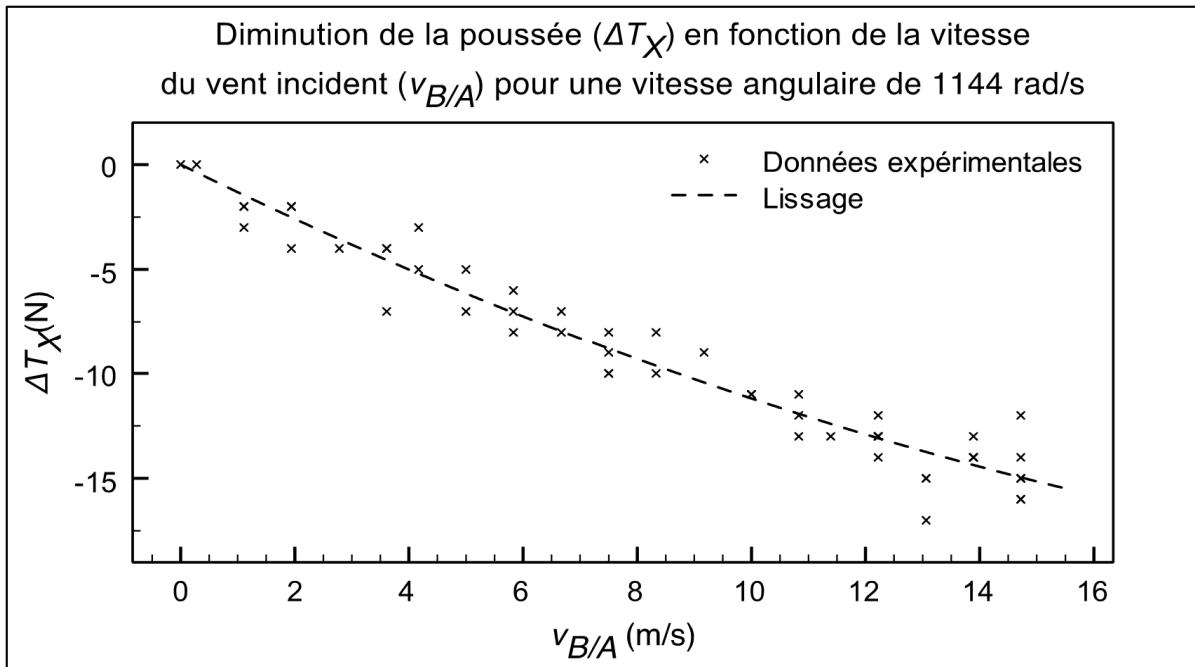
$$\text{Équation du lissage : } T_X = 1,606 \times 10^{-5} \omega_{T/B}^2 + 1,916 \times 10^{-2} \omega_{T/B}, R^2 = 0,9835$$

Figure 3.12 Poussée en fonction de la vitesse angulaire de l'hélice



$$\text{Équation du lissage : } L_H = 5,963 \times 10^{-7} \omega_{T/B}^2 - 3,629 \times 10^{-5} \omega_{T/B}, R^2 = 0,9777$$

Figure 3.13 Couple en fonction de la vitesse angulaire de l'hélice



$$\text{Équation du lissage : } \Delta T_X = 0,0219 v_{B/A}^2 - 1,338 v_{B/A}, R^2 = 0,9426$$

Figure 3.14 Diminution de la poussée en fonction de la vitesse d'un vent incident pour une vitesse angulaire de l'hélice de 1144 rad/s (soit 10 925 rotations par minute (RPM))

Les équations (3.7) et (3.8), et les données des Figures 3.12 à 3.14, sont assemblées dans le diagramme bloc illustré à la Figure 3.15 :

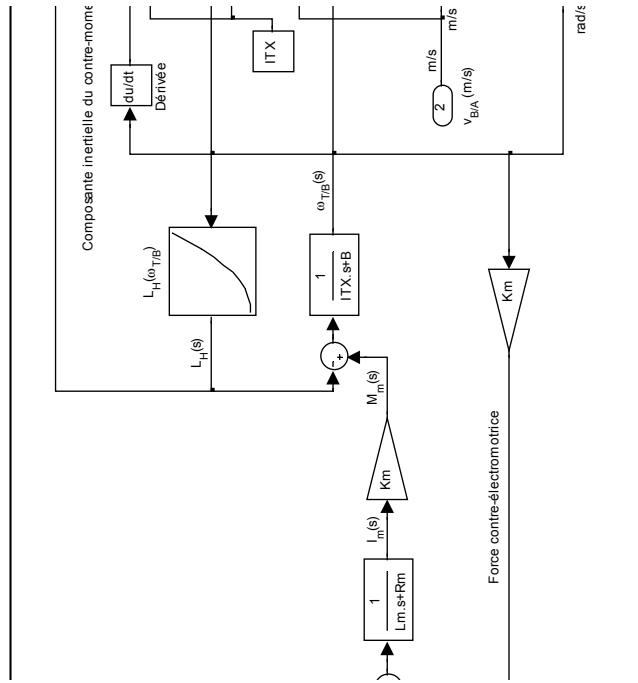


Figure 3.15 Modèle dynamique complet du groupe moteur-hélice

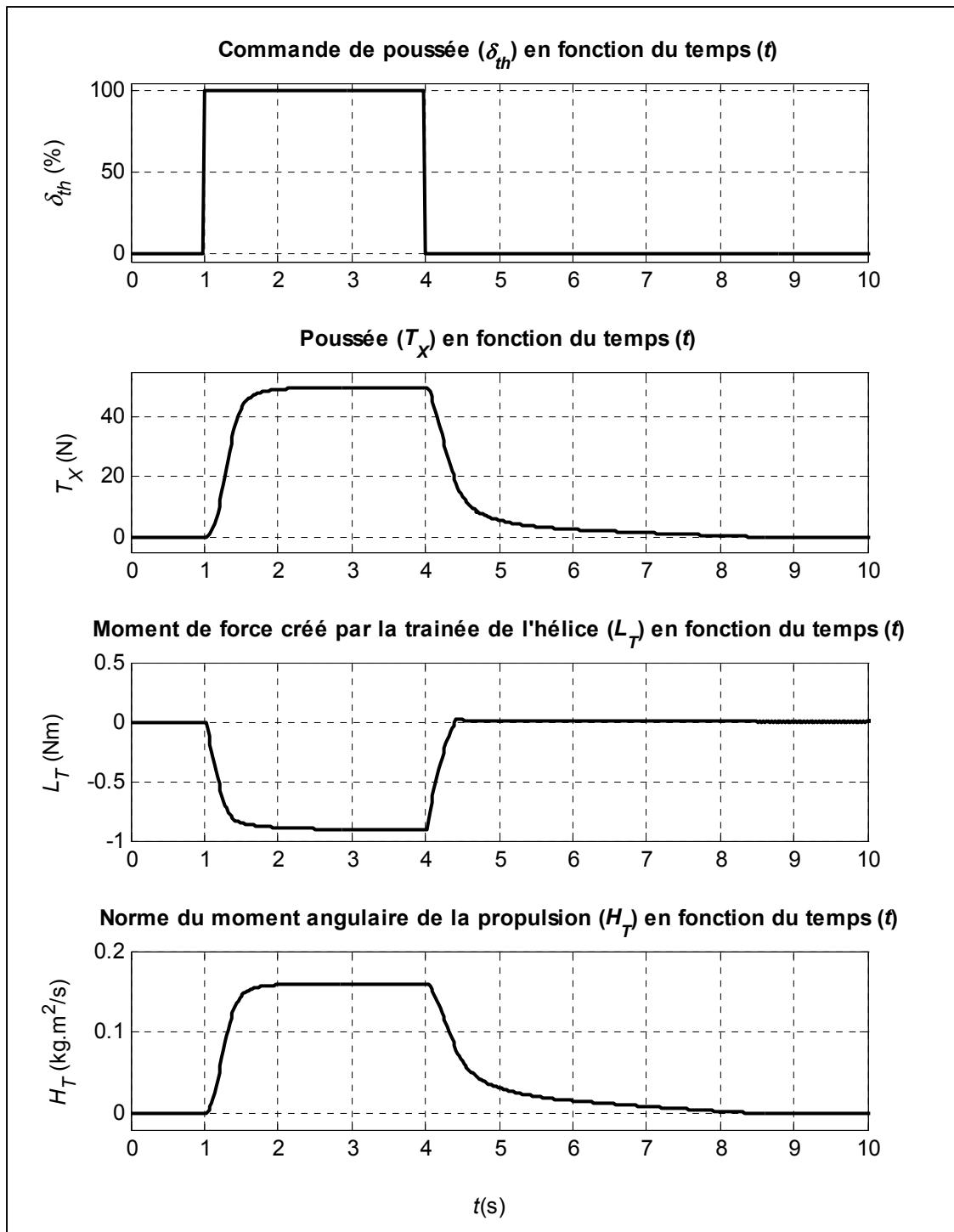


Figure 3.16 Réponse à l'échelon des différentes variables de sortie du modèle de la propulsion, sauf le paramètre d'avancement

La Figure 3.16 représente la réponse à l'échelon des différentes variables de sortie du modèle de la propulsion à l'exception du paramètre d'avancement. Notez l'effet de l'inertie et de la trainée de l'hélice dans la réponse à l'échelon descendant.

3.4 Identification du modèle aérodynamique

L'identification du modèle aérodynamique a été confiée à M. Samuel Courchesne, lui aussi candidat à la maîtrise en génie, concentration génie aérospatial. Son baccalauréat en génie mécanique l'a mieux préparé que l'auteur de ces lignes pour cette tâche importante et très longue.

L'approche préconisée par M. Courchesne fut l'application en première approximation de la Méthode du Réseau de Tourbillons (MRT) (*Vortex lattice method*) en utilisant le logiciel *Tornado* écrit sur MATLAB® par Melin (2000) pour sa thèse de maîtrise au *Royal Institute of Technology* (KTH) de Stockholm. Après la génération d'un ensemble complet de données aérodynamiques, l'application de méthodes d'identifications en vol devait assurer un niveau de précision élevé.

Au cours de recherches non-reliées au modèle aérodynamique, l'auteur de ces lignes est tombé sur un article intéressant de la NASA : (voir Owens, Cox et Morelli (2006)). Dans cet article, il était question d'un drone d'environ la même taille et configuration que le nôtre : le *Free-Flying Aircraft for Subscale Experimental Research* (FASER), un *Ultra Stick 120*. Il était aussi question de tests très poussés en soufflerie pour extraire le modèle aérodynamique complet de ce drone. Après quelques recherches infructueuses, l'idée de trouver le modèle en question dans cet article pour le comparer à celui qui était en cours d'élaboration fut abandonnée.

Plus récemment, par manque de temps et de succès lors des essais en vol, les recherches du modèle aérodynamique du FASER furent ravivées. C'est alors que l'auteur de ces lignes a trouvé un article par Murch et al. (2011) qui l'a dirigé à l'adresse internet du groupe de

recherche sur les drones de l'université du Minnesota⁴. À cette adresse, il apprit que le FASER et son modèle aérodynamique avaient été gracieusement offerts à l'université à condition de garder le modèle aérodynamique ouvert à la communauté scientifique. En effet, le modèle était disponible pour le téléchargement, il fut donc téléchargé. Les quelques 9 950 coefficients aérodynamiques ont été extraits pour être intégrés à la simulation non-linéaire déjà existante. De manière subjective, le nouveau modèle aérodynamique se comportait beaucoup plus comme notre drone que le modèle issu du travail avec la méthode du réseau de tourbillon. En effet, puisqu'il s'agit d'un modèle expérimental des interactions importantes mais impossible à modéliser grâce à la méthode du réseau de tourbillon sont incluses dans le modèle. Par exemple, l'influence du fuselage et son interaction avec l'aile et l'empennage est très importante pour les caractéristiques latérales mais impossibles à modéliser avec la méthode du réseau de tourbillons. Il en va de même pour l'influence de la propulsion et du sillage de l'aile sur l'efficacité des surfaces de contrôles de l'empennage. De plus, le modèle demeure valide pour tous les angles testés et reflète parfaitement le comportement d'un avion réel, le *Ultra Stick 120*. C'est pourquoi ce modèle a été la base du modèle aérodynamique de la MOUETS. Ainsi en partant du modèle du FASER, les caractéristiques propres à la MOUETS furent ajoutées. Au final, c'est ce modèle constitué à partir de plusieurs méthodes différentes qui fut utilisé pour les tests en vol du CHAPITRE 7.

3.4.1 Méthode du réseau de tourbillons

Melin (2000, p. 7) nous offre une bonne explication de la méthode du réseau des tourbillons et de ses limitations, en voici un résumé.

L'air qui frappe les surfaces d'un avion forme des forces qui peuvent être assimilées à des forces de pression et de friction agissant sur chacune des surfaces infinitésimales de l'avion en contact avec l'air. La force résultante sur l'avion complet peut donc être retrouvée en

⁴ <http://www.uav.aem.umn.edu/>

intégrant les forces infinitésimales distribuées sur la surface complète de l'avion (voir Figure 3.17).

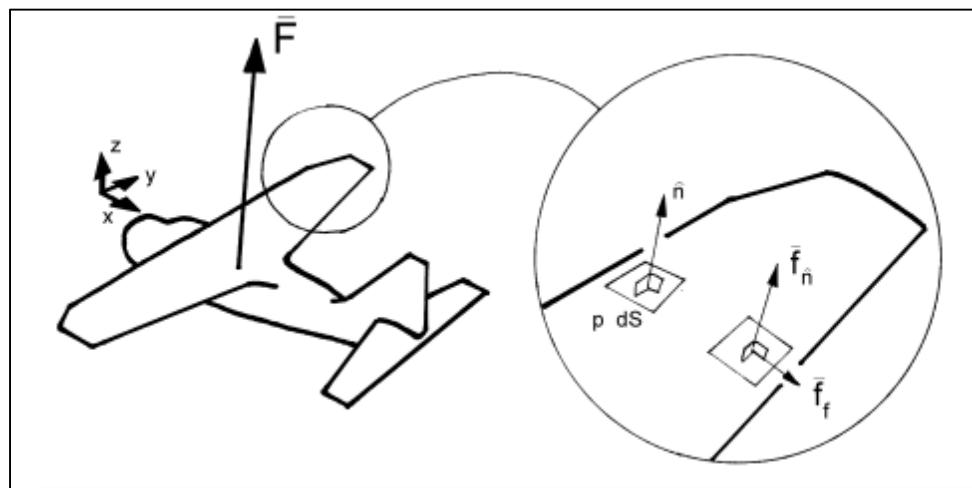


Figure 3.17 Forces de pression et forces tangentielles sur un avion
Tirée de Melin (2000, p. 7)

Les forces de pression sont décrites par le théorème de Bernouilli en considérant que le fluide est incompressible (valide pour des vitesses très inférieures à la vitesse du son), que l'écoulement est laminaire, que le fluide n'est pas visqueux et que l'on néglige les transferts de chaleur. Dans la réalité, les conditions de vol de la MOUETS ne sont pas aussi parfaites, mais il est quand même possible de considérer que l'écoulement est laminaire sur la majorité de la surface de l'aile quand l'angle d'attaque est faible, que le fluide est incompressible et que les transferts de chaleur sont négligeables.

La viscosité de l'air est par contre importante pour tenir compte de la trainée de friction du drone. En effet, au niveau microscopique, l'air situé près de la surface du drone est stationnaire par rapport au drone. À mesure que l'on s'éloigne de la surface du drone, la vitesse tangentielle à la surface augmente jusqu'à devenir constante avec le reste de l'écoulement. Cette zone constitue ce qu'on appelle la couche limite, comme montré dans la

Figure 3.18. C'est le ralentissement de l'air près de la surface et le frottement entre les différentes couches d'air qui créent les forces de friction sur l'avion.

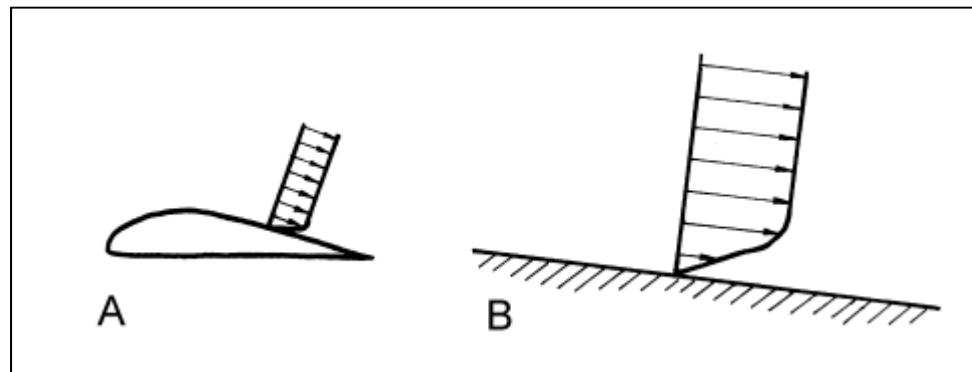


Figure 3.18 La couche limite sur une aile d'avion
Tirée de Melin (2000, p. 8)

Dans le cas de la méthode du réseau de tourbillon, les forces de friction ne sont pas calculées et seules les forces de pression sont considérées. De plus, les résultats de cette méthode ne sont valides que dans le domaine linéaire de l'aérodynamique (*voir* la Figure 3.19).

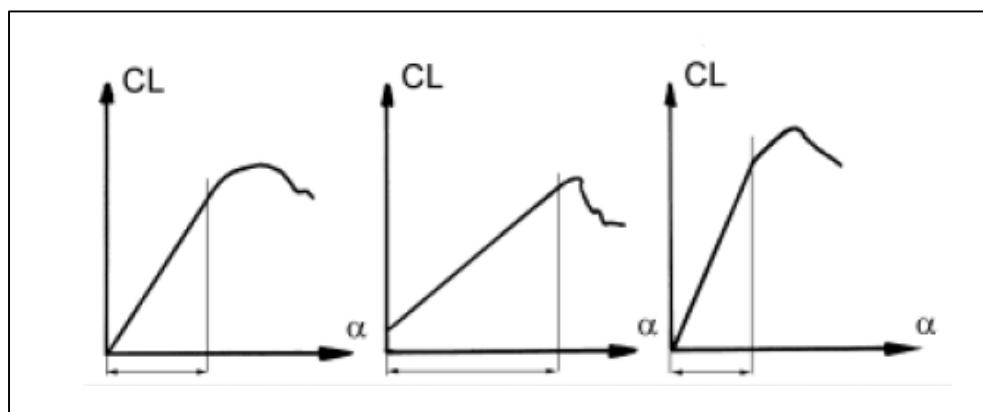


Figure 3.19 Domaine linéaire de trois ailes différentes
Tirée de Melin (2000, p. 9)

De plus, la méthode du réseau de tourbillon n'est valide seulement que pour des surfaces portantes minces telles que l'aile et les empennages vertical et horizontal.

Les recherches sur le sujet datent de longtemps, d'après l'auteur John DeYoung (*voir Langley Research Center (1976, p. 7)*) la première mention du terme : méthode du réseau de tourbillon date de 1943. Le modèle mathématique de la méthode moderne, utilisée par le logiciel *Tornado*, consiste à diviser la surface étudiée en un nombre de petits panneaux. Chaque petit panneau comporte un ensemble de lignes de tourbillons (vortex) arrangées en forme de fer à cheval (*voir Figure 3.20*).

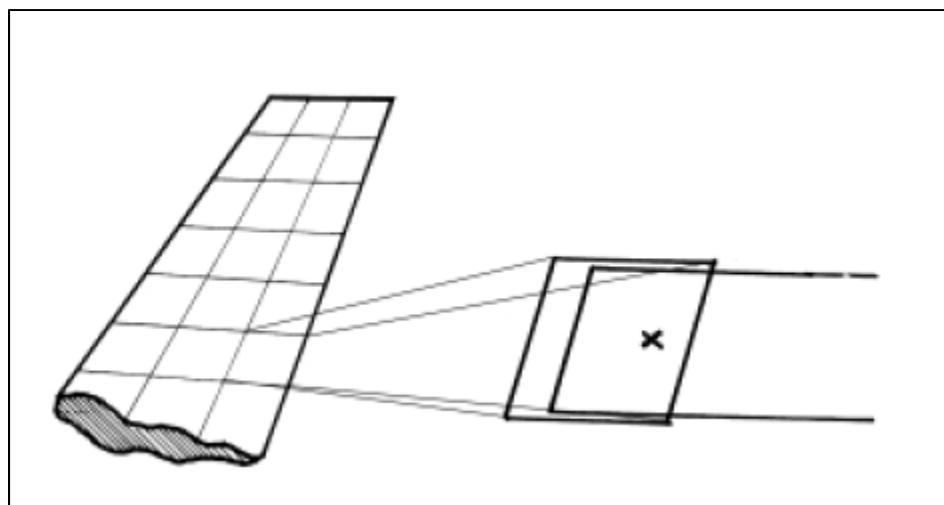


Figure 3.20 La méthode du réseau de tourbillons
Tirée de Melin (2000, p. 13)

L'influence de chacun des petits panneaux sur chacun des autres panneaux est calculée à l'aide de la loi de Biot-Savart et une solution pour l'intensité des tourbillons de chacun des panneaux est calculée. La portance et la trainée induite de chaque panneau peuvent ensuite être calculées à l'aide de la loi de Kutta-Jukovski et additionnées afin de retrouver la solution globale pour les surfaces étudiées.

La Figure 3.21, illustre la distribution de la pression sur les surfaces étudiées de la MOUETS lors d'un test pour le travail de M. Courchesne.

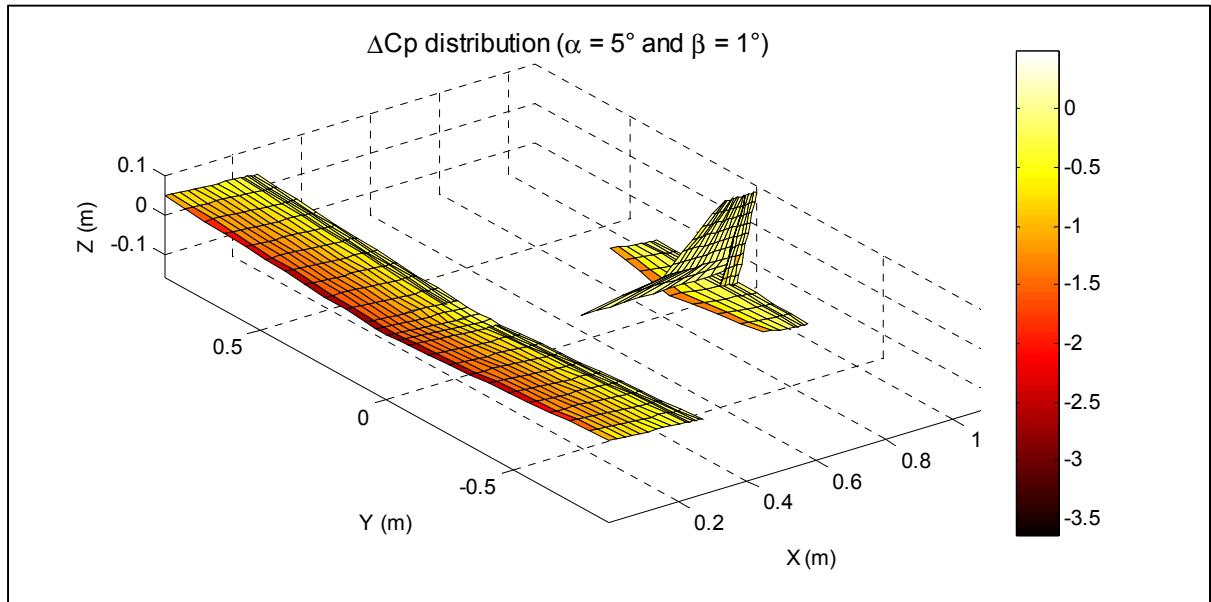


Figure 3.21 Distribution de la pression sur les surfaces portantes du drone MOUETS pour un angle d'attaque de 5 degrés et un angle de dérapage de 1 degré

3.4.2 Identification en vol

Le but de l'identification en général est de fournir une corrélation entre les commandes à l'entrée d'un système et les sorties résultantes. Pour un avion, cela peut être fait à l'aide de modèles mathématiques créés à partir de calculs théoriques, de tests en soufflerie ou finalement à partir de données de tests en vol. Ces derniers sont en effet nécessaires à la fois pour vérifier les données issues des méthodes théoriques et des tests en soufflerie, et parce que beaucoup de situations en vol ne peuvent être créées avec précision dans une soufflerie, ni simulées à l'aide de méthodes numériques. Plusieurs méthodes d'identification sur les données de vol existent (dans le domaine temporel et fréquentiel), en voici quelques-unes du domaine temporel tirées des livres de Klein et Morelli (2006) et de Jategaonkar (2006, p. 79). Dans tous les cas, l'identification des paramètres assume le système comme étant linéaire et est effectuée autour d'un point d'équilibre.

3.4.2.1 Méthode de minimisation de l'erreur de sortie

La méthode de minimisation de l'erreur de sortie, ou *Output Error Method* (OEM), est la plus utilisée des méthodes d'identification de paramètres aérodynamiques dans le domaine temporel (Jategaonkar (2006, p. 79)). Elle fait partie de la famille des méthodes d'estimation par maximum de vraisemblance (*maximum likelihood method*). Cette méthode assume que le bruit de procédé est négligeable et que les mesures ne sont corrompues que par du bruit additif seulement (voir Wypyszynski (2009, p. 10)). Les paramètres du modèle sont ajustés itérativement pour diminuer l'erreur entre les mesures recueillies sur le système réel et la réponse du modèle. Les méthodes d'optimisation pour y arriver incluent : Gauss-Newton, Gauss-Newton à variable liée et Levenberg-Marquardt. Le principal problème de cette méthode est de déterminer les valeurs de départ de l'algorithme afin qu'il ne coince pas à un minimum ou un maximum local.

3.4.2.2 Méthode des moindres carrés

La méthode des moindres carrés consiste à estimer les paramètres aérodynamiques à partir des données de vols en minimisant la somme des carrés des erreurs entre le paramètre estimé et la donnée de vol. Pour y arriver, il suffit de calculer après le test en vol, les forces et les moments agissants sur l'avion à partir des données de vol comme les accélérations et les vitesses angulaires de l'avion. À partir de ces forces et moments, les coefficients adimensionnels sont déterminés. On choisit ensuite un coefficient à étudier et on forme un vecteur z avec toutes les valeurs d'intérêts mesurés en vol. Ensuite, on détermine quelles sont les mesures qui ont une incidence sur le coefficient que l'on désire déterminer. Ensuite, on bâtit une matrice H (voir Wypyszynski (2009, p. 11)) qui comprend ces mesures dans les vecteurs colonnes de H et des 1 comme première colonne. Par exemple, si z est remplie avec les coefficients C_M mesurés avec une erreur aléatoire et une variance constante et que les mesures d'intérêts sont α , q et δ_e , alors les valeurs estimées de C_{M_0} , C_{M_α} , C_{M_q} et $C_{M_{\delta_e}}$ (voir

l'Équation (2.55)) se retrouveront respectivement dans les rangées du vecteur $\hat{\theta}$ et l'estimateur des moindres carrés s'écrira :

$$\hat{\theta} = (H^T H)^{-1} H^T z \quad (3.12)$$

Une description complète des mathématiques derrière la méthode des moindres carrés est disponible dans les livres de Klein et Morelli (2006) et de Jategaonkar (2006, p. 177). Cette méthode a l'avantage d'être très facile d'utilisation. Par contre, elle demande des mesures d'une grande précision si on veut atteindre le même degré de précision dans les paramètres estimés que pour la méthode de minimisation de l'erreur de sortie. C'est cette méthode qui est utilisée par M. Courchesne pour le raffinement du modèle aérodynamique de la MOUETS.

3.4.2.3 Manœuvres en vol

Plusieurs manœuvres peuvent être utilisées pour exciter le mouvement du drone et ainsi permettre l'identification des paramètres aérodynamiques. Voici les principales (*voir Wypyszynski (2009, p. 44)*) :

3.4.2.3.1 Doublet

Un doublet consiste en deux échelons sur la commande d'égale amplitude, mais de signes opposés. La période d'un doublet dépend de la fréquence ciblée par le test. Il est donc nécessaire de savoir quelles fréquences on veut cibler.

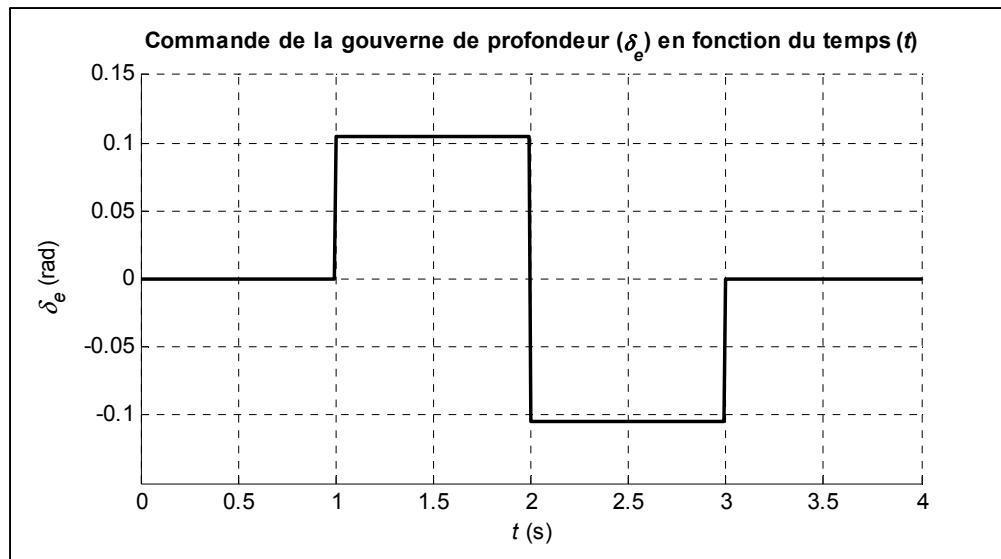


Figure 3.22 Doublet de six degrés d'amplitude à l'aide de la gouverne de profondeur

3.4.2.3.2 Doublet multi-étapes

Similaire au doublet, il compte, comme son nom l'indique, plusieurs étapes. Il requiert moins de connaissances des fréquences à étudier dans le système. Le type le plus commun est le 3-2-1-1, illustré à la Figure 3.23.

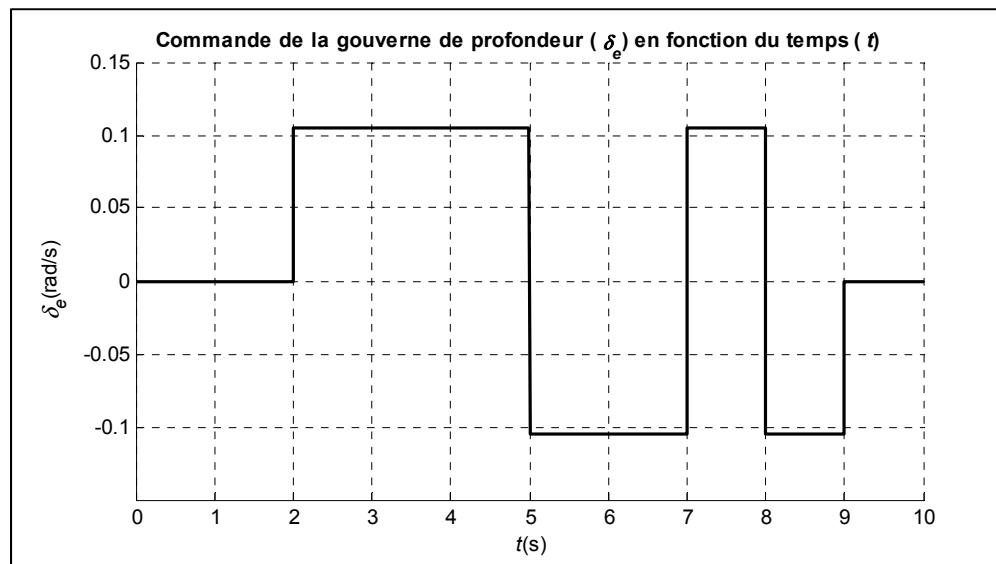


Figure 3.23 Doublet 3-2-1-1 de six degrés d'amplitude à l'aide de la gouverne de profondeur

3.4.2.3.3 Balayage fréquentiel

Un balayage fréquentiel est très utile pour les systèmes où il y a peu ou pas d'information *a priori*. Le balayage de fréquence est idéalement une onde sinusoïdale ou carrée avec une fréquence qui augmente avec le temps (*voir* la Figure 3.24).

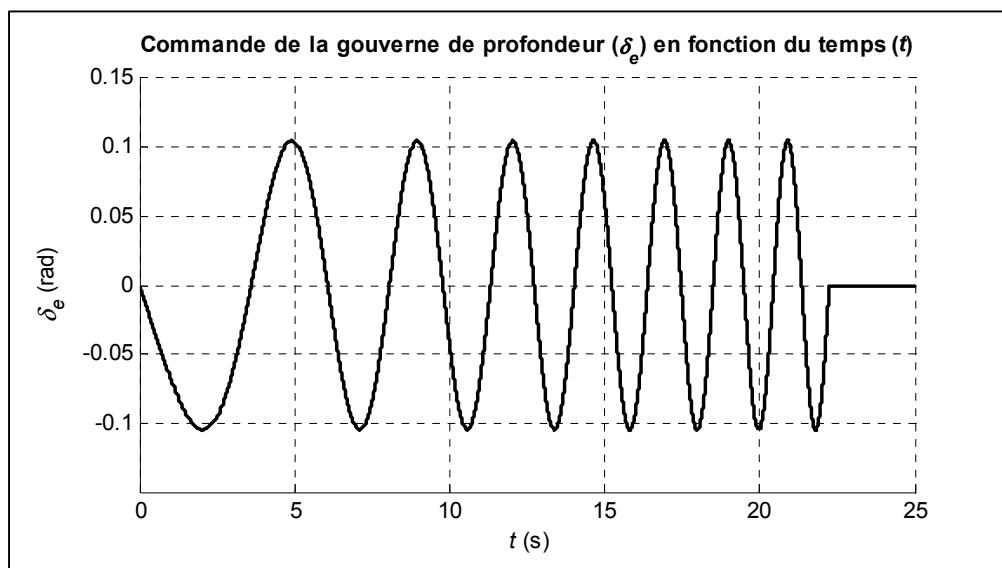


Figure 3.24 Balayage fréquentiel de six degrés d'amplitude à l'aide de la gouverne de profondeur

3.4.3 Modèle aérodynamique du FASER

Tel qu'expliqué au début de la section 3.4, c'est le modèle aérodynamique du FASER qui fut retenu comme base de notre première estimation des coefficients aérodynamiques de la MOUETS.



Figure 3.25 Le drone FASER de la NASA
Tirée de Owens, Cox et Morelli (2006, p. 2)

Les auteurs Morelli et DeLoach (2003, p. 4) décrivent les procédures expérimentales utilisées dans le développement du modèle aérodynamique du FASER. Ce dernier fut testé directement dans une soufflerie à la vitesse de vol nominale afin d'éviter les effets d'échelle. La balance à six degrés de liberté de la soufflerie fut attachée au centre de masse du drone pour des mesures fiables.

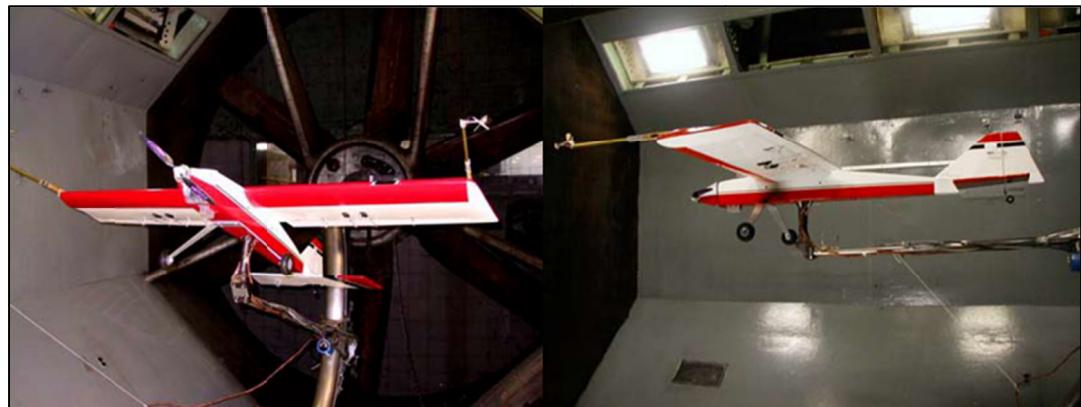


Figure 3.26 Le FASER dans la soufflerie basse vitesse de 12 pieds au centre de recherche de la NASA à Langley
Tirée de Morelli et DeLoach (2003, p. 12)

La position des surfaces de contrôle et la commande du moteur furent contrôlées automatiquement à partir de l'ordinateur gérant l'expérience grâce à une interface spécialement conçue à cet effet. Les angles d'attaque et de dérapage ont été ajustés à l'aide des servomécanismes du support mobile de l'avion dans la soufflerie. Fait intéressant à noter, malgré l'expertise des auteurs et de l'équipe du centre de recherche de la NASA à Langley (*NASA Langley Research Center*) et le niveau d'automatisation du processus, la seule étape de la collecte des données dans la soufflerie a pris plus de quatre semaines à réaliser.

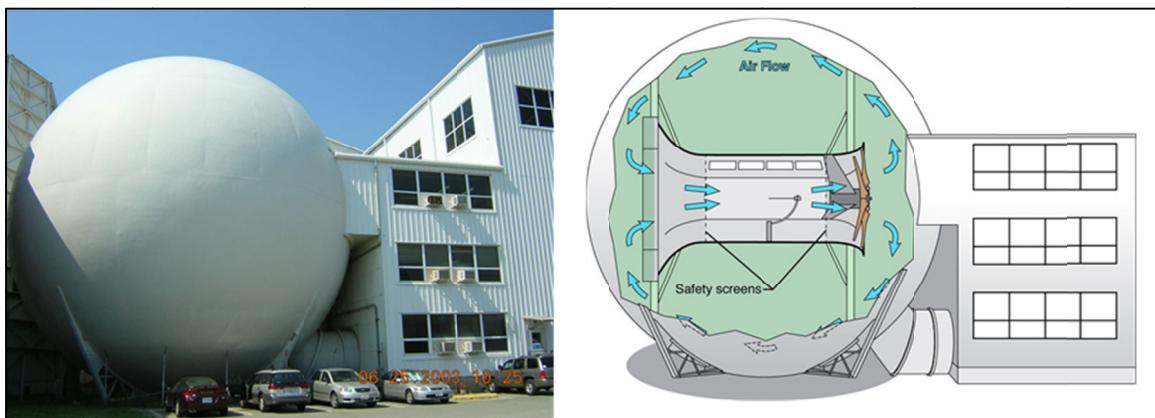


Figure 3.27 La soufflerie basse vitesse de 12 pieds au centre de recherche de la NASA à Langley
Tirée de National Aeronautics and Space Administration (2011)

Une fois les données expérimentales amassées, la procédure normale implique de déterminer les paramètres aérodynamiques à l'aide de la méthode des moindres carrés telle que décrite dans la section 3.4.2.2. Dans le cas présent, les chercheurs ont utilisé une autre méthode : la technique de modélisation non-linéaire multidimensionnelle orthogonale (*nonlinear multivariate orthogonal modeling technique*). Cette technique a pour avantage de donner à l'analyste des indices pour déterminer la structure appropriée du modèle aérodynamique, à savoir quelles variables indépendantes utiliser pour la modélisation d'un paramètre donné.

3.4.3.1 Adaptation du modèle à la MOUETS

La première grande différence entre le FASER et la MOUETS est le profil de l'aile. Le FASER utilise un profil symétrique qui produit moins de portance que le profil de la MOUETS. Le contour du profil de la MOUETS fut tracé au crayon, puis scanné. Ensuite avec un logiciel de dessins les mesures ont été prises afin de créer le fichier (*.dat) standard du profil. Ce fichier est utile pour analyser une aile créée à partir de ce profil dans les logiciels *Tornado* ou *XFLR5* par exemple. Il est aussi utile pour comparer le profil à des profils connus de la base de données de l'*University of Illinois at Urbana-Champaign (UIUC) Applied Aerodynamics Group (2011)* pour essayer de trouver des données expérimentales sur ces profils. Après plusieurs recherches, il fut découvert que le profil du NexSTAR (la plateforme expérimentale de la MOUETS) est un mélange propriétaire de deux profils différents (Hobbico (2011)), ce qui rend la recherche plus difficile. Les recherches ont cependant révélé que le profil ressemblait beaucoup au profil U.S.A.-35A (*University of Illinois at Urbana-Champaign (UIUC) Applied Aerodynamics Group (2011)*) (voir Figure 3.28) :

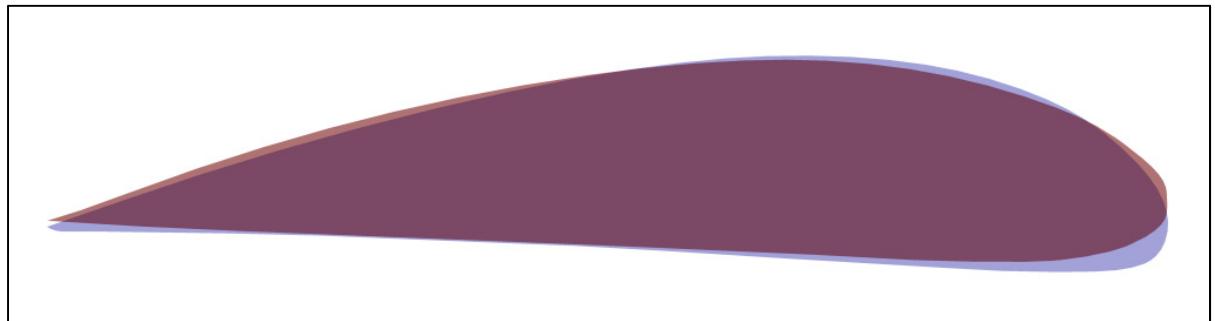


Figure 3.28 Comparaison du profil du NexSTAR (en rouge) avec le U.S.A.-35A (en bleu et plus cambré)

Les données du profil USA35A ont été trouvées dans le NACA Report Numéro 233 de Munk et Miller (1927, p. 77). Pour choisir les bonnes données, il faut connaître notre nombre de Reynolds et notre allongement d'aile (*aspect ratio*).

Le nombre de Reynolds est défini ainsi par Lennon (1996, p. 7) :

$$Re = \frac{v_{B/A} \cdot \bar{C}}{\nu} \quad (3.13)$$

Où :

- ν est la viscosité cinétique du fluide ($15,6 \times 10^{-6}$ pour l'air à 25°C), en m^2/s ;

Dans notre cas le nombre de Reynolds pour un vol à vitesse nominale (25m/s) serait donc : 430 000 Re.

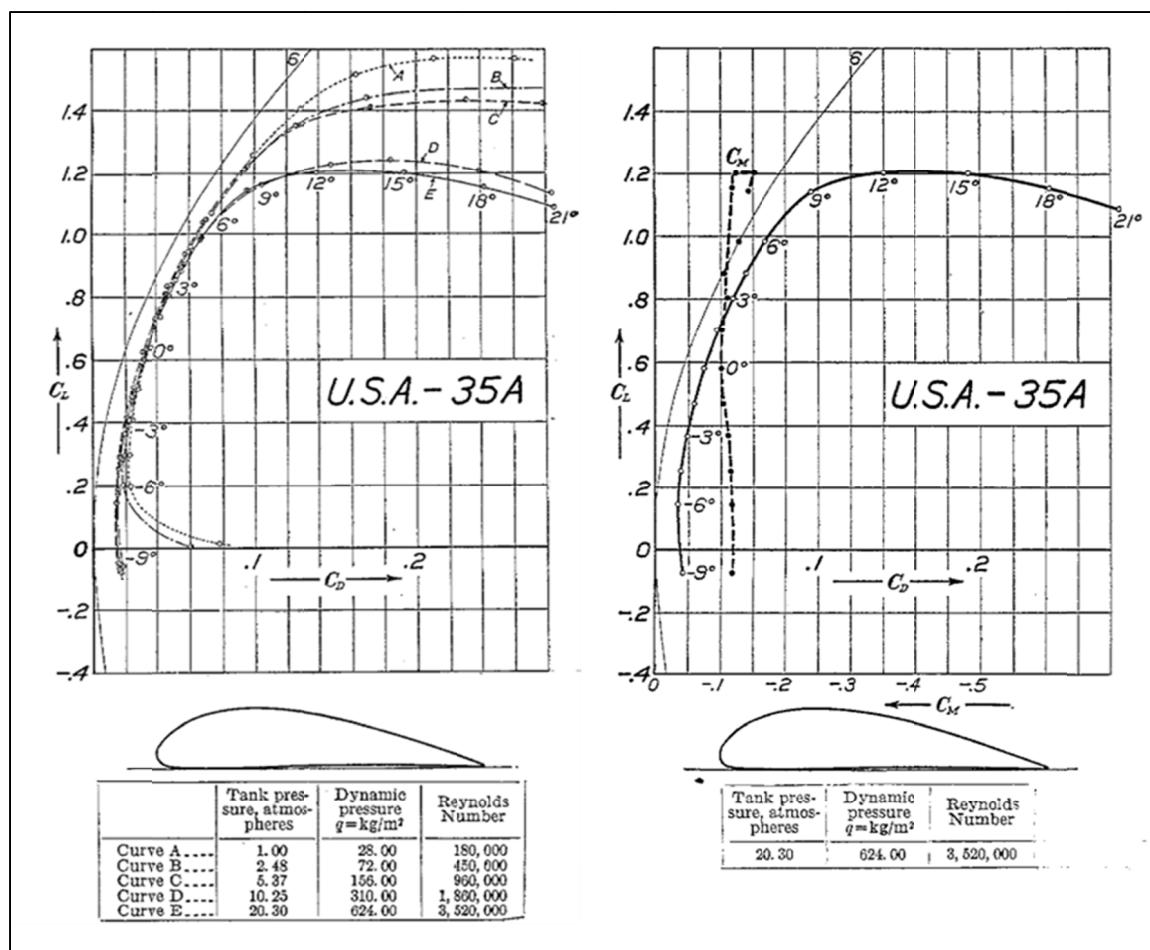


Figure 3.29 Courbes polaires du profil U.S.A.-35A
pour les conditions de vol de la MOUETS
Tirée de Munk et Miller (1927, p. 84)

L'allongement d'aile est défini ainsi par Lennon (1996, p. 7) :

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3.14)$$

Dans notre cas l'allongement d'aile est donc de 6,6.

La Figure 3.29 illustre la courbe polaire du profil U.S.A.-35A pour une aile dans un écoulement d'un nombre de Reynolds de 450 000 avec un allongement d'aile de 6 et la seule courbe du coefficient de moment piqueur disponible qui est prise pour un nombre de Reynold de 3 520 000. Les valeurs numériques apparaissent dans les tableaux de données à la Figure 3.30.

[Airfoil section, U. S. A. 35 A; model No., 17; span, 30 inches (76.2 centimeters); chord, 5 inches (12.7 centimeters); area, 0.0968 m ² ; aspect ratio, 6]				[Airfoil section, U. S. A. 35 A; model No., 17; span, 30 inches (76.2 centimeters); chord, 5 inches (12.7 centimeters); area, 0.0968 m ² ; aspect ratio, 6]			
Angle of attack	Dynamic pressure	Lift coefficient	Drag coefficient	Angle of attack	Dynamic pressure	Lift coefficient	Moment coefficient ¹
Degrees	<i>q</i> , kg/m ²	<i>C_L</i>	<i>C_D</i>	Degrees	<i>p</i> , kg/m ²	<i>C_L</i>	<i>C_D</i>
-9.0	72.4	0.003	0.0612	-9.0	629	-0.075	0.0168
-6.0	72.6	.200	.0190	-6.0	637	.146	.0142
-4.5	72.9	.298	.0202	-4.5	638	.252	.0162
-3.0	72.5	.408	.0234	-3.0	632	.365	.0196
-1.5	71.8	.515	.0281	-1.5	630	.468	.0240
0.0	71.8	.629	.0337	0.0	612	.586	.0304
1.5	71.8	.739	.0414	1.5	617	.692	.0378
3.0	71.8	.844	.0491	3.0	617	.798	.0468
4.5	71.8	.945	.0600	4.5	631	.884	.0564
6.0	71.8	1.047	.0701	6.0	631	.984	.0677
9.0	71.8	1.213	.0950	9.0	630	1.142	.0958
12.0	71.3	1.359	.1253	12.0	627	1.203	.1399
15.0	71.3	1.445	.1670	15.0	615	1.201	.1934
18.0	71.3	1.486	.3620	18.0	617	1.152	.2424
21.0	71.1	1.480	.4110	21.0	616	1.097	.2877

Average temperature, 22° C.; average tank pressure, 2.48 atmospheres; average Reynolds Number, 450,000.

¹ Moments taken about a point at 25 per cent of the chord.

Average temperature, 40° C.; average tank pressure, 20.3 atmospheres; average Reynolds Number, 3,520,000.

Figure 3.30 Tableaux de données des courbes polaires de la Figure 3.29
Tirée de Munk et Miller (1927, p. 77 et 78)

Pour remplacer les données du FASER avec celles issues de ces rapports, il manque des dimensions. En effet, l'influence de la propulsion et de l'angle de dérapage est décrite dans les tables du FASER. De même que le comportement après le décrochage. De notre côté, aucune nouvelle donnée valable n'est disponible pour compléter ce vide d'information. Ainsi, pour adapter le modèle du FASER à la MOUETS nous effectuons une mise à l'échelle des coefficients déjà existants du FASER pour que la courbe avec un angle de dérapage nul et l'influence minimum de la propulsion se superpose avec celle issue de la courbe expérimentale du profil U.S.A. 35A. En effet à partir de l'expérience de l'auteur de ces lignes, mieux vaut utiliser des données expérimentales accompagnées d'estimations éclairées (traduction libre du terme technique *guesstimates*) plutôt que des données complètement théoriques qui sont souvent trop optimistes.

Ensuite, les coefficients d'amortissement aérodynamiques finaux n'ont pas été touchés excepté la dérivée du moment piqueur en fonction de la vitesse de tangage (C_{M_q}) à cause de la grande différence entre celui du FASER et celui provenant du travail sur le réseau de tourbillons. Des changements ont aussi été faits au niveau du moment rouleur pour tenir compte de l'effet stabilisant du dièdre de la MOUETS. Le tout a été ajusté en créant une version personnalisée de l'avion NexSTAR (plus lourde et plus puissante) dans le simulateur d'avion téléguidé RealFlight G5.5 et en comparant les résultats de ce simulateur commercial aux résultats du simulateur maison (*voir* la Figure 3.31). Ce dernier est basé sur Simulink et utilise le logiciel FlightGear comme interface graphique (plus d'informations au CHAPITRE 7).

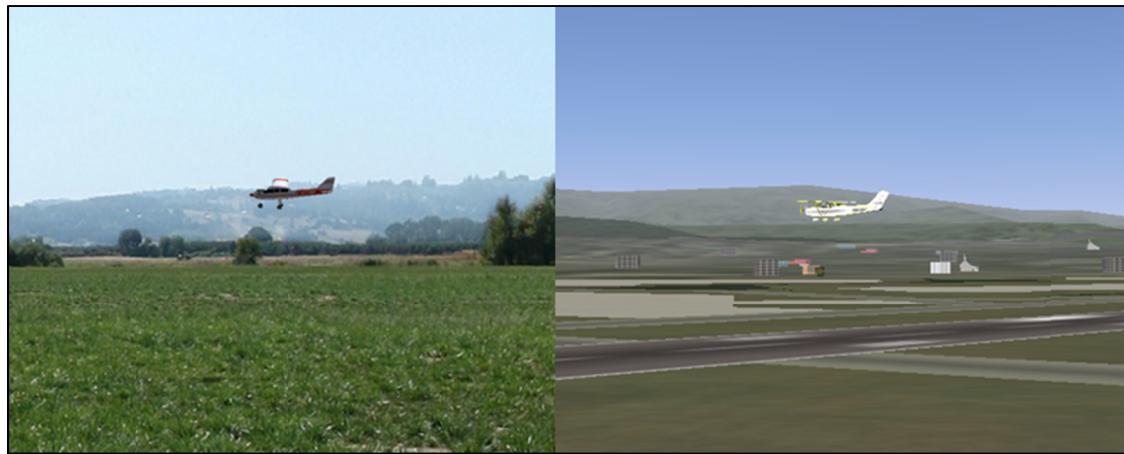


Figure 3.31 Captures d'écrans de RealFlight G5.5 (gauche) et du simulateur maison (FlightGear) (droite)

Il a même été possible de piloter dans les deux logiciels en même temps avec la même manette pour comparer les réactions de l'avion sur des écrans côte à côté.

Les dérivées de contrôles finales sont aussi un compromis entre le modèle original et celui provenant du travail sur le réseau de tourbillons. L'ajustement fin des vitesses angulaires de l'avion a été fait exclusivement grâce à la simulation comparative expliquée plus haut. Sinon, tous les autres effets aérodynamiques sont pareils au modèle original.

N. B. : Le modèle original du FASER, le modèle original issu du travail avec la méthode du réseau de tourbillon ainsi que le modèle final de la MOUETS sont disponibles à l'adresse suivante : <http://code.google.com/p/mouets/>

CHAPITRE 4

CONCEPTION DE LA COMMANDE

Tel qu'il fut discuté dans l'introduction et le CHAPITRE 1, l'inversion de la dynamique fut la méthode retenue pour le contrôle du drone. Dans ce chapitre nous aborderons d'abord une brève discussion sur les qualités de manœuvrabilité dans le cas des drones. Sans entrer dans les détails, il sera démontré que le cas des drones à voilure fixe n'est pas assimilable à la réglementation des avions avec pilote pour diverses raisons. Ensuite s'en suivra la description de la méthode utilisée pour le contrôle de la MOUETS.

4.1 Qualités de vol et de manœuvrabilité

Selon McLean (1990, p. 151) les qualités de vol d'un avion ainsi se rapportent à un nombre de caractéristiques fréquentielles complexes que possède un avion en boucle ouverte. « *Knowledge of these parameters allows a designer to imagine the nature of the aircraft's response to any command or disturbance; it allows a general notion of how the aircraft will fly in a controlled manner* » (McLean (1990, p. 151)). Dans un cas plus général avec un système d'augmentation de la stabilité ou un pilotage automatique, on parlera de qualité de manœuvrabilité.

Une définition des qualités de manœuvrabilité est indiquée dans la norme MIL-STD-1797A : « *Those qualities or characteristics of an aircraft that govern the ease and precision with which a pilot is able to perform the tasks required in support of an aircraft role.* » (Department of Defense (U.S.) (1997, p. 702)).

La définition s'étend aussi au contexte de l'opération d'un avion :

« *The term “handling qualities” requires clear definition in order to emphasize that it includes more than just stability and control characteristics. Other factors*

that influence the handling qualities are the cockpit interface (e.g., displays, controls), the aircraft environment (e.g., weather conditions, visibility, turbulence) and stress, the effects of which cannot readily be segregated. Thus in most tests, handling qualities are really being evaluated in the aggregate.» (Department of Defense (U.S.) (1997, p. 702)).

Les barèmes sur les qualités de manœuvrabilité régissent normalement la conception d'un système de pilotage automatique ou d'augmentation de la stabilité d'un avion civil ou militaire avec pilote. Dans le cas des avions sans pilote, aucun standard spécifique n'existe pour l'instant dans le domaine des qualités de manœuvrabilité.

En effet comme on peut le voir à travers ces définitions, les drones autonomes ne sont pas concernés puisqu'il doit bel et bien y avoir un pilote dans la boucle. Dans notre cas, le drone peut être utilisé à la fois dans le mode autonome ou manuel dépendamment des tests à effectuer. Considérons quand même qu'il s'agit majoritairement d'un drone piloté à distance étant donné l'autonomie réduite et la vocation de recherche du drone MOUETS. De cette façon, la première définition peut s'appliquer. Par contre, même dans le cas des drones pilotés à distance, la référence à l'interface du cockpit (instruments et contrôles) dans la deuxième définition pose plusieurs questions. En effet, dans le cas des drones le lien visuel (en ligne de vue ou en vidéo), le lien des données et le lien des contrôles sont soumis à des contraintes très particulières au niveau de la fiabilité ou des délais qu'on ne rencontre pas dans le domaine des avions avec pilote.

Un guide écrit par Rockwell International Corporation (1976) existe pour guider la conception d'avions pilotés à distance, une description détaillée des qualités de vol requises ainsi que de l'équipement de support au sol est proposée. Une discussion portant plus sur la classe des mini-drones est entamée par Williams (2003) qui déplore l'absence de standard prenant en ligne de compte la performance des équipements et des algorithmes de contrôle

L'auteur de ces lignes n'a malheureusement pas poussé plus loin ses recherches et ses expérimentations dans ce domaine, étant donné l'ampleur de la tâche. Il s'agit toutefois d'un domaine d'intérêt pour des travaux futurs.

4.2 Commande non-linéaire

La pratique commune en ingénierie consiste à assumer qu'un système peut être décrit par un ensemble d'équations différentielles linéaires pour un domaine quelconque d'intérêt (Dixon (2003, p. 1)) :

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= A\mathbf{x} + B\mathbf{u} \\ \mathbf{y} &= C\mathbf{x} + D\mathbf{u}\end{aligned}\quad (4.1)$$

Où :

- \mathbf{x} est le vecteur des états;
- \mathbf{y} est le vecteur des sorties;
- \mathbf{u} est le vecteur des variables de contrôle;
- A, B, C, D sont des matrices invariantes dans le temps.

Cette méthode permet d'utiliser nombre de techniques de conception et d'analyse reconnues pour la conception d'un système de contrôle. Cependant, Dixon (2003, p. 1) souligne que le comportement d'un système non-linéaire (comme dans le cas de la MOUETS) peut être beaucoup plus complexe que ce qu'un modèle linéaire peut décrire. Si le concepteur n'en tient pas compte en utilisant une technique non-linéaire ou en divisant le problème sur plusieurs points avec une multitude de contrôleurs linéaires (échelonnement de gains ou *gain scheduling*), le contrôleur résultant aura une piètre performance accompagnée d'une stabilité non-garantie.

Slotine (1991, p. 2) cite quelque raisons qui poussent de plus en plus de concepteurs et de chercheurs à utiliser des contrôleurs non-linéaires :

- permet une plus grande plage d'utilisation avec une bonne performance que les contrôleurs linéaires;
- permet l'analyse des non-linéarités dures comme la friction de Coulomb, la saturation des actuateurs, les zones mortes;
- permet d'inclure les incertitudes, par exemple si un robot agrippe un objet son contrôleur doit s'adapter pour tenir compte des nouveaux paramètres inertIELS (contrôle adaptatif), sinon l'inclusion de non-linéarités dans le contrôleur permet de tolérer les incertitudes de modélisation (contrôle robuste);
- permet la conception de contrôleurs plus simples et plus intuitifs que dans le cas des contrôleurs linéaires. En effet, la conception est mieux ancrée dans la physique du système à contrôler.

L'inversion dynamique est un cas particulier de la commande par linéarisation. Cette dernière consiste à trouver une loi de commande non linéaire qui permet d'annuler les non linéarités de la dynamique d'un système et de transformer ce dernier en un système « linéaire ». La simplicité du concept et l'article de Holzapfel et Sachs (2004) qui, en plus d'être une relation professionnelle du professeur Maarouf Saad (directeur de ce travail), utilisent cette approche sur un mini-drone ont convaincu l'auteur de ces lignes d'utiliser cette approche pour le contrôle du drone MOUETS.

4.3 Introduction à l'inversion de la dynamique pour un avion

D'une façon générale, la dynamique non-linéaire d'un avion ou d'un drone (un système *Multiple Input Multiple Output* (MIMO) non-linéaire) peut être exprimée sous cette forme (Ito et al. (2002, p. 10)) :

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= F(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ \mathbf{y} &= H(\mathbf{x})\end{aligned}\tag{4.2}$$

Où :

- $F(\mathbf{x}, \mathbf{u})$ est une fonction non-linéaire par rapport à \mathbf{x} et \mathbf{u} ;
- $H(\mathbf{x})$ est une fonction non-linéaire par rapport à \mathbf{x} .

Pour certaines classes de systèmes, F est linéaire en \mathbf{u} ce qui nous permet de réécrire l'Équation (4.2) ainsi :

$$\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}) + g(\mathbf{x}) \cdot \mathbf{u} \quad (4.3)$$

Où :

- $f(\mathbf{x})$ est une fonction non-linéaire par rapport à \mathbf{x} ;
- $g(\mathbf{x})$ est une fonction non-linéaire par rapport à \mathbf{x} .

S'il est assumé que g est inversible pour toutes les valeurs de \mathbf{x} alors :

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} - f(\mathbf{x}) &= g(\mathbf{x}) \cdot \mathbf{u} \\ \mathbf{u} &= g(\mathbf{x})^{-1} [\dot{\mathbf{x}} - f(\mathbf{x})] \end{aligned} \quad (4.4)$$

La prochaine étape consiste à contrôler l'avion vers les états désirés. Au lieu de spécifier ces états directement, ce sont les dérivées de ces états qui seront spécifiées pour déduire les variables de contrôle correspondantes (*voir* Équation (4.4)). Le terme « dérivées des états » change alors pour le terme pseudo-contrôle afin de mettre l'emphase sur la nouvelle vocation de ces variables :

$$\mathbf{u}_{\text{cmd}} = g(\mathbf{x})^{-1} [\mathbf{v}_{\dot{\mathbf{x}}} - f(\mathbf{x})] \quad (4.5)$$

Où :

- $\mathbf{v}_{\dot{\mathbf{x}}}$ est le vecteur des pseudo-contrôles;

Même si le processus d'inversion est simple, quelques points doivent être expliqués. La supposition que g est inversible pour toutes les valeurs de \mathbf{x} n'est pas toujours vraie. Surtout lorsqu'il y a plus d'états que de variables de contrôle. De plus, même si g est inversible, si les pseudo-contrôles sont grands, les actuateurs peuvent saturer rendant ainsi inatteignable les dérivées commandées. En plus, le bruit et les défauts de modélisation rendent une inversion parfaite impossible.

4.3.1 Boucle de contrôle interne

Dans le cas d'un drone comme la MOUETS, le nombre de variables d'états est beaucoup plus grand que le nombre de variables de contrôle. Ceci empêche la matrice $g(\mathbf{x})$ mentionnée plus haut d'être inversée de façon exacte. Cependant, le problème peut être résolu en utilisant l'approximation des échelles de temps multiple (*multiple time scale approximation*). Cette approximation assume qu'il y a des différences significatives entre les échelles de temps des différents états du système. Ceci s'applique bien au cas d'un drone à voilure fixe avec les trois surfaces de contrôle classique quand le but ultime est de contrôler les angles aérodynamiques α , β et φ . En effet, on considère que ces variables font partie de la dynamique lente du drone parce que les surfaces de contrôles n'ont pas une influence directe et immédiate sur leur dynamique. Cependant, les trois vitesses angulaires P , Q et R font partie de la dynamique rapide, car le pouvoir de contrôle des surfaces de contrôle sur ces variables est très grand.

La méthode consiste donc à reformuler l'équation originale de la dynamique (*voir l'Équation (4.3)*) en deux équations séparées : la dynamique lente $\dot{\mathbf{x}}$ et la dynamique rapide $\dot{\mathbf{y}}$.

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= f(\mathbf{x}) + g(\mathbf{x})\mathbf{y} \\ \dot{\mathbf{y}} &= h(\mathbf{x}, \mathbf{y}) + k(\mathbf{x}, \mathbf{y})\mathbf{u}\end{aligned}\tag{4.6}$$

Où :

- $h(\mathbf{x}, \mathbf{y})$ est une fonction non-linéaire par rapport à \mathbf{x} et \mathbf{y} ;
- $k(\mathbf{x}, \mathbf{y})$ est une fonction non-linéaire par rapport à \mathbf{x} et \mathbf{y} .

Maintenant ces deux équations sont inversées :

$$\begin{aligned}\mathbf{y}_{\text{cmd}} &= g(\mathbf{x})^{-1}[\mathbf{v}_{\dot{\mathbf{x}}} - f(\mathbf{x})] \\ \mathbf{u}_{\text{cmd}} &= k(\mathbf{x}, \mathbf{y})^{-1}[\mathbf{v}_{\dot{\mathbf{y}}} - h(\mathbf{x}, \mathbf{y})]\end{aligned}\quad (4.7)$$

Comme on peut le voir dans l'équation (4.7), il manque quelque chose pour connecter les deux inversions ensemble. En effet, il manque une façon d'aller de \mathbf{y}_{cmd} à $\mathbf{v}_{\dot{\mathbf{y}}}$. La dérivée désirée, ou le taux de changement désiré est absent. Plusieurs façons de créer artificiellement cette dynamique existent, Ito et al. (2002, p. 21) en suggèrent quatre dont une plus intéressante qui permet de satisfaire la norme MIL-STD-1797A concernant les qualités de vol de l'appareil contrôlé. Après expérimentation en simulation, la méthode suggérée par Holzapfel et Sachs (2004, p. 4) semble beaucoup plus tolérante à un mauvais ajustement de la part du concepteur.

Cette technique est connue sous le nom de la technique du modèle de référence. En effet, il s'agit d'utiliser un filtre du premier ordre pour générer une variable de référence et une dérivée de référence, P_R et \dot{P}_R par exemple. Ensuite, un contrôleur P ou PI est ajouté pour compenser pour toute différence entre la vitesse de roulis réelle P et la vitesse de référence P_R .

La Figure 4.1 offre une vue d'ensemble des boucles interne et externe du contrôleur couplé avec le drone, notez qu'il manque le deuxième assemblage modèle de référence et contrôleur PI, pour les angles aérodynamiques cette fois (α, β, φ).

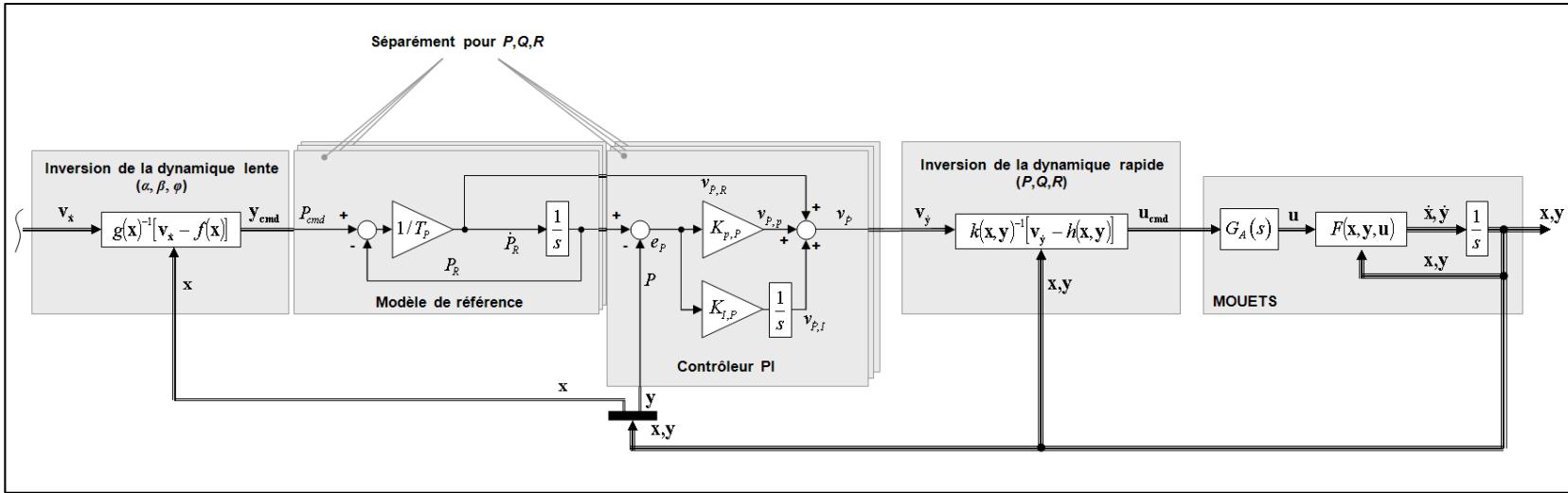


Figure 4.1 Vue d'ensemble du contrôleur à séparation d'échelle de temps

Dans la Figure 4.1 :

- T_P est la constante de temps du modèle de référence;
- P_R est la variable de référence du roulis;
- $K_{p,P}$ est le gain proportionnel du roulis;
- $K_{I,P}$ est le gain intégral du roulis;
- $v_{\dot{P}}$ est le pseudo-contrôle du roulis.

Voici maintenant la forme matricielle de la dynamique rapide de la MOUETS bâtie à partir de l'Équation (2.42) et (2.54) :

$$\begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} I_{xz} \cdot P \cdot Q + (I_y - I_z) \cdot Q \cdot R \\ I_{xz} \cdot (R^2 - P^2) + (I_z - I_x) \cdot P \cdot R - I_{TX} \omega_{T/B} \cdot R \\ -I_{xz} \cdot Q \cdot R + (I_x - I_y) \cdot P \cdot Q + I_{TX} \omega_{T/B} \cdot Q \end{bmatrix} + \dots \quad (4.8)$$

$$\dots \begin{bmatrix} b \cdot \bar{q} \cdot S & 0 & 0 \\ 0 & \bar{c} \cdot \bar{q} \cdot S & 0 \\ 0 & 0 & b \cdot \bar{q} \cdot S \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 & C_{L_{\hat{\alpha}}}(\alpha, \beta, \delta_a) & C_{L_{\hat{\sigma}}}(\alpha, \beta, \delta_a) \\ C_{M_{\hat{\alpha}}}(\alpha, \delta_e, P_{av}) & 0 & 0 \\ 0 & C_{N_{\hat{\alpha}}}(\alpha, \beta, \delta_r, P_{av}) & C_{N_{\hat{\sigma}}}(\alpha, \beta, \delta_r, P_{av}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_L(\alpha, \beta, P, R, P_{av}) \\ C_M(\alpha, \beta, P_{av}) \\ C_N(\alpha, \beta, P, R, P_{av}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_T - I_{TX} \dot{\omega}_{T/B} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

et le résultat de son inversion :

$$\begin{bmatrix} \delta_{e_{cmd}} \\ \delta_{a_{cmd}} \\ \delta_{r_{cmd}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & C_{L_{\hat{\alpha}}}(\alpha, \beta, \delta_a) & C_{L_{\hat{\sigma}}}(\alpha, \beta, \delta_a) \\ C_{M_{\hat{\alpha}}}(\alpha, \delta_e, P_{av}) & 0 & 0 \\ 0 & C_{N_{\hat{\alpha}}}(\alpha, \beta, \delta_r, P_{av}) & C_{N_{\hat{\sigma}}}(\alpha, \beta, \delta_r, P_{av}) \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} b \cdot \bar{q} \cdot S & 0 & 0 \\ 0 & \bar{c} \cdot \bar{q} \cdot S & 0 \\ 0 & 0 & b \cdot \bar{q} \cdot S \end{bmatrix}^{-1} \dots \quad (4.9)$$

$$\dots \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_p \\ v_Q \\ v_R \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} I_{xz} \cdot P \cdot Q + (I_y - I_z) \cdot Q \cdot R \\ I_{xz} \cdot (R^2 - P^2) + (I_z - I_x) \cdot P \cdot R - I_{TX} \omega_{T/B} \cdot R \\ -I_{xz} \cdot Q \cdot R + (I_x - I_y) \cdot P \cdot Q + I_{TX} \omega_{T/B} \cdot Q \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} L_T - I_{TX} \dot{\omega}_{T/B} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} C_L(\alpha, \beta, P, R, P_{av}) \\ C_M(\alpha, \beta, P_{av}) \\ C_N(\alpha, \beta, P, R, P_{av}) \end{bmatrix}$$

4.3.2 Boucle de contrôle externe

Maintenant complétons la boucle interne en inversant la dynamique lente. Pour cette étape plus difficile nous nous fions au résultat du développement de Snell, Enns et Garrard (1992, p. 979). On reprend l'Équation (4.7) :

$$\begin{bmatrix} P_{cmd} \\ Q_{cmd} \\ R_{cmd} \end{bmatrix} = g(\mathbf{x})^{-1} \begin{bmatrix} v_\beta \\ v_\alpha \\ v_\phi \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f_\beta(\mathbf{x}) \\ f_\alpha(\mathbf{x}) \\ f_\phi(\mathbf{x}) \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

Où :

$$f_\beta(\mathbf{x}) = \frac{1}{m \cdot v_{B/A}} [F_Y \cos(\beta) + m \cdot g_0 \cdot \cos(\gamma) \sin(\phi) - T_X \sin(\beta) \cos(\alpha)] \quad (4.11)$$

$$f_\alpha(\mathbf{x}) = \frac{-1}{m \cdot v_{B/A} \cdot \cos(\beta)} [F_{Lift} - m \cdot g_0 \cdot \cos(\gamma) \cos(\phi) + T_X \sin(\alpha)] \quad (4.12)$$

$$\begin{aligned} f_\phi(\mathbf{x}) &= -\frac{g_0}{v_{B/A}} \tan(\beta) \cos(\gamma) \cos(\phi) + \frac{F_{Lift}}{m \cdot v_{B/A}} [\sin(\phi) \tan(\gamma) + \tan(\beta)] + \dots \\ &\dots \frac{F_Y}{m \cdot v_{B/A}} \tan(\gamma) \cos(\beta) \cos(\phi) + \frac{T_X}{m \cdot v_{B/A}} \sin(\alpha) [\sin(\phi) \tan(\gamma) + \tan(\beta)] - \dots \\ &\frac{T_X}{m \cdot v_{B/A}} \tan(\gamma) \cos(\phi) \cos(\alpha) \sin(\beta) \end{aligned} \quad (4.13)$$

Et :

$$g(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \sin(\alpha) & 0 & -\cos(\alpha) \\ -\tan(\beta) \cos(\alpha) & 1 - \tan(\beta) \sin(\alpha) & 0 \\ \sec(\beta) \cos(\alpha) & 0 & \sec(\beta) \sin(\alpha) \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

Finalement, la boucle de navigation viendra se connecter à l'inversion de la dynamique lente via le même ensemble modèle de référence et contrôleur PI que précédemment. La seule différence est que le modèle de référence de l'angle d'attaque inclut une saturation d'angle et de dérivée afin de prévenir le décrochage du drone. Pour plus de détail sur cette implémentation, voir Holzapfel et Sachs (2004, p. 5).

4.3.3 Stabilité du système

Les auteurs Shumacher, Khargonekar et McClamroch (1998, p. 1217) examinent la stabilité d'un système non-linéaire avec une structure à deux échelles de temps et un contrôleur à inversion de la dynamique.

Exactement comme dans notre cas, deux contrôleurs à inversion de la dynamique sont utilisés, l'inversion de la boucle externe qui utilise les variables rapides comme contrôles envoyés à la boucle interne qui, elle, contrôle les actuateurs. L'article présente donc une analyse de la stabilité de Lyapunov du système en boucle fermée formé par le système non-linéaire et ses contrôleurs à inversion dynamique. En assumant que l'inversion de la boucle interne est faite de façon exacte, la stabilité exponentielle du système est prouvée autour de valeurs commandées constantes des états de la boucle externe, pour des gains suffisamment élevés dans la boucle interne.

4.4 Boucle de navigation

En révisant le contrôleur précédent, il est clair que le contrôle direct des angles α , β et φ n'est pas bien adapté pour le suivi d'une trajectoire. Il serait beaucoup mieux adapté de pouvoir contrôler l'angle d'ascension γ , le cap du drone χ et la vitesse par rapport à l'air $v_{B/A}$ (Holzapfel et Sachs (2004, p. 7)).

À ce point, la dynamique de rotation du drone peut être complètement ignorée. En effet, on peut seulement considérer pour l'inversion qu'un modèle simplifié à trois degrés de liberté de

la dynamique de translation. Ce modèle est connu sous le nom de modèle de la dynamique de la masse ponctuelle (*point-mass dynamics*) (Kinoshita et Imado (2006, p. 998)).

En premier lieu, l'angle de dérapage commandé β_{cmd} est fixé à zéro. Ainsi, l'angle de dérapage de l'avion sera toujours réduit en contrôlant la déflexion de la gouverne de direction afin de permettre au drone de faire des virages coordonnés. De cette façon, la force de portance est complètement appliquée le long de l'axe Z_{STAB} dans le référentiel de la stabilité. Pour calculer les autres variables de contrôle, la dynamique de masse ponctuelle et le modèle du moteur doivent être inversés. Notez que l'inversion de la dynamique de masse ponctuelle est valide en assumant que l'angle de dérapage est près de zéro. La Figure 4.2 illustre les forces subies par le drone pendant un virage ou un changement d'altitude.

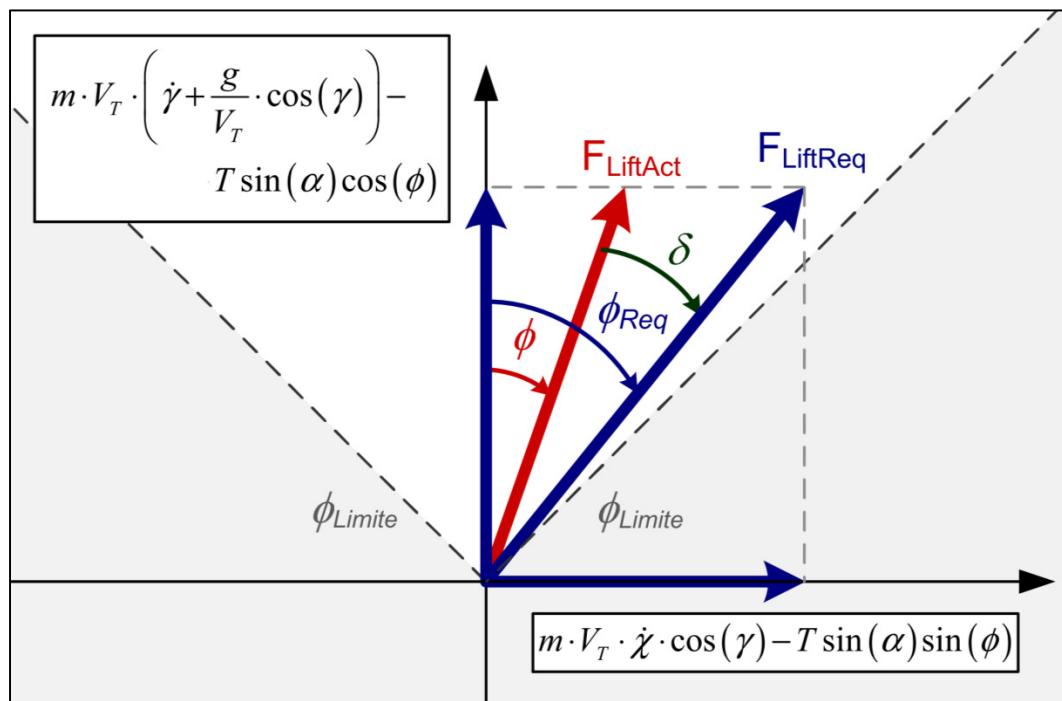


Figure 4.2 Forces actuelles et requises dans un virage et/ou un changement d'altitude (dynamique de la masse ponctuelle)

La force de portance requise $F_{LiftReq}$ et l'angle de roulis requis ϕ_{Req} sont calculés ainsi :

$$F_{LiftReq} = m \cdot v_{B/A} \cdot \sqrt{\left(\dot{\gamma}_R + \frac{g_0}{v_{B/A}} \cdot \cos(\gamma) \right)^2 + (\dot{\chi}_R \cdot \cos(\gamma))^2 - T_x \cdot \sin(\alpha)} \quad (4.15)$$

$$\begin{aligned} \phi_{Req} = & \text{ATAN2}\left(m \cdot v_{B/A} \cdot \dot{\chi}_R \cdot \cos(\gamma) - T_x \cdot \sin(\alpha) \cdot \sin(\phi),\right. \\ & \left. \dots m \cdot v_{B/A} \cdot \left(\dot{\gamma}_R + \frac{g_0}{v_{B/A}} \cdot \cos(\gamma) \right) - T_x \cdot \sin(\alpha) \cdot \cos(\phi) \right) \quad (4.16) \end{aligned}$$

Comme on peut le voir dans l'Équation (4.16), $F_{LiftReq}$ est presqu'exclusivement positive. Ceci peut être problématique parce qu'aussitôt qu'une accélération vers le bas plus grande que l'accélération gravitationnelle est commandée, le drone va rouler sur 180 degrés pour se retrouver à faire un vol inversé. Étant donné le risque associé à une telle manœuvre, l'angle de roulis est saturé à +/- 45 degrés dans l'algorithme comme montré dans la Figure 4.2. Aussi si l'angle de roulis requis atteint la limite des +/- 135 degrés, le signe de la portance requise devient négatif et on ajoute ou soustrait 180 degrés à l'angle de roulis requis pour en tenir compte (Holzapfel et Sachs (2004, p. 7)). Aussi, si la valeur absolue de la portance requise devient près de zéro, l'angle de roulis requis demeure à sa dernière valeur afin d'éviter les changements chaotiques dans l'angle de roulis requis. Finalement, si la différence entre l'angle de roulis actuel et celui requis (δ) est de plus de 90 degrés, une génération de portance immédiate pour faire le virage induirait un virage dans la mauvaise direction. Donc, si cette différence est de plus de 90 degrés, la valeur actuelle de la portance requise est retenue jusqu'à ce que la différence soit de moins de 90 degrés. Ensuite la portance requise est appliquée en fonction du sinus de la différence entre l'angle cible et l'angle actuel. Après que la portance et l'angle de roulis requis aient été calculés, l'angle d'attaque requis est calculé en faisant une recherche dans les tables aérodynamiques. Si la portance requise est trop élevée, l'angle d'attaque trois degrés avant le décrochage est commandé.

Finalement, il ne reste qu'à calculer la poussée requise T_{XReq} :

$$T_{XReq} = \frac{m \cdot (g_0 \cdot \sin(\gamma) + \dot{v}_{B/A_R}) + F_{Drag}}{\cos(\alpha)} \quad (4.17)$$

Encore une fois, c'est la dérivée de la variable de contrôle qui est utilisée à l'entrée de la boucle et non la variable en tant que tel. Ainsi, l'ensemble modèle de référence et contrôleur P est utilisé ici aussi. La seule différence étant que la dérivée de référence de l'angle du cap et la dérivée de référence de l'angle d'ascension sont limitées pour prendre en considération la portance disponible. Une loi d'adaptation basée sur la pression dynamique pourrait être implémentée.

4.5 Suivi de la trajectoire

La dernière étape consiste à générer l'angle de cap et l'angle d'ascension désiré. Ceci est fait en comparant la position actuelle dans le référentiel local tangent à la trajectoire désirée dans ce même référentiel. Dans le cas présent, la trajectoire est une série de points préprogrammés et connectés par des lignes droites.

Essentiellement, une sphère virtuelle entoure le drone Figure 4.3, le rayon de cette sphère varie avec la vitesse de vol pour assurer un meilleur suivi de la trajectoire. Si la trajectoire désirée croise cette sphère alors on calcule les points d'intersection I_1 et I_2 . Le cap et l'angle d'ascension pour atteindre I_1 sont alors calculés. Cependant, si la trajectoire ne croise pas la sphère, l'algorithme cherche le point de la trajectoire le plus près et gonfle la sphère afin que le nouveau rayon soit la distance entre ce point et le drone plus une constante. À mesure que le drone se rapproche de la trajectoire, la sphère se dégonfle jusqu'à ce qu'elle atteigne son rayon original et demeure ensuite à ce rayon. Cette technique assure une meilleure transition que de simplement viser le point de la trajectoire le plus près du drone jusqu'à ce la trajectoire ne croise la sphère. La technique de la sphère virtuelle est en fait une adaptation en trois dimensions de la technique utilisée par Garcia (2008, p. 79).

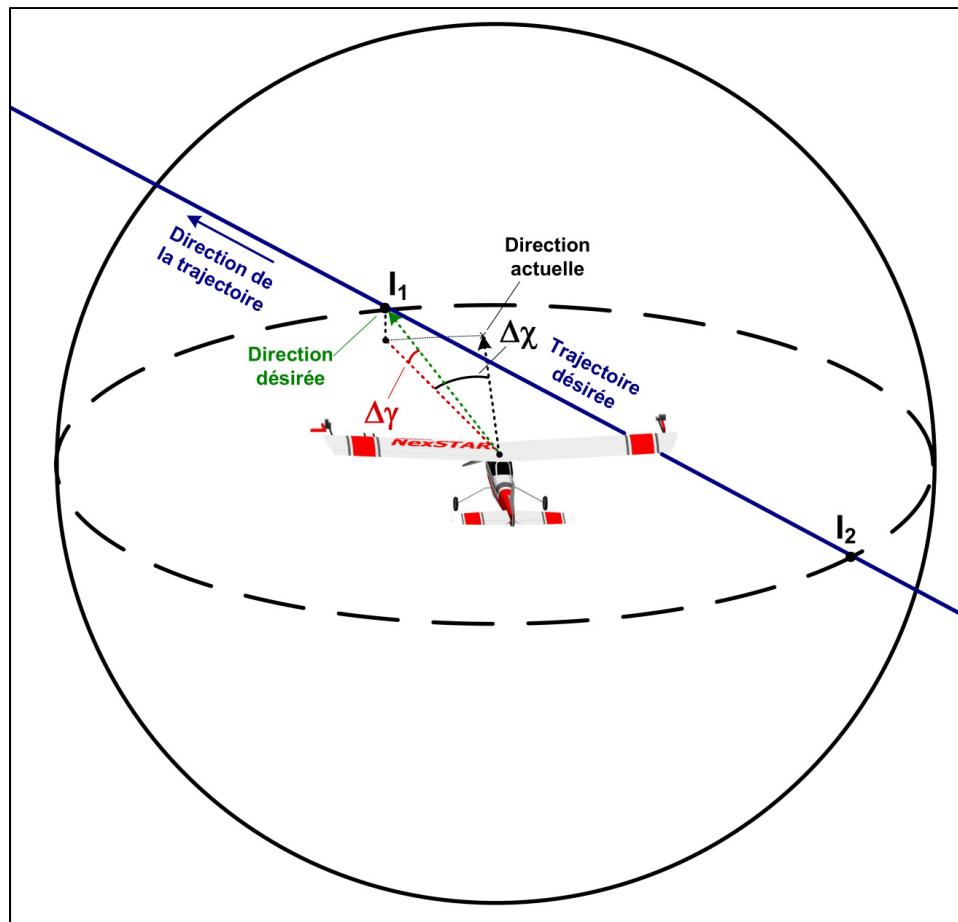


Figure 4.3 Sphère virtuelle entourant la MOUETS pour la navigation

CHAPITRE 5

DÉVELOPPEMENT DE LA PLATEFORME EXPÉRIMENTALE

Tel que mentionné au CHAPITRE 1, la plateforme expérimentale consiste en un avion téléguidé commercial, le NexSTAR de Hobbico modifié pour répondre à nos besoins. La carte de contrôle et l'instrumentation de la plateforme ont été conçues sur mesure pour répondre à nos besoins en termes de puissance. La conception du circuit imprimé de la carte de contrôle a été confiée à M. Marc Gaudreault dans le cadre de son projet synthèse. La conception des pilotes des différents périphériques de la carte a aussi été effectuée dans le cadre d'un projet synthèse : celui de M. François-Pierre Pepin.

5.1 Conception de la carte du contrôleur

Le contrôle d'un avion est une tâche très complexe que ce soit pour un homme ou pour un système de contrôle. Ce dernier doit pouvoir compter sur une multitude de périphériques qui mesurent et analysent l'environnement dans lequel le drone évolue.

Dans le cas de cette étude, plusieurs capteurs utilisés à plus grande échelle dans l'aviation ont été utilisés. En effet, on compte parmi l'instrumentation, une centrale inertie à six degrés de liberté, un capteur de pression barométrique, un magnétomètre trois-axes, un GPS, un tube de Pitot et des capteurs d'angle d'attaque et de dérapage. Toutes les données produites par ces périphériques, ainsi que les commandes du pilote sont analysées par un microcontrôleur central, un AVR32 de la compagnie Atmel (AT32UC3B0256), qui agit un peu comme la colonne vertébrale du système. Ce dernier envoie ensuite les informations prétraitées à un *Digital Signal Processor* (DSP) de la compagnie Texas Instruments (TI) (TMS320F28335) qui agit un peu comme le cerveau du système, c'est lui qui contient l'algorithme de commande de l'avion. Une fois les informations des capteurs passés dans l'algorithme du DSP, ce dernier envoie au microcontrôleur la nouvelle commande calculée pour que ce dernier s'occupe de mettre à jour la position des surfaces de contrôle et la commande de puissance du moteur. En tout temps le pilote peut reprendre le contrôle du drone en

actionnant un interrupteur sur la télécommande, le microcontrôleur redirige alors directement les commandes du pilote aux servomoteurs des surfaces de contrôle et au variateur de vitesse électronique.

La Figure 5.1 et le Tableau 5.1 présentent l'ensemble des systèmes installés dans le drone et leurs interconnexions d'un point de vue de haut niveau. La Figure 5.2 présente ensuite l'emplacement de quelques-uns de ces systèmes dans le drone.

Tableau 5.1 Systèmes principaux du drone MOUETS

Moteur	ElectriFly® RimFire™ .80 50-55-500 Brushless Outrunner
Variateur de vitesse	ElectriFly® Silver Series 80A Brushless High Voltage ESC
Batterie	FlightPower® LiPo EONX Lite® 2500mAh 9s1p 25C LiPo
Servomoteurs	3 x Futaba® S3004
Émetteur	Spektrum® DX6i DSM2 à 6 voies
Récepteur	Spektrum® AR6200 DSM2 à 6 voies
Régulateur du 5V de puissance	FlightPower® FT5AVR
Télémétrie	XBee Pro® de Digi International (XBP24-PKC-001-UA et XBP24-AUI-001)
GPS	20 Channel SiRF III GS405 Helical GPS Receiver
Capteur d'angles aérodynamiques	Boite et composante aérodynamique sur mesure Encodeurs magnétiques AM4096 de RLS®
Tube de Pitot	Sur mesure connecté au capteur de pression différentielle 5 INCH-D-4V
Carte de contrôle	Sur mesure

L'architecture de la carte de contrôle est présentée à la Figure 5.3. Les interconnexions entre les différentes composantes de la carte y sont détaillées avec le type de communication et les paramètres de la communication (comme la vitesse) s'il y a lieu.

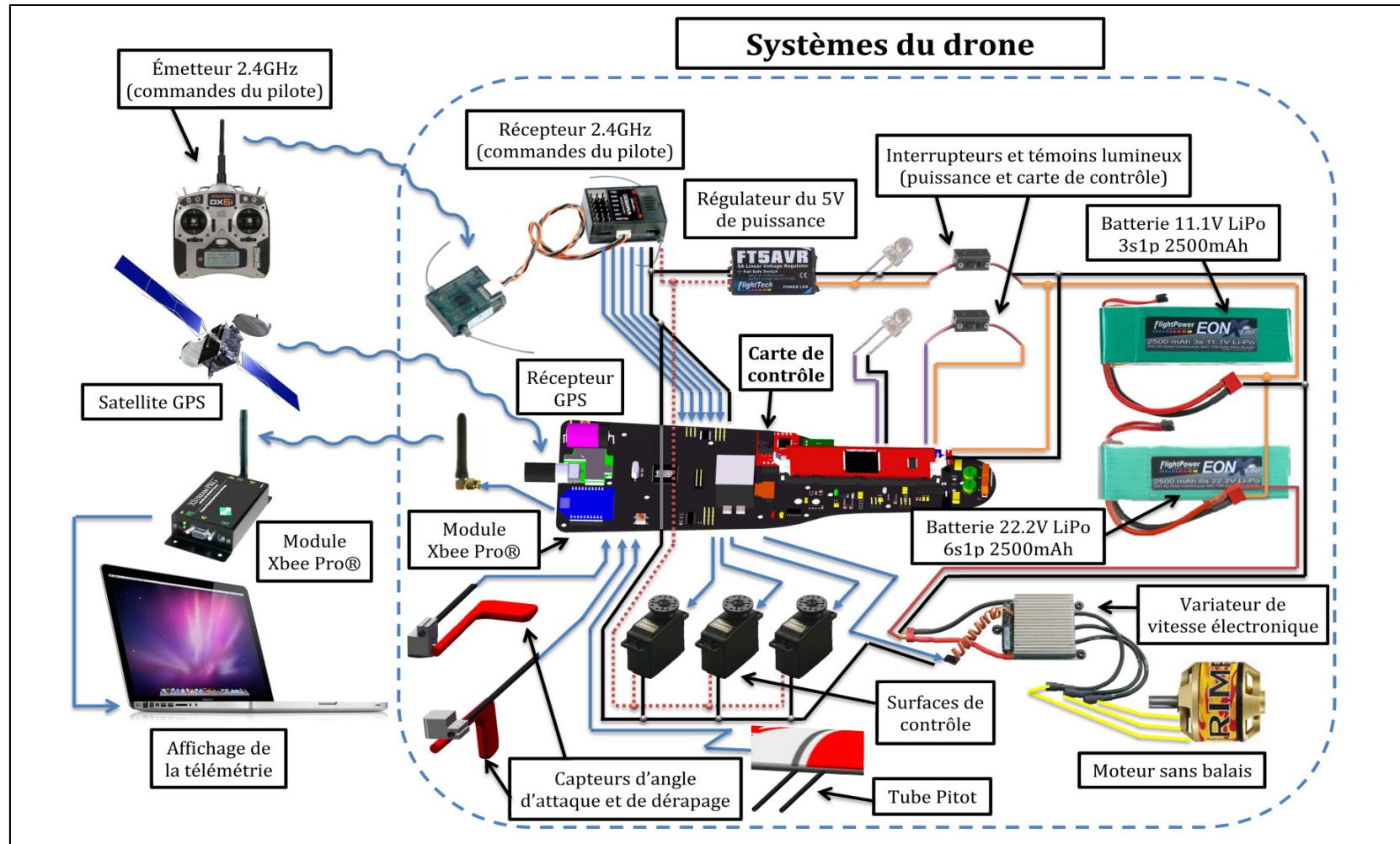


Figure 5.1 Vue d'ensemble des systèmes du drone

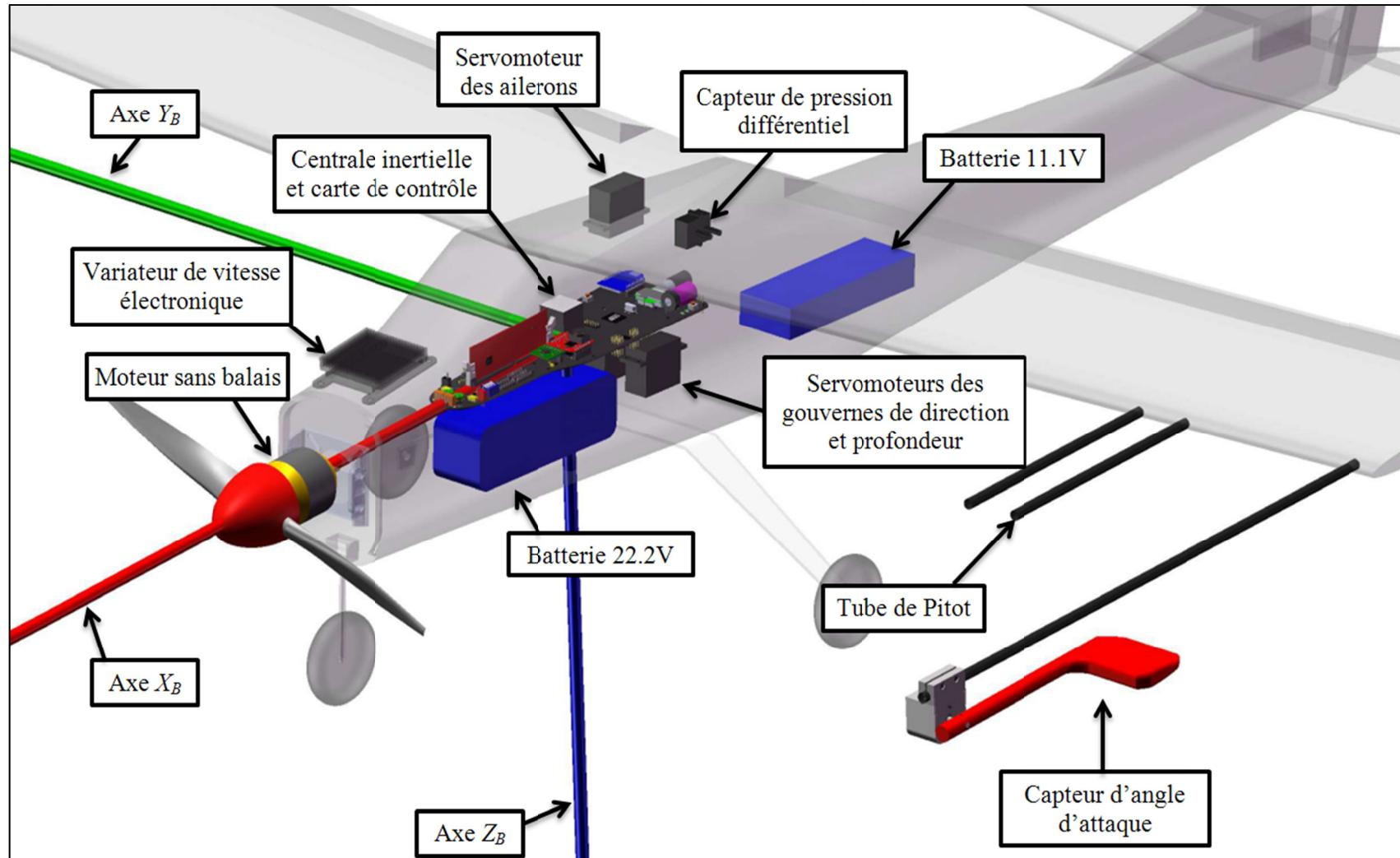


Figure 5.2 Emplacement de quelques systèmes dans le drone

Signification des acronymes :

USART : Universal synchronous asynchronous receiver/transmitter

JTAG : Joint Test Action Group

SPI : Serial Peripheral Interface

TWI : Two Wire Interface

PWM : Pulse Width Modulation

— Entrées du système

— Sorties du système

— Autres

Architecture de la carte de contrôle

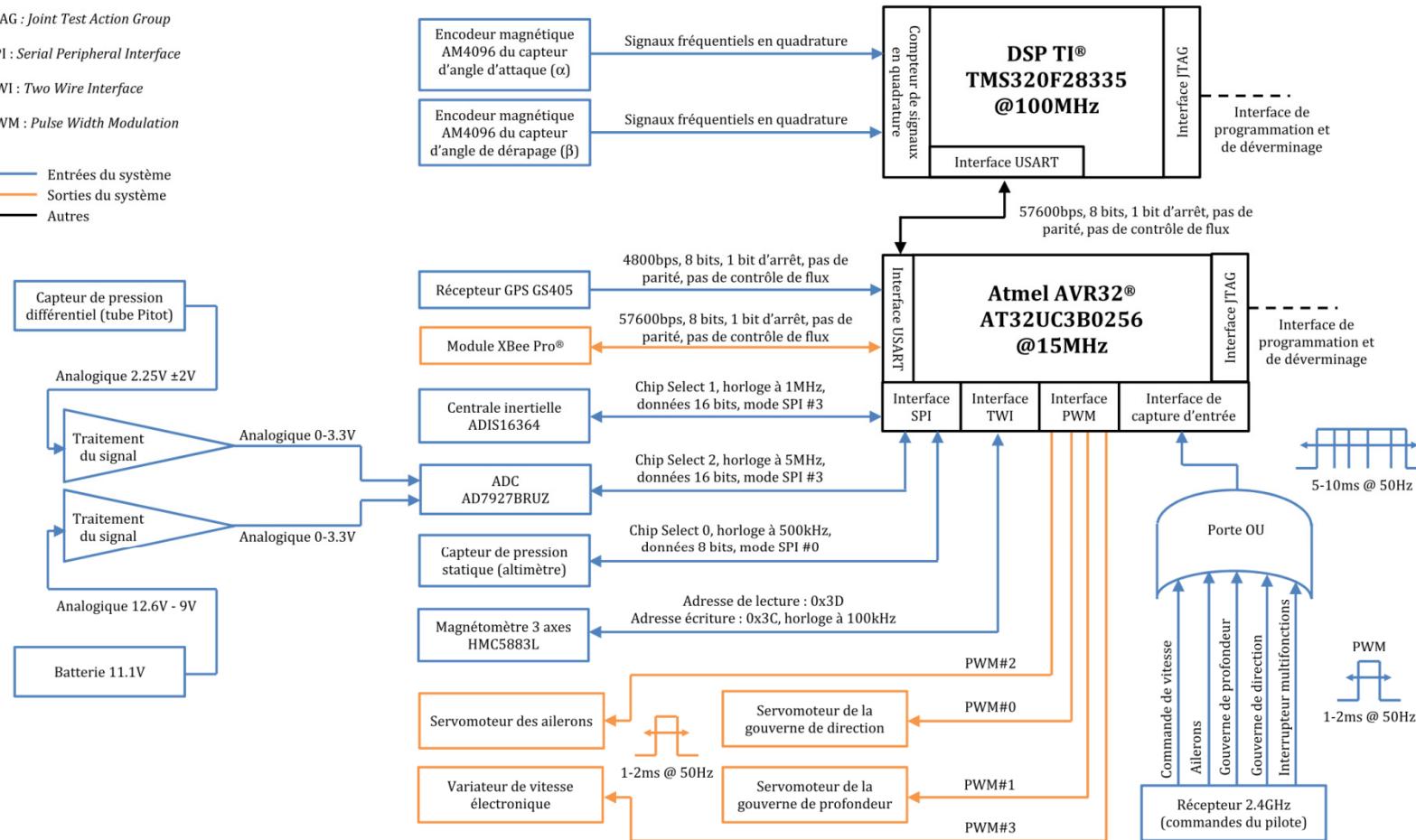


Figure 5.3 Architecture de la carte de contrôle

5.1.1 Choix des périphériques

Dans cette section, les différents périphériques choisis sont présentés en détail. Le poids, le prix et la simplicité d'utilisation ont été les facteurs dominants pour le choix de ces composantes.

5.1.1.1 Centrale inertielle à six degrés de libertés ADIS16364 (Analog Devices)

La centrale inertielle choisie est composée de trois gyroscopes (configurable à $\pm 75^\circ/\text{s}$, $\pm 150^\circ/\text{s}$, $\pm 300^\circ/\text{s}$) et trois accéléromètres (sensibilité de $\pm 5\text{g}$). Dans le mode $\pm 300^\circ/\text{s}$, les gyroscopes ont une résolution de $0,05^\circ/\text{s}$ et les accéléromètres sont précis au millième de g. L'avantage majeur d'une centrale inertielle intégrée comme celle-ci est que l'orthogonalité des capteurs est assurée ($< 0,05^\circ$ dans ce cas-ci). De plus, elle est calibrée en température et la compensation est faite à l'intérieur de la centrale. Ceci permet une implémentation rapide et évite les problèmes de calibration. Le taux de rafraîchissement des données peut atteindre 819,2 échantillons par seconde ce qui est amplement suffisant étant donné que le taux de rafraîchissement maximal des servomoteurs du drone est de 50 Hz. Ainsi, nul besoin de rafraîchir les entrées ou le code au-delà de cette limite. Les données sont transmises via le bus SPI ce qui évite les problèmes liés au bruit électromagnétique sur la carte.

5.1.1.2 Capteur de pression absolue SPC1000 (VTI Technologies)

Ce capteur de pression peut mesurer la pression absolue avec une résolution allant jusqu'à 1,5 Pa. Cette résolution est suffisante pour détecter une variation d'altitude d'environ 13 cm. Cependant en réalité, avec le bruit sur la mesure, le capteur n'est capable que d'une résolution de 25 cm en altitude, ce qui est tout de même suffisant. Cette mesure de pression est accompagnée d'une mesure de température avec une précision de $0,2^\circ\text{C}$. Ces mesures sont respectivement sauvegardées sur des mots de 19 bits et de 14 bits. La lecture de pression est compensée en température, facteur important puisque les mesures seront faites à l'extérieur donc en milieu non-contrôlé.

Le taux de rafraîchissement de la mesure est de 9 Hz en mode rapide et 1,8Hz en mode haute résolution. Malgré que ce taux de rafraîchissement soit bas, l'altitude ne change pas très rapidement par rapport aux autres variables du système donc ce taux de rafraîchissement est suffisant. Encore une fois il s'agit d'un capteur SPI.

5.1.1.3 Magnétomètre trois axes

L'utilisation d'un magnétomètre trois axes permet la mesure du champ magnétique terrestre afin de connaître l'orientation du drone par rapport au nord magnétique peu importe l'orientation du drone dans l'espace. La lecture directe du magnétomètre peut être suffisante pour connaître l'orientation de l'avion par rapport au nord mais le magnétomètre fait partie de l'ensemble accéléromètres, gyroscopes. En effet, les réponses de ces trois capteurs qui ont des réponses dynamiques complémentaires sont fusionnées à l'aide d'un algorithme expliqué au CHAPITRE 6. En gros, on intègre la sortie des gyroscopes pour connaître l'orientation de l'avion dans l'espace et ensuite on utilise les accéléromètres et magnétomètres pour corriger toute dérive de l'intégration des gyroscopes.

5.1.1.3.1 MicroMag3 (PNI Corp.)

Le taux de rafraîchissement annoncé du MicroMag3 semble largement supérieur à celui nécessaire soit jusqu'à 2000 échantillons par seconde. Même dans le mode à résolution maximale, le MicroMag3 est censé permettre la lecture de 16,6 échantillons par seconde. La réalité est toute autre cependant, jamais le MicroMag3 n'a bien fonctionné. La seule résolution qui donnait des résultats acceptables était la résolution maximale.

De plus le taux d'échantillonnage annoncé était par axe, donc en fait 5,5 échantillons par seconde. Ensuite, pour obtenir un échantillon, il faut laisser le temps au MicroMag3 de prendre ses mesures. Pendant ce temps, le microcontrôleur doit tenir la ligne du *Chip Select* (CS) basse pendant toute la mesure et en plus aucune activité sur la ligne *Serial Clock (SCK)* du bus SPI n'est tolérée de la part du MicroMag3 sous peine de perdre la mesure en cours. Donc en plus d'être lent, le MircoMag3 empêche son hôte de communiquer avec les autres

périphériques présents sur le bus. Étant donné qu'à l'époque du développement de la carte aucun autre magnétomètre trois-axes n'avait été trouvé en remplacement, le problème fut contourné en ajoutant un tampon sur la ligne SCK entre la sortie du microcontrôleur et l'entrée du capteur. Ce tampon permet d'isoler le capteur pendant qu'il fait sa conversion et ainsi le microcontrôleur peut communiquer avec les autres périphériques pendant ce temps. Le capteur fut alors fonctionnel malgré sa lenteur, la qualité douteuse de ses mesures et de sa documentation. Récemment, pendant les tests en vols de la MOUETS le capteur a fini par rendre l'âme pour une raison inconnue. Une nouvelle recherche a permis de trouver un remplaçant trois fois moins cher mais moins précis, le HMC5883L de Honeywell. En effet, le MicroMag3 possède une résolution maximale de $0,015\mu\text{T}$ soit $0,15\text{mG}$ tandis que le HMC5883L possède une résolution maximale de $0,73\text{mG}$, c'est cependant amplement suffisant pour mesurer le champ magnétique terrestre qui se situe à 540mG à Montréal selon la calculatrice du géomagnétisme en ligne du *National Geophysical Data Center* (2011) filiale du *National Oceanic and Atmospheric Administration* (NOAA). Notez que ce site web est utile pour comparer les valeurs lues dans chacun des axes du capteur aux valeurs attendues.

5.1.1.3.2 HMC5883L (Honeywell)

Il est possible d'atteindre un taux de rafraîchissement de 160Hz en utilisant le mode mesure par mesure en gérant l'interruption levée lorsque la mesure est prête. Cette fois, on entend par mesure les trois axes du magnétomètre. Les mesures ne sont pas compensées en température mais une calibration est possible, mais dans notre cas la mesure de l'intensité du champ magnétique importe peu c'est la direction du vecteur champ magnétique qui est importante. La communication avec ce capteur se fait à travers l'interface TWI du microcontrôleur à une vitesse de 100kHz .

5.1.1.4 Capteur de pression différentiel 5 INCH-D-4V (All Sensors Corp.)

Ce capteur permet de mesurer la pression dynamique en vol. En fait, la mesure se fait à l'aide du Tube de Pitot qui amène d'un côté du capteur la pression statique plus la pression dynamique et l'autre côté du capteur est laissé libre à l'intérieur de l'avion pour l'application de la pression statique. Étant donné qu'il s'agit d'un capteur différentiel, il ne reste que la pression dynamique comme lecture.

La pression dynamique est une mesure très importante pour évaluer les forces aérodynamiques que subit le drone. Étant donné que ce module possède une sortie analogique, un convertisseur analogique à numérique (CAN) externe a été ajouté pour traduire la valeur pour le microcontrôleur. Le CAN interne du microcontrôleur fut mis de côté car sa précision est moindre (10 bits au lieu de 12 bits). De plus, le rapport signal sur bruit de la lecture du CAN interne est mauvais à cause des interférences électromagnétiques causées par l'horloge et le fonctionnement interne du processeur. En plus du CAN, le signal de sortie du capteur est traité par une série d'amplificateurs opérationnels afin d'en supprimer le décalage et de le mettre à l'échelle de l'entrée du CAN.

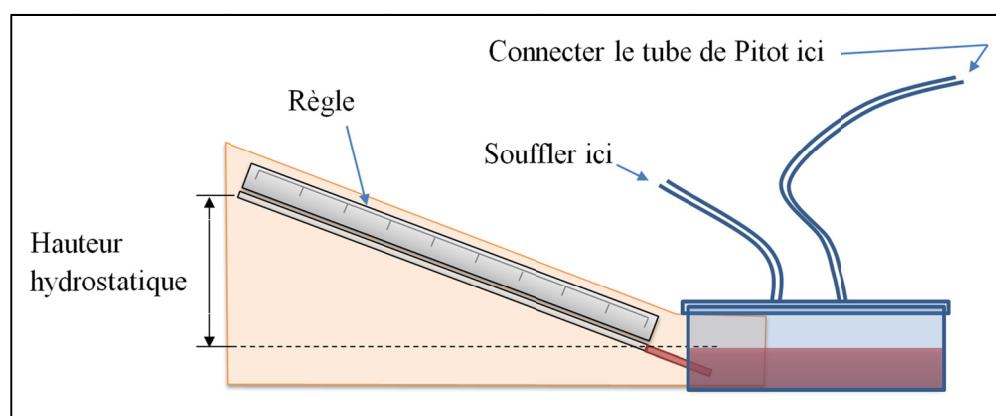


Figure 5.4 Baromètre de Torricelli maison

La calibration du tube de Pitot s'est ensuite faite grâce à un baromètre de Torricelli fait maison avec de l'alcool isopropylique et du colorant alimentaire. La masse volumique de l'alcool étant plus basse que l'eau, la précision de la lecture s'en trouve augmentée (*voir Figure 5.4*).

Le principe est simple, on utilise un plat de plastique refermable comme réservoir pour l'alcool. Le couvercle est percé en deux endroits pour recevoir deux tuyaux, l'un va vers le tube de Pitot. Le deuxième sert à faire augmenter la pression à l'intérieur du plat. Un troisième tuyau part du fond du plat et court le long d'une règle. La règle permet de mesurer avec précision (grâce à un peu de trigonométrie) la hauteur hydrostatique qu'atteint le liquide quand on fait augmenter la pression à l'intérieur du plat. Le baromètre et le capteur de pression différentiel sont donc soumis à la même pression. Comme, la masse volumique de l'alcool est connue, il suffit d'utiliser l'équation simple de la pression hydrostatique.

$$P = \rho_{liquide} \cdot g_0 \cdot h_{hydrostatique} \quad (5.1)$$

Où :

- $\rho_{liquide}$ est la masse volumique du liquide, en kg/m³;
- $h_{hydrostatique}$ est la hauteur hydrostatique, en m.

De plus, un anémomètre numérique précis au dixième de m/s a été acheté pour comparer la vitesse du vent évaluée à partir de la pression lue par le tube de Pitot. Ce test a aussi révélé que l'effet de l'angle d'attaque et de l'angle de dérapage sur la lecture de pression du Tube Pitot est pratiquement nul.

5.1.1.5 Capteur d'angle d'attaque et de dérapage (α et β)

Les capteurs d'angle d'attaque et de dérapage mesurent l'incidence du vent relatif sur le corps de l'avion tel qu'illustré dans la Figure 2.5. Ils sont essentiels dans la validation du modèle aérodynamique du drone ainsi que pour l'algorithme de contrôle décrit au

CHAPITRE 4. La partie girouette des capteurs et le boîtier d'aluminium ont été fabriqués maison. M. Samuel Courchesne a conçu le boîtier en aluminium pour le montage de précision de l'encodeur magnétique et le montage sur roulement à billes de la partie girouette du capteur. M. Sylvain Brisebois et M. Xavier Simard Lecours ont aussi aidé à l'usinage du boîtier. La partie girouette en tant que telle est sculptée à la main à partir d'une planche de balsa d'un quart de pouce d'épaisseur. Le profil aérodynamique est donc approximativement un profil symétrique. Un bout de plomb ou de tungstène est ensuite collé au bout de la girouette afin d'avancer le centre de masse de la girouette par rapport à son centre aérodynamique. Le trou de montage est ensuite percé au centre de masse, ainsi les accélérations que subit le drone n'ont pas d'effet sur la lecture du capteur. Finalement, la girouette est fixée à l'essieu de l'encodeur (*voir* Figure 5.5).

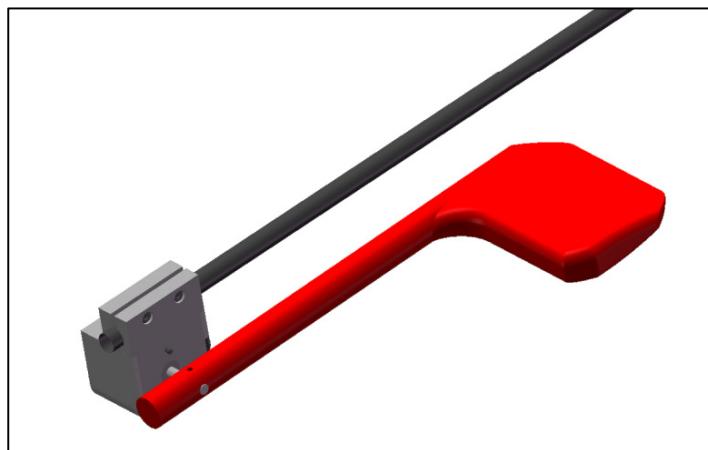


Figure 5.5 Capteur d'angle d'attaque

Ces capteurs d'angles aérodynamiques ressemblent beaucoup à ceux que l'on retrouve sur les avions pleine taille lors des tests avant la production et lors de la certification d'un avion. Ils sont aussi semblables à ceux utilisés par Wypyszynski (2009, p. 15) et Owens, Cox et Morelli (2006, p. 2) sur leurs drones respectifs.

Finalement, les encodeurs magnétiques utilisés sont le kit de développement des AM4096 soit le RMK4 de RLS. Ces encodeurs comptent beaucoup d'avantages. Tout d'abord, la lecture se fait sans friction, ensuite la résolution est très élevée : 4096 pas par tour, quelque chose d'inatteignable dans le domaine des encodeurs optiques aussi compacts. Ils sont extrêmement compacts et légers et ils possèdent une multitude de sorties différentes (TWI, fréquentielle en quadrature, en tension proportionnelle, etc..). Dans notre cas, c'est la sortie fréquentielle en quadrature qui est utilisée pour sa consommation nulle en termes de temps de calcul quand le processeur possède un compteur de signaux en quadrature intégré comme c'est le cas pour notre DSP. L'impulsion d'index indique au DSP où se trouve la position zéro de l'encodeur. Ce n'est qu'après plusieurs tests en vol que l'auteur de ces lignes s'est rendu compte que la position de l'index pouvait être programmée dans le capteur à l'aide de l'interface TWI. Un programmeur fut improvisé à partir d'une carte de développement d'Atmel, le STK-500 avec un microcontrôleur ATMEGA1280. Après quelques lignes de code, les positions des zéros des encodeurs ont été calibrées à l'interne.

Le montage de ces capteurs se fait très en avant de l'aile pour essayer d'être le moins possible dans la zone d'influence aérodynamique de l'aile. En effet, le capteur d'angle d'attaque est vulnérable à la déflexion de l'air vers le haut (*upwash*) causée par la portance de l'aile (Figure 5.6) et le capteur de l'angle de dérapage est vulnérable à la déflexion de l'air vers l'extérieur de l'aile.

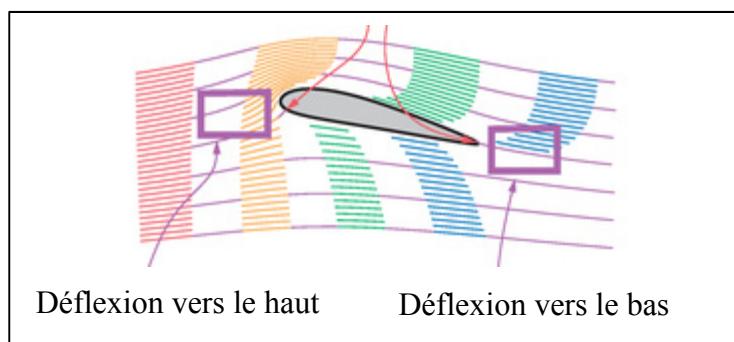


Figure 5.6 Déflexion de l'air autour d'une aile
Tirée de Denker (2008)

La procédure de calibration de ces capteurs aurait dû inclure un test en soufflerie, non seulement pour tenir compte de l'influence aérodynamique de l'aile, mais aussi des caractéristiques propres à chaque girouette fabriquée. En effet, étant donné qu'elles sont faites à la main la position dans laquelle elles s'orientent dans le vent n'est pas nécessairement répétable d'une girouette à l'autre. Malheureusement, l'accès à une soufflerie assez grande pour accueillir la MOUETS fut impossible pour la durée de ce travail. Les capteurs furent calibrés à partir des données de vol, ainsi pour des vols stables, en ligne droite avec les ailes au niveau il fut considéré que l'angle de dérapage était nul et que l'angle d'attaque correspondait à la valeur théorique des tables aérodynamique en fonction de la vitesse du vol pour soutenir le poids de l'avion en vol ($\alpha = -4.5^\circ$ pour 28m/s).

Dans un autre ordre d'idée, le *T-Wing*, un drone à décollage vertical de l'université de Sydney, utilise un anémomètre ultrasonique 2D pour évaluer en tout temps la vitesse et la direction du vent pour un vol stationnaire stable en conditions extérieures. (Stone et al. (2008, p. 679))

Un capteur de vent ultrasonique 3D comme celui illustré Figure 5.7 éliminerait le besoin d'un tube Pitot et des capteurs maison d'angle d'attaque et de dérapage et rassemblerait ainsi ces trois capteurs en un seul. Le développement d'un anémomètre ultrasonique 3D, ultra léger et montable sur un drone est une avenue qui mérite d'être explorée.



Figure 5.7 Anémomètre ultrasonique 3D
Tirée de R. M. Young Company (2011)

5.1.1.6 Module GPS SPK-GPS-GS405 (SPK Electronics Co., Ltd)

Ce module GPS est muni du jeu de puces (*chipset*) SiRFstarIII reconnu pour sa fiabilité et la sensibilité de son récepteur dans les conditions difficiles avec beaucoup de réflexions. L'antenne hélicoïdale est omnidirectionnelle ce qui est intéressant pour l'utilisation dans un drone qui n'a pas nécessairement une assiette stable. Le taux de rafraîchissement de la position est de 1Hz, ce qui est juste suffisant pour notre application. En effet, si on prend en ligne de compte que la position lue par le GPS est précise à +/- 10m pour des vitesses de vol du drone qui tournent autour de 30m/s alors même si le GPS rafraîchit sa position plus rapidement, le gain en performance n'est pas énorme. Ce module compte 20 canaux et peut donc traiter 20 signaux de satellites en même temps. Le montage avec une batterie de sauvegarde sur la carte permet des démarriages à chaud et une acquisition des satellites en huit secondes. Il supporte aussi l'évaluation de l'altitude, comme la plupart des GPS.

Cependant à l'utilisation, l'évaluation de l'altitude peut être en retard de deux à quatre secondes, sans compter que l'évaluation de l'altitude cesse très souvent de fonctionner en plein vol pour une raison inconnue. Il est à noter que l'évaluation de la position géographique, elle, est fiable et continue de fonctionner sans problème même lorsque l'évaluation de l'altitude ne fonctionne plus. Pour en terminer sur le sujet de l'altitude, elle s'est révélée très peu précise (~ +/- 25m), comme dans le cas de la plupart des modules GPS adaptés à notre application. En effet, ceux-ci souffrent de la géométrie du problème de positionnement, des réflexions environnantes (l'antenne omnidirectionnelle étant nécessaire) et des jeux de puces allégés pour atteindre le degré de miniaturisation nécessaire pour l'intégration dans le drone. L'altitude barométrique évaluée par le capteur de pression SPC1000 est excellente cependant. L'altitude du GPS n'est donc pas nécessaire à moins de missions prolongées durant lesquelles la pression atmosphérique pourrait changer et ainsi induire en erreur le drone. De nouveaux modules GPS beaucoup plus performants sont arrivés sur le marché depuis l'achat du GS-405, *Sparkfun.com* en compte une myriade intéressante.

Les informations du GPS sont contenues dans des trames présentées selon le format NMEA-0183 où NMEA fait référence à la *National Marine Electronics Association*. Ces informations sont envoyées par un port USART à une vitesse de 4800 bps à un taux de rafraîchissement de 1 Hz.

5.1.1.7 Radio-MODEM XBee-Pro® (Digi International Inc.)

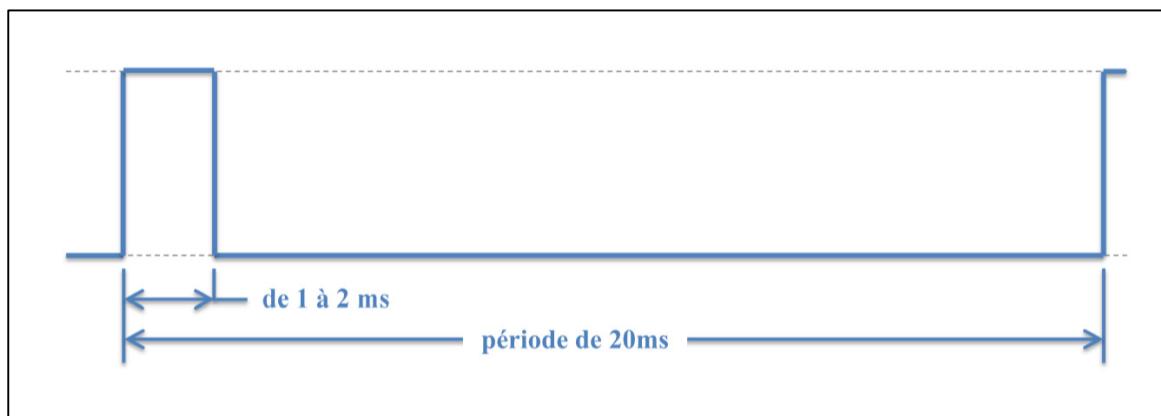
Ce radio-MODEM permet de communiquer sans fil avec un ordinateur au sol pour le transfert des données de vol. Le XBee-Pro® est utilisé comme un simple pont USART sans fil permettant de transmettre des données à une vitesse annoncée de plus de 250 kbps. En réalité, des taux de transfert supérieurs à 57,6 kbps provoquent des erreurs de transmission, même lorsque le transmetteur et le récepteur sont côte à côte. La prise en charge du contrôle de flux matériel n'a malheureusement pas réglé le problème. La conception de la télémétrie a donc pris cette limitation en ligne de compte.

La portée annoncée du module est très longue soit environ 1,6 km, dans la réalité la transmission demeure bonne et sans trop d'erreurs de transmission dans un rayon de 500m environ ce qui est suffisant pour le vol avec pilote en ligne de vue. Il a par contre l'avantage d'être très compact pour sa performance.

L'avantage du module XBee-Pro® et du protocole ZigBee en général est le support du réseautage en maille qui permet d'étendre automatiquement la portée d'un appareil grâce à la présence d'un deuxième appareil plus loin qui répète les informations transmises par le premier à travers le réseau. Dans notre cas cela pourrait être intéressant pour des applications futures d'essaim de drones. Le GREPCI utilisait déjà ces modules, donc la disponibilité et la simplicité auront eu raison du choix du radio-MODEM. Cependant, étant donné que l'objectif de ce mémoire n'était pas la collaboration entre plusieurs drones, le choix d'un radio-MODEM plus puissant sans support réseau aurait été plus avisé. Entre autre, la gamme XTend® de Digi avec sa portée pouvant atteindre les 60km et un débit de 115,2 kps aurait été un bon choix.

5.1.1.8 Lecture des commandes du pilote (récepteur)

Les commandes du pilote sont transmises sans fil à l'aide d'une télécommande standard de radio modélisme à six canaux dans les mains du pilote et d'un récepteur standard à l'intérieur de l'avion (*voir* Tableau 5.1). Seulement cinq de ces canaux sont utilisés dont quatre ont une sortie proportionnelle à la position des commandes de la manette. Le cinquième canal est assigné à l'interrupteur multifonctionnel qui sert à activer et désactiver le contrôle manuel ainsi qu'à spécifier le mode de vol à utiliser au DSP. La sortie d'un des canaux du côté du récepteur est illustrée à la Figure 5.8.



Il s'agit du train d'onde standard en radio modélisme pour commander la position des servomoteurs. L'impulsion se répète à toutes les 20ms et la largeur de celle-ci détermine la position à adopter pour le servomoteur. Dans notre cas, l'idée est de lire ces impulsions pour les interpréter à l'intérieur du microcontrôleur. Pour réduire le temps passé par le processeur pour la lecture de ces trains d'ondes au maximum, l'utilisation de l'interface de capture d'entrée du microcontrôleur est examinée. Or le AVR32 possède la fonction de capture de forme d'onde, ce qui réduit encore plus l'utilisation du processeur. Le seul accroc à cette solution est qu'il n'y a que deux entrées disponibles sur le microcontrôleur alors qu'il y a cinq trains d'ondes à lire. Heureusement, il fut remarqué lors de tests à l'oscilloscope que la

mise à jour des différents canaux du récepteur est séquentielle ce qui permet d'utiliser une porte OU pour multiplexer le signal tel qu'illustré à la Figure 5.9.

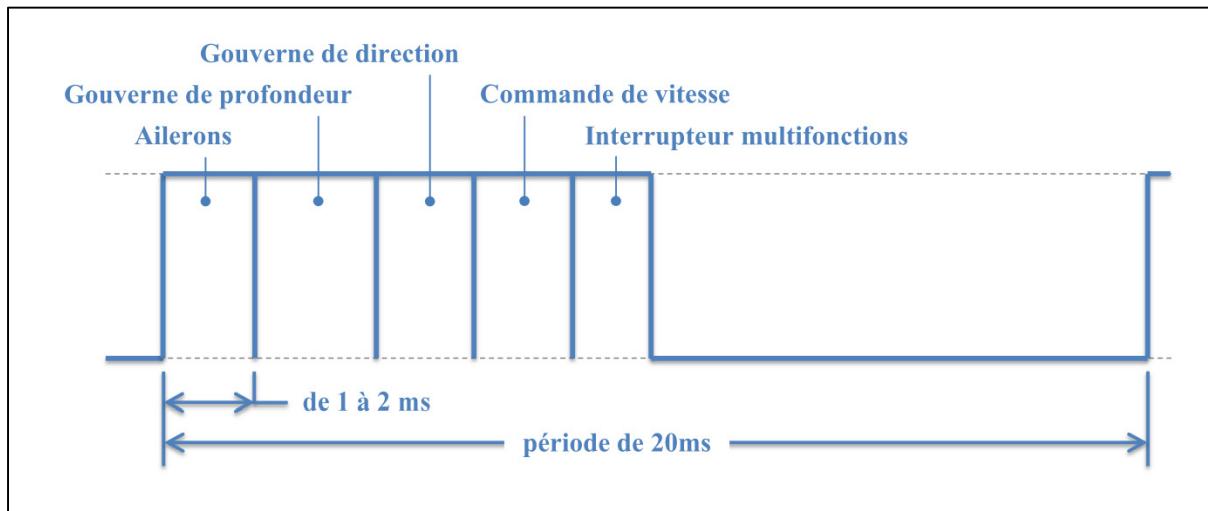


Figure 5.9 Train d'onde multiplexé pour la lecture au microcontrôleur

La séquence demeure toujours la même et la période d'inactivité à la fin du train d'onde permet la synchronisation du signal. L'interface de capture d'entrée est basée sur un compteur 16 bits qui atteint sa valeur maximum en environ 8.7ms, à chaque front descendant la valeur du compteur est mise à zéro. S'il y a un dépassement du compteur ou une lecture d'une valeur supérieure au maximum attendu alors c'est que la prochaine lecture est celle des ailerons. Après l'acquisition des canaux, les lectures sont reconvertis sur 8 bits puisque cette résolution est suffisante pour notre utilisation.

5.1.1.9 Contrôle des servomoteurs

Pour le contrôle des servomoteurs, le microcontrôleur dispose de sept canaux de PWM avec un compteur de 20bits par canal. Il suffit alors simplement de reproduire le signal illustré à la Figure 5.8.

5.1.2 Architecture du contrôle

Nous avons deux contrôleurs dans ce projet, un AVR32 de la compagnie Atmel (AT32UC3B0256), qui agit un peu comme la colonne vertébrale du système. Ce dernier recueille les données des périphériques et envoie ensuite les informations prétraitées à un *Digital Signal Processor* (DSP) de la compagnie Texas Instruments (TI) (TMS320F28335) qui agit un peu comme le cerveau du système, c'est lui qui contient l'algorithme de commande de l'avion. Une fois les informations des capteurs passées dans l'algorithme du DSP, ce dernier envoie au microcontrôleur la nouvelle commande calculée pour que ce dernier s'occupe de mettre à jour la position des surfaces de contrôle et la commande de puissance du moteur. En tout temps le pilote peut reprendre le contrôle du drone en actionnant un interrupteur sur la télécommande, le microcontrôleur redirige alors directement les commandes du pilote aux servomoteurs des surfaces de contrôle et au variateur de vitesse électronique.

Pourquoi avoir séparé la tâche entre un microcontrôleur et un DSP? Premièrement, cette séparation du problème s'assure que le code de bas niveau (celui du microcontrôleur) s'occupant des tâches qui dépendent de la configuration matérielle de la carte est complètement indépendant du code de haut niveau (celui du DSP) qui consiste en des algorithmes expérimentaux utilisés pour la recherche. Ainsi la modification du code de haut niveau par un utilisateur plus ou moins expérimenté ne posera aucun problème au niveau du code de contrôle des périphériques, ce qui facilite le déverminage. Aussi le même code de haut niveau peut être réutilisé sur plusieurs cartes différentes avec des types de périphériques différents. Des tests peuvent être effectués en retirant physiquement le DSP d'une première carte de contrôle vers une deuxième, dans le but aussi de faciliter le déverminage lors des mises à jour matérielle de la carte de contrôle. Ensuite, cela permet d'éviter le gaspillage de temps processeur pour la gestion des périphériques. Finalement, la programmation des pilotes pour communiquer avec les différents périphériques est pratiquement impossible à faire dans le cas du DSP si on veut profiter du *Target Support Package* de MATLAB/Simulink pour la génération automatique de son code.

5.1.3 Choix du contrôleur de bas niveau

Le contrôleur de bas niveau, le microcontrôleur AVR32 de Atmel a été choisi parce qu'il rencontrait un certain nombre d'exigences formulées au départ. En premier lieu, le contrôleur de bas niveau devait pouvoir s'interfacer avec les périphériques nommés plus haut et avec le récepteur de la télécommande. Le Tableau 5.2 dresse une liste des interfaces que doit compter le microcontrôleur :

Tableau 5.2 Besoins du contrôleur de bas niveau en termes d'interface

Périphérique	Interface					
	SPI	USART	TWI	Capture d'entrée	Compteur de signaux en quadrature	Sorties PWM
Centrale Inertielle	1	-	-	-	-	-
Altimètre	1	-	-	-	-	-
Magnétomètre	-	-	1	-	-	-
CAN externe	1	-	-	-	-	-
GPS	-	1	-	-	-	-
Radio-MODEM	-	1	-	-	-	-
Communication avec le DSP	-	1	-	-	-	-
Signaux multiplexés du récepteur	-	-	-	1	-	-
Encodeur des capteurs d'angle aérodynamique	-	-	-	-	2	-
Commande des servomoteurs et variateur de vitesse	-	-	-	-	-	4
Total	3	3	1	1	2	4

Notez que le compteur de signaux en quadrature n'était pas disponible sur le AVR32 donc les encodeurs ont été connectés au DSP directement.

Ensuite, le contrôleur de bas niveau devait être peu couteux, puissant, de taille réduite et devait demander un minimum de composants extérieurs pour son fonctionnement. Il devait aussi être simple d'utilisation et c'est ce dernier point qui distingua le AVR32 de ses concurrents. En effet, des librairies d'exemple et les pilotes des interfaces du microcontrôleur sont inclus gratuitement avec le AVR32, ce qui réduit beaucoup le temps de développement. De plus, l'environnement de développement AVR32 Studio a été implanté sous Eclipse IDE, un environnement de développement ouvert très reconnu, facile à utiliser et convivial pour programmer et déverminer. Également, si jamais un autre étudiant de l'école avait à modifier le projet, la famille des microcontrôleurs Atmel est présentée dans le cadre du cours ELE-542 (systèmes ordinés en temps réel) à l'école. Finalement, le GREPCI les a utilisés souvent dans le passé pour d'autres projets.

5.1.4 Choix du contrôleur haut niveau

Les DSPs de TI sont introduits dans le cours de maîtrise SYS835 (Processeur numérique du signal et ses applications). C'est aussi dans ce cours que le *Target Support Package* de MATLAB/Simulink est introduit. La fonctionnalité de génération automatique du code à partir d'un schéma Simulink est intéressante pour notre projet puisque le code de haut niveau doit être facilement interchangeable pour permettre des tests rapides et efficaces de différents algorithmes de contrôle. C'est d'abord pour cette fonctionnalité et la connaissance de cette technologie que ce fabricant fut retenu pour le choix du contrôleur de haut niveau. Ensuite, la présence d'une unité point flottant est essentielle pour simplifier la programmation et augmenter la capacité de traitement du processeur. Aussi comme le contrôleur de bas niveau, le contrôleur de haut niveau devait être peu couteux, puissant, de taille réduite et devait demander un minimum de composants extérieurs pour son fonctionnement.

Dans le cas du DSP TM320F28335 de TI, les performances sont au rendez-vous avec une unité point flottant simple précision et une vitesse d'horloge disponible jusqu'à 150MHz. Avec 68ko de SRAM, la mémoire est suffisante pour notre application. En effet, les 9950 coefficients aérodynamiques consomment environ 38,9ko de SRAM, ainsi il reste un confortable 29,1ko pour rouler le reste du code. En termes de mémoire non-volatile, les 512ko de Flash sont plus que suffisants. En matière d'interfaces, seuls un port USART et deux compteurs de signaux en quadrature sont nécessaires, ce que le TMS320F28335 possède. Ensuite, ce processeur a l'avantage d'avoir des outils de développement moins couteux que les autres DSP de TI. En effet, son émulateur JTAG (le XDS510LC) ne coûte que 250\$ tandis que ceux des autres séries sont rarement en dessous des 1000\$ et peuvent atteindre jusqu'à 4000\$.

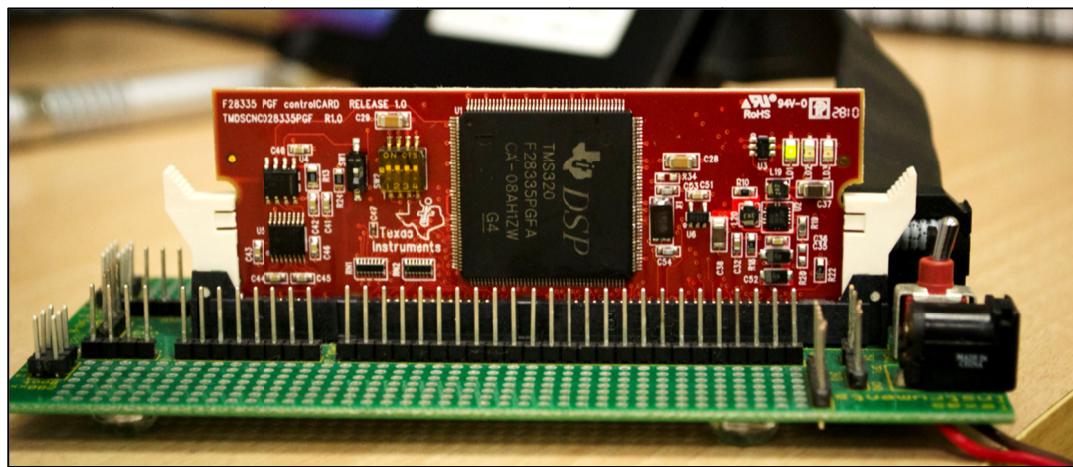


Figure 5.10 La controlCARD™ DSP TMDSCNCD28335 de TI sur sa plateforme d'expérimentation

Ensuite, le processeur est disponible en controlCARD™ (TMDSCNCD28335), il s'agit d'un circuit imprimé déjà monté par TI avec tous les composants extérieurs que le DSP a besoin pour fonctionner. Le circuit imprimé se présente sous le format *Dual in-line memory module* (DIMM) à 100 broches (*voir* Figure 5.10), il s'agit d'un format pratique et compact puisqu'il exploite la troisième dimension de l'espace disponible sur notre carte de contrôle.

Le seul point négatif est que le logiciel de développement Code Composer Studio V3.3 est très limité et archaïque. Heureusement la majorité du développement du logiciel du contrôleur de haut niveau s'est fait à l'aide de Simulink.

5.1.5 Alimentation

La batterie de l'avion se divise en deux sous-batteries, une batterie de 11.1V située à l'arrière de l'avion et une de 22.2V située à l'avant. La batterie est ainsi divisée pour permettre le positionnement du centre de masse en dessous du point d'application de la force de portance de l'aile (*voir Figure 5.2*). La tension totale de la batterie pour la propulsion est donc de 33.3V. Une tension aussi élevée est nécessaire pour faire tourner le moteur à la vitesse désirée pour avoir un maximum de puissance au décollage et réduire les risques d'accident. La batterie de 11.1V alimente aussi le régulateur de puissance des servomoteurs et la carte de contrôle (*voir Figure 5.1*). Or la carte de contrôle possède une entrée pour surveiller la tension de la pile et en tenir informer l'équipe au sol, un signal auditif se fait entendre au niveau de la télémétrie si la pile s'avère trop basse. La tension de la batterie arrière est significative de l'état de la batterie au complet, car elle est de même capacité que la pile avant, mais elle se décharge légèrement plus rapidement à cause de la demande en courant des servomoteurs et de la carte de contrôle elle-même. L'autonomie de la batterie est d'environ sept minutes en vol.

5.1.6 Câblage

Étant donné que les connecteurs qui étaient prévus sur la carte sont très rapprochés et difficiles d'accès, les connecteurs ont été remplacés par une solution plus fiable et flexible. Des câbles avec des connecteurs en ligne ont été directement soudés sur la carte, cela permet de connecter la carte avant de l'insérer dans l'avion grâce à la longueur de câble ajoutée. Aussi une bonne identification des câbles permet un montage sans erreur à chaque reprise.

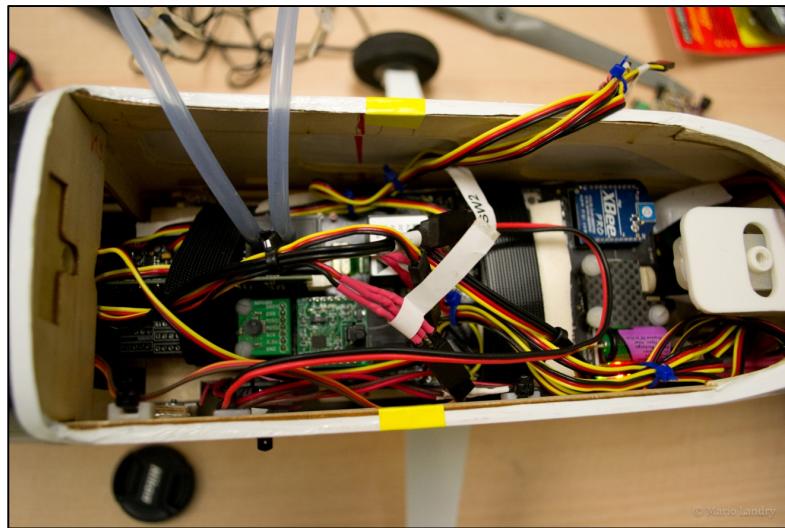


Figure 5.11 Câblage à l'intérieur du drone

5.1.7 Constraintes physiques

5.1.7.1 Poids

Étant donné que l'avion doit être le plus léger possible, le moins de pièces possibles ont été utilisés. La surface du circuit imprimé aussi est réduite, mais pourrait l'être encore. L'ensemble de la carte et son câblage pèsent environ 200g.

5.1.7.2 Dimensions extérieures

Le circuit imprimé a d'abord été pensé pour un autre avion que le NexSTAR, c'est ce qui explique sa forme de bouteille qui correspondait à l'espace disponible dans l'ancien avion. Le développement de l'ancien avion a été abandonné en cours de route étant donné qu'il n'était pas assez solide ni assez grand pour porter le poids des équipements de contrôle.

5.1.7.3 Position du CM

Le positionnement de la centrale inertuelle par rapport au centre de masse (CM) de l'avion est très important. Comme mentionné à la section précédente, la carte a été conçue au départ en

fonction d'un autre avion et de son CM. Heureusement, l'espace disponible autour du CM du NexSTAR permet le positionnement correct de la carte de contrôle. La fiche signalétique de la centrale inertuelle nous informe que les axes sensibles de la centrale inertuelle correspondent aux arêtes extérieures du boîtier de la centrale inertuelle. Une marque sur le circuit imprimé indique où placer la carte par rapport au CM du drone. (*voir* Figure 5.12).

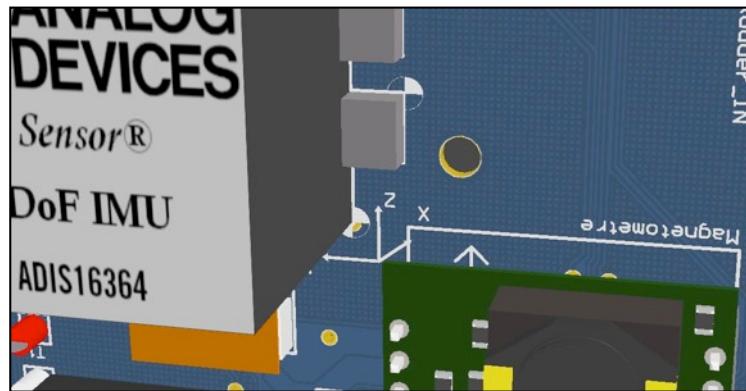


Figure 5.12 Marque indiquant où placer la carte par rapport au CM du drone

De plus, le positionnement des pièces sur le circuit imprimé fut pensé pour réduire la différence entre le centre de masse de la carte en tant que telle et le centre de masse de l'avion (la position de la centrale inertuelle). Aucun calcul élaboré pour ajuster le centre de masse à la conception n'a été utilisé. Malgré tout, après le montage de la carte réelle le CM de la carte fut mesuré et il est à moins d'un cm vers l'arrière du drone par rapport à celui du drone et environ un demi-cm vers la gauche. Cette coïncidence facilite la répartition des masses dans le drone car la carte de contrôle n'a pas besoin d'être à bord lors des ajustements de masse puisque son ajout ne déplace pas le CM du drone.

N. B. : Les schémas modifiés et originaux, ainsi que les fichiers du circuit imprimé et les principales fiches techniques sont disponibles à l'adresse suivante :
<http://code.google.com/p/mouets/>

5.2 Conception du logiciel du microcontrôleur

Dans cette section, une présentation des services développés pour communiquer avec les périphériques ainsi qu'une explication du fonctionnement de chaque service sera présentée. Les fonctions utilisées pour communiquer et configurer les périphériques ont été prises dans la librairie fournie avec le AVR32 soit le *Software Framework* pour AVR32 ver. 1.4.0.

5.2.1 Structure du code

La structure du code développé a été faite en fonction du désir de simplifier au maximum le code de haut niveau tout en permettant une certaine flexibilité dans l'utilisation des fonctions pour l'utilisateur. Ceci permet de pouvoir faire des modifications sans nécessairement comprendre tout le code qui a été développé ici. De plus, une implémentation divisée pour chaque périphérique permet l'élimination ou le remplacement facile d'un ou de plusieurs d'entre eux si cela est nécessaire.

Voici maintenant, en ordre chronologique, les principaux évènements du programme principal. Le microcontrôleur initialise ses registres, les différents périphériques et finalement la minuterie de surveillance (*watchdog timer*). Cette dernière est une minuterie qui envoie une interruption de *reset* au processeur si elle n'est pas remise à zéro à temps. Ceci permet de s'assurer du bon fonctionnement du code une fois dans les airs. Cette fonctionnalité a d'ailleurs sauvé la MOUETS d'un écrasement certain à quelques reprises. L'échantillonnage des données désirées commence ensuite à un taux de 50 Hz. À chaque fois que 20ms s'écoulent dans le compteur principal, les données provenant des périphériques avec un taux d'échantillonnage possible d'au-delà de 50 Hz sont récupérées (*voir* Figure 5.13). Une vérification de l'état des tampons de réception des données GPS est ensuite faite. Si une trame a été reçue on emmagasine les données qui ont été envoyées par le récepteur GPS et on continue l'exécution.

On ajuste ensuite la sortie des servomoteurs et du variateur de vitesse électronique. Si l'autopilote est activé, ce sont les commandes envoyées par le DSP qui sont utilisées, sinon le

service des servomoteurs s'occupe de reproduire aux sorties PWM le signal envoyé par le récepteur de la télécommande. Ensuite, les données sont envoyées au DSP et à la télémétrie via le service USART. Finalement, on remet à zéro la minuterie de surveillance, on se remet ensuite en attente pour le temps restant.

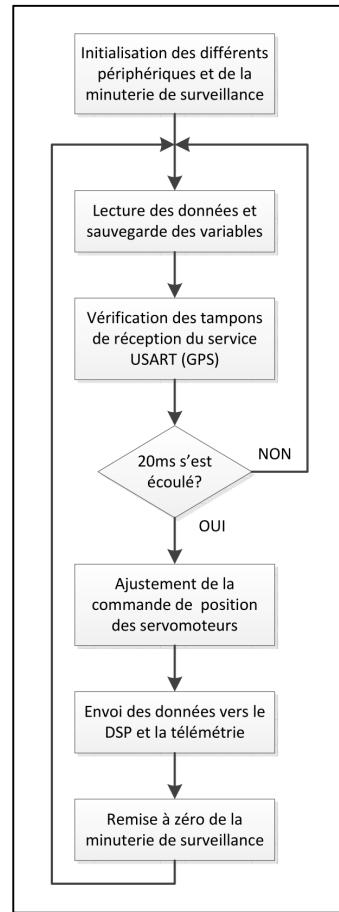


Figure 5.13 Structure du programme principal du microcontrôleur

5.2.2 Services développés

Quatre structures de services ont été développées pour chaque type d'interface :

1. Les services USART;
2. Les services SPI;
3. Le service TWI;
4. Le service pour le contrôle des servomoteurs.

Ces services ont permis d'écrire le programme principal sans trop de complications pour contrôler les différents périphériques.

5.2.2.1 Services de transmission et de réception de données USART

Le service USART de transmission et de réception des données possède deux tampons circulaires, un de réception et un de transmission permettant d'emmagasiner les caractères à envoyer ou à recevoir. Ces tampons possèdent une grandeur par défaut de 250 caractères.

Pour utiliser le service, une fonction d'initialisation doit être appelée avant l'utilisation des autres fonctions.

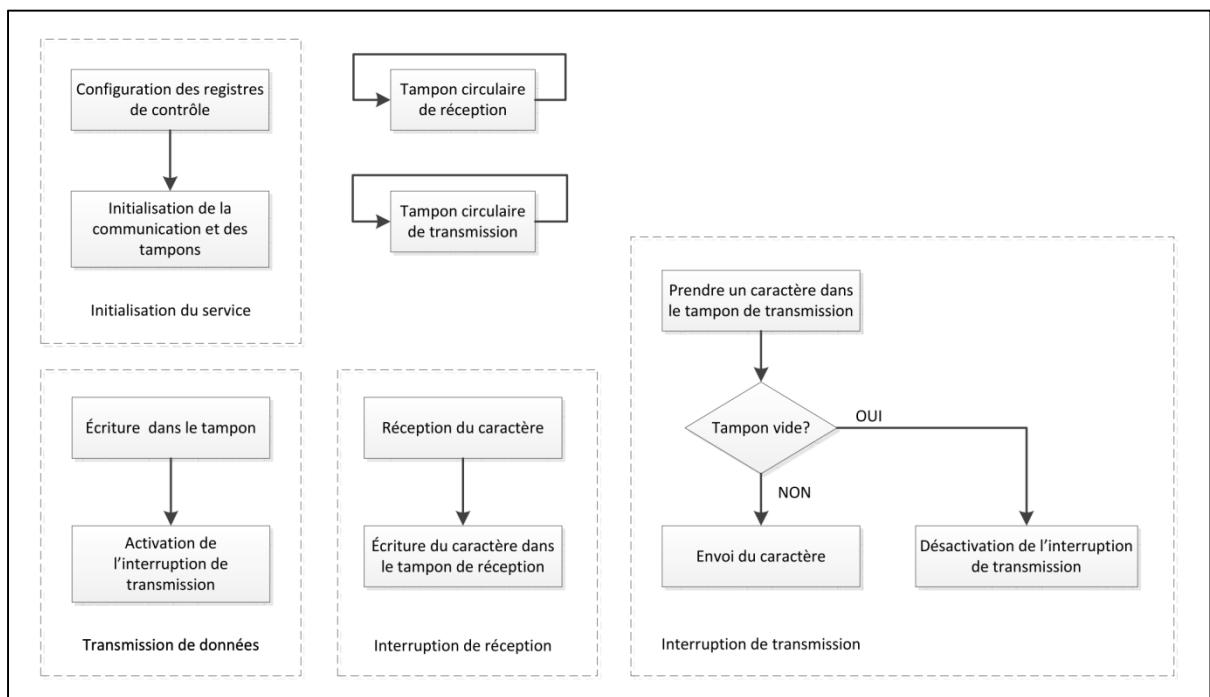


Figure 5.14 Service USART - Transmission et réception de données

Une fois cette fonction exécutée, l'interruption de réception est activée, ainsi à chaque caractère reçu la fonction de l'interruption est appelée et va placer le caractère reçu dans le tampon circulaire de réception. Ensuite on peut lire le contenu du tampon de réception à chaque cycle de rafraîchissement des données.

La transmission du message ou de la trame contenant les données désirées par le DSP et la télémétrie se fait selon le même principe. La trame est d'abord écrite dans le tampon circulaire de transmission à la suite des anciennes données (transmises ou non). Une fois les données écrites, l'interruption de transmission est activée et tant et aussi longtemps que des caractères sont disponibles dans le tampon de transmission l'interruption se déclenche pour transmettre le caractère suivant. Ceci permet de continuer l'exécution du programme pendant l'attente de la transmission des caractères déjà inscrits dans le tampon.

5.2.2.2 Services SPI

Les services SPI comprennent aussi malgré quelques différences une fonction d'initialisation et une fonction pour la lecture de données.

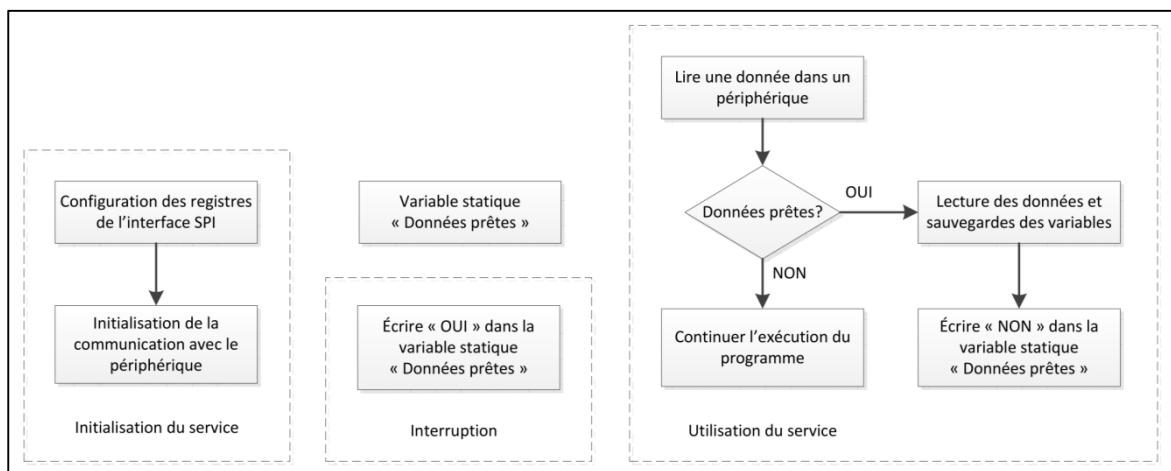


Figure 5.15 Service SPI

L'utilisation des services SPI pour la centrale inertuelle, le capteur de pression statique ou le convertisseur analogique à digital externe se fait en trois étapes simples. Les registres du contrôleur SPI sont configurés. Le périphérique est ensuite initialisé en communiquant la configuration désirée. Lorsque les données sont prêtes à être lues, le périphérique lève une interruption et le processeur prend note que les données sont prêtes. À la prochaine itération du programme principal, ce dernier utilise la fonction de lecture de données en lui

transmettant l'adresse de la variable ou du tampon dans lequel elle doit sauvegarder les données. Ensuite le programme principal peut utiliser les nouvelles données.

5.2.2.3 Service TWI

Le service TWI agit exactement de la même façon que le service SPI.

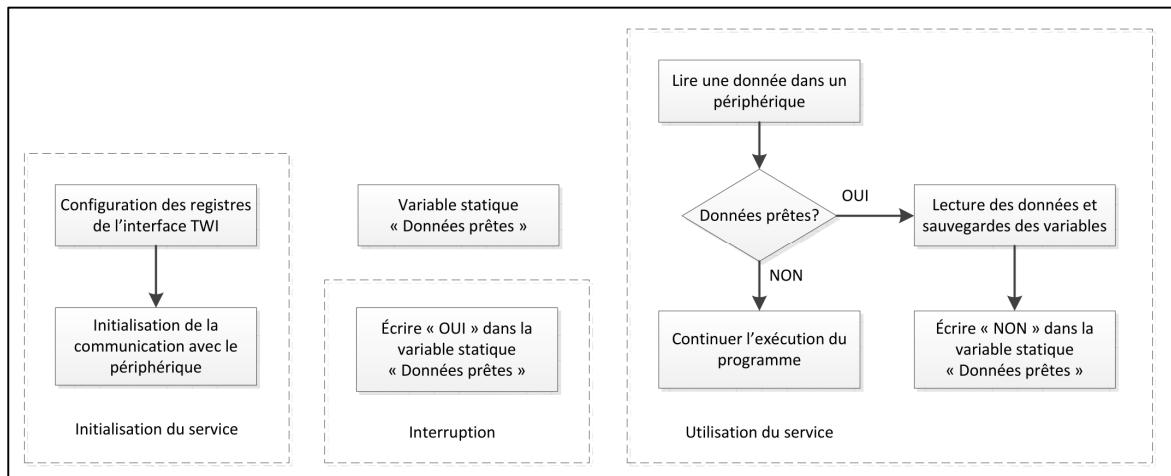


Figure 5.16 Service TWI

On appelle la fonction d'initialisation du périphérique. Les registres du contrôleur TWI sont configurés. Lorsque les données sont prêtes à être lues, le périphérique lève une interruption et le processeur prend note que les données sont prêtes. À la prochaine itération du programme principal, ce dernier utilise la fonction de lecture de données en lui transmettant l'adresse de la variable ou du tampon dans lequel elle doit sauvegarder les données. Ensuite le programme principal peut utiliser les nouvelles données.

5.2.2.4 Service pour le contrôle des servomoteurs

Le service pour le contrôle des servomoteurs permet de faire la gestion des modes de contrôle manuel et de pilotage automatique

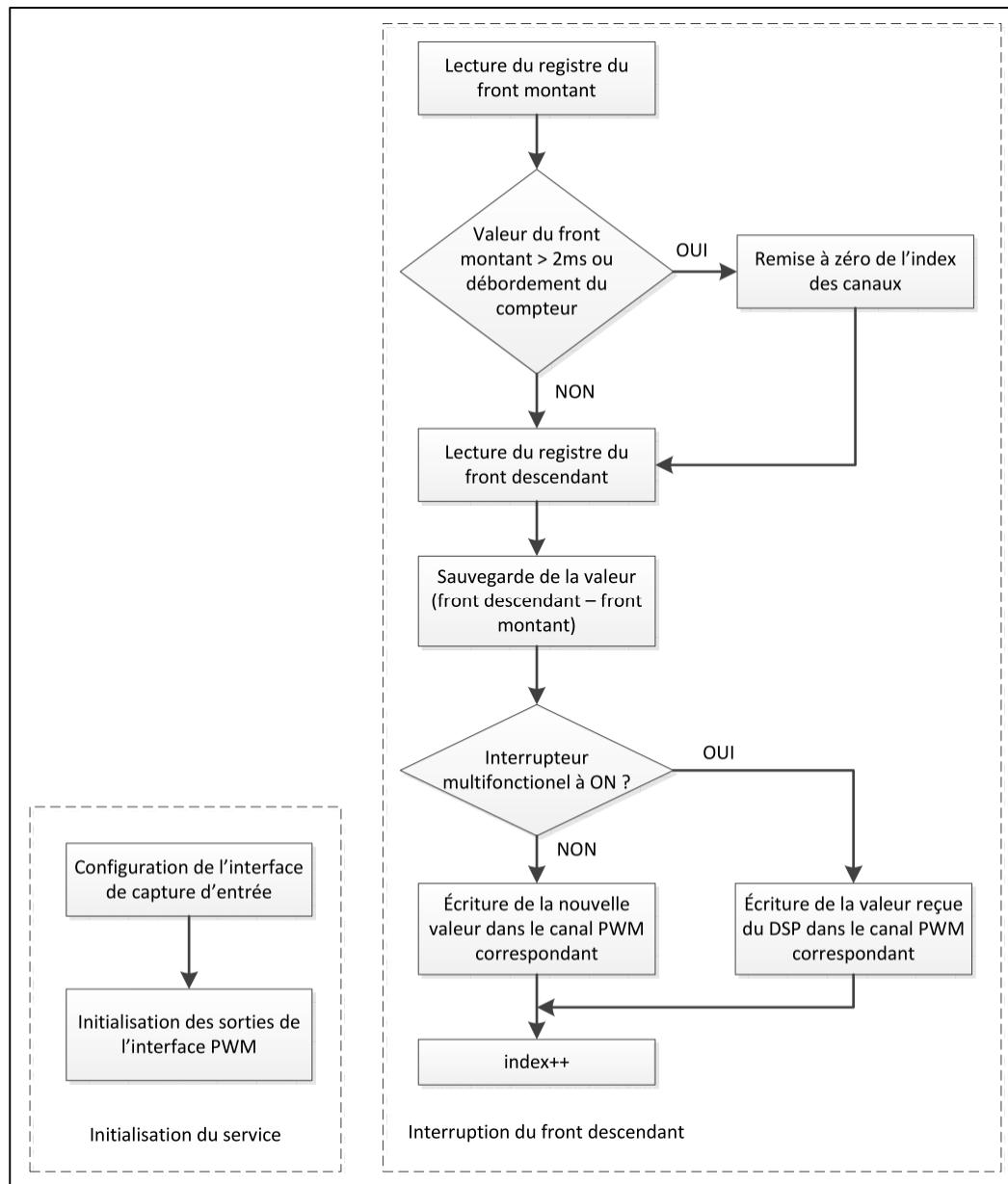


Figure 5.17 Service pour le contrôle des servomoteurs

Le service est initialisé de la même façon que les deux autres. On appelle une fonction d'initialisation qui configure les différents registres de l'interface de capture d'entrée afin de mesurer la largeur du train d'impulsion provenant du récepteur de la télécommande. On initialise ensuite les registres pour l'interface PWM qui s'occupe de la génération de largeur d'impulsion pour le contrôle des servomoteurs.

La lecture du train d’impulsion s’effectue par interruption. À chaque fois qu’un front descendant est détecté, le compteur est remis à zéro et l’interruption est activée. On détermine tout d’abord si on a attendu plus de 2 ms entre le dernier front descendant et le nouveau front montant. Si oui, on en déduit que nous avons reçu une séquence complète et qu’on recommence à zéro. On calcule la longueur de la largeur d’impulsion en soustrayant le temps de réception du front au temps de réception du front descendant. Cette valeur est enregistrée et on ajuste la sortie PWM correspondante si l’interrupteur multifonctionnel n’est pas activé. Si l’interrupteur multifonctionnel est activé, c’est la valeur reçue du DSP qui est utilisé. On incrémente ensuite l’index et on sort de l’interruption.

5.2.3 Format de la trame pour le DSP et Télémétrie

Un format de trame a été construit pour permettre la transmission des données du microcontrôleur AVR32 vers le DSP et la télémétrie (*voir ANNEXE I*). La trame possède des séparateurs « ; » pour séparer les différentes données et pouvoir compter le nombre de données reçues et le nombre de caractères par données reçus. Finalement, les séparateurs ne sont pas utilisés dans la version finale du code même s’ils sont encore là. Une version plus robuste de la trame devra être étudiée dans les travaux à venir car actuellement la perte d’une seule donnée, entraîne actuellement la perte de toute la trame. La trame comporte 896 bits (112 octets). Elle comporte toutes les données utiles pour le contrôle de l’avion. Le Tableau 5.3 propose une analyse rapide du taux d’utilisation de l’interface USART par échantillon selon le taux de transfert choisi.

Tableau 5.3 Analyse de l’utilisation de l’interface USART

Taux de transfert	115,2 kbps	57,6 kbps	38,4 kbps
Octets/échantillon disponibles	288	144	96
Taux d’utilisation	39%	78%	117%

Ainsi, on voit qu'on doit utiliser un taux de transfert minimum de 57,6 kbps. C'est une chance, parce que le module XBee-Pro® commence à perdre des données à un taux de transfert de 115,2 kbps et plus rapide pour une raison inconnue tel que mentionné au point 5.1.1.7.

N. B. : La totalité du code utilisé pour le AVR32 est disponible à l'adresse suivante :
<http://code.google.com/p/mouets/>

5.3 Conception du logiciel du DSP

Dans cette section, seule la structure de bas niveau du logiciel du DSP sera présentée. Le fonctionnement théorique de l'estimateur utilisé pour calculer l'assiette du drone sera présenté dans le CHAPITRE 6. Finalement, l'implémentation de l'algorithme de contrôle utilisé pour les tests en vol a été présentée au CHAPITRE 4.

5.3.1 Structure du code

La structure du code est très limitée par les possibilités de Simulink. La simplicité de Simulink est un double tranchant pour certaines applications qui sont plus simples à écrire en lignes de code. La Figure 5.18, illustre le premier niveau d'imbrication du schéma Simulink utilisé pour le DSP. Le bloc « *System Initialize* » permet à l'utilisateur d'écrire du code personnalisé en C qui est inséré au début du code généré automatiquement par Simulink. Dans notre cas, on utilise ce bloc pour configurer les registres de l'interface USART du DSP (ou la *Serial Communication Interface* (SCI) comme TI l'appelle). En effet, les blocs de configuration par défaut, fournis par le *Target Support Package*, ne couvrent pas toutes les options possibles de l'interface. Dans ce cas c'est l'activation de l'interruption de réception qui n'était pas accessible via le bloc du *Target Support Package*. Ensuite, le bloc « *F28335 Stand alone code using Flash Memory* », définit toute la configuration de base du DSP. C'est dans ce bloc, qu'on gère la vitesse d'horloge, la mémoire et la configuration des interfaces et périphériques tels que de l'interface USART et la minuterie de surveillance (*watchdog timer*). Ensuite le bloc « *UAV(MOUETS)* », comprend tout le code qui s'interface avec le

microcontrôleur, les filtres et les estimateurs, ce sera le sujet principal de cette section du mémoire. Finalement, le bloc « Régulateur et générateur de commandes » contient l'algorithme de contrôle du drone et une partie génération de manœuvre en vol pour l'identification en vol tel que vue au point 3.4.2.3. Il est à noter que ce bloc possède la particularité de pouvoir être copié directement depuis le schéma Simulink de la simulation (abordé au CHAPITRE 7) jusqu'au schéma Simulink du DSP. Cette particularité permet un développement rapide et facile des contrôleurs de vol.

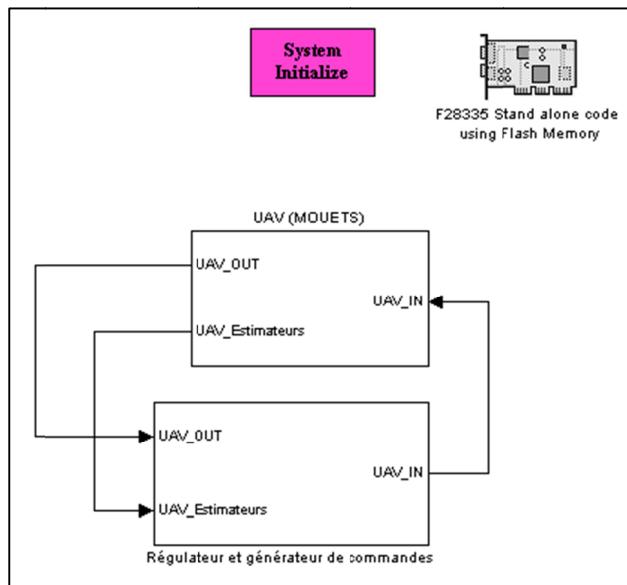


Figure 5.18 Premier niveau d'imbrication du schéma Simulink du DSP

Voici maintenant, en ordre chronologique, les principaux évènements du programme principal. Le tout est représenté par l'ordinogramme à la Figure 5.19. Tout d'abord, le DSP initialise ses différents registres et active la minuterie de surveillance. Ensuite, chaque variable reçue du microcontrôleur possède son espace réservé dans la mémoire du DSP, ainsi le DSP lit les valeurs contenues dans sa mémoire. Ensuite, les valeurs sont filtrées et les estimateurs sont mis à jour. L'algorithme de contrôle reçoit les valeurs filtrées et estimées et calcule les sorties en conséquence. Les commandes de sortie sont envoyées au microcontrôleur pour la mise à jour de la position des servomoteurs. On attend ensuite que 20ms se soient écoulées depuis le début de l'algorithme pour aller relire les nouvelles valeurs arrivées dans la mémoire du DSP et continuer le reste de l'algorithme à partir de là. Ces

données proviennent du service de transmission et réception de données USART décrit ci-dessous.

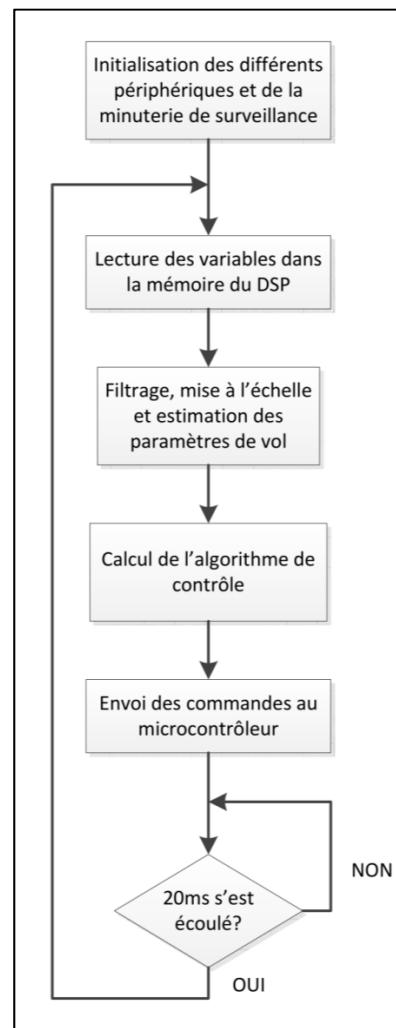


Figure 5.19 Structure du programme principal du DSP

5.3.2 Services de transmission et de réception de données USART

Le service USART de transmission et de réception des données possède, une fonction d'initialisation exécutée au début du programme principal tel que mentionné plus tôt.

Dans le cas de la réception des données, une interruption est levée à chaque fois qu'un caractère est reçu par le DSP. À chaque fois que l'interruption est exécutée, la minuterie de surveillance est remise à zéro (*voir* Figure 5.20). Ensuite, un tampon circulaire de trois caractères sert à l'identification du début de la trame. Si le contenu du tampon contient « \$\$\$ » alors le compteur de caractères reçus est remis à zéro. Dans les deux cas, on incrémentera ensuite le compteur de caractères reçus, ensuite on lit le caractère dans le registre de réception du DSP. Ensuite, on met à jour le tampon circulaire de trois caractères et finalement on écrit le caractère reçu au bon endroit dans la mémoire du DSP en se fiant au compteur de caractères reçus.

Pour la transmission des données, la fonction est activée une fois par cycle de 20ms (*voir* Figure 5.20). Les données à transmettre au microcontrôleur sont décomposées en un total de 14 caractères qui sont ensuite présentés à une boucle *For* qui s'occupe de remplir le tampon *First In First Out* (FIFO) de l'interface USART du DSP. Ce tampon est d'une taille de 16 caractères et l'interface USART est configurée pour que tout ce qui est mis dans le tampon FIFO soit automatiquement transmis sans l'intervention du processeur.

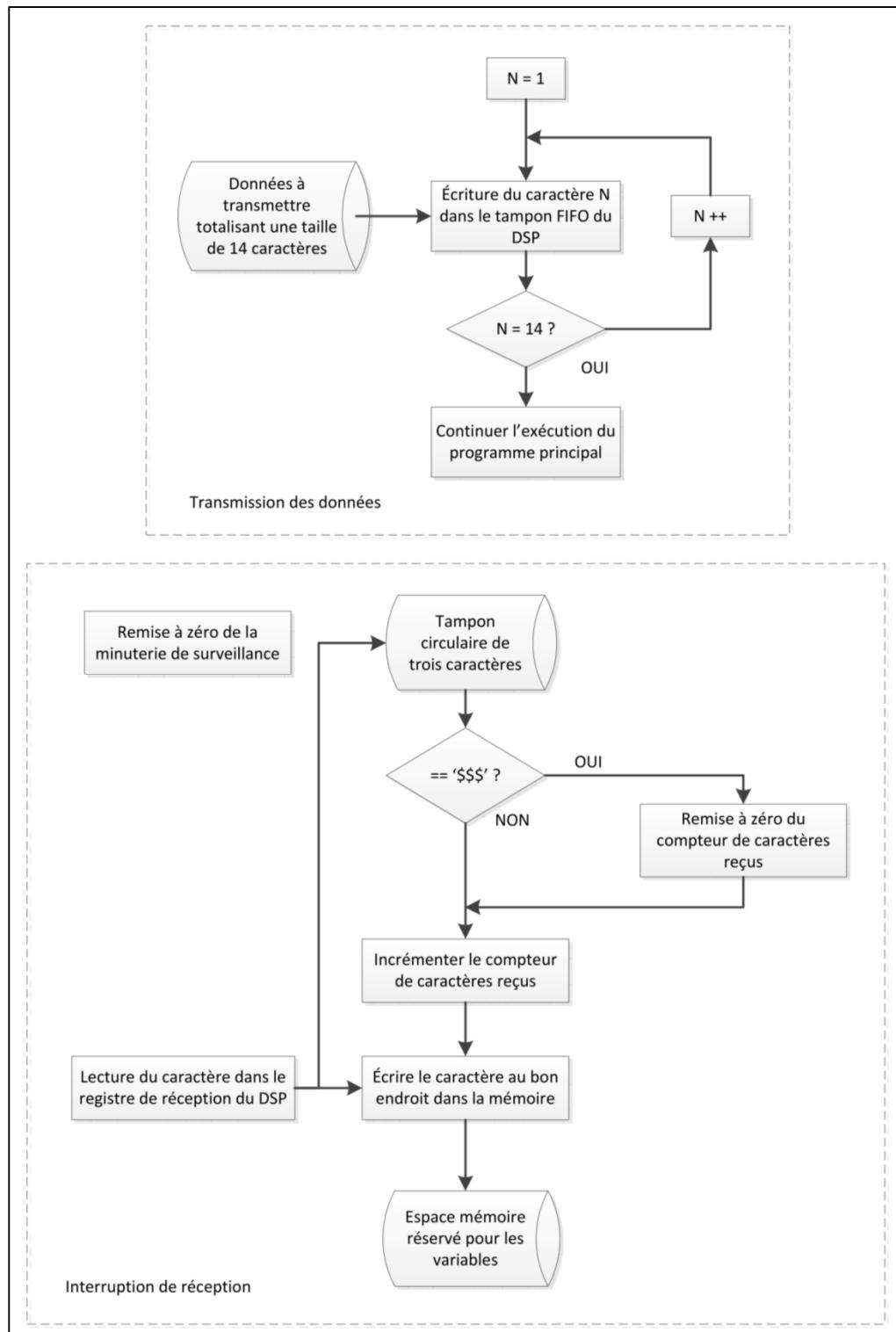


Figure 5.20 Service USART du DSP - Transmission et réception de données

5.3.3 Format de la trame à envoyer au microcontrôleur

Un format de trame a été construit pour permettre la transmission des données du DSP vers le microcontrôleur AVR32 (*voir Tableau 5.4*). La trame ne comprend aucun séparateur afin de pouvoir entrer en totalité dans le tampon FIFO de l'interface USART du DSP. Seul, un marqueur de début est utilisé (« *\$\$\$ »). La trame comporte 112 bits (14 octets). Elle comporte toutes les données utiles venant du DSP.

Tableau 5.4 Données contenues dans la trame envoyée par le DSP

#	Nom de la donnée	Format	Bits	Multiplicateur	Unité
-	« *\$\$\$ »	4 × char	32	-	-
1	Commande de puissance	uint8	8	$\sim \times 1,75 + 38$	%
2	Commande des ailerons	uint8	8	$\sim \times -5,08 + 121$	°
3	Commande de la gouverne de profondeur	uint8	8	$\sim \times 3,64 + 137$	°
4	Commande de la gouverne de direction	uint8	8	$\sim \times 5,22 + 107$	°
5	α	int16	16	$\times 360/4096$	°
6	β	int16	16	$\times 360/4096$	°
7	# de manœuvre	uint8	8	-	-
8	Non-utilisé	uint8	8	-	-
Total		-	112		

N. B. : La totalité du code utilisé pour le DSP est disponible à l'adresse suivante :
<http://code.google.com/p/mouets/>

5.4 Conception de la station au sol

L'utilisation de LabVIEW pour le développement du logiciel de la station au sol a permis le développement rapide et simple d'une télémétrie complète pour le drone MOUETS. D'abord, voici un survol de l'interface graphique et de ses fonctionnalités de base, ensuite suivra un coup d'œil rapide à la structure du code de la télémétrie.

5.4.1 Interface graphique

Quatre indicateurs sont toujours visibles dans l'interface graphique, le premier étant le numéro de manœuvre ou de contrôleur. Cette information correspond au mode de fonctionnement de l'algorithme dans le DSP. Le deuxième c'est le retard d'affichage évalué en seconde, cet indicateur se fie sur le taux de remplissage du tampon d'entrée. Si le processeur est trop occupé ou pas assez puissant, il se peut que le retard s'accumule et ne soit jamais rattrapé. L'indicateur de temps restant correspond au taux de remplissage du tampon circulaire pour l'accumulation des données de la trajectoire pour la construction du fichier *.kml lisible par Google Earth® à la fin de l'exécution du programme. Finalement, le bouton rouge « Arrêt » met fin à l'exécution du programme et provoque l'enregistrement du fichier *.kml.

La page principale est illustrée à la Figure 5.21. Toutes les informations pertinentes sont visibles en même temps sur cette page. Des indicateurs lumineux informent l'utilisateur de l'état des divers systèmes du drone. Des barres de progression sont utilisées pour illustrer la position des surfaces de contrôle. Les accélérations, vitesses angulaires et l'assiette du drone sont disponibles sous forme numérique et sous forme d'un graphique grâce à la section graphique multi-usage en bas de la page principale. Ensuite, l'assiette du drone est représentée en trois dimensions (3D) en temps réel pour faciliter la compréhension de l'orientation de l'avion dans l'espace. L'assiette et la position des surfaces de contrôle sont aussi envoyées à FlightGear si le logiciel est lancé. Ceci fut la première manière d'affichage en temps réel en 3D implémentée dans la télémétrie.

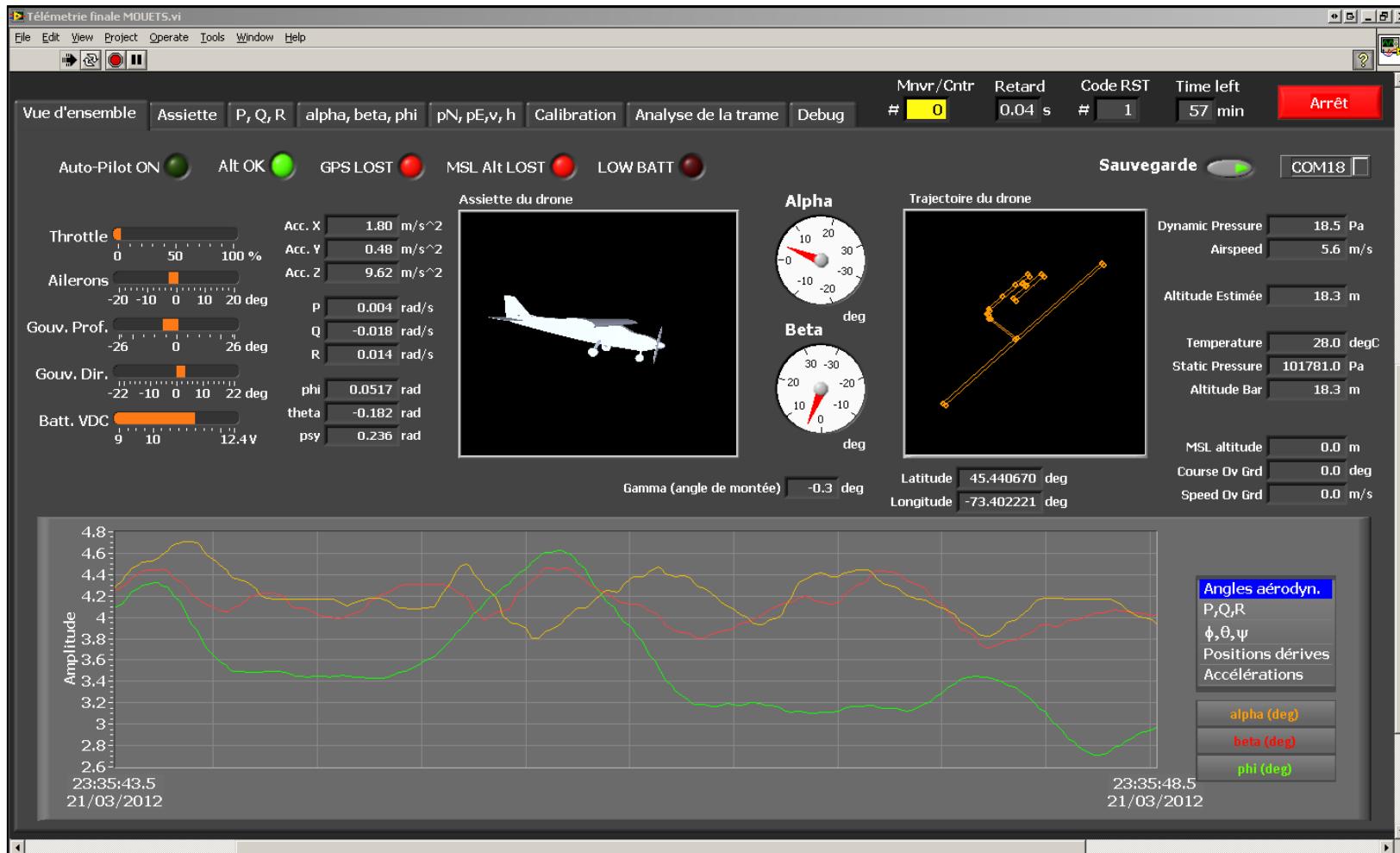


Figure 5.21 Page principale de la télémetrie

Les angles d'attaque et de dérapage sont illustrés par des indicateurs à cadran faciles à consulter au centre de l'écran. Ensuite, la trajectoire du drone est tracés dans un graphique XY dans lequel est pré-dessinée la forme de la piste d'atterrissement où les essais sont effectués et de la route adjacente. L'affichage de la trajectoire dans Google Earth® était aussi possible, mais la fonctionnalité fut retirée, car elle consommait trop de temps processeur. Les autres données comme la vitesse et l'altitude sont affichées de manière numérique. Finalement, un bouton permet d'activer ou non la sauvegarde des données et une liste déroulante le port de communication sur lequel le module XBee Pro® est branché.

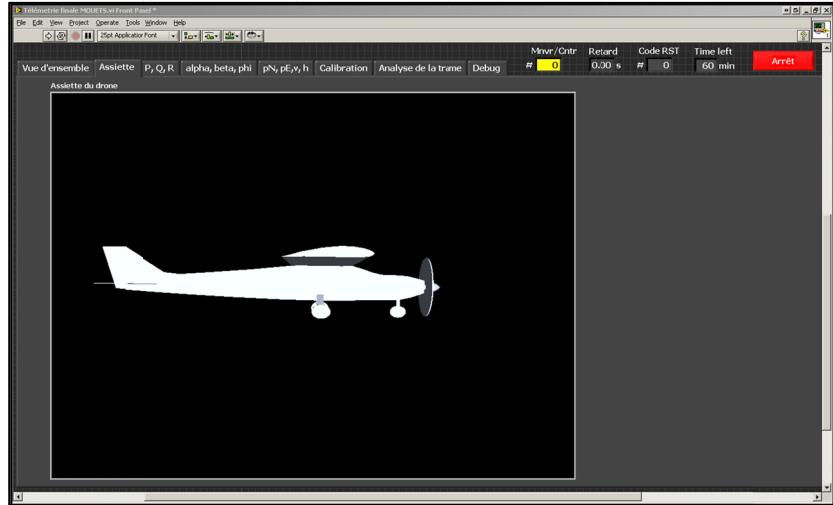


Figure 5.22 Page de visualisation de l'assiette du drone

La page de visualisation de l'assiette du drone (*voir* Figure 5.22) est en fait une répétition de la représentation 3D du drone vue à la page principale, elle est intéressante si on s'intéresse particulièrement à l'assiette.

Ensuite, nous avons les pages de visualisation de la performance de la boucle interne (P , Q , R) (*voir* Figure 5.23) et de la boucle externe (α , β , φ) (*voir* Figure 5.24). Celles-ci consistent en trois graphiques déroulants dans lesquels on retrouve la superposition de la commande et de la réponse de la variable étudiée.

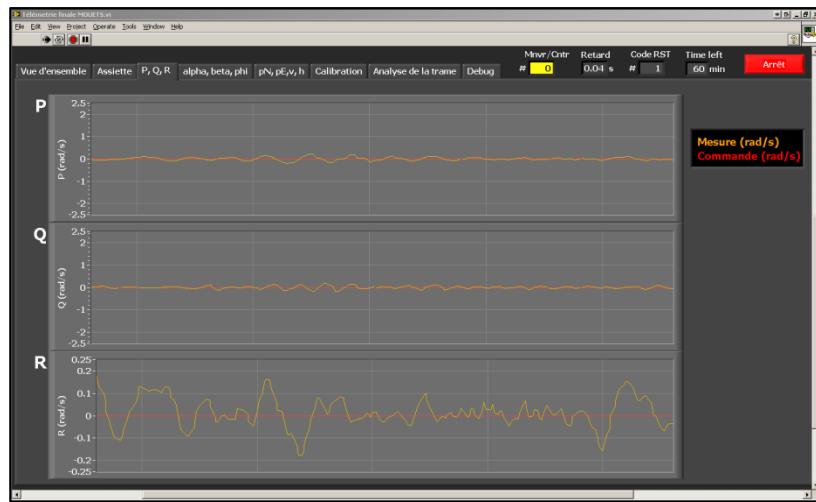


Figure 5.23 Page de visualisation de la performance de la boucle interne (P, Q, R)

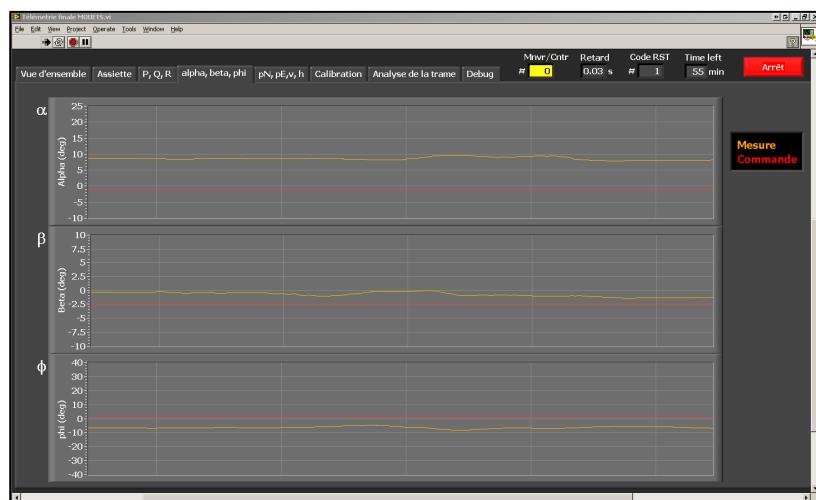


Figure 5.24 Page de visualisation de la performance de la boucle externe (α, β, φ)

Dans le même principe, la page de visualisation de la performance de la boucle de la navigation ($\chi, \gamma, v, h, p_N, p_E$) affiche la commande et la réponse du cap, de l'angle de montée, de la vitesse et de l'altitude sur des graphiques déroulants. Finalement, la trajectoire commandée et la trajectoire réelle sont illustrées dans un grand graphique XY comme celui de la page principale (voir Figure 5.25).

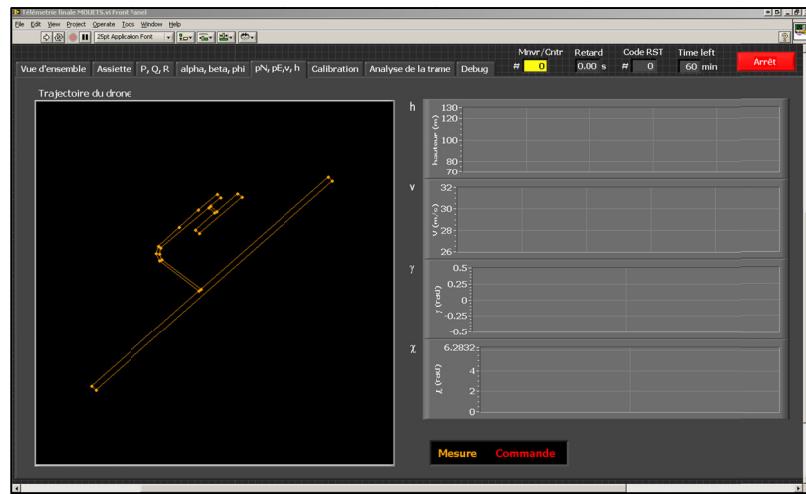


Figure 5.25 Page de visualisation de la performance de la boucle de la navigation (χ , γ , v , h , p_N , p_E)

Ensuite, la page de visualisation des données pour la calibration permet de lire la valeur exacte interprétée par la télémétrie et ainsi apporter facilement des correctifs à la calibration s'il y a lieu.

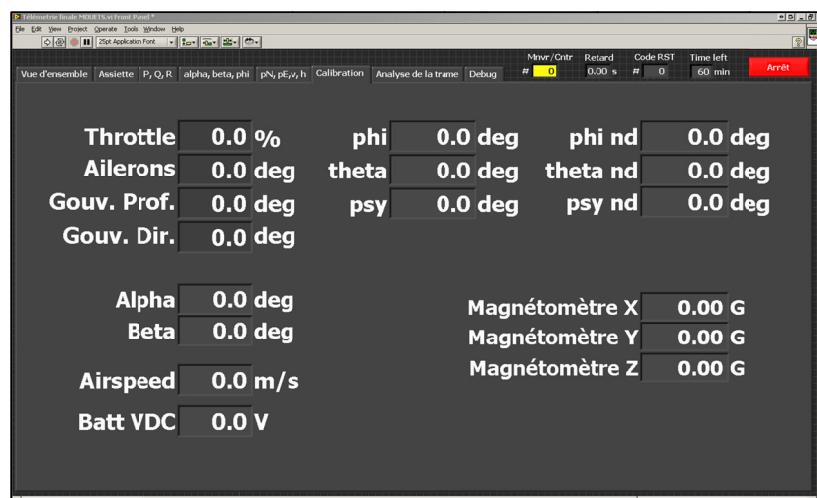


Figure 5.26 Visualisation des données pour calibration

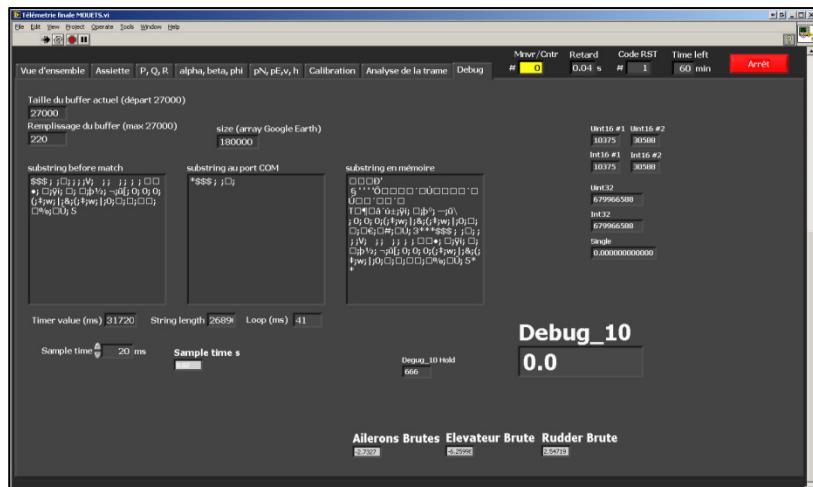


Figure 5.27 Visualisation de données utiles pour le déverminage du drone et de la télémétrie

Finalement, la dernière page de l'interface graphique est une page de déverminage. Elle contient toutes les informations sur l'état de santé de la télémétrie et quelques données utiles pour le déverminage de l'avion.

5.4.2 Structure du code

Voici maintenant la structure principale du code LabVIEW utilisée pour la télémétrie (*voir* Figure 5.28). Au départ, on configure et on ouvre le port série de l'ordinateur. Ensuite, on essaie de lire des caractères présents dans le tampon d'entrée du port série. On écrit ce qui a pu être lu dans le tampon circulaire d'entrée de la télémétrie. Ensuite, on vérifie si une trame complète est présente à l'intérieur du tampon circulaire. Admettons le cas où la trame n'est pas complète, on attend alors 2ms. Si le bouton d'arrêt n'est pas enfoncé, on revérifie ensuite le tampon du port série. Encore une fois, les caractères sont copiés dans le tampon circulaire d'entrée de la télémétrie et finalement on revérifie que la trame complète est présente dans le tampon et cette fois elle y est. On retire la trame complète du tampon circulaire et on l'analyse pour en extraire chacune des valeurs. Ensuite, les valeurs sont soumises aux mêmes filtres et aux mêmes estimateurs que dans le DSP.

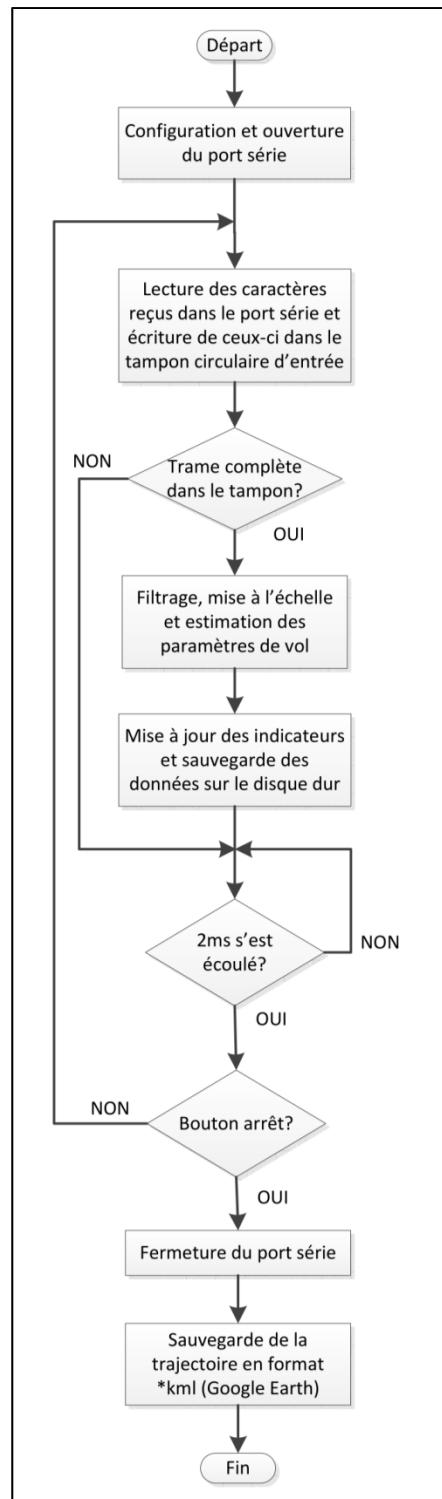


Figure 5.28 Structure du code de la télémétrie

Les valeurs qui en ressortent sont cependant moins fiables que les données du DSP puisque les délais de traitements de LabVIEW ne sont pas précis et aussi à cause de la possibilité de pertes de données à cause du lien sans fil. Ensuite, les indicateurs de l'interface graphique sont mis-à-jour et les données de cette trame sont sauvegardées sur le disque dur. On attend enfin que le 2ms soit écoulé et si le bouton d'arrêt n'est pas enfoncé, on recommence. S'il est enfoncé, le port série est fermé et on sauvegarde les données de la trajectoire dans le format *.kml pour l'affichage subséquent dans Google Earth®.

5.4.3 Sauvegarde des données

La sauvegarde des données est faite à chaque échantillon sous le format *LabVIEW measurement file (*.lvm)* de LabVIEW. Ce format permet la création d'un fichier texte avec les valeurs séparées par une tabulation le rendant ainsi analysable à l'aide d'Excel. Les valeurs dans Excel sont par la suite importées dans Matlab à l'aide de la fonction de Matlab *xlsread()* pour la création des graphiques et l'analyse des données.

5.4.4 Bogues connus

La fonction d'enregistrement de la trajectoire dans le format *.kml de Google Earth® fonctionne, mais des points superflus apparaissent.

N. B. : La totalité du code LabVIEW utilisé pour la station au sol est disponible à l'adresse suivante : <http://code.google.com/p/mouets/>

CHAPITRE 6

ESTIMATION DE L'ASSIETTE

L'estimation de l'assiette est une tâche essentielle pour le succès d'un drone. Des centrales inertielles offertes sur le marché sont capables de donner directement leur orientation par rapport au sol sans être influencées par les accélérations que subit un drone en vol. Le prix exorbitant et le manque de flexibilité de cette solution ont motivé l'utilisation de capteurs indépendants et d'un algorithme de fusion des données pour extraire l'assiette du drone.

Plusieurs filtres sont utilisés pour la fusion des données. Markley, Crassidis et Cheng (2005) proposent un tour d'horizon des algorithmes utilisés dans la littérature. La plupart des techniques de filtrage avancées (filtre de particules (*particle filtering*)) sont très demandant en puissance de calcul (Euston et al. (2008, p. 1)). Les deux méthodes les plus utilisées sont le filtre de Kalman étendu et le filtrage complémentaire. Le filtre de Kalman étant difficile à appliquer de façon robuste, beaucoup d'applications utilisent de simples filtres complémentaires linéaires à une seule entrée et une seule sortie (*single input single output* (SISO)). Ces derniers ne sont cependant pas suffisamment performants pour notre application. Les auteurs Euston et al. (2008, p. 1) proposent une méthode non-linéaire similaire aux filtres complémentaires SISO classiques qu'ils nomment filtrage complémentaire explicite.

6.1.1 Introduction au filtrage complémentaire explicite

Un filtre complémentaire SISO classique effectue un filtrage passe-bas sur une estimation basse fréquence de l'assiette obtenue des accéléromètres et du GPS (magnétomètre) et un filtrage passe-haut sur une estimation haute-fréquence mais biaisée de l'assiette obtenue par l'intégration directe des sorties des gyroscopes (Euston et al. (2008, p. 1)). Ces estimations sont par la suite additionnées ensemble pour obtenir une estimation de l'assiette pour toutes les fréquences (*voir* la Figure 6.1).

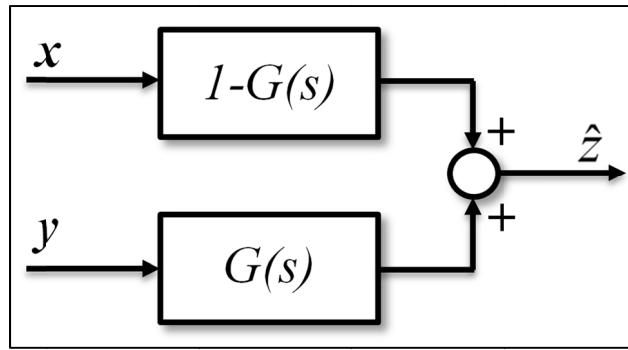


Figure 6.1 Filtre complémentaire SISO classique
Tirée de Higgins (1975, p. 322)

Si le roulis et le tangage du drone sont modélisés comme étant découplés, alors on peut utiliser ce genre de filtre pour chacun des signaux. Dans notre cas, le filtrage complémentaire explicite agit directement sur la matrice de rotation du drone, ce qui évite de découpler la cinématique du drone (Euston et al. (2008, p. 2)).

6.1.2 Algorithme utilisé

Comme on l'a vu au CHAPITRE 2, l'équation de la cinématique de Poisson (*voir Équation (2.19)*) décrit le taux de changement des éléments de la matrice de rotation du drone par rapport au référentiel local tangent (i.e. : le taux de changement de l'assiette). Puisqu'il s'agit en fait d'un produit croisé nous pouvons la réécrire ainsi :

$${}^B_E \dot{R} = {}^B_E R {}^B \Omega_{B/E} \quad (6.1)$$

Où :

$${}^B \Omega_{B/E} = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \quad (6.2)$$

On assume que la sortie des gyroscopes n'ont aucune erreur et on intègre numériquement l'Équation (6.1) par la méthode d'Euler :

$${}^B_E R_n = {}^B_E \dot{R}_n \Delta t + {}^B_E R_{n-1} \quad (6.3)$$

Où :

- n est le numéro de l'échantillon, sans dimensions;
- Δt est le temps entre les échantillons, en s.

On peut simplifier l'Équation (6.3) ainsi :

$$\begin{aligned} {}^B_E R_n &= {}^B_E R_{n-1} {}^B \Omega_{B/E_n} \Delta t + {}^B_E R_{n-1} \\ {}^B_E R_n &= {}^B_E R_{n-1} \left({}^B \Omega_{B/E_n} \Delta t + I \right) \end{aligned} \quad (6.4)$$

Ou encore :

$${}^B_E R_n = {}^B_E R_{n-1} \begin{bmatrix} 1 & -R_n \Delta t & Q_n \Delta t \\ R_n \Delta t & 1 & -P_n \Delta t \\ -Q_n \Delta t & P_n \Delta t & 1 \end{bmatrix} \quad (6.5)$$

Étant donné que la sortie du gyroscope n'est pas exempte d'erreur :

$$\boxed{{}^B_E \hat{R}_n = {}^B_E \hat{R}_{n-1} \begin{bmatrix} 1 & -\bar{R}_n \Delta t & \bar{Q}_n \Delta t \\ \bar{R}_n \Delta t & 1 & -\bar{P}_n \Delta t \\ -\bar{Q}_n \Delta t & \bar{P}_n \Delta t & 1 \end{bmatrix}} \quad (6.6)$$

Où :

$$\begin{aligned} \bar{P}_n &= P_n + b_{P_n} + \eta_{P_n} \\ \bar{Q}_n &= Q_n + b_{Q_n} + \eta_{Q_n} \\ \bar{R}_n &= R_n + b_{R_n} + \eta_{R_n} \end{aligned} \quad (6.7)$$

Où :

- b_i est un décalage sur un signal i variant lentement avec le temps, sans unité;
- η_i est du bruit à moyenne nulle sur un signal i , sans unité.

Ainsi, les auteurs Euston et al. (2008, p. 2) se fient à des vecteurs de référence pour éviter l'accumulation des erreurs d'intégration en utilisant un contrôleur proportionnel et intégral (PI) pour dissiper l'erreur. Un magnétomètre trois axes ou un GPS peuvent être utilisés pour fournir le vecteur de référence en lacet et des accéléromètres sont utilisés pour le vecteur gravité de référence utilisé pour l'évaluation du roulis et du tangage.

Tout d'abord, étant donné que les erreurs d'intégration vont finir par violer les contraintes d'orthogonalités que la matrice de rotation doit respecter, de petits ajustements sont faits pour s'assurer que l'orthogonalité est respectée. La première rangée de la matrice de rotation correspond au vecteur unité ${}^B\hat{\mathbf{i}}_{intégré_n}$ aligné avec l'axe X_E , exprimé dans le référentiel du corps du drone. La deuxième rangée correspond à ${}^B\hat{\mathbf{j}}_{intégré_n}$ (Y_E) et la troisième à ${}^B\hat{\mathbf{k}}_{intégré_n}$ aligné avec l'axe Z_E et le vecteur accélération gravitationnelle.

$${}_E\hat{R}_n = \begin{bmatrix} {}^B\hat{\mathbf{i}}_{intégré_n}^T \\ {}^B\hat{\mathbf{j}}_{intégré_n}^T \\ {}^B\hat{\mathbf{k}}_{intégré_n}^T \end{bmatrix} \quad (6.8)$$

Afin de corriger l'orthogonalité de la nouvelle matrice de rotation, nous calculons la projection du vecteur ${}^B\hat{\mathbf{i}}_{intégré_n}$ sur le vecteur ${}^B\hat{\mathbf{j}}_{intégré_n}$ supposée être nulle.

$$erreur_n = {}^B\hat{\mathbf{i}}_{intégré_n} \cdot {}^B\hat{\mathbf{j}}_{intégré_n} \quad (6.9)$$

Ensuite, nous distribuons l'erreur également sur les deux vecteurs :

$$\begin{aligned} {}^B\hat{\mathbf{i}}_{ortho_n} &= {}^B\hat{\mathbf{i}}_{intégré_n} - \frac{erreur_n}{2} {}^B\hat{\mathbf{j}}_{intégré_n} \\ {}^B\hat{\mathbf{j}}_{ortho_n} &= {}^B\hat{\mathbf{j}}_{intégré_n} - \frac{erreur_n}{2} {}^B\hat{\mathbf{i}}_{intégré_n} \end{aligned} \quad (6.10)$$

On déduit :

$${}^B\hat{\mathbf{k}}_{ortho_n} = {}^B\hat{\mathbf{i}}_{ortho_n} \times {}^B\hat{\mathbf{j}}_{ortho_n} \quad (6.11)$$

La dernière étape consiste à s'assurer que les normes des vecteurs sont bel et bien unitaires :

$$\begin{aligned} {}^B\hat{\mathbf{i}}_{unitaire_n} &= \frac{{}^B\hat{\mathbf{i}}_{ortho_n}}{|{}^B\hat{\mathbf{i}}_{ortho_n}|} \\ {}^B\hat{\mathbf{j}}_{unitaire_n} &= \frac{{}^B\hat{\mathbf{j}}_{ortho_n}}{|{}^B\hat{\mathbf{j}}_{ortho_n}|} \\ {}^B\hat{\mathbf{k}}_{unitaire_n} &= \frac{{}^B\hat{\mathbf{k}}_{ortho_n}}{|{}^B\hat{\mathbf{k}}_{ortho_n}|} \end{aligned} \quad (6.12)$$

Premerlani et Bizard (2009, p. 17) proposent l'expansion en série de Taylor de l'Équation (6.12) suivante afin d'alléger la charge du processeur :

$$\begin{aligned} {}^B\hat{\mathbf{i}}_n &= \frac{1}{2} \left(3 - {}^B\hat{\mathbf{i}}_{ortho_n} \cdot {}^B\hat{\mathbf{i}}_{ortho_n} \right) {}^B\hat{\mathbf{i}}_{ortho_n} \\ {}^B\hat{\mathbf{j}}_n &= \frac{1}{2} \left(3 - {}^B\hat{\mathbf{j}}_{ortho_n} \cdot {}^B\hat{\mathbf{j}}_{ortho_n} \right) {}^B\hat{\mathbf{j}}_{ortho_n} \\ {}^B\hat{\mathbf{k}}_n &= \frac{1}{2} \left(3 - {}^B\hat{\mathbf{k}}_{ortho_n} \cdot {}^B\hat{\mathbf{k}}_{ortho_n} \right) {}^B\hat{\mathbf{k}}_{ortho_n} \end{aligned} \quad (6.13)$$

La matrice de rotation est ensuite recomposée à partir de l'Équation (6.12) ou (6.13). Utilisons maintenant les accéléromètres pour corriger l'orientation de cette première estimation de la matrice de rotation.

Les accéléromètres mesurent les accélérations que subit le drone à cause des forces aérodynamiques et l'accélération gravitationnelle :

$${}^B \mathbf{a} = {}^B \mathbf{a}_{aero} + {}^B \mathbf{g} \quad (6.14)$$

Où :

- ${}^B \mathbf{a}$ est le vecteur accélération du drone exprimé dans le référentiel du corps du drone, en m/s^2 ;
- ${}^B \mathbf{a}_{aero}$ est le vecteur accélération dues aux forces aérodynamiques exprimé dans le référentiel du corps du drone, en m/s^2 ;

Dans le cas où le drone vole avec les ailes au niveau, sans changement d'altitude et sans rafale de vent, les accélérations dues aux forces aérodynamiques sont nulles ainsi la lecture des accéléromètres est directement celle du vecteur accélération gravitationnelle. Cependant aussitôt qu'on fait une manœuvre avec le drone, les accélérations aérodynamiques deviennent non-nulles et non-négligeables. La manœuvre qui risque d'avoir le plus d'influence sur la direction mesurée du vecteur accélération gravitationnelle est le virage avec angle de roulis non nul. Considérons ainsi que le drone effectue un virage à altitude et rayon constant, on peut donc écrire :

$${}^B \hat{\mathbf{a}}_{aero} = {}^B \bar{\mathbf{w}}_{B/E} \times {}^B \bar{\mathbf{v}}_{B/A} \quad (6.15)$$

Le vecteur vitesse du drone par rapport à la masse d'air est déduit à l'aide des mesures du tube de Pitot et des capteurs d'angle d'attaque et de d'angle de dérapage. Ainsi :

$${}^B \hat{\mathbf{g}}_n = {}^B \bar{\mathbf{a}}_n - {}^B \bar{\mathbf{w}}_{B/E_n} \times {}^B \bar{\mathbf{v}}_{B/A_n} \quad (6.16)$$

Et :

$${}^B\bar{\mathbf{k}}_n = \frac{{}^B\hat{\mathbf{g}}_n}{|{}^B\hat{\mathbf{g}}_n|} \quad (6.17)$$

On calcule le produit croisé des vecteurs unitaire ${}^B\hat{\mathbf{k}}_n$ et ${}^B\bar{\mathbf{k}}_n$ évalués respectivement par l'intégration des sorties des gyroscopes et par l'accéléromètre. Le vecteur résultant donne l'axe de rotation et le sinus de l'angle entre les deux vecteurs. Les auteurs Euston et al. (2008, p. 2) utilisent ce vecteur comme signal d'erreur pour un contrôleur PI ayant pour sortie une correction des erreurs de sortie du gyroscope.

$${}^B\hat{\mathbf{e}}_{accel_n} = {}^B\hat{\mathbf{k}}_n \times {}^B\bar{\mathbf{k}}_n \quad (6.18)$$

Où :

- ${}^B\hat{\mathbf{e}}_{accel_n}$ est le vecteur d'erreur estimé entre les vecteurs accélération gravitationnelle exprimés dans le référentiel du corps du drone.

Maintenant, pour la correction de l'angle en lacet il est possible d'utiliser un magnétomètre à trois axes pour détecter l'orientation du drone mais pour un drone qui vole dans la direction où il est pointé, l'information du cap fournie par le GPS est suffisante. Nous aborderons quand même la correction par magnétomètre puisque la carte de contrôle pourrait être appelée à contrôler un drone à décollage vertical ou un drone à voilure rotative capable de faire du vol stationnaire.

Par la définition de l'angle de cap (χ) du GPS, il est situé entre l'axe X_E et la direction du vol du drone, autour de l'axe Z_E du référentiel local tangent. Pour calculer l'erreur entre le cap et l'angle de lacet préalablement calculé dans la matrice de rotation, il faut projeter l'axe X_B calculé sur le plan X_EY_E , ceci est accompli en reprenant les éléments suivants de la matrice de rotation (Premerlani et Bizard (2009, p. 22)) :

$${}^E \hat{\mathbf{X}}_{B_{projeté_n}} = \begin{bmatrix} {}^B \hat{R}_n(1,1) \\ {}^E \hat{R}_n(1,2) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6.19)$$

Voici ensuite le vecteur décrivant la projection de X_B sur le plan X_EY_E à partir de la mesure du GPS, notez que si la vitesse du drone est presque nulle, cette mesure n'est pas fiable :

$${}^E \bar{\mathbf{X}}_{B_{projeté_n}} = \begin{bmatrix} \cos(\bar{\chi}_n) \\ \sin(\bar{\chi}_n) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6.20)$$

On calcule le signal d'erreur :

$${}^E \hat{\mathbf{e}}_{GPS_n} = {}^E \hat{\mathbf{X}}_{B_{projeté_n}} \times {}^E \bar{\mathbf{X}}_{B_{projeté_n}} \quad (6.21)$$

Ensuite, on le ramène dans le référentiel du corps du drone :

$${}^B \hat{\mathbf{e}}_{GPS_n} = {}^B \hat{R}_n {}^T {}^E \hat{\mathbf{e}}_{GPS_n} \quad (6.22)$$

Dans le cas du magnétomètre, la méthode est exactement la même que pour le GPS, ainsi on commence par trouver l'angle de lacet du drone selon le magnétomètre (Zhu et al. (2007, p. 325)) :

$$\bar{\psi}_n = \text{ATAN2}\left(B_z \sin \hat{\phi}_n - B_y \cos \hat{\phi}_n, B_x \cos \hat{\theta}_n + (B_y \sin \hat{\phi}_n + B_z \cos \hat{\phi}_n) \cdot \sin \hat{\theta}_n\right) \quad (6.23)$$

Où :

- B_X, B_Y, B_Z Densité de flux magnétique autour du drone (causée par le champ magnétique terrestre) le long des axes X_B , Y_B et Z_B , en G.

Et :

$$\begin{aligned}\hat{\phi}_n &= \text{ATAN2}\left({}^B_R_n(3,2), {}^B_R_n(3,3)\right) \\ \hat{\theta}_n &= -\arcsin\left({}^B_R_n(3,1)\right)\end{aligned}\quad (6.24)$$

On remplace ensuite l'angle du cap dans l'Équation (6.20) par l'angle du lacet trouvé à l'Équation (6.23). L'erreur est calculée de la même façon que précédemment avec les Équations (6.21) et (6.22).

Maintenant que les vecteurs d'erreur sont calculés on les additionne :

$${}^B \mathbf{e}_n = W_{accel} {}^B \mathbf{e}_{accel_n} + W_{GPS} {}^B \mathbf{e}_{GPS_n} \quad (6.25)$$

Où :

- W_{accel}, W_{GPS} sont des coefficients de poids pour les erreurs entre la première estimation de la matrice de rotation et les accéléromètres et le GPS, sans dimension.

On pondère les erreurs à ce point parce qu'on veut donner plus d'importance à l'erreur sur le lacet provenant du GPS qu'au vecteur d'erreur provenant des accéléromètres. Deux raisons motivent ce choix. Premièrement, au démarrage de la carte, on a aucune connaissance *a priori* de la direction du nez du drone, il faut donc une compensation plus agressive pour réussir à trouver la bonne direction dès que le GPS trouve ses satellites et que le drone se déplace au-delà d'une certaine vitesse. Deuxièmement, si le drone se déplace pendant un long moment avec un vent de côté, le nez du drone pointe un peu dans le vent alors que la matrice de rotation suit le cap lu par le GPS. Après un virage à 180 degrés, le cap aura changé de 180 degrés mais l'intégration de la sortie des gyroscopes donnera un déplacement soit supérieur soit inférieur à 180 degrés dépendamment de la direction du virage. Ainsi le cap lu par le GPS doit pouvoir corriger ce défaut rapidement.

Ensuite, on corrige la sortie des gyroscopes avec le contrôleur PI. On calcule d'abord la correction proportionnelle :

$${}^B \hat{\mathbf{W}}_{corrP B/E_n} = K_p {}^B \mathbf{e}_n \quad (6.26)$$

Ensuite la correction intégrale :

$${}^B \hat{\mathbf{W}}_{corrI B/E_n} = K_I \Delta t {}^B \mathbf{e}_n + {}^B \hat{\mathbf{W}}_{corrI B/E_{n-1}} \quad (6.27)$$

On les additionne :

$${}^B \hat{\mathbf{W}}_{corr B/E_n} = {}^B \hat{\mathbf{W}}_{corrP B/E_n} + {}^B \hat{\mathbf{W}}_{corrI B/E_n} \quad (6.28)$$

Finalement on forme le vecteur des mesures des gyroscopes estimé :

$${}^B \hat{\mathbf{W}}_{B/E_n} = {}^B \hat{\mathbf{W}}_{corr B/E_n} + {}^B \bar{\mathbf{W}}_{B/E_n} \quad (6.29)$$

Ensuite, on intègre une nouvelle fois l'équation de la cinématique de Poisson avec les valeurs du vecteur des mesures du gyroscope estimé :

$$\boxed{{}_E \hat{\mathbf{R}}_n = {}_E \hat{\mathbf{R}}_{n-1} \begin{bmatrix} 1 & -\hat{R}_n \Delta t & \hat{Q}_n \Delta t \\ \hat{R}_n \Delta t & 1 & -\hat{P}_n \Delta t \\ -\hat{Q}_n \Delta t & \hat{P}_n \Delta t & 1 \end{bmatrix}} \quad (6.30)$$

On s'assure à nouveau de l'orthonormalité (Équations (6.9) à (6.13)) de la matrice de rotation résultante et finalement, nous déduisons les angles d'Euler pour l'échantillon en cours de la façon suivante :

$$\begin{aligned}\varphi_n &= \text{ATAN2}\left({}^B_R{}_n(3,2), {}^B_R{}_n(3,3)\right) \\ \theta_n &= -\arcsin\left({}^B_R{}_n(3,1)\right) \\ \psi_n &= \text{ATAN2}\left({}^B_R{}_n(2,1), {}^B_R{}_n(1,1)\right)\end{aligned}\quad (6.31)$$

CHAPITRE 7

EXPÉRIMENTATION ET ANALYSE DES RÉSULTATS

Dans ce chapitre, nous survolerons d'abord brièvement la simulation du drone MOUETS qui fut utilisée pour produire les résultats de simulation. Ensuite, une très brève discussion des procédures expérimentales préalables aux essais en vol du drone. Enfin, la réponse en boucle ouverte aux manœuvres d'identification en vol sera comparée entre la simulation et la réalité. Des résultats expérimentaux préliminaires seront ensuite présentés pour la boucle de la dynamique rapide (la plus importante) du drone et seront comparés à la réponse en simulation. Ensuite suivront les réponses à l'échelon en boucle fermée pour chacune des boucles de la simulation. Finalement, la simulation d'une trajectoire complète du drone au-dessus du club d'aéromodélisme Brossair sera présentée.

7.1 Simulation sur Simulink

Pour ajuster le contrôleur non-linéaire décrit au CHAPITRE 4, une simulation non-linéaire la plus complète possible a dû être élaborée. On y retrouve tout le contenu mathématique des chapitres 2, 3 et 4. Ainsi que les milliers de coefficients aérodynamiques dont il fut question au CHAPITRE 3. La Figure 7.1 montre les tables de conversion utilisées pour le calcul du coefficient de portance (C_L) pour les différentes conditions de vol.

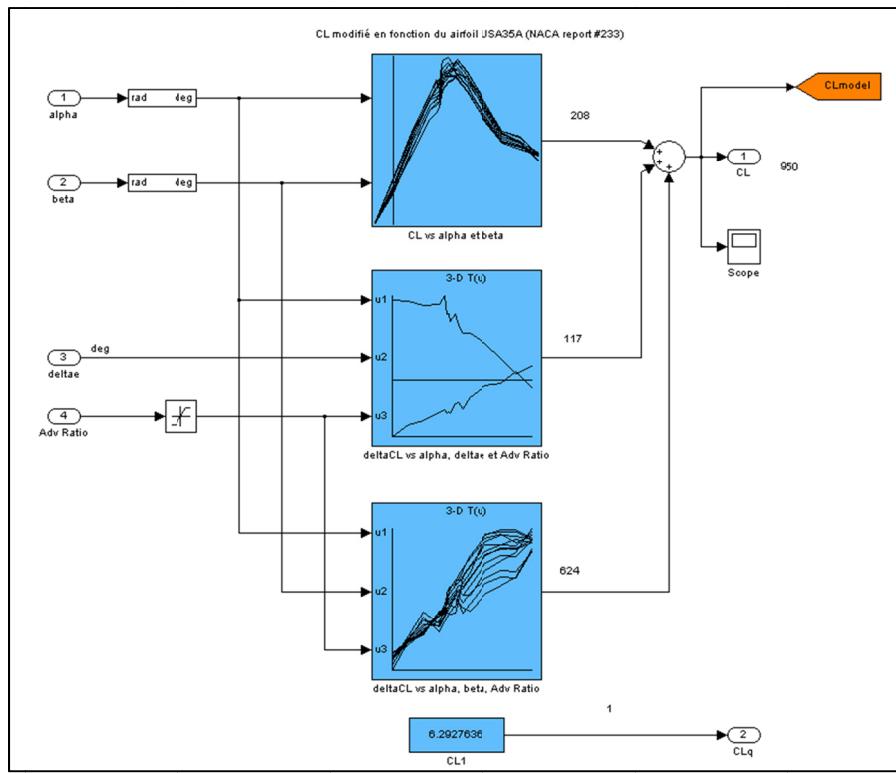


Figure 7.1 Implémentation des coefficients aérodynamiques sous forme de tables de conversion

Comme, il fut mentionné au CHAPITRE 5, le contrôleur une fois développé dans cette simulation peut être simplement copié et collé dans le schéma Simulink du programme du DSP du drone. La Figure 7.2 montre le premier niveau d’imbrication du schéma Simulink de la simulation.

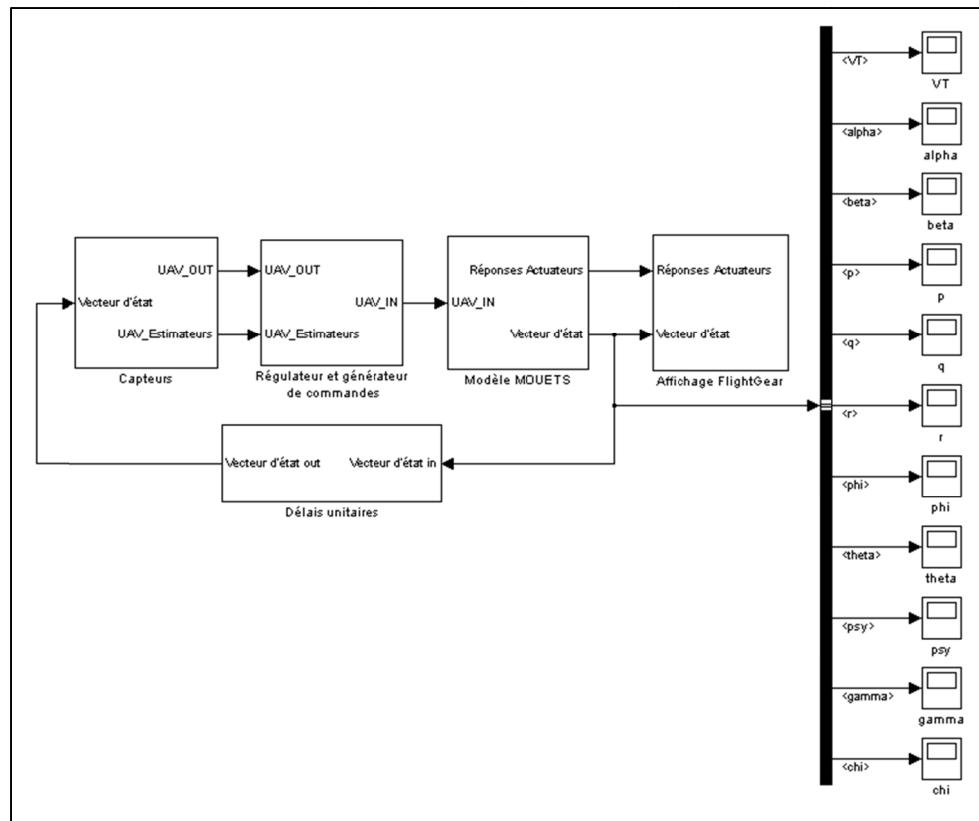


Figure 7.2 Premier niveau d'imbrication du schéma Simulink de la simulation

Le bloc appelé « Capteurs » s'occupe de formater le vecteur d'état du modèle du drone exactement comme le programme du DSP le donne au contrôleur. Ensuite, le bloc appelé « Régulateur et générateur de commandes » contient le contrôleur non-linéaire complet détaillé au CHAPITRE 4 et le générateur de doublets pour l'identification aérodynamique en vol. Les commandes sont ensuite envoyées au bloc du modèle du drone nommé « Modèle MOUETS », les nouveaux états du modèle sont ensuite calculés ainsi que la réponse des actuateurs. Le tout est affiché à l'aide un modèle en trois dimensions dans le logiciel de simulation de vol à code source libre « FlightGear » grâce au bloc « Affichage FlightGear ». Finalement, le bloc « Délais unitaires » est utilisé pour définir les conditions initiales de la simulation.

7.2 Résultats expérimentaux

Avant d'obtenir des résultats expérimentaux, il faut d'abord avoir un endroit où faire voler la MOUETS en toute sécurité. Or, le club d'aéromodélisme Brossair est le champ de vol situé le plus près de l'ÉTS. Pour voler à Brossair, il faut d'abord se procurer un abonnement renouvelable annuellement au *Model Aeronautics Association of Canada* (MAAC), au coût de 80\$. Il s'agit de l'assurance responsabilité civile si le drone, hors de contrôle, cause des bris matériels à autrui. Il faut aussi payer un abonnement annuel au club au coût de 110\$ pour la première année. Finalement, pour avoir le droit de voler en solo à Brossair, il faut avoir « ses ailes ». C'est-à-dire avoir suivi avec succès les cours d'un instructeur du club, ils sont disponibles gratuitement avec l'abonnement au club tous les mercredis pour faire voler les nouveaux en double télécommande. Sinon, il faut connaître un pilote d'expérience et fiable comme M. Guillaume Paquet du service de l'équipement à l'ÉTS (voir le bottin de l'école).



Figure 7.3 Photo aérienne du club d'aéromodélisme Brossair
Tirée de Google Earth (© 2011 Google, © 2011 GeoEye, © 2011 DigitalGlobe)

7.2.1 Listes de vérification

Voici quelques listes non exhaustives des points à vérifier avant, pendant et après un vol.

7.2.1.1 Avant d'aller au champ de vol

- Vérifier les conditions météo pour la journée et l'heure prévue du vol, le site web *Windfinder.com*⁵ est une bonne référence pour cette tâche. Des vents de moins de 10km/h sont recommandés pour un vol sécuritaire.
- Vérifier que les batteries de la télécommande, de la caisse de terrain (*fieldbox*) et de l'avion sont chargées.
- Vérifier que les deux batteries du drone ne sont pas gonflées. Dans le cas où elles ont gonflés, ne pas les utiliser et prendre les dispositions pour s'en départir.
- Vérifier que tout le matériel nécessaire est dans la caisse de terrain, incluant les pièces requises pour l'assemblage du drone.

7.2.1.2 Avant de voler

- Monter le drone.
- Vérifier les conditions de vent avec un anémomètre portable.
- Faire un résumé du plan de vol et du comportement attendu du drone au pilote.
- Tester le débattement des surfaces de contrôle
- Démarrer la télémétrie (s'assurer que l'enregistrement est en cours) et démarrer un chronomètre.
- Tester la réponse des capteurs et attendre environ une minute pour que le GPS se verrouille sur les signaux des satellites.
- Rappeler le temps de vol au pilote et démarrer la minuterie de la télécommande une fois sur la piste.

⁵ http://fr.windfinder.com/forecast/st_hubert_montreal

7.2.1.3 Une fois en vol

- Noter les commentaires du pilote sur le comportement du drone.
- Noter le temps où les manœuvres d'identification sont effectuées à l'aide du chronomètre ainsi que la qualité subjective des données (comportement de l'avion). De même dans le cas des tests des contrôleurs de vols.
- Surveiller la tension de la batterie arrière, si elle descend en bas de 10.0V demander au pilote de faire atterrir le drone.

7.2.1.4 Une fois de retour au sol

- Arrêter l'enregistrement de la télémétrie.
- Vérifier que les deux batteries du drone n'ont pas gonflés et ne sont pas extrêmement chaudes, on doit être capable d'y laisser le doigt. Dans le cas où elles ont gonflées ou sont brûlantes, ne pas les recharger et prendre les dispositions pour s'en départir.
- Recharger les batteries aussitôt revenu au laboratoire au moins jusqu'à leur tension nominale soit 11.1V et 22.2V.
- Analyser les données recueillies.

7.3 Réponses du drone et de son modèle en boucle ouverte

La réponse en boucle ouverte du drone a été recueillie lors des tests en vol qui visaient l'identification des paramètres aérodynamiques. La Figure 7.4 illustre la réponse du drone à un doublet de la gouverne de profondeur (pour plus de détail *voir* la section 3.4.2.3 sur les manœuvres en vol). Comme on peut le constater, le doublet a été interrompu avant la fin de son exécution. Il s'agit ici d'une erreur de la part de l'auteur de ces lignes, il n'en demeure pas moins qu'il s'agit du meilleur échantillon à notre disposition. Les autres échantillons étant corrompus par les corrections du pilote. La commande en simulation a été tracée par la suite à partir du doublet incomplet. Afin que les réponses en boucle ouverte soient comparables, il faut que le drone ait subi grossièrement les mêmes rotations dans l'espace c'est pourquoi on modifie le doublet pour arriver à une réponse du même ordre de grandeur plutôt que de garder le doublet tel qu'exécuté en vol. Comme on peut le voir l'ordre de grandeur du doublet en simulation est d'environ de la moitié de celui exécuté en réalité, on peut ainsi déjà conclure que l'ordre de grandeur de la dérivée de contrôle $C_{M\delta e}$ est à réviser pour le modèle final. Ensuite le décalage entre le doublet de la simulation et le doublet en vol peut s'expliquer soit par un défaut dans la position du CM du drone réel (trop en avant) soit par un défaut dans les coefficients C_M , soit un défaut de calibration dans la position de la surface de contrôle réelle. Ensuite, la réponse primaire au doublet de la gouverne de profondeur soit la vitesse angulaire en tangage Q est presque parfaitement superposée avec celle obtenue en simulation ce qui indique une bonne qualité générale de la modélisation des effets aérodynamiques et de la matrice d'inertie du drone. On remarque cependant une tendance vers le tangage positif du drone réel. Au niveau de l'influence sur la vitesse par rapport à la masse d'air, les effets de l'augmentation de la trainée semblent bien modélisés. La différence de vitesse entre la simulation et le test en vol à partir de 210 s semble due à la posture finale de l'avion ou peut-être à un défaut de la modélisation de la propulsion. Finalement, la lecture de l'angle d'attaque est très bruitée, mais elle suit quand même grossièrement les valeurs de la simulation.

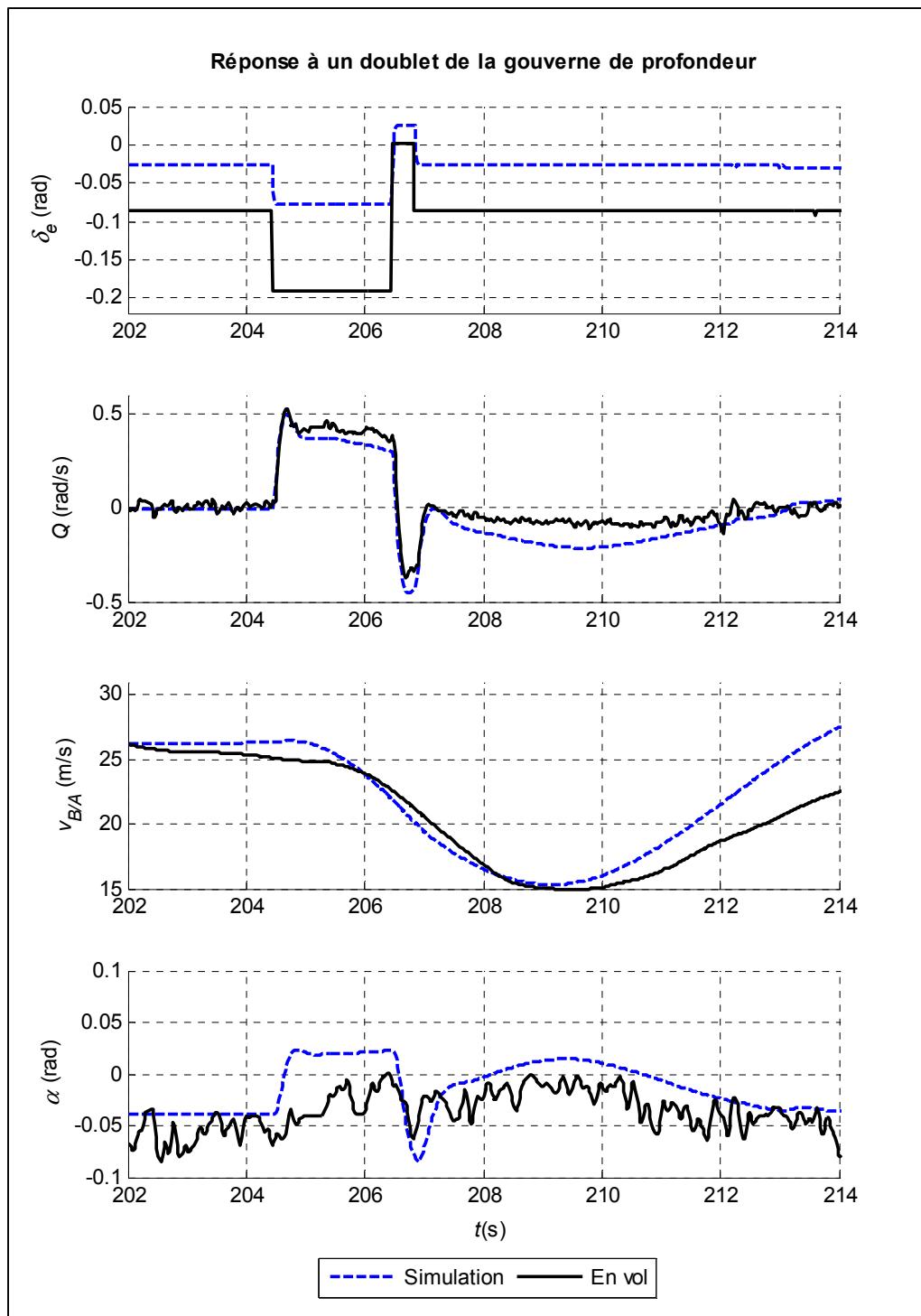


Figure 7.4 Réponse à un doublet de la gouverne de profondeur

La Figure 7.5 illustre la réponse du drone à un doublet des ailerons suivi d'un doublet de la gouverne de profondeur. Comme dans le cas précédent, afin que les réponses en boucle ouverte soient comparables entre la simulation et la réalité, les commandes en simulation ont été ajustées pour que le drone subisse grossièrement les mêmes rotations dans l'espace qu'en réalité.

Comme dans le cas de la gouverne de profondeur, on peut voir que la dérivée de contrôle $C_{L\delta_a}$ est à réviser car pour une déflection des ailerons plus petite en simulation on obtient la même réponse au niveau de la vitesse de roulis qu'en réalité. Un léger décalage caractérise aussi le doublet de l'aileron, en effet probablement que la modélisation du couple de l'hélice manque de précision, ou il s'agit simplement d'un défaut dans la calibration des ailerons. Ensuite la réponse primaire simulée du doublet de l'aileron, soit la vitesse de roulis P , suit très bien la réponse observée en réalité. Par contre au niveau de la réponse secondaire soit la vitesse de lacet R , la différence entre la réalité et la simulation est plus importante. En effet, la forme générale de la réponse semble la même, mais dans la simulation l'amplitude de la réponse est plus élevée et demeure décalée négativement après la fin du doublet des ailerons. La différence dans l'amplitude s'explique par un défaut au niveau de la modélisation du moment en lacet inverse induit par les ailerons ($C_{N\delta_a}$) et du moment en lacet induit par l'angle de dérapage ($C_{N\beta}$). Tandis que le décalage ne peut s'expliquer que par un défaut dans la modélisation de l'effet de l'angle de dérapage sur le moment en lacet ($C_{N\beta}$).

Ensuite, au niveau du doublet de la gouverne de profondeur simulé, l'amplitude demeure la même qu'en réalité et on observe un décalage qui est probablement dû à un défaut de calibration de la gouverne. Notez qu'à 502 s, la communication entre la télémétrie et le drone est perdue pendant 400ms environ d'où les formes d'ondes abruptes à cet endroit. La réponse primaire simulée du doublet de la gouverne de direction, soit la vitesse de lacet R suit relativement bien la réponse réelle si on ne tient pas compte du décalage mentionné plus haut. Pour ce qui est de la réponse secondaire, la différence est plus grande. Tout d'abord, l'amplitude simulée est plus faible que celle réelle, ainsi le moment en roulis induit par la

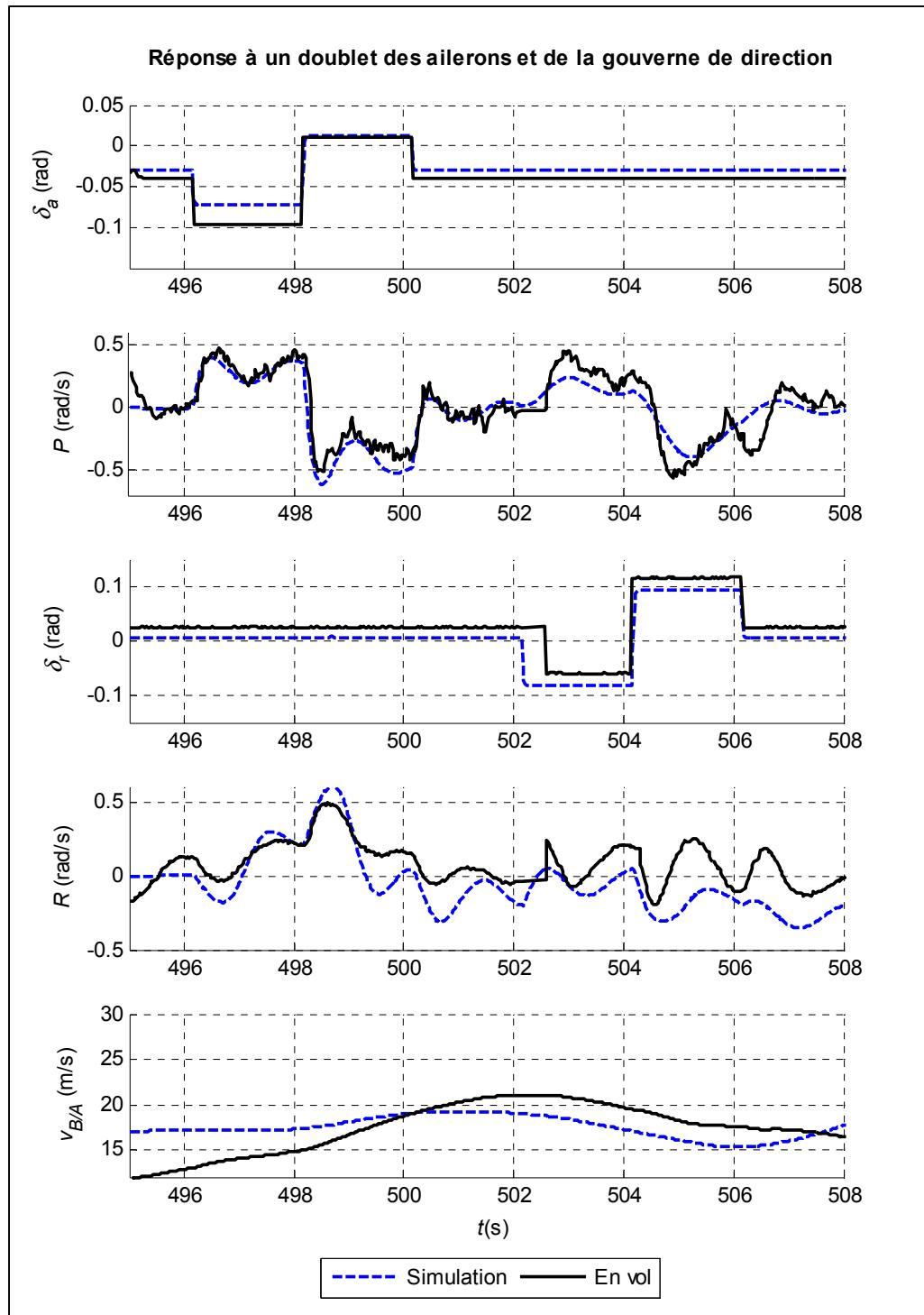


Figure 7.5 Réponse à un doublet des ailerons et de la gouverne de direction

gouverne de direction ($Cl_{\delta r}$) est mal modélisé. Ensuite la forme simulée n'est pas très représentative de la forme réelle. Probablement, qu'il y a un problème au niveau de la matrice d'inertie et/ou au niveau des coefficients d'amortissements aérodynamiques (Cl_R , Cl_P). Finalement, on peut dire que l'impact sur la vitesse de vol suit quand même la modélisation compte tenu du fait que le pilote avait varié la commande de puissance du moteur au début de cette manœuvre ce qui n'a pas été fait en simulation.

7.4 Réponses du drone en boucle fermée

Voici maintenant les réponses du drone obtenues lors d'un test en vol du drone avec le contrôleur par inversion de la dynamique rapide activé. Il est à noter que les autres boucles n'ont pas été testées en vol par manque de temps. Il est aussi à noter que la commande de la vitesse angulaire de lacet R n'a pas été testée en vol par oubli de la part de l'auteur de ces lignes.

La Figure 7.6 illustre la réponse du drone à une commande de vitesse angulaire en roulis (P_{REF}) donnée par le pilote. La forme de la commande est attribuable aux commandes envoyées par le pilote et au filtrage engendré par le modèle de référence dans le contrôleur tel qu'expliqué au CHAPITRE 4. En effet, des échelons n'ont pas été préprogrammés avant le test par peur d'une perte de contrôle du drone découlant d'un emballlement du contrôleur. Peur qui fut heureusement non-fondée puisque comme il est facile de le constater, la commande de vitesse angulaire en roulis (P_{REF}) est bien suivie par le contrôleur. C'est moins le cas, au niveau de la commande de vitesse angulaire en lacet (R_{REF}) probablement à cause des erreurs de modélisation au niveau du moment en lacet inverse induit par les ailerons ($C_{n\delta a}$), du moment en roulis induit par la gouverne de direction ($C_{l\delta r}$) et du moment en roulis induit par les ailerons ($Cl_{\delta a}$) (comme discuté plus haut). C'est cette modélisation qui pousse l'algorithme de l'inversion de la dynamique à « choisir » d'utiliser plus ou moins la gouverne de direction que les ailerons pour induire le roulis commandé. Dans le cas d'une erreur sur l'un ou l'autre, le dosage des ailerons et de la gouverne de direction est alors mal calculé.

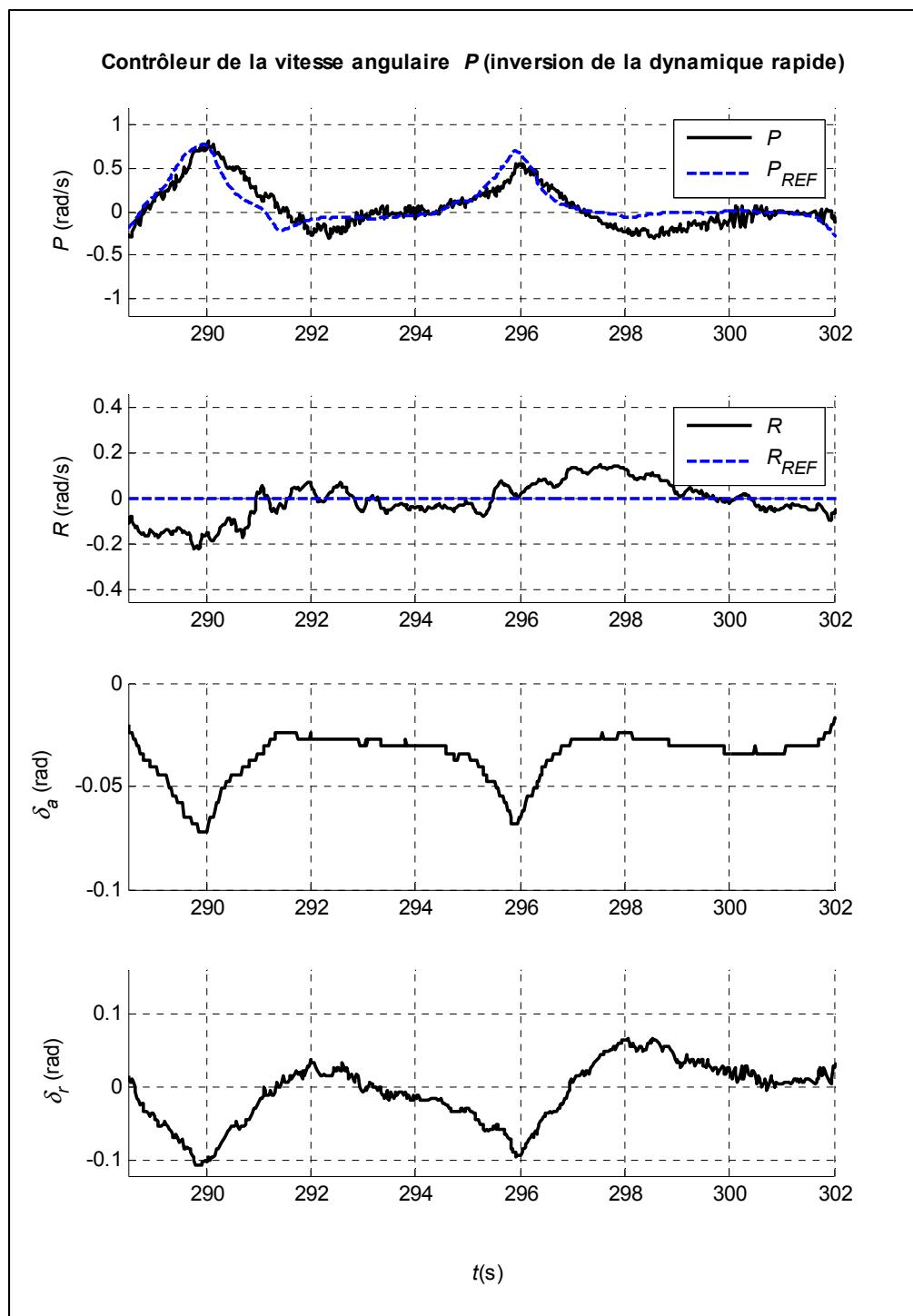


Figure 7.6 Réponse du drone en boucle fermée à une commande de vitesse angulaire en roulis (P)

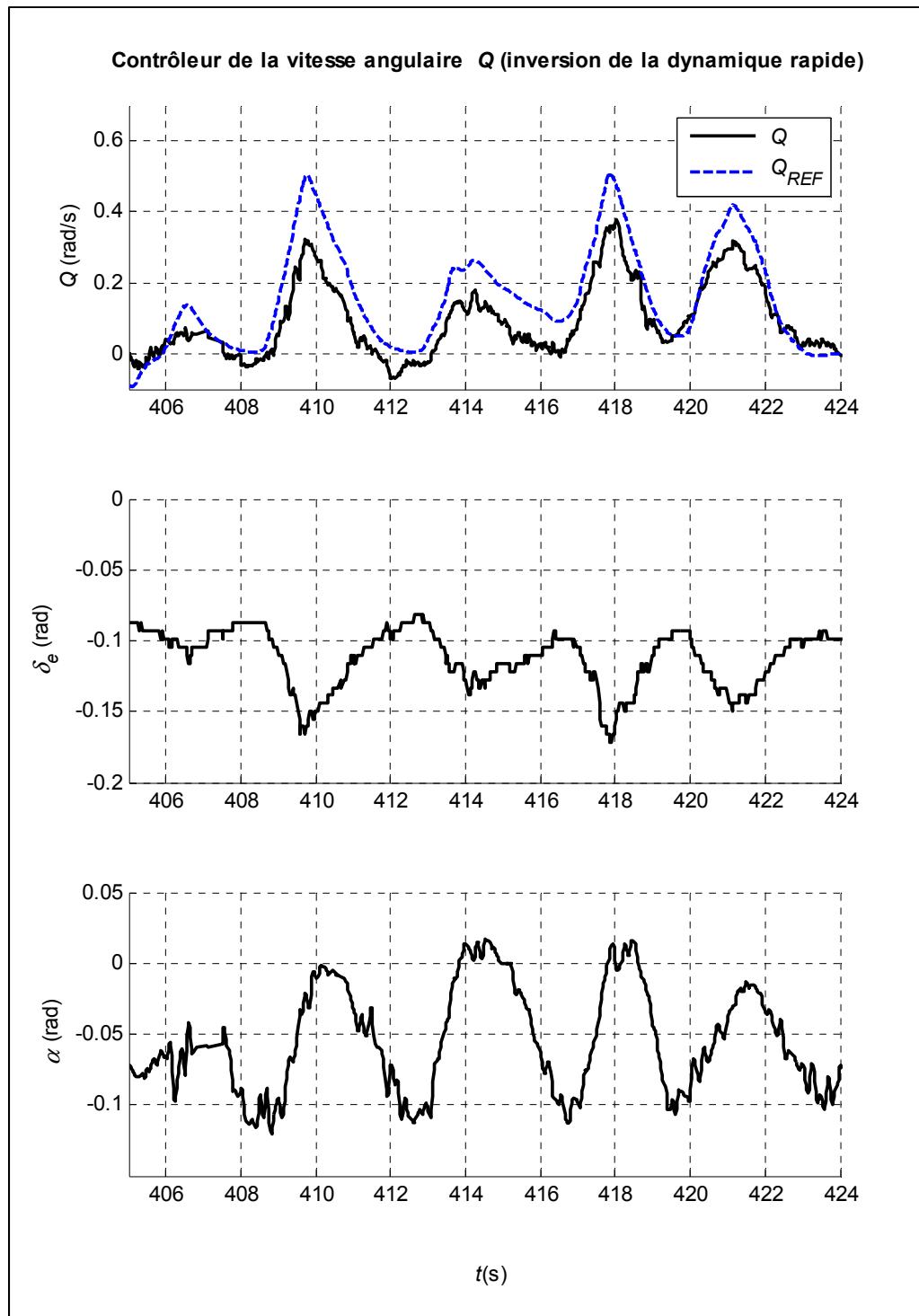


Figure 7.7 Réponse du drone en boucle fermée à une commande de vitesse angulaire en tangage (Q)

La Figure 7.7 illustre la réponse du drone à une commande de vitesse angulaire en tangage (Q_{REF}) donnée par le pilote. Comme dans le cas précédent ce ne sont pas des échelons qui ont été utilisés comme commande. On peut voir que le drone suit quand même bien sa commande malgré un décalage et une erreur d'amplitude. Ceux-ci peuvent être attribués à un défaut dans la modélisation du moment de tangage induit par la gouverne de profondeur ($C_{M\delta e}$) ou dans l'amortissement aérodynamique en tangage (C_{MQ}).

7.5 Réponses en boucle fermée du modèle du drone

Étudions maintenant la réponse en boucle fermée du modèle du drone, à partir de maintenant il s'agit de résultats de simulation exclusivement.

7.5.1 Inversion de la dynamique rapide

La Figure 7.8 illustre la réponse simulée de l'inversion de la dynamique rapide à un échelon sur la commande de la vitesse de roulis (P_{REF}). Comme mentionné plus haut et expliqué au CHAPITRE 4, le modèle de référence est en fait un filtre passe-bas d'où la forme de la commande P_{REF} . La réponse P est asymétrique, car le couple créé par l'hélice en rotation n'est pas tenu en ligne de compte par le contrôleur et les délais créés par la réponse des actuateurs non plus. La même explication peut s'appliquer à toutes les simulations qui suivent parce que le modèle utilisé pour l'inversion est sensiblement le même que celui utilisé pour la simulation du drone. La seule différence réside au niveau des dérivées de contrôle qui ont été choisies fixes dans le cas du contrôleur pour des raisons de stabilité de l'inversion en vol.

La Figure 7.9 illustre la réponse simulée de l'inversion de la dynamique rapide à un échelon sur la commande de la vitesse du tangage Q_{REF} .

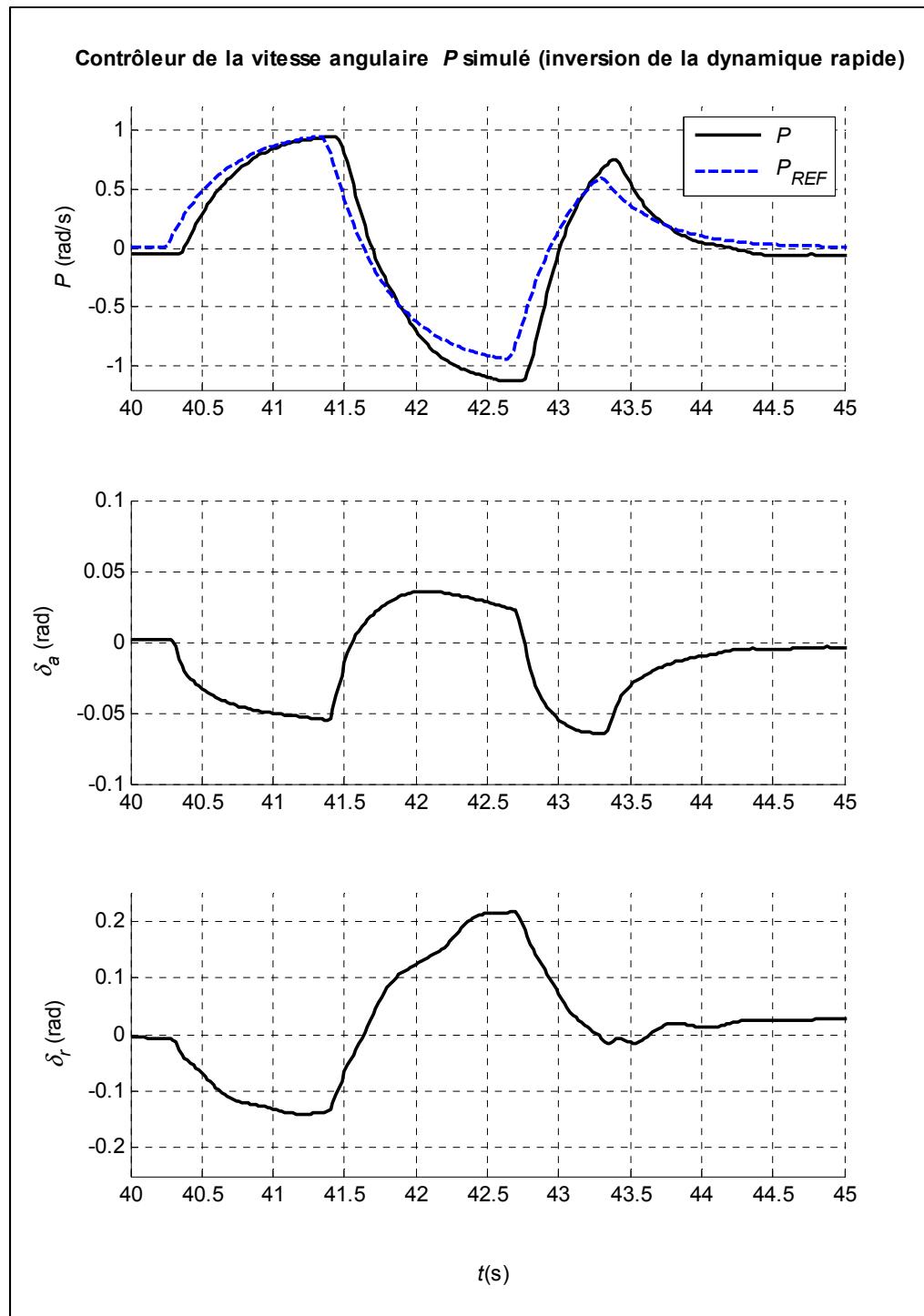


Figure 7.8 Réponse simulée du drone en boucle fermée à une commande de vitesse angulaire en roulis (P)

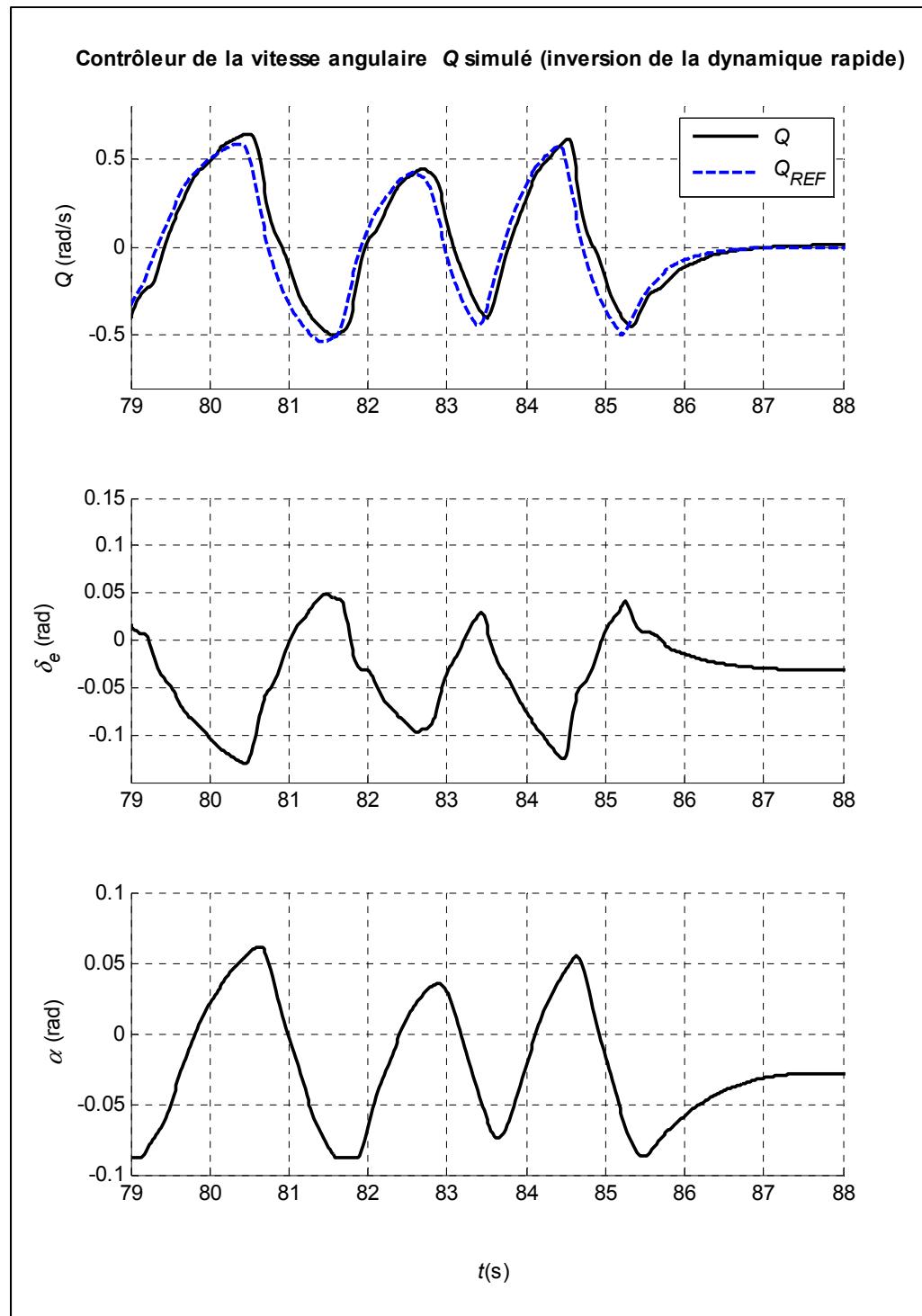


Figure 7.9 Réponse simulée du drone en boucle fermée à une commande de vitesse angulaire en tangage (Q)

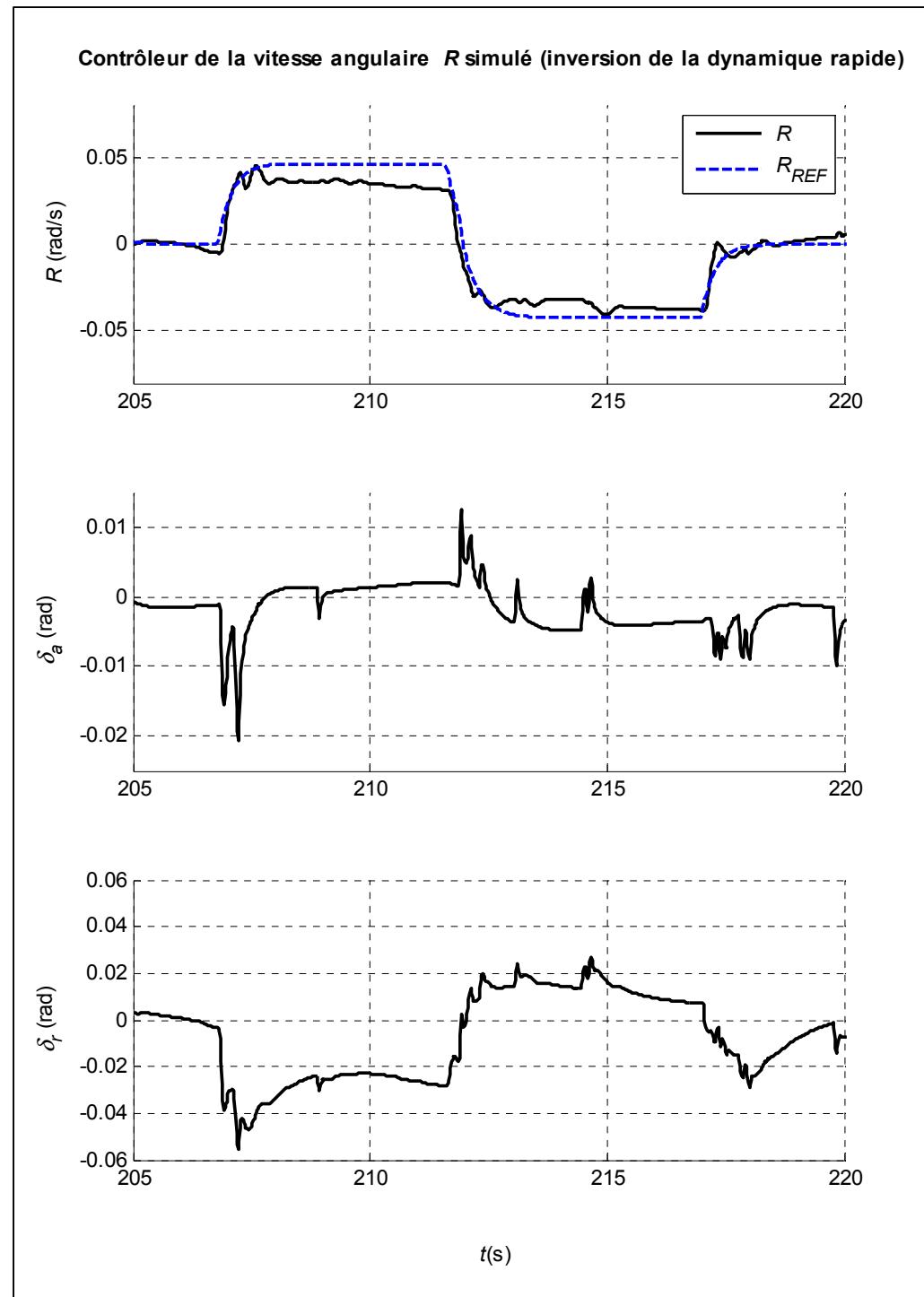


Figure 7.10 Réponse simulée du drone en boucle fermée à une commande de vitesse angulaire en lacet (R)

Finalement, la Figure 7.10 illustre la réponse simulée de l'inversion de la dynamique rapide à un échelon sur la commande de la vitesse en lacet (R_{REF}). Notez la très faible amplitude atteinte par le contrôleur et le très faible effort de commande. Cette limitation est probablement due à la présence d'optimums locaux dans l'inversion de la dynamique rapide. En pilotage manuel, il est facilement possible d'arriver à faire mieux que le contrôleur (0,15 rad/s) en braquant la gouverne de direction au maximum et en compensant le roulis induit à l'aide des ailerons pour garder le drone dans un vol avec l'aile au niveau par rapport au sol. Cet optimum local semble résulter de l'interaction de plusieurs tables aérodynamiques et non seulement des dérivées de contrôle.

7.5.2 Inversion de la dynamique lente

La Figure 7.11 illustre la réponse simulée de l'inversion de la dynamique lente couplée à l'inversion de la dynamique rapide lors d'une commande d'angle d'attaque (α_{REF}). Pour sa part, la Figure 7.12 en illustre la réponse simulée lors d'une commande d'angle de dérapage (β_{REF}) et la Figure 7.13 lors d'une commande d'angle de roulis (φ_{REF}).

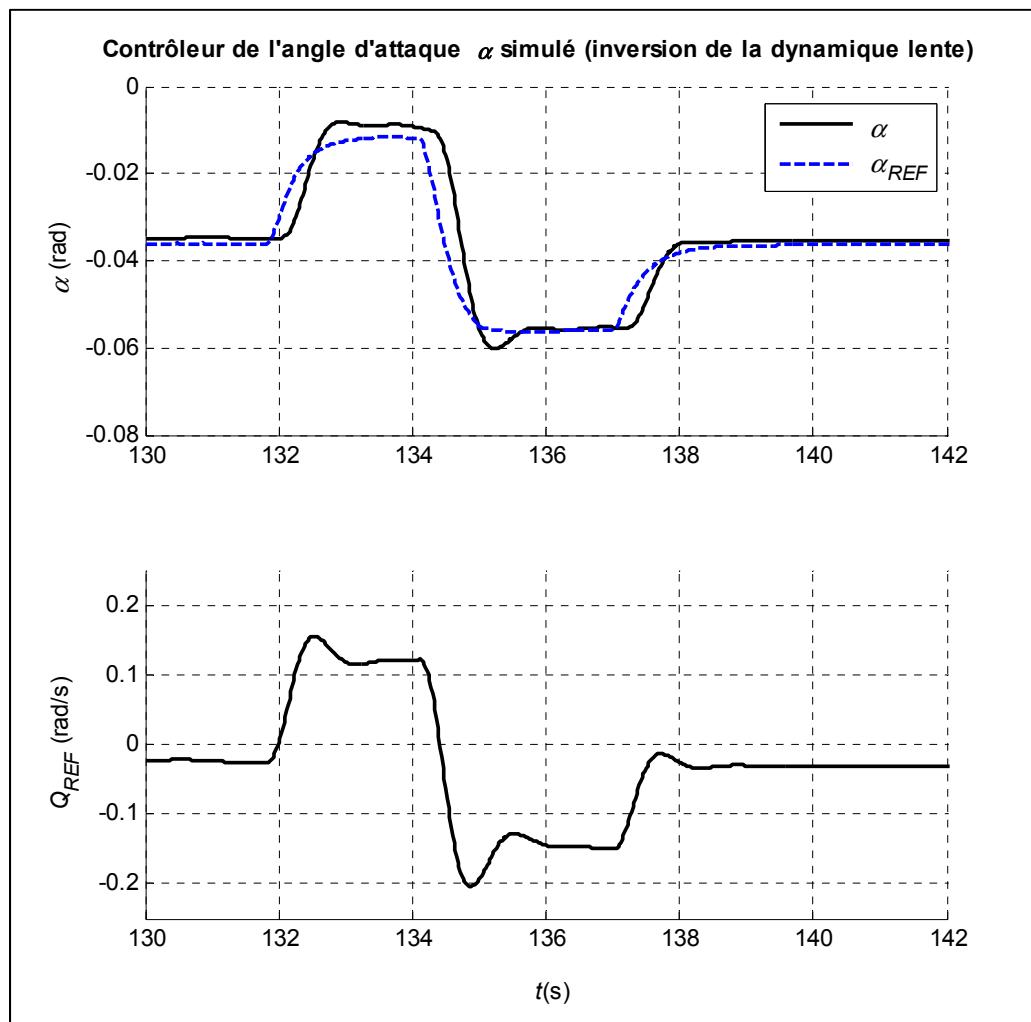


Figure 7.11 Réponse simulée du drone en boucle fermée à une commande d'angle d'attaque (α)

Comme précédemment on observe un bon suivi de la commande avec un retard et un peu de dépassement dans les trois cas. Le retard étant causé par les délais de propagation de la commande dans les deux boucles et encore une fois par la réponse des actuateurs qui n'est pas tenue en ligne de compte par les contrôleurs. Le dépassement quant à lui peut être attribué aux gains intégraux des contrôleurs ou encore à la précision des dérivées de contrôle des moments aérodynamiques qui furent choisies fixes afin d'assurer que l'inversion de la dynamique soit toujours possible en vol.

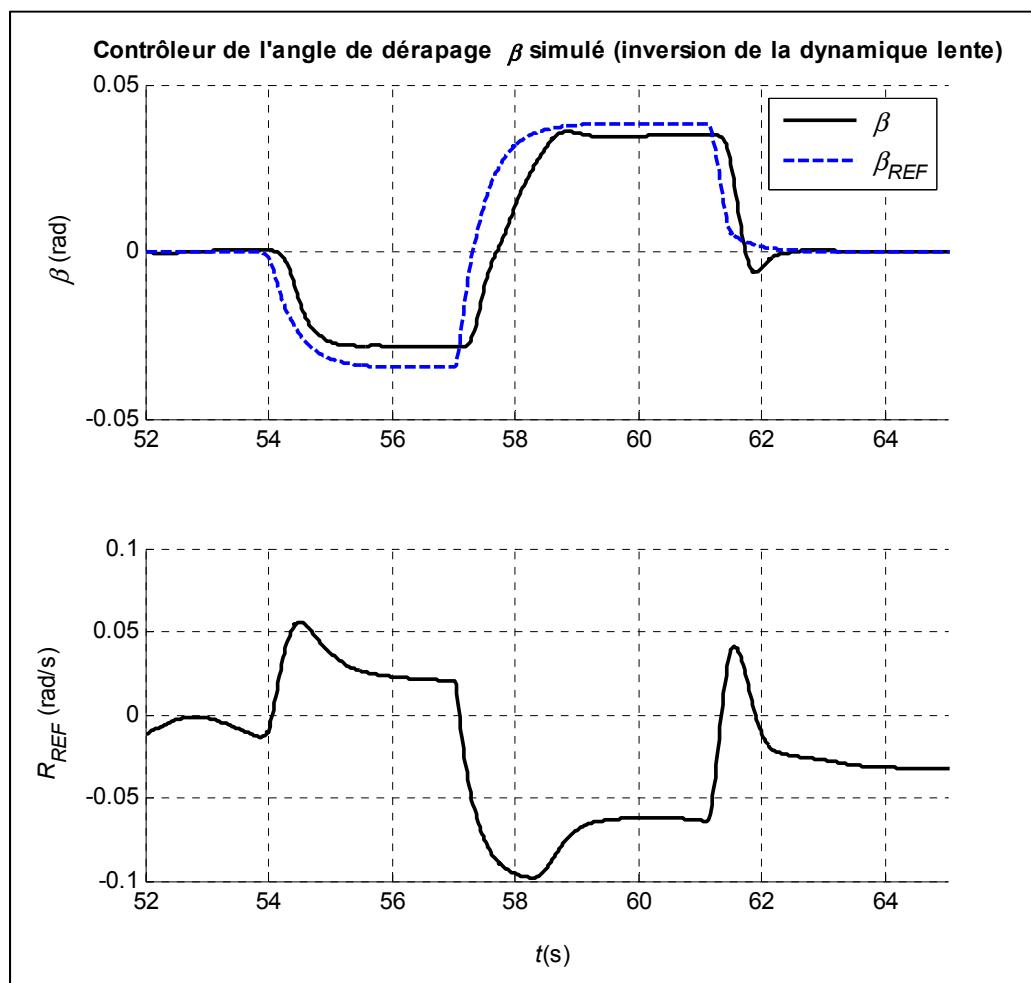


Figure 7.12 Réponse simulée du drone en boucle fermée à une commande d'angle de dérapage (β)

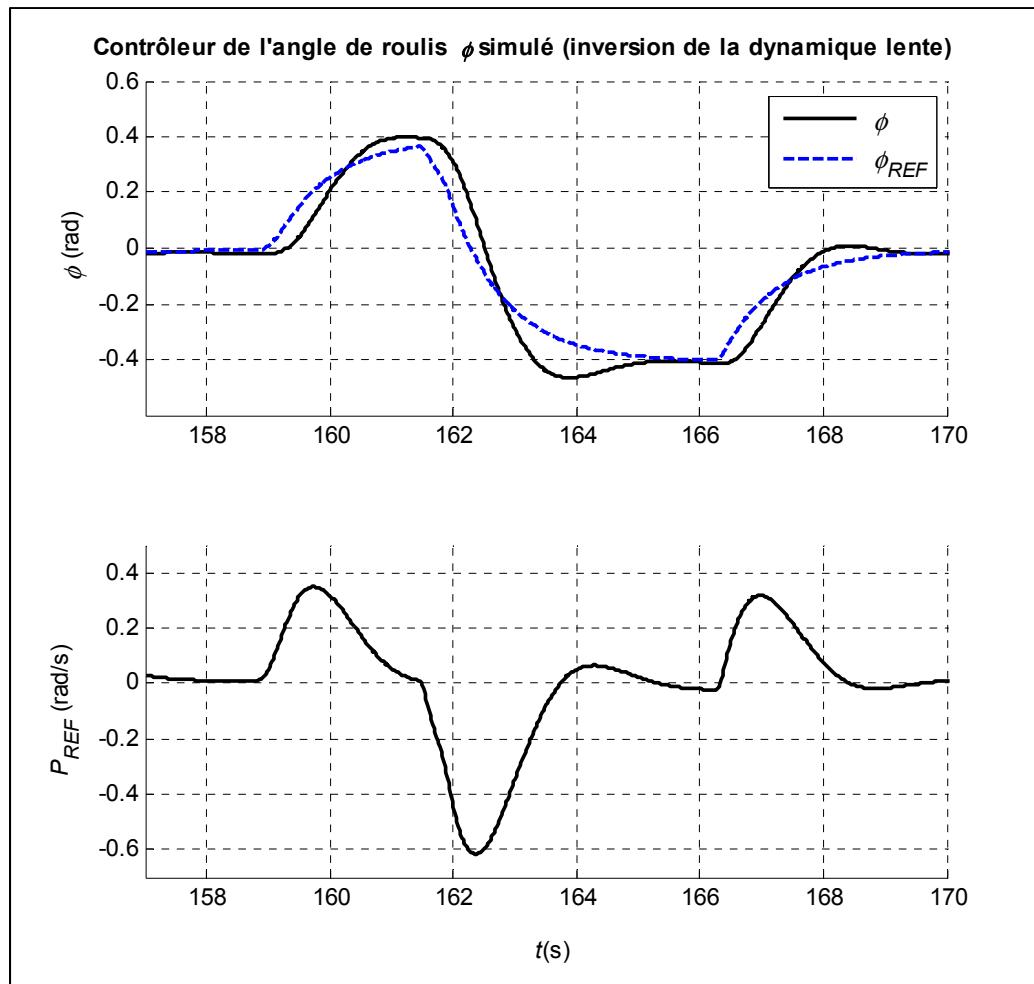


Figure 7.13 Réponse simulée du drone en boucle fermée à une commande d'angle de roulis (ϕ)

Notez dans la Figure 7.11 et la Figure 7.12, la stabilisation de l'effort de commande (Q_{REF} et R_{REF}) une fois la valeur de l'angle d'attaque (α) ou de dérapage (β) atteinte. Tandis que dans le cas de la Figure 7.13, la valeur de commande P_{REF} retourne à zéro une fois l'angle de roulis atteint.

7.5.3 Inversion de la dynamique de masse ponctuelle

La Figure 7.14 illustre la réponse simulée de l'inversion de la dynamique de masse ponctuelle à un échelon sur la commande de vitesse ($v_{B/A\ REF}$). Comme il est prévisible, la réponse est asymétrique entre une diminution de la vitesse commandée et son augmentation.

Dans le premier cas, le seul pouvoir de commande est de diminuer la commande de puissance du moteur jusqu'à zéro. Le drone continue alors de planer jusqu'à ce que la trainée du drone l'ait ralenti à la vitesse désirée. Il s'agit d'un cas de saturation d'un actuateur. Ceci peut normalement être évité en ajustant la dynamique du modèle de référence de manière conservatrice et en saturant les commandes envoyées au contrôleur. Dans le cas du contrôleur de vitesse, la saturation de l'actuateur (la propulsion) n'est pas problématique à cause de la lenteur de la dynamique associée. Ceci permet de saturer l'intégrateur avant qu'il n'accumule trop d'erreur (dans la pente descendante). Ainsi lorsque la commande de vitesse augmente par la suite, la vitesse suit bien la commande.

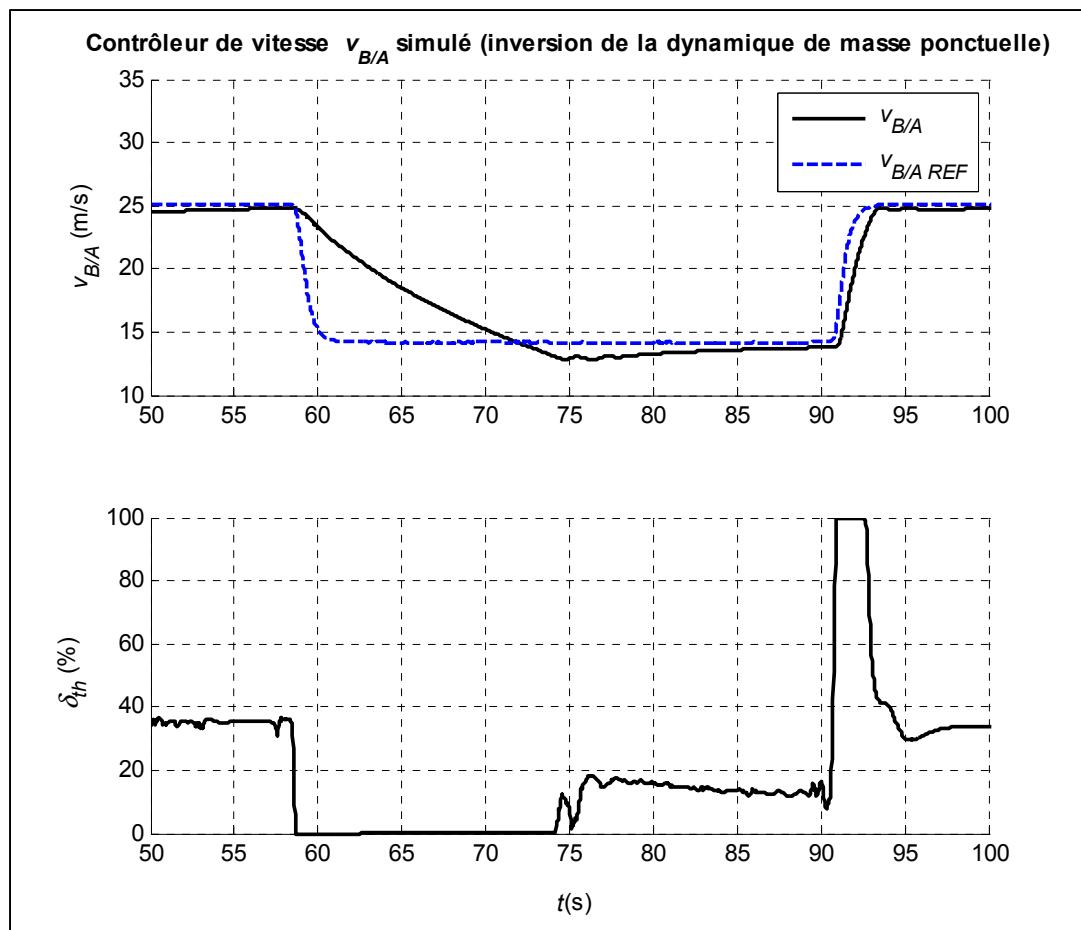


Figure 7.14 Réponse simulée du drone en boucle fermée
à une commande de vitesse ($v_{B/A}$)

La Figure 7.15 illustre la réponse simulée de l'inversion de la dynamique de masse ponctuelle couplée aux autres boucles de contrôle lors d'une commande de l'angle d'ascension (γ_{REF}). Le suivi de la commande est bon avec un léger dépassement.

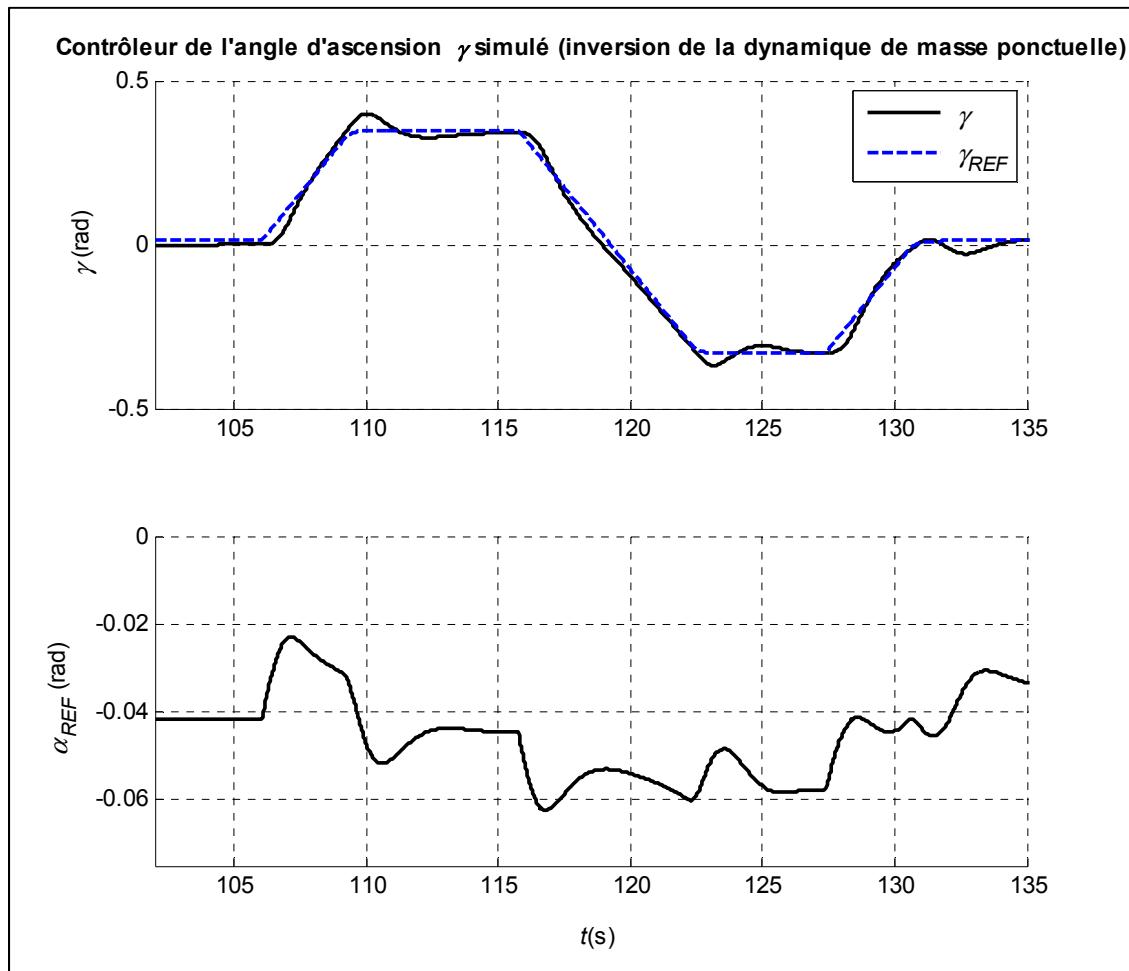


Figure 7.15 Réponse simulée du drone en boucle fermée à une commande d'angle d'ascension (γ)

Notez qu'à l'augmentation de l'angle d'ascension commandé (γ_{REF}), l'effort de commande sur l'angle d'attaque augmente aussi. Même chose lorsque l'angle d'ascension commandé diminue, l'angle d'attaque diminue aussi. Notez qu'une fois l'angle d'ascension négatif est atteint, l'angle d'attaque demeure en bas de la valeur de départ. Ceci est dû au dépassement de la vitesse de vol de départ pendant que le drone perd de l'altitude.

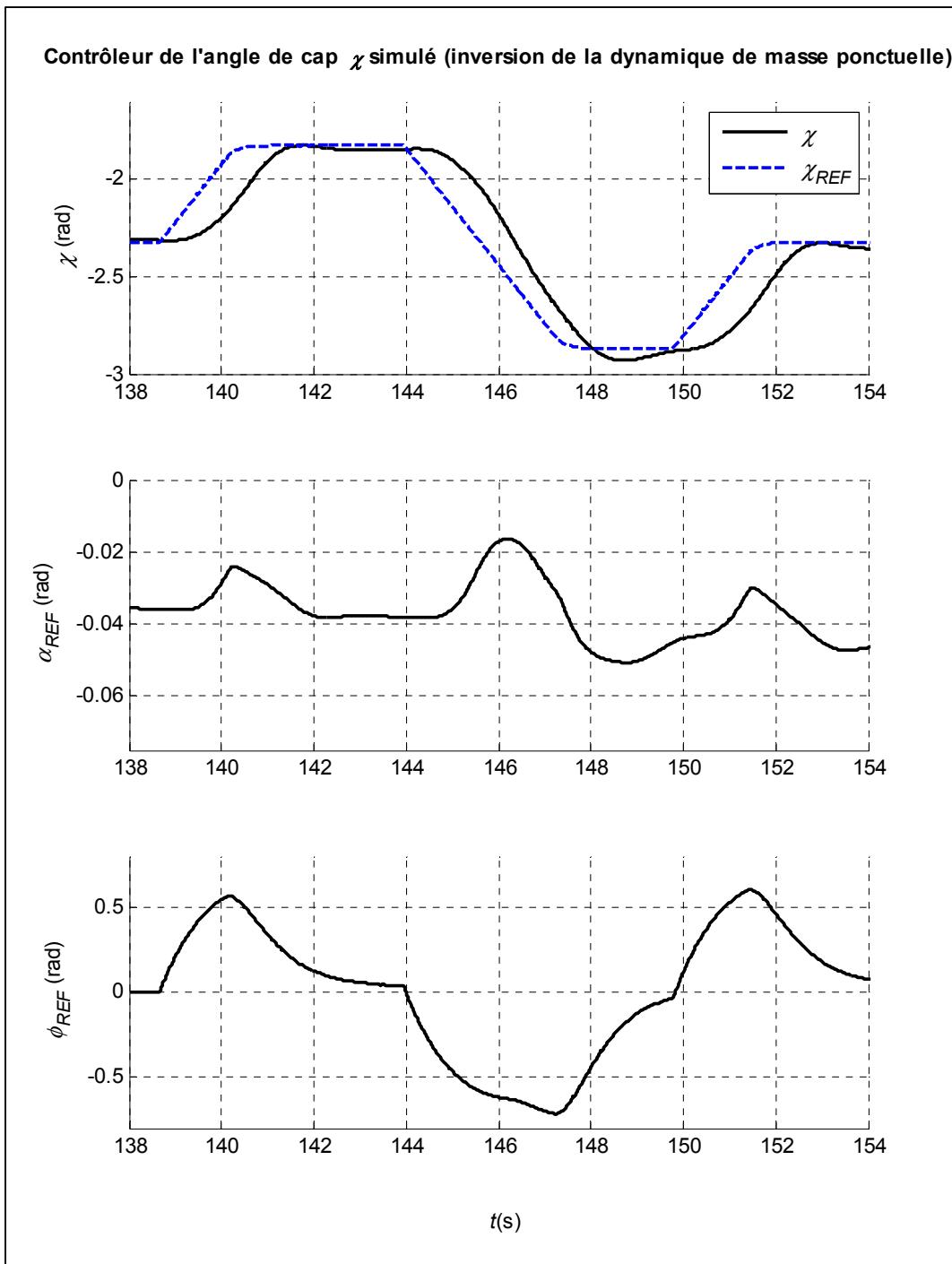


Figure 7.16 Réponse simulée du drone en boucle fermée à une commande d'angle de cap (χ)

La Figure 7.16 illustre la réponse simulée de l'inversion de la dynamique de masse ponctuelle couplée aux autres boucles de contrôle lors d'une commande de l'angle de cap (χ_{REF}). Le suivi de la commande est bon avec un grand retard et un léger dépassement. Le retard est dû au fait que le drone doit rouler au préalable avant d'effectuer le virage. Cette caractéristique peut être observée dans les variables de commande φ_{REF} et α_{REF} . En effet, on y voit que l'angle de roulis commandé (φ_{REF}) précède toujours l'augmentation de l'angle d'attaque commandé (α_{REF}) nécessaire pour effectuer le virage.

7.5.4 Simulation du suivi de trajectoire

La Figure 7.17 illustre en trois dimensions la trajectoire du drone résultant d'une simulation de suivi de trajectoire. On peut y voir la trajectoire de référence et la trajectoire suivie par le drone pour un tour au-dessus de la piste du club d'aéromodélisme Brossair. Une projection de la trajectoire sur le sol est aussi représentée pour aider à la représentation mentale de la trajectoire par rapport au sol. Les contours de la piste et des routes situées à proximité sont aussi tracés pour donner un point de repère au sol et une idée de l'envergure de la trajectoire. L'assiette du drone à divers endroits sur la trajectoire est aussi représentée par des représentations en trois dimensions du drone dans l'espace. Remarquez que le drone était en dehors de la trajectoire au début de la simulation et comment il l'a rejoint avec succès.

Les quatre graphiques suivants représentent la réponse des boucles de contrôle tout au long de la trajectoire. Ainsi la Figure 7.18, représente la réponse de la boucle de navigation, la Figure 7.19 représente la réponse de la boucle de l'inversion de la dynamique lente et la Figure 7.20 représente la réponse de la boucle de la dynamique rapide. Finalement, la Figure 7.21 représente les déflections des surfaces de contrôle. Dans tous les cas, on observe que les variables suivent bien la commande et ce, sans saturer les actuateurs, ainsi la boucle de navigation et la boucle externe de l'inversion de la dynamique sont prêtes pour un test en vol dans des travaux futurs.

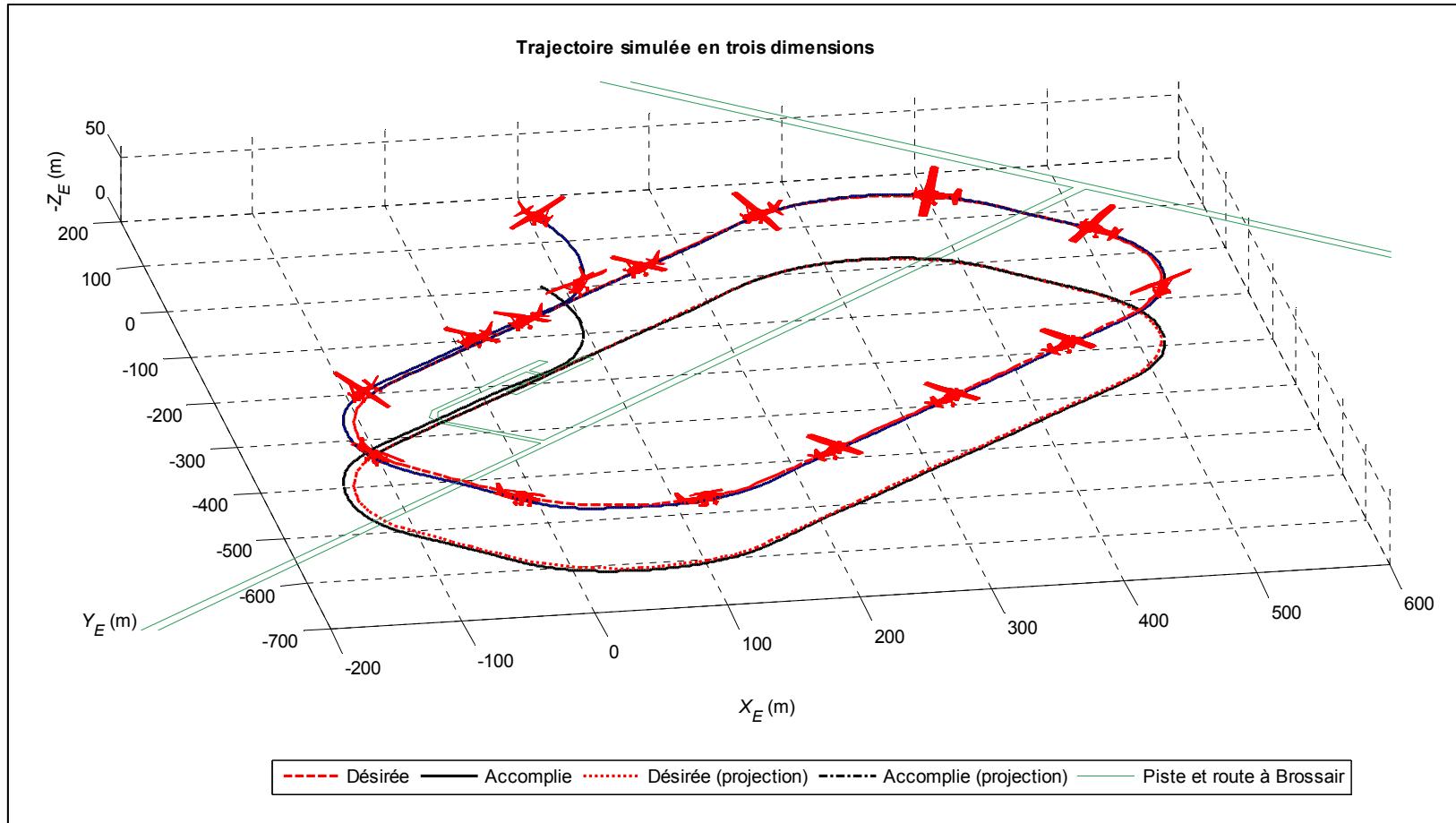


Figure 7.17 Trajectoire simulée en trois dimensions

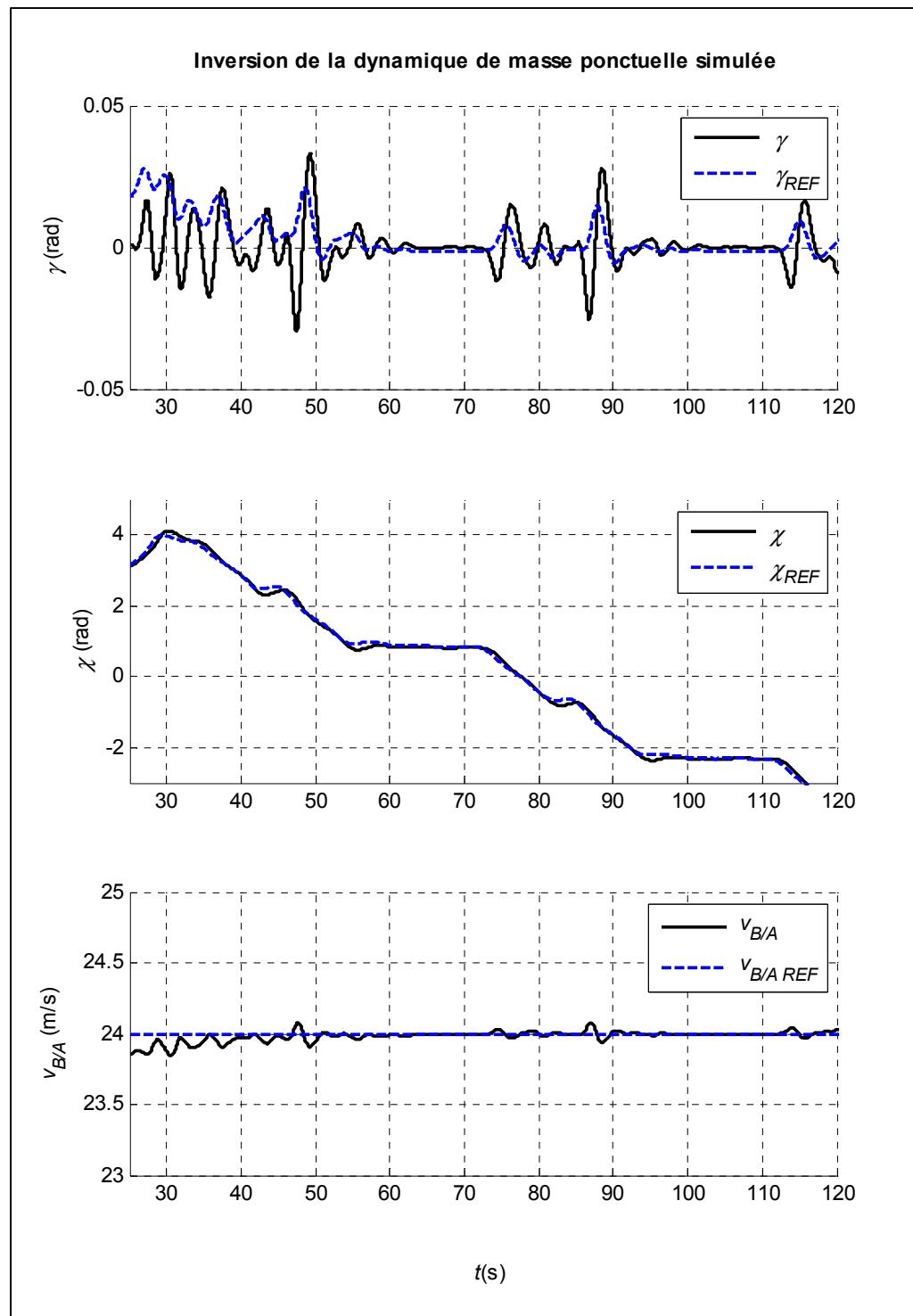


Figure 7.18 Inversion de la dynamique de masse ponctuelle au long de la trajectoire simulée

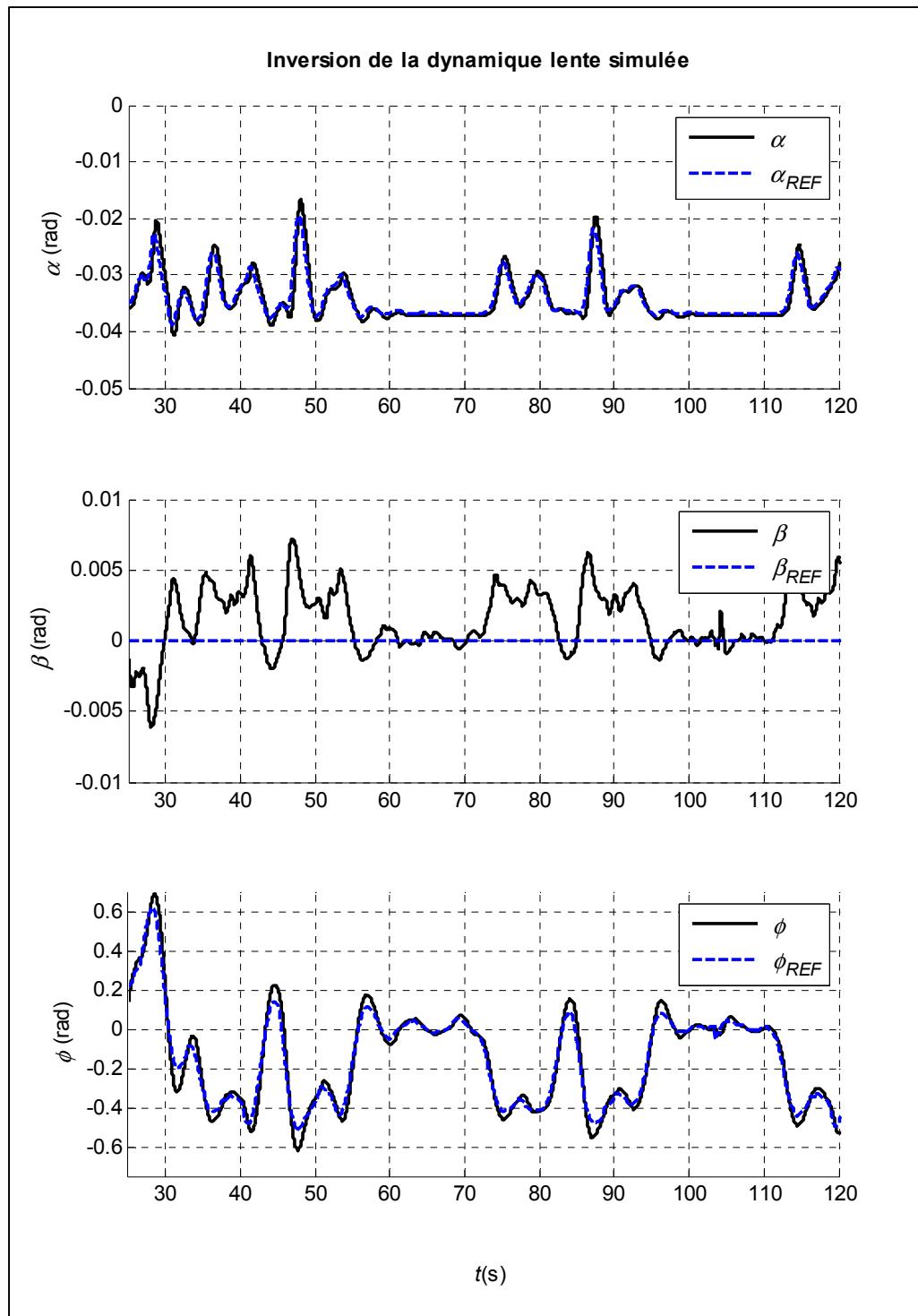


Figure 7.19 Inversion de la dynamique lente au long de la trajectoire simulée

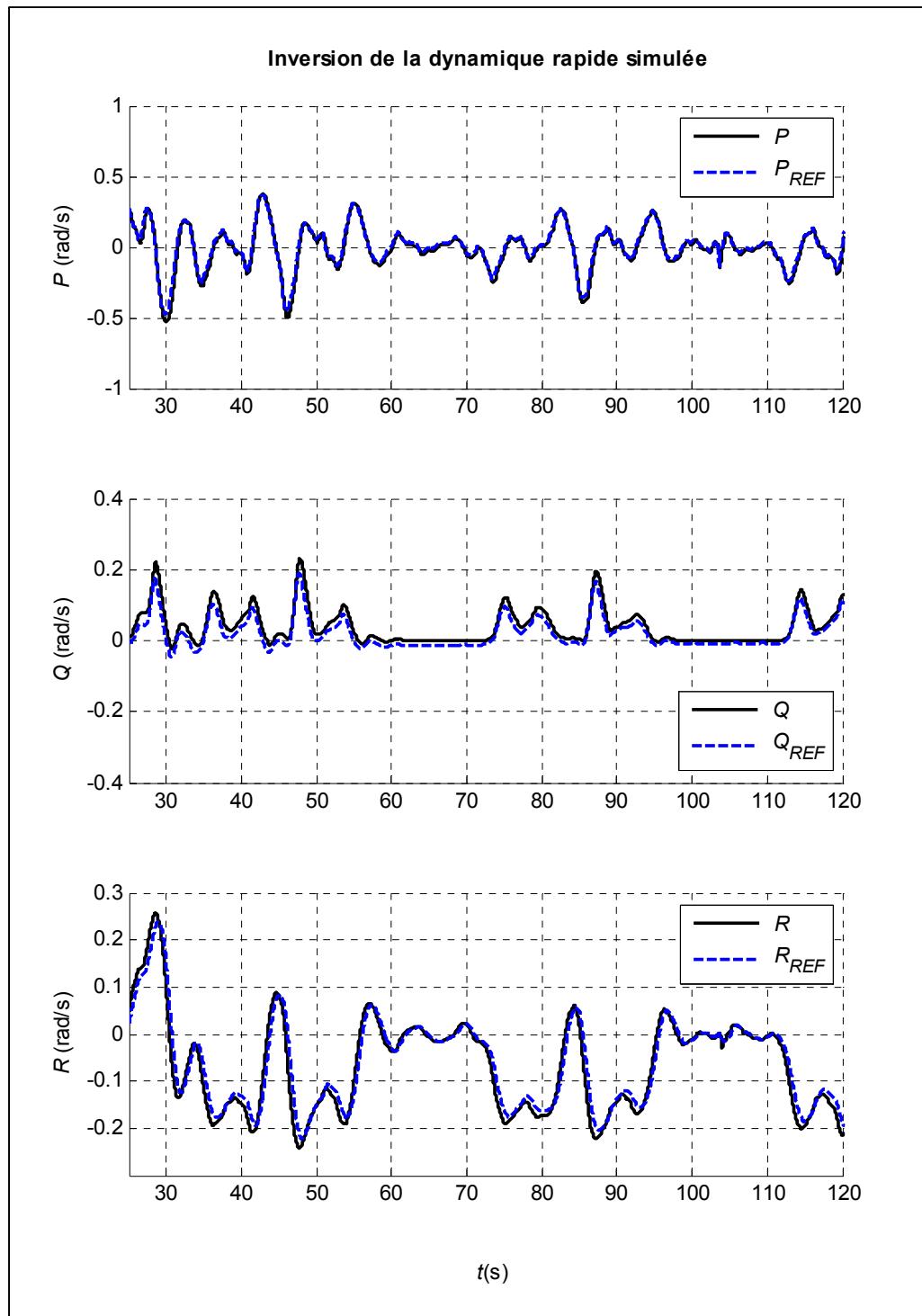


Figure 7.20 Inversion de la dynamique rapide au long de la trajectoire simulée

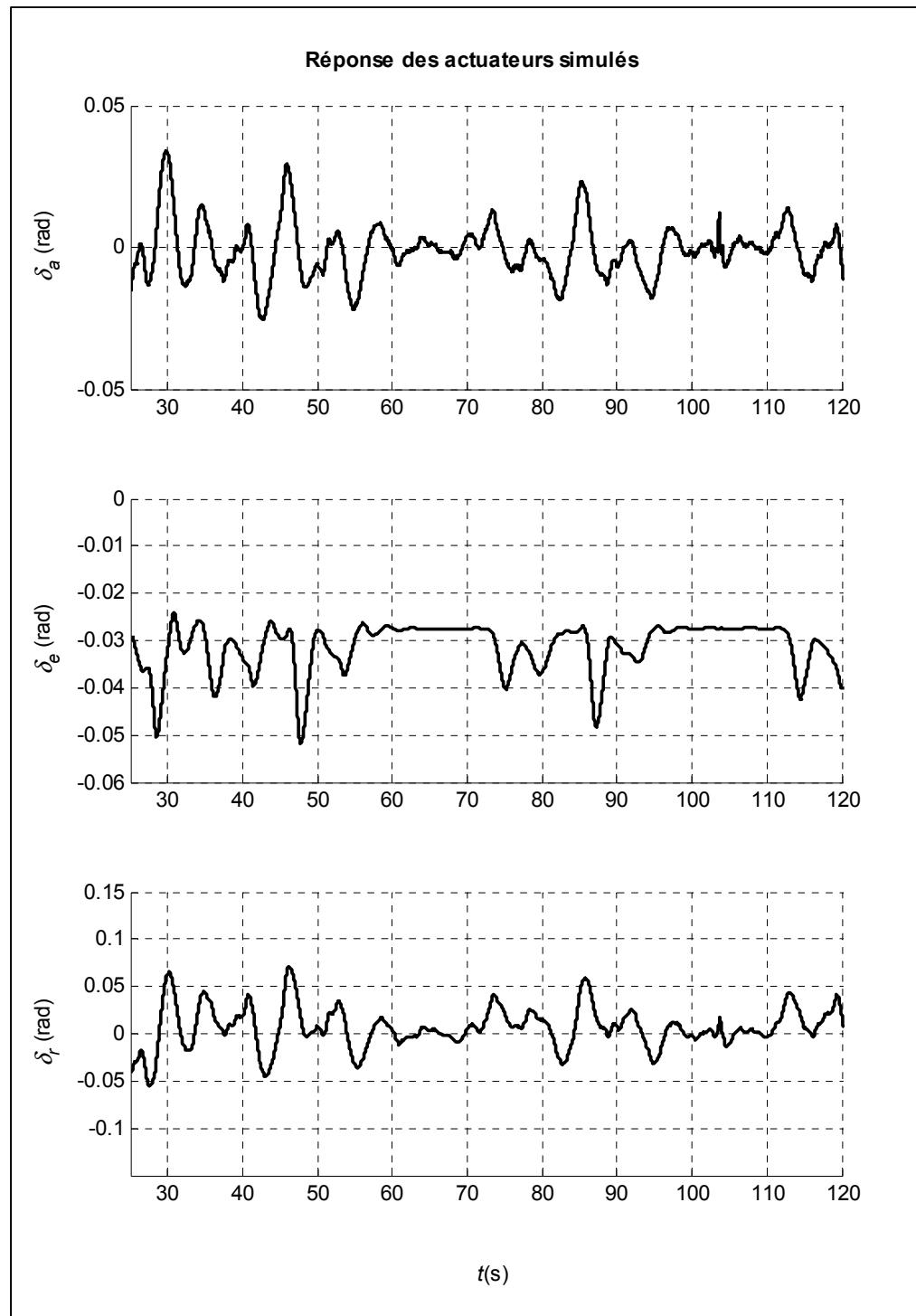


Figure 7.21 Réponse des actuateurs au long de la trajectoire simulée

CONCLUSION

Dans ce mémoire, nous avons étudié la réalisation et la conception d'un drone de recherche à voilure fixe et configuration classique avec pour objectif ultime le test en vol d'une technique de contrôle avancée. Cet objectif fut réalisé à travers l'atteinte de plusieurs objectifs intermédiaires qui sont aussi le sujet de chacun des chapitres de ce mémoire. Parmi ceux-ci on peut compter : la modélisation du drone et de ses paramètres expérimentaux pour la réalisation d'une simulation non-linéaire fidèle à la réalité, la conception de la commande de vol, le développement de la carte de contrôle et de ses logiciels, la programmation du logiciel de la station au sol et finalement la réalisation des tests en vol.

La modélisation non-linéaire du drone a été réalisée en appliquant les lois de Newton reliant la somme des forces et des moments aux accélérations linéaires et angulaires d'un corps. Les différents référentiels nécessaires pour la description du mouvement du drone ont été étudiés et les équations du mouvement du drone déduites. Il en a résulté un modèle d'états à douze variables. Ensuite la valeur des paramètres expérimentaux tels que les tenseurs d'inertie du drone, le modèle des actionneurs et le modèle de la propulsion ont été déduit à l'aide de méthodes expérimentales. Finalement, le modèle aérodynamique a été développé principalement à l'aide de la combinaison d'une méthode numérique, la méthode du réseau de tourbillon, avec les données extraites en soufflerie par Morelli et DeLoach (2003) sur leur drone le FASER. La méthode des moindres carrés, une méthode d'identification en vol, a aussi servi à raffiner quelques paramètres du modèle aérodynamique. Finalement, tous ces paramètres et ces équations ont été regroupés dans un modèle Simulink rafraîchi 50 fois par seconde et utilisant FlightGear comme interface visuelle et une manette d'avion téléguidé à connectivité *Universal Serial Bus* (USB) comme interface d'entrée.

De son côté, la commande de vol est basée sur le principe de la rétroaction linéarisante ou plus précisément l'inversion de la dynamique. Dans le cas d'un avion, il faut utiliser la méthode de séparation des échelles temporelles pour réussir à avoir un système inversible en plusieurs étapes. Ainsi, la commande est basée sur trois boucles imbriquées l'une dans

l'autre. La boucle la plus imbriquée étant l'inversion de la dynamique rapide qui contrôle les vitesses de rotation (P, Q, R) du drone. La boucle externe étant l'inversion de la dynamique lente qui contrôle les angles aérodynamiques (α, β, φ) du drone. Ensuite la boucle de navigation inverse la dynamique de la masse ponctuelle (une dynamique simplifiée du déplacement du drone dans l'espace) et contrôle ainsi les angles de navigation (χ et γ) du drone. Un contrôleur de vitesse par rapport à la masse d'air ($v_{B/A}$) est aussi inclus dans cette boucle et permet d'ajuster la commande de puissance du moteur. Finalement, un algorithme de génération de commande génère les angles de navigation en comparant la position actuelle du drone à une trajectoire préprogrammée consistant en une série de points GPS (latitude, longitude, altitude).

La carte de contrôle développée dans le cadre de ce travail comporte une multitude de capteurs qui mesurent et analysent l'environnement dans lequel le drone évolue. En effet, on compte parmi l'instrumentation, une centrale inertie à six degrés de liberté, un capteur de pression barométrique, un magnétomètre trois-axes, un GPS, un tube de Pitot et des capteurs d'angle d'attaque et de dérapage. Toutes les données produites par ces périphériques ainsi que les commandes du pilote sont analysées par le microcontrôleur central, un AVR32 de la compagnie Atmel. Ce dernier agit un peu comme la colonne vertébrale du système et envoie ensuite les informations prétraitées à un DSP de la compagnie TI qui agit comme le cerveau du système, c'est lui qui contient l'algorithme de commande de l'avion. En plus de sa puissance supérieure, ce dernier a l'avantage de pouvoir être programmé simplement à partir de Simulink. Une fois les lectures des capteurs passées dans l'algorithme du DSP, ce dernier envoie au microcontrôleur la nouvelle commande calculée. Ensuite, ce dernier s'occupe de mettre à jour la position des surfaces de contrôle et la commande de puissance du moteur. En tout temps, le pilote peut reprendre le contrôle du drone en actionnant un interrupteur sur la télécommande, le microcontrôleur redirige alors directement les commandes du pilote aux servomoteurs des surfaces de contrôle et au variateur de vitesse électronique. Les logiciels pour ces deux microprocesseurs ont aussi été développés dans le cadre de ce travail. Le langage C fut utilisé pour le AVR32 et une combinaison de Simulink et du C dans le cas du DSP. Finalement, le logiciel de la station au sol fut aussi développé

dans le cadre de ce travail. Pour se faire, la plateforme LabVIEW a été choisie pour sa facilité d'utilisation et les outils existants déjà dans le logiciel pour le tracé de graphique, la représentation des données et la sauvegarde de ces données.

Finalement, la réalisation des tests en vol a permis de détecter les bogues dans le système qui sont difficiles à identifier au sol. Surtout des problèmes de communication que ce soit entre la station au sol et l'avion ou entre les deux microprocesseurs du drone. Il y aussi eu des problèmes d'enregistrement des données. Des données intermédiaires ont aussi été ajoutées dans la trame d'enregistrement pour des fins d'aide à l'analyse et à l'identification de la phase de vol en cours. Des problèmes au niveau des capteurs ont aussi été détectés, par exemple le capteur de pression différentiel connecté au tube Pitot n'avait pas une plage de lecture assez grande parce que le drone volait à une vitesse plus élevée que prévu. Finalement, les bogues de l'algorithme de contrôle ont aussi nécessité plusieurs visites au club d'aéromodélisme Brossair. Sinon les tests en vol ont aussi permis la calibration des capteurs d'angles d'attaque et de dérapage ainsi que le raffinement de quelques paramètres aérodynamiques. La majeure contribution des tests en vol pour ce mémoire demeure le test dans le monde réel de l'algorithme de contrôle conçu grâce à la simulation non-linéaire élaborée de toute pièce dans le cadre de ce travail. Même si seule la plus imbriquée des trois boucles de contrôle conçues au départ a pu être testée au moment de mettre sous presse ce mémoire, les résultats positifs de ces tests sont extrêmement encourageants pour les travaux à venir.

L'objectif ultime qui était l'application d'une technique avancée de contrôle dans un vol expérimental fut donc rempli avec succès. En effet, l'expérimentation de l'inversion de la dynamique rapide du drone a donné de très bons résultats et ce, sans avoir recourt à la technique classique du découplage des mouvements longitudinaux et latéraux suivi d'un échelonnement de gains (*gain scheduling*). De plus, le système final demeure facile d'utilisation et élimine complètement le temps entre la fin de la simulation d'une technique de contrôle et son implantation dans le drone réel pour un test en vol.

RECOMMANDATIONS

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

Plateforme expérimentale

Tout d'abord, la plateforme expérimentale du drone est à revoir, en effet la charge alaire du drone actuel est trop élevée. Ceci a pour effet de rendre le drone moins manœuvrable et d'accélérer la vitesse de l'atterrissement et du décollage. Ceci nous empêche aussi d'utiliser une batterie avec une charge plus élevée qui permettrait plus d'autonomie en vol et ainsi plus de temps de test par déplacement au champ de vol.

La première recommandation à ce sujet consiste d'abord à résoudre le problème de vibrations associées à l'utilisation d'un moteur à essence. En effet les vibrations d'un moteur électrique sont moins élevées et viennent moins polluer la lecture des accéléromètres. Si cet obstacle est surmonté, le moteur à essence devient le choix logique pour la propulsion du drone. En effet, malgré qu'il soit un peu plus lourd que le moteur électrique pour la même performance, sa source d'énergie : l'essence est beaucoup plus légère que la plus performante des batteries (au lithium polymère) pour la même quantité d'énergie. Ainsi, son utilisation permet une extension facile et légère de l'autonomie sans compter que le réservoir d'essence peut être rempli en deux minutes versus l'heure et demie nécessaire à la recharge d'une batterie. De plus, d'un point de vue économique, l'essence demeure moins chère à l'utilisation puisque, non seulement le coût de départ du système électrique est plus élevé, mais en plus les batteries au lithium polymère sont très fragiles et il est très facile de les endommager. Pendant l'écriture de ce mémoire, quatre batteries ont en effet rendu l'âme. Finalement, l'utilisation des batteries est aussi plus dangereuse que l'utilisation du moteur à essence, les risques de feu ou d'explosion sont présents lorsqu'on charge ou décharge une batterie au lithium polymère.

La deuxième recommandation consiste à augmenter la surface de l'aile pour diminuer l'influence de l'ajout de poids relié à l'instrumentation du drone. Il existe plusieurs manières d'y arriver, la première consiste à simplement bâtir une nouvelle aile plus grande pour le drone existant. À cela s'ajoutera une augmentation de la surface de la gouverne de direction et de sa dérive pour tenir compte de la nouvelle envergure plus grande et du déplacement du centre aérodynamique latéral vers l'avant à cause du dièdre de l'aile. Un autre moyen d'y arriver serait de concevoir un drone à partir de zéro. Une configuration intéressante pour un tel drone serait un drone bimoteur avec une multitude de surfaces de contrôles ayant chacune leur actionneur comme sur les avions pleine grandeur. La configuration bimoteur permettrait deux choses : premièrement le positionnement optimal de la perche de cueillette des données de l'angle d'attaque, de dérapage et de la vitesse. Deuxièmement, cela, ainsi que les nombreuses surfaces de contrôle indépendantes, permettrait d'explorer la voie des contrôles reconfigurables. En ayant deux moteurs, il est possible d'induire un lacet si la gouverne de direction fait défaut. Inversement si l'un des deux moteurs faillit à sa tâche, le contrôleur de vol pourrait devoir savoir utiliser les surfaces de contrôles pour compenser cette condition. De même s'il s'agit d'une des gouvernes de profondeur ou d'un des ailerons. La possibilité de changer d'aile et d'empennage entre les vols pourrait aussi être intéressante pour la recherche avec les réseaux de neurones ou simplement pour la modélisation aérodynamique. Finalement, un dernier moyen d'y arriver serait d'acheter un nouvel avion téléguidé avec une surface d'aile plus grande pour ensuite le convertir en drone. Un bon choix serait le *UltraStick 120* comme Morelli et DeLoach (2003). En effet cet avion est abordable, léger et possède une surface de $0,77 \text{ m}^2$ contre $0,47 \text{ m}^2$ dans le cas de la MOUETS. Son avantage majeur demeure cependant la disponibilité de son modèle aérodynamique complet mesuré en soufflerie au centre de recherche de la NASA à Langley en Virginie par Morelli et DeLoach (2003).

Carte de contrôle

Plusieurs modifications ont eu lieu sur le prototype de carte produit au départ. Un nouveau circuit imprimé serait nécessaire pour s'assurer de la fiabilité de la carte pour les travaux à venir. Il serait également souhaitable de réduire l'espace occupé par la carte et de changer sa forme afin qu'elle soit mieux adaptée à l'espace disponible dans le drone. Pour aider à la contraction de la carte, l'utilisation d'une carte à deux étages pourrait être envisagée. Aussi, l'élimination des circuits de prototypage (*breakout board*) comme dans le cas de l'altimètre et du magnétomètre pour l'utilisation directe des puces est suggérée. Une nouvelle carte pourrait inclure une entrée pour un capteur optique de vitesse de rotation pour le moteur, cette donnée donnerait une meilleure information sur la vitesse de rotation du moteur et faciliterait ainsi l'estimation des coefficients de trainée réels. L'utilisation d'un capteur de pression différentiel communiquant par SPI (non disponibles au moment de la conception initiale de la carte) éviterait beaucoup de filtrage et de calibration au niveau du tube Pitot. Dans le même ordre d'idée, l'avenue des anémomètres ultrasonique 3D mérirerait d'être explorée. Un tel appareil, s'il est suffisamment compact et léger, pourrait complètement éliminer le besoin du tube Pitot, du capteur d'angle d'attaque et du capteur d'angle de dérapage en combinant tous ces capteurs en un seul. La calibration complexe de ces capteurs s'en trouverait éliminée aussi. Un nouveau GPS avec un taux de rafraîchissement plus rapide pourrait être intéressant pour un suivi de trajectoire plus serré. Le magnétomètre trois-axes ne devrait pas être situé sur la carte en tant que tel mais bien éloigné de toute source d'interférences électromagnétiques (moteur de la propulsion, servomoteurs, radio-MODEM). Le positionnement dans la queue du drone pourrait être une bonne option. En effet, contrairement aux accéléromètres et aux gyroscopes, ce capteur n'a pas besoin d'être situé au centre de gravité. Le radio-MODEM XBee-Pro® nous a donné des performances décevantes au niveau de la portée réelle et de la vitesse de réception réelle, un radio-MODEM avec de meilleures performances devrait être recherché (*voir* la série XTend® de Digi). Ensuite, des servomoteurs plus rapides et puissants pourraient être utilisés afin d'obtenir des réponses plus rapides du drone. Finalement, le dernier point, mais non le moindre : une carte SD devrait aussi être utilisée pour enregistrer les données de vol. En effet, la télémétrie est utile pour le

visionnement en temps réel des données et l'enregistrement de celles-ci en cas d'un écrasement du drone. Par contre, la carte SD serait très utile pour enregistrer certaines données comme les vitesses angulaires et les accélérations du drone à un taux de rafraîchissement plus élevé que le 50Hz actuel. Ces données sont précieuses pour l'identification précise des paramètres aérodynamiques. Cela serait aussi utile pour enregistrer des données intermédiaires dans l'algorithme de contrôle, puisqu'actuellement la bande passante de la télémétrie est presque utilisée à son maximum.

Logiciel de contrôle

Au niveau du logiciel de contrôle, le test de la boucle externe et de la boucle de navigation qui a été conçue pourrait être effectué. Le test d'autres méthodes de contrôle étant l'un des objectifs principaux de ce mémoire, c'est donc la recommandation la plus suggérée. Il en va de même pour l'identification des paramètres aérodynamiques qui doit être continuée pour s'assurer de la fiabilité du modèle de première approximation issu de ce mémoire. Des expériences avec l'inversion dynamique augmentée de réseaux de neurones telles que celles décrites par Holzapfel et Sachs (2004, p. 5) furent tentés par l'auteur de ces lignes, mais sans succès. La loi d'apprentissage décrite ne permettant jamais la convergence des matrices de poids des neurones. Les travaux de Johnson (2000) et Shin, Calise et Johnson (2008) furent aussi examinés de près mais sans succès. Cette voie fut finalement abandonnée par manque de temps mais représente une avenue très intéressante à explorer. Il est à noter que la retenue des pseudo-contrôles (*Pseudo-Control Hedging* ou (PCH)) est essentielle pour assurer le bon apprentissage du réseau de neurones (Johnson et Calise (2000)). Finalement, une version plus robuste de la trame de télémétrie devrait être repensée afin de diminuer les erreurs de transmission. Cette nouvelle trame pourrait être divisée en plusieurs sous-trames avec des taux de rafraîchissement différents (suivant la priorité des données contenues) avec à la fin de chacune une vérification cyclique de redondance (*cyclic redundancy check* (CRC)).

Simulation :

Au niveau de la simulation, l'inclusion du vent pourrait amener une dimension supplémentaire dans l'évaluation de la robustesse des contrôleurs conçus grâce à cette simulation. Ensuite, toujours dans le but de mieux représenter la réalité, l'estimation de l'assiette décrite au CHAPITRE 6 devrait faire partie de la simulation. Ainsi, il serait possible d'évaluer la performance de l'estimateur et de quantifier son erreur et l'effet qu'elle a sur l'algorithme de contrôle en vol. Finalement, une modélisation approfondie du bruit et des incertitudes dans la simulation et le contrôle permettrait la conception de contrôleurs plus robustes.

ANNEXE I

TRAME ENVOYÉE PAR LE MICROCONTRÔLEUR

Tableau-A I-1 Données contenues dans la trame envoyée par le microcontrôleur

#	Nom de la donnée	Format	Bits	Multiplicateur	Source	Unité
-	« \$\$\$ »	3 × char	24	-	-	-
1	Satellites Used	uint8	8	× 1	GPS	-
2	MSL altitude	int16	16	× 10	GPS	m
3	Mode 2	char	8	-	GPS	-
4	PDOP	uint8	8	× 10	GPS	-
5	HDOP	uint8	8	× 10	GPS	-
6	VDOP	uint8	8	× 10	GPS	-
7	Status	char	8	-	GPS	-
8	Latitude	uint32	32	× 10 000	GPS	°
9	N/S Indicator	char	8	-	GPS	-
10	Longitude	uint32	32	× 10 000	GPS	°
11	E/W Indicator	char	8	-	GPS	-
12	Speed Over Ground	uint16	16	× 100	GPS	noeud
13	Course Over Ground	uint16	16	× 100	GPS	°
14	Pression Statique	uint32	32	× 1	Pression statique	Pa
15	Température	uint16	16	× 1	Pression statique	°C
16	P	int16	16	× -20	Centrale Inertielle	°/s
17	Q	int16	16	× 20	Centrale Inertielle	°/s
18	R	int16	16	× -20	Centrale Inertielle	°/s
19	Accélération X_B	int16	16	× -101,97	Centrale Inertielle	m/s ²
20	Accélération Y_B	int16	16	× 101,97	Centrale Inertielle	m/s ²
21	Accélération Z_B	int16	16	× -101,97	Centrale Inertielle	m/s ²
22	B_X	int16	16	× 1370	Magnétomètre	G
23	B_Y	int16	16	× 1370	Magnétomètre	G
24	B_Z	int16	16	× 1370	Magnétomètre	G
25	Commande de puissance	uint8	8	~ × 1,75 + 38	Récepteur	%
26	Commande des ailerons	uint8	8	~ × -5,08 + 121	Récepteur	°
27	Commande de la gouverne de profondeur	uint8	8	~ × 3,64 + 137	Récepteur	°

28	Commande de la gouverne de direction	uint8	8	$\sim \times 5,22 + 107$	Récepteur	\circ
29	Interrupteur multifonctionnel	uint8	8	-	Récepteur	-
30	Commande de puissance	uint8	8	$\sim \times 1,75 + 38$	DSP	%
31	Commande des ailerons	uint8	8	$\sim \times -5,08 + 121$	DSP	\circ
32	Commande de la gouverne de profondeur	uint8	8	$\sim \times 3,64 + 137$	DSP	\circ
33	Commande de la gouverne de direction	uint8	8	$\sim \times 5,22 + 107$	DSP	\circ
34	Non-utilisé	uint8	8	-	-	-
35	Non-utilisé	uint8	8	-	-	-
36	# de manœuvre	uint8	8	-	DSP	-
37	Tension batterie	uint16	16	$\times 12.4/4096$	CAN	V
38	α	int16	16	$\times 360/4096$	DSP	\circ
39	β	int16	16	$\times 360/4096$	DSP	\circ
40	\bar{q}	uint16	16	$\times 360/4096$	CAN	Pa
-	« *** »	3 × char	32	-	-	-
sous-total		-	584			
séparateurs		39 × char	312			
Total		-	896			

ANNEXE II

SITES WEB DES GROUPES DE RECHERCHE S'INTÉRESSANT AUX MINI-DRONES À VOILURE FIXE

University of Minnesota. 2011. « UAV Research Group ». En ligne.
< <http://www.uav.aem.umn.edu/> >. Consulté le 9 novembre 2011.

University of Colorado, Boulder. 2011. « Research and Engineering Center for Unmanned Vehicles (RECUV) ». En ligne. < <http://recuv.colorado.edu/> >. Consulté le 9 novembre 2011.

University of Sydney. 2011. « Australian Centre for Field Robotics ». En ligne.
< <http://www.acfr.usyd.edu.au/research/aerospace.shtml> >. Consulté le 9 novembre 2011.

Georgia Tech Research Institute. 2011. « Unmanned Systems ». En ligne.
< <http://www.gtri.gatech.edu/atas/unmanned-systems> >. Consulté le 9 novembre 2011.

Massachusetts Institute of Technology. 2011. « Autonomous UAV Aerobatics Project ». En ligne. < <http://aerobatics.mit.edu/> >. Consulté le 9 novembre 2011.

University of Texas at Austin. 2011. « Air Systems Design Lab ». En ligne.
< <http://www.ae.utexas.edu/asdl/> >. Consulté le 9 novembre 2011.

University of Washington. 2011. « Autonomous Flight Systems Laboratory (AFSL) ». En ligne. < <http://www.aa.washington.edu/research/afsl/index.html> >. Consulté le 9 novembre 2011.

VirginiaTech. 2011. « Virginia Center for Autonomous Systems (VaCAS) ». En ligne.
< <http://www.unmanned.vt.edu/news/spaaros.html> >. Consulté le 9 novembre 2011.

University of Alberta. 2011. « Aerial Robotics Group ». En ligne.
< <http://www.ece.ualberta.ca/~uaarg/UAARGV3/index2.html> >. Consulté le 9 novembre 2011.

University of Waterloo. 2011. « Waterloo Aerial Robotics Group ». En ligne.
< <http://waterlooauav.wordpress.com/projects/current-projects/> >. Consulté le 9 novembre 2011.

University of Calgary. 2011. « Unmanned Aerial Vehicle Team ». En ligne.
< <http://uav.cpsc.ucalgary.ca/> >. Consulté le 9 novembre 2011.

- Université de Sherbrooke. 2011. « VAMUDeS ». En ligne.
< <http://www.mecano.gme.usherbrooke.ca/~vamudes/> >. Consulté le 9 novembre 2011.
- Carleton University. 2011. « Carleton UAV Research Group ». En ligne.
< <http://uav.mae.carleton.ca/> >. Consulté le 9 novembre 2011.
- MONASH University Engineering. 2007. « Monash UAV Research Group (Aerobotics) ». En ligne. < <http://www.ctie.monash.edu.au/AEROBOTICS/> >. Consulté le 9 novembre 2011.
- North Carolina State University. 2011. « NCSU Aerial Robotics Club ». En ligne.
< <http://art1.mae.ncsu.edu/> >. Consulté le 9 novembre 2011.
- Pima Community College, Tucson, Arizona. 2008. « UAV Club ». En ligne.
< <http://wc.pima.edu/~cdiscenza/> >. Consulté le 9 novembre 2011.
- Texas A&M University. 2004. « The Texas Buzzard ». En ligne.
< <http://aeweb.tamu.edu/aeroel/buzzard/index.html> >. Consulté le 9 novembre 2011.
- University of California, Berkeley. 2005. « BEAR: Berkeley Aerobot Team ». En ligne.
< <http://robotics.eecs.berkeley.edu/bear/testbeds.html> >. Consulté le 9 novembre 2011.

ANNEXE III

SITES WEB DES FABRICANTS DE MINI-DRONES À VOILURE FIXE

Aerosonde. 2011. En ligne. <<http://www.aerosonde.com/>>. Consulté le 9 novembre 2011.

Aerovironment. 2011. En ligne. <http://www.avinc.com/uas/small_uas>. Consulté le 9 novembre 2011.

Aerovision. 2011. En ligne. <<http://www.aerovision-uav.com/>>. Consulté le 9 novembre 2011.

Barnard Microsystems Limited. 2011. En ligne.
<http://www.barnardmicrosystems.com/L2_unmanned_air_systems.htm>. Consulté le 9 novembre 2011.

DraganFly. 2011. En ligne. <<http://www.draganfly.com/>>. Consulté le 9 novembre 2011.

EVUAS. 2011. En ligne. <<http://store.evuas.com/techpod-uav-p-2.html>>. Consulté le 9 novembre 2011.

MAVinci. 2011. En ligne. <<http://www.mavinci.eu/>>. Consulté le 9 novembre 2011.

PTERYX UAV. 2011. En ligne. <<http://www.trigger.pl/pteryx/>>. Consulté le 9 novembre 2011.

Aeroland UAV. 2011. En ligne. <<http://www.aeroland-uav.com/>>. Consulté le 9 novembre 2011.

Arcturus UAV. 2011. En ligne. <<http://www.arcturus-uav.com/>>. Consulté le 9 novembre 2011.

Fly-n-Sense UAV Systems. 2011. En ligne.
<<http://www.fly-n-sense.com/index.php/Activites/offre-systeme-drones.html>>. Consulté le 9 novembre 2011.

Flying Robots. 2011. En ligne. <<http://www.flyingrobots.co.uk/>>. Consulté le 9 novembre 2011.

Integrated Dynamics. 2011. En ligne. <<http://www.idaerospace.com/explorer.html>>. Consulté le 9 novembre 2011.

Kadet Defence Systems. 2011. En ligne. <<http://www.kadet-uav.com/>>. Consulté le 9 novembre 2011.

YellowPlane. 2011. En ligne. < <http://www.yellowplane.co.uk/> >. Consulté le 9 novembre 2011.

SmartPlanes. 2011. En ligne. < <http://www.smartplanes.se/> >. Consulté le 9 novembre 2011.

Sylvertone Electronics. 2011. En ligne. < <http://www.silvertone.com.au/> >. Consulté le 9 novembre 2011.

SKYCAM UAV NZ Ltd. 2011. En ligne. < <http://www.kahunet.co.nz/> >. Consulté le 9 novembre 2011.

UAV Aerospace. 2011. En ligne. < <http://www.uavaerospace.com/sleuth1.shtml> >. Consulté le 9 novembre 2011.

senseFly. 2011. En ligne. < <http://www.sensefly.com/> >. Consulté le 9 novembre 2011.

Lehmann Aviation. 2011. En ligne. < <http://www.lehmannaviation.com/> >. Consulté le 9 novembre 2011.

FlyingWings. 2011. En ligne. < <http://www.flyingwings.co.uk/> >. Consulté le 9 novembre 2011.

RP Flight Systems. 2011. En ligne. < <http://www.rpflightsystems.com/Products.html> >. Consulté le 9 novembre 2011.

LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- Azinheira, J. R., et A. Moutinho. 2008. « Hover Control of an UAV With Backstepping Design Including Input Saturations ». *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 16, n° 3, p. 517-526.
- Benallegue, A., A. Mokhtari et L. Fridman. 2006. « Feedback linearization and high order sliding mode observer for a quadrotor UAV ». In *International Workshop on Variable Structure Systems, 2006. VSS'06*. (5-7 June 2006), p. 365-372.
<<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=1644545>>.
- Bento, Maria de Fátima. 2008. « Unmanned Aerial Vehicles: An Overview ». *InsideGNSS*, vol. 3, n° 1, p. 54-61.
- Chao, H., Y. Cao et Y. Chen. 2007. « Autopilots for Small Fixed-Wing Unmanned Air Vehicles: A Survey ». In *IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, 2007. ICMA 2007*. (Harbin, China, 5-8 Aug. 2007), p. 3144-3149. In *IEEE xplore*.
- Cho, J., J. C. Principe, D. Erdogmus et M. A. Motter. 2006. « Modeling and inverse controller design for an unmanned aerial vehicle based on the self-organizing map ». *IEEE Transactions on Neural Networks*, vol. 17, n° 2, p. 445-460.
- Civil Aviation Authority (CAA) (U.K.). 2010. *Unmanned Aircraft System Operations in UK Airspace – Guidance*. En ligne. Londre, Royaume-Uni: The Stationery Office, 96 p.
<<http://www.caa.co.uk/docs/33/CAP722.pdf>>.
- DeGarmo, M.T. 2004. *Issues Concerning Integration of Unmanned Aerial Vehicles in Civil Airspace*. En ligne. Coll. « MITRE Product », MP 04W0000323. McLean, VA, USA: MITRE Corporation (Center for Advanced Aviation System Development), 98 p.
<http://www.mitre.org/work/tech_papers/tech_papers_04/04_1232/04_1232.pdf>.
- Denker, John S. 2008. « Airfoils and Airflow: Flow Patterns Near a Wing ». In *See How It Flies : A new spin on the perceptions, procedures, and principles of flight*. En ligne.
<<http://www.av8n.com/how/>>. Consulté le 1er novembre 2011.
- Department of Defense (U.S.). 1997. *Flying qualities of piloted aircraft*. MIL-STD-1797A. Washington DC, USA, 717 p.
- Dixon, Warren E. et al. 2003. *Nonlinear Control of engineering systems : a Lyapunov-based approach*. Coll. « Control Engineering ». Boston (USA): Birkhäuser, 394 p.
- Dufrene, W. R., Jr. 2004. « AI techniques in uninhabited aerial vehicle flight ». *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 19, n° 8, p. 8-12.

- Etkin, Bernard. 1972. *Dynamics of Atmospheric Flight*. Toronto, On: John Wiley & Sons, Inc., 579 p.
- Euston, M., P. Coote, R. Mahony, Kim Jonghyuk et T. Hamel. 2008. « A complementary filter for attitude estimation of a fixed-wing UAV ». In *IROS 2008. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2008*. (22-26 Sept. 2008), p. 340-345.
- Farr, T. G., P. A. Rosen, E. Caro, R. Crippen, R. Duren, S. Hensley, M. Kobrick, M. Paller, E. Rodriguez, L. Roth, D. Seal, S. Shaffer, J. Shimada, J. Umland, M. Werner, M. Oskin, D. Burbank et D. Alsdorf. 2007. « The Shuttle Radar Topography Mission ». En ligne. 43 p. <http://www2.jpl.nasa.gov/srtm/SRTM_paper.pdf>.
- Federal Aviation Administration, (FAA). 1994. *Unmanned Air Vehicle Design Criteria*. Section 6.j.
<http://www.mitre.org/work/tech_papers/tech_papers_04/04_1232/04_1232.pdf>.
- Garcia, Richard D. 2008. « Designing an autonomous helicopter testbed: From conception through implementation ». Thèse de doctorat en génie en ligne. Tampa, Floride, USA, University of South Florida, 286 p. In ProQuest.
<<http://search.proquest.com/docview/304460933?accountid=27231>>.
- Guoqing, Zhou. 2010. « Geo-Referencing of Video Flow From Small Low-Cost Civilian UAV ». *IEEE Transactions on Automation Science and Engineering*, vol. 7, n° 1, p. 156-166.
- Higgins, W. T. 1975. « A Comparison of Complementary and Kalman Filtering ». *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. AES-11, n° 3, p. 321-325.
- Hobbico. 2011. « NexSTAR features ». In *NexSTAR Select : The ultimate R/C flight training machine*. En ligne. <<http://www.hobbiconexstar.com/nexstar-select/features.html>>. Consulté le 15 novembre 2011.
- Holland, G. J., P. J. Webster, J. A. Curry, G. Tyrell, D. Gauntlett, G. Brett, J. Becker, R. Hoag et W. Vaglienti. 2001. « The Aerosonde Robotic Aircraft: A New Paradigm for Environmental Observations ». *Bulletin of the American Meteorological Society*, vol. 82, n° 5, p. 889-901.
- Holzapfel, F., et G. Sachs. 2004. « Dynamic Inversion Based Control Concept with Application to an Unmanned Aerial Vehicle ». In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. (Providence, Rhode Island, USA, 16-19 Août 2004), p. 1-13.

- Ito, D., J. Georgie, J. Valasek et D. T. Ward. 2002. *Reentry Vehicle Flight Controls Guidelines : Dynamic Inversion*. En ligne. Coll. « NASA Technical Publication », NASA/TP—2002-210771. Lyndon B. Johnson Space Center, Houston, Texas: National Aeronautics and Space Administration (NASA), 100 p.
 < http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20020039166_2002064449.pdf >.
- Jategaonkar, Ravindra V. 2006. *Flight Vehicle System Identification - A Time Domain Methodology - Progress in Astronautics and Aeronautics, Volume 216*, 216. Coll. « Progress in Astronautics and Aeronautics ». Reston, Virginie, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 491 p.
- Johnson, E. N., et A. J. Calise. 2000. « Pseudo-Control Hedging: A New Method For Adaptive Control ». In *Advances in Navigation Guidance and Control Technology Workshop*. (Redstone Arsenal, Alabama, 1-2 novembre 2000).
- Johnson, Eric Norman. 2000. « Limited authority adaptive flight control ». Doctor of Philosophy in Aerospace Engineering. United States -- Georgia, Georgia Institute of Technology. In ProQuest.
 < <http://search.proquest.com/docview/304592396?accountid=27231> >.
- Katon, M., et W. Kuntjoro. 2011. « Airframe design for modularity of the BWB Baseline II-E2 UAV ». In *2011 International Conference on Business, Engineering and Industrial Applications (ICBEIA)*. (5-7 June 2011), p. 73-77. In *IEEEExplore*.
 < <http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=5994261> >.
- Kinoshita, T., et F. Imado. 2006. « A Study on the Optimal Flight Control for an Autonomous UAV ». In *Proceedings of the 2006 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation*. (25-28 June 2006), p. 996-1001.
- Klein, V., et E. A. Morelli. 2006. *Aircraft System Identification : Theory and Practice*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 484 p.
- Langley Research Center. 1976. *Vortex-Lattice Utilization*. En ligne. Coll. « NASA Special Publication », NASA-SP-405. Langley Research Center, Hampton, Virginie: National Aeronautics and Space Administration (NASA), 423 p.
 < http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19760021075_1976021075.pdf >.
- Lee, Chirl Hwa, et Myung Jin Chung. 2001. « Gain-scheduled state feedback control design technique for flight vehicles ». *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 37, n° 1, p. 173-182.
- Lennon, Andy. 1996. *Basics of R/C Model Aircraft Design: Practical Techniques for building better models*. Air Age Inc., 135 p.

- Li, Yan, N. Sundararajan et P. Saratchandran. 2001. « Neuro-Flight Controllers for Aircraft Using Minimal Resource Allocating Networks (MRAN) ». *Neural Computing & Applications*, vol. 10, n° 2, p. 172-183.
- Lin, Feng, W. Zhang et R. D. Brandt. 1999. « Robust hovering control of a PVTOL aircraft ». *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 7, n° 3, p. 343-351.
- Markley, F. Landis, John L. Crassidis et Yang Cheng. 2005. « Nonlinear Attitude Filtering Methods ». In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. (San Francisco, CA, USA, 15-18 août 2005), p. 1-32.
 <http://www.acsu.buffalo.edu/~johnc/survey_gnc05.pdf>.
- McLean, Donald. 1990. *Automatic Flight Control Systems*. Coll. « Series in Systems and Control Engineering ». Cambridge, U.K.: Prentice Hall International, 593 p.
- Melin, Tomas. 2000. « Tornado, a vortex lattice MATLAB implementation for Linear Aerodynamic Wing applications ». Mémoire de maîtrise en ligne. Stockholm, Suède, Royal Institute of Technology (KTH), 45 p.
 <<http://www.redhammer.se/tornado/thesis.pdf>>.
- Ming, L., G. Egan et G. Yunjian. 2006. « Identification of Attitude Flight Dynamics for An Unconventional UAV ». In *Intelligent Robots and Systems, 2006 IEEE/RSJ International Conference on*. (9-15 Oct. 2006), p. 3243-3248. In *IEEEExplore*.
 <<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=4058898>>.
- Morelli, E. A., et R. DeLoach. 2003. « Wind Tunnel Database Development using Modern Experiment Design and Multivariate Orthogonal Functions ». In *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. (Reno, Nevada, 6-9 janvier 2003), p. 15. In *NASA Technical Reports Server (NTRS)*.
 <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20030014297_2003006256.pdf>.
- Munk, M. M., et E. W. Miller. 1927. *Report No. 233 : The aerodynamic characteristics of seven frequently used wing sections at full Reynolds number*. En ligne. Coll. « NACA Report », NACA-TR-233. Langley Memorial Aeronautical Laboratory, Hampton, Virginie: National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) (maintenant NASA), 16 p.
 <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930091301_1993091301.pdf>.
- Murch, A. M., Y. C. Paw, R. Pandita, Z. Li et G. J. Balas. 2011. « A Low Cost Small UAV Flight Research Facility ». In *Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control*, sous la dir. de Holzapfel, Florian, et Stephan Theil. p. 29-40. Springer Berlin Heidelberg. <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-642-19817-5_3>.

- National Aeronautics and Space Administration. 2011. « 12-Foot Low Speed Tunnel ». In *NASA Cultural Resources*. En ligne.
 <http://crgis.ndc.nasa.gov/historic/12-Foot_Low_Speed_Tunnel>. Consulté le 15 novembre 2011.
- National Geophysical Data Center. 2011. « Geomagnetism Online Calculator ». In *National Geophysical Data Center*. En ligne.
 <<http://ngdc.noaa.gov/geomagmodels/struts/IgrfWmmLocationSwitch;jsessionid=CA7CBF76F88624107771F91C9C1CD977>>. Consulté le 1er novembre 2011.
- National Imagery and Mapping Agency (NIMA). 2000. *Department of defense World Geodetic System 1984*. En ligne. NIMA TR8350.2, 175 p.
 <<http://earth-info.nga.mil/GandG/publications/tr8350.2/wgs84fin.pdf>>.
- Office of the Secretary of Defense (U.S.). 2005. *Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005-2030*. En ligne. Department of Defense (U.S.), 213 p.
 <http://www.fas.org/irp/program/collect/uav_roadmap2005.pdf>.
- Owens, D. B., D. E. Cox et E. A. Morelli. 2006. « Development of a Low-Cost Sub-Scale Aircraft for Flight Research: The FASER Project ». In *25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*. (San Francisco, Californie, 5-8 juin 2006) AIAA-2006-3306.
- Pamadi, Bandu N. 2004. *Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes*, Second Edition. Coll. « AIAA Education Series ». Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 780 p.
- Premerlani, W., et P. Bizard. 2009. « Direction Cosine Matrix IMU: Theory ». En ligne. 30 p. <<http://code.google.com/p/gentlenav/downloads/list>>.
- R. M. Young Company. 2011. « Ultrasonic Anemometer Model 81000VRE ». En ligne. <<http://www.youngusa.com/products/11/46.html>>. Consulté le 7 novembre 2011.
- Rockwell International Corporation. 1976. *RPV Flying Qualities Design Criteria*. En ligne. AFFDL-TR-76-T25, 213 p.
 <<http://www.dtic.mil/cgi-bin/GetTRDoc?Location=U2&doc=GetTRDoc.pdf&AD=ADA045170>>.
- Sarris, Zak. 2001. « Survey of UAV applications in civil markets ». In *9th Mediterranean Conference on Control and Automation*. (Dubrovnik, Croatie, 27-29 juin, 2001), p. 1-11. <http://med.ee.nd.edu/MED9/Papers/Aerial_vehicles/med01-164.pdf>.
- Schumacher, C. J., et Rajeeva Kumar. 2000. « Adaptive control of UAVs in close-coupled formation flight ». In *Proceedings of the 2000, American Control Conference*. (2000) Vol. 2, p. 849-853 vol.2. In *IEEEExplore*.
 <<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=876619>>.

- Shin, Y., A. J. Calise et M. D. Johnson. 2008. « Adaptive Control of Advanced Fighter Aircraft in Nonlinear Flight Regimes ». *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 2008, vol. 31, n° 5, p. 1464-1477.
- Shumacher, C. J., P. P. Khargonekar et N. H. McClamroch. 1998. « Stability analysis of dynamic inversion controllers using time-scale separation ». In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. (Boston, MA, USA, 10-12 Août 1998), p. 7.
- Slotine, Jean-Jacques E. et Li, Weiping. 1991. *Applied nonlinear control*. Englewood Cliffs (USA): Prentice Hall, 459 p.
- Snell, S. A., D. F. Enns et W. L. Jr. Garrard. 1992. « Nonlinear Inversion Flight control for a Supermeuverable Aircraft ». *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 15, n° 4, p. 976-984.
- Stevens, Brian L. et Frank L. Lewis. 1992. *Aircraft control and simulation*. John Wiley & Sons, inc., 617 p.
- Stone, R. H., P. Anderson, C. Hutchison, A. Tsai, P. Gibbens et K. C. Wong. 2008. « Flight Testing of the T-Wing Tail-Sitter Unmanned Air Vehicle ». *AIAA Journal of Aircraft* 2008, vol. 45, n° 2, p. 673-685.
- u-blox ag. 1999. « Datum Transformation of GPS Positions : Application Note ». PDF. Zürich (Suisse), 12 p.
[<http://www.microem.ru/pages/u_blox/tech/dataconvert/GPS.G1-X-00006.pdf>](http://www.microem.ru/pages/u_blox/tech/dataconvert/GPS.G1-X-00006.pdf).
- University of Illinois at Urbana-Champaign (UIUC) Applied Aerodynamics Group. 2011. « UIUC Airfoil Coordinates Database ». En ligne.
[<http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html#U>](http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html#U). Consulté le 15 novembre 2011.
- Wigley, G., et M. Jasius. 2006. « A low cost, high performance reconfigurable computing based unmanned aerial vehicle ». In *2006 IEEE Aerospace Conference*. (24 juillet 2006), p. 13 pp. In *IEEEExplore*.
[<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=1655800>](http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=1655800).
- Williams, W. 2003. « UAV Handling Qualities....You Must be Joking ». En ligne. Elizabeth, SA, Australie: Aerospace Sciences Corporation Pty. Ltd., 7 p.
- Winkler, S., M. Buschmann, L. Kruger, H. W. Schulz et P. Vorsmann. 2005. « Multiple Sensor Fusion for Autonomous Mini and Micro Aerial Vehicle Navigation ». In *TENCON 2005 2005 IEEE Region 10* (21-24 Nov. 2005), p. 1-6. In *IEEEExplore*.
[<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=4084899>](http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=4084899).

- Wypyszynski, Aaron. 2009. « Flight testing of small remotely piloted aircraft for system identification ». Mémoire de maîtrise en génie en ligne. West Lafayette, Indiana, Purdue University, 137 p. In ProQuest.
<<http://search.proquest.com/docview/304989477?accountid=27231>>.
- Yeh, Y.-H., P. Kumar, A. Ishihara et C. Ippolito. 2010. « Hardware Implementation of COTS Avionics System on Unmanned Aerial Vehicle Platforms ». In *AIAA Infotech@Aerospace 2010*. (20-22 avril 2010). American Institute of Aeronautics and Astronautics. In *AIAA*.
<http://pdf.aiaa.org/preview/2010/CDReadyMIAA10_2358/PV2010_3508.pdf>.
- Zhu, Rong, Dong Sun, Zhaoying Zhou et Dingqu Wang. 2007. « A linear fusion algorithm for attitude determination using low cost MEMS-based sensors ». *Measurement*, vol. 40, n° 3, p. 322-328.