

Université de Liège  
Faculté des Sciences Appliquées



# Développement et Construction d'un Drone

---

Etude Aérodynamique et Système de Commandes



par Nicolas VANDEN BRANDEN

Travail de fin d'études réalisé en vue de l'obtention du grade de Master  
Ingénieur Civil en Aérospatiale.

Promoteur :  
Prof. G. DIMITRIADIS

Année Académique 2012-2013



Faculty of Applied Sciences

# Designing and Manufacturing a UAV Aerodynamic Aspects and Control Systems

---

by Nicolas VANDEN BRANDEN

Master's thesis, owing to the grade of Master in Aerospace Engineering.

Promotor : Prof. G. DIMITRIADIS

Academic year 2012-2013

## Abstract

This work is the continuation of a longstanding project which aims at developing a fixed-wing unmanned air vehicle. This UAV has a high-mounted wing, a pushing propeller and its designated payload is a stereoscopic camera fixed on the front of the fuselage, surrounded by a fixed plexiglas globe.

Based on the four previous years of development, two colleagues and I have modified and developed the design further. This year, a real-scale wing was manufactured in order to conduct mechanical tests on it. Furthermore, a new, aerodynamic-efficient half-scale fuselage was developed to study the aerodynamics of the new design in the wind tunnel of the University of Liège.

This report is articulated about four main chapters. The first develops the changes applied to the **modified fuselage**, the constraints we faced in conceiving it and experimental data gathered from the wind tunnel. Second, an **aerodynamic study** is conducted on the whole half-scale model, that is including a wing and an empennage. Alas, due to a technical problem with a 6-axes sensor of the wind tunnel, no equilibrium study has been conducted; only 3-axes measures were available. Third, an in-depth study is conducted on the **propulsive system**. The motor was also tested in the wind tunnel in order to obtain the quadratic thrust curve, and hence the performances at take off and in flight. A design change to a twin-engine configuration is also introduced. Last, the **flight control surfaces** are sized following given flight constraints, and the servomotors acting on those surfaces are selected based on the couple computed at the hinge of the mobile surface.

As such, this work tries to address some hurdles raised in the previous reports, particularly on the aerodynamic and performance side.

# Remerciements

En prélude au présent travail, je tiens à remercier en premier lieu les Professeurs Dimitriadis et Noels dans l'aide à la réalisation de ce travail et les discussions bimensuelles qui ont permis à chaque fois d'avancer plus loin. Je tiens également à remercier mes deux collègues et amis Norman et Vladimiro, qui ont toujours été présents pendant l'année pour m'aider et me soutenir.

Un énorme merci à Antonio, qui durant une année s'est toujours montré enthousiaste bien qu'inondé de travail. J'en profite d'ailleurs pour remercier les autres techniciens des laboratoires de méthodes de fabrication, de thermodynamique, de génie civil et de la soufflerie pour leur contribution au bon déroulement des aspects pratiques de ce travail.

Enfin, ces remerciements ne seraient pas complets si je ne citais ma famille pour son support inconditionnel, son amour et sa patience. Une attention particulière va à François, qui eut la bonne idée de me faire découvrir au détour d'un jeu le monde de l'aviation, une révélation qui fait que je peux aujourd'hui présenter ce travail.

# Table des matières

<b>1</b>	<b>Introduction</b>	<b>1</b>
1.1	Historique . . . . .	1
1.2	Situation en 2012-2013 . . . . .	3
1.3	Enjeux de ce travail . . . . .	4
<b>2</b>	<b>Fuselage</b>	<b>6</b>
2.1	Évolution de la géométrie, d'année en année . . . . .	6
2.2	Contraintes sur le fuselage . . . . .	8
2.2.1	Considérations techniques . . . . .	8
2.2.2	Considérations aérodynamiques . . . . .	9
2.2.3	Considérations mécaniques . . . . .	9
2.2.4	Considérations optiques . . . . .	9
2.3	Élaboration d'un nouveau fuselage . . . . .	10
2.4	Comparaison des fuselages	
	Essais en soufflerie . . . . .	10
2.4.1	Traînée . . . . .	12
2.4.2	Portance . . . . .	13
2.4.3	Écoulement de l'air autour du corps . . . . .	13
2.5	Synthèse de ce chapitre . . . . .	15
<b>3</b>	<b>Aérodynamique</b>	<b>16</b>
3.1	Théorie des profils minces . . . . .	16
3.1.1	Coefficient de portance . . . . .	16
3.1.2	Coefficient de traînée . . . . .	17
3.1.3	Coefficient de tangage . . . . .	17
3.2	Modélisation sur TORNADO . . . . .	18
3.2.1	Dimensionnement du drone . . . . .	18
3.2.2	Modélisation des surfaces portantes . . . . .	19
3.2.3	Modélisation du drone . . . . .	24

3.3	Essais en soufflerie . . . . .	25
3.3.1	Équilibrage du modèle réduit . . . . .	25
3.3.2	Corrections appliquées à l'écoulement . . . . .	26
3.4	Résultats et comparaisons . . . . .	27
3.4.1	Stabilité longitudinale . . . . .	27
3.4.2	Stabilité latérale . . . . .	34
3.5	Synthèse de ce chapitre . . . . .	35
<b>4</b>	<b>Performances</b>	<b>36</b>
4.1	Étude en soufflerie de la poussée du moteur . . . . .	36
4.1.1	Montage expérimental . . . . .	36
4.1.2	Comparaison des montages expérimentaux Comparaison des hélices . . . . .	38
4.1.3	Loi de poussée . . . . .	40
4.2	Performances au décollage . . . . .	43
4.2.1	Poussée et accélération . . . . .	43
4.2.2	Détermination de la vitesse de décollage . . . . .	45
4.2.3	Longueur de piste nécessaire . . . . .	45
4.3	Redéfinition du système de propulsion . . . . .	47
4.3.1	Configuration monomoteur Remplacement par un moteur plus puissant . . . . .	47
4.3.2	Configuration bimoteur . . . . .	48
4.4	Cas de vol particuliers . . . . .	50
4.4.1	Vol en palier . . . . .	50
4.4.2	Vol sur trajectoire circulaire . . . . .	51
4.4.3	Pente de finesse maximale . . . . .	53
4.4.4	Vol asymétrique . . . . .	55
<b>5</b>	<b>Système de commandes</b>	<b>58</b>
5.1	Dimensionnement des surfaces de commande . . . . .	58
5.1.1	Élévateur . . . . .	58
5.1.2	Ailerons et gouvernes . . . . .	60
5.1.3	Dimensionnement retenu . . . . .	63
5.2	Couples appliqués aux charnières . . . . .	63
5.2.1	Calcul des dérivées des coefficients de moments aux charnières . . . . .	63
5.2.2	Calcul de $C_h$ et $H$ . . . . .	66
5.3	Transmission du couple aux commandes . . . . .	68

5.3.1	Couples des servomoteurs . . . . .	68
5.3.2	Choix des poussoirs . . . . .	70
<b>6</b>	<b>Conclusion et Perspectives</b>	<b>72</b>
6.1	Conclusion . . . . .	72
6.2	Perspectives . . . . .	73
<b>A</b>	<b>Théorie des profils minces</b>	<b>74</b>
<b>B</b>	<b>Essais en soufflerie</b>	<b>76</b>
B.1	Calibration du mât pour la détermination des polaires du nouveau fuselage	76
B.2	Coefficient de tangage en fonction de l'angle d'attaque pour plusieurs angles de calage de l'empennage horizontal . . . . .	77
B.3	Poussée pour différents régimes de vols en fonction de la vitesse du vent .	77
<b>C</b>	<b>Calcul du couple aux charnières</b>	<b>79</b>
<b>D</b>	<b>Données techniques / Datasheets</b>	<b>85</b>
D.1	Laboratoire des Méthodes de Fabrication . . . . .	85
D.1.1	Fraiseuse à commande numérique Mikron . . . . .	85
D.2	Propulsion . . . . .	86
D.2.1	Moteur brushless Graupner 640Z [1] . . . . .	86
D.2.2	Batteries LiPo RC-Plus 5S 50C . . . . .	86
D.2.3	Hélice Graupner G-Sonic 55 cm . . . . .	86
D.3	Système d'entraînement de la caméra 3D . . . . .	87
D.3.1	Ensemble moteur vertical : moteur 2657 W 012 CXR + réducteur GSR12 40:1 + contrôleur IE3-512 . . . . .	87
D.3.2	Ensemble moteur horizontal : moteur 1319 T 012SR + réducteur 14/1 1526:1 + contrôleur IE2-400 . . . . .	91
<b>E</b>	<b>Réglementation aérienne</b>	<b>96</b>
E.1	Définitions . . . . .	96
E.2	Prescriptions applicables aux aéromodèles . . . . .	96
E.2.1	Identification . . . . .	96
E.2.2	Exigences techniques . . . . .	97
E.2.3	Procédures administratives . . . . .	97
E.3	Prescriptions applicables à la zone de vol . . . . .	97
E.4	Prescriptions applicables aux évolutions d'aéromodèles . . . . .	98

# Table des figures

1.1	Évolution du drone au cours des années. Infographie reprise de [2]. . . . .	5
2.1	Illustration de la maquette 2010 (échelle 1:2). . . . .	7
2.2	Illustration de la maquette 2011 (échelle 1:1). . . . .	7
2.3	Illustration de la maquette 2012 (échelle 1:2). . . . .	8
2.4	Disposition de la caméra dans la demi-sphère; fenêtre d'observation pour la Tachyon 3D. . . . .	10
2.5	Illustration de la nouvelle géométrie du fuselage adoptée pour la suite du projet. Cotes en millimètres. . . . .	11
2.6	Maquette du fuselage à l'échelle 1:2 . . . . .	11
2.7	Surface frontale des fuselages proposés les dernières années. . . . .	12
2.8	Coefficient de traînée du fuselage en fonction de l'angle d'attaque. . . . .	13
2.9	Coefficient de portance du fuselage en fonction de l'angle d'attaque. . . . .	14
2.10	Illustration de l'écoulement par des tufts. . . . .	14
3.1	Forces et moments appliqués sur l'appareil en tangage. Figure issue de [5].	18
3.2	Positionnement et longueur des ailes et surfaces de commandes. . . . .	19
3.3	Types de configurations utilisées pour modéliser l'aile. . . . .	20
3.4	Grandeurs aérodynamiques en fonction du nombre de panneaux et de l'angle de déflexion des ailerons, $\delta$ . . . . .	21
3.5	Types de configurations utilisées pour modéliser l'empennage vertical. . . . .	22
3.6	Grandeurs aérodynamiques en fonction du nombre de panneaux et de l'angle de déflexion de la gouverne, $\delta$ . . . . .	22
3.7	Types de configurations utilisées pour modéliser l'empennage horizontal. . . . .	23
3.8	Grandeurs aérodynamiques en fonction du nombre de panneaux et de l'angle de déflexion de l'élévateur, $\delta$ . . . . .	24
3.9	Modèle éléments finis du drone. . . . .	25
3.10	Montage permettant de déterminer le lest à appliquer au nez pour équilibrer la maquette 1:2. . . . .	26
3.11	Support permettant la fixation de la maquette complète à l'échelle 1:2 au mât de la soufflerie. . . . .	26

3.12	Moment de tangage : valeurs théorique, numériques et expérimentales, pour plusieurs angles de calage de l'empennage. . . . .	28
3.13	Courbe de $C_m$ en fonction de $C_L$ . Stabilité longitudinale. . . . .	29
3.14	Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque. . . . .	30
3.15	Portance totale générée par le drone en fonction de la vitesse du vent (m/s) et de l'angle d'attaque ( $^\circ$ ). . . . .	31
3.16	Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque. . . . .	31
3.17	Traînée totale générée par le drone en fonction de la vitesse du vent (m/s) et de l'angle d'attaque ( $^\circ$ ). . . . .	32
3.18	Coefficient de dérapage en fonction de l'angle d'attaque. . . . .	33
3.19	Diagramme polaire $C_L$ vs $C_D$ pour deux vitesses avec un calage $\iota_h = 3,6^\circ$ . . . . .	33
3.20	Diagramme polaire $C_L$ vs $C_D$ pour deux vitesses avec un calage $\iota_h = 2,1^\circ$ . . . . .	34
3.21	Coefficient de portance en fonction des angles d'attaque $\alpha$ et de lacet $\beta$ . . . . .	35
4.1	Schéma du montage expérimental permettant de tester les performances du moteur. . . . .	37
4.2	Illustration du moteur et de son hélice, en configuration tirante, dans la soufflerie de l'ULg. . . . .	37
4.3	Configurations du moteur et de son hélice. . . . .	38
4.4	Effet de la configuration de l'hélice sur la poussée. . . . .	39
4.5	Effet du diamètre de l'hélice sur la poussée. . . . .	40
4.6	Poussée du moteur en fonction de la tension d'entrée ou de la puissance électrique. Vitesse de vent nulle. . . . .	41
4.7	Poussée du moteur en fonction de la vitesse du vent, pour différentes tensions d'entrée. . . . .	41
4.8	Loi de poussée et confrontation avec les résultats expérimentaux, pour différentes tensions d'entrée. . . . .	42
4.9	Poussée, traînée et accélération du drone au décollage, en fonction de la vitesse d'avancement sur la piste. . . . .	44
4.10	Evolutions du déplacement et de la vitesse au décollage. . . . .	46
4.11	Distance nécessaire pour arrêter le drone après V1. . . . .	47
4.12	Configuration monomoteur. . . . .	48
4.13	Configuration bimoteur. . . . .	49
4.14	Loi de poussée supposée pour 1 et 2 moteurs Graupner 555z 20V. . . . .	50
4.15	Équilibre d'un aéronef en virage. Basé sur [3]. . . . .	51
4.16	Évolution de la vitesse de décrochage en fonction de l'angle du virage $\phi$ . . . . .	52
4.17	Rayon de la trajectoire en fonction de quelques angles de virage $\phi$ à 20 m/s. . . . .	53
4.18	Polaire $C_L$ vs $C_D$ pour $U = 20$ m/s. . . . .	54
4.19	Pente de plané maximum. . . . .	55



4.20	Déplacement de la polaire vers la droite après perte moteur au décollage. . . . .	56
4.21	Performances après lever des roues en cas de perte moteur. . . . .	57
5.1	Déflexion de l'élévateur en fonction des dimensions de celui-ci, vérifiant à la contrainte de rotation au décollage. . . . .	60
5.2	Déflexion d'un aileron et d'une gouverne en fonction des dimensions de celles-ci, vérifiant le système (5.2). . . . .	62
5.3	Efficacité de portance d'une commande simple. . . . .	64
5.4	Définition des angles du bord de fuite. . . . .	64
5.5	Évolution de $C_h$ avec l'angle d'attaque $\alpha$ et l'angle de déflexion $\delta$ . . . . .	67
5.6	Types de transmission pour un servomoteur. Images issues de [4] . . . . .	69
5.7	Bras de levier et réceptacle proposés pour connecter le servomoteur et la surface de contrôle au poussoir. Images issues de [4] . . . . .	70
5.8	Montage du système de commandes comprenant les 5 servos et une alimentation 4,8 V. . . . .	70
A.1	Théorie des profils minces. . . . .	74
B.1	Calibration du mât dans les directions de traînée et de portance. . . . .	76
B.2	$C_m$ en fonction de $\alpha$ pour plusieurs angles $\iota_t$ . . . . .	77
B.3	$T$ en fonction de $U_\infty$ pour plusieurs cas de vols. . . . .	78
C.1	Effet de l'épaisseur et de l'angle du bord de fuite sur la pente de la courbe de portance. . . . .	79
C.2	Dérivée du moment à la charnière pour une surface de commande bidimensionnelle. . . . .	80
C.3	Effet de la position de la charnière et de la forme du bord d'attaque sur la dérivée du moment. . . . .	81
C.4	Facteurs de correction tridimensionnels pour la dérivée du moment en fonction de l'angle d'attaque. . . . .	81
C.5	Effet de l'épaisseur et de l'angle du bord de fuite sur la pente de la courbe de portance. . . . .	82
C.6	Dérivée du moment à la charnière pour une surface de commande bidimensionnelle. . . . .	83
C.7	Effet de la position de la charnière et de la forme du bord d'attaque sur la dérivée du moment. . . . .	84
C.8	Facteurs de correction tridimensionnels pour la dérivée du moment en fonction de l'angle de déflexion. . . . .	84

# Liste des tableaux

1.1	Caractéristiques du drone. Cas de référence dans ce travail. . . . .	3
2.1	Surface frontale des fuselages proposés les dernières années. . . . .	11
3.1	Valeurs communément admises pour $C_{D_0}$ et $\vartheta$ . Source : [5] . . . . .	17
3.2	Types de configurations utilisées pour modéliser l'aile principale. . . . .	20
3.3	Types de configurations utilisées pour modéliser l'empennage vertical. . . . .	22
3.4	Types de configurations utilisées pour modéliser l'empennage horizontal. . . . .	23
3.5	Modèle TORNADO utilisé pour l'étude aérodynamique du drone. . . . .	24
4.1	Liste de moteurs pouvant remplacer le 640z. . . . .	48
4.2	Liste de couples de moteurs pouvant remplacer le 640z. . . . .	48
5.1	Ensemble des grandeurs permettant de définir le coefficient $c_{h\alpha}$ . . . . .	65
5.2	Ensemble des grandeurs permettant de définir le coefficient $b_1$ . . . . .	66
5.3	Ensemble des grandeurs permettant de définir le coefficient $c_{h\delta}$ . . . . .	66
5.4	Ensemble des grandeurs permettant de définir le coefficient $b_2$ . . . . .	66
5.5	Coefficient de moment et couple à appliquer aux charnières, selon la surface de contrôle. . . . .	68
5.6	Coefficient de moment et couple à appliquer aux servomoteurs, selon la surface de contrôle. . . . .	69
5.7	Sélection de servomoteurs répondant aux critères définis. . . . .	70
5.8	Force critique de flambage des poussoirs. . . . .	71
B.1	Angle de calage de l'empennage horizontal. . . . .	77
E.1	Niveau sonore maximal autorisé. . . . .	97

# Liste des symboles

$\alpha$	angle d'attaque du fuselage	°
$\alpha_0$	angle d'attaque à portance nulle d'un profil cambré	°
$\alpha_w$	angle d'attaque (total) de l'aile	°
$\beta$	angle de lacet	°
$\delta$	angle de déflexion d'une surface mobile	°
$\varepsilon$	angle de downwash	°
$\iota_h$	angle de calage de l'empennage horizontal	°
$\iota_w$	angle de calage de l'aile	°
$\lambda$	rapport d'allongement de l'aile (Aspect Ratio)	-
$\lambda_F$	rapport d'allongement de la dérive	-
$\mu$	coefficient de frottement	-
$\nu$	viscosité cinématique de l'air	m <sup>2</sup> /s
$\phi$	angle de roulis	°
$\rho$	masse volumique de l'air	kg/m <sup>3</sup>
$\theta$	angle de plané	°
$\ddot{\theta}$	accélération angulaire en tangage	°/s <sup>2</sup>
$\vartheta$	facteur d'efficacité d'Oswald	-
$\Phi_{TE}$	angle de fuite	°
$a$	accélération	m/s <sup>2</sup>
$a_0$	pente du coefficient de portance (profil mince)	°
$b$	envergure de l'aile	m
$c$	corde de l'aile	m
$\bar{c}$	corde aérodynamique moyenne	m
$c_h$	coefficient linéïque du couple de charnière	-/m
$c_l$	coefficient linéïque de portance	-/m
$d_h$	diamètre de l'hélice	m
$d_r$	diamètre d'un poussoir	mm
$f$	finesse	-
$g$	accélération de pesanteur	m/s <sup>2</sup>
$h$	distance entre le centre de gravité et l'apex de l'aile	m
$h_0$	distance entre le quart de corde et l'apex de l'aile	m
$\dot{h}$	taux de montée/de chute	m/s
$l_h$	bras de levier de l'empennage horizontal	m
$l_{mg}$	bras de levier du train principal	m
$m$	masse totale du drone	kg
$q$	pression dynamique	kg/ms <sup>2</sup>

$r$	rayon d'action/distance franchissable	m
$t$	temps	s
$t$	épaisseur d'un profil	m
$x$	axe du fuselage du drone/direction d'avancement	-
$y$	axe de l'aile du drone	-
$z$	axe orthonormé défini par le produit $x \wedge y$	-
$z_T$	distance selon $z$ entre le CG et l'axe de poussée du moteur	m
$C_h$	coefficient du couple de charnière	-
$C_l$	coefficient de moment de roulis (selon axe $x$ )	-
$C_m$	coefficient de moment de tangage (selon axe $y$ )	-
$C_{m_0}$	coefficient de tangage à portance nulle	-
$C_{m_{\delta_e}}$	dérivée du coefficient de tangage par rapport à la déflexion de l'élévateur	/°
$C_n$	coefficient de moment de lacet (selon axe $z$ )	-
$C_D$	coefficient de traînée du fuselage/du drone	-
$C_L$	coefficient de portance du fuselage/du drone	-
$C_{L_w}$	coefficient de portance de l'aile	-
$C_S$	coefficient de glissement	-
$D$	traînée du fuselage/du drone	N
$E$	module de Young	MPa
$H$	couple d'une charnière	Nm
$I_{mg}$	inertie du drone en rotation évaluée au train principal	kgm <sup>2</sup>
$L$	portance du fuselage/du drone	N
$L_r$	longueur d'un poussoir	mm
$M$	moment de tangage	Nm
$M_e$	moment de tangage appliqué par déflexion de l'élévateur	Nm
$M_\star$	nombre de Mach	-
$N$	moment de lacet	Nm
$P$	puissance	W
$S_f$	surface d'une dérive	m <sup>2</sup>
$S_h$	surface de l'empennage horizontal	m <sup>2</sup>
$S_r$	surface d'une gouverne	m <sup>2</sup>
$S_w$	surface de l'aile	m <sup>2</sup>
$T$	poussée totale du drone	N
$T^\star$	résultante des forces appliquées dans l'axe de la propulsion	N
$U$	vitesse du vent/du roulage au sol	m/s
$U_\infty$	vitesse du vent	m/s
$V$	tension	V
$V_1$	vitesse de décision au décollage	m/s
$V_2$	vitesse de décollage/vitesse de sécurité en cas de perte moteur	m/s
$V_{LOF}$	vitesse au lever des roues	m/s
$V_{NE}$	borne de vitesse supérieure (destruction de la structure)	m/s
$V_s$	vitesse de décrochage de l'aile	m/s
$\bar{V}_h$	coefficient de volume de l'empennage horizontal	-
$W$	poids du drone	N
$Z_{CG}$	position du centre de gravité par rapport au sol	m

# Chapitre 1

## Introduction

Ce travail de fin d'études fait partie d'un projet qui consiste à concevoir et développer un drone. Les caractéristiques et critères de design ont constamment évolué au cours des quatre dernières années. Les bases de la construction de ce projet seront résumées dans les lignes qui suivent, afin que le lecteur soit averti du jargon et des concepts utilisés par après.

### 1.1 Historique

Le projet de développement, conception et construction d'un drone de prises de vues en 3D a été initié par le Département d'Aérospatiale et Mécanique de l'Université de Liège, en collaboration avec le service du Prof. Jacques G. Verly du département Montéfiore de la même université.

**Année académique 2009 - 2010** Durant cette première année, un groupe de quatre étudiants a réalisé un prédimensionnement – dont les traits principaux sont représentés à la figure 1.1(a) – qui permet de répondre à la mission proposée, à savoir prendre des photographies en 3D de bâtiments ou autres lieux d'intérêt. Ces photographies sont prises en inscrivant le drone dans une trajectoire circulaire centrée sur la cible.

Par ailleurs, une étude détaillée de la charge utile est menée : design d'un mécanisme de support de la caméra 3D et test de cette dernière, étude stéréoscopique et définition des paramètres permettant d'obtenir la meilleure image. Subséquemment, a pu être réalisé un choix des moteurs et réducteurs orientant la caméra selon 2 axes. Ainsi, une géométrie particulière sera proposée, ce qui permet d'établir l'enveloppe de vol en fonction de la vitesse maximale et de l'altitude maximale.

A également été réalisée durant cette première année, une étude aérodynamique de base qui a permis de dimensionner les surfaces portantes et l'empennage. Les profils choisis pour les ailes seront respectivement pour l'aile et pour les surfaces de l'empennage, un NACA 2412 et des NACA 0012. Ce choix fut motivé par une volonté de se baser sur des profils bien connus, largement utilisés et documentés.

L'étude inclut également le design d'un système propulsif. Il a été recherché un moteur

simple à mettre en place, puissant et minimisant les problèmes dynamiques tels que les vibrations, néfastes pour la qualité des prises de vue. Le choix fut ainsi porté vers un moteur électrique issu du monde de l'aéromodélisme : un moteur brushless alimenté par des batteries de type LiPo.

Une partie expérimentale fut finalement menée afin de comparer, sur un modèle à l'échelle 1:2, les propriétés aérodynamiques mesurées et les résultats numériques.

**Année académique 2010 - 2011** Une grande partie du travail réalisé en 2010 a été de résoudre les problèmes aérodynamiques mis en évidence lors des essais réalisés l'année précédente. Les surfaces de commandes sont ainsi dimensionnées pour répondre aux contraintes de design et améliorer la stabilité latérale. De plus, la section des poutres liant l'empennage à l'aile (et donc au fuselage) a été changée (d'une section carrée à une section circulaire) afin d'obtenir de meilleures propriétés mécaniques. Les changements apportés sont illustrés à la figure 1.1(b).

Une deuxième partie a permis de déterminer les exigences structurales à supporter par le drone. Un certain nombre de modifications ont été apportées à la maquette initiale de 2010, par exemple afin de permettre un réglage de l'angle de calage de l'empennage.

L'ensemble de ces modifications ayant entraîné une augmentation notable de la masse totale, il fallut compenser ce poids par une plus grande portance. Dès lors, il fut décidé de rallonger l'aile (passant ainsi de 3 à 3,3 mètres) ainsi que d'augmenter la vitesse de vol (de 55 à près de 70 km/h). Des essais ont été réalisés sur le moteur afin de vérifier que la poussée fournie soit suffisante, ce qui n'a pas été le cas : une analyse a montré que la traînée seule ne pouvait être vaincue par la poussée, sans doute suite à une mauvaise circulation de l'air autour du fuselage et réduisant ainsi l'efficacité de l'hélice.

**Année académique 2011 - 2012** Sur base des observations formulées en 2011, il est décidé de modifier la forme du fuselage, dans l'espoir de diminuer la traînée – et d'augmenter le flux d'air visible par le moteur. Toutefois, les modifications apportées n'ont pas sensiblement réduit la traînée mesurée en soufflerie. Une visualisation de l'écoulement en soufflerie, par l'application de tufts, a cependant montré que l'écoulement sur la maquette à l'échelle 1:2 semblait être meilleur.

Par ailleurs, la conception de l'aile – désormais d'un seul tenant fixée au fuselage, plutôt que deux demi-ailerons – ainsi que sa structure interne et les éléments raccordant les poutres de l'empennage au fuselage, a été développée en détail (choix des tôles et des colles, montage, etc). Les matériaux utilisés sont également modifiés : le composite en fibres de carbone remplace le bois et la structure interne est intégralement en aluminium.

Des tests en soufflerie sont également menés sur la maquette du nouveau fuselage pour permettre une étude des stabilités longitudinale et latérale. Une étude détaillée du placement du centre de gravité et son influence sur les grandeurs aérodynamiques est entreprise sur base du nouveau design. Ce dernier est illustré à la figure 1.1(c).

## 1.2 Situation en 2012-2013

Dans l'ensemble des travaux précédents, un ensemble de perspectives est proposé et un certain nombre de questions restent à solutionner. Les tâches à réaliser cette année ont été réparties entre trois étudiants.

**Norman Ernst** s'est penché sur la construction de l'aile et, auparavant, sur l'usinage des moules positifs et négatifs ainsi que sur les matériaux, colles etc. permettant d'obtenir une aile en fibre de carbone à l'échelle 1:1. Des essais mécaniques ont été effectués sur des échantillons de composites, et un test de traction effectué sur l'aile a montré que la construction de l'aile, effectuée par Norman et l'auteur avec l'aide des techniciens du laboratoire MDF, était prometteuse. L'aile construite n'est cependant plus utilisable, car le test a endommagé la structure. De plus amples détails sont disponibles en consultant la référence [2].

**Vladimiro Capizzi** s'est quant à lui intéressé à la structure (interne) du fuselage ainsi qu'au dimensionnement du train d'atterrissage. Un exosquelette est ainsi proposé, comprenant un support pour le mécanisme entraînant la caméra, sur base des contraintes mécaniques calculées par une méthode éléments finis dans SAMCEF. Le train d'atterrissage est dimensionné à partir d'un bilan énergétique. De plus amples détails sont disponibles en consultant la référence [6].

**Ce travail**, basé sur les caractéristiques reprises à la table 1.1, reprend les avancées effectuées au niveau du fuselage, et étudie l'effet du changement de géométrie sur les propriétés aérodynamiques tant du fuselage (chap. 2) que du drone complet (chap. 3). Il étudie également les performances du drone (chap. 4). Des essais en soufflerie sur le moteur ont ainsi permis de caractériser la poussée du moteur et d'en dériver les caractéristiques au décollage et en vol de l'appareil. Enfin, on trouvera dans ce travail un prédimensionnement des surfaces de commande ainsi que des servomoteurs (chap. 5).

Aile	Envergure	3,3 m
	Surface	1,419 m <sup>2</sup>
	Corde	43 cm
	Allongement	7,7
	Profil	NACA 2412
	Surface de l'aileron	0,08 m <sup>2</sup>
Empennage horizontal	Envergure	1 m
	Surface	0,2 m <sup>2</sup>
	Corde	20 cm
	Profil	NACA 0012
	Surface de l'élévateur	510 cm <sup>2</sup>
Empennage vertical	Envergure	37 cm
	Surface	740 cm <sup>2</sup>
	Corde	20 cm
	Profil	NACA 0012
	Surface du gouvernail	204 cm <sup>2</sup>
Dimensions globales	Longueur du fuselage	1,15 m
	Longueur totale	2,13 m
	Hauteur	≈ 97 cm
Masse estimée		14 kg

TABLE 1.1 – Caractéristiques du drone. Cas de référence dans ce travail.

### 1.3 Enjeux de ce travail

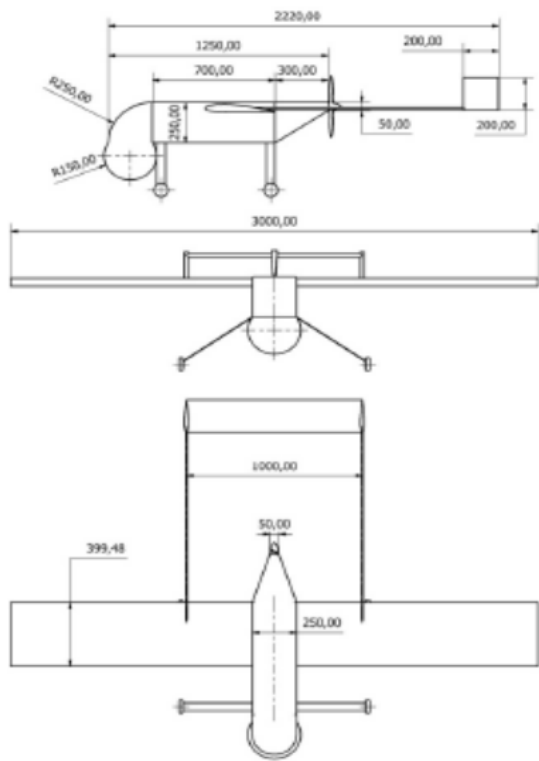
D'abord, un des défis était la réalisation d'un modèle à l'échelle 1:1 d'une maquette de fuselage permettant de tester les performances du moteur en conditions quasi réelles. Il s'est avéré que l'étape de fabrication a été très lente, notamment suite aux contraintes matérielles (machines hors services) et humaines (techniciens très demandés). Ainsi, seul un modèle à l'échelle 1:2 a été réalisé. Les contraintes de fabrication nous ont imposé une modification du fuselage, ce qui a nécessité de nouveaux tests en soufflerie pour valider le modèle.

Par ailleurs, une étude théorique, numérique et expérimentale a été effectuée sur le drone complet. A cette fin, la théorie des plaques minces a été utilisée en parallèle avec le code TORNADO et des essais en soufflerie afin de comparer les différentes grandeurs entre elles. Seront expliquées en détail la modélisation par éléments finis pour le calcul numérique, ainsi que les corrections effectuées pour les mesures en soufflerie.

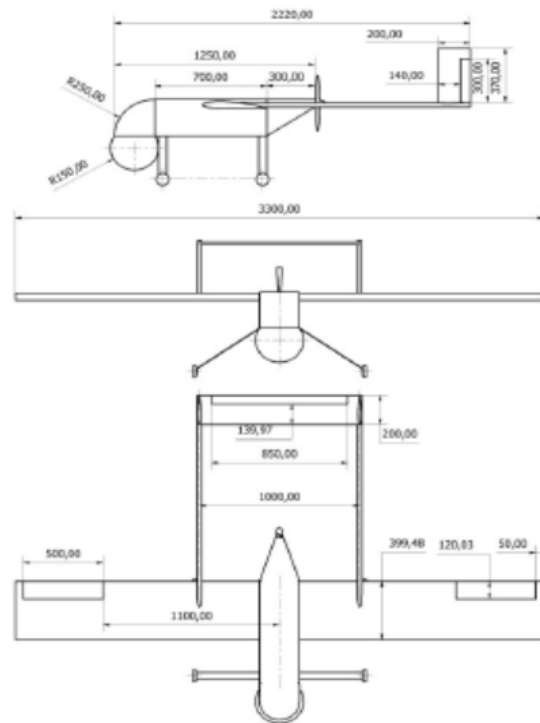
Ensuite, un des objectifs du présent travail est l'étude des performances du moteur. Le moteur testé a été acquis les années précédentes et ne répondait pas aux attentes, notamment suite à la traînée trop importante du fuselage et une puissance insuffisante. Des essais ont donc été réalisés afin de pousser le moteur au maximum de ses capacités, et établir les courbes de poussée quadratiques relatives à ces essais. A partir de ces mesures, il a été possible de s'intéresser aux performances requises tant au décollage que pour certains cas de vol. Une introduction au cas bimoteur et ses effets inhérents au décollage est également proposée.

Enfin, un autre objectif de ce travail était le dimensionnement des surfaces mobiles de commande, ainsi que la mise en œuvre pratique de la transmission du couple aux surfaces de contrôle. Une étude tant de type analytique que numérique est réalisée afin de comparer le dimensionnement des surfaces, alors qu'une méthode analytique/empirique est utilisée pour le calcul des couples aux charnières. Sur base des résultats précédents, une ébauche de système de contrôle est proposée et analysée d'un point de vue pratique.

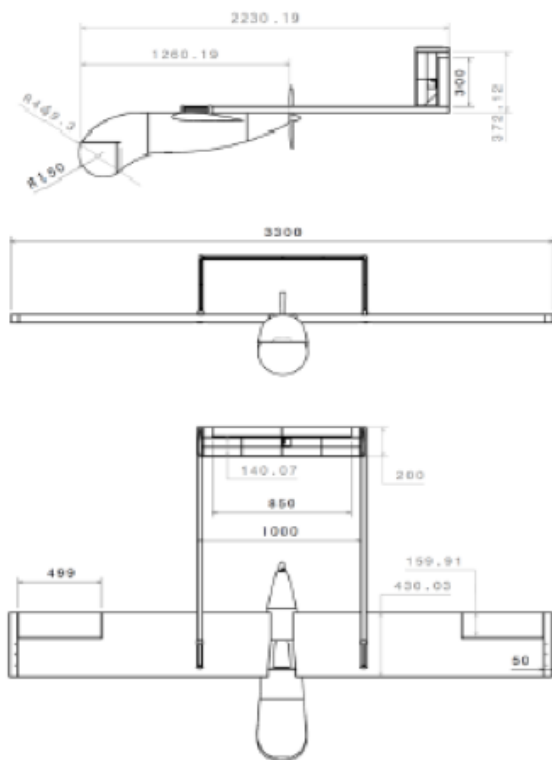




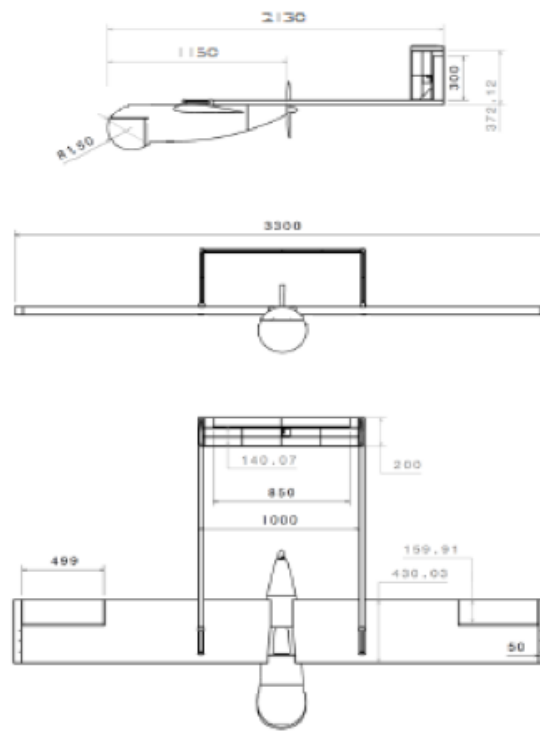
(a) Drone 2010



(b) Drone 2011



(c) Drone 2012



(d) Drone 2013

FIGURE 1.1 – Évolution du drone au cours des années. Infographie reprise de [2].

# Chapitre 2

## Fuselage

Ce deuxième chapitre est consacré à l'étude de la géométrie et du comportement aérodynamique du fuselage. Une première partie rappelle brièvement les étapes qui ont mené au design proposé dans les travaux de 2012. Ensuite, il sera explicité un ensemble des contraintes qui s'appliquent sur le fuselage ; ces contraintes vont mener à apporter des modifications et à développer une ultime esquisse de fuselage. Une étude expérimentale de la maquette du drone sera menée en soufflerie afin de comparer le comportement du nouveau fuselage à celui de 2012.

*↪ La construction du fuselage à l'échelle 1:2 est reprise dans le travail [2], le design et le développement de la structure interne du fuselage à l'échelle 1:1 sont étudiés dans le travail [6].*

### 2.1 Évolution de la géométrie, d'année en année

*Cet historique succinct se base sur les travaux réalisés les années précédentes. L'ensemble de ces travaux sont repris dans la bibliographie.*

La première année, un prédimensionnement avait mené à la réalisation d'une première maquette à l'échelle 1:2 dont les formes et la construction étaient rudimentaires. La figure 2.1 montre la maquette durant un essai en soufflerie.

Une maquette à l'échelle 1:1 fut ensuite réalisée : le fuselage est constitué de panneaux plans en bois et la sphère comportant la caméra est remplacée par un hémisphère en frigo-lite suspendu sous le fuselage. A l'arrière du fuselage, on trouve le moteur et ses batteries. L'intérieur du fuselage comprend l'électronique de commande ainsi que deux cloisons de séparation, faisant office de frames. Après des études approfondies en soufflerie, il s'est avéré qu'un tel fuselage, couplé avec le moteur choisi<sup>1</sup>, ne permettait pas d'obtenir une poussée suffisante pour voler et, même, de décoller. Certaines modifications furent apportées, notamment sur le dimensionnement des gouvernes et surfaces de commandes pour améliorer le comportement aérodynamique, mais pas de remise en question fondamen-

---

1. On trouvera les propriétés de ce moteur à l'annexe D.2.1



FIGURE 2.1 – Illustration de la maquette 2010 (échelle 1:2).

taille du fuselage. La figure 2.2 montre la maquette à l'échelle 1:1 avec son équipement embarqué, toujours dans la soufflerie.

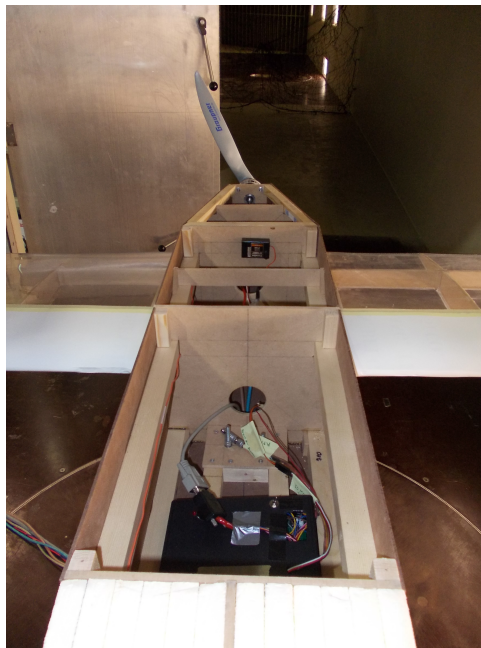


FIGURE 2.2 – Illustration de la maquette 2011 (échelle 1:1).

En vue de solutionner la poussée insuffisante, ou plutôt la traînée trop importante, une modification fondamentale du fuselage fut envisagée. Les parois furent arrondies et la sphère, comportant la caméra 3D, remontée pour se dissimuler dans le fuselage. Cependant, contre toute attente, les essais en soufflerie n'ont pas montré une diminution nette de la traînée induite par le fuselage. Il est dès lors supposé que le design même du fuselage pose problème et doit être revu. L'intégration de la sphère, par exemple, devrait être la plus lisse possible et perturber l'écoulement au minimum, ce qui n'est pas le cas avec

la géométrie de base acceptée jusqu'ici. La dernière version du fuselage, une maquette à l'échelle 1:2, est illustrée à la figure 2.3.

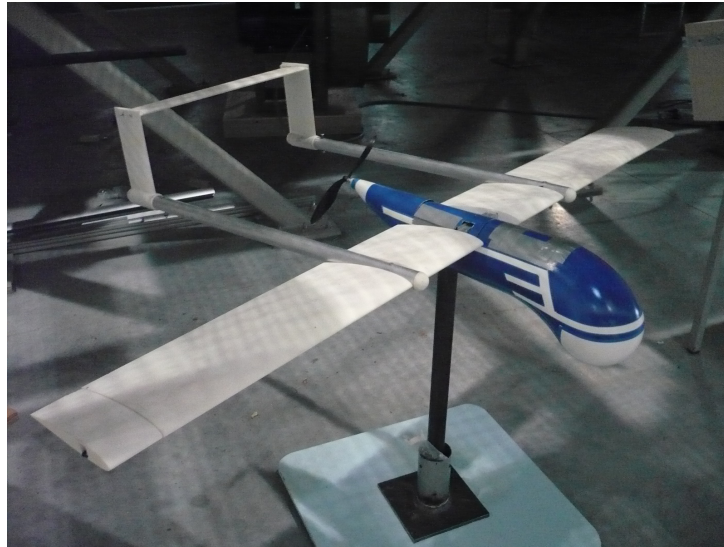


FIGURE 2.3 – Illustration de la maquette 2012 (échelle 1:2).

## 2.2 Contraintes sur le fuselage

Sur base de l'historique développé ci-avant, il apparaît qu'une optimisation du fuselage s'impose. Les modifications dépendent de quatre paramètres principaux. Le premier paramètre à rencontrer est la capacité machine à pouvoir usiner le fuselage. Le second concerne le mécanisme qui permet de manœuvrer la caméra en vol. Le troisième et ultime paramètre est la conservation de la qualité de prise de vue, soit essentiellement de garder une fenêtre de vue la plus large possible.

### 2.2.1 Considérations techniques

Le drone est réalisé entièrement dans le Laboratoire de Méthode de Fabrication de l'Université de Liège, dirigé par le Prof. Debongnies. La conception des pièces est donc largement tributaire de l'équipement disponible et fonctionnel du laboratoire. Hélas, durant cette année académique, nous n'avons pas pu bénéficier du concours de la fraiseuse multi-axes Huron, ce qui aura pour effet de fortement ralentir les phases d'usinage des moules et maquettes, et dès lors de limiter notre temps et les phases d'assemblage du drone.

Le fuselage proposé en 2012 est certes très esthétique, mais il ne répond hélas que partiellement aux critères d'amélioration émis en 2011. De plus, suite à l'indisponibilité du centre d'usinage Huron, il est apparu que les moules (positifs) de ce fuselage ne savaient pas être usinés en l'état – sinon de manière très coûteuse en temps, en ressources et en argent.

Dès lors, il a été décidé d'apporter des modifications au fuselage, améliorations qui répondent à la fois au besoin d'améliorer l'aérodynamique selon des procédés de bonne pratique, et à la capacité machine que nous utiliserons. Dans un souci de facilité, nous utiliserons principalement une fraiseuse 3-axes à commande numérique de la société Mikron<sup>2</sup>.

Le principal inconvénient du fuselage proposé en 2012 est, en ce qui concerne l'utilisation de la Mikron, une course de la table insuffisante pour un usinage efficace et économique du fuselage, plus particulièrement de la partie avant, c'est-à-dire la sphère contenant la caméra stéréoscopique. Une solution très simple et pragmatique a donc été de remonter la sphère par rapport à l'axe du fuselage.

### 2.2.2 Considérations aérodynamiques

Le fuselage doit être optimisé pour réduire au plus la traînée et/ou améliorer l'écoulement de l'air autour du moteur et augmenter ainsi le rendement de propulsion. Cette amélioration se fait selon des principes généraux et du bon sens. Les résultats issus des essais en soufflerie sont détaillés à la section 2.4.

### 2.2.3 Considérations mécaniques

La caméra stéréoscopique est orientée dans une direction à l'aide d'un mécanisme composé de moteurs et réducteurs. Dès lors, le fuselage proposé doit permettre d'enfermer l'ensemble de ce mécanisme. A cet effet, nous avons profité de la venue d'un représentant de la société Minimotor, de Herentals, qui nous a proposé le meilleur compromis en moteurs et réducteurs répondant aux exigences exposées dans [7].

A l'aide des datasheets de ces éléments, nous avons pu déterminer que la dimension initiale de la sphère, soit un diamètre de 30 cm, convenait parfaitement. Elle ne sera donc pas modifiée. Par ailleurs, l'existence de moteurs compacts a permis de fortement limiter la nécessité d'avoir un espace important au-dessus de la sphère.

L'ensemble des éléments précédents nous confirment l'intérêt de remonter la sphère, mais il reste encore un point, et non des moindres, à éclaircir.

### 2.2.4 Considérations optiques

La première géométrie de fuselage permettait d'obtenir une large fenêtre d'observation, de l'ordre de 360 degrés mais avec les trains d'atterrissage comme obstacles. Cette fenêtre a été réduite durant l'année 2012 afin de permettre l'intégration de la sphère au fuselage. Pour le nouveau fuselage que nous proposons, il apparaît que la fenêtre se réduit à un angle de 94 degrés, comme l'illustre la figure 2.4. Il s'agit certes d'une dégradation notable de la qualité du design initial, mais en l'état actuel et compte tenu des contraintes énoncées précédemment, il nous semble que la nouvelle géométrie est un bon compromis entre aérodynamique et fabrication.

---

2. Les caractéristiques de la fraiseuse CNC Mikron sont reprises à l'annexe D.1.1

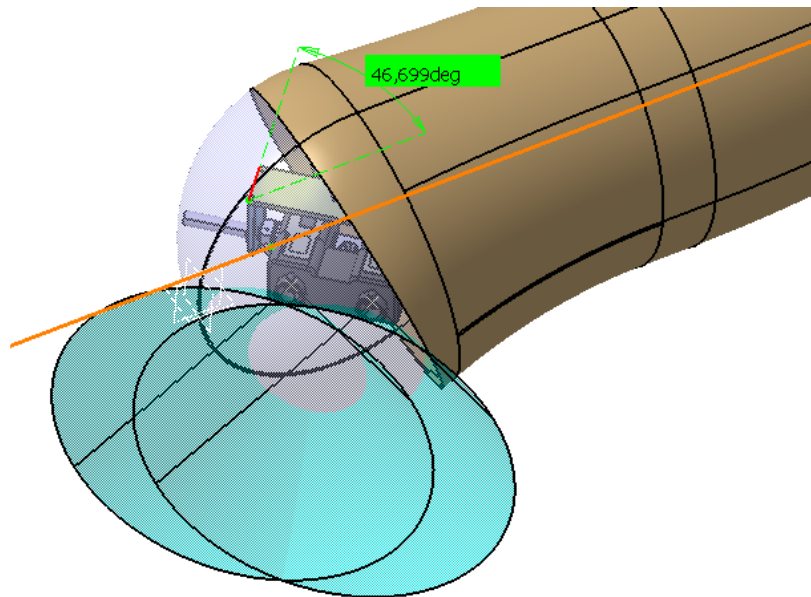


FIGURE 2.4 – Disposition de la caméra dans la demi-sphère; fenêtre d’observation pour la Tachyon 3D.

## 2.3 Élaboration d’un nouveau fuselage

Sur base des contraintes exposées ci-dessus, on a dessiné un nouveau fuselage sur le logiciel CATIA. La géométrie du nouveau fuselage est illustrée à la figure 2.5, tandis qu’une photographie représentative est proposée à la figure 2.6. Les valeurs numériques sont des mesures de longueur en millimètres.

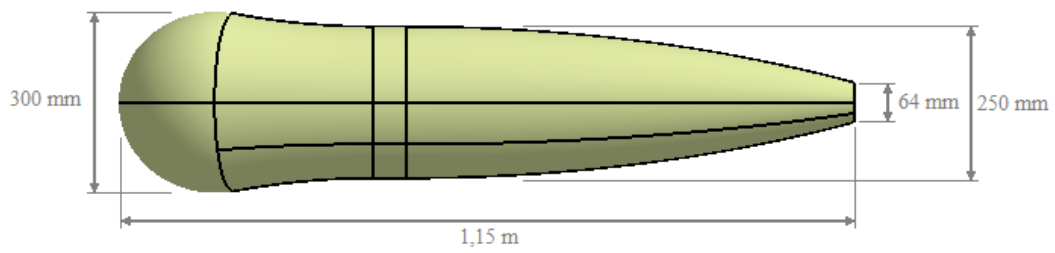
La modification principale apportée dans ce travail par rapport au fuselage de 2012 concerne, on le voit, la position de la sphère frontale. En effet, toute la partie arrière, soit les 700 mm en partant de l’extrémité de la queue, ainsi que la position de l’aile ont été conservés par rapport au design précédent. Cependant, puisque le fuselage est légèrement plus court, le centre de gravité va se déplacer vers l’arrière. Pour le conserver à la moitié de la corde de l’aile et à mi-hauteur du fuselage, il faudra jouer sur la position des batteries et des systèmes de commande.

## 2.4 Comparaison des fuselages Essais en soufflerie

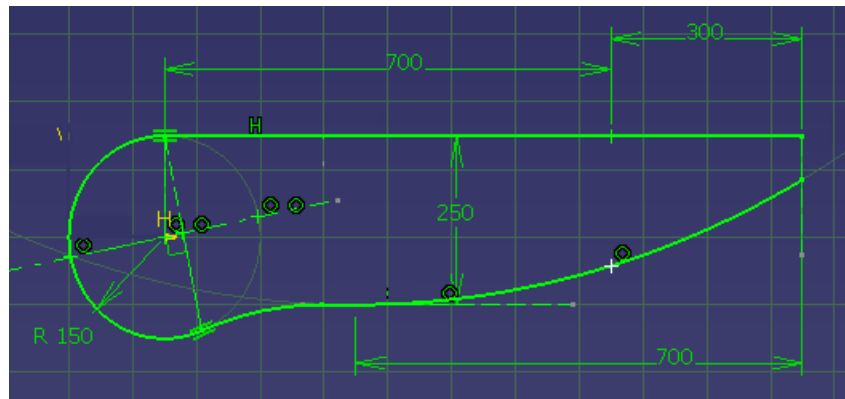
Nous allons à présent mener une étude comparative des derniers fuselages développés. Le tableau 2.1 reprend les surfaces frontales des trois fuselages (échelle 1:1), illustrées à la figure 2.7. Les comparaisons seront effectuées sur bases des données de [8].

Les tests seront effectués pour deux vitesses de vent : 10 et 20 m/s (consigne). Les mesures seront effectuées avec un mât instrumenté<sup>3</sup> pour calculer les trois composantes de

3. La calibration du mât est effectuée avant chaque nouvelle expérience en soufflerie. La calibration



(a) Vue du haut.



(b) Vue latérale.

FIGURE 2.5 – Illustration de la nouvelle géométrie du fuselage adoptée pour la suite du projet. Cotes en millimètres.

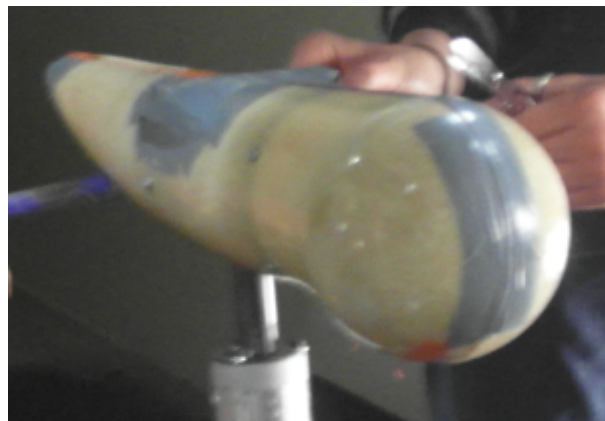


FIGURE 2.6 – Maquette du fuselage à l'échelle 1:2

Fuselage	Surface frontale (m <sup>2</sup> )
2011	0,12
2012	0,096
2013	0,071

TABLE 2.1 – Surface frontale des fuselages proposés les dernières années.

sera détaillée à la section 3.3.2. Par ailleurs, il faudra veiller à supprimer la traînée induite par le mât.

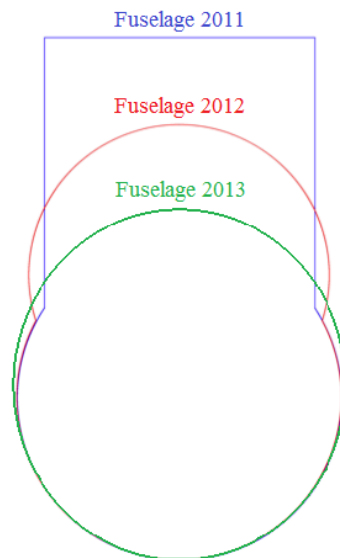


FIGURE 2.7 – Surface frontale des fuselages proposés les dernières années.

forces appliquées sur le fuselage. Pour chaque configuration d'angle d'attaque et de vent, trois mesures sont effectuées. Lors du traitement numérique, une moyenne sera effectuée entre ces trois mesures et seules les grandeurs moyennes de  $C_D$  et  $C_L$  seront considérées.

Les grandeurs de référence pour le calcul de ces deux coefficients, à partir des données expérimentales mesurées sur le fuselage à l'échelle 1:2, sont :

- Température :  $18,5^\circ$  ;
- Pression atmosphérique : 982 hPa ;
- Masse volumique de l'air :  $1,211 \text{ kg/m}^3$  ;
- Surface :  $0,355 \text{ m}^2$

### 2.4.1 Traînée

L'évolution du coefficient de traînée  $C_D$  en fonction de l'angle d'attaque du fuselage  $\alpha$  est illustrée à la figure 2.8. Pour rappel, le coefficient  $C_D$  est défini comme par :

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho U^2 S_w} \quad (2.1)$$

où  $D$  est la force de portance mesurée et corrigée,  $\rho$  la masse volumique de l'air,  $U$  la vitesse du vent mesurée au tube Pitot et  $S_w$  la surface de l'aile.

On constate que la courbe du nouveau fuselage suit assez fidèlement celle du fuselage de 2011 et reste généralement inférieure à celle du fuselage de 2012 (sauf autour de  $\alpha = 4^\circ$ ). Notons cependant que le support permettant le maintien de la maquette au mât de la soufflerie, illustré à la figure 2.6, crée une traînée parasite au niveau de l'aile. Il faut également se rendre compte que la variation du coefficient  $C_D$  est assez faible et devient ainsi sensible aux erreurs de mesure.

En extrapolant les résultats de  $C_D$  à  $19,9 \text{ m/s}$  pour le fuselage à taille réelle, on peut montrer que la traînée est comprise entre 7 et 11 N. Par rapport au fuselage des années



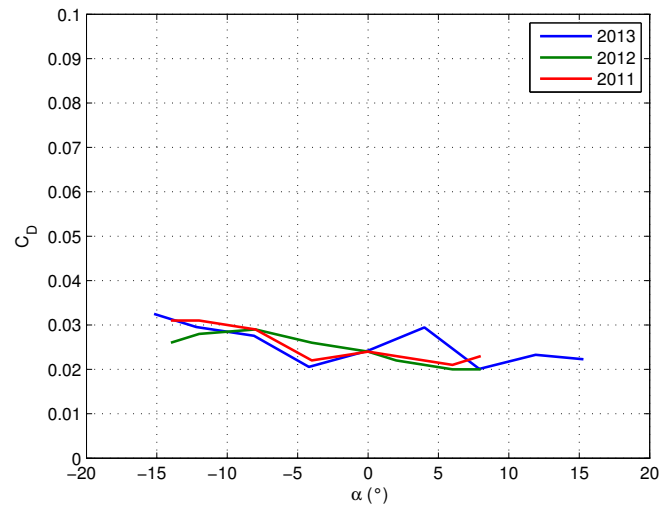


FIGURE 2.8 – Coefficient de traînée du fuselage en fonction de l'angle d'attaque.

précédentes, il apparaît donc que l'optimisation de la traînée est en bonne voie (sauf autour de  $\alpha = 4^\circ$ ).

## 2.4.2 Portance

Par analogie avec le paragraphe précédent, l'évolution du coefficient de portance  $C_L$  est illustrée à la figure 2.9. Contrairement aux fuselages précédents, on constate que la nouvelle géométrie crée une certaine quantité de la portance, et ce quel que soit l'angle d'attaque étudié. Cette génération de portance est certes de faible amplitude, mais sur le fuselage à taille réelle et pour une vitesse de 19,9 m/s, elle peut varier de 2 à 11 N selon l'angle d'attaque considéré.

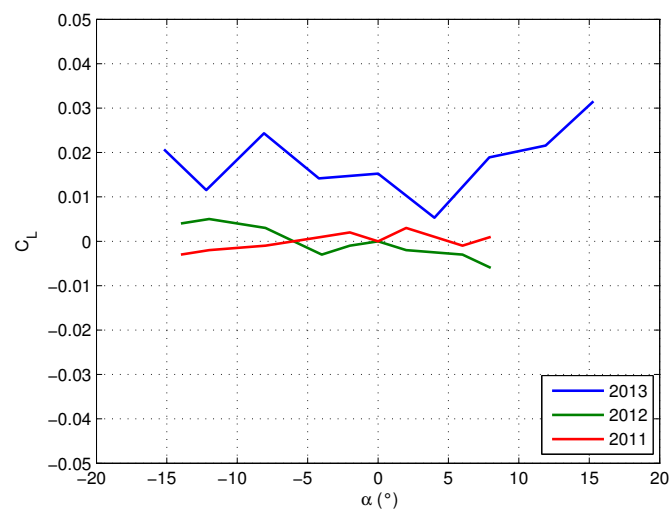


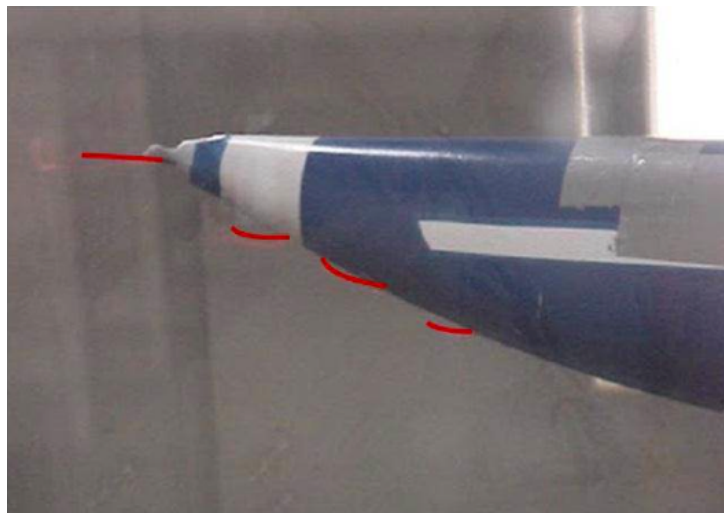
FIGURE 2.9 – Coefficient de portance du fuselage en fonction de l'angle d'attaque.

La figure montre également que la portance augmente globalement avec l'angle d'attaque, ce qui est avantageux pour la portance totale générée par le drone au décollage – mais n'en tirez pas de conclusions trop hâtives.

### 2.4.3 Écoulement de l'air autour du corps

Afin de pouvoir visualiser sommairement l'écoulement autour du nouveau fuselage, nous avons placé à plusieurs endroits stratégiques des morceaux de coton dont une extrémité peut se mouvoir librement dans l'air. Ces tufts seront placés sous la sphère ainsi que sur le cône de queue. La figure 2.10 montre l'écoulement autour des fuselages 2012 et 2013. Dans les deux cas, l'écoulement semble bien attaché au fuselage, sauf juste derrière la sphère où l'écoulement a un comportement tourbillonnaire.

La zone sensible, devant le moteur, semble épargnée par les tourbillons. Il s'agit d'un point crucial pour obtenir le meilleur rendement de propulsion de l'hélice.



(a) Fuselage 2012



(b) Fuselage 2013

FIGURE 2.10 – Illustration de l'écoulement par des tufts.

## 2.5 Synthèse de ce chapitre

A partir du design proposé en 2012, nous avons modifié la position de la sphère par rapport à l'axe du fuselage. Une maquette à l'échelle 1:2 a été réalisée et testée en soufflerie. Les résultats montrent que les objectifs à améliorer sont grosso modo atteints : la traînée est en moyenne diminuée par rapport aux fuselages des années 2011 et 2012, tandis que l'écoulement sur le cône de queue reste convenable. En bonus, le nouveau fuselage crée une quantité limitée de portance à tout angle d'attaque testé.

# Chapitre 3

## Aérodynamique

Ce chapitre est consacré à la modélisation de l'aérodynamisme du drone. Dans un premier temps, on recherche des ordres de grandeur pour les coefficients de portance  $C_L$  et de moment  $C_m$  à partir de la théorie des profils minces. Ensuite, une simulation plus détaillée prenant en compte la géométrie et les propriétés des ailes est effectuée à l'aide du code TORNADO. Enfin, nous pourrons comparer ces résultats avec des valeurs expérimentales obtenues en soufflerie.

### 3.1 Théorie des profils minces

La théorie des profils minces suppose que l'écoulement soit bidimensionnel (le profil d'allongement infini), stationnaire et incompressible.

Le rapport d'allongement de l'aile (Aspect Ratio) dans le plan x-y est  $\lambda = 7,674$  et son rapport de conicité est de 1. En connaissant le profil NACA de l'aile principale, on peut déterminer l'angle d'attaque à portance nulle de l'aile, à savoir  $\alpha_0$ . On peut trouver dans [9] (pp. 321-322) que  $\alpha_0 = -2,1^\circ$  pour un profil NACA 2412.

La pente du coefficient de portance pour des profils minces est  $a_0 = \partial_\alpha c_l \approx 2\pi$ , comme expliqué à l'annexe A.

#### 3.1.1 Coefficient de portance

Le coefficient de portance total alors peut s'obtenir par les équations suivantes :

$$E = 1 + \frac{2\tau}{\lambda(1 + \tau)} \quad (3.1)$$

$$\partial_\alpha C_L = \frac{0,995a_0}{E + \frac{a_0}{\pi\lambda}} \quad (3.2)$$

$$C_L = \partial_\alpha C_L(\alpha - \alpha_0) \quad (3.3)$$

où  $\lambda$  est le rapport d'allongement et  $\tau$  le rapport de conicité.

L'angle de calage de l'aile sur le fuselage, noté  $\iota_w$ , est de trois degrés. Dès lors, l'angle d'attaque total de l'aile  $\alpha_w = \alpha + \iota_w$  est de trois degrés lorsque le fuselage est à incidence

nulle.

### 3.1.2 Coefficient de traînée

Le coefficient de traînée peut se calculer à partir d'une approximation de la polaire de la traînée. L'équation de la polaire s'exprime par :

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\vartheta\pi\lambda} \quad (3.4)$$

où  $C_{D_0}$  est la traînée indépendante de la portance et  $\vartheta$  est le facteur d'Oswald. Ces deux valeurs peuvent être approximées à partir de la table 3.1. Dans le cas du drone, on supposera que l'efficacité du fuselage se situe entre celle d'un avion monomoteur à train fixe et d'un avion agricole, soit  $C_{D_0} = 0,045$  et  $\vartheta = 0,75$ .

Aircraft Type	$C_{D_0}$	$e$
High-subsonic jet	0.014-0.020	0.75-0.85
Large turboprop	0.018-0.024	0.80-0.85
Twin-engine piston aircraft	0.022-0.028	0.75-0.80
Single-engine piston aircraft with fixed gear	0.020-0.030	0.75-0.80
Single-engine piston aircraft with retractable gear	0.025-0.040	0.65-0.75
Agricultural aircraft without spray system	0.060	0.65-0.75
Agricultural aircraft with spray system	0.070-0.080	0.65-0.75

TABLE 3.1 – Valeurs communément admises pour  $C_{D_0}$  et  $\vartheta$ . Source : [5]

### 3.1.3 Coefficient de tangage

On peut également calculer une valeur de la pente de la droite représentant  $C_m$  en fonction de l'angle d'attaque. Partant de la figure 3.1, on peut écrire l'expression générale du coefficient de tangage pour un empennage dénué de surfaces mobiles :

$$C_m = b_0 + (a_0 + a_1\alpha)(h - h_0) \quad (3.5)$$

où  $a_0$ ,  $a_1$  et  $b_0$  sont des coefficients connus,  $h$  est la distance entre le centre de gravité et le bord d'attaque de l'aile et  $h_0$  est la distance entre le centre aérodynamique et le centre de gravité. On obtient alors immédiatement que :

$$d_\alpha C_m = a_1(h - h_0) < 0 \quad (3.6)$$

où  $a_1$  est la pente de portance de l'empennage en fonction de l'angle d'attaque  $\alpha$ , soit, à nouveau en se basant sur un profil mince,  $\approx 2\pi$ . La grandeur  $d_\alpha C_m$  doit être négative pour

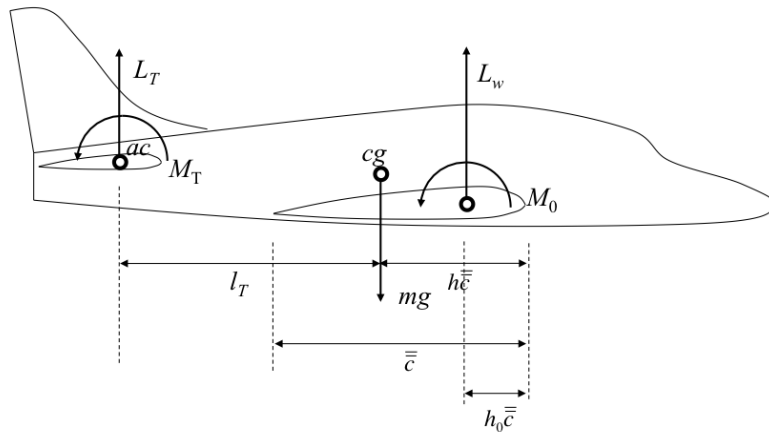


FIGURE 3.1 – Forces et moments appliqués sur l'appareil en tangage. Figure issue de [5].

avoir une configuration stable. En effet, après une perturbation de l'angle d'incidence  $\alpha$ , l'accroissement de portance doit être contrebalancé par le poids appliqué au centre de gravité. Cette condition impose ainsi que  $h_0$  soit plus petit que  $h$ , d'où le signe négatif.

Multipliant ce coefficient par le bras de levier  $h - h_0$  et par l'angle d'attaque, on peut facilement déterminer le coefficient de tangage, supposant que les coefficients  $a_0$  et  $b_0$  soient nuls.

## 3.2 Modélisation sur TORNADO

Pour poursuivre notre étude de l'aérodynamique du drone, nous faisons appel à un code MATLAB *opensource*, TORNADO. Le lecteur intéressé par ce code MATLAB peut consulter la référence [10].

TORNADO permet de calculer les grandeurs aérodynamiques (ainsi que leurs dérivées) des ailes et des empennages, et prend en compte l'angle de déflexion des surfaces de commande. Dès lors, les effets liés au fuselage ne peuvent pas être modélisés. Il en résultera une sous-estimation non négligeable de la traînée totale du modèle, mais la portance calculée devrait être assez proche de la portance réelle, puisque le fuselage ne participe presque pas à la création de portance.

### 3.2.1 Dimensionnement du drone

Peu de modifications ont été apportées par rapport à la géométrie proposée par [11]. Seule, on l'a vu, la partie frontale s'étendant du sommet de la sphère au bord d'attaque de l'aile est modifiée. Ainsi, le modèle aérodynamique des ailes est identique à celui utilisé par [8]. La géométrie des ailes qui va être modélisée dans TORNADO est rappelée à la figure 3.2.

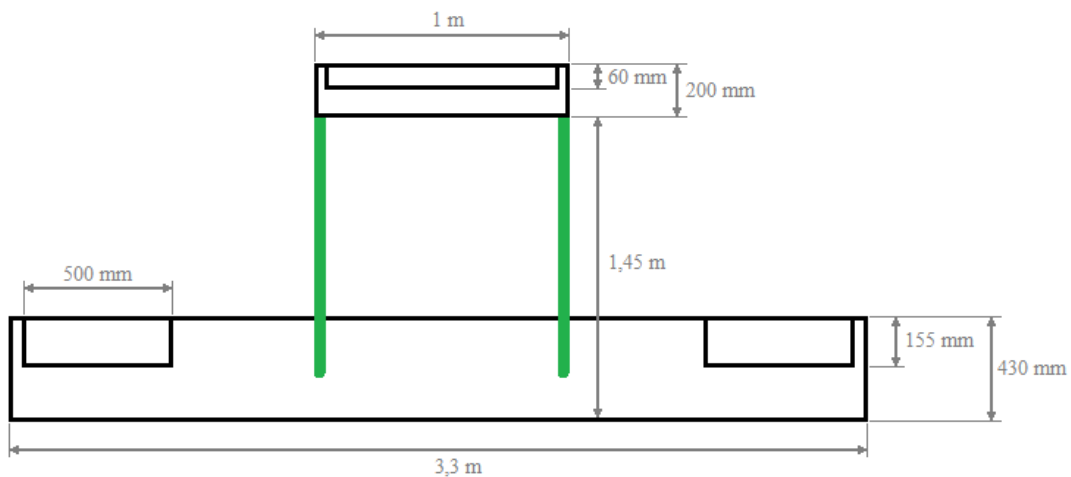


FIGURE 3.2 – Positionnement et longueur des ailes et surfaces de commandes.

### 3.2.2 Modélisation des surfaces portantes

Quatre modèles/configurations vont être étudiés sur TORNADO.

1. l'aile principale ;
2. l'élévateur ;
3. le gouvernail ;
4. l'assemblage des surfaces formant le drone.

La modélisation TORNADO utilise des éléments finis pour le calcul des différentes grandeurs. Il nous faut dès lors rechercher la meilleure répartition de panneaux: celles qui minimisent le temps de calcul et l'erreur de calcul commise. Cette distribution sera choisie linéaire: chaque partition (sous-ensemble de l'aile modélisée, permettant de définir les zones avec et les zones sans surface mobile) est donc représentée par un ensemble donné de panneaux identiques. Nous pourrions alors obtenir un ensemble de grandeurs relativement fiables nous permettant de connaître plus précisément le comportement aérodynamique de chaque surface prise individuellement.

## Aile principale

L'aile du drone est symétrique et de distribution de corde constante. Elle a une envergure de 3,3 mètres et une corde de 43 centimètres. Par la théorie des profils minces, on sait que le centre aérodynamique de l'aile est situé au voisinage du quart de corde, soit à 10,75 cm du bord d'attaque. Le point de référence utilisé pour le calcul des moments est superposé au centre de gravité de l'aile.

Pour cette partie de l'étude aérodynamique, la dimension des ailerons sera fixée à 55 cm d'envergure et 40% de la corde. L'aile va alors être divisée en deux partitions symétriques<sup>1</sup>. Le première partition a une envergure de 1,1 m, tandis que la seconde fait 55 cm et définit l'envergure de l'aileron. Ces deux partitions définissent une aile sans dièdre ni flèche, dont le rapport de conicité est unitaire. Le calage ne sera pas modifié et sera de 3°.

Le tableau 3.2 et la figure 3.3 reprennent les configurations de panneaux qui vont être testées. La figure 3.4 illustre l'effet du nombre de panneaux sur les grandeurs aérodynamiques lors d'une étude paramétrique de la déflexion (non symétrique) des gouvernes, pour un angle  $\delta$  variant de  $-45^\circ$  à  $45^\circ$  par pas de  $5^\circ$ . Cette figure montre que, pour minimiser l'erreur sur  $C_L$ ,  $C_D$  et  $C_m$ , il est préférable d'utiliser un maillage de type 5 par rapport à l'erreur commise et aux ressources informatiques requises.

Config.	Panneaux sur partition intérieure			Panneaux sur partition extérieure		
	Corde	Enverg.	Corde gouverne	Corde	Enverg.	Corde gouverne
Type 1	2	4	0	2	2	1
Type 2	3	5	0	3	2	2
Type 3	4	8	0	4	3	2
Type 4	5	9	0	5	3	2
Type 5	6	10	0	6	4	2
Type 6	8	12	0	8	5	3

TABLE 3.2 – Types de configurations utilisées pour modéliser l'aile principale.

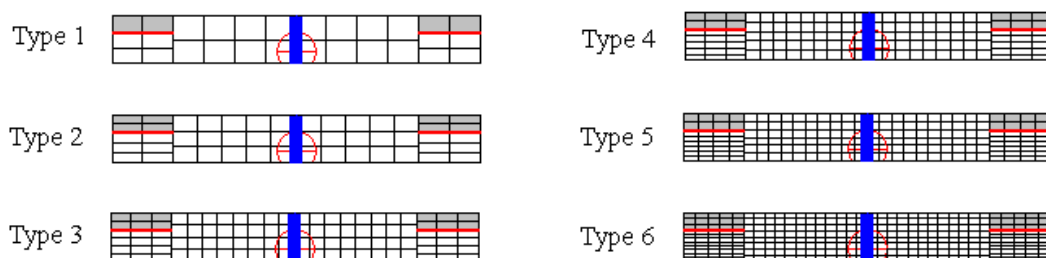


FIGURE 3.3 – Types de configurations utilisées pour modéliser l'aile.

1. Les grandeurs qui suivent doivent donc être multipliées par 2 pour représenter fidèlement le modèle



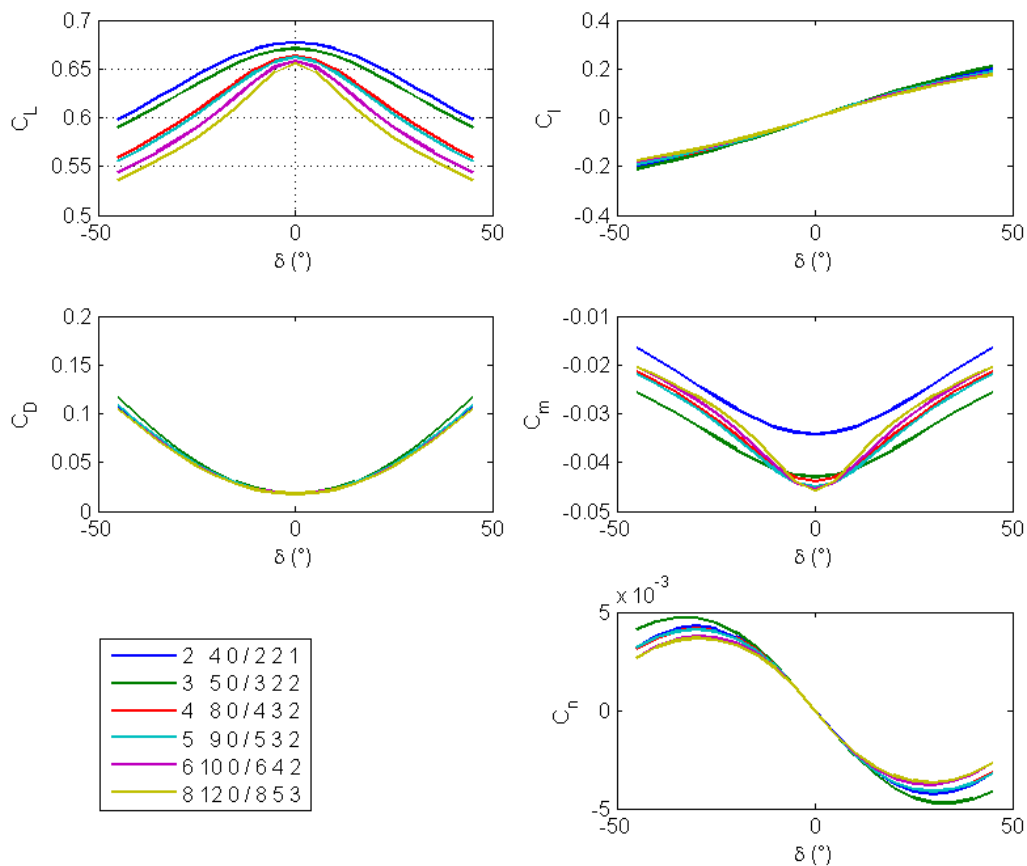


FIGURE 3.4 – Grandeurs aérodynamiques en fonction du nombre de panneaux et de l'angle de déflexion des ailerons,  $\delta$ .

### Empennage vertical

L'empennage proposé pour le drone comprend deux dérives avec leur gouverne de direction, reliées au reste du fuselage par deux poutres de section circulaire s'enchâssant dans l'aile portante. Le profil sélectionné pour réaliser la dérive est un NACA0012, soit un profil symétrique de rapport longueur/épaisseur de 12%. Les envergures précédemment établies sont de 37 cm pour l'aile et la gouverne. De plus, les cordes respectives sont de 20 cm et 6 cm. Ces valeurs seront à revoir en fonction des résultats complets fournis par l'analyse TORNADO.

Le tableau 3.3 et la figure 3.5 reprennent les configurations de panneaux qui vont être testées. La figure 3.6 illustre l'effet du nombre de panneaux sur les grandeurs aérodynamiques lors d'une étude paramétrique de la déflexion des gouvernes, pour un angle  $\delta$  variant de  $-45^\circ$  à  $45^\circ$  par pas de  $5^\circ$ . Cette figure montre que, pour minimiser l'erreur sur  $C_D$ , il est préférable d'utiliser un maillage de type 2 par rapport à l'erreur commise et aux ressources informatiques requises.

Config.	Panneaux sur seule partition		
	Corde	Enverg.	Corde gouverne
Type 1	1	2	1
Type 2	2	4	2
Type 3	4	6	3

TABLE 3.3 – Types de configurations utilisées pour modéliser l’empennage vertical.

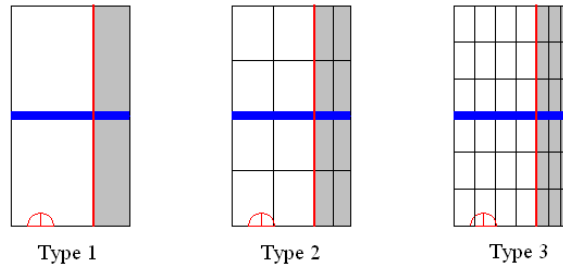


FIGURE 3.5 – Types de configurations utilisées pour modéliser l’empennage vertical.

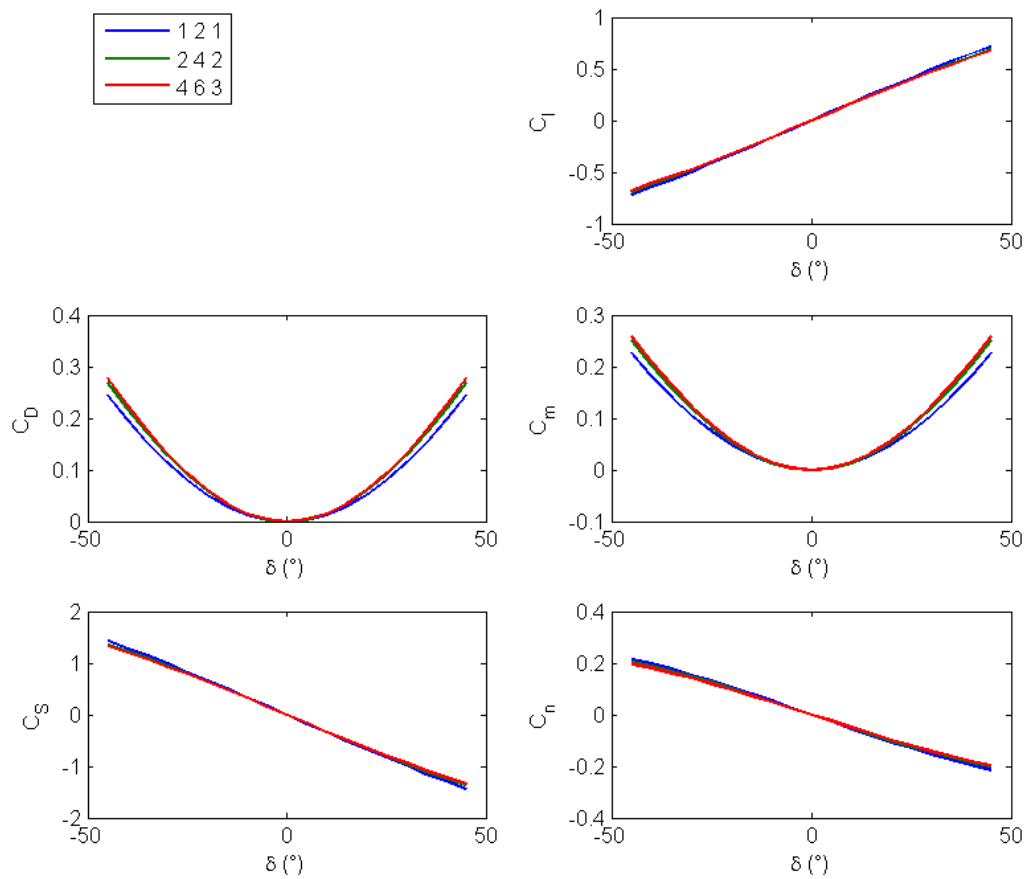


FIGURE 3.6 – Grandeurs aérodynamiques en fonction du nombre de panneaux et de l’angle de déflexion de la gouverne,  $\delta$ .

### Empennage horizontal

L'empennage horizontal est situé entre les deux dérives. Le profil ainsi que les cordes de l'aile et de la gouverne de profondeur sont identiques à celles de l'empennage vertical. Cependant, on va créer deux partitions<sup>2</sup> : la première comprend l'élévateur et a une envergure de 42,5 cm tandis que la seconde a une envergure de 7,5 cm.

Le tableau 3.4 et la figure 3.7 reprennent les configurations de panneaux qui vont être testées. La figure 3.8 illustre l'effet du nombre de panneaux sur les grandeurs aérodynamiques lors d'une étude paramétrique de la déflexion de l'élévateur, pour un angle  $\delta$  variant de  $-45^\circ$  à  $45^\circ$  par pas de  $5^\circ$ . Cette figure montre que, pour minimiser l'erreur sur  $C_D$  et  $C_m$ , il est préférable d'utiliser un maillage de type 2 par rapport à l'erreur commise et aux ressources informatiques requises.

Config.	Panneaux sur partition intérieure			Panneaux sur partition extérieure		
	Corde	Enverg.	Corde gouverne	Corde	Enverg.	Corde gouverne
Type 1	2	2	1	2	1	0
Type 2	3	3	2	3	2	0
Type 3	4	4	3	4	3	0

TABLE 3.4 – Types de configurations utilisées pour modéliser l'empennage horizontal.

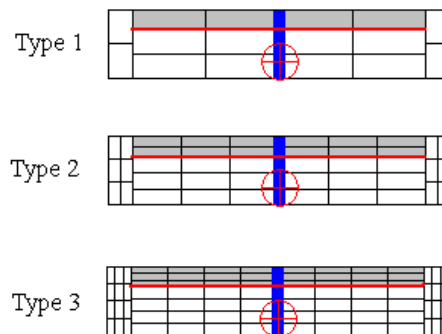


FIGURE 3.7 – Types de configurations utilisées pour modéliser l'empennage horizontal.

2. *cf. supra*

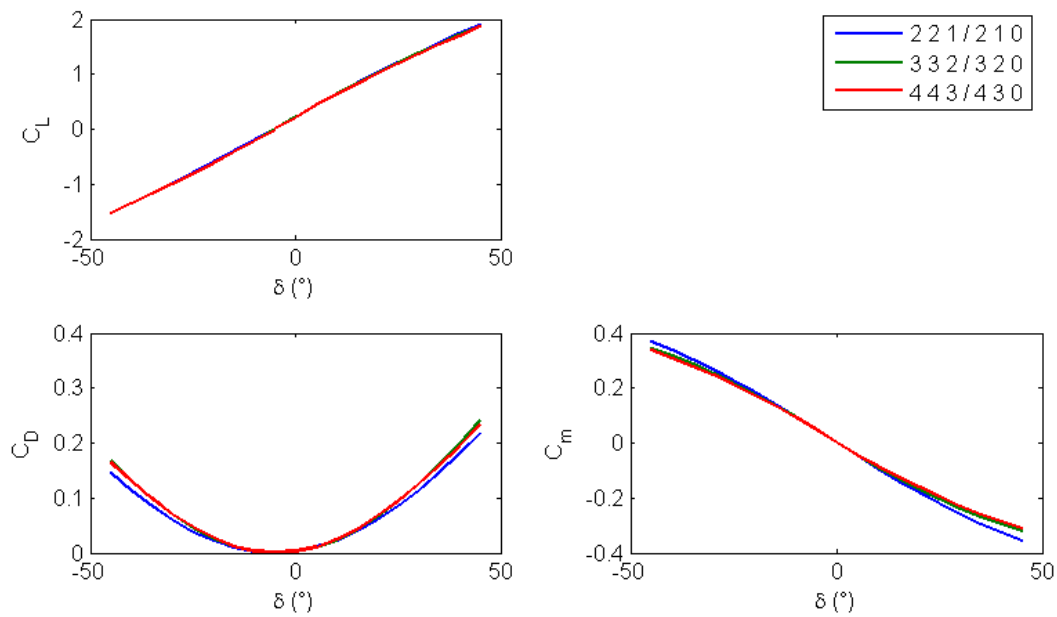


FIGURE 3.8 – Grandeurs aérodynamiques en fonction du nombre de panneaux et de l’angle de déflexion de l’élévateur,  $\delta$ .

### 3.2.3 Modélisation du drone

Le comportement des différentes surfaces est certes intéressant, mais notre ambition est de faire voler non une aile mais un drone. A cet effet, l’ensemble des surfaces portantes est modélisé selon la géométrie finale. TORNADO ne permet pas, dans son code de calcul, la prise en compte du fuselage et de ses propriétés. Ainsi, les grandeurs relatives à la traînée sont largement sous-estimées, au contraire des grandeurs relatives à la portance étant donné que le fuselage contribue très peu à la portance totale.

Le tableau 3.5 résume les différents paramètres utilisés pour modéliser le drone dans TORNADO, tandis que la figure 3.9 illustre le modèle à l’échelle avec son maillage. Les résultats issus de cette modélisation seront exploités dans la suite du travail.

Entité	Envergure	Corde	Enverg. gouv.	Corde gouv.	Maillage
Aile	330 cm	43 cm	50 cm	15,5 cm	Type 5
Empennage horiz.	100 cm	20 cm	85 cm	6 cm	Type 2
Empennage vert.	37 cm	20 cm	37 cm	6 cm	Type 2

TABLE 3.5 – Modèle TORNADO utilisé pour l’étude aérodynamique du drone.

Dans tous les calculs effectués, le centre de gravité ainsi que le point de référence sont placés, comme conseillé par [8] :

- horizontalement, à 50 % de la corde de l’aile ;
- verticalement, à 50 % de la hauteur du fuselage (sans la sphère).

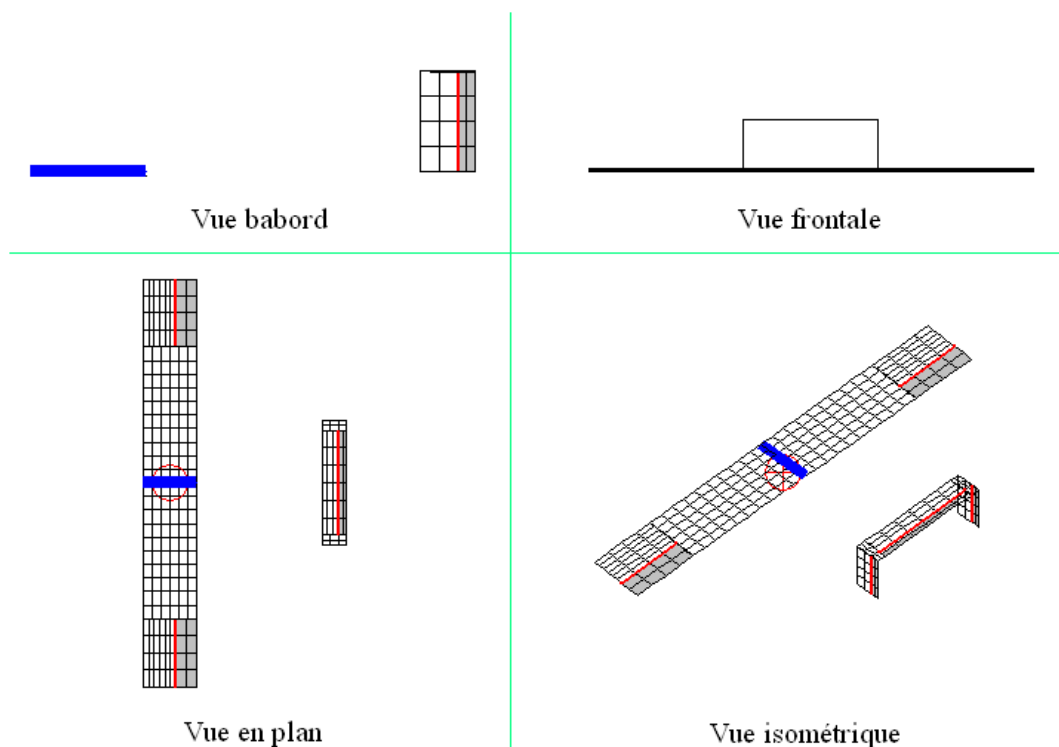


FIGURE 3.9 – Modèle éléments finis du drone.

### 3.3 Essais en soufflerie

Le capteur multi-axes *NANO25*, utilisé pour mesurer les différents moments aérodynamiques, s'est avéré être non-fonctionnel au moment de mener les essais en soufflerie. Puisque l'ensemble de la maquette a été dimensionné pour fonctionner avec ce capteur (masse maximale, couples appliqués, etc.) et au vu des contraintes de temps et d'argent disponible, il ne sera malheureusement pas possible de faire des essais de stabilité dans ce travail. Dès lors, les concepts de stabilité latérale et longitudinale seront basés sur les essais menés en 2012.

#### 3.3.1 Équilibrage du modèle réduit

Avant toute expérience en soufflerie, il s'avère nécessaire d'équilibrer au maximum la maquette complète, à savoir le fuselage, l'aile et l'empennage, afin que l'ensemble des couples au centre de gravité soient nuls, ceci afin d'éviter la saturation des capteurs au repos. A cet effet, il a été prévu, lors de la conception du support permettant d'attacher la maquette au mât de la soufflerie, un système de masse mobile permettant de jouer finement sur la position du centre de masse que l'on veut situer au niveau du mât.

Un petit montage pratique, illustré à la figure 3.10, nous a permis de calculer le couple à appliquer pour contrebalancer le poids de l'empennage. Pour cela, nous avons attaché une poutre au support de l'empennage, et placé à l'extrémité de la poutre un seau que l'on remplit d'eau. Connaissant le point d'application ainsi que le poids du seau et de son

contenu, on peut calculer la position et la masse à appliquer en tout point situé sur l'axe longitudinal.

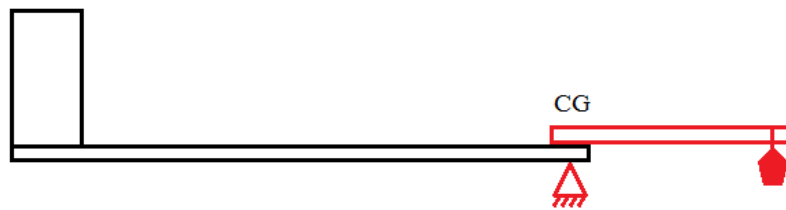


FIGURE 3.10 – Montage permettant de déterminer le lest à appliquer au nez pour équilibrer la maquette 1:2.

La position longitudinale à l'avant de la maquette étant réduite, on essaye d'appliquer l'ensemble des efforts à une distance maximale de 25 cm en amont du centre de gravité. Par un bilan d'équilibre, on détermine qu'une masse de 2,7 kg appliquée à une distance d'environ 24 cm du mât permettrait de maintenir la maquette en équilibre sur son pied.

On conçoit un support permettant de relier le fuselage, l'aile et le fuselage au mât de la soufflerie. Le support comprend un tube vertical, au-dessus duquel on soude un plateau dans lequel vient se loger la barre maintenant l'aile et le fuselage, et en dessous duquel on fixe une rondelle permettant de fixer le tube au capteur *NANO25*. Un tube horizontal sera soudé sur le tube vertical. Dans ce tube horizontal, on glissera un autre tube auquel le lest est attaché. La position précise du lest peut ainsi être réglée par une vis qui vient serrer le tube interne. Afin de pouvoir positionner le fuselage de manière rigide, on colle deux rondelles en bois, sur lesquelles la peau sera vissée. Le support, puis le support avec la masse mobile sont illustrés à la figure 3.11.



FIGURE 3.11 – Support permettant la fixation de la maquette complète à l'échelle 1:2 au mât de la soufflerie.

### 3.3.2 Corrections appliquées à l'écoulement

Contrairement à l'étude du fuselage, qui est de dimension réduite et a une surface frontale plus petite, l'étude de l'écoulement autour du drone complet ne peut se faire sans

l'ajout de corrections. En effet, l'envergure de l'aile de la maquette à l'échelle 1:2 du drone, soit 1,65 m, est telle que les parois de la soufflerie, dont la largeur est de 2 m, ne sont plus à une distance très grande du centre de la section. Dès lors, les corrections porteront sur l'élimination des effets induits par la soufflerie sur le modèle.

**Calibration du mât** La première opération à effectuer avant toute mesure est la calibration du mât instrumenté de la soufflerie. Cette opération s'effectue en testant la force mesurée par le mât en disposant sur celui-ci des poids de masse connue. La calibration du mât dans les directions  $x$  et  $z$  est reprise en annexe, à la figure B.1.

**Élimination de la traînée du mât** Les forces aérodynamiques mesurées, particulièrement la traînée, sont surestimées par rapport à la réalité puisque l'effet du mât sur l'écoulement n'est pas négligeable. Il faut dès lors soigneusement mesurer la traînée du mât lors d'un essai à vide pour différentes vitesses de vent et en extraire le coefficient  $C_D$  correspondant.

**Effet de flottabilité** La couche limite qui se développe sur la paroi de la soufflerie tend à rétrécir la surface de travail, ce qui a pour effet d'augmenter la traînée mesurée et donc une chute de la pression statique. On peut calculer le gradient de pression longitudinal par :

$$\partial_x p = -k \frac{\rho U_\infty^2}{2h} \quad (3.7)$$

où  $h$  est la hauteur de la section de travail et  $k$  est un facteur compris entre 0,016 et 0,04 qui doit être mesuré pour une soufflerie spécifique. Ici, on considère que sa valeur est minimale, soit 0,016. La correction de l'effet de flottabilité dépend de ce gradient de pression ainsi que du volume du corps  $V_B$  de manière telle que :

$$\Delta D_{\text{buoy}} = \partial_x p V_B \quad (3.8)$$

On calcule le volume du fuselage à l'aide de CATIA, tandis que les ailes sont approximées par des parallélépipèdes. Le volume du corps total pour le fuselage à taille réelle est alors de  $0,276 + 0,074 = 0,35 \text{ m}^3$ , soit pour la maquette à l'échelle 1:2,  $0,044 \text{ m}^3$ .

## 3.4 Résultats et comparaisons

Afin de valider nos résultats théoriques et numériques, nous les confrontons à des essais en soufflerie.

### 3.4.1 Stabilité longitudinale

Le drone sera en position (longitudinalement et statiquement) stable s'il revient spontanément à sa position initiale après une perturbation de l'angle d'attaque qui l'écarte de sa position d'équilibre, soit la configuration pour laquelle il vole de manière stable sans intervention sur les commandes. En l'absence des mesures de moment, seules les trois forces aérodynamiques seront traitées dans cette section.

## Moment de tangage

Ce paragraphe à propos du moment de tangage ne semble pas pertinent lorsque l'on sait que nous n'avons pas obtenu de résultats nouveaux par rapport à [8] suite à l'indisponibilité du capteur multi-axes. Toutefois, il nous permet de définir un angle de calage de l'empennage horizontal qui trouvera son utilité tant lors des mesures en soufflerie qui suivent que lors du dimensionnement des surfaces de commandes et des servomoteurs, réalisé au chapitre 5.

Une comparaison du moment de tangage en fonction de l'angle d'attaque pour différents angles de calage de l'empennage est alors effectuée entre les résultats expérimentaux de 2012 et une analyse TORNADO. Ces résultats sont représentés à la figure 3.12, où les traits continus sont les résultats obtenus par TORNADO, les traits discontinus sont les résultats (moyennés) de 2012, et la courbe en pointillés est une droite dont la pente est donnée par l'équation :

$$\partial_{\alpha} C_m = \partial_{\alpha}(h - h_0) = -2\pi(h - h_0)$$

On trouvera le graphique complet de l'essai en soufflerie de 2012 à l'annexe B.2.

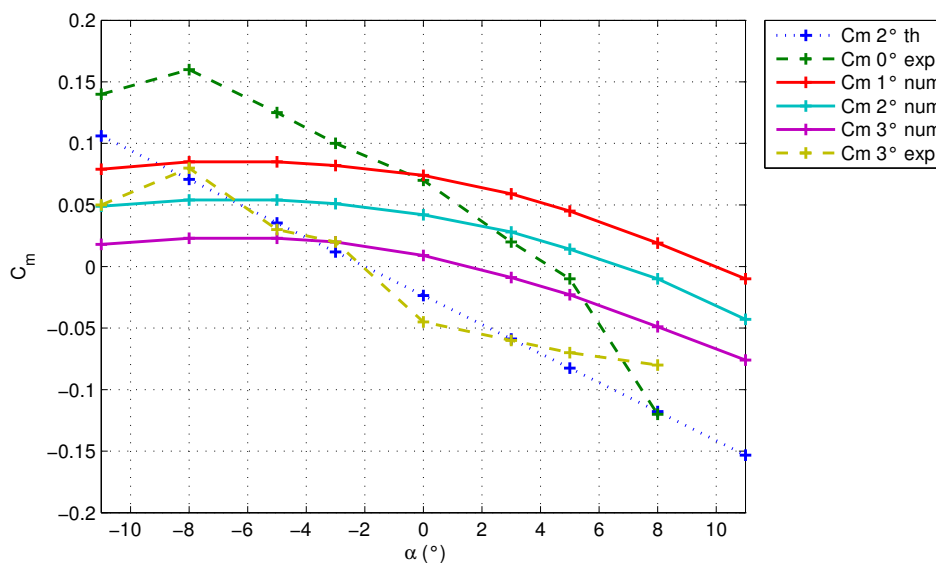


FIGURE 3.12 – Moment de tangage : valeurs théorique, numériques et expérimentales, pour plusieurs angles de calage de l'empennage.

La conclusion issue de [8] propose un angle de calage pour l'empennage de deux degrés. Comme le montre la figure 3.12, il ne s'agit pas de la meilleure solution si l'on en croit la modélisation numérique. Compte tenu de la précision très relative du calage pouvant être réglé en soufflerie, l'angle de calage retenu sera finalement  $\boxed{\iota_h = 2^{\circ}}$ . Cet angle sera utilisé pour les mesures effectuées dans la suite du travail.

En ce qui concerne la stabilité longitudinale, cette dernière sera rencontrée dès lors que  $\partial_{C_L} C_m < 0$ . La courbe de  $C_m$  en fonction de  $C_L$  est représentée à la figure 3.13, d'aspect très similaire à la figure 3.12 et pour cause puisque  $C_L$  ne dépend que de l'angle



d'attaque  $\alpha$ , et montre que la stabilité longitudinale est rencontrée tant que le coefficient de portance est supérieur à 0, ou encore à un angle d'attaque plus grand que  $-5^\circ$ .

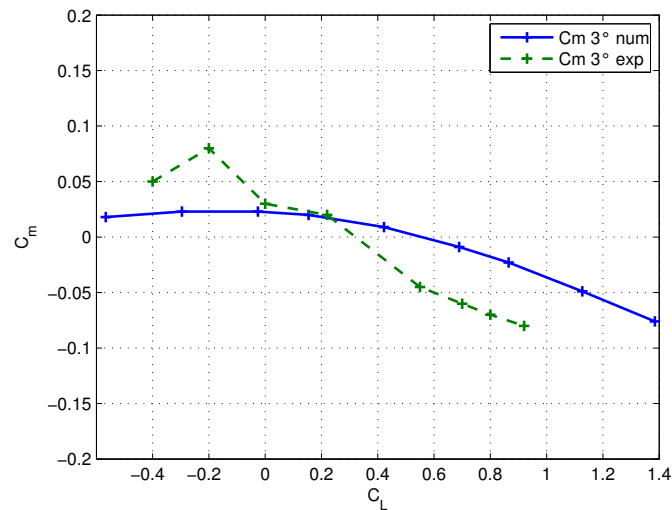


FIGURE 3.13 – Courbe de  $C_m$  en fonction de  $C_L$ . Stabilité longitudinale.

## Portance

Le coefficient de portance  $C_L$  en fonction de l'angle d'attaque du fuselage  $\alpha$  est représenté à la figure 3.14. Cette figure montre que l'évolution est bien linéaire, quelle que soit la méthode de calcul. De plus, chaque courbe est relativement proche l'une de l'autre. On peut cependant différencier les courbes bleue (plaque plane) et verte (TORNADO) des autres (soufflerie), les premières tendant à sous-évaluer la portance additionnelle du fuselage et les effets 3D sur l'aile que l'on n'a pas pris en compte.

Un autre facteur important à noter et qui ne se repère que par des essais en soufflerie est le décrochage. On remarque que pour un angle d'attaque donné (l'angle de décrochage), la portance commence à chuter. Dans le cas du drone 2013, cet angle est situé à  $6^\circ$  pour un vent de 10 m/s, et à  $9^\circ$  pour un vent de 20 m/s.

En extrapolant ces résultats au drone à l'échelle 1:1 et en situation réelle, on peut obtenir la portance du drone dans plusieurs cas de vol. On peut alors tracer des courbes de la portance en fonction de la vitesse, pour plusieurs angles d'attaque, utilisant la relation :

$$L = \frac{\rho U_\infty^2}{2} C_L S_w \quad (3.9)$$

avec  $\rho = 1,225$ .

De telles courbes sont illustrées à la figure 3.15 et permettent par exemple de vérifier que le drone peut voler en croisière. La masse du drone actuel est évaluée à 14 kg, soit un poids de 137 N. On détermine alors la vitesse de décrochage : il s'agit de l'intersection de la courbe  $\alpha = 9.2^\circ$  avec le poids du drone, ce qui correspond à  $V_s \approx 12,5$  m/s. Ce

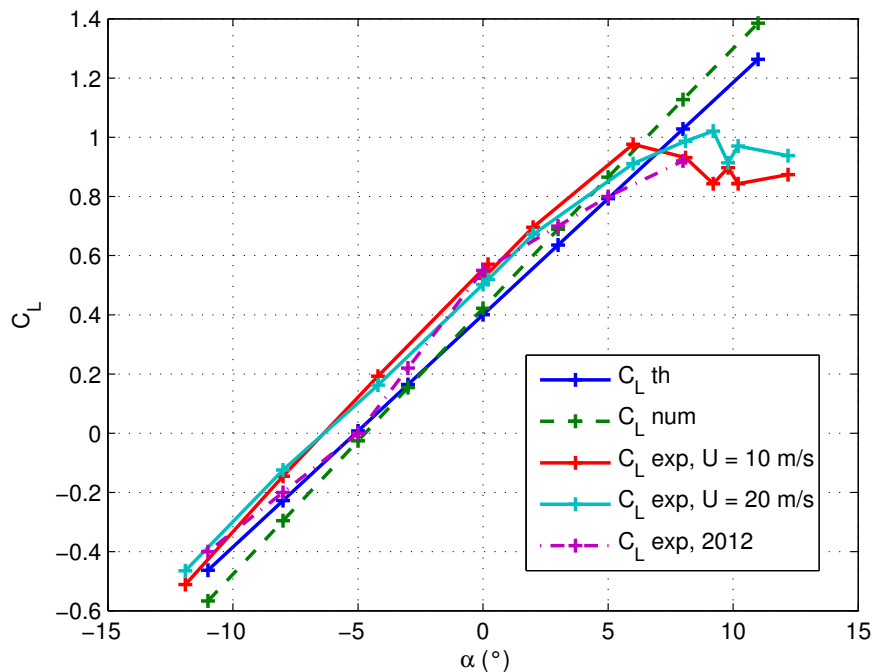


FIGURE 3.14 – Coefficient de portance en fonction de l’angle d’attaque.

résultat est également vérifié par la relation :

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{L_{\max}} S_w}}$$

### Trainée

Le coefficient de traînée  $C_D$  en fonction de l’angle d’attaque du fuselage  $\alpha$  est représenté à la figure 3.16. La figure montre un résultat qui peut sembler surprenant, à savoir que le  $C_D$  mesuré à 20 m/s est plus faible que le  $C_D$  mesuré à 10 m/s. Il s’agit en fait de l’effet de la traînée induite, qui tend à diminuer inversement au carré de la vitesse du vent.

De plus, on peut voir qu’à l’angle de décrochage, soit  $\alpha_s > 6^\circ$  ou  $9^\circ$  selon la vitesse du vent, la traînée augmente brutalement.

Enfin, on constate que la traînée calculée de manière numérique, c’est-à-dire issue d’un calcul TORNADO, sous-estime largement la traînée mesurée puisque ne prenant pas en compte l’effet du fuselage, tandis que la courbe obtenue de manière théorique a été calibrée intuitivement avec des paramètres  $C_{D_0}$  et  $\vartheta$  cohérents, en fonction des caractéristiques du drone.

En extrapolant ces résultats au drone à l’échelle 1:1 et en situation réelle, on peut obtenir la traînée du drone dans plusieurs cas de vol. La courbe de la portance en fonction de la vitesse, illustrée à la figure 3.17 pour plusieurs angles d’attaque, se trace en utilisant

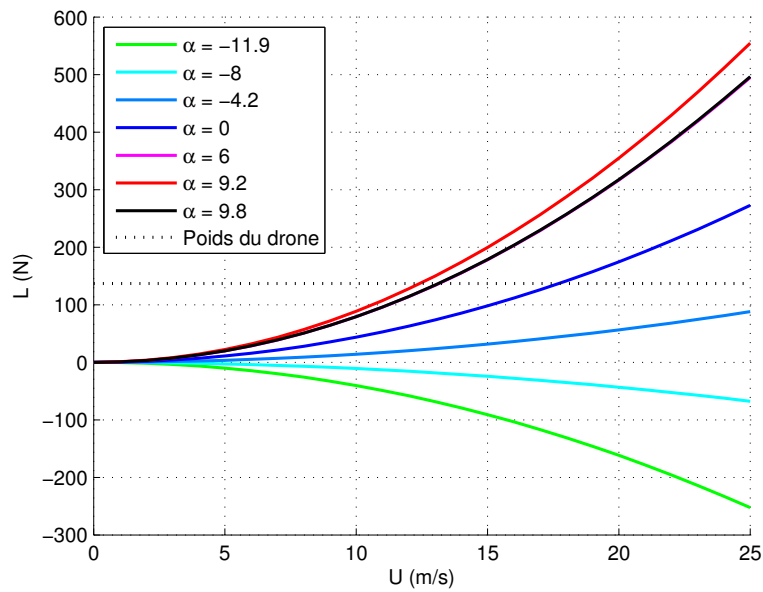


FIGURE 3.15 – Portance totale générée par le drone en fonction de la vitesse du vent (m/s) et de l’angle d’attaque (°).

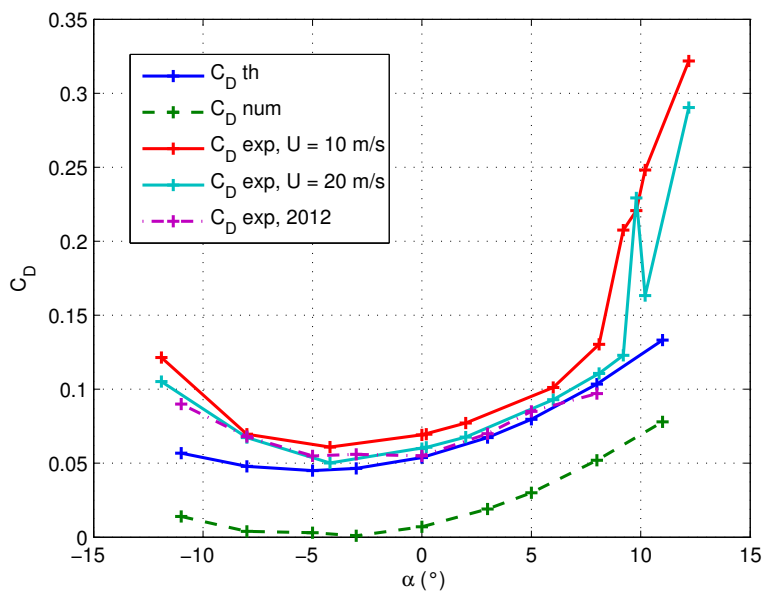


FIGURE 3.16 – Coefficient de traînée en fonction de l’angle d’attaque.

la relation :

$$D = \frac{\rho U_\infty^2}{2} C_D S_w \tag{3.10}$$

avec  $\rho = 1,225^\circ$ . A la vitesse de décrochage  $V_s = 12,5$  m/s, on aura donc une traînée d’environ 13,6 newtons. Cette figure montre bien, si l’on en doutait encore, que la force de traînée devient très importante passé l’angle de décrochage. Les résultats obtenus ici

seront de la plus haute utilité dans l'étude des performances réalisée au chapitre 4.

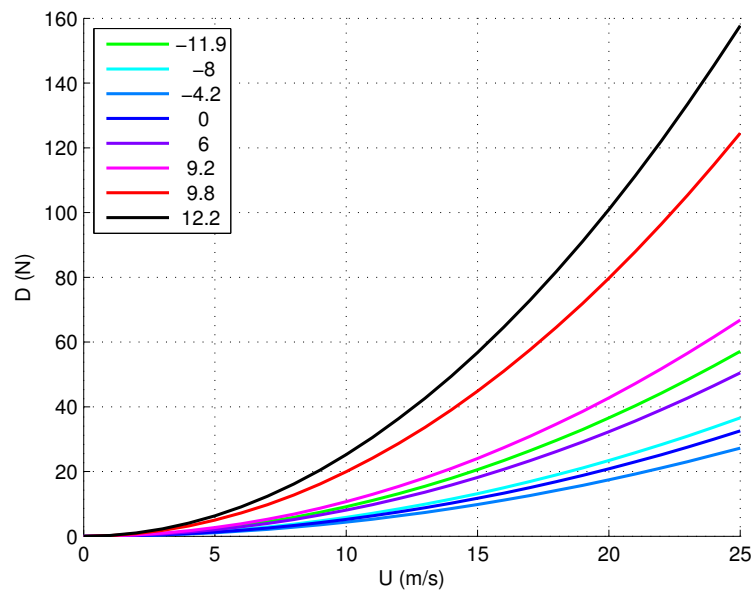


FIGURE 3.17 – Traînée totale générée par le drone en fonction de la vitesse du vent (m/s) et de l'angle d'attaque ( $^{\circ}$ ).

### Dérageage

Le dérageage du drone devrait être nul puisque le drone est orienté dans la direction du vent. Toutefois, la difficulté à obtenir un réglage fin de l'angle de lacet en soufflerie, ainsi que la difficulté à rendre l'élévateur parfaitement plan autour de l'axe du fuselage, va créer une force de dérageage, certes de petite amplitude, mais pas nécessairement négligeable, comme le montre la figure 3.18 qui représente le coefficient de dérageage  $C_S$  en fonction de l'angle d'attaque du fuselage  $\alpha$ .

### Diagrammes polaires de traînée

A partir des données précédentes, on réalise deux diagrammes polaires de la portance vis-à-vis de la traînée. Le premier diagramme (figure 3.19) est réalisé pour un angle de calage de l'empennage de  $3,6^{\circ}$  (angle effectif, vu par rapport à l'écoulement), tandis que le second (figure 3.20) est réalisé pour un angle de calage de  $2,1^{\circ}$ . On notera que l'angle de downwash n'est pas pris en compte dans les figures proposées. Les polaires sont tracées pour deux nombres de Reynolds<sup>3</sup> :  $Re = 145270$  équivaut à une vitesse de 10 m/s,  $Re = 290540$  équivaut à une vitesse de 20 m/s.

Comparant les courbes du graphe 3.19) à celles du graphe 3.20), on constate que les résultats obtenus sont similaires quel que soit l'angle de calage  $\iota_h$ . Le rebond constaté à la

3. Le nombre de Reynolds de l'écoulement autour d'un profil d'aile s'écrit :  $Re_a = \frac{U_{\infty} \bar{c}}{\nu}$ .

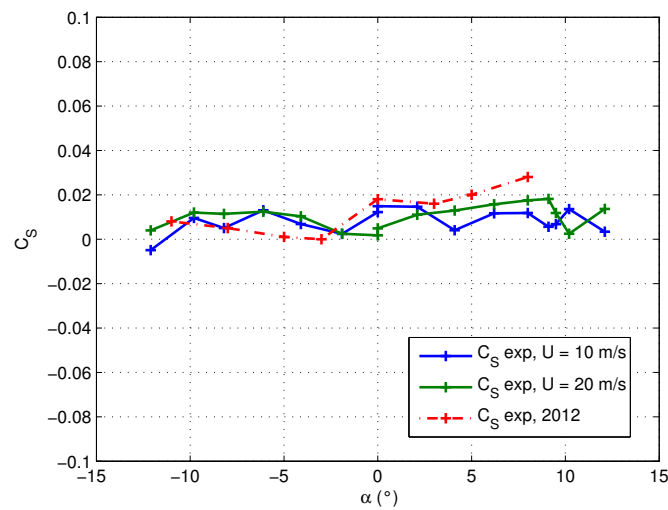


FIGURE 3.18 – Coefficient de dérapage en fonction de l'angle d'attaque.

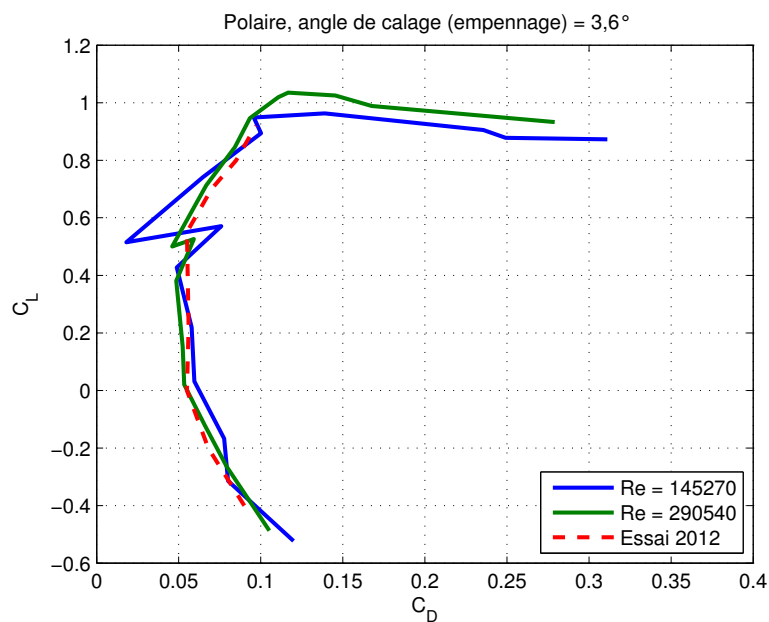
FIGURE 3.19 – Diagramme polaire  $C_L$  vs  $C_D$  pour deux vitesses avec un calage  $\iota_h = 3,6^\circ$ .

figure (a) résulte de deux mesures effectuées à des angles  $\alpha$  presque égaux mais mesurés au début et à la fin des essais en soufflerie.

Dans les deux cas, le décrochage se manifestera pour un  $C_L$  proche de l'unité et un  $C_D$  dix fois moindre. On remarque aussi que la traînée diminue légèrement avec un calage plus élevé. Ainsi, la traînée avec un calage de l'empennage de  $2,1^\circ$  est supérieure à celle mesurée en 2012 pour un même calage. Nous supposons qu'il s'agit d'une conséquence directe de l'installation en soufflerie, où il fut difficile de régler le calage suite à l'absence de gabarit permettant une mesure précise de cet angle. Malgré cela, les valeurs mesurées pour un calage de  $2,1^\circ$  sont utilisées pour le calcul des performances : nous nous plaçons

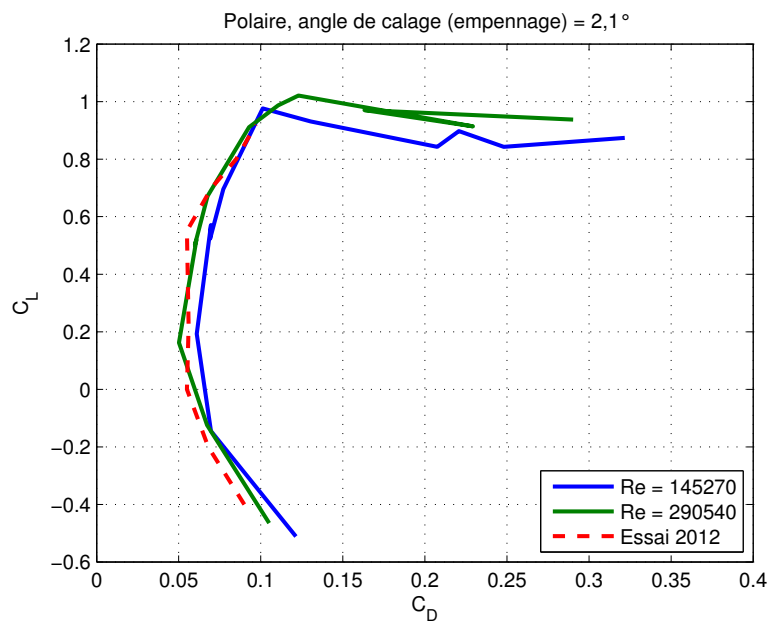


FIGURE 3.20 – Diagramme polaire  $C_L$  vs  $C_D$  pour deux vitesses avec un calage  $\iota_h = 2,1^\circ$ .

ainsi dans le cas défavorable.

### 3.4.2 Stabilité latérale

Par analogie avec l'équilibre longitudinal, le drone sera en position (latéralement) stable s'il revient spontanément à sa position initiale après une perturbation des angles de lacet et/ou roulis qui l'écarte de sa position d'équilibre. L'étude de la stabilité latérale en temps que telle n'est pas très pertinente ici dans la mesure où il n'y a aucun résultat expérimental neuf depuis les résultats rapportés dans [8]. Cependant, rappelons que le drone sera statiquement stable en lacet et en roulis respectivement si :

$$\frac{dC_l}{d\beta} < 0 \quad \text{et} \quad \frac{dC_n}{d\beta} > 0$$

Nous allons tester le comportement de la maquette du nouveau drone en l'orientant avec un certain angle de lacet par rapport au vent. On pourra dès lors déjà obtenir un aperçu de l'évolution de la portance en fonction de cet angle de lacet. Les autres forces aérodynamiques ne sont pas reprises, car le calibrage du mât n'a pas été effectué selon l'axe  $y$ .

#### Portance

Le coefficient de portance  $C_L$ , en fonction de l'angle de lacet  $\beta$  et en fonction de l'angle d'attaque  $\alpha$ , est représenté à la figure 3.21.

Cette figure montre que la portance est relativement stable avec l'angle de lacet pour un angle d'attaque donné. Cette stabilité est d'autant plus évidente à grande vitesse de vent.

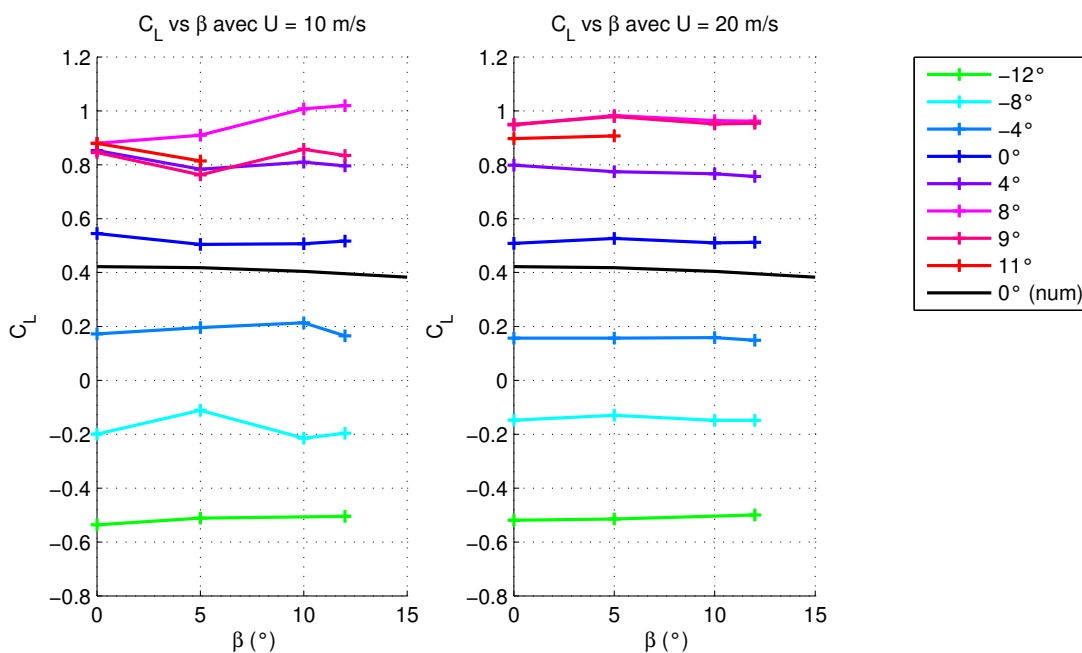


FIGURE 3.21 – Coefficient de portance en fonction des angles d'attaque  $\alpha$  et de lacet  $\beta$ .

Il n'y a d'ailleurs, comme on peut s'y attendre, aucun effet positivant sur le décrochage à angle d'incidence trop grand puisque la courbe rouge (pour  $\alpha = 11^\circ$ ) est systématiquement inférieure à la courbe magenta (pour  $\alpha = 6$  ou  $9^\circ$ , angle de décrochage).

### 3.5 Synthèse de ce chapitre

Ce chapitre s'est attelé à comparer le comportement aérodynamique du drone complet sur base de trois méthodes. La première, la théorie des profils minces, a permis d'obtenir des premiers ordres de grandeur. La seconde, une modélisation numérique sur TORNADO, a nécessité de définir le modèle éléments finis utilisé pour les calculs afin de minimiser aussi bien les erreurs commises que le temps de calcul. La troisième, des essais en soufflerie, nous a contraint, d'une part, à effectuer un équilibrage du drone afin de ne pas saturer inutilement l'instrumentation ; d'autre part, à considérer des facteurs de correction sur les mesures permettant de mieux refléter l'écoulement réel.

Nous avons ensuite comparé les résultats obtenus par ces trois méthodes. Des résultats incomplets obtenus, il ressort que la stabilité longitudinale du drone devrait être assurée pour un angle de calage de  $2^\circ$ , tandis que les forces de portance et de traînée, mesurées en fonction de l'angle d'attaque, restent proches des essais antérieurs. Par ailleurs, on a déterminé que la vitesse de décrochage était de 12,5 m/s. Tout ceci nous laisse penser que le comportement du drone à l'échelle 1:1 devrait être acceptable. Les marges de stabilité ne pourront être déterminées qu'à partir de mesures de moments en soufflerie.

# Chapitre 4

## Performances

L'étude aérodynamique présentée au chapitre précédent a permis de déterminer le comportement général du drone en vol, mais ne fournit aucune information utile quant à la propulsion de l'appareil. Ce chapitre va dès lors s'intéresser à la performance du moteur ainsi qu'aux performances du drone lors des phases de décollage et d'atterrissage. Nous expliquerons d'abord le montage expérimental du moteur, testerons en soufflerie les performances de ce dernier sans fuselage et pour plusieurs cas de charge, étudierons à partir de la courbe de poussée ainsi obtenue les performances au décollage, extrapolerons les résultats dans le cas d'un drone bimoteur, et enfin discuterons de l'ensemble des résultats.

### 4.1 Étude en soufflerie de la poussée du moteur

#### 4.1.1 Montage expérimental

Il convient de présenter en quelques lignes le montage effectué en soufflerie pour tester le moteur. Le montage est illustré à la figure 4.1 et est expliqué ci-après.

Les expériences qui suivent vont se baser sur l'utilisation d'un moteur électrique brushless<sup>1</sup> de type Graupner Compact 640z. Ce moteur sera alimenté soit par des batteries LiPo, soit des batteries 12V. Ces batteries seront telles que la tension d'entrée nominale aux bornes du contrôleur du moteur soit de 36-37 V. Le moteur est relié au mât instrumenté par l'intermédiaire d'un support en bois. Sur ce support sont placés tous les éléments qui permettent de faire tourner le moteur, soit le contrôleur, les batteries de puissance (LiPo ou 12V), le relais électrique<sup>2</sup>, le récepteur (transmission de la consigne à partir d'une télécommande) et les batteries alimentant le récepteur (4 piles de 1,2 V).

Les câbles reliant tous ces composants entre eux seront soigneusement collés ou fixés à l'aide de colsons, tout comme la longueur des câbles reliant le moteur aux batteries de puissance seront choisis les plus courts possible afin d'éviter un effet Joule trop important.

On note par ailleurs que l'armature de la soufflerie introduit des perturbations dans la transmission radio entre la télécommande et le récepteur. Il sera donc important que

---

1. Les caractéristiques techniques de ce moteur sont reprises à l'annexe D.2.1.

2. Ce composant n'est pas indispensable pour faire tourner le moteur, mais il permet de relier "à distance" le moteur aux batteries de puissance, afin de réaliser des tests en toute sécurité.



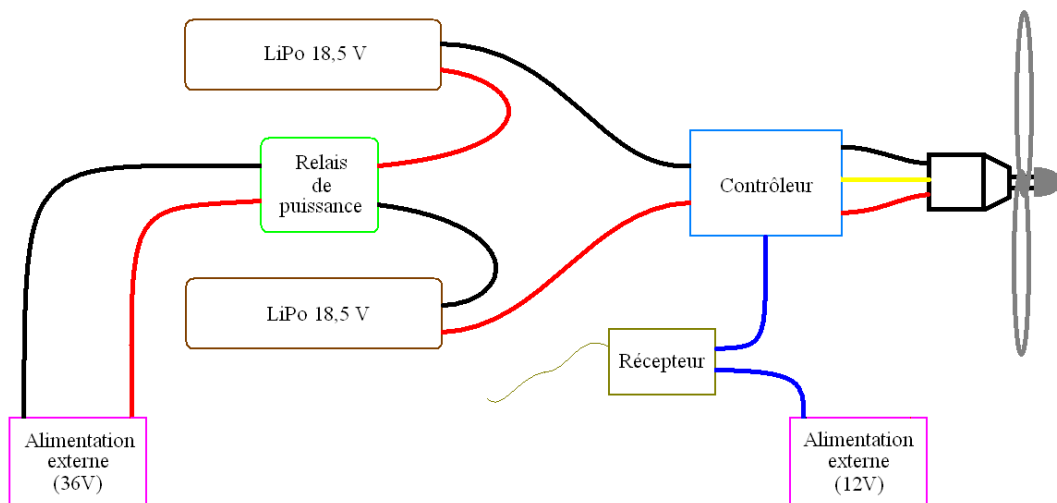


FIGURE 4.1 – Schéma du montage expérimental permettant de tester les performances du moteur.

l'antenne soit bien tendue et que la commande ait son antenne à proximité – une solution empirique a montré qu'il était préférable de faire passer l'antenne directement dans la soufflerie, par un orifice existant.

Le montage du moteur sur son support est illustré à la figure 4.2, dans le cas d'une configuration tirante et alimentation par batteries LiPo.



FIGURE 4.2 – Illustration du moteur et de son hélice, en configuration tirante, dans la soufflerie de l'ULg.

### 4.1.2 Comparaison des montages expérimentaux Comparaison des hélices

Dans ces deux études, le moteur sera alimenté par la mise en série de trois batteries d'automobile de 12V, soit une tension nominale de 36V à l'entrée du contrôleur. Le choix de telles batteries est motivé par le fait que les batteries LiPo n'étaient pas disponibles le jour des essais en soufflerie. L'ensemble des essais est réalisé pour une tension aux bornes du contrôleur estimée à 18V (pas de mesure exacte effectuée pendant ces essais).

#### Influence de la configuration de l'hélice

Dans un premier temps, l'hélice est fixée sur le moteur de manière telle que la configuration soit tirante, la configuration usuelle d'une hélice sur un moteur (fig. 4.3, à gauche). Dans un second temps, l'hélice est retournée pour obtenir une configuration poussante, i.e. l'hélice est placée derrière le moteur (fig. 4.3, à droite). Il faudra dans ce cas inverser la polarité aux bornes du moteur afin d'inverser son sens de rotation.

Le processus expérimental prévoyait de tester le moteur dans les deux configurations à pleine puissance. Toutefois, au vu de la quantité de courant utilisée par le moteur, l'élévation de température par effet Joule dans les câbles est devenue critique et certains contacts se sont mis à fumer. Dès lors, il a été décidé de focaliser les essais sur plusieurs vitesses de vent, à puissance réduite (environ 3 à 4 crans de la télécommande en deçà du maximum).

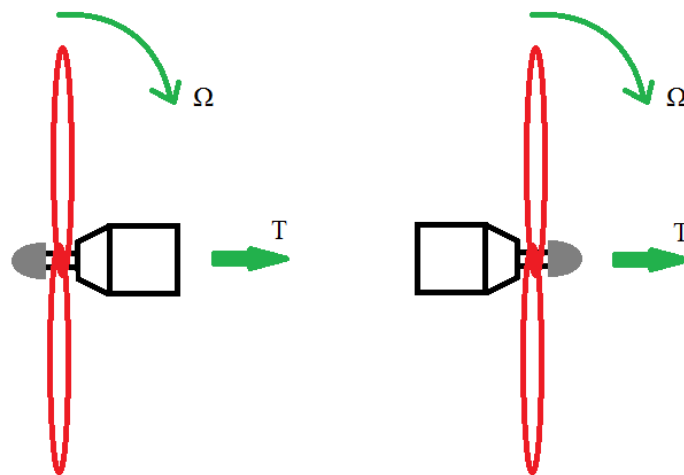


FIGURE 4.3 – Configurations du moteur et de son hélice.

La comparaison des courbes de poussée en fonction de la vitesse du vent pour les deux configurations est illustrée à la figure 4.4. Cette figure montre que la configuration poussante crée une force inférieure à celle produite par la configuration tirante. On peut expliquer cet écart par le fait que la quantité d'air aspirée dans la configuration tirante est légèrement supérieure à celle aspirée en configuration poussante, le moteur étant situé en aval de l'écoulement et non en amont comme dans le second cas. On note que l'ensemble des résultats suivants est obtenu avec l'hélice de 55 cm de diamètre.

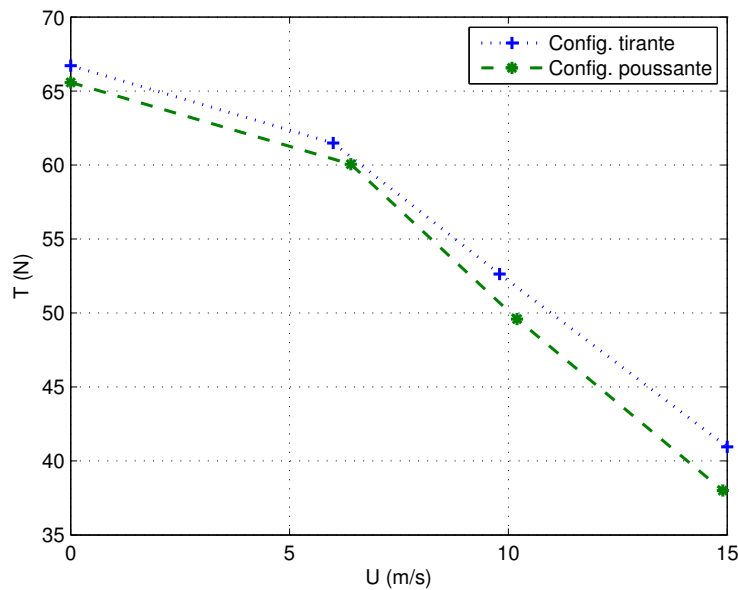


FIGURE 4.4 – Effet de la configuration de l’hélice sur la poussée.

### Influence du diamètre de l’hélice

Nous allons à présent étudier la différence de performance entre deux hélices identiques mais de diamètre différent. Les deux hélices seront montées selon la configuration poussante, puisque c’est celle qui est privilégiée dans le design actuel du drone. Toutefois, la discussion précédente montre que la configuration tirante permettrait d’obtenir un gain de quelques newtons.

La figure 4.5 montre la différence entre l’utilisation d’une hélice de 50 cm de diamètre et d’une hélice de 55 cm. Les deux hélices testées ici sont des G-Sonic du fabricant Graupner.

Cette dernière figure montre que, comme attendu, l’hélice de moindre diamètre produit une poussée moindre. En effet, par conservation de la quantité de mouvement, on a que :

$$T = S_h(p_{\text{aval}} - p_{\text{amont}}) \quad (4.1)$$

où  $S_h$  est la surface de l’hélice et  $p$  sont les pressions totales en amont et en aval de l’hélice. Dès lors, la différence  $\Delta p$  étant constante, une surface d’hélice plus faible résultera dans une poussée moindre.

Par vent nul, l’hélice de 55 cm permet ainsi de créer une quinzaine de newtons supplémentaires par rapport à l’hélice de 50 cm. Cependant, le gain tend à diminuer avec l’augmentation de la vitesse du vent. Il faut noter que nous ne disposons pas d’assez de mesures expérimentales pour comparer les deux hélices de manière plus détaillée. La suite des essais se fera naturellement avec l’hélice de 55 cm.

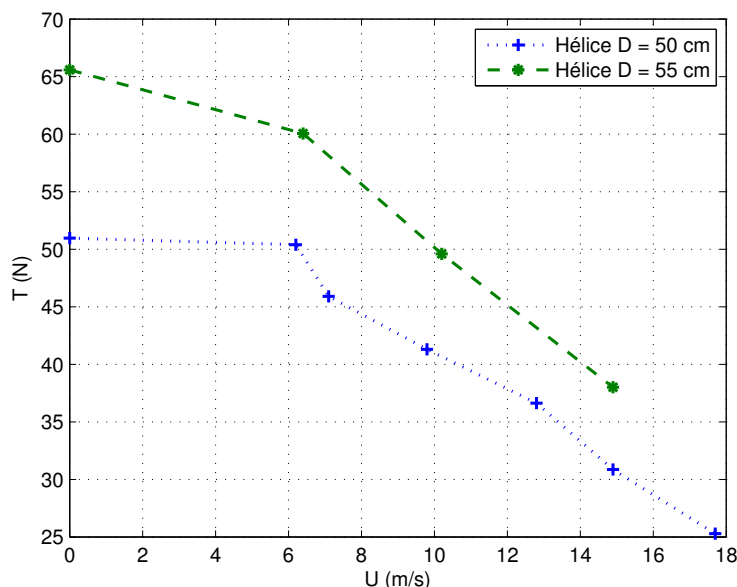


FIGURE 4.5 – Effet du diamètre de l’hélice sur la poussée.

### 4.1.3 Loi de poussée

Comme on a pu l’apercevoir au cours des paragraphes précédents, la poussée générée dépend de deux paramètres : la puissance fournie au moteur (action directe de l’expérimentateur sur le système) et la vitesse du vent (corollaire de la vitesse de vol désirée).

Les essais sont cette fois réalisés avec la mise en série de deux batteries lithium-polymère<sup>3</sup> de 18,5V, soit une tension nominale à l’entrée du contrôleur du moteur de 37V. Pour l’ensemble de ces tests, l’hélice et le moteur sont montés de manière à ce que la configuration soit poussante.

#### Poussée en fonction de la puissance fournie

Cet essai consiste à identifier la loi reliant l’énergie électrique fournie au moteur à la poussée délivrée par ce dernier, pour une vitesse de vent nulle. Les résultats obtenus en soufflerie pour deux séries de tests (avec batteries 12V et avec LiPo) sont illustrés à la figure 4.6.

Cette expérience montre que l’évolution de la poussée, tant en fonction de la tension d’entrée que de la puissance électrique, est une courbe d’évolution quadratique.

3. Les caractéristiques précises de ces batteries sont reprises à l’annexe D.2.2

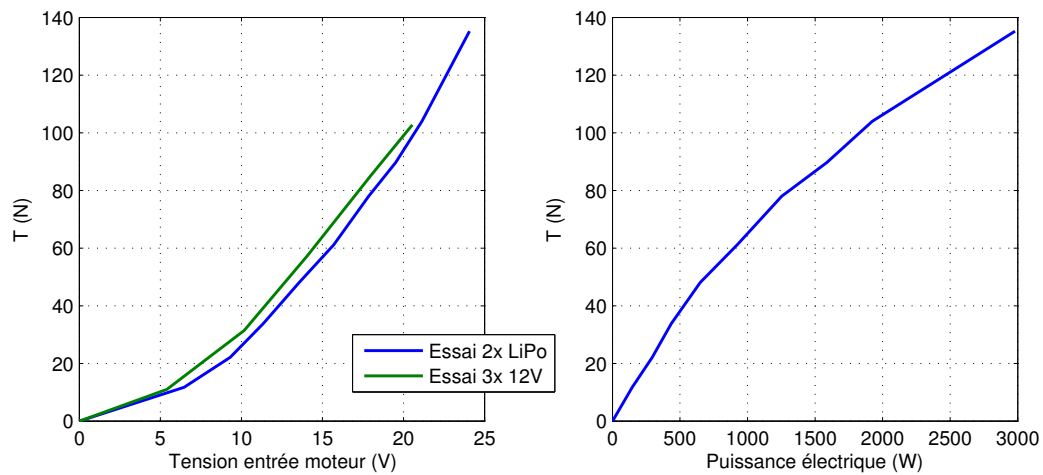


FIGURE 4.6 – Poussée du moteur en fonction de la tension d’entrée ou de la puissance électrique. Vitesse de vent nulle.

### Poussée en fonction de la vitesse du vent

L’intérêt de la loi de poussée en fonction de la vitesse de vent est qu’elle permet de déterminer les performances au décollage – nous y reviendrons à la section 4.2. En supposant que la poussée évolue de manière quadratique avec la vitesse, on a :

$$T = T_0(1 + c_1U + c_2U^2) \quad (4.2)$$

où  $T_0$  est la poussée statique (obtenue par vent nul), et  $c_1$  et  $c_2$  des coefficients qui sont déterminés par la suite.

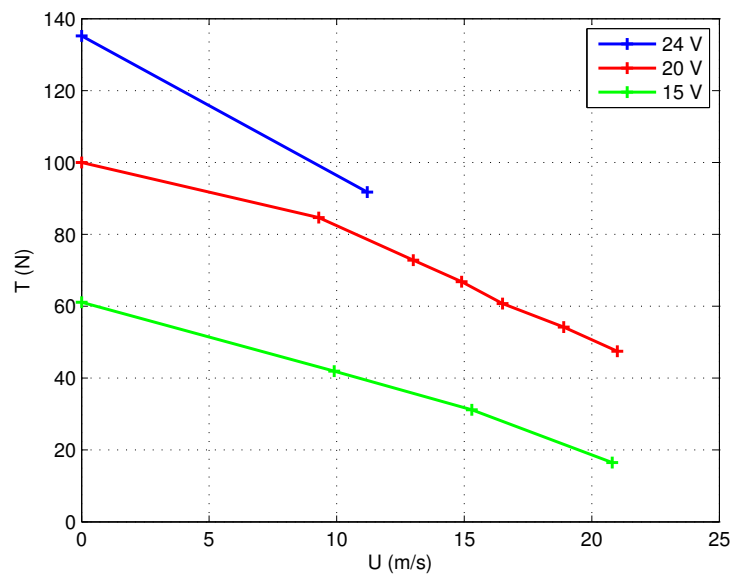


FIGURE 4.7 – Poussée du moteur en fonction de la vitesse du vent, pour différentes tensions d’entrée.

La figure 4.7 représente la poussée obtenue en soufflerie en fonction de différentes vitesses de vent et de plusieurs tensions d'entrée. Dès lors, partant des résultats expérimentaux de cette figure, on peut définir une loi de poussée spécifique au niveau de tension désiré.

**Contraintes lors des essais** L'expérience montre que les batteries LiPo se déchargent très vite à décharge de courant maximale – c'est-à-dire si l'on impose la puissance maximale au moteur. C'est pourquoi la courbe de poussée à 24V n'est pas complète : les résultats obtenus en soufflerie pour des vitesses supérieures à 11 km/h étaient inacceptables et n'ont donc pas été repris.

**Calcul des coefficients  $c_1$  et  $c_2$**  Ces deux coefficients peuvent s'obtenir par la résolution d'un système de deux équations à deux inconnues, connaissant les coordonnées de deux points quelconques dans une courbe Poussée-Vitesse expérimentale.

Intéressons-nous aux cas illustrés à la figure 4.7. Pour la courbe rouge (15 V) ainsi que pour la courbe verte (20 V), nous possédons assez de points afin de calculer exactement les deux coefficients  $c_1$  et  $c_2$ . Pour le cas de la courbe bleue (24 V), nous n'avons que deux points, et l'un d'eux ne semble pas pertinent eu égard aux deux résultats précédents. Nous allons donc extrapoler les résultats, en choisissant les mêmes coefficients  $c_1$  et  $c_2$  que ceux de la courbe verte, puisque cette courbe semble décroître de manière plus rapide que la courbe rouge (approche pessimiste).

Les lois de poussée sont confrontées avec les essais expérimentaux dans la figure 4.8. On constate alors que, pour les courbes rouge et verte, la courbe de poussée obtenue expérimentalement et la courbe de la loi quadratique sont proches pour la plage de vitesse étudiée ; ceci corrobore l'utilisation d'une telle approximation quadratique.

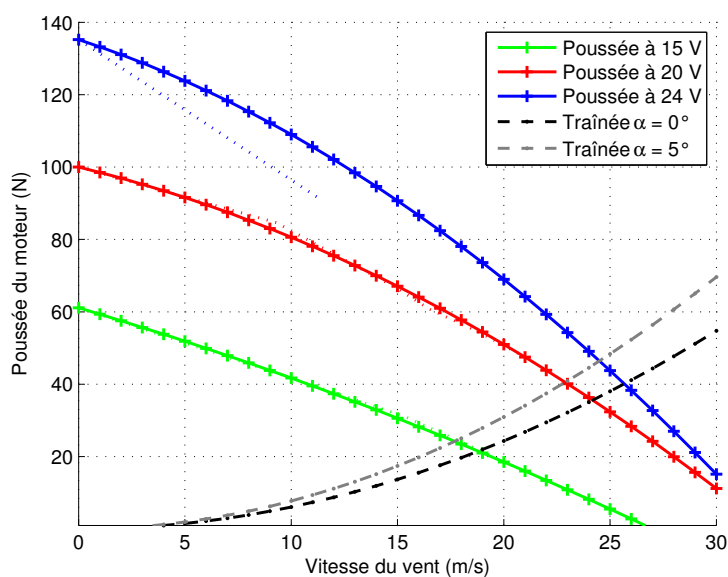


FIGURE 4.8 – Loi de poussée et confrontation avec les résultats expérimentaux, pour différentes tensions d'entrée.

## 4.2 Performances au décollage

L'une des phases de vol les plus critiques pour le drone est le décollage. On désire connaître la poussée nécessaire pour atteindre la vitesse de décollage, ainsi que l'accélération, le temps et la longueur de piste pour y arriver. La maquette à l'échelle 1:1 du fuselage n'ayant pas pu être réalisée à temps, cette étude se basera sur les performances du moteur non installé.

### 4.2.1 Poussée et accélération

En supposant que la piste soit parfaitement horizontale et que le drone soit aligné parallèlement à la piste, alors la résultante des forces appliquées au drone dans l'axe de la propulsion, que l'on appelle  $T^*$ , sera de la forme :

$$T^* = T - 0,5\rho S U^2 (C_D - \mu C_L) - \mu W = ma \quad (4.3)$$

où  $T$  est la poussée délivrée par le moteur,  $a$  est l'accélération définie par  $d_t U$ ,  $m$  est la masse totale (constante) de l'engin et  $\mu$  est le coefficient de frottement inhérent au type de sol utilisé.

Dans notre cas, on fera décoller le drone sur une surface dure, soit de l'asphalte ou du béton. La référence [5] suggère dès lors de choisir une valeur de  $\mu$  égale à 0,02.

Tous les paramètres de l'équation (4.3) dépendent de la vitesse au sol, comme par exemple la poussée du moteur : en effet, plus le drone accélère, plus la force de traînée augmente, ce qui diminue d'autant la poussée disponible. En considérant la loi de poussée 4.2 définie précédemment, on peut calculer l'accélération instantanée à une vitesse donnée grâce à la relation suivante :

$$ma = f_0 + f_1 U + f_2 U^2 \quad (4.4)$$

où :

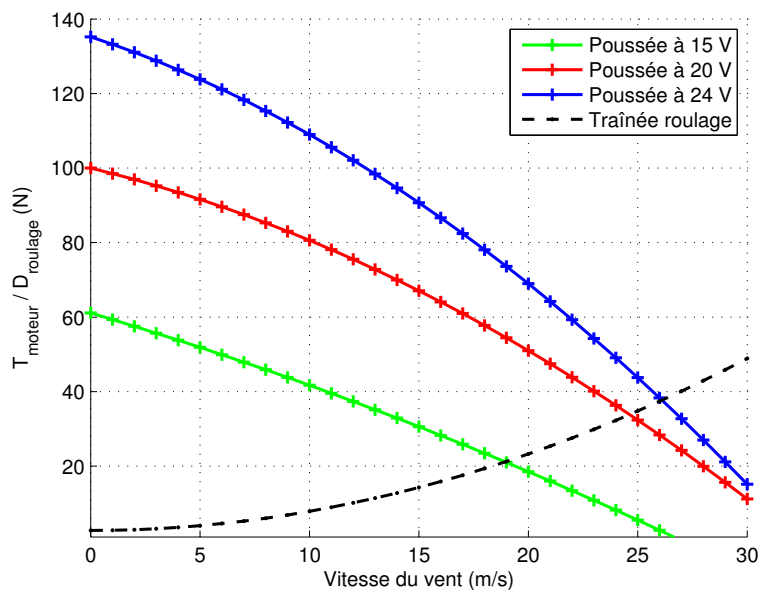
- $f_0 = T_0 - \mu W$  ;
- $f_1 = c_1 T_0$  ;
- $f_2 = c_2 T_0 - 0,5\rho S (C_D - \mu C_L)$ .

L'allure de l'accélération du drone ainsi que la poussée nette (représentée pour 20 et 24 V) sont représentées à la figure 4.9. Les paramètres utilisés pour tracer cette courbe sont :

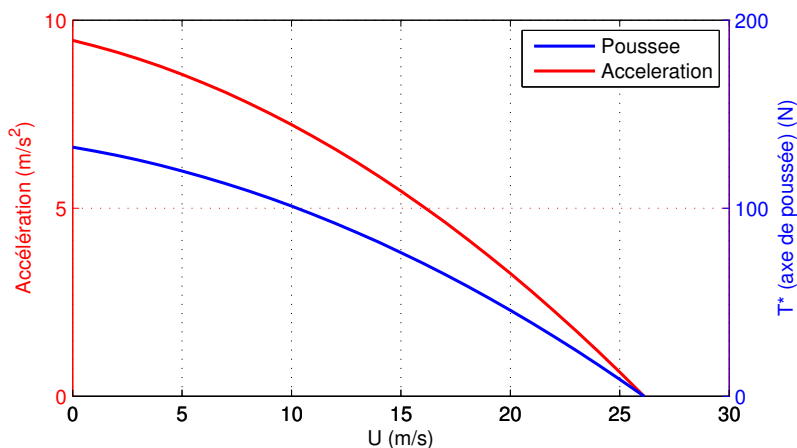
- Masse totale du drone  $m$  : 14 kg ;
- Masse volumique de l'air  $\rho$  : 1,225 ;
- Coefficient de frottement  $\mu$  : 0,02 ;
- Coefficient de portance  $C_L$  : 0,55 pour  $\alpha = 0^\circ$  ;
- Coefficient de traînée  $C_D$  : 0,07 pour  $\alpha = 0^\circ$ .

Ces deux dernières valeurs sont choisies à partir des essais en soufflerie reportés au chapitre précédent, avec une vitesse de vent de 20 m/s et un angle de calage de  $2,1^\circ$ .

On peut alors observer que la traînée totale subie par le drone sur la piste est supérieure à la traînée en vol jusqu'à un certain point où l'inverse se produit, comme en témoigne une comparaison entre les figures 4.8 et 4.9(a). Ceci est dû au fait que le coefficient de



(a) Poussée du moteur et traînée totale.



(b) Accélération et force résultante selon l'axe de poussée.

FIGURE 4.9 – Poussée, traînée et accélération du drone au décollage, en fonction de la vitesse d'avancement sur la piste.

traînée utilisé dans le calcul se base sur le coefficient mesuré en soufflerie sans l'effet du sol.

Par ailleurs, l'accélération sur la piste est une fonction qui dépend directement de l'évolution de la résultante selon l'axe de poussée : lorsque la traînée produite est égale à la poussée fournie par le moteur, alors l'accélération devient nulle, comme le montre la figure 4.9(b).



## 4.2.2 Détermination de la vitesse de décollage

Les caractéristiques du moteur étant maintenant connues, nous pouvons déterminer la vitesse nécessaire au décollage. La vitesse critique au décollage est celle de décrochage ; ce dernier peut s'atteindre à un angle d'attaque de  $6^\circ$  à faible vitesse, comme l'a montré la figure 3.14. La vitesse de décollage  $V_{\text{LOF}}$ , définie par  $1,1V_s$ , vaut alors 13,75 m/s, et la vitesse de sécurité  $V_2$ , définie par  $1,2V_s$ , vaut 15 m/s.

Il est ici tentant de vérifier si la puissance délivrée par le moteur permet d'atteindre les vitesses proposées ci-dessus. Cependant, l'étude des performances du moteur s'effectue sur le moteur seul ; il s'agit donc d'une étude de la poussée non installée. Dès lors, la poussée mesurée expérimentalement surestime la poussée qui sera véritablement créée par le moteur installé sur le drone à l'échelle 1:1. Les observations suivantes sont donc données à titre indicatif et donnent une première idée de la poussée requise.

En se basant sur la courbe de traînée totale au roulage tracée en noir à la figure 4.9(a), on remarque que la vitesse de décollage (13,75 m/s) peut être atteinte en appliquant un peu moins de 15 V aux bornes du moteur.

Par ailleurs, on vérifie que la vitesse  $V_2$  peut être atteinte après le lever des roues<sup>4</sup>. Pour cela, on considère que le drone aura une incidence  $\alpha$  de  $5^\circ$ . Dans ce cas,  $C_D = 0,089$  et, se basant sur la courbe de traînée totale à  $5^\circ$  tracée en gris à la figure 4.8, on observe que la vitesse  $V_2$  peut être atteinte en maintenant la tension autour de 15 V.

Les observations précédentes montrent que tant la vitesse de décollage  $V_{\text{LOF}}$  que la vitesse de sécurité  $V_2$  peuvent être atteintes avec le moteur actuel sans utiliser le régime maximum (soit plus de 24V). Cependant, ces résultats doivent être considérés avec précaution. Outre le fait qu'ils se basent sur des valeurs de poussée non installée, il se pourrait que la réserve d'énergie pour maintenir la vitesse  $V_2$  ne soit pas suffisante. Il faut aussi noter que la précision de la manette ne permet pas de régler finement la tension du moteur à distance.

## 4.2.3 Longueur de piste nécessaire

Un aspect plus pratique que l'on étudie ici est la course du drone sur la piste de décollage avant de décoller. On recherche donc la vitesse et la position du drone sur la piste en fonction du temps de roulage. Pour cela, on résout numériquement le système linéaire suivant :

$$\begin{pmatrix} d_t y_1 \\ d_t y_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} y_2 \\ g_0 + g_1 y_2 + g_2 y_2^2 \end{pmatrix} \quad (4.5)$$

où les coefficients  $g_0$ ,  $g_1$  et  $g_2$  correspondent respectivement aux coefficients  $f_0$ ,  $f_1$  et  $f_2$  divisés par la masse totale du drone.

Les hypothèses utilisées dans ce calcul sont :

- le terrain est situé au niveau de la mer ;
- la vitesse du vent est nulle ;
- la température de l'air ambiant est de  $15^\circ\text{C}$ .

---

4. S'il y en a – voir [6]

Les évolutions du déplacement et de la vitesse au sol du drone sont représentées à la figure 4.10.

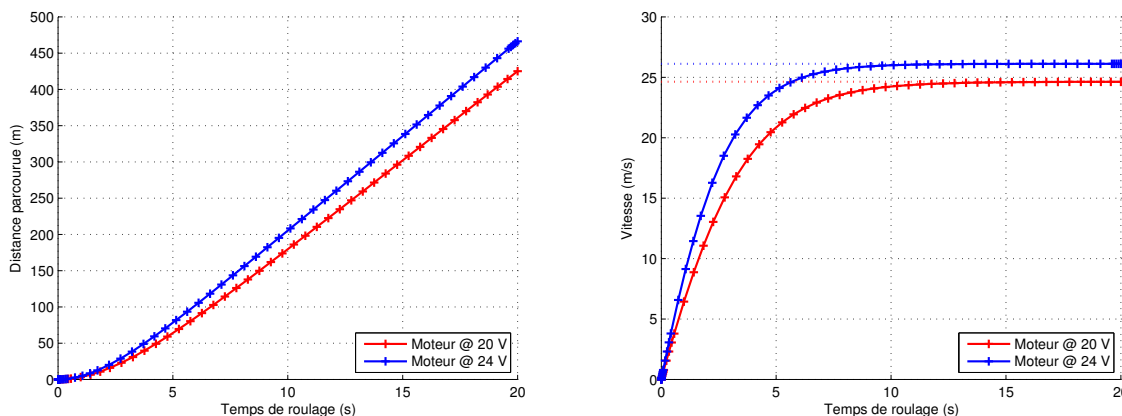


FIGURE 4.10 – Evolutions du déplacement et de la vitesse au décollage.

Ces graphiques montrent que, pour atteindre la vitesse  $V_{\text{LOF}}$  en appliquant 20 volts aux bornes du moteur, le drone devra rouler pendant moins de trois secondes, parcourant pendant ce temps une distance minimale de 25 mètres. Entre le début de la rotation et le quitter au sol du train principal, sachant que l'accélération angulaire est choisie à  $11^\circ/\text{s}$  (voir section 5.1.1) et que l'on souhaite une pente au décollage de 5 à  $6^\circ$ , on estime que la distance supplémentaire parcourue est de 10 mètres.

En cas de problème après la vitesse de décision  $V_1$ , il faut prévoir une distance suffisante ou un dispositif permettant l'arrêt du drone de manière sécurisée. La vitesse  $V_1$  dépend de l'appareil et de son chargement. Dans le cas du drone, on supposera qu'il s'agit de la vitesse de décrochage  $V_s$ , soit  $12,5 \text{ m/s}$ ; dans ce cas, le drone aura parcouru environ 20 mètres en près de deux secondes.

Comme le montre la figure 4.11, en l'absence de freins et en ne jouant que sur l'effet de la traînée, la distance parcourue jusqu'à l'arrêt complet est de plus de 180 mètres. Dès lors, à défaut d'utiliser une très longue piste de près de 200 mètres, il est préférable d'utiliser un dispositif d'arrêt, soit sur le drone lui-même (mais cette solution alourdirait davantage l'engin) soit dans son environnement extérieur, par exemple en installant un système de filet à une centaine de mètres de la ligne de départ.

On n'oubliera pas que toutes les performances calculées ci-dessus le sont sur base d'une poussée non installée, et qu'elles sont donc optimistes. Il est ainsi bon de savoir qu'une piste de 100 mètres est le strict minimum au décollage, et qu'un système d'arrêt extérieur doit être prévu. Compte tenu de ce qui précède, on aura compris que la piste d'atterrissage devrait être en herbe (haute) et suffisamment longue afin de diminuer au maximum l'énergie cinétique avant la rencontre du filet – ou un autre dispositif à étudier.

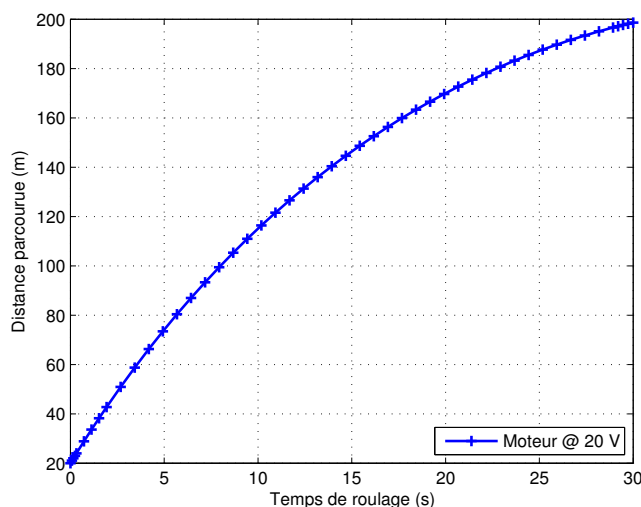


FIGURE 4.11 – Distance nécessaire pour arrêter le drone après V1.

### 4.3 Redéfinition du système de propulsion

La section précédente nous a montré que la puissance actuellement disponible au décollage était adaptée, mais l'autonomie reste faible et la puissance installée reste inconnue. En effet, on a vu que, d'une part, la disponibilité des batteries posait rapidement problème, sans compter les effets thermiques dus à l'ampérage important dans le circuit de puissance, d'autre part, la puissance réellement développée par le moteur sera moindre que prévue de part sa configuration poussante.

Afin de remédier aux problèmes rencontrés ci-dessus, nous proposons deux solutions alternatives. La première consiste à garder la configuration monomoteur, mais en substituant au moteur actuel un moteur plus puissant. La seconde consiste à modifier la configuration du système propulsif vers une configuration bimoteur.

#### 4.3.1 Configuration monomoteur

##### Remplacement par un moteur plus puissant

La solution la plus simple a priori semble être de remplacer le moteur actuel par un moteur plus puissant. Ceci permettrait de diminuer la quantité d'énergie demandée par le moteur, voire d'obtenir un moteur en adéquation avec le type d'hélice utilisé. Nous mentionnons dans la table 4.1 des moteurs brushless du catalogue Graupner susceptibles de convenir. Le choix de ce seul fabricant est motivé par le fait que ces moteurs sont reconnus dans le milieu de l'aéromodélisme comme étant les plus performants par rapport à leur prix.

Cet aperçu montre que, d'une part, le choix est assez restreint – ce sont les trois seuls moteurs qui développent plus de 75 N nominaux dans la catégorie brushless – et d'autre part, le gain de puissance est tributaire d'une augmentation de poids. Le moteur 740z est prévu pour fonctionner avec une hélice de 55 cm et des batteries LiPo 5S, au contraire du moteur 640z. Il s'agit d'un choix judicieux afin d'avoir un système optimal, plutôt

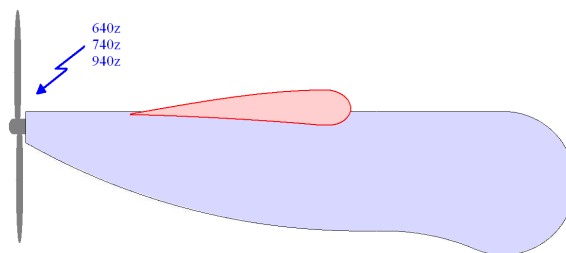


FIGURE 4.12 – Configuration monomoteur.

Modèle	Poussée (N)	Masse (g)	Tension nominale (V)
640z	75	644	29,6
740z	80	790	37
920z	100	1708	44,4

TABLE 4.1 – Liste de moteurs pouvant remplacer le 640z.

qu'un moteur survitaminé avec les inconvénients qui s'ensuivent (effet Joule, autonomie réduite). Le moteur 920z est quant à lui beaucoup trop lourd alors que son apport de puissance n'est pas nécessaire pour les vols étudiés ici.

### 4.3.2 Configuration bimoteur

Une autre solution envisageable serait de placer deux moteurs, de poussée nominale plus faible, sur chacun des supports sur lesquels sont fixés les poutres de l'empennage. Cette solution a été prévue et a été étudiée dans les travaux [2] et [6]; elle peut donc se substituer à la précédente sans trop de contraintes supplémentaires. Il s'agit sans doute d'ailleurs de la solution la plus efficace : en effet, elle est moins tributaire de l'écoulement de l'air autour de la sphère, et il existe dès lors moins de risque de décollement de couche limite. Par ailleurs, en cas de panne moteur en vol, il existe une solution – de fortune, certes – de ramener le coûteux équipement au sol sans trop l'endommager. Dans la table 4.2, on a listé des moteurs<sup>5</sup> Graupner susceptibles de convenir à une application 2 moteurs. Les valeurs entre parenthèses sont les valeurs considérées en présence de 2 moteurs identiques, par facilité de comparaison.

Modèle	Poussée (N)	Masse (g)	Tension nominale (V)
555	40 (80)	320 (640)	18,5
555 20V	50 (100)	320 (640)	20
610z	48 (96)	405 (810)	37

TABLE 4.2 – Liste de couples de moteurs pouvant remplacer le 640z.

Ce tableau montre immédiatement l'avantage de la nouvelle configuration proposée. Pour une masse quasi égale de 640 grammes, un moteur 640z développe (théoriquement) 75 N tandis que deux moteurs 555 20V développent ensemble (théoriquement) 100 N.

5. Le modèle 555 20V n'est plus disponible chez le fabricant en date du 1<sup>er</sup> août 2013.

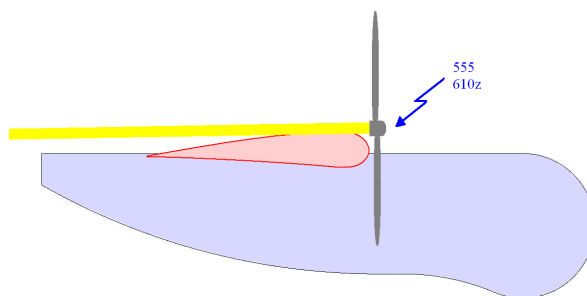


FIGURE 4.13 – Configuration bimoteur.

La masse des batteries n'est cependant pas prise en compte. Toutefois, si chaque moteur est entraîné par une seule batterie LiPo 5S ou 6S, de tension de sortie nominale 18,5 ou 22,2 V, il est possible d'arriver à un bon niveau de poussée en n'augmentant pas substantiellement le poids du système actuel (augmentation nulle dans le cas de LiPo 5S mais performances moindres, de l'ordre de 120 grammes par batterie dans le cas de LiPo 6S mais performances maximales).

Le choix d'une telle configuration va devoir s'accompagner d'un nouveau choix d'hélice. En effet, au vu de la géométrie des poutres reliant l'empennage au fuselage (via l'aile), la *clearance* entre l'hélice et le fuselage ne permet plus d'utiliser une hélice de 55 cm – dans ce cas, la *clearance* ne serait que de 7,5 cm. De plus, une telle hélice n'est pas recommandée pour des moteurs de moindre puissance, puisque le couple à appliquer par le moteur serait trop important et diminuerait drastiquement les performances. Le fabricant conseille une hélice d'une quarantaine de centimètres ; une telle valeur convient également pour la *clearance* (une quinzaine de centimètres de part et d'autre du fuselage).

La figure 4.14 montre l'allure supposée de la poussée développée par les deux moteurs ensemble et par un moteur seul. La loi de puissance est tracée en utilisant les mêmes coefficients  $c_1$  et  $c_2$  que ceux utilisés pour la courbe à 20 V du cas monomoteur (voir fig. 4.8). La courbe pour deux moteurs 555 20V, en vert, est assez proche de la courbe à 24 V dans le cas monomoteur. En sachant que la configuration bimoteur devrait avoir un meilleur rendement que la configuration monomoteur, il est supposé que la puissance installée sera meilleure, ce qui améliorera les performances générales. La courbe pour un moteur 555 20V, en bleu, montre quant à elle que la puissance devrait être suffisante pour maintenir le vol en palier – ce cas sera détaillé dans la section 4.4.4 sur le vol asymétrique. Il s'agit d'un avantage par rapport à la configuration monomoteur en cas de panne d'un des deux moteurs.

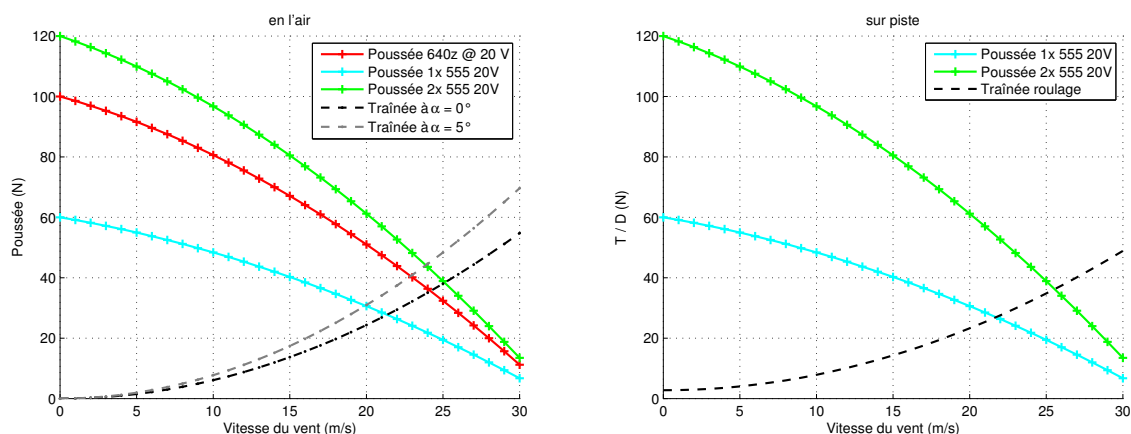


FIGURE 4.14 – Loi de poussée supposée pour 1 et 2 moteurs Graupner 555z 20V.

## 4.4 Cas de vol particuliers

Dans cette section, nous nous proposons d'étudier quatre cas de vol particuliers. Le premier est le cas d'une perte complète des moteurs, le second d'une perte d'un moteur sur deux (dans un cas bimoteur).

### 4.4.1 Vol en palier

Le vol en palier est la forme la plus simple de vol : l'appareil se déplace en ligne droite, à vitesse et altitude constantes. On peut alors calculer sa vitesse d'avancement optimale, que l'on appelle vitesse de croisière  $V_{cr}$ . Il s'agit de la vitesse à laquelle on optimise tant la quantité d'énergie fournie au moteur d'une part, que la traînée totale. Dans le cas du drone, s'agissant d'un moteur électrique, il faudra déterminer la vitesse minimale à laquelle le vol peut être maintenu à niveau.

Par ailleurs, cette vitesse va dépendre de l'altitude de croisière proposée pour le vol. L'objectif du drone étant de prendre des prises de vue de cibles terrestres, et étant donné que la caméra 3D utilisée ne possède pas de zoom optique, la hauteur du vol se limitera à quelques dizaines de mètres – la référence [12] conseille une hauteur de 30 mètres. Une telle altitude ne va pas influencer la densité de l'air de manière apparente, donc la vitesse de décrochage reste 12,5 m/s et la figure 4.8 reste d'application. Cette figure montre qu'il est possible de voler à 20 m/s pour une tension légèrement supérieure à 15V.

Naturellement, si l'on désire augmenter (resp. diminuer) la vitesse de vol (dans les limites physiques indiquées, soit  $V_2 < U < V_{NE}$ ), on devra agir sur l'élévateur afin de compenser le comportement cabreur (resp. piqueur) du drone. L'élévateur devra se défléchir vers le bas (resp. vers le haut) ; le pilote doit donc pousser (resp. tirer) sur le manche pour maintenir le vol en palier.

Le changement des gaz devra éventuellement s'accompagner d'une correction à la gouverne (respectivement, vers la droite en montée et vers la gauche en plongée). Ceci s'applique dans le cas monomoteur, ou si les deux moteurs de la configuration bimoteur ne sont pas contrarotatifs.

### 4.4.2 Vol sur trajectoire circulaire

En plus d'un maintien en palier, le drone doit pouvoir suivre une trajectoire de type circulaire et maintenir son altitude et sa vitesse afin de pouvoir tourner autour de la cible de prise de vue. On recherche donc la vitesse minimum de sustentation en virage et un rayon pour la trajectoire qui soit adéquat.

#### Vitesse minimale en virage

Considérons l'équilibre illustré à la figure 4.15.

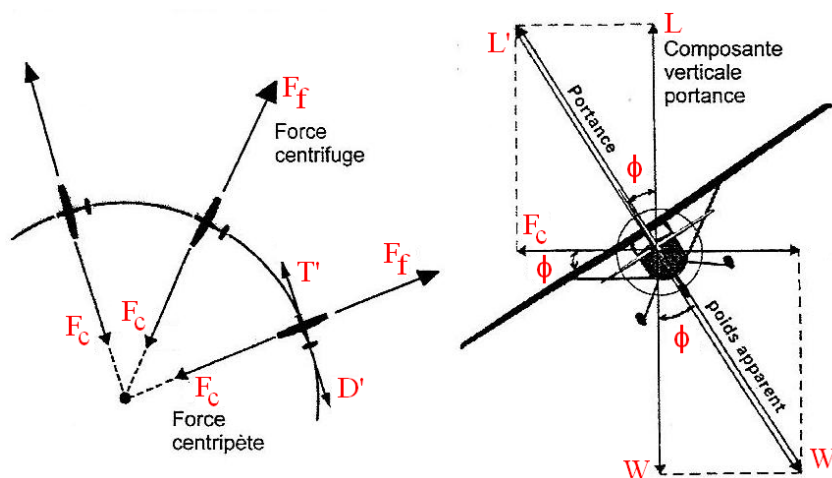


FIGURE 4.15 – Équilibre d'un aéronef en virage. Basé sur [3].

En vol, la portance doit toujours équilibrer le poids de l'appareil. Lorsque l'avion fait un virage d'angle  $\phi$ , la portance va également se déplacer d'un angle  $\phi$  vers l'intérieur du virage. La portance de l'appareil en virage vaut  $L' = L + F_c$ , où  $L$  est la projection de la portance sur l'axe vertical, tandis que  $F_c$  est sa projection sur l'axe horizontal (force centripète).

Pour que l'avion reste stable sur sa trajectoire, il faut donc que la force centripète soit compensée par une force égale et opposée (la force centrifuge  $F_f$ ) et que le poids soit égal à la composante verticale de la portance. Il suit que la portance  $L'$  équilibre la résultante du poids et de la force centrifuge, appelée poids apparent :  $W' = W + F_f$ .

En conclusion, on remarque que le poids apparent est supérieur au poids propre, ce qui implique que la portance à créer en virage  $L'$  doit être supérieure à la portance de vol en palier  $L$ .

La portance en virage peut s'écrire en fonction de  $L$  connaissant l'angle  $\phi$  :

$$L' = \frac{L}{\cos \phi} = nL \quad (4.6)$$

où  $n$  est le facteur de charge défini par  $\frac{W'}{W} = \frac{1}{\cos \phi}$ .

La vitesse minimum à atteindre pour maintenir le virage s'obtient alors directement,

en se rappelant la définition du coefficient de portance et remplaçant  $L$  par  $nW$  :

$$V_s^\phi = \sqrt{\frac{2nW}{\rho S_w C_{L_{\max}}}} \quad (4.7)$$

La vitesse de décrochage augmente donc avec le carré du facteur de charge en virage, comme en témoigne la figure 4.16. Cette dernière nous apprend ainsi qu'un angle de virage  $\phi$  de plus de  $50^\circ$  devient dangereux, la vitesse en vol du drone étant comprise entre 20 et 26 m/s. De plus, une telle manœuvre est difficile à maîtriser depuis le sol, puisqu'il faut en même temps maintenir la trajectoire, faire monter le nez de l'appareil et maintenir la vitesse, le tout sans afficheur d'assiette ni d'indicateur de vitesse.

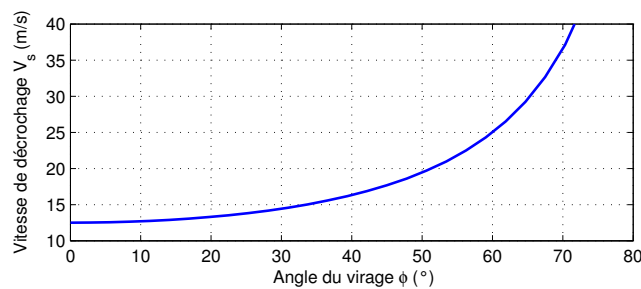


FIGURE 4.16 – Évolution de la vitesse de décrochage en fonction de l'angle du virage  $\phi$ .

### Rayon de la trajectoire

On peut également déterminer le rayon de la trajectoire circulaire. On sait que l'accélération angulaire agissant sur un mobile est donnée par  $a = \frac{U^2}{R}$ , soit une force centrifuge  $F_f = \frac{mU^2}{R}$ . Par ailleurs, on sait par la figure 4.15 que  $\tan \phi = \frac{F}{G}$ , ce qui donne immédiatement :

$$R = \frac{U^2}{g \tan \phi} \quad (4.8)$$

Pour une vitesse constante de 20 m/s, on peut tracer les trajectoires en fonction de quelques angles  $\phi$ , comme illustré à la figure 4.17. Cette figure nous montre que la variation du rayon est très rapide pour les petits angles de virage, et qu'il n'est donc pas nécessaire de pencher dangereusement le drone pour obtenir un rayon acceptable : un angle de  $15^\circ$  suffit pour obtenir un rayon de 150 m à 20 m/s, et ceci sans risque de s'approcher de la vitesse de décrochage.



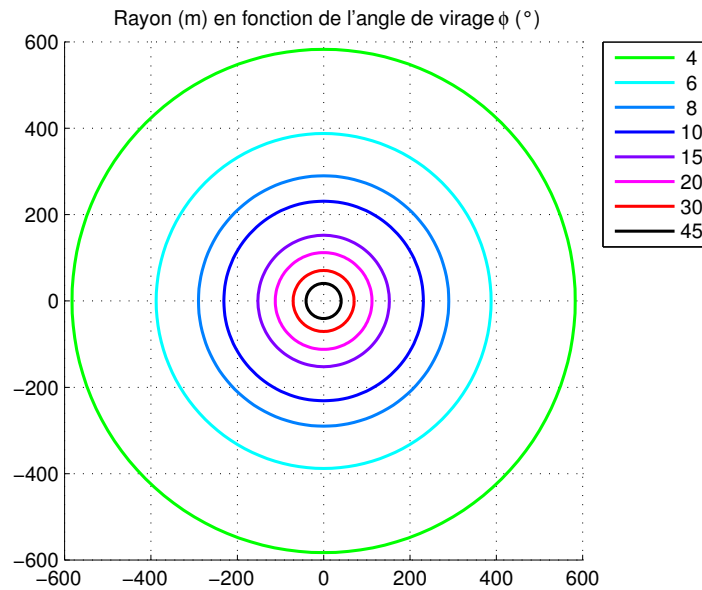


FIGURE 4.17 – Rayon de la trajectoire en fonction de quelques angles de virage  $\phi$  à 20 m/s.

### 4.4.3 Pente de finesse maximale

*La méthode suivante se base sur les concepts proposés par [13].*

Dans le cas où le système propulsif est à l'arrêt, le drone va avoir un comportement aérodynamique proche de celui du planeur. Il existe alors deux solutions afin de maîtriser sa trajectoire. La première est de rechercher des courants d'air ascendants afin de gagner de l'altitude au besoin, la seconde est de rechercher la pente qui permet de maximiser la distance franchissable avant le crash de l'appareil. C'est cette dernière solution que nous étudions ici.

Soit  $\theta$  l'angle de plané. La projection du poids de l'appareil sur les axes liés à l'écoulement donne :

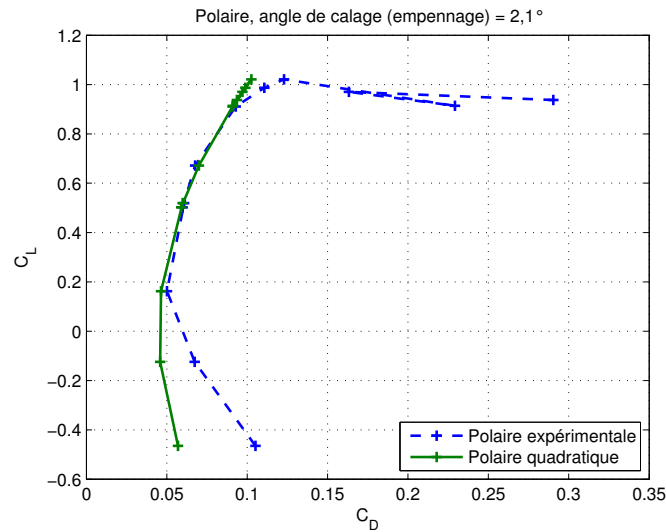
$$\begin{cases} W \cos \theta = \frac{\rho U^2 S C_L}{2} \\ W \sin \theta = \frac{\rho U^2 S C_D}{2} \end{cases} \quad (4.9)$$

soit, divisant les deux expressions entre elles et pour  $\theta$  petit :

$$\theta = \frac{C_D}{C_L} \quad (4.10)$$

On peut également déterminer la vitesse du vent en fonction du poids de l'appareil à partir de l'expression du coefficient de portance, toujours en considérant  $\theta$  petit :

$$U(C_L) = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \quad (4.11)$$

FIGURE 4.18 – Polaire  $C_L$  vs  $C_D$  pour  $U = 20$  m/s.

Dans la suite, nous allons nous baser sur la polaire réalisée à une vitesse de vent de 20 m/s et pour un angle de calage de  $2,1^\circ$ . Partant de l'approximation quadratique de cette polaire, illustrée à la figure 4.18, et connaissant l'équation de cette polaire (voir section 3.1.2), on peut immédiatement calculer les coefficients de traînée et de portance à puissance requise minimum :

$$C_L^{\text{mp}} = \sqrt{3\pi\vartheta\lambda C_{D_0}} \quad \text{et} \quad C_D^{\text{mp}} = 4C_{D_0}$$

L'angle de plané idéal est alors donné par  $\theta^* = \frac{C_D^{\text{mp}}}{C_L^{\text{mp}}}$  ce qui permet de trouver successivement :

- la vitesse de chute :  $\dot{h} = -U^{\text{mp}}\theta^*$  ;
- le temps de vol restant :  $t_{vr} = -\frac{\Delta h}{\dot{h}}$  ;
- la distance franchissable :  $r = -\Delta h \frac{C_L^{\text{mp}}}{C_D^{\text{mp}}}$ .

En appliquant l'ensemble de ces relations au drone, on obtient le graphique de la distance franchissable en fonction de la hauteur initiale, illustré à la figure 4.19. Ce graphique montre que la distance franchissable est bien une fonction linéaire de la hauteur de vol.

L'angle de plané idéal du drone est ainsi  $\theta^* = -6,6^\circ$ , ce qui donne un rapport de finesse  $f = 8,7$ . Une telle finesse est réaliste lorsqu'on la compare à celle d'autres avions :

- Cessna 172 (aile haute) :  $f = 8,8$  ;
- Piper PA-28 (aile basse) :  $f = 10,7$  ;
- Jet commercial : entre 15 et 20.

On remarque d'ailleurs dans ce dernier graphique que la distance parcourue maximale est près de 9 fois la hauteur de départ.

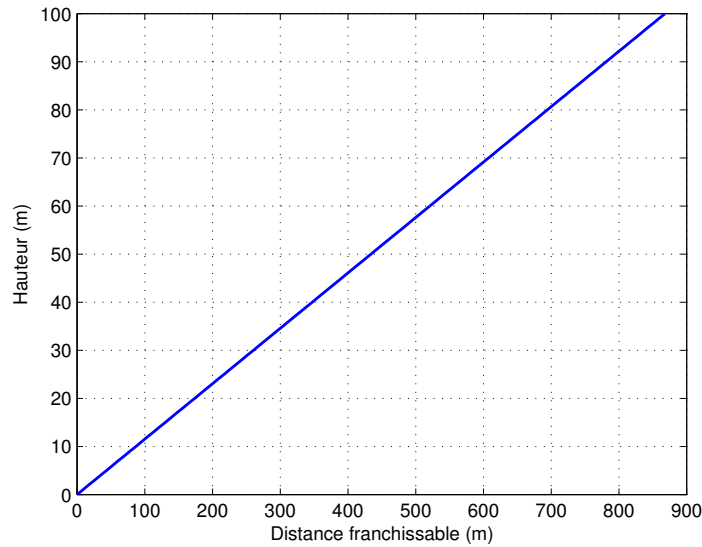


FIGURE 4.19 – Pente de plané maximum.

#### 4.4.4 Vol asymétrique

Dans le cas où le système de propulsion choisi est un système bimoteur, il importe d'étudier l'effet d'une panne moteur au décollage. Dans ce cas, une traînée additionnelle va être créée suite au frottement engendré par l'hélice immobile, ainsi qu'une plus grande exposition du fuselage.

L'équation de la polaire doit être corrigée afin de prendre en compte simultanément l'effet de moulin à vent ainsi que la traînée supplémentaire créée par les gouvernes compensant la poussée asymétrique.

**Moulin à vent** Une approximation simple de l'effet de moulin à vent peut s'écrire  $(C_D S_h)_{wm} \approx 0,0785 d_2^2$ , où  $d_2$  est le diamètre d'entrée de la turbine ; dans le cas d'une hélice, on considère que  $d_2 = d_h$ , le diamètre de l'hélice.

**Traînée supplémentaire** Un couple de lacet va apparaître suite au déséquilibre des forces de part et d'autre du fuselage. Ce couple, dont le bras de levier  $y_T$  vaut 50 cm, s'écrit :

$$N^{\text{asym}} = \frac{y_T T_1}{q l_F S_F} \quad (4.12)$$

où  $T_1$  est la poussée dans le seul moteur en fonction,  $l_F$  est le bras de levier de la dérive,  $q$  est la pression dynamique et  $S_F$  est la surface totale de la dérive (dans le cas du drone, on aura donc deux fois la surface de la dérive).

La traînée totale générée par ce couple peut se diviser en deux contributions. La première est due à la traînée induite et est de la forme :

$$(C_D S)_{\text{ind}} = \frac{M_n^2 S_F}{\pi \lambda_F}$$

où  $\lambda_F$  est le rapport d'allongement de la dérive. La seconde est due à la traînée de profil et est de la forme :

$$(C_D S)_{pr} = \frac{2,3\sqrt{S_F S_R}}{\pi\lambda_F^{4/3}} \sqrt[3]{\cos \Lambda_{F0,25} M_n^2}$$

Ajoutant cette contribution à la traînée calculée précédemment à vitesse  $V_2$ , on obtient la polaire représentée à la figure 4.20. Cette polaire est simplement déplacée sur la droite.

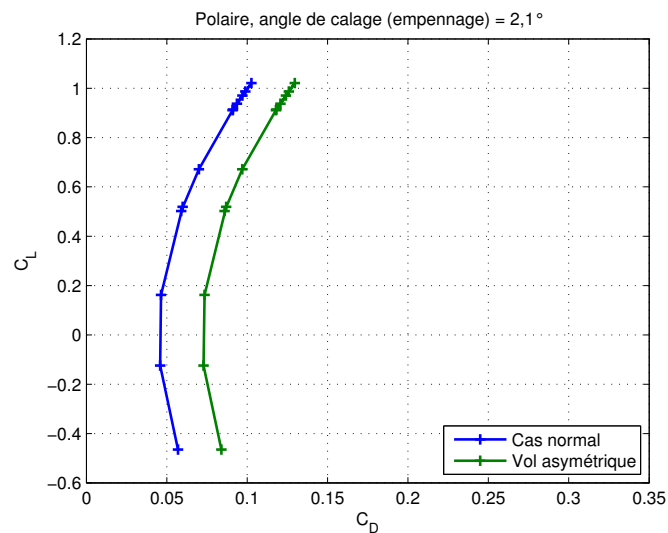


FIGURE 4.20 – Déplacement de la polaire vers la droite après perte moteur au décollage.

On peut par ailleurs montrer que, malgré ce surplus de traînée et le fait qu'il ne reste qu'un moteur en fonction, il devrait être possible de maintenir le drone en palier, mais aussi d'obtenir un gradient ascendant. Ceci est représenté à la figure 4.21, établie pour deux angles d'attaque.

On verra dans le chapitre suivant si la déflexion des gouvernes sur l'empennage permet de maintenir le nez du drone dans l'axe d'avancement souhaité.

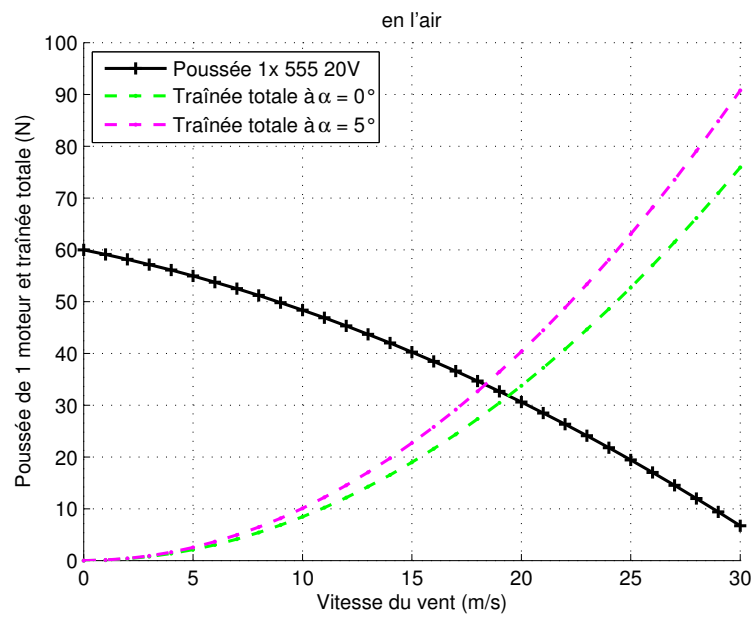


FIGURE 4.21 – Performances après lever des roues en cas de perte moteur.

# Chapitre 5

## Systeme de commandes

Dans ce chapitre, nous allons nous intéresser au système de commande. Un tel système comprend, outre les surfaces de contrôle, l'électronique qui permet de contrôler les servomoteurs associés aux différentes surfaces, ainsi que le contrôleur du moteur.

Un aspect fondamental est de choisir des surfaces de commande qui permettent de piloter de manière stable et précise. Par surfaces de commande ou contrôle, l'on entend les deux ailerons, les deux gouvernes ainsi que l'élévateur. Le drone n'est pas pourvu de surfaces mobiles telles que train d'atterrissage repliable, volets hypersustentateurs ou aérofreins.

Un autre aspect, lié au premier, est le choix des servomoteurs à utiliser pour faire fonctionner les commandes. La variété de servomoteurs disponibles sur le marché est vaste, et un choix approprié sera proposé.

### 5.1 Dimensionnement des surfaces de commande

Les dimensions des surfaces de commande ont été étudiées dans les travaux des années précédentes, mais il semble opportun de réaliser une étude comparative entre les prévisions numériques et analytiques sur l'influence des dimensions des différentes surfaces sur le comportement aérodynamique du drone.

Notons que la vitesse du drone restant relativement stable et constante au cours du vol, il ne semble pas opportun de le munir de dispositifs hypersustentateurs. Ceci permet de se passer d'une infrastructure plus complexe et d'un apport de masse non négligeable.

#### 5.1.1 Élévateur

L'empennage horizontal du drone est composé d'un plan fixe et d'une commande de profondeur. Cette dernière, que l'on nomme élévateur, permet de contrôler le tangage de l'appareil, c'est-à-dire sa tendance à piquer ou à cabrer du nez. Ce type de configuration a été préférée à celle d'un empennage monobloc (tout l'empennage est articulé autour d'un axe) par sa facilité d'installation.

Le dimensionnement de l'élévateur est tributaire du décollage. En effet, la surface doit

être suffisamment grande et défléchie afin d'assurer la rotation de l'appareil au sol avant le quitter des roues. Une comparaison avec d'autres aéronefs montrent que l'angle de déflexion maximum varie entre 15 et 30 degrés.

Considérons le drone sur la piste de décollage, quelques instants avant la rotation du nez. L'équilibre, réalisé autour de la roue du train principal (main gear), est donné par :

$$M - T(Z_{CG} + z_T) - Wl_{mg} + maZ_{CG} + M_e = I_{mg}\ddot{\theta} \quad (5.1)$$

où :

- $M$  est le moment de tangage du drone sans l'action de l'élévateur ni l'action de la poussée en croisière ;
- $T$  est la poussée nette au décollage, exprimée par l'équation (4.3), soit environ 40 N ;
- $Z_{CG}$  est la distance entre la piste et le centre de gravité du drone, soit 47,5 cm ;
- $z_T$  est la distance verticale entre le centre de gravité et l'axe de poussée du moteur ;
- $W$  est le poids du drone, soit 137 N ;
- $l_{mg}$  est la distance selon l'axe du fuselage entre le centre de gravité du drone et son train principal ;
- $M_e$  est le couple appliqué suite à la déflexion de l'élévateur ;
- $I_{mg}$  est l'inertie du drone en rotation ;
- $\dot{\theta}$  est l'accélération angulaire, estimée à 11°/s.

Toutes les grandeurs précédentes sont connues, sauf le moment appliqué par l'élévateur. Ce dernier peut être calculé à partir de l'expression de la dérivée du coefficient de tangage par rapport à la déflexion de l'élévateur  $C_{m_{\delta_e}}$ . Un tel coefficient peut être estimé soit de manière analytique, soit de manière numérique.

### Méthode analytique

Le coefficient  $C_{m_{\delta_e}}$  peut être déterminé par un ensemble de relations analytiques ou empiriques issues de [14] et que l'on pourra retrouver à l'annexe C de [15]. On détermine par une telle méthode que pour un angle de déflexion maximal de 30°, un élévateur d'envergure 82 cm répond au critère de design. L'intervalle des envergures possibles est illustré à la figure 5.1, sur la courbe en vert.

### Méthode numérique

Comme pour l'aérodynamique du drone, nous utilisons le code de calcul TORNADO pour déterminer les valeurs  $C_{m_{\delta_e}}$  pour plusieurs envergures de l'élévateur et deux cordes différentes. Les résultats sont repris à la figure 5.1.

On remarque que, d'une part, la méthode analytique est assez fidèle au modèle numérique à corde égale. D'autre part, comme attendu, la puissance de l'élévateur s'accroît tant avec son envergure qu'avec sa corde. Au vu des résultats obtenus, on peut donc s'attendre à ce que l'élévateur remplisse convenablement sa mission en ayant les dimensions définies actuellement, soit une envergure de 85 cm et une corde de 6 cm, pour une déflexion maximum de 30°.

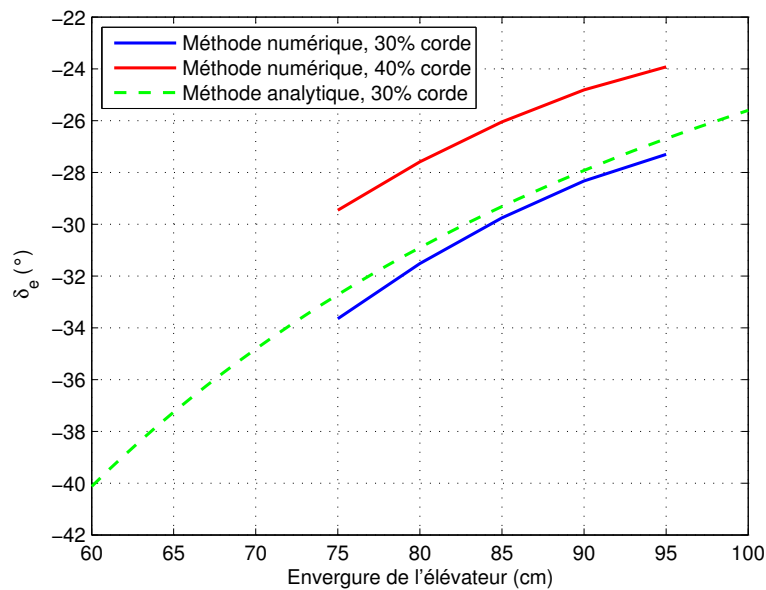


FIGURE 5.1 – Déflexion de l'élévateur en fonction des dimensions de celui-ci, vérifiant à la contrainte de rotation au décollage.

### 5.1.2 Ailerons et gouvernes

Le drone est équipé de deux dérives, chacune munie d'une gouverne, qui permettent de maintenir l'empennage horizontal et son élévateur en place. Les gouvernes permettent d'inscrire un aéronef dans son virage, ainsi que de contrer les effets de vent de travers pour les phases de pilotage proches du sol (décollage, atterrissage). Les gouvernes se défléchissent de manière symétrique.

Par ailleurs, sur chaque aile, on trouve un aileron. Ces surfaces mobiles permettent de modifier la cambrure locale de l'aile et d'ainsi modifier la portance produite localement. Les ailerons se défléchissant de manière antisymétrique, la différence de portance va entraîner un moment de roulis autour du centre de gravité.

Contrairement à l'élévateur, ces deux surfaces ne peuvent se modéliser indépendamment l'une de l'autre. En effet, les effets du roulis et du lacet sont intimement liés :

- si les gouvernes sont défléchies vers la droite, le nez de l'appareil va pointer vers la droite. L'extrémité de l'aile gauche va donc se déplacer plus rapidement vers le vent, d'où une plus grande portance, tandis que le phénomène est inversé sur l'extrémité de l'aile droite. Il y a alors un roulis induit, qui est favorable au virage puisqu'il tend à inscrire l'avion dans le virage souhaité ;
- si l'aileron de l'aile droite se défléchit vers le bas et réciproquement pour l'aile gauche, la quantité de portance créée sur l'aile droite est plus importante que celle créée sur l'aile gauche. Il y a alors apparition d'un lacet adverse, qui tend à faire dérapier l'appareil dans la direction opposée au virage.

Ce dernier effet peut être compensé par l'emploi d'ailerons judicieusement conçus.



### Contraintes de design

Les gouvernes doivent permettre un décollage ainsi qu'un atterrissage par vent de côté, pour un angle de lacet de  $11,5^\circ$  (sur proposition de [16]); elles permettent également de contrer le lacet adverse produit par les ailerons et de contrecarrer l'effet d'une perte moteur dans le cas d'un appareil bimoteur. La référence [17] suggère que la déflexion des gouvernes dans ce dernier cas doit être telle que :

$$\delta_r = \frac{T y_T}{-\rho U^2 S b C_{n_{\delta_r}}}$$

où  $y_T$  est le bras de levier entre le moteur en fonctionnement et le centre de gravité.

Le terme  $C_{n_{\delta_r}}$  est donné par

$$C_{n_{\delta_r}} = -C_{L_\alpha} \bar{V}_v \eta_v \tau_r \frac{c_r}{c_v}$$

où  $\bar{V}_v$  est le coefficient volumique de la dérive,  $\eta_v$  le rendement de la gouverne,  $b_r$  l'envergure de la gouverne,  $b_v$  l'envergure de la dérive et  $\tau_r$  l'efficacité d'angle d'attaque de la gouverne. Ces différentes grandeurs calculées, on obtient un angle  $\delta_r$  de  $6,5^\circ$ .

Les surfaces mobiles doivent aussi et surtout pouvoir annuler les coefficients de moment de roulis et de lacet, respectivement  $C_l$  et  $C_n$ , soit :

$$\begin{cases} C_l = C_{l_\beta} \beta + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \\ C_n = C_{n_\beta} \beta + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \end{cases} \quad (5.2)$$

Ces deux relations négligent l'effet de la traînée, de la poussée et du propwash<sup>1</sup>. Deux quantités parmi les précédentes sont déjà connues : les dérivées de stabilité par rapport à l'angle de dérapage  $C_{l_\beta} < 0$  et  $C_{n_\beta} > 0$ . Elles sont fixées de manière à ce que la stabilité soit assurée.

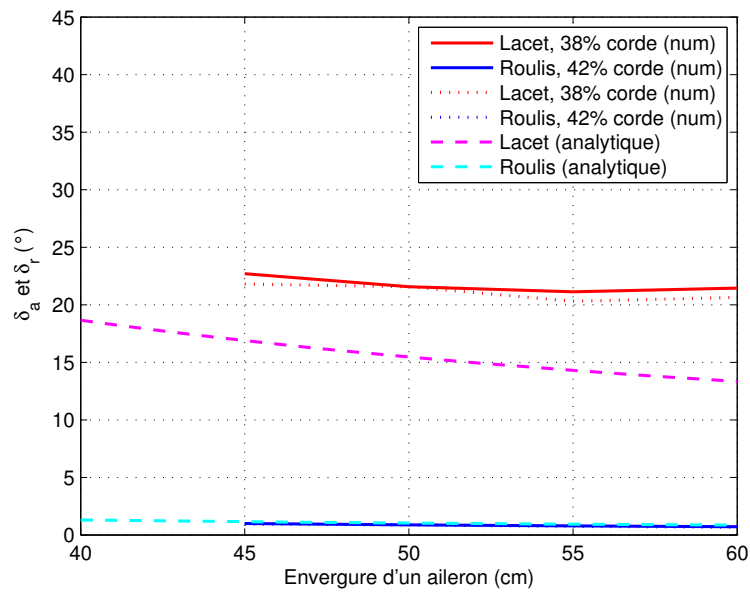
### Résolution et discussion

Comme pour l'élévateur, les coefficients  $C_{l_{\delta_a}}$ ,  $C_{l_{\delta_r}}$ ,  $C_{n_{\delta_a}}$  et  $C_{n_{\delta_r}}$  peuvent s'obtenir soit par des méthodes analytiques, soit numériques. Les relations analytiques sont du même acabit que celles utilisées pour l'élévateur. Ces coefficients peuvent aussi directement s'obtenir via un calcul statique dans TORNADO.

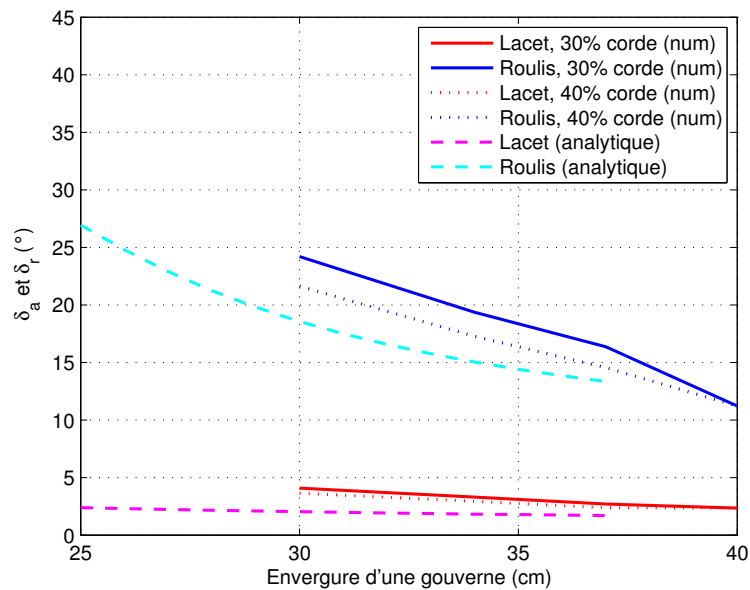
Les comparaisons entre les estimations fournies par les deux méthodes pour les deux commandes sont illustrées à la figure 5.2 et montrent que, comme pour l'élévateur, les deux méthodes proposent des résultats du même ordre de grandeur. La plus grande différence se situe au niveau de l'annulation du lacet par l'aileron, où l'on obtient une courbe d'aspect parabolique jamais inférieure à  $21^\circ$ .

Si l'on suit les résultats fournis par l'analyse numérique, il apparaît que les gouvernes, mais pas les ailerons, peuvent remplir leur mission pour un angle de déflexion d'au plus  $20^\circ$  avec les dimensions actuellement définies. Le cas des ailerons peut facilement être résolu

1. Perturbation de la masse d'air due à l'hélice du moteur.



(a) Déflexion d'un aileron



(b) Déflexion d'une gouverne

FIGURE 5.2 – Déflexion d'un aileron et d'une gouverne en fonction des dimensions de celles-ci, vérifiant le système (5.2).

en imposant un nouvel angle limite de  $25^\circ$ . Cette solution est préférée à une augmentation de la corde de la commande, car la structure interne de l'aile doit alors être corrigée, ce qui n'est pas souhaitable au vu des essais déjà effectués avec fruit par [2]. Cette modification faite, il devient alors possible de contrôler tant le lacet que le roulis.

### 5.1.3 Dimensionnement retenu

Pour l'élève, aucune modification n'est requise : l'envergure de 85 cm et la corde de 6 cm peuvent donc être conservées. Pour les ailerons, aucune modification n'est requise : l'envergure de 50 cm et la corde de 16 cm conviennent, cependant, l'amplitude du mouvement devrait être possible jusqu'à 25°. Pour les gouvernes, aucune modification n'est requise : l'envergure de 34 cm et la corde de 6 cm conviennent.

Le dimensionnement définitif des surfaces de commande ne pourra se faire qu'à l'issue de tests en soufflerie sur le drone complet, afin de mesurer les dérivées des coefficients de moment par rapport à la déflexion des surfaces de commande. De tels essais expérimentaux sont encore aujourd'hui la solution utilisée par les constructeurs pour dimensionner leurs commandes.

## 5.2 Couples appliqués aux charnières

*Les figures et équations reprises ci-après sont issues de la référence [18].*

Nous avons étudié dans les lignes précédentes le dimensionnement des surfaces mobiles. Pour défléchir celles-ci, nous allons utiliser des servomoteurs de puissance et de vitesse appropriées. Les servomoteurs sont de petits moteurs électriques à courant continu qui peuvent transmettre un couple important en consommant peu d'énergie. Ils agissent directement sur les surfaces de commande, à savoir les ailerons, les gouvernes et l'élève.

Dans cette section, nous calculons les couples minimum à fournir aux charnières. Dans la section suivante, nous verrons comment transmettre ce couple du servomoteur à la commande.

### 5.2.1 Calcul des dérivées des coefficients de moments aux charnières

Le couple à appliquer à une commande  $i$  s'écrit :

$$H_i = \frac{\rho U^2}{2} S_i c_i C_{h_i} \quad (5.3)$$

où  $S_i$  est la surface de la commande et  $c_i$  la corde de cette dernière. La grandeur  $C_{h_i}$  peut se déterminer à partir de la relation adimensionnelle :

$$C_{h_i} = b_1 \alpha_i + b_2 \delta_i \quad (5.4)$$

où  $\alpha$  est l'angle d'attaque effectif de la commande et  $\delta$  l'angle de déflexion de la surface.

Les coefficients  $b_1$  et  $b_2$  peuvent s'exprimer en fonction des dérivées du coefficient de moment par unité de longueur, comme :

$$b_1 = C_{h_\alpha} = \frac{\lambda_i}{2 + \lambda_i} c_{h_\alpha} + \Delta C_{h_\alpha} \quad (5.5)$$

pour une aile sans flèche, où  $\lambda_i$  est le rapport d'allongement de la surface  $i$  et  $\Delta C_{h_\alpha}$  est une expression définie plus loin, et

$$b_2 = C_{h_\delta} = c_{h_\delta} + \alpha_\delta c_{h_\alpha} \frac{2}{2 + \lambda_i} c_{h_\alpha} + \Delta C_{h_\delta} \quad (5.6)$$

pour une aile sans flèche, où  $\alpha_\delta$  est déterminé par la figure 5.3 et  $\Delta C_{h_\delta}$  est une expression définie plus loin.

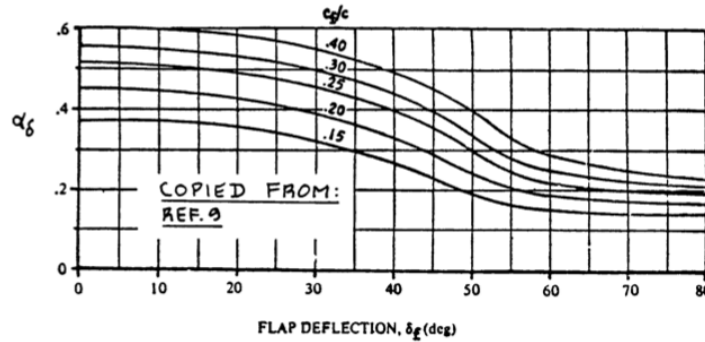


FIGURE 5.3 – Efficacité de portance d’une commande simple.

Les coefficients linéiques  $c_{h_\alpha}$  et  $c_{h_\delta}$  se calculent à l’aide des formules empiriques suivantes :

$$c_{h_\alpha} = \left[ \frac{C'_{h_\alpha}}{C_{h_\alpha}^{th}} c_{h_\alpha}^{th} + 2c_{l_\alpha}^{th} \left( 1 - \frac{c_{l_\alpha}}{c_{l_\alpha}^{th}} \right) \left( \tan \frac{\Phi''}{2} - \frac{t}{c} \right) \right] \frac{c_{h_\alpha}^{bal}}{C_{h_\alpha}''} (1 - M_\star^2)^{-0,5} \quad (5.7)$$

et

$$c_{h_\delta} = \left[ \frac{C'_{h_\delta}}{C_{h_\delta}^{th}} c_{h_\delta}^{th} + 2c_{l_\delta}^{th} \left( 1 - \frac{c_{l_\delta}}{c_{l_\delta}^{th}} \right) \left( \tan \frac{\Phi''}{2} - \frac{t}{c} \right) \right] \frac{c_{h_\delta}^{bal}}{C_{h_\delta}''} (1 - M_\star^2)^{-0,5} \quad (5.8)$$

### Angles du bord de fuite

Il existe plusieurs définitions de l’angle du bord de fuite. Ces définitions peuvent être consultées à la figure 5.4. Dans le cas qui nous occupe, on considère que la différence entre  $\Phi'_{TE}$  et  $\Phi''_{TE}$  est très petite, et que  $\Phi'_{TE} = \Phi''_{TE}$ . Dès lors,  $\tan \frac{\Phi''}{2}$  vaut 0,12 pour les gouvernes et l’élévateur, et 0,132 pour les ailerons.

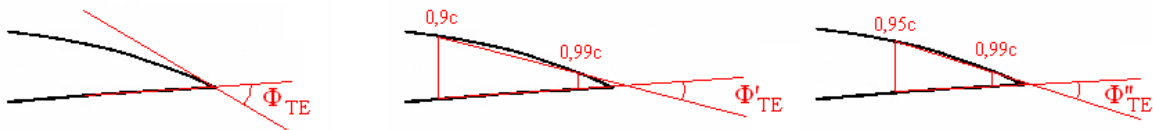


FIGURE 5.4 – Définition des angles du bord de fuite.

**Calcul de  $c_{h_\alpha}$** 

Connaissant :

- $\tan \frac{\Phi'_{TE}}{2}$  ;
- le nombre de Reynolds  $Re = \frac{U_\infty c}{\nu}$  ;
- le rapport cordes  $\frac{c_f}{c}$  ;
- le design du nez de la commande ;

pour chaque surface portante, on peut déterminer l'ensemble des paramètres de l'équation (5.7) à l'aide d'un ensemble de tables et figures. Les résultats associés sont repris à la table 5.1.

Grandeur	Aileron	Élévateur	Gouverne	Figure
Re	$6,10^5$	$3,10^5$	$3,10^5$	-
$c_{l_\alpha}/c_{l_\alpha}^{th}$	0,77	0,77	0,77	C.1(a)
$c_{l_\alpha}^{th}$ (/rad)	6,88	6,88	6,88	C.1(b)
$c'_{h_\alpha}/c_{h_\alpha}^{th}$	0,4	0,37	0,37	C.2(a)
$c_{h_\alpha}^{th}$ (/rad)	-0,63	-0,53	-0,53	C.2(b)
$c_{h_\alpha}^{bal}/c''_{h_\alpha}$	0,8	0,8	0,8	C.3
$c_{h_\alpha}$	-0,171	-0,157	-0,157	

TABLE 5.1 – Ensemble des grandeurs permettant de définir le coefficient  $c_{h_\alpha}$ .

**Calcul de  $b_1$** 

Nous avons vu plus haut le terme  $\Delta C_{h_\alpha}$ . Pour une aile sans flèche, ce dernier est donné par la relation :

$$\Delta C_{h_\alpha} = \frac{\Delta C_{h_\alpha}}{c_{l_\alpha} B_2 K_\alpha \cos \Lambda_{0,25}} c_{l_\alpha} B_2 K_\alpha \quad (5.9)$$

où  $c_{l_\alpha}$  est la pente de la droite de portance du profil,  $B_2$  et le quotient sont des valeurs issues des graphes de la figure C.4, et  $K_\alpha$  est une fonction de la position du contrôle sur le plan fixe et s'exprime par :

$$K_\alpha = \frac{K_\alpha^i (1 - \eta_i) - K_\alpha^o (1 - \eta_o)}{\eta_o - \eta_i} \quad (5.10)$$

où  $K_\alpha^i$  et  $K_\alpha^o$  sont des valeurs issues des graphes C.4,  $\eta_i$  est le rapport de la position intérieure de la commande et  $\eta_o$  le même rapport pour la partie extérieure.

Les résultats associés sont repris à la table 5.2.

**Calcul de  $c_{h_\delta}$** 

En procédant comme précédemment, on peut déterminer l'ensemble des paramètres de l'équation (5.8) à l'aide d'un ensemble de tables et figures. Les résultats associés sont repris à la table 5.3.

Grandeur	Aileron	Élévateur	Gouverne
$K_\alpha$	2,33	0,6	1
$\lambda$	7,675	5	1,85
$\Delta C_{h_\alpha}/X$	0,005	0,008	0,018
$c_{l_\alpha}$	6,283	6,876	6,876
$B_2$	1	1	1
$\Delta C_{h_\alpha}$	0,073	0,033	0,123
$b_1$	-0,063	-0,079	0,048

TABLE 5.2 – Ensemble des grandeurs permettant de définir le coefficient  $b_1$ .

Grandeur	Aileron	Élévateur	Gouverne	Figure
$c_{l_\delta}/c_{l_{\delta\text{elta}}}^{\text{th}}$	0,64	0,62	0,62	C.5(a)
$c_{l_\delta}^{\text{th}} (\text{/rad})$	5	4,5	4,5	C.5(b)
$c'_{h_\delta}/c_{h_\delta}^{\text{th}}$	0,76	0,78	0,78	C.6(a)
$c_{h_\delta}^{\text{th}} (\text{/rad})$	-0,92	-0,86	-0,86	C.6(b)
$c_{h_\delta}^{\text{bal}}/c''_{h_\delta}$	0,7	0,7	0,7	C.7
$c_{h_\delta}$	-0,46	-0,47	-0,47	

TABLE 5.3 – Ensemble des grandeurs permettant de définir le coefficient  $c_{h_\delta}$ .

### Calcul de $b_2$

Nous avons vu à la page 64 le terme  $\Delta C_{h_\delta}$ . Pour une aile sans flèche, ce dernier est donné par la relation :

$$\Delta C_{h_\delta} = \frac{\Delta C_{h_\delta}}{c_{l_\alpha} B_2 K_\alpha \cos \Lambda_{0,25}} c_{l_\delta} B_2 K_\delta \quad (5.11)$$

où  $c_{l_\delta}$ ,  $B_2$  et le quotient sont des valeurs issues des graphes C.4, C.5 ou C.8, et  $K_\delta$  est une fonction de la position du contrôle sur le plan fixe et est de la même forme qu'à l'équation (5.10).

Les résultats associés sont repris à la table 5.4.

Grandeur	Aileron	Élévateur	Gouverne
$K_\delta$	2,33	0,6	1
$\Delta C_{h_\delta}/X$	0,007	0,014	0,04
$c_{l_\delta}$	5	4,5	4,5
$\Delta C_{h_\delta}$	0,082	0,038	0,18
$b_2$	-0,4	-0,45	-0,33

TABLE 5.4 – Ensemble des grandeurs permettant de définir le coefficient  $b_2$ .

### 5.2.2 Calcul de $C_h$ et $H$

Comme on l'a vu à l'équation (5.4), le coefficient de moment à la charnière  $C_h$  dépend, outre les coefficients  $b_{1i}$  et  $b_{2i}$ , des angles  $\alpha_i$  (angle d'attaque de la surface supportant la commande  $i$ ) et  $\delta_i$  (angle de déflexion de la commande  $i$ ).

L'évolution du coefficient de couple  $C_h$  en fonction des angles  $\alpha$  et  $\delta$  est illustrée à la figure 5.5, respectivement pour  $\delta = 0$  et  $\alpha = 0$ . Cette figure montre que l'influence de l'angle de déflexion de la commande a une plus grande influence sur le couple à appliquer que l'angle d'attaque de la surface supportant la commande.

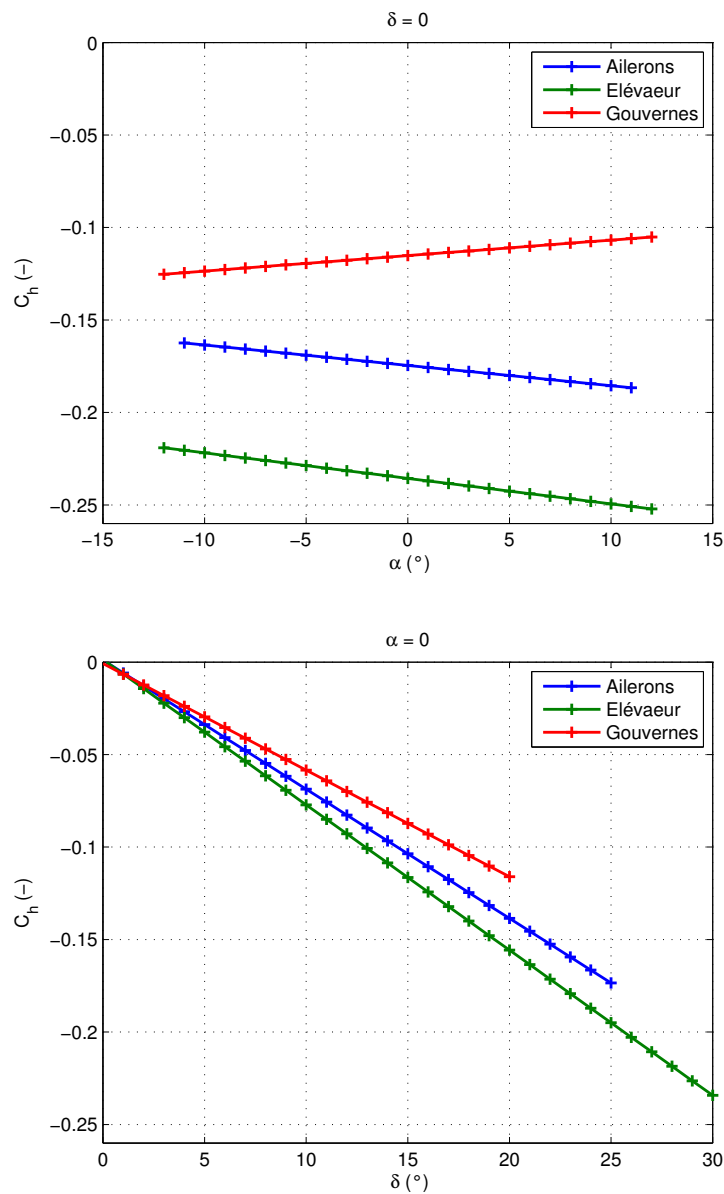


FIGURE 5.5 – Évolution de  $C_h$  avec l'angle d'attaque  $\alpha$  et l'angle de déflexion  $\delta$ .

Recherchons à présent les angles pour lesquels les contraintes sur les commandes seront maximales au cours du vol.

Pour les **ailerons**, l'angle  $\alpha_w$  est choisi comme étant celui donnant une portance minimale. Les essais réalisés en soufflerie n'ont pas montré de phénomène de décrochage à un angle d'attaque du fuselage de  $-12^\circ$  ; cependant, nous assumons qu'il ne saurait en être éloigné au vu des résultats de 2011 ( $-14^\circ$ ). L'angle d'attaque de l'aile, prenant en compte le calage de cette dernière, est alors choisi à  $-11^\circ$ . La déflexion maximale de la commande

est, selon la mise à jour proposée à la section 5.1.3, de  $25^\circ$ .

Pour l'**élevateur**, l'angle  $\alpha_e$  de l'empennage horizontal est, comme pour les ailerons, choisi pour  $C_{L_{\min}}$  et vaut donc, prenant en compte le calage de l'empennage (voir section 3.4.1),  $-12^\circ$ . La déflexion maximale de la commande est de  $30^\circ$ .

Pour les **gouvernes**, on choisit l'angle maximal en lacet pour lequel la contrainte de vent latéral est vérifiée, soit  $\beta = 12^\circ$ . La déflexion maximale des commandes est de  $20^\circ$ .

Le tableau 5.5 présente les résultats obtenus pour le coefficient de moment à la charnière ainsi que le couple minimal à appliquer pour permettre la déflexion des commandes au cours du vol. On notera que le couple est calculé à la vitesse maximale du drone, fixée selon la figure 4.8 à environ 26 m/s.

Surface	$C_H$	$H$ (Ncm)
Ailerons	-0,162	-86
Élevateur	-0,22	-28
Gouvernes	-0,105	-5,8

TABLE 5.5 – Coefficient de moment et couple à appliquer aux charnières, selon la surface de contrôle.

Ce résultat montre que la corde des commandes, plus que leur envergure, est critique dans le dimensionnement. Par ailleurs, si l'on ne s'autorise pas à dépasser les  $20^\circ$  de déflexion à l'aileron, alors on peut calculer que le couple maximum est de 68 Ncm, soit 25 % du couple appliqué pour  $25^\circ$ .

## 5.3 Transmission du couple aux commandes

Le moment maximum aux charnières connu, il nous faut trouver un mécanisme permettant de transmettre le couple du servomoteur à la surface de commande. Les constructeurs proposent plusieurs solutions permettant de transmettre le couple du servo à la charnière. La première consiste à fixer un cylindre sur le servo qui est directement relié à la charnière, comme illustré à la figure 5.6(a); la seconde transmet le couple via un bras de levier et une tige rigide (poussoir) reliant le servo à une attache située sur la surface de la surface de commande, au niveau de la charnière. Différents types de bras sont illustrés à la figure 5.6(b).

### 5.3.1 Couples des servomoteurs

La deuxième solution est retenue pour équiper les commandes du drone. Le couple calculé aux charnières sera dans ce cas différent, et dépendra du bras de levier appliqué tant au servomoteur, qu'entre la charnière et la surface extérieure de la commande. Soit  $\ell$  le bras de levier au niveau du servomoteur. Alors, on suppose que le couple appliqué par le servomoteur pour une commande donnée peut se calculer par:

$$M = \frac{2\ell}{t + 2t'}H$$



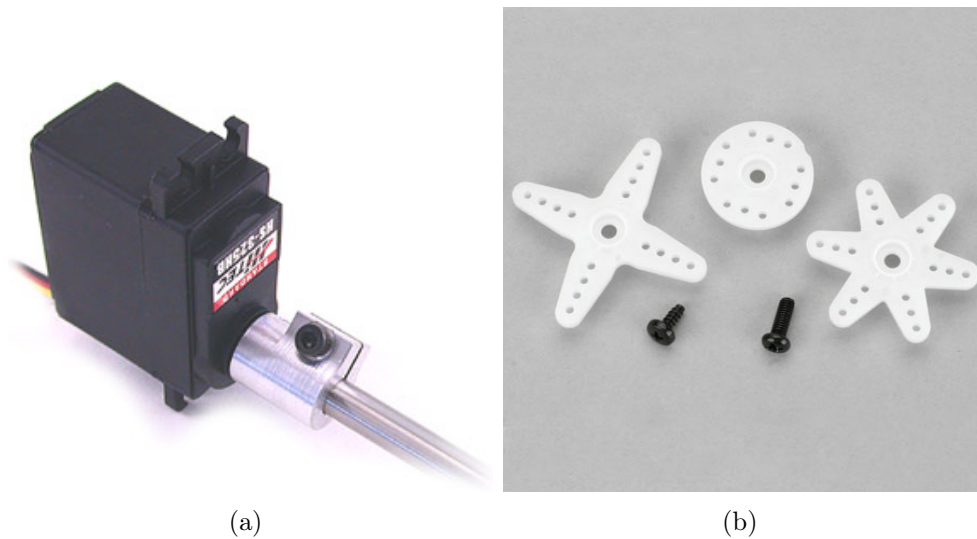


FIGURE 5.6 – Types de transmission pour un servomoteur. Images issues de [4]

où  $\frac{t}{2}$  est la demi-épaisseur de la surface de commande et  $t'$  la distance entre la surface et le support permettant de loger le poussoir. Il va de soi que le bras de levier  $\ell$  idéal devrait minimiser le couple fourni par le servomoteur, tout comme le poussoir doit être de longueur suffisamment courte et de rigidité suffisamment élevée pour éviter un phénomène de flambage (voir ci-dessous).

En utilisant un bras de levier en forme de roue et de dimensions reprises à la figure 5.7(a), et en utilisant un support du type illustré à la figure 5.7(b) avec  $t'$  valant environ 1 cm, alors on peut calculer les couples appliqués par le servomoteur. Ces couples sont repris dans la table 5.6.

Surface	$t$ (mm)	$\ell$ (mm)	$M_{\text{servo}}$ (Ncm)
Ailerons	19,2	10,54	-46,3
Élévateur	7,2	10,54	-21,7
Gouvernes	7,2	10,54	-4,5

TABLE 5.6 – Coefficient de moment et couple à appliquer aux servomoteurs, selon la surface de contrôle.

Les servomoteurs seront choisis de manière à ce qu'ils développent le couple désiré pour une tension de 4,8 V, qui est la tension retenue pour l'alimentation du système de commandes<sup>2</sup>. De plus, leur contrôle sera analogique.

Après une recherche sur le site spécialisé <http://www.servodatabase.com>, on a pu sélectionner un ensemble de servomoteurs légers, rapides et à engrenage métallique qui correspondent aux couples repris ci-dessus. Cette sélection peut être consultée dans la table 5.7 tandis que le montage du système électronique est schématisé à la figure 5.8.

2. Cette même tension permet d'alimenter le contrôleur du moteur.

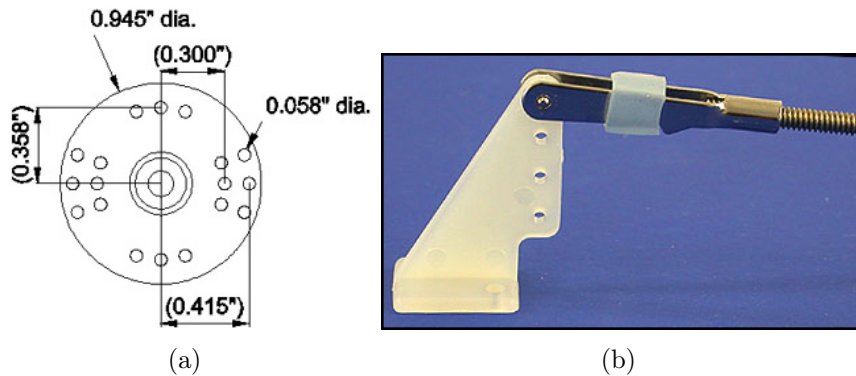


FIGURE 5.7 – Bras de levier et réceptacle proposés pour connecter le servomoteur et la surface de contrôle au poussoir. Images issues de [4]

Surface	Marque	Modèle	Masse (g)	Couple (Ncm)
Ailerons	Walkera	WK-020-2	18,7	58,9
Élévateur	XQ-Power	XQ-S1012M	12	24,5
Gouvernes	Jamara	Atom Mini	5,5	9,8

TABLE 5.7 – Sélection de servomoteurs répondant aux critères définis.

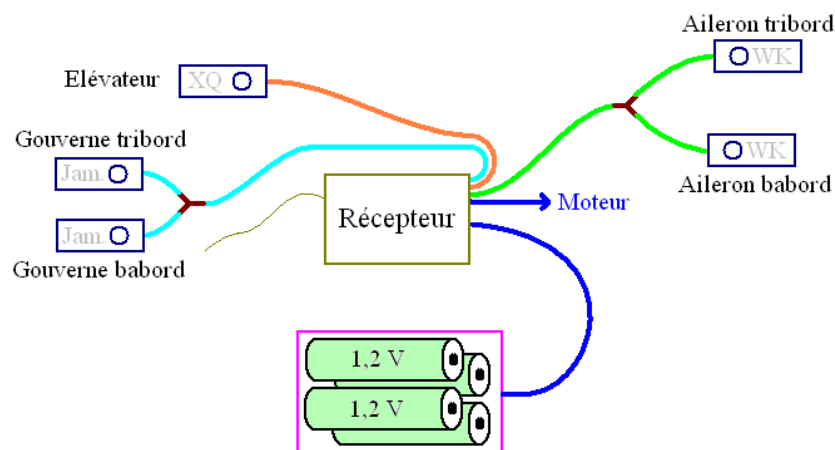


FIGURE 5.8 – Montage du système de commandes comprenant les 5 servos et une alimentation 4,8 V.

### 5.3.2 Choix des poussoirs

On peut par ailleurs vérifier que les poussoirs, supposés idéaux<sup>3</sup>, ne se déforment pas en flambage lorsque les forces transmises par les servomoteurs sont appliquées aux extrémités desdits poussoirs. Chaque surface de contrôle sera reliée à son servomoteur par un poussoir cylindrique plein en aluminium, de module de Young  $E_{\text{alu}} = 70 \text{ GPa}$ .

La longueur des poussoirs et leur diamètre dépend de la commande. Pour les ailerons, on utilisera des poussoirs de  $215 \times \varnothing 3 \text{ mm}$ , et pour les surfaces mobiles de l'empennage,

3. Parfaitement droits, homogènes et exempts de contrainte initiales

on utilisera des poussoirs de  $100 \times \varnothing 2$  mm. Ce faisant, on peut calculer la force critique (théorique) à partir de laquelle le phénomène de flambage se présente, et ce en utilisant la formule d'Euler pour une poutre rotulée à ses deux extrémités :

$$F_{\text{cr}} = \frac{\pi^2 E_{\text{alu}} I}{L_r^2} \quad (5.12)$$

où  $I = \frac{\pi d_r^4}{64}$  est l'inertie du poussoir et  $L_r$  sa longueur.

Les forces critiques calculées pour chaque commande sont reprises à la table 5.8 et montrent que dans tous les cas, la valeur théorique de la force menant au flambage est inférieure à la force appliquée par le bras du servomoteur. Il va de soi que l'utilisation de poussoirs non idéaux va fortement diminuer les valeurs calculées.

Surface	$d_r$ (mm)	$L_r$ (mm)	$F_{\text{app}}$ (N)	$F_{\text{cr}}$ (N)
Ailerons	3	215	44,1	59,5
Élevateur	2	100	20,7	54,6
Gouvernes	2	100	4,3	54,6

TABLE 5.8 – Force critique de flambage des poussoirs.

# Chapitre 6

## Conclusion et Perspectives

### 6.1 Conclusion

A l'issue de ce travail, il est bon de reprendre les principaux résultats obtenus au cours des différentes études proposées dans les chapitres précédents.

En ce qui concerne le fuselage, il a été expliqué l'ensemble des contraintes ayant mené à créer une nouvelle géométrie, et des essais en soufflerie ont été réalisés. Ces derniers ont démontré que les propriétés aérodynamiques étaient conservées, et même améliorées par rapport aux fuselages élaborés les années précédentes. On a ainsi vu que la traînée était moindre, et qu'il y avait une création limitée de portance.

En ce qui concerne l'aérodynamique du drone, des comparaisons ont été effectuées entre différentes méthodes et des essais en soufflerie afin de capturer au mieux le comportement de l'appareil en vol. Suite à des problèmes techniques et par manque de temps lors des phases d'usinage, il n'a pas été possible de modifier le design des ailes et de l'empennage à tester, ni de mesurer l'ensemble des couples aérodynamiques. Cependant, on a vu que les forces aérodynamiques appliquées sur le modèle étaient relativement bien prédites par l'ensemble des méthodes testées, et que ces forces étaient du même ordre que celles obtenues les années précédentes.

En ce qui concerne la propulsion et les performances du drone, nous avons montré que le moteur actuel était satisfaisant par rapport aux performances requises, mais qu'il subsistait trop d'inconnues et de défauts pour valider le concept. A nouveau, le manque de temps lors des phases d'usinage n'a pas permis de réaliser des essais du moteur installé. Des essais ont donc été réalisés sur le seul moteur afin de produire des courbes de poussée permettant le calcul des performances. Il a été montré que par un simple changement de moteur, ou par le passage à une configuration bimoteur, il était possible d'améliorer l'efficacité du système propulsif. L'introduction au cas bimoteur a en outre montré les avantages que procure une telle solution : en plus d'une puissance de propulsion plus élevée, il est également possible de ne voler qu'avec un moteur lors d'une panne d'un de ceux-ci.

En ce qui concerne les surfaces de commande, il a été montré que les dimensions définies actuellement convenaient pour autant que les angles de déflexion des ailerons soient modifiés. Par ailleurs, les couples à appliquer aux charnières et aux servomoteurs

ont été calculés sur base de relations analytiques et empiriques et montrent que le couple le plus critique sera celui des ailerons. Enfin, le système complet de transmission du couple du servomoteur à la commande proposé semble répondre à nos attentes d'un point de vue tant mécanique que pratique.

## 6.2 Perspectives

Les points précédents montrent que ce travail n'est qu'un élément de réponse à un certain nombre de points encore à étudier. Parmi ceux-ci, nous proposons des pistes de réflexion ou des objectifs dont nos successeurs peuvent s'inspirer pour mener à bien leur projet.

La première chose à faire, dès le début de l'année académique, serait de contacter M. Antonio Martinez afin de pouvoir construire une maquette à l'échelle 1:1 du drone. Cette maquette, qui peut être directement construite comme le fuselage final en fonction du budget, permettra de pouvoir finalement obtenir des courbes de poussée avec le moteur installé. Cette étude mettrait un terme à des années d'incertitude quant à la performance ou non du moteur actuel.

La seconde chose, liée à la première, est de fixer définitivement le design de la configuration du (des) moteur(s). Si l'aile construite cette année est plus légère que prévu, il n'est pas dit qu'à la suite de la construction du fuselage, le poids soit moindre qu'escompté. Il est donc intéressant, dès le début, de considérer un moteur plus puissant ou une configuration bimoteur. L'auteur pense que cette dernière configuration permettrait d'améliorer facilement l'efficacité du système propulsif tout en gagnant en redondance en cas de panne, le tout pour un poids égal ou légèrement supérieur au système actuel.

En troisième étape, il serait bon d'établir les équilibres longitudinal et latéral du drone avec son nouveau fuselage et son empennage. Cette étude n'a pu être réalisée cette année suite à l'indisponibilité du capteur *NANO 25*. Une comparaison qualitative avec le code *TORNADO* serait également bienvenue.

En dernier lieu, il subsiste un dernier point assez fascinant et qui nécessite des connaissances approfondies en robotique ou en électronique. L'objectif initial était que le drone soit autonome. Il est donc souhaité qu'un système de contrôle autonome répondant à des critères stricts de vol et de sécurité soit développé : il faudra donc concevoir un système qui permet de paramétrer une altitude, une vitesse et un itinéraire. La navigation proposée peut se faire par programmation d'un itinéraire GPS ou par un ensemble de balises de navigation. Le système devra aussi être pourvu d'un équipement de sécurité qui doit permettre de réaliser un vol exempt de tout danger pour l'environnement du drone, que ce soit au sol (habitations et personnes) ou en l'air (gestion du trafic aérien, TCAS, transpondeur, système radio, etc.)

# Annexe A

## Théorie des profils minces

Supposons que l'aile soit infiniment longue et d'épaisseur très faible : on considère une plaque plane en incidence  $\alpha$ , comme illustré à la figure A.1.

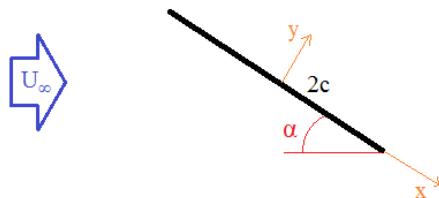


FIGURE A.1 – Théorie des profils minces.

On utilise une relation de transformation conforme normalisée permettant de transformer la plaque plane en un cylindre infiniment long. Cette manipulation permet d'étudier l'écoulement autour du corps dans un environnement de travail connu. En effet, il est aisé de modéliser un cylindre par une méthode de singularité. Pour plus d'informations concernant une telle méthode, le lecteur pourra consulter la référence [9].

Une solution respectant l'imperméabilité du cylindre et la condition de Kutta<sup>1</sup> est d'avoir, outre un écoulement uniforme d'intensité donnée, un doublet d'intensité  $\tau = -2\pi U_\infty a^2$  ainsi qu'un tourbillon d'intensité

$$\Gamma = 4\pi U_\infty a \sin(\alpha + \beta) \quad (\text{A.1})$$

où  $\beta$  est l'angle où se situe le bord de fuite sur le cylindre et  $a$  est le rayon du cylindre. Étant donné que la portance est une fonction de la circulation, on a la relation :

$$L = \rho U_\infty \Gamma \quad (\text{A.2})$$

d'où, combinant les deux dernières équations et sachant que  $C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho U^2 c}$  :

$$C_L = \frac{8\pi a}{c} \sin(\alpha + \beta) \quad (\text{A.3})$$

---

1. "A body with a sharp trailing edge which is moving through a fluid will create about itself a circulation of sufficient strength to hold the rear stagnation point at the trailing edge." [19]

Dans le cas d'une plaque mince, où  $c = 4a$  et  $\beta = 0$ , il vient immédiatement que  $a_0 = \frac{8\pi a}{c} = 2\pi$ . Si cette plaque est à faible incidence, c'est-à-dire  $\alpha$  petit, le sinus peut être assimilé à son angle, d'où la relation très simple pour  $C_L$  :

$$C_L = 2\pi\alpha \tag{A.4}$$

# Annexe B

## Essais en soufflerie

Cette annexe reprend un ensemble de données relatives aux essais en soufflerie.

### B.1 Calibration du mât pour la détermination des polaires du nouveau fuselage

La calibration du mât est cruciale afin de corriger la mesure et obtenir un résultat correct. On illustre ici la calibration utilisée lors des essais sur le drone complet à l'échelle 1:2.

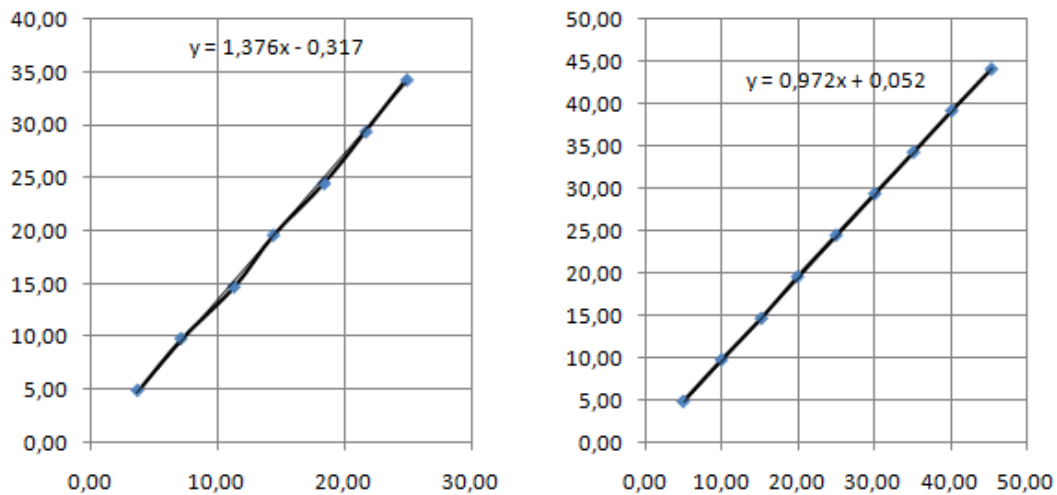


FIGURE B.1 – Calibration du mât dans les directions de traînée et de portance.



## B.2 Coefficient de tangage en fonction de l'angle d'attaque pour plusieurs angles de calage de l'empennage horizontal

Lors de notre étude sur l'aérodynamique, nous nous basons sur des résultats antérieurs du moment de tangage, vu que le capteur *NANO 25* n'était plus disponible au moment des tests prévus pour ce présent rapport. Les essais ont été effectués pour quatre configurations qui sont synthétisées dans le tableau suivant. Voir aussi [8].

Config.	Théorique	Mesuré
1	$-3^\circ$	$-1^\circ$
2	$-2^\circ$	$0^\circ$
3	$1^\circ$	$3^\circ$
4	$3,5^\circ$	$5,5^\circ$

TABLE B.1 – Angle de calage de l'empennage horizontal.

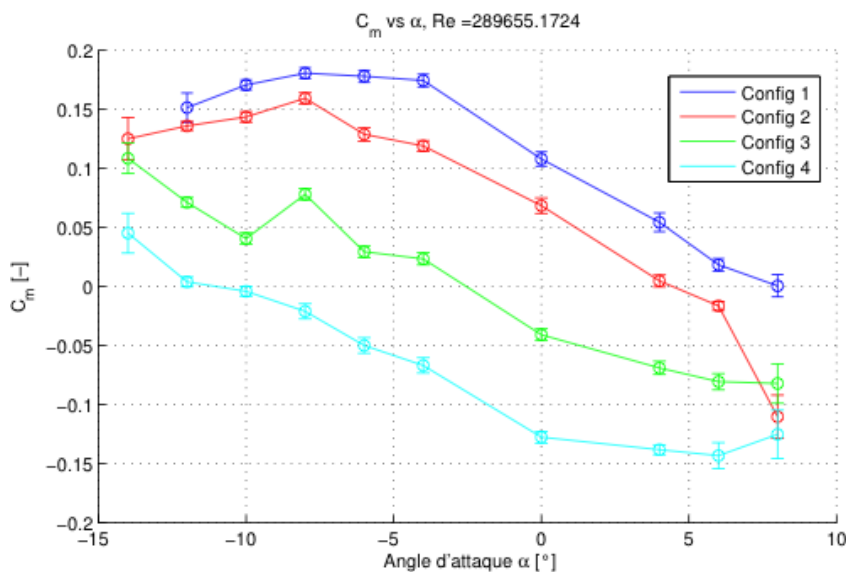
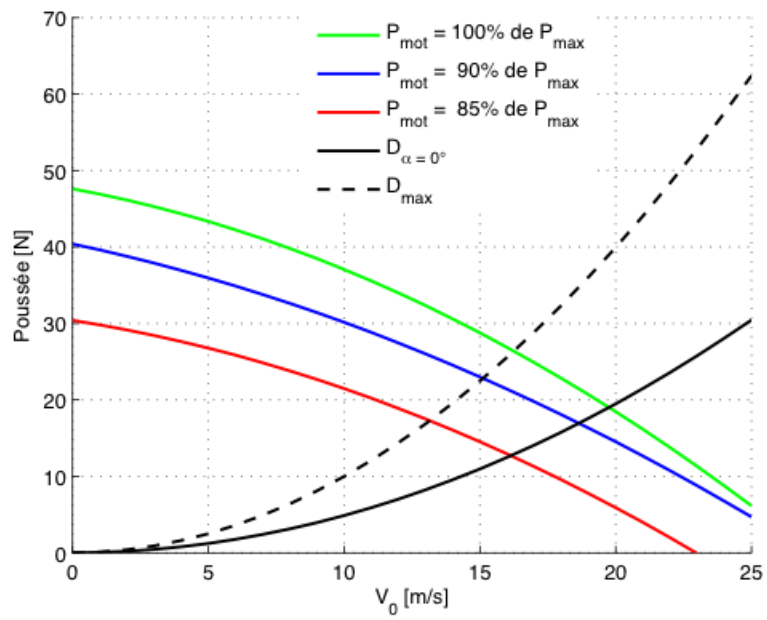


FIGURE B.2 –  $C_m$  en fonction de  $\alpha$  pour plusieurs angles  $\iota_t$ .

## B.3 Poussée pour différents régimes de vols en fonction de la vitesse du vent

Résultats expérimentaux obtenus en 2011 par [15] et [20]. Ces essais ont été réalisés à l'aide de deux batteries LiPo 4S, et le moteur était installé sur le drone à l'échelle 1:1, d'où la puissance maximale moindre que celle calculée dans le présent travail.

FIGURE B.3 –  $T$  en fonction de  $U_\infty$  pour plusieurs cas de vols.

# Annexe C

## Calcul du couple aux charnières

On trouvera dans les pages qui suivent les graphes utilisés pour le calcul des moments aux charnières du chapitre 5. Figures issues des références [14] et [18].

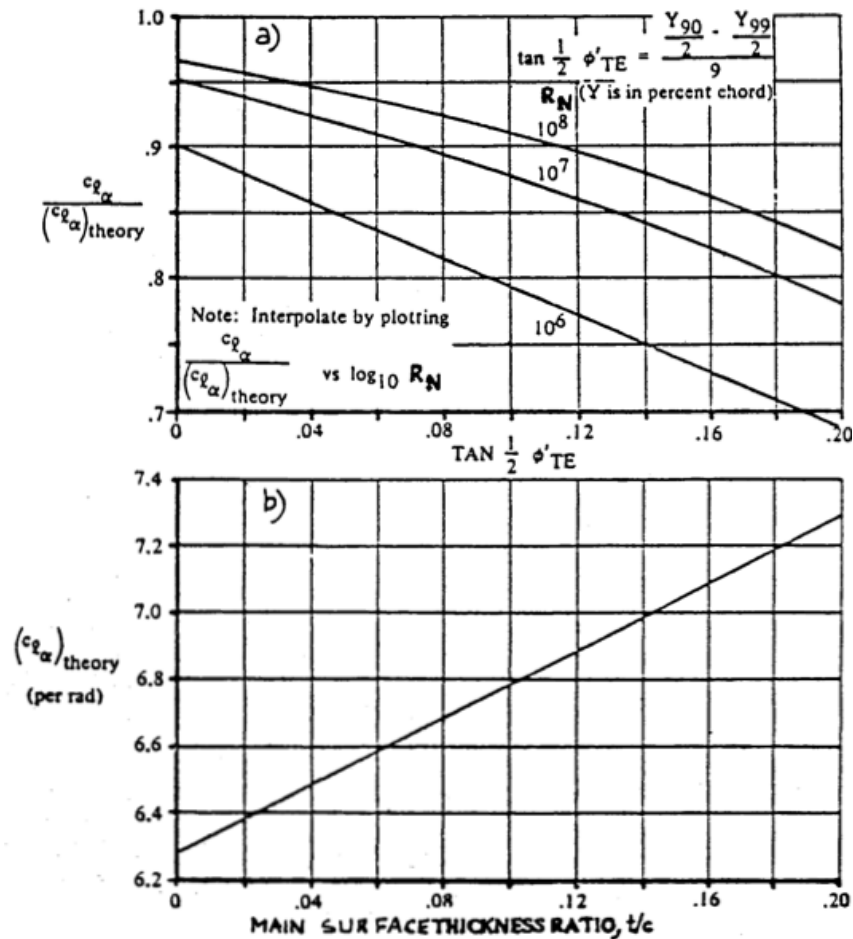


FIGURE C.1 – Effet de l'épaisseur et de l'angle du bord de fuite sur la pente de la courbe de portance.

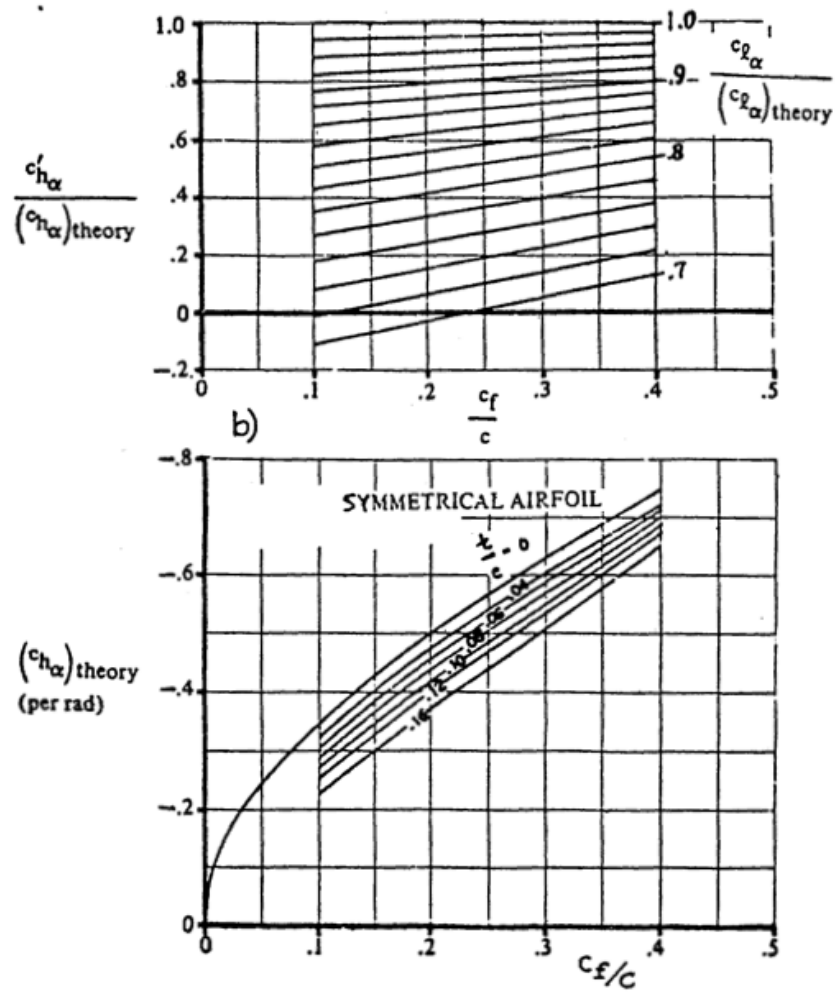


FIGURE C.2 – Dérivée du moment à la charnière pour une surface de commande bidimensionnelle.

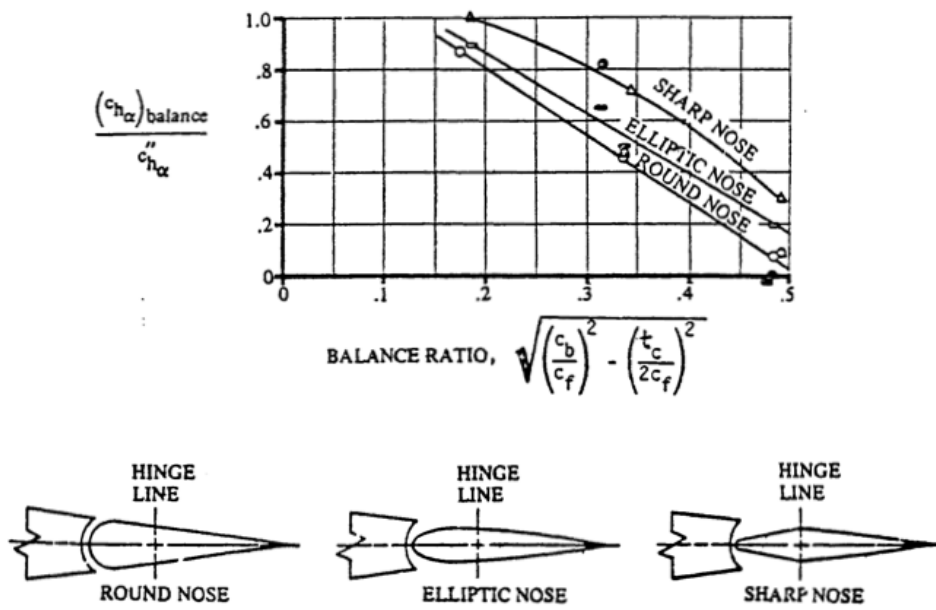


FIGURE C.3 – Effet de la position de la charnière et de la forme du bord d’attaque sur la dérivée du moment.

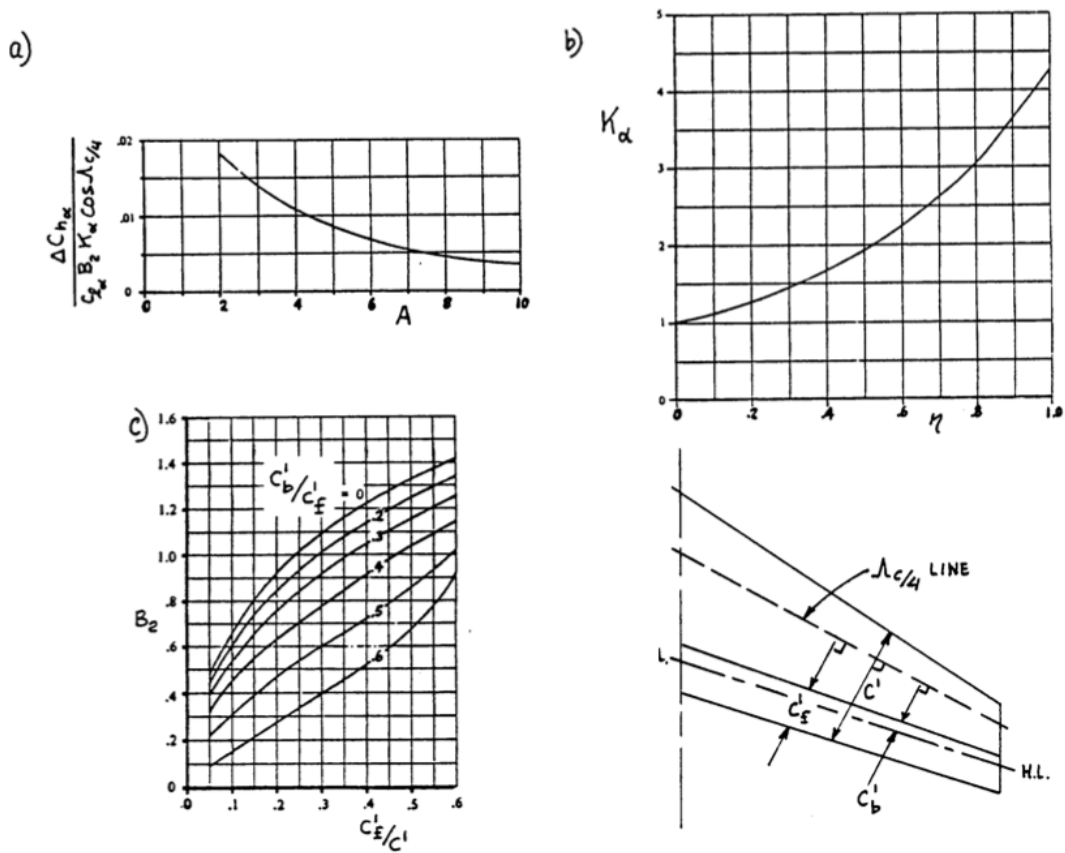


FIGURE C.4 – Facteurs de correction tridimensionnels pour la dérivée du moment en fonction de l’angle d’attaque.

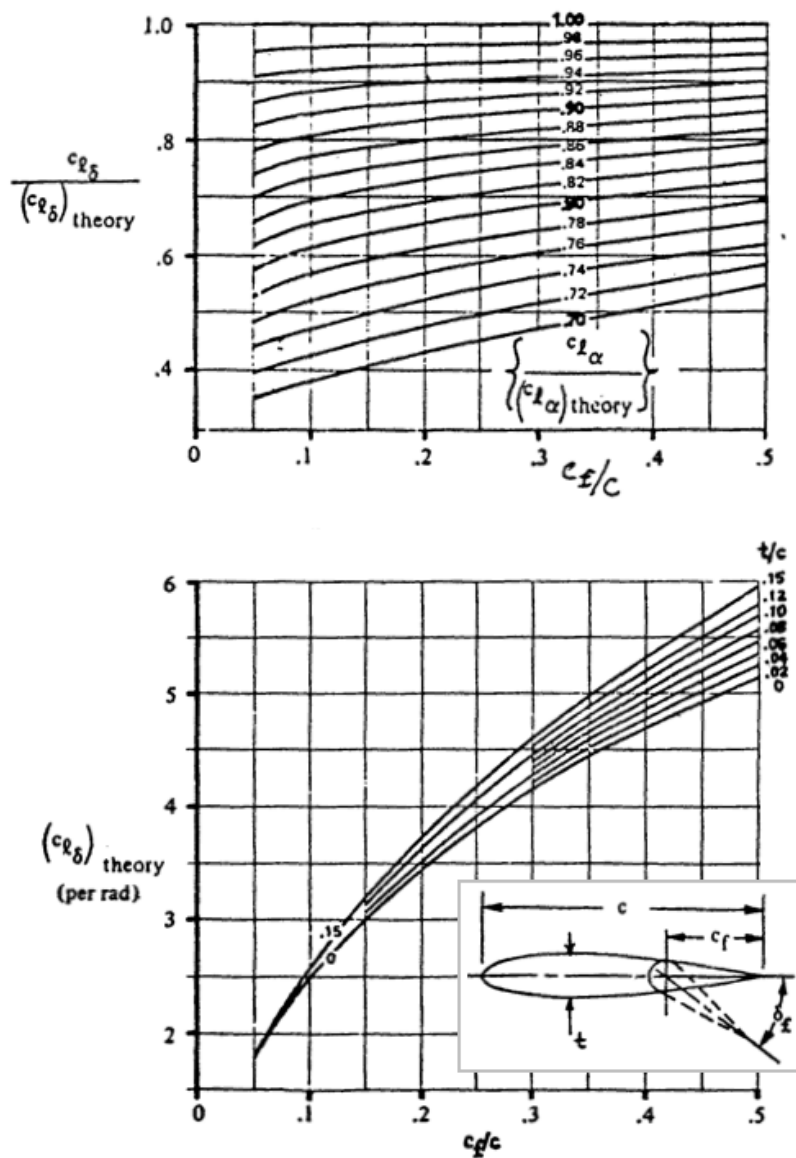


FIGURE C.5 – Effet de l'épaisseur et de l'angle du bord de fuite sur la pente de la courbe de portance.

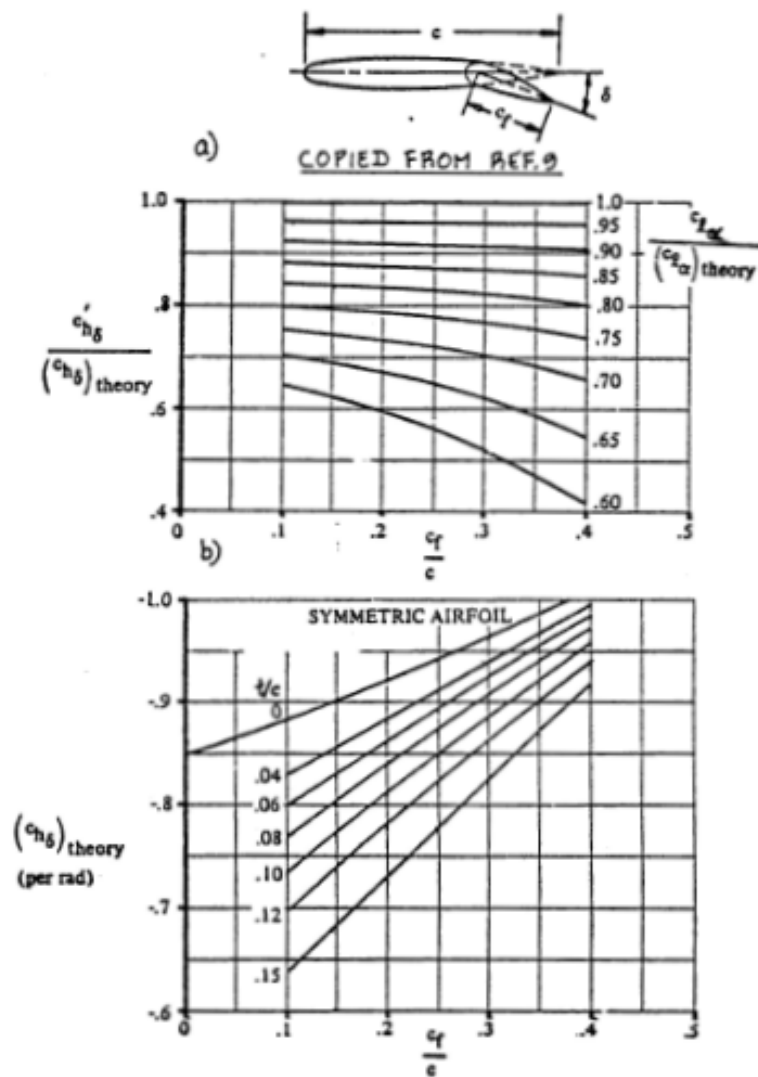


FIGURE C.6 – Dérivée du moment à la charnière pour une surface de commande bidimensionnelle.

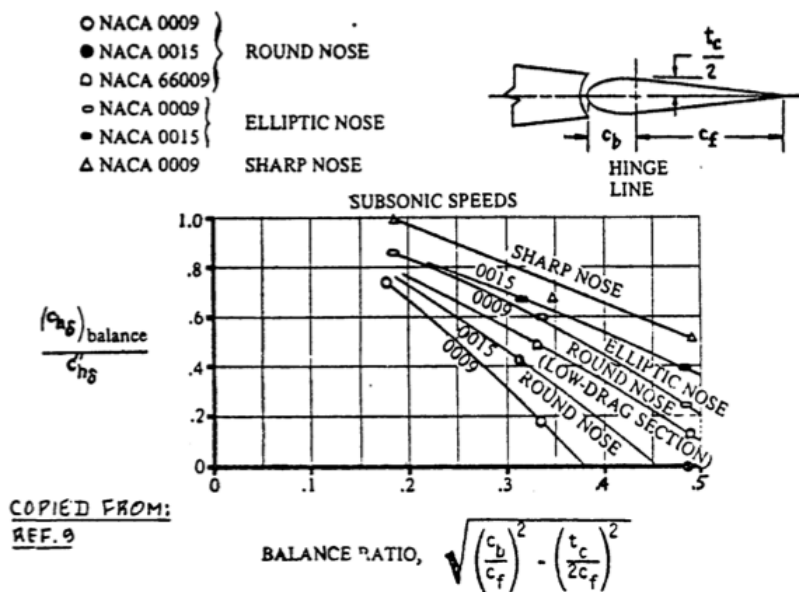


FIGURE C.7 – Effet de la position de la charnière et de la forme du bord d'attaque sur la dérivée du moment.

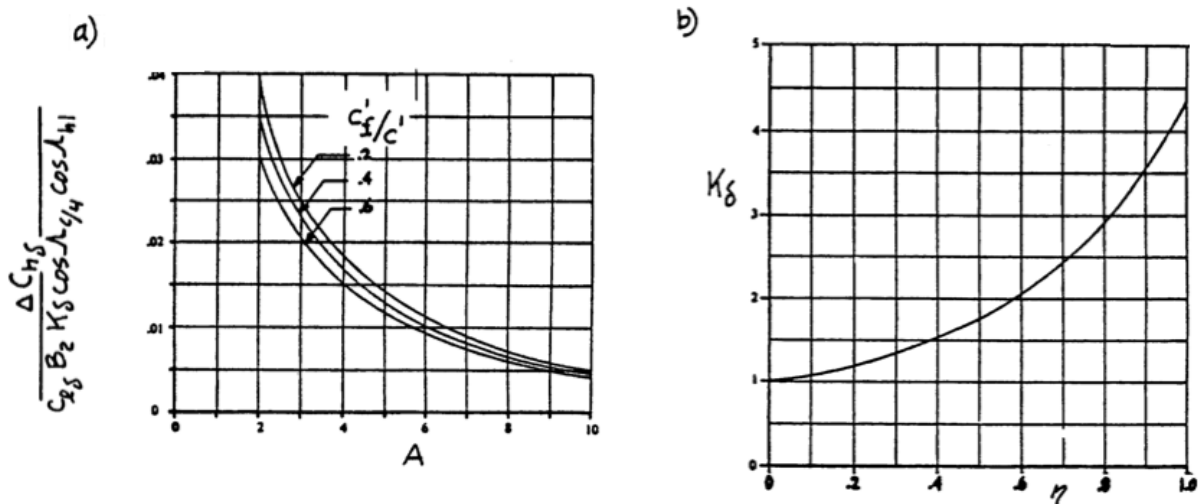


FIGURE C.8 – Facteurs de correction tridimensionnels pour la dérivée du moment en fonction de l'angle de déflexion.



# Annexe D

## Données techniques / Datasheets

On trouvera ci-dessous l'ensemble des données techniques, datasheets et illustrations des appareils, composants et accessoires utilisés pour la réalisation de ce projet.

### D.1 Laboratoire des Méthodes de Fabrication

#### D.1.1 Fraiseuse à commande numérique Mikron

Ref. WF 21-D

Course selon $x$	450 mm
Course selon $y$	400 mm
Course selon $z$	500 mm
Plage de vitesses	40 → 4000 tr/min



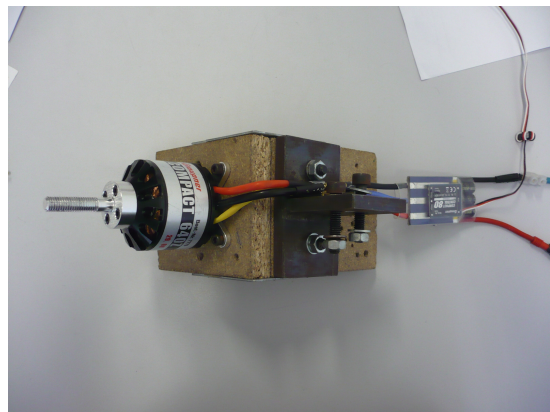
## D.2 Propulsion

Toutes les données concernant la partie propulsive (moteur, contrôleur, batteries de puissance) sont reprises ci-dessous.

### D.2.1 Moteur brushless Graupner 640Z [1]

Ref. 7779

Number of poles	14
Operating voltage range	11,1 ... 37 V
Nominal voltage	29,6 V
Free shaft length	25 mm
Case length	64 mm
Case diameter	63 mm
Shaft diameter	10 mm
Weight	~ 644 g
No-load speed	7992 U/min
Thrust (Propeller 50 cm)	75 N
Max. charging rate	55 A
Revolutions/Volt	270



### D.2.2 Batteries LiPo RC-Plus 5S 50C

Ref. Python Xtreme 5000MAH

Nombre de cellules	5
Voltage max par cellule	3,7 V
Voltage min par cellule	3 V
Courant de décharge	50C
Courant de décharge maximum	100C
Charge électrique	5000 mAh
Capacité	92,5 Wh



### D.2.3 Hélice Graupner G-Sonic 55 cm

Ref. 1815.55.25

Diameter / Bore	8 mm
Diameter / Pitch	55 x 25 cm
Weight	~ 200 g

### D.3 Système d'entraînement de la caméra 3D

On trouvera ci-dessous les documents et références des moteurs, réducteurs et contrôleurs suggérés pour entraîner le mécanisme de la caméra stéréoscopique.

#### D.3.1 Ensemble moteur vertical : moteur 2657 W 012 CXR + réducteur GSR12 40:1 + contrôleur IE3-512

# DC-Micromotors

## Graphite Commutation

# 35 mNm

For combination with

Gearheads:

26/1(S), 26A, 30/1(S), 32A

Encoders:

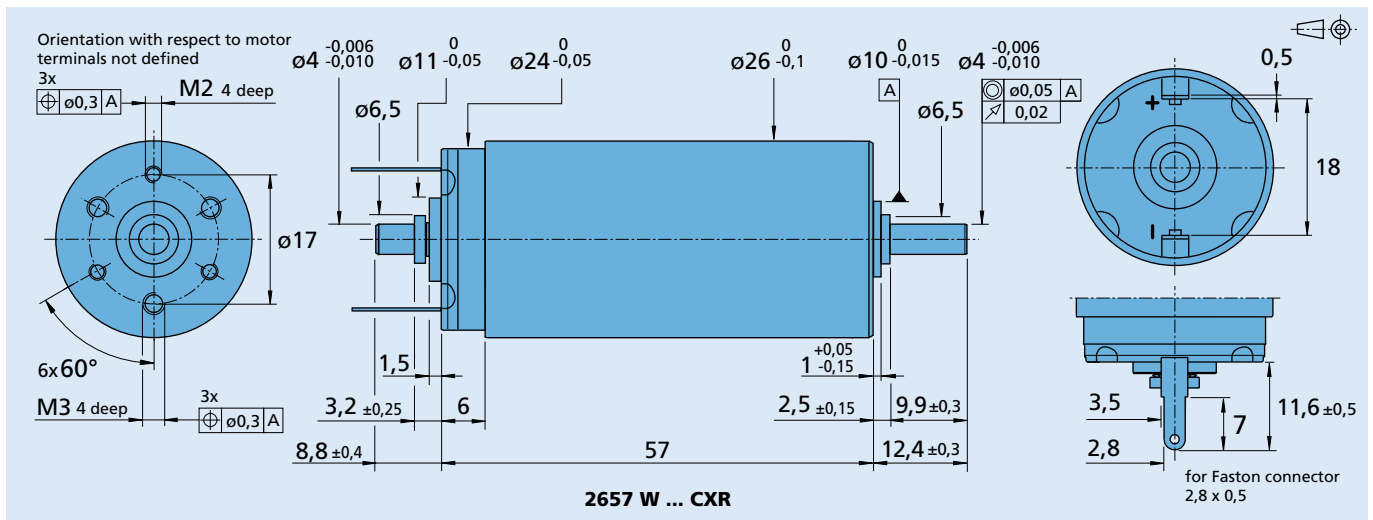
IE3-1024(L)

### Series 2657 ... CXR

	2657 W	012 CXR	024 CXR	048 CXR	
1 Nominal voltage	$U_N$	12	24	48	V
2 Terminal resistance	R	0,72	2,98	12,61	$\Omega$
3 Output power	$P_{2 \text{ max.}}$	45,3	45,7	44,1	W
4 Efficiency, max.	$\eta_{\text{ max.}}$	81	83	83	%
5 No-load speed	$n_0$	5 600	5 800	5 800	rpm
6 No-load current (with shaft $\varnothing$ 4 mm)	$I_0$	0,104	0,052	0,026	A
7 Stall torque	$M_H$	306,7	302,9	283,1	mNm
8 Friction torque	$M_R$	2	2	2	mNm
9 Speed constant	$k_n$	494	247	122	rpm/V
10 Back-EMF constant	$k_E$	2,024	4,05	8,205	mV/rpm
11 Torque constant	$k_M$	19,33	38,67	78,35	mNm/A
12 Current constant	$k_i$	0,052	0,026	0,013	A/mNm
13 Slope of n-M curve	$\Delta n / \Delta M$	18,4	19	19,6	rpm/mNm
14 Rotor inductance	L	90	365	1 500	$\mu\text{H}$
15 Mechanical time constant	$\tau_m$	3,3	3,4	3,5	ms
16 Rotor inertia	J	17	17	17	$\text{gcm}^2$
17 Angular acceleration	$\alpha_{\text{ max.}}$	180	178	172	$\cdot 10^3 \text{ rad/s}^2$
18 Thermal resistance	$R_{\text{th} 1} / R_{\text{th} 2}$	4,4 / 12,6			K/W
19 Thermal time constant	$\tau_{w1} / \tau_{w2}$	28 / 810			s
20 Operating temperature range:					
– motor		-30 ... +100			$^{\circ}\text{C}$
– rotor, max. permissible		+125			$^{\circ}\text{C}$
21 Shaft bearings		sintered bearings	ball bearings, preloaded		
22 Shaft load max.:		(standard)	(optional version)		
– with shaft diameter		4	4		mm
– radial at 3 000 rpm (3 mm from bearing)		10	20		N
– axial at 3 000 rpm		2	2		N
– axial at standstill		50	20		N
23 Shaft play					
– radial	$\leq$	0,03	0,015		mm
– axial	$\leq$	0,2	0		mm
24 Housing material		steel, zinc galvanized and passivated			
25 Weight		156			g
26 Direction of rotation		clockwise, viewed from the front face			

### Recommended values - mathematically independent of each other

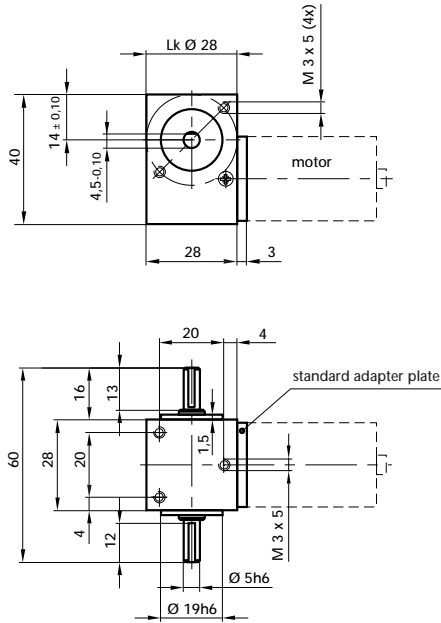
27 Speed up to	$n_{e \text{ max.}}$	6 000	6 000	6 000	rpm
28 Torque up to	$M_{e \text{ max.}}$	33	34	35	mNm



# GYSIN Worm Gearbox GSR 12

Rated torque in Nm (S1)	Type Standard
Rated torque in Nm (S5)	Type Standard
EMERGENCY STOP torque in Nm	

Rated torque in Nm (S1)	Type R Reduced
Rated torque in Nm (S5)	Type R Reduced
EMERGENCY STOP torque in Nm	



## GSR 12

1

1,5

2

1

1,5

2

Ratio (i)

Efficiency  
in %

5

85

7

80

10

75

15

65

20

60

25

55

30

50

40

45

50

40

60

40



### Technical and performance data:

Gear unit weight	kg
Dimension L min.	mm
Dimension L max.	mm
Dimension l	mm
Ø d standard mount	mm
Lk Ø max.	mm

0,140

12

18

3

3h6

17

Centre distance	mm
Average mass inertia at drive	kgcm <sup>2</sup>
No-load backlash Type Standard	arcmin ≤
No-load backlash Type R Reduced	arcmin ≤
Self-locking whenever step-down ratio	≥
Max. radial load, poor fastening	N
Max. axial load	N
Torsional stiffness	Nm/arcmin

12

0,012

30

15

25

50

40

0,26

Rated speed at drive	min <sup>-1</sup> ≤
Max. rated speed at drive	min <sup>-1</sup> ≤
Temperature range	C
Protection class	IP
Service life	h

4'000

6'000

-30° / +90°

44

~ 5000

Stock programme • [Standard programme](#) • [Special programme \(on request\)](#)

# Encoders

## Magnetic Encoders

**Features:**  
 32 to 1 024 Lines per revolution  
 3 Channels  
 Digital output

### Series IE3 – 1 024

		IE3 – 32	IE3 – 64	IE3 – 128	IE3 – 256	IE3 – 512	IE3 – 1 024	
Lines per revolution	N	32	64	128	256	512	1 024	
Frequency range <sup>1)</sup> , up to	f	15	30	60	120	240	430	kHz
Signal output, square wave		2+1 index						channels
Supply voltage	U <sub>DD</sub>	4,5 ... 5,5						V DC
Current consumption, typical <sup>2)</sup>	I <sub>DD</sub>	typ. 16, max. 23						mA
Output current, max. <sup>3)</sup>	I <sub>OUT</sub>	4						mA
Index Pulse width <sup>4)</sup>	P <sub>0</sub>	90 ± 45				90 ± 75		°e
Phase shift, channel A to B <sup>4)</sup>	Φ	90 ± 45				90 ± 75		°e
Signal rise/fall time, max. (C <sub>LOAD</sub> = 50 pF)	tr/tf	0,1 / 0,1						µs
Inertia of encoder magnet	J	0,08						gcm <sup>2</sup>
Operating temperature range		– 40 ... + 100						°C

<sup>1)</sup> speed (rpm) = f(Hz) x 60/N

<sup>2)</sup> U<sub>DD Enc</sub> = 5V: with unloaded outputs

<sup>3)</sup> U<sub>DD Enc</sub> = 5V: low logic level < 0,4V, high logic level > 4,5V: CMOS- and TTL compatible

<sup>4)</sup> at 5 000 rpm

#### Ordering information

Encoder	number of channels	lines per revolution	in combination with:
IE3 – 32	2+1	32	<b>DC-Micromotors</b> 2342 ... CR, 2642 ... CR, 2657 ... CR, 3242 ... CR, 3257 ... CR, 2237 ... CXR, 2642 ... CXR, 2657 ... CXR 3272 ... CR, 3863 ... CR  <b>Brushless DC-Servomotors</b> 2444 ... B, 3056 ... B, 3564 ... B, 4490 ... B, 4490 ... BS
IE3 – 64	2+1	64	
IE3 – 128	2+1	128	
IE3 – 256	2+1	256	
IE3 – 512	2+1	512	
IE3 – 1 024	2+1	1 024	

#### Features

These incremental shaft encoders in combination with the FAULHABER DC-Micromotors are used for the indication and control of both shaft velocity and direction of rotation as well as for positioning.

A permanent magnet on the shaft creates a moving magnetic field which is captured using a single-chip angular sensor and further processed. At the encoder outputs, two 90° phase-shifted rectangular signals are available with up to 1 024 impulses and an index impulse per motor revolution.

The encoder is available in a variety of different resolutions and is suitable for speed control and positioning applications. The motor and encoder are connected via separate ribbon cables.

#### Options

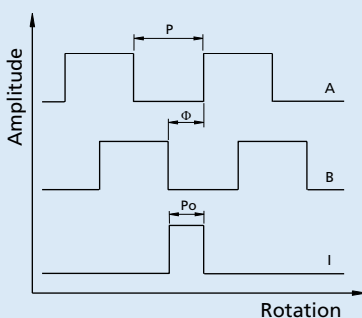
- Connector variants (Option no.: 3807)  
 AWG 28 / PVC ribbon cable (6-conductors), with connector PicoBlade (pitch 1,25 mm)
- Resolutions from 1 - 127 lines per revolution are available by request.



#### Output signals / Circuit diagram / Connector information

##### Output signals

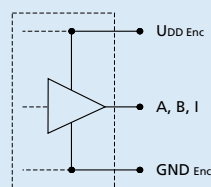
with clockwise rotation as seen from the shaft end



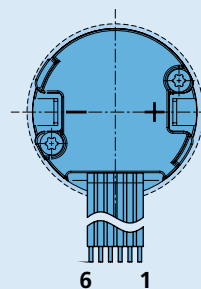
Admissible deviation of phase shift:

$$\Delta\Phi = \left| 90^\circ - \frac{\Phi}{P} * 180^\circ \right| \leq 75^\circ \quad \Delta P_0 = \left| 90^\circ - \frac{P_0}{P} * 180^\circ \right| \leq 75^\circ$$

##### Output circuit



##### Connection Encoder



No.	Function
1	n.c.
2	Channel I (Index)
3	GND Enc
4	U <sub>DD</sub> Enc
5	Channel B
6	Channel A

#### Caution:

Incorrect lead connection will damage the motor electronics!  
 When using the encoder at low temperature it is important to keep the cable unmoved.

---

**D.3.2 Ensemble moteur horizontal : moteur 1319 T 012SR + réducteur 14/1 1526:1 + contrôleur IE2-400**

# DC-Micromotors

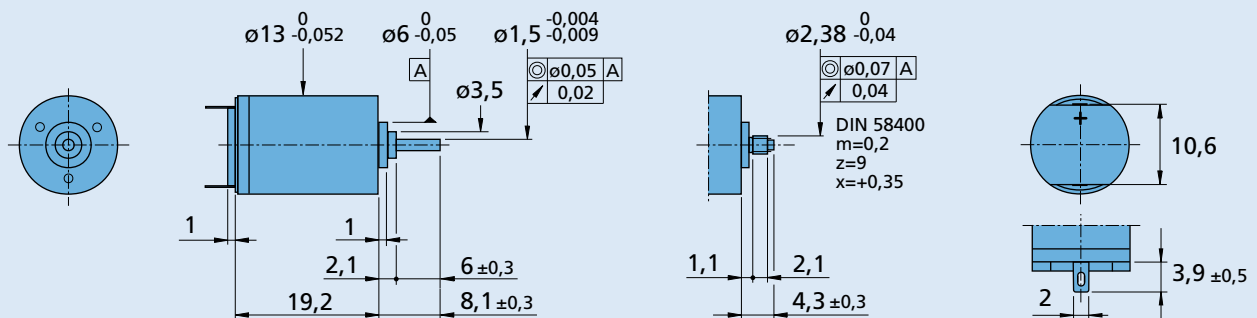
## 1,3 mNm

### Precious Metal Commutation

For combination with  
Gearheads:  
13A, 14/1, 15/5(S)  
Encoders:  
IE2-400

## Series 1319 ... SR

	1319 T	006 SR	012 SR	024 SR	
1 Nominal voltage	$U_N$	6	12	24	V
2 Terminal resistance	R	8,26	34,6	119	$\Omega$
3 Output power	$P_{2 \max}$	1	0,95	1,1	W
4 Efficiency, max.	$\eta_{\max}$	66	65	66	%
5 No-load speed	$n_0$	13 100	12 800	14 600	rpm
6 No-load current (with shaft $\varnothing$ 1,5 mm)	$I_0$	0,031	0,015	0,009	A
7 Stall torque	$M_H$	2,91	2,84	2,89	mNm
8 Friction torque	$M_R$	0,13	0,13	0,13	mNm
9 Speed constant	$k_n$	2 280	1 110	637	rpm/V
10 Back-EMF constant	$k_E$	0,438	0,897	1,57	mV/rpm
11 Torque constant	$k_M$	4,19	8,57	15	mNm/A
12 Current constant	$k_i$	0,239	0,117	0,067	A/mNm
13 Slope of n-M curve	$\Delta n / \Delta M$	4 500	4 510	5 050	rpm/mNm
14 Rotor inductance	L	130	530	1 600	$\mu H$
15 Mechanical time constant	$\tau_m$	19	19	19	ms
16 Rotor inertia	J	0,4	0,4	0,36	gcm <sup>2</sup>
17 Angular acceleration	$\alpha_{\max}$	72	71	80	$\cdot 10^3 \text{rad/s}^2$
18 Thermal resistance	$R_{th 1} / R_{th 2}$	8 / 35			K/W
19 Thermal time constant	$\tau_{w1} / \tau_{w2}$	3,8 / 175			s
20 Operating temperature range:					
– motor		-30 ... +85 (optional version	-55 ... +125)		$^{\circ}C$
– rotor, max. permissible		+125			$^{\circ}C$
21 Shaft bearings		sintered bearings			
22 Shaft load max.:					
– with shaft diameter		1,5			mm
– radial at 3 000 rpm (3 mm from bearing)		1,2			N
– axial at 3 000 rpm		0,2			N
– axial at standstill		20			N
23 Shaft play					
– radial	$\leq$	0,03			mm
– axial	$\leq$	0,2			mm
24 Housing material		steel, black coated			
25 Weight		12			g
26 Direction of rotation		clockwise, viewed from the front face			
<b>Recommended values - mathematically independent of each other</b>					
27 Speed up to	$n_{e \max}$	12 000	12 000	12 000	rpm
28 Torque up to	$M_{e \max}$	1,3	1,3	1,3	mNm



1319 T ... SR

1319 E ... SR



# Planetary Gearheads

## 0,3 Nm

For combination with  
DC-Micromotors

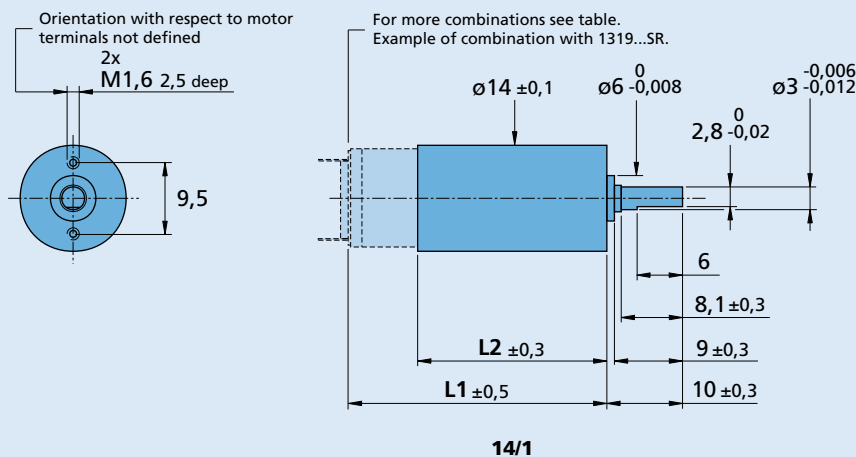
### Series 14/1

	14/1
Housing material	metal
Geartrain material	steel
Recommended max. input speed for:	
– continuous operation	5 000 rpm
Backlash, at no-load	≤ 1 °
Bearings on output shaft	ball bearings, preloaded
Shaft load, max.:	
– radial (6,5 mm from mounting face)	≤ 20 N
– axial	≤ 5 N
Shaft press fit force, max.	≤ 5 N
Shaft play	
– radial (6,5 mm from mounting face)	≤ 0,02 mm
– axial	= 0 mm
Operating temperature range	- 30 ... + 100 °C

### Specifications

	1	2	3	4	5	6
Number of gear stages						
Continuous torque	mNm 200	300	300	300	300	300
Intermittent torque	mNm 300	450	450	450	450	450
Weight without motor, ca.	g 17	20	24	27	30	34
Efficiency, max.	% 90	80	70	60	55	50
Direction of rotation, drive to output	=	=	=	=	=	=
Reduction ratio <sup>1)</sup> (rounded)	3,71:1	9,7:1 14:1	43:1 66:1	94:1 112:1 134:1 159:1 190:1 246:1	415:1 592:1 989:1 1 526:1	2 608:1 4 365:1 5 647:1
L2 [mm] = length without motor	20,9	25,0	29,2	33,3	37,4	41,5
L1 [mm] = length with motor						
1319T...SR	34,1	38,2	42,4	46,5	50,6	54,7
1331T...SR	45,9	50,0	54,2	58,3	62,4	66,5
1336U...CXR	50,9	55,0	59,2	63,3	67,4	71,5

<sup>1)</sup> The reduction ratios are rounded, the exact values are available on request or at [www.faulhaber.com](http://www.faulhaber.com).



# Encoders

## Magnetic Encoders

**Features:**  
 50 to 400 Lines per revolution  
 2 Channels  
 Digital output

### Series IE2 – 400

		IE2 – 50	IE2 – 100	IE2 – 200	IE2 – 400	
Lines per revolution	N	50	100	200	400	
Signal output, square wave		2				channels
Supply voltage	V <sub>DD</sub>	4,5 ... 5,5				V DC
Current consumption, typical (V <sub>DD</sub> = 5 V DC)	I <sub>DD</sub>	typ. 6, max. 12				mA
Output current, max. <sup>1)</sup>	I <sub>OUT</sub>	5				mA
Phase shift, channel A to B	Φ	90 ± 45				°e
Signal rise/fall time, max. (C <sub>LOAD</sub> = 50 pF)	tr/tf	0,1 / 0,1				µs
Frequency range <sup>2)</sup> , up to	f	20	40	80	160	kHz
Inertia of code disc	J	0,05				gcm <sup>2</sup>
Operating temperature range		- 25 ... + 85				°C

<sup>1)</sup> V<sub>DD</sub> = 5 V DC: Low logic level < 0,5 V, high logic level > 4,5 V: CMOS and TTL compatible

<sup>2)</sup> Velocity (rpm) = f (Hz) x 60/N

### Ordering information

Encoder	number of channels	lines per revolution	in combination with:
IE2 – 50	2	50	} DC-Micromotors 1319 ... SR, 1331 ... SR
IE2 – 100	2	100	
IE2 – 200	2	200	
IE2 – 400	2	400	

### Features

These incremental shaft encoders in combination with the FAULHABER DC-Micromotors are used for the indication and control of both shaft velocity and direction of rotation as well as for positioning.

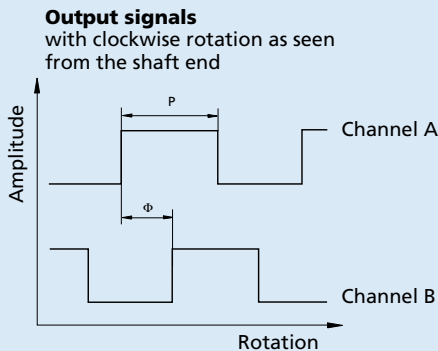
The encoder is integrated in the DC-Micromotors SR-Series and extends the overall length by only 1,7 mm!

Hybrid circuits with sensors and a low inertia magnetic disc provide two channels with 90° phase shift.

The supply voltage for the encoder and the DC-Micromotor as well as the two channel output signals are interfaced through a ribbon cable with connector.

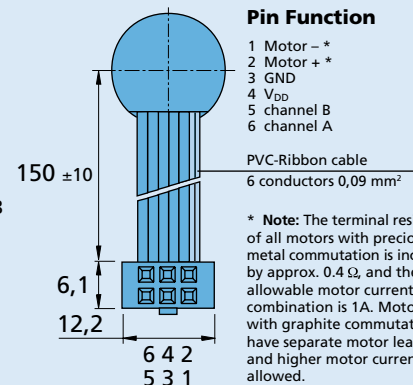
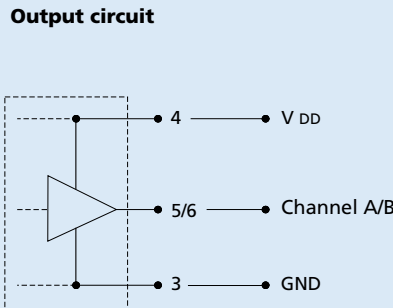
Details for the DC-Micromotors and suitable reduction gearheads are on separate catalogue pages.

### Output signals / Circuit diagram / Connector information



Admissible deviation of phase shift:

$$\Delta\Phi = \left| 90^\circ - \frac{\Phi}{P} * 180^\circ \right| \leq 45^\circ$$



**Connector**  
DIN-41651  
grid 2,54 mm

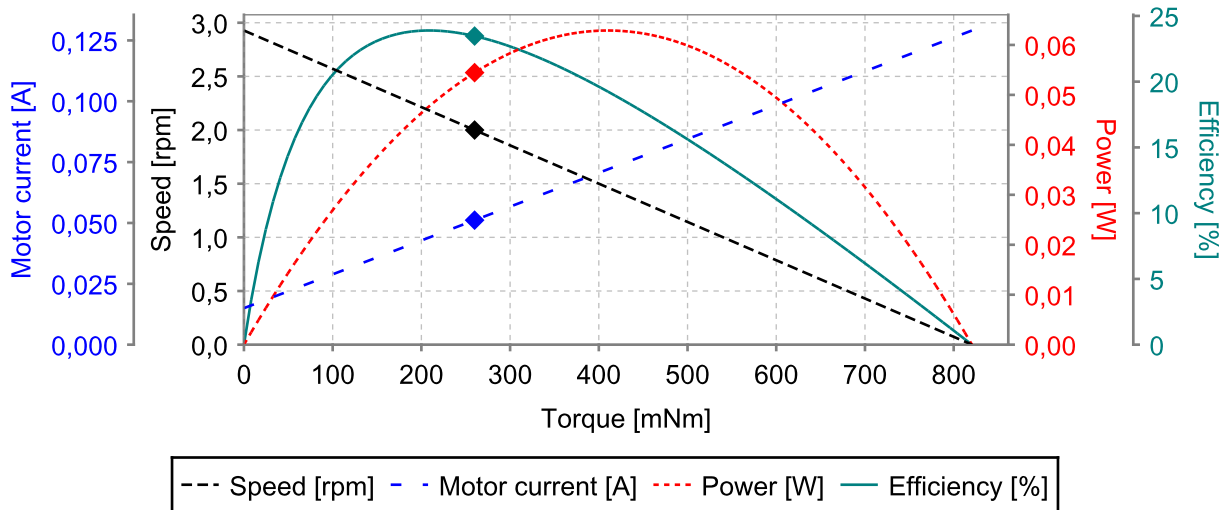
# 1319-012SR + 14/1-1526:1

Static - Continuous

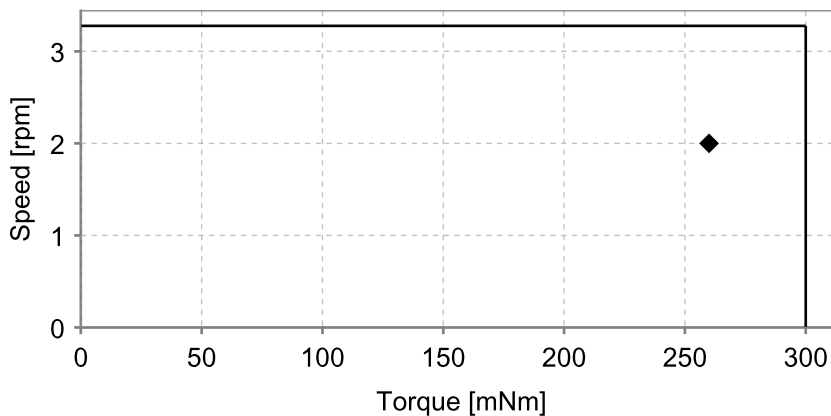
## Series 1319-012SR + 14/1-1526:1

		1319-012SR	14/1-1526:1
Max. voltage supply	[V]	24	
Max. current supply	[A]	2	
Ambient temperature	[°C]	22	
Reduction	[%]	0	
Motor voltage	[V]	4,5	
Motor current	[A]	0,051	
Motor speed	[rpm]	3.052	2
Motor torque	[mNm]	0,31	260
Motor power	[W]	0,1	0,1
Motor efficiency	[%]	43	23
Coil temperature	[°C]	26,0	
Coil resistance	[Ω]	35,15	
Housing temperature	[°C]	25,2	
Thermal resistance	[K/W]	35,00	

### Main characteristics curves



### Continuous limits



# Annexe E

## Réglementation aérienne

Cette annexe se propose de réunir l'ensemble des règles administratives auxquelles sont soumis les aéromodèles. On notera que la législation belge n'a pas, à l'heure actuelle, déposé de texte de loi, mais il existe une circulaire, GDF-01 4<sup>e</sup> édition de 2005, définissant un certain nombre de principes s'appliquant sur le drone que nous développons. On note que ladite circulaire définit également les principes légaux quant à l'utilisation et la propriété d'un terrain d'aéromodélisme.

Les points issus de cette circulaire et s'appliquant à notre drone sont explicités ci-après.

### E.1 Définitions

Un aéromodèle est un aéronef (tel que défini à l'Article 1 de la loi du 27.06.1937 relative à la réglementation de la navigation aérienne) qui est téléguidé et utilisé à des fins sportives et récréatives, et qui ne transporte ni personne ni marchandise. L'aéromodèle est dit de catégorie 2 s'il a une masse maximale de décollage inférieure ou égale à 25 kg.

Un terrain d'aéromodélisme est une zone bien déterminée au sol ou sur l'eau qui est destinée au décollage et à l'atterrissage d'aéromodèles.

Une zone de vol est un espace aérien où l'évolution d'aéromodèles est autorisée.

Le point de référence est le centre géométrique de la piste de décollage. Les coordonnées géographiques du point de référence sont déterminées selon le Système Géodésique Mondial - 1984 (WGS-84 World Geodetic System, 1984) (degrés, minutes et secondes).

### E.2 Prescriptions applicables aux aéromodèles

#### E.2.1 Identification

Le drone doit être identifié par une plaque d'identification reprenant le nom et l'adresse complète du propriétaire.

## E.2.2 Exigences techniques

### Niveau sonore

Le niveau sonore émis par l'aéromodèle ne peut pas dépasser les valeurs reprises dans le tableau E.1. La Direction générale Transport aérien peut définir d'autres valeurs pour le niveau sonore compte tenu des circonstances locales existantes et compte tenu des législations régionales existantes. La mesure du niveau sonore est documentée en détail dans la circulaire.

La distance  $D$  est la distance entre le point de référence du terrain d'aéromodélisme et l'habitation la plus proche.

$D$ (m)	Niveau sonore (dB)
$\geq 1200$	86
$\geq 900$	84
$\geq 600$	80

TABLE E.1 – Niveau sonore maximal autorisé.

### Mesures de sécurité

Un aéromodèle de catégorie 2 ou supérieure doit obligatoirement être équipé d'un système de sécurité contre la perte de contrôle en vol suite à un brouillage électrique ou une panne. De plus, il doit être équipé d'un système automatique qui met les moteurs au ralenti ou qui coupe le moteur en cas de brouillage électrique ou de panne de l'installation émission et/ou réception ou en cas de brouillage des signaux radio par d'autres signaux radio.

## E.2.3 Procédures administratives

Un aéromodèle de catégorie 2 ne peut être utilisé que s'il dispose d'un formulaire de déclaration estampillé et délivré par la DGTA. Ce formulaire de déclaration est disponible auprès de la DGTA. L'utilisateur d'un aéromodèle de catégorie 2 doit introduire le formulaire de déclaration, daté et signé, en deux exemplaires à la DGTA.

La délivrance du formulaire de déclaration estampillé est faite sur la base d'un examen de l'aéromodèle effectué par le responsable du terrain du club d'aéromodélisme et pour autant que les conditions administratives et techniques soient remplies.

Dans le cas où une modification est apportée à l'aéromodèle, un nouveau formulaire de déclaration estampillé est nécessaire.

## E.3 Prescriptions applicables à la zone de vol

La zone de vol présente une forme déterminée par les obstacles (voir circulaire pour plus de détail) situés aux alentours du terrain d'aéromodélisme et est limitée par un

cylindre dont la base est le sol, dont la hauteur maximale est de 120 m et dont le rayon maximal de 400 m à partir du point de référence du terrain d'aéromodélisme. Dans la zone de vol, les évolutions des aéromodèles doivent pouvoir être suivies continuellement à l'œil nu.

## E.4 Prescriptions applicables aux évolutions d'aéromodèles

Il est interdit de faire voler des aéromodèles, entre autres:

- à partir d'un terrain pour lequel aucune autorisation d'exploitation n'a été délivrée ;
- en dehors de la zone de vol ;
- si la visibilité horizontale au sol est de moins de 1000 m du point de référence du terrain d'aéromodélisme. La visibilité peut être confirmée par la station météo la plus proche ;
- à une distance de moins de 40 m du public sauf si le public se trouve derrière un filet de protection d'une hauteur d'au moins 2 m résistant à l'impact d'un aéromodèle ;
- au-dessus de la zone de protection du public, des constructions et des parkings ;
- au-dessus des routes secondaires quand des personnes ou des véhicules y circulent ;
- dans les nuages ;
- lorsque les évolutions des aéromodèles ne peuvent pas être suivies continuellement à l'œil nu ;
- à une distance de moins de 200 m d'une maison, sauf autorisation écrite et signée de l'occupant, et d'obstacles ;
- dans les zones de contrôle (CTR) des aéroports et dans les zones interdites (P), dangereuses (D) ou restrictives (R) figurant dans l'Aeronautical Information Publication (A.I.P) sans une autorisation écrite des autorités aéronautiques qui contrôlent ces zones (on notera ainsi que le Sart-Tilman fait partie de la CTR de Bierset et ne peut donc pas être utilisé comme terrain d'aéromodélisme sans autorisation) ;
- à une distance de moins de 10 km du point de référence d'un aérodrome figurant dans l'A.I.P., sauf autorisation écrite de l'exploitant de l'aérodrome ;
- en dehors des heures aéronautiques (entre le coucher et le lever du soleil).

# Bibliographie

- [1] Graupner website, 03 2013. <http://www.graupner.de/en/products/011d9fbf-1c6d-48d3-9e59-36145b92db13/7779/product.aspx>.
- [2] N. Ernst, “Réalisation et essais structuraux d’une aile d’un UAV,” Master’s thesis, Université de Liège, 2013.
- [3] G. Claude, *Manuel du Pilote privé*. 2000.
- [4] Servocity website, 08 2013. [http://www.servocity.com/html/servos\\_\\_\\_accessories.html](http://www.servocity.com/html/servos___accessories.html).
- [5] G. Dimitriadis, “Flight Dynamics and Aircraft Performance.” Slides, 2011. Université de Liège.
- [6] V. Capizzi, “Réalisation d’un drone. Étude détaillée de la structure du fuselage,” Master’s thesis, Université de Liège, 2013.
- [7] E. Bizjak, “Conception d’un UAV : Conception d’un mécanisme permettant la mobilité de caméras stéréoscopiques et détermination du cahier de charge de l’uav par une étude de la stéréoscopie,” Master’s thesis, Université de Liège, 2010.
- [8] R. Rebia, “Pré-dimensionnement d’un UAV : Partie aérodynamique,” Master’s thesis, Université de Liège, 2012.
- [9] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill, 2011.
- [10] T. Melin, “A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing Applications,” Master’s thesis, Royal Institute of Technology (KTH)., 2010.
- [11] R. Bifulco, “Etude détaillée de la structure d’un UAV,” Master’s thesis, Université de Liège, 2012.
- [12] G. Wauthélet, “Prédimensionnement d’un drone : Partie aérodynamique et mécanique du vol,” Master’s thesis, Université de Liège, 2010.
- [13] F. H. Lutze, “Gliding Flight Performance.” Slides, 2011. Virginia Tech.
- [14] J. Roskam, *Aircraft Design*. Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [15] A. Guissart, “Pré-dimensionnement d’un UAV : Partie aérodynamique,” Master’s thesis, Université de Liège, 2011.
- [16] D. P. Raymer, *Aircraft Design : A Conceptual Approach*. AIAA Education Series, 1989.
- [17] M. Sadraey, *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*. Wiley Publications, 2012.
- [18] D. Scholz, “Equations for a preliminary actuator design.,” tech. rep., Deutsche Airbus, 1991.

- 
- [19] A. Kuethe and J. Schetzer, *Foundations of Aerodynamics*. John Wiley and Sons, 1959.
- [20] L. Wéra Master's thesis, Université de Liège, 2011.
- [21] M. Duquenne, "Pré-dimensionnement d'un UAV," Master's thesis, Université de Liège, 2010.
- [22] J. Ligot, "Pré-dimensionnement d'un UAV : Partie aérodynamique expérimentale et mécanique du vol," Master's thesis, Université de Liège, 2010.
- [23] ATI Industrial Automation, *F/T Data Acquisition (DAQ) & F/T Transducer; Six-Axis Force/Torque Sensor System*, January 2010. [www.ati-ia.com](http://www.ati-ia.com).
- [24] D. Gabriel, J. Meyer, and F. du Plessis, "Brushless DC Motor Characterisation and Selection for a Fixed Wing UAV," *IEEE Proceedings*, September 2011.