

UNIVERSITÉ DE LIÈGE
FACULTÉ DES SCIENCES APPLIQUÉES

Travail de fin d'études

Pré-dimensionnement d'un UAV :
Partie aérodynamique

rédigé par Amandine GUISSART

Promoteur : Professeur G. DIMITRIADIS
Année académique 2010-2011



Pré-dimensionnement d'un UAV Partie aérodynamique

Amandine GUISSART

Promoteur : Professeur G. DIMITRIADIS

Travail de fin d'études réalisé en vue de l'obtention du grade de master
en ingénieur civil en aérospatiale, à finalité approfondie

Année académique 2010-2011

Résumé

Ce travail de fin d'études est la suite du pré-dimensionnement d'un drone effectué en 2009-2010. La mission de celui-ci est la collecte de prises de vue stéréoscopiques de bâtiments en tournant autour de l'objectif. Une première étape de design a permis d'établir clairement la mission du drone et de fixer sa configuration et ses dimensions générales. Le projet est poursuivi durant l'année 2010-2011 par les études de la structure et de l'aérodynamique de l'appareil. Ce travail est principalement consacré à l'aérodynamique, tandis que la partie structure est l'objet du travail de fin d'études de Laurent Wéra. La description de l'aérodynamique est axée sur trois points principaux. Premièrement, l'aérodynamique générale de l'appareil est étudiée, et en particulier l'objectif de stabilité statique. Pour atteindre ce but, des modifications à la géométrie sont apportées. Ensuite, afin de rendre le drone contrôlable, ses surfaces de commandes et les servomoteurs associés sont déterminés. Enfin, une étude de la propulsion est réalisée. Celle-ci conduit à la conclusion que, dans l'état actuel, la poussée produite est insuffisante. Des pistes de travail sont proposées pour résoudre ce problème. Pour arriver à ces conclusions, des essais en soufflerie sont menés à partir de maquettes représentant l'appareil. Ce travail décrit donc également les procédures mises en place, ainsi que le matériel utilisé.

Remerciements

Au terme de ce TFE, je tiens à remercier toutes les personnes qui ont aidé de près où de loin à sa réalisation.

Je pense tout d'abord aux professeurs Greg Dimitriadis et Ludovic Noels qui nous ont apporté aide et conseils tout au long de l'année. Je veux également remercier Thomas Andriane et particulièrement Norizham Razak pour toute l'aide procurée lors des essais en soufflerie. Pour leur contribution à la fabrication du modèle réduit, je remercie également le personnel technique du laboratoire de Mécanique. Toute ma gratitude va également à Laurent Wéra, avec qui travailler sur ce projet fût un réel plaisir.

Enfin, il m'est impossible de terminer sans remercier ma famille pour son soutien et son aide tout au long de ces cinq dernières années.

Table des matières

Remerciements	iii
Table des matières	iv
Table des figures	viii
Liste des tableaux	xi
Liste des symboles	xii
1 Introduction et état du projet	1
I Modélisation	5
2 Stabilité statique latérale	6
2.1 Stabilité latérale et constituants d'un appareil	6
2.1.1 Aile	7
2.1.2 Fuselage	8
2.1.3 Empennage vertical	8
2.1.4 Propulsion	9
2.2 Dimensionnement des empennages verticaux	9
2.2.1 Estimation des dérivées de stabilité en lacet	10
2.2.2 Contribution autres que celles des empennages verticaux	10
2.2.3 Détermination de l'envergure	11
3 Surfaces de contrôle	14
3.1 Configuration des surfaces de contrôle	14
3.1.1 Commande de profondeur	14

3.1.2	Commande de lacet	15
3.1.3	Commande de roulis	15
3.1.4	Dispositifs hypersustentateurs	17
3.1.5	Types de contrôles choisis	19
3.2	Dimensionnement des surfaces de contrôle	19
3.2.1	Dimensionnement des ailerons et gouvernes	20
3.2.2	Dimensionnement de l'élévateur	24
3.2.3	Comparaison avec Tornado	25
3.3	Servomoteurs	26
3.3.1	Caractéristiques déterminant leur choix	26
3.3.2	Calcul des moments de charnière	27
3.3.3	Choix des servomoteurs	28
4	Résumé de la partie I	30
II	Etude en soufflerie	31
5	Maquettes et procédure expérimentale	32
5.1	Outillage	32
5.2	Procédures expérimentales	37
5.2.1	Etude de l'aérodynamique du drone	37
5.2.2	Etude de la propulsion du drone	38
5.2.3	Traitements des données	38
6	Résultats expérimentaux	39
6.1	Aérodynamique du drone	39
6.1.1	Portance	39
6.1.2	Polaire	40
6.1.3	Tangage	41
6.1.4	Lacet	43
6.1.5	Roulis	44
6.2	Propulsion	45
6.2.1	Visualisation de l'écoulement	46
6.2.2	Comparaison des hélices	47
6.2.3	Propulsion avec l'hélice choisie	48

7	Résumé de la partie II	50
III	Comparaisons entre la modélisation et l'expérience et modifications à la configuration initiale	51
8	Comparaisons entre modélisation et résultats expérimentaux	52
8.1	Portance	52
8.2	Polaire	52
8.3	Tangage	53
8.4	Lacet	54
9	Modifications à la configuration initiale	56
9.1	Position du centre de gravité	57
9.1.1	Effet sur la stabilité longitudinale	58
9.1.2	Effet sur la stabilité latérale	59
9.2	Angle de calage de l'empennage horizontal	62
9.3	Vitesse minimale de croisière	63
9.4	Améliorations à la propulsion	65
10	Résumé de la partie III	68
IV	Perspectives et conclusion	69
11	Perspectives	70
12	Conclusion	71
	Appendices	73
A	Plans du drone modifié	74
B	Détermination des dérivées de stabilité en lacet C_{R_β} et C_{Y_β}	76
B.1	Contribution de l'aile et du fuselage à C_{R_β}	76
B.2	Contribution de l'empennage horizontal à C_{R_β}	77
B.3	Contribution de l'empennage vertical à C_{R_β}	77
B.4	Contribution de l'aile et du fuselage à C_{Y_β}	77
B.5	Contribution de l'empennage vertical à C_{Y_β}	78

C Détermination des dérivées par rapport aux contrôles	83
C.1 $C_{R_{\delta_a}}$ et $C_{Y_{\delta_a}}$	83
C.2 $C_{S_{\delta_r}}$, $C_{R_{\delta_r}}$ et $C_{Y_{\delta_r}}$	84
C.3 $C_{L_{\delta_e}}$ et $C_{M_{\delta_e}}$	84
D Détermination du moment de charnière des surfaces de contrôle	91
D.1 c_h et C_h	91
D.2 c_{h_α} et C_{h_α}	92
D.3 c_{h_δ} et C_{h_δ}	94
Bibliographie	101

Table des figures

1.1	Schéma du drone suite au pré-dimensionnement de 2009-2010 [13]	2
1.2	Plan du drone suite au pré-dimensionnement de 2009-2010 [13]	4
2.1	Effet de l'angle de flèche [10]	8
2.2	Effet du fuselage et de l'empennage vertical	9
2.3	Contribution des empennages aux dérivées de stabilité en fonction de leur taille	12
2.4	Evolution des dérivées de stabilité avec l'envergure des empennages verticaux	13
3.1	Moment de lacet adverse	15
3.2	Destructeur de portance	16
3.3	Différents types d'ailerons	17
3.4	Performance des différents types de « flaps » [11]	18
3.5	Evolution des déflexions des gouvernes et ailerons avec leur envergure	22
3.6	Evolution des déflexions des gouvernes et ailerons avec l'angle de lacet	23
3.7	Déflexion de l'élévateur satisfaisant l'équilibre pour différentes envergures	26
3.8	Servomoteur C131	29
5.1	Maquette à échelle 1/2 réalisée pour l'étude aérodynamique	33
5.2	Maquette à échelle 1/1 réalisée pour l'étude de la propulsion	34
5.3	Arrière de la maquette de l'étude en propulsion	34
5.4	Fixation de l'hélice sur le rotor du moteur	35
5.5	Capteur NANO 25	36
5.6	Capteurs permettant les mesures pour la propulsion	36
6.1	Variation du coefficient de portance avec l'angle d'attaque au fuselage pour $\beta = 0^\circ$	40
6.2	Polaire du drone pour $\beta = 0^\circ$	41
6.3	Evolution avec le coefficient de portance pour $\beta = 0^\circ$	42

6.4	Evolution avec l'angle d'attaque au fuselage pour $\beta = 0^\circ$	43
6.5	Influence sur le roulis d'une perturbation en lacet, $\alpha_e = 0^\circ$	44
6.6	Influence sur le roulis d'une perturbation en lacet, $\alpha_e = 0^\circ$	45
6.7	Schéma de principe du fonctionnement d'une hélice	46
6.8	Evolution de la poussée en fonction de la puissance moteur pour une vitesse de vol de 15 m/s et pour différents diamètres d'hélice	47
6.9	Poussée et traînée en fonction de la vitesse de vol et pour une hélice de 55 centimètres	48
8.1	Polaires théorique et expérimentale du drone pour $\beta = 0^\circ$	53
8.2	Stabilité latérale et perturbation en lacet, $\alpha_e = 8^\circ$	55
9.1	Stabilité longitudinale et position du centre de gravité	57
9.2	Nouvelle position du centre de gravité	58
9.3	Evolutions du coefficient de tangage après modification de la position du centre de gravité	60
9.4	Influence sur le roulis d'une perturbation en lacet après modification de la position du centre de gravité, $\alpha_e = 0^\circ$	61
9.5	Variation de C_M avec i_t	63
9.6	Variation de C_M en fonction de C_L après modification du centre de gravité et de l'angle de calage	64
9.7	Vitesse minimale pour compenser le poids à $\alpha_e = 0^\circ$	65
9.8	Poussée minimale à $\alpha_e = 0^\circ$ et $\phi = 0^\circ$	66
9.9	Hélice et arrière du fuselage	66
9.10	Amélioration à la géométrie de l'arrière du fuselage	67
12.1	Schéma du drone obtenu suite au pré-dimensionnement de 2010-2011 [13]	72
A.1	Plans du drone obtenus suite au pré-dimensionnement de 2010-2011	75
B.1	Contribution de A sur le roulis du à β	78
B.2	Définition du paramètre z_w	78
B.3	Définition des paramètres z_v et l_v	79
B.4	Définition du paramètre $\frac{C_{S\beta_v(wfh)}}{C_{S\beta_{veff}}}$	79
B.5	Définition du paramètre $C_{S\beta_{veff}}$	80
B.6	Définition du paramètre K_N	81
B.7	Définition du paramètre K_{Rl}	82

C.1	Paramètre d'efficacité en roulis	86
C.2	Paramètre $(c_{l\delta})_{theory}$ et $\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{theory}}$	87
C.3	Paramètre K_a	88
C.4	Paramètre k'	89
C.5	Paramètre K_b	89
C.6	Paramètre $\frac{a_{\delta CL}}{a_{\delta c_l}}$	90
D.1	Définitions des angles au bord de fuite	93
D.2	Dérivée du moment de charnière due à l'angle d'attaque	95
D.3	Effet de l'épaisseur et de l'angle du bord de fuite	96
D.4	Effet de la forme du bord d'attaque et de la position de la charnière	97
D.5	Effet de l'espacement entre la surface principale et la surface de contrôle	97
D.6	Facteurs correctifs pour le passage en 3D	98
D.7	Dérivée du moment de charnière due à la déflexion de la surface de commande	99
D.8	Effet de la forme du bord d'attaque et de la position de la charnière	100
D.9	Effet de la forme du bord d'attaque et de la position de la charnière	100

Liste des tableaux

1.1	Propriétés aérodynamiques des profils NACA 2412 et NACA 0012	2
2.1	Contributions aux dérivées de stabilité	11
3.1	Plages d'envergures et de corde des contrôles	19
3.2	Efficacité des ailerons et gouvernes à $\alpha_e = 8^\circ$ et $\alpha_e = 0^\circ$	23
3.3	Résultats obtenus avec Tornado	26
3.4	Résultats obtenus avec la modélisation semi-analytique	27
3.5	Coefficients et moments de charnières maximum en fonction des surfaces de commande	28
3.6	Caractéristiques des servomoteurs sélectionnés	28
4.1	Résultats obtenus dans la partie I	30
6.1	Paramètres de la courbe de portance	39
6.2	Paramètres de la polaire	41
7.1	Résultats obtenus suite à l'étude en soufflerie	50
9.1	Stabilité avant et après modification de la position du centre de gravité	59

Liste des symboles

α_e	angle d'attaque du fuselage	rad
$\alpha_{C_{D_{min}}}$	angle correspondant au coefficient de trainée minimum	rad
$\alpha_{c_{l0}}$	angle à portance nulle d'un profil	rad
$\alpha_{C_{L0}}$	angle à portance nulle	rad
$\alpha_{C_{L_{max}}}$	angle correspondant au coefficient de portance maximum	rad
$\alpha_{C_{L_{min}}}$	angle correspondant au coefficient de portance minimum	rad
α_{max}	angle d'attaque maximal de l'aile pour le design des servos	rad
$\alpha_{t_{max}}$	angle d'attaque maximal de l'emp. horizontal pour le design des servos	rad
β	angle de dérapage	rad
β_{max}	angle d'attaque maximal des gouvernes pour le design des servos	rad
$\ddot{\theta}$	accélération angulaire au décollage	rad/s ²
Δp	saut pression statique provoqué par l'hélice	Pa
δ	déflexion d'un surface de contrôle	rad
δ_a	déflexion des ailerons	rad
δ_e	déflexion de l'élévateur	rad
δ_r	déflexion des gouvernes	rad
$\delta_{a_{max}}$	déflexion maximale des ailerons	rad
$\delta_{e_{max}}$	déflexion maximale de l'élévateur	rad
$\delta_{r_{max}}$	déflexion maximale des gouvernes	rad
μ	coefficient de frottement de la zone de décollage	-
ϕ	angle de roulis	rad
ρ	masse volumique de l'air	kg/m ³
a	accélération au décollage	m/s ²
A_{prop}	surface du disque d'hélice	m ²
b	envergure d'une surface portante	m

c	corde d'une surface portante	m
C_h	coefficient de moment de charnière	-
C_R	coefficient de roulis	-
C_Y	coefficient de lacet	-
$C_{D_{\alpha_e=0}}$	coefficient de trainée à $\alpha_e = 0^\circ$	-
$C_{DC_{L,max}}$	coefficient de trainée associé au coefficient de portance maximum	-
$C_{DC_{L,min}}$	coefficient de trainée associé au coefficient de portance minimum	-
$C_{D_{min}}$	coefficient de trainée minimum	-
$C_{D_{wt}}$	coefficient de trainée obtenu en soufflerie	-
c_{l_α}	pente de la courbe de portance d'un profil	rad^{-1}
$C_{L_{\alpha_e=0}}$	coefficient de portance à α_e nul	-
$C_{L_{\alpha_e}}$	pente de la courbe de portance	rad^{-1}
$C_{L_{max}}$	coefficient de portance maximum	-
$c_{l_{max}}$	coefficient de portance maximum d'un profil	-
$C_{L_{min}}$	coefficient de portance minimum	-
$C_{L_{th}}$	coefficient de portance obtenu de manière théorique	-
$C_{L_{wt}}$	coefficient de portance obtenu en soufflerie	-
C_{M_0}	coefficient de tangage à portance nulle	-
$C_{M_{\alpha_e=0}}$	coefficient de tangage à α_e nul	-
$C_{M_{\alpha_e}}$	pente de la courbe $C_M - \alpha_e$	rad^{-1}
$C_{M_{\delta_e}}$	dérivée du coefficient moment de tangage par rapport à l'élévateur	rad^{-1}
$c_{m_{ac}}$	coefficient de moment de tangage au centre aérodynamique d'un profil	-
C_{MC_L}	pente de la courbe $C_M - C_L$	rad^{-1}
$C_{M_{i_t=0}^\circ}$	coefficient de tangage à angle de calage nul	-
$C_{M_{i_t}}$	pente de la courbe $C_M - i_t$	rad^{-1}
$C_{M_{new}}$	coefficient de tangage obtenu après modification	-
$C_{M_{th}}$	coefficient de tangage obtenu de manière théorique	-
$C_{M_{wt}}$	coefficient de tangage obtenu en soufflerie	-
C_{R_p}	coefficient d'amortissement en roulis	-
$C_{R_{\beta_{he}}}$	contribution hors empennage à la dérivée du coefficient de roulis	rad^{-1}
C_{R_β}	dérivée de du coefficient de roulis par rapport à β	rad^{-1}
$C_{R_{\delta_a}}$	dérivée du coefficient de roulis par rapport à la déflexion des ailerons	rad^{-1}

$C_{R_{\delta_r}}$	dérivée du coefficient de roulis par rapport à la déflexion des gouvernes	rad^{-1}
$C_{R_{\delta}}$	dérivée du coefficient de roulis par rapport à la déflexion d'un contrôle	rad^{-1}
$C_{Y_{\beta_{he}}}$	contribution hors empennage à la dérivée du coefficient de lacet	rad^{-1}
$C_{Y_{\beta}}$	dérivée du coefficient de lacet par rapport à β	rad^{-1}
$C_{Y_{\delta_a}}$	dérivée du coefficient de lacet par rapport à la déflexion des ailerons	rad^{-1}
$C_{Y_{\delta_r}}$	dérivée du coefficient de lacet par rapport à la déflexion des gouvernes	rad^{-1}
$C_{Y_{\delta}}$	dérivée du coefficient de lacet par rapport à la déflexion d'un contrôle	rad^{-1}
D_{to}	trainée au décollage	N
i_t	angle de calage de l'empennage horizontal	rad
I_{yy}	inertie de rotation	kgm^2
L_{to}	portance au décollage	N
m	masse totale	kg
M_h	moment de charnière	Nm
M_{aero}	moment de tangage engendré par les surfaces portantes sans l'élévateur	Nm
M_e	moment de tangage engendré par l'élévateur	Nm
p	« roll rate »	-
p_0	pression statique loin de l'hélice	Pa
q	pression dynamique	$\text{kg}/(\text{ms}^2)$
S_w	surface de l'aile	m^2
T	poussée	N
T_{to}	poussée au décollage	Nm
V_0	vitesse en amont de l'hélice	m/s
V_1	vitesse de décollage	m/s
V_e	vitesse en aval de l'hélice	m/s
V_s	vitesse de décrochage	m/s
V_{min}	vitesse minimale	m/s
W	poids total	N
x_R	position longitudinale du train arrière	m
x_{cg}	position longitudinale du centre de gravité	m
Z_{cg}	position du centre de gravité par rapport au sol	m
z_T	distance entre le centre de gravité et la ligne de poussée	m

Chapitre 1

Introduction et état du projet

Depuis l'année académique 2009-2010, des étudiants de l'Université de Liège travaillent au développement d'un projet de drone. Un drone, ou UAV pour « Unmanned Aerial Vehicle », est un aéronef sans pilote qui est destiné à des missions diverses.

Pour le grand public, les drones apparaissent en général comme de petits avions militaires sans pilote et capables d'emporter une charge létale. En effet, comme la plupart des UAV sont employés par l'armée, les missions des drones sont en général la surveillance ou le combat. Bien que moins connus, il existe également des drones civils. Ceux-ci sont en général utilisés comme matériel d'observation et donc équipés de caméra et capteurs divers.

La mission drone actuellement conçu par l'ULg se situe dans la lignée des appareils civils. Il s'agit d'effectuer des prises de vue stéréoscopiques de bâtiments en tournant autour de la cible. Cet objectif impose à l'appareil des contraintes en termes de vitesse, d'altitude de vol et de stabilité. En effet, pour pouvoir prendre des images nettes, l'UAV doit pouvoir voler à basse altitude et basse vitesse. Cette dernière contrainte est très importante car elle impose à l'appareil d'être très léger.

C'est sur base de ces contraintes que le projet a débuté. En 2009-2010, quatre étudiants se sont attelés à la définition précise de la mission et à la réalisation d'une première étape de pré-dimensionnement. Toutes les informations concernant le travail réalisé précédemment peuvent être obtenues en consultant les références [2, 4, 6, 12]. Aux termes de leurs recherches, une première configuration a été fixée. Illustrée par la figure 1.1, c'est sur cette dernière que tout le travail réalisé cette année est basé.

Les plans du drone, avec les dimensions fixées en 2009-2010, sont disponibles à la figure 1.2. D'autres caractéristiques, non présentes sur les plans mais pourtant nécessaires à la suite du travail, sont présentées ici. Tout d'abord, il y a les paramètres de l'aile. Pour celle-ci, le profil choisi est un NACA 2412. Les caractéristique aérodynamiques de ce profil sont reprises à la table 1.1. L'aile n'a ni angle de dièdre, ni angle de flèche, et son angle de calage est de 3° . En ce qui concerne le stabilisateur, le profil est de type NACA 0012 dont les caractéristiques sont également reprises à la table 1.1. Pour l'empennage horizontal, le calage est positif et vaut 1° . Les empennages verticaux ont quant à eux un angle de calage nul.

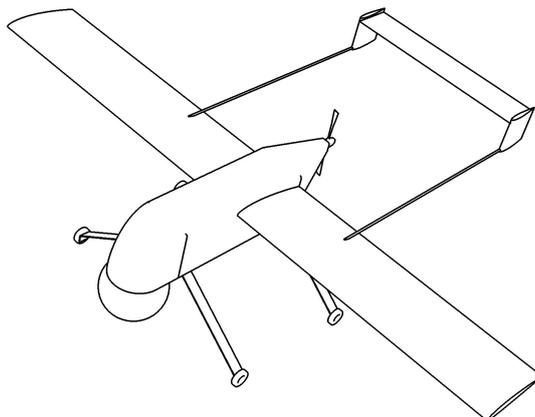


FIGURE 1.1 – Schéma du drone suite au pré-dimensionnement de 2009-2010 [13]

	NACA 2412	NACA 0012
c_{l_α}	6.016 rad^{-1}	6.876 rad^{-1}
$c_{l_{max}}$	1.68	1.4
$\alpha_{c_{l0}}$	-2°	0
$c_{m_{ac}}$	-0.047	0

TABLE 1.1 – Propriétés aérodynamiques des profils NACA 2412 et NACA 0012

Une première estimation du poids a été réalisée. Elle donne une masse de 10 kg. La position du centre de gravité a été fixée. Il se trouve à 50% de la hauteur du fuselage et à 30% de la corde de l'aile en partant de son bord d'attaque.

Le système de propulsion a également été choisi. Il s'agit de la combinaison d'une hélice avec un moteur de type « brushless » pouvant développer une puissance minimale de 1300 W.

Cette année, la suite du travail est divisée en deux parties. La première, réalisée par Laurent Wéra, est l'étude de la structure interne du drone. Des informations détaillées sur ce sujet peuvent être trouvées dans la référence [13]. La seconde partie est l'étude de l'aérodynamique de l'UAV. C'est l'objet de ce travail.

L'aérodynamique d'un aéronef étant un sujet très vaste, cette étude s'est limitée à plusieurs objectifs.

- Le premier objectif est d'améliorer l'aérodynamique du drone. En effet, les essais en soufflerie menés en 2009-2010 ont permis de constater une instabilité en lacet. Il est donc nécessaire de résoudre ce problème en agrandissant les empennages verticaux. Les nouvelles dimensions seront fixées grâce à un modèle théorique. La stabilité sera ensuite vérifiée en soufflerie.
- Le second objectif est de définir les surfaces de contrôle à employer et à les dimensionner. Il faut également déterminer les servomoteurs à employer. Cela sera fait également sur base d'une modélisation.

- Le troisième objectif est de déterminer si le système de propulsion est satisfaisant. Sur base du travail précédemment réalisé, le système de propulsion complet sera acheté. Il consiste en un moteur et son contrôleur, une hélice ainsi que des batteries. L'équipement réuni, des essais expérimentaux seront effectués pour déterminer si l'objectif est atteint.
- Enfin, le dernier objectif est général. Il s'agit d'arriver à une aérodynamique du drone qui soit capable de remplir la mission qui lui est assignée. Il s'agit notamment de s'assurer que l'UAV soit stable longitudinalement et qu'il soit capable de voler aux vitesses imposées.

Pour atteindre ces objectifs, diverses modélisations seront réalisées. Une partie entière de ce travail est donc consacrée à la description de ces modèles et au commentaire des résultats obtenus. Afin de valider les modèles, des tests expérimentaux seront effectués. Ceux-ci serviront en outre à établir l'aérodynamique de la nouvelle géométrie. La seconde partie explique les procédures expérimentales mises en place ainsi que l'outillage utilisé. Elle présente également les résultats obtenus. La troisième partie compare les résultats des modélisations avec ceux issus de l'expérience. Cela permet de valider ou non les modèles utilisés. Elle est également consacrée à la présentation des modifications faites à la géométrie suite aux résultats expérimentaux. Enfin, la dernière partie est destinée à l'intention des étudiants qui reprendront le projet en 2010-2011. Elle propose diverses directions de travail qui permettront d'arriver à l'étape de construction de l'UAV.

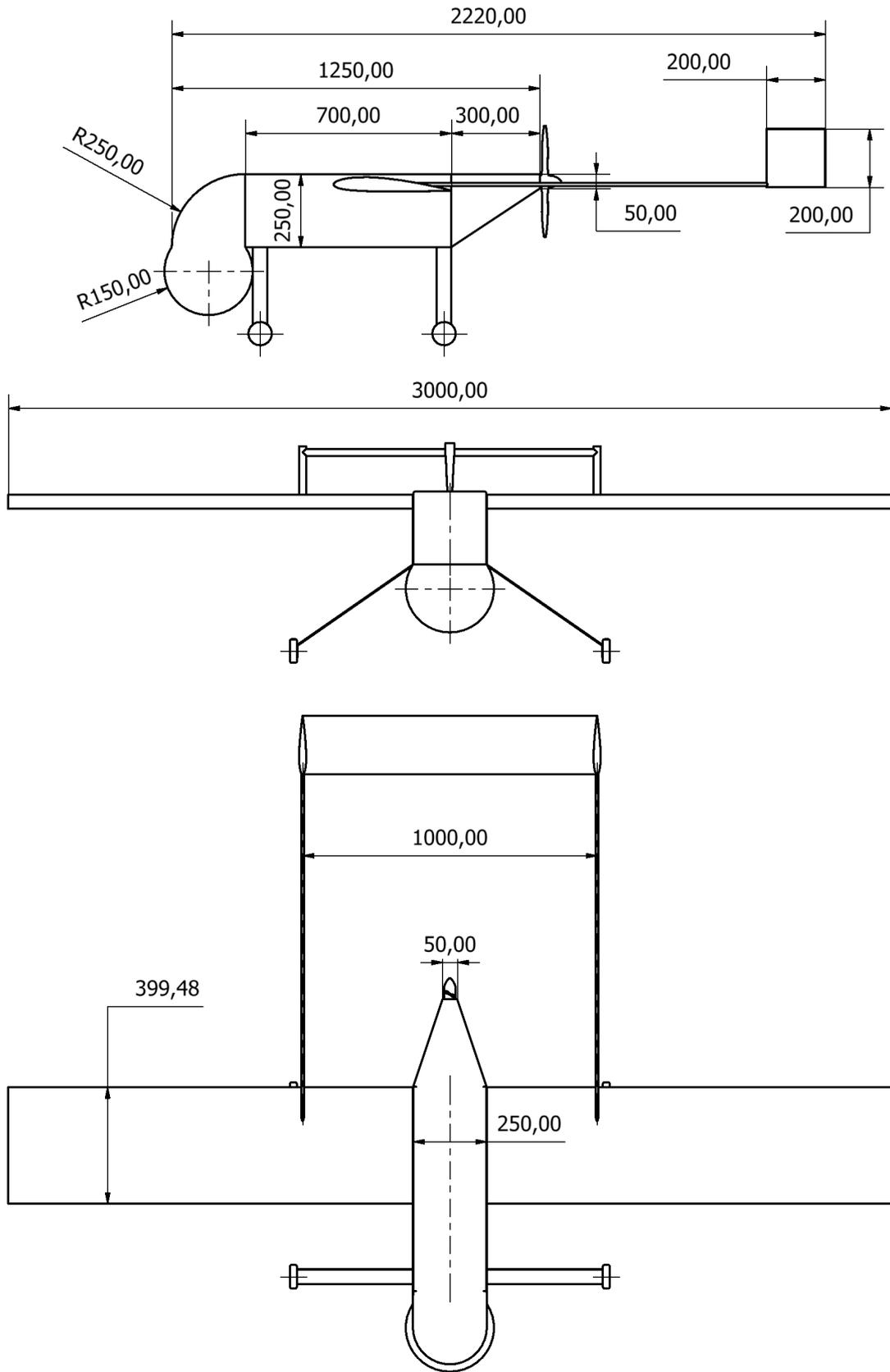


FIGURE 1.2 – Plan du drone suite au pré-dimensionnement de 2009-2010 [13]

Première partie

Modélisation

Chapitre 2

Stabilité statique latérale

La stabilité d'un avion est la capacité qu'il possède à retrouver de lui-même des conditions de vol particulières après perturbation [5]. Il existe deux grands types de stabilité : la stabilité statique et la stabilité dynamique. La première implique l'action d'une ou plusieurs forces créées par l'état perturbé pour retourner vers l'état original. Cela ne suffit néanmoins pas à assurer la stabilité dynamique. En effet, les forces créées peuvent être tellement importantes que l'avion se met à osciller. La stabilité dynamique n'est atteinte que lorsque le mouvement dynamique de l'avion finit par rejoindre l'état non perturbé [8]. La stabilité dynamique étant très complexe, ce travail aborde uniquement la stabilité statique d'un avion.

Un appareil peut être statiquement stable selon ses trois axes. La plupart des avions étant symétriques le long de leur axe longitudinal, l'analyse de la stabilité peut être divisée en deux parties. La première est la stabilité en tangage, appelée stabilité longitudinale, et la seconde est la stabilité en roulis et en lacet. Appelée stabilité latérale-directionnelle ou simplement stabilité latérale, c'est cette dernière qui est traitée ici.

Les essais menés en soufflerie durant l'année académique 2009-2010 ont permis notamment de mettre en évidence l'instabilité latérale du drone. Cela est détaillé dans la référence [6]. Il était donc nécessaire de remédier à ce problème, dû en grande partie à la sous-estimation de l'envergure des empennages verticaux.

Ce chapitre s'articule autour de cet objectif. Tout d'abord, les divers mécanismes participant à la stabilité ou l'instabilité sont brièvement rappelés. Ensuite, une modélisation est choisie de manière à pouvoir redimensionner les empennages verticaux du drone. Dans la partie 8, les résultats de la modélisation sont comparés à des résultats expérimentaux. De cette manière, il est possible de vérifier si l'objectif de stabilité latéral est atteint.

2.1 Stabilité latérale et constituants d'un appareil

Les différents constituants d'un avion contribuent positivement ou négativement à la stabilité latérale. C'est de ces influences dont il est question ici car cela est utile pour la modélisation ultérieure de la stabilité. Seuls les constituants fixes de l'appareil sont abordés. Les autres, et en particulier les commandes de vol, sont traités plus loin.

2.1.1 Aile

L'aile contribue de façon importante à la stabilité latérale d'un appareil. Plusieurs mécanismes interviennent.

Angle de dièdre

Donner un dièdre à l'aile est la manière la plus commune d'obtenir la stabilité en roulis. Si le dièdre de l'aile est non nul, les deux demi-ailes forment un angle avec le plan horizontal. Dans le cas où les demi-ailes sont vers le haut, il s'agit d'un dièdre positif. Sinon, c'est un dièdre négatif. Seul un dièdre positif augmente la stabilité [5]. Le mécanisme est le suivant. Si l'avion a un angle de roulis, la portance n'est plus alignée avec le poids. Cela cause une force horizontale qui fait déraper l'appareil. Ce dérapage engendre un vent de côté qui peut avoir deux conséquences : si le dièdre est positif, l'angle d'attaque de l'aile la plus basse augmente. Dès lors, la portance sur cette demi-aile est plus grande que sur la demi-aile haute, ce qui cause un moment de roulis restaurateur. Si le dièdre est négatif, l'angle d'attaque de la demi-aile basse diminue. Au final, l'angle de roulis augmente et l'avion est instable.

En ce qui concerne le drone, le dièdre de l'aile est nul. Ce mécanisme n'intervient donc pas dans la stabilité. Néanmoins, cette influence doit être prise en compte lors de la réalisation du modèle réduit nécessaire à l'étude en soufflerie. Les demi-ailes doivent être attachées de manière à ce que leur poids n'engendre pas de dièdre négatif.

Position verticale de l'aile

La position verticale de l'aile par rapport au centre de gravité influe également sur la stabilité en roulis. Pour des avions à aile haute, la portance s'applique au-dessus du centre de gravité. Dès lors, en cas de perturbation en roulis, un moment restaurateur est créé par le mécanisme de stabilité pendulaire. Si l'aile est une aile basse, c'est l'inverse qui se produit [5]. Le drone possède une aile haute. La stabilité en roulis est donc favorisée.

Angle de flèche

Un angle de flèche important permet l'amélioration de la stabilité en roulis. En effet, le dérapage engendré par le désalignement de la portance et du poids modifie la direction de l'écoulement vu par l'aile. Cette modification engendre une différence dans les vitesses normales au bord d'attaque vues par les deux demi-ailes. Si l'angle de flèche de l'aile est vers l'arrière, la demi-aile basse voit un écoulement plus rapide que la demi-aile haute. Elle produit donc plus de portance, ce qui engendre un moment de roulis stabilisant.

Ce phénomène peut être visualisé à la figure 2.1. L'angle de flèche joue également un rôle dans la stabilité directionnelle. Tout comme dans le cas du roulis, un angle de flèche vers l'arrière est stabilisant. Le drone est muni d'une aile droite. Ce mécanisme ne contribue donc ni à sa stabilisation, ni à sa déstabilisation.

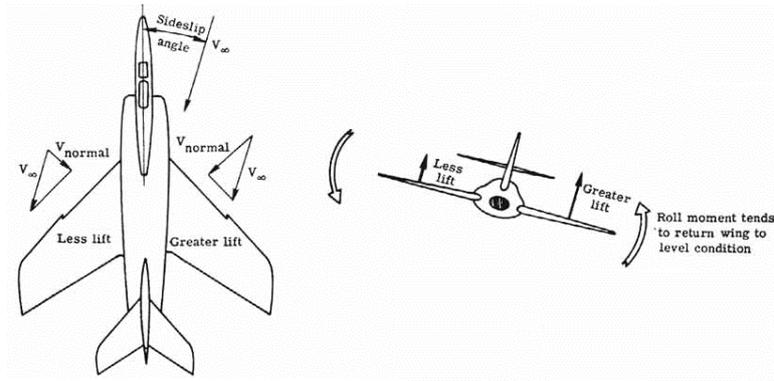


FIGURE 2.1 – Effet de l'angle de flèche [10]

2.1.2 Fuselage

Le fuselage est le plus souvent déstabilisant en lacet. En effet, en subsonique, le centre de pression du fuselage se situe aux environs des 25% de sa longueur. Ce point est en général devant le centre de gravité de l'avion. Un angle de dérapage engendre donc une force de portance qui, de part son point d'application, conduit à un moment déstabilisant. Cela est illustré à la figure 2.2¹. Sur le roulis, l'influence du fuselage est moindre. Il a surtout un effet perturbateur sur les autres mécanismes de stabilité.

Dans le cas du drone, la charge utile renforce cet effet. Lorsque le fuselage fait un angle de lacet avec l'écoulement, la traînée créée par la sphère n'est plus alignée avec le fuselage comme c'est le cas à angle de lacet nul. Cela engendre l'apparition d'un moment de lacet déstabilisant. Les modélisations se basent le plus souvent sur des résultats empiriques obtenus avec des avions traditionnels. L'effet de la charge utile ne peut donc pas être modélisé.

2.1.3 Empennage vertical

L'empennage vertical influe grandement sur le moment de lacet. En effet, si l'appareil a un angle de dérapage β avec l'écoulement, cela engendre un angle d'attaque à l'empennage valant environ β . Celui-ci génère donc une force de portance stabilisante puisque l'empennage vertical est situé derrière le centre de gravité. Cela est également représenté sur la figure 2.2.

Puisqu'il est positionné au-dessus du centre de gravité, l'empennage vertical a aussi un effet stabilisant sur le roulis [8]. Par contre, toutes les surfaces situées sous le centre de gravité ont un effet déstabilisant sur le roulis [5].

Pour le drone, l'effet déstabilisant en roulis des surfaces situées sous le centre de gravité n'est vrai que pour le train d'atterrissage, et encore, son effet est faible. Pour la charge utile ce n'est pas le cas puisque celle-ci possède une symétrie 3D.

1. image tirée de <http://www.flightlab.net>

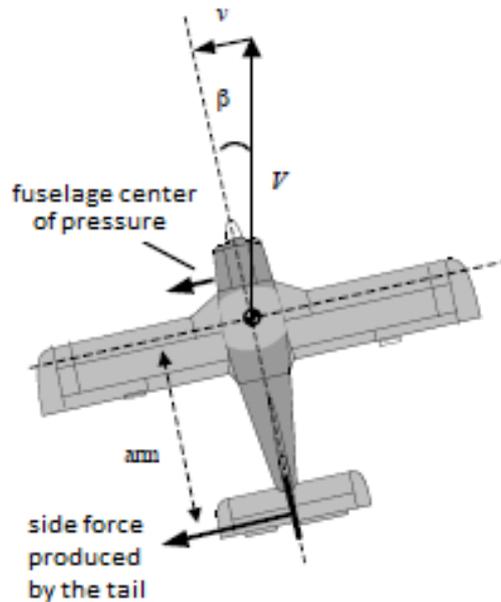


FIGURE 2.2 – Effet du fuselage et de l’empennage vertical

2.1.4 Propulsion

La propulsion n’a pas d’effet significatif en cas de fonctionnement normal. Par contre, pour un bimoteur, et dans le cas de perte de l’un d’entre-eux, elle engendre un important moment de lacet. Cependant, dans le cas du drone, le moteur est positionné dans la ligne du fuselage. L’effet sur le lacet est donc nul. Sur des avions de ligne, l’entrée d’air peut également jouer un rôle. Le « propwash » peut diminuer l’effet de dièdre donné par l’aile, et par conséquent, réduire la stabilité en roulis. En effet, si l’avion vole avec un angle de lacet, une partie de l’aile est plus influencée par le « propwash » que l’autre. Ceci est particulièrement vrai pour les monomoteurs. Dans le cas du drone, l’hélice est située à l’arrière. De ce fait, l’influence sur l’aile est très fortement réduite. Par contre, l’effet sur le stabilisateur peut ne pas être négligeable. Vu la rotation de l’hélice, l’écoulement en aval possède une composante rotative. Dès lors, les empennages verticaux sont soumis à un angle de lacet qui peut perturber la stabilité. Malheureusement, ce phénomène appelé « p-effect » est difficile à prédire et rarement pris en compte dans les modélisations [8].

2.2 Dimensionnement des empennages verticaux

Suite aux essais en soufflerie menés en 2010, il avait été constaté que la stabilité latérale était insuffisante. La géométrie générale du drone étant fixée, il est nécessaire d’augmenter la taille des empennages verticaux pour assurer la stabilité en lacet et en roulis. Pour ce faire, les marges de stabilité en roulis et en lacet sont imposées, ce qui revient à imposer les dérivées de stabilité $C_{R\beta}$ et $C_{Y\beta}$. En effet, ces dérivées dépendent entre autre de l’envergure des empennages verticaux.

Pour imposer C_{R_β} et C_{Y_β} , il est nécessaire d'avoir une modélisation qui permet de les estimer en fonction de la géométrie de l'appareil. Pour cela, il existe différents modèles qui prennent en compte différentes choses. Afin d'effectuer un dimensionnement de l'envergure des empennages optimal, il est nécessaire que la modélisation effectuée représente au mieux le drone. C'est dans ce but que les modèles des références McCormick [7], Raymer [8] et Roskam [9] sont comparés. Une fois la modélisation la plus pertinente choisie, la taille des empennages verticaux peut être déterminée.

2.2.1 Estimation des dérivées de stabilité en lacet

Les contributions aux dérivées de stabilité en lacet et en roulis peuvent être séparées en deux parties : d'une part la contribution dépendant des empennages verticaux et d'autre part celle du reste de l'appareil. C'est sur cette base que les modèles proposés sont comparés.

2.2.2 Contribution autres que celles des empennages verticaux

Tout d'abord, les contributions autres que celles des empennages verticaux sont comparées. Pour les trois références, l'influence de l'hélice n'est pas modélisée. Les méthodes des références [7], [8] et [9] prennent toutes trois en compte les contributions de l'aile et du fuselage. La méthode de la référence [9] prend aussi en compte l'influence de l'empennage horizontal. Une fois implémentées, les méthodes donnent les valeurs reprises dans la table 2.1. Pour que la contribution soit stabilisante, il faut que $C_{Y_{\beta_{he}}} > 0$ et $C_{R_{\beta_{he}}} < 0$. En observant la table 2.1, il est visible que c'est l'influence de l'aile qui est dominante sur la stabilité en roulis. L'influence de l'empennage horizontal apportée par la méthode de la référence [9] est quasiment nulle. En ce qui concerne l'aile, les trois méthodes permettent de tenir compte de sa position, de son angle de flèche, de son « taper », ainsi que de son angle de dièdre. Vu la configuration du drone, toutes ces contributions sont stabilisantes. Il faut donc que la somme des contributions hors empennages verticaux soit négative pour le roulis. Vu la valeur obtenue par la méthode du McCormick, cette dernière n'est pas retenue.

Pour la stabilité en lacet, le Raymer permet de tenir compte de l'effet de l'aile ainsi que de celui du fuselage. Avec les deux autres références, c'est uniquement l'effet du fuselage qui est représenté. Il a été vu précédemment que l'aile n'a que peu d'influence sur le lacet, à tout le moins dans la configuration propre au drone. Dès lors, cette contribution doit être faible. Par contre, le fuselage a un effet déstabilisant important. Une fois ces deux contributions regroupées, il doit subsister une instabilité traduite par une valeur négative de la somme. Or, ce n'est pas le cas pour la méthode de la référence [8].

		Roulis	Lacet
Raymer [8]	Aile	-0.0293	0.0208
	Fuselage	0	-0.0224
	TOTAL	-0.0293	-0.0016
Roskam [9]	Aile		0
	Fuselage	-0.0438	-0.0129
	Empennage horizontal	-0.0012	0
	TOTAL	-0.0450	-0.0129
McCormick [7]	Aile	-0.0092	0
	Fuselage	0	-0.0607
	TOTAL	-0.0092	-0.0607

TABLE 2.1 – Contributions aux dérivées de stabilité

Contribution des empennages verticaux

Après avoir implémenté les trois méthodes, l'évolution de la contribution des empennages verticaux à la stabilité est représentée à la figure 2.3.

L'examen de cette figure permet de remarquer que les méthodes des références [7] et [9] donnent des évolutions semblables, bien que la seconde évolue un peu plus rapidement. La méthode de Raymer est elle assez différente. L'évolution de la dérivée en roulis est moins rapide que pour les autres méthodes. Cependant, c'est pour celle en lacet que la différence est la plus marquée. Cela est dû au fait que la méthode de Raymer utilise une estimation du « sidewash factor » calculée pour une géométrie standard. Pour les deux autres, cette estimation n'est pas employée et le « sidewash factor » est considéré unitaire. Le « sidewash factor » représente l'effet du fuselage, et de l'aile sur les empennages verticaux. Puisque le stabilisateur du drone a une géométrie « twin-tail », l'effet du fuselage sur l'écoulement vu par les empennages verticaux est faible. Considérer un « sidewash factor » unitaire n'est donc pas une simplification trop importante.

Un avantage supplémentaire de la méthode de la référence [9] est qu'elle permet de tenir compte de la géométrie « twin tail » du stabilisateur vertical.

2.2.3 Détermination de l'envergure

Les remarques faites précédemment permettent de sélectionner la modélisation de la référence [9]. C'est en effet celle qui reflète le mieux la géométrie du drone.

Une fois ce choix effectué, l'envergure des empennages verticaux peut être déterminée. Pour cela, des valeurs à atteindre pour C_{R_β} et C_{Y_β} sont fixées. Pour que l'appareil soit stable, ceux-ci doivent être respectivement négatif et positif. Cependant, un appareil peut être plus ou moins stable. De manière générale, la stabilité latérale est bien souvent moindre que la stabilité directionnelle. Cela s'explique par le fait qu'une stabilité latérale trop importante par rapport à la stabilité directionnelle peut provoquer le phénomène de roulis hollandais qui est difficile à corriger. Néanmoins, une trop grande stabilité en lacet par rapport à celle en roulis n'est pas sans inconvénient. En effet, une instabilité spirale peut apparaître.

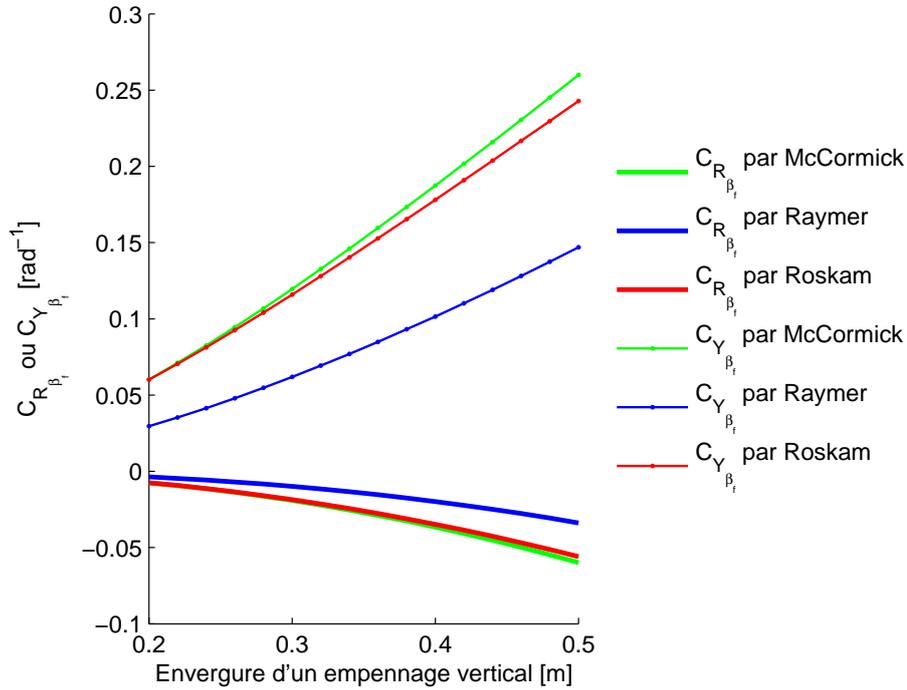


FIGURE 2.3 – Contribution des empennages aux dérivées de stabilité en fonction de leur taille

En tenant compte de ces remarques, les valeurs des dérivées de stabilité à atteindre sont fixées à $C_{R_{\beta}} = -0.05$ et $C_{Y_{\beta}} = 0.1$. Ces valeurs sont issues de la référence [8]. La contribution des empennages à $C_{R_{\beta}}$ et $C_{Y_{\beta}}$ est ensuite calculée pour diverses envergures. Après ajout de la contribution du reste de l'appareil, la figure 2.4 est obtenue.

En se basant sur cette figure, les commentaires suivants peuvent être faits : les mécanismes de stabilité hors empennages du drone sont quasiment suffisants pour assurer la stabilité en roulis. Avec la contribution des empennages verticaux à leur taille initiale, soit 20 centimètres, la stabilité en roulis requise est atteinte. Par contre, ces mêmes mécanismes sont déstabilisants en lacet puisque la courbe $C_{Y_{\beta}}$ hors fin est négative. La taille des empennages est donc déterminée par le lacet. Un agrandissement d'un peu moins de 50% est nécessaire pour obtenir la stabilité désirée.

Pour se prémunir d'une éventuelle surestimation de la stabilité par la modélisation, les empennages verticaux réalisés pour les essais en soufflerie sont d'une envergure légèrement supérieure, soit 34 centimètres. Les dérivées de stabilité correspondantes sont $C_{R_{\beta}} = -0.07$ et $C_{Y_{\beta}} = 0.13$ pour un angle d'attaque au fuselage nul. Pour un angle d'attaque au fuselage supérieur, soit $\alpha_e = 8^\circ$, les valeurs obtenues sont $C_{R_{\beta}} = -0.09$ et $C_{Y_{\beta}} = 0.12$. La connaissance de ces valeurs est importante pour le dimensionnement des surfaces de commande effectué par la suite.

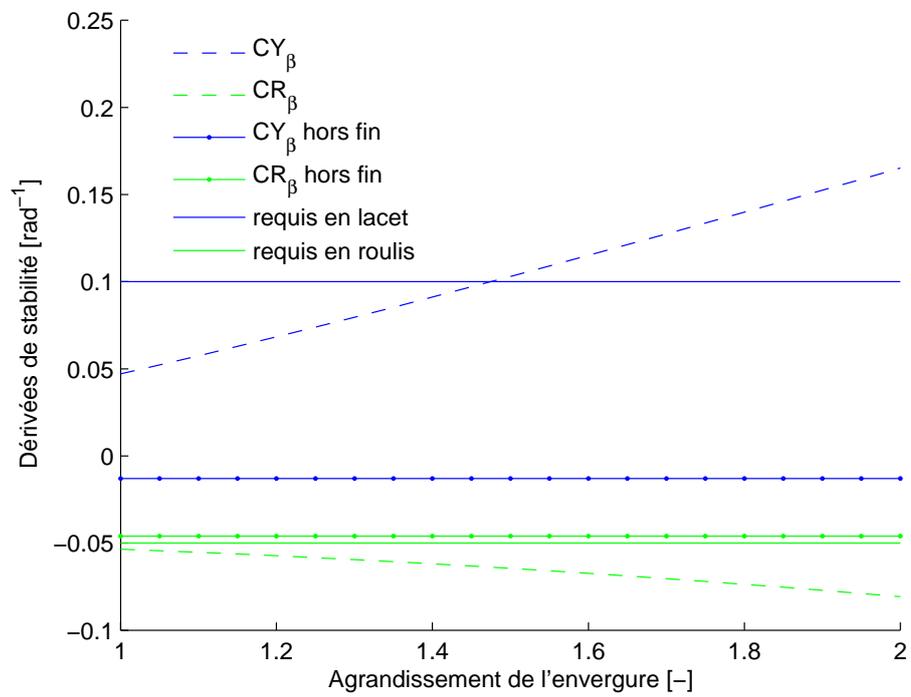


FIGURE 2.4 – Evolution des dérivées de stabilité avec l'envergure des empennages verticaux

Chapitre 3

Surfaces de contrôle

Ce chapitre est consacré aux surfaces de contrôles que sont les ailerons, les gouvernes et l'élevateur. Il a pour but la détermination des envergures des commandes, ainsi que le choix des servomoteurs qui leur sont associés. Il s'organise de la manière suivante.

Tout d'abord, l'utilité et les diverses possibilités de commandes sont expliquées. Sur base des avantages et inconvénients de chacune, un choix approprié dans le cas du drone est effectué.

Ensuite, les envergures des contrôles sont déterminées. Cela peut être fait en basant le dimensionnement sur des critères devant être respectés. En effet, pour ce faire, les commandes doivent avoir une puissance suffisante, puissance déterminée entre autre par leur envergure. De manière à vérifier l'ordre de grandeur des puissances obtenues, une comparaison est effectuée avec une modélisation numérique basée sur la méthode des panneaux.

Une fois les dimensions fixées, il est possible de déterminer les servomoteurs à employer. Le choix est basé sur le couple nécessaire pour obtenir les déflexions maximales des commandes à vitesse maximale.

3.1 Configuration des surfaces de contrôle

Cette partie est consacrée au choix de la configuration des surfaces de commande. Il existe en effet plusieurs techniques qui permettent le contrôle d'un avion. Après avoir abordé les avantages et inconvénients de certaines d'entre elles, une configuration est retenue et est décrite à la fin de la section.

3.1.1 Commande de profondeur

La commande de profondeur est située à l'arrière du drone. Elle permet de le cabrer ou de le faire piquer en faisant varier la charge aérodynamique créée par l'empennage horizontal. Cette commande peut être de deux types. Soit tout l'empennage horizontal est articulé autour d'un axe, soit la rotation est permise pour une partie seulement de sa surface. La première configuration est appelée empennage monobloc, tandis que le second cas représente celui d'un élevateur.

Les empennages monoblocs sont surtout utilisés dans le cas des avions volant en haut subsonique. Dans ce cas, cette technique est plus efficace car elle permet d'éviter les ondes de choc qui peuvent se former lorsqu'un élévateur est utilisé. Ils sont également employés dans le cas des avions légers. Un empennage monobloc est plus puissant qu'un élévateur de même envergure puisque la surface en rotation est plus grande [11]. Il peut donc être efficace avec de faibles déflexions. Cependant, l'utilisation de ce type d'empennage ne présente pas que des avantages. Comme la force qu'il génère est importante, il doit être combiné avec un « tab » qui permet de réduire la force sur la charnière.

3.1.2 Commande de lacet

La commande de lacet est la gouverne. Il s'agit d'une partie de l'empennage vertical qui est articulée. En général, les gouvernes débutent au niveau du fuselage et s'étendent sur toute l'envergure de l'empennage vertical. Tout comme dans le cas des élévateurs, la corde des gouvernes varie entre 25 et 50% de celle de l'empennage. La configuration du drone engendre la présence de deux gouvernes. Leur taille est limitée par la déflexion maximale de l'élévateur de manière à éviter les interférences.

3.1.3 Commande de roulis

Types de commandes

Le contrôle en roulis s'effectue grâce aux ailerons. Ce sont des surfaces rotulées placées au bord de fuite des bouts d'aile. Ils permettent de modifier la cambrure de l'aile à ses extrémités et donc la portance produite. Comme les ailerons sont défléchis de manière antisymétrique, il en résulte un moment de roulis. De plus, il découle de la modification de portance une modification de la traînée induite, elle aussi antisymétrique. Il s'en suit l'apparition d'un moment de lacet [3]. Malheureusement, ce moment cause une rotation en lacet dans le sens inverse à celui désiré. Ce phénomène est illustré à la figure 3.1¹.

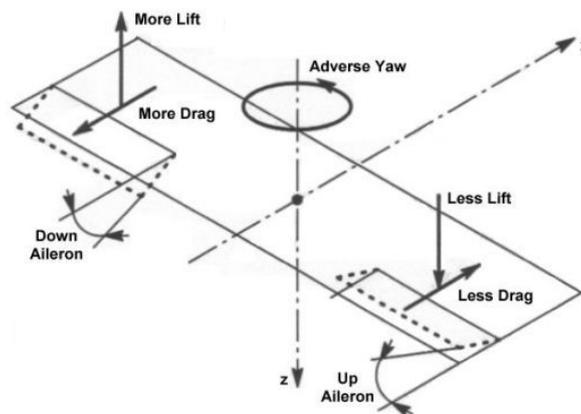


FIGURE 3.1 – Moment de lacet adverse

1. image tirée de <http://www.aerospaceweb.org>

Pour diminuer cet effet, il existe plusieurs méthodes.

1. Les destructeurs de portance ou « spoilers » : tout d'abord, il est possible d'employer des destructeurs de portance. Ils consistent en des surfaces mobiles placées sur l'extrados de l'aile. Lorsqu'ils sont actionnés, la portance diminue et la traînée augmente. Le moment de lacet engendré est alors dans le bon sens. Cette technique est illustrée par la figure 3.2. Cependant, elle cause des modifications importantes dans l'amplitude des forces. Il est donc difficile d'avoir un contrôle précis de l'appareil [8] ;

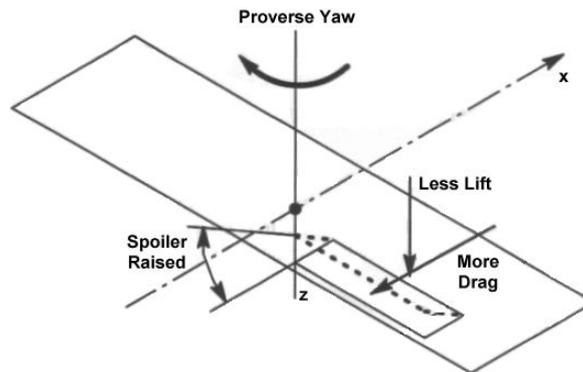


FIGURE 3.2 – Destructeur de portance

2. Les « differential aileron deflection » : une autre possibilité est d'agir sur la traînée produite par les ailerons. Dans le cas précédent, la traînée de profil produite est identique pour les deux ailerons. Le moment de lacet adverse est donc créé uniquement par la traînée induite. Pour rappel, la traînée induite est la contribution due à la génération de portance, et la traînée de profil est celle produite par la forme. La traînée produite peut donc être modifiée en jouant sur la traînée induite. A cette fin, les deux ailerons ne sont pas défléchis de la même manière. L'angle de l'aileron défléchi vers le haut est important tandis que l'autre angle est faible. Il y a donc une différence de traînée de profil entre la demi-aile droite et la demi-aile gauche, ce qui engendre un moment de lacet dans le sens désiré [3]. Cela est illustré à la figure 3.3(a)². Le moment de lacet créé atténue alors le moment de lacet adverse. Néanmoins, l'effet est limité. De plus, cette technique requiert une programmation des commandes assez compliquée ;
3. Les « Frise ailerons » : il est aussi possible de modifier la traînée de profil des ailerons en jouant sur leur forme. C'est le cas des « Frise ailerons ». Ceux-ci sont spécialement conçus pour créer une traînée de profil importante lorsqu'ils sont défléchis vers le haut. Celle-ci est par contre très faible lorsque l'aileron est défléchi vers le bas. Ce phénomène est illustré par la figure 3.3(b). Ce faisant, le moment de lacet adverse est diminué [3]. Cette méthode est relativement simple à mettre en œuvre puisqu'elle ne demande qu'une modification de la forme du bord d'attaque des ailerons.

2. image tirée de <http://www.aerospaceweb.org>

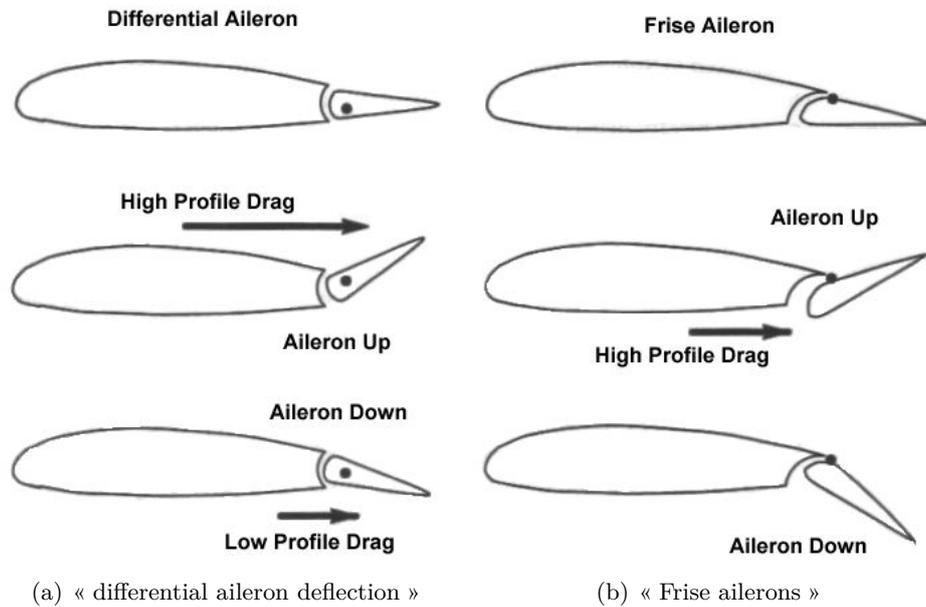


FIGURE 3.3 – Différents types d’ailerons

Phénomène d’inversion de commande

Avant d’aborder la suite, il est utile de parler du phénomène de « control reversal », et ce en particulier dans le cas des ailerons. Lors de ce phénomène, la déflexion des commandes provoque un effet inverse à celui attendu. Cela se produit lorsque la charge sur l’aileron est tellement importante qu’elle provoque une déformation de l’aile qui se tord. Cette torsion modifie la cambrure de l’aile. Cela modifie la portance mais dans le sens opposé à celui désiré. Le moment de roulis engendré par la modification de portance est alors moindre que celui attendu [8]. Dans le pire des cas, il est même opposé. Le contrôle des commandes est alors perdu. Dans l’aviation civile, l’emploi de « spoilers » ou d’ailerons placés près du fuselage permet d’éviter ce problème [8]. Dans le cas du drone, les vitesses sont relativement faibles. Le phénomène d’inversion de commande peut donc être évité en soignant la structure de l’aile.

3.1.4 Dispositifs hypersustentateurs

Ce type de dispositifs vise à augmenter la portance du drone à basse vitesse, ce qui est primordial pour les phases de décollage, d’approche et d’atterrissage. Cet objectif peut être atteint de différentes manières. Le plus souvent, la cambrure de l’aile, ainsi que sa surface sont augmentées. Sur les avions de ligne traditionnels, ce sont des « flaps », ou volets, qui sont généralement utilisés. Ce procédé permet d’augmenter la cambrure de l’aile en abaissant la partie arrière de celle-ci. Il existe plusieurs types de « flaps » présentant tous des avantages et inconvénients. La figure 3.4 permet de visualiser le mécanisme ainsi que de comparer les performances des différentes techniques.

1. Les « split flaps » : un pivot est installé sur la partie basse de l'aile située en arrière du dernier longeron. En s'abaissant, cette surface augmente la cambrure. Cette technique est simple à mettre en œuvre et relativement légère. Cependant, la traînée engendrée est importante, en particulier pour les petites déflexions [11] ;
2. Les « plain flaps » : dans ce cas, c'est toute la partie derrière le dernier longeron qui est rotulée. En général, le vide entre le volet et l'aile est comblé de manière à atteindre de meilleures performances. Ce type de mécanismes produit moins de traînée que le mécanisme précédent. Néanmoins, pour des déflexions supérieures à 15° l'écoulement se détache au niveau de l'articulation. Les performances sont alors celles des « split flaps » [11] ;
3. Les « single slotted flaps » : ces dispositifs sont similaires aux « plain flaps » mais avec un espace entre l'aile et le volet. Cela permet à l'air en dessous de l'aile de sortir par le haut [8]. Cela tend à stabiliser la couche limite, ce qui permet de défléchir les volets jusqu'à 40° sans avoir de décrochage. Les performances de cette technique sont très dépendantes de la forme du vide. Néanmoins, c'est souvent ce qui est utilisé sur les avions légers ;
4. Les « multiple slotted flaps » : ce système est similaire à celui des « single slotted flaps » mais ici, il y a plusieurs vides. Cela les rend très supérieurs dans le cas des très fortes déflexions. Comme dans le cas précédent, il existe plusieurs degrés de sophistications mécaniques [11] ;
5. Les « flowered flaps » : il s'agit en fait de « single slotted flaps » qui reculent vers l'arrière de l'aile. Le vide qui en résulte est comblé par une peau qui se prolonge quasiment jusqu'au bord de fuite. Il s'agit du système le plus efficace car il combine l'augmentation de cambrure avec l'augmentation de surface de l'aile.

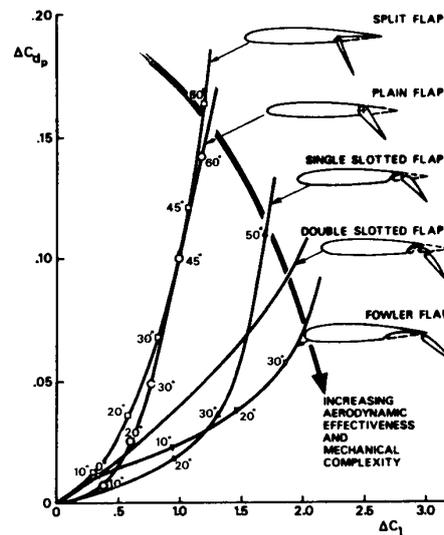


FIGURE 3.4 – Performance des différents types de « flaps » [11]

3.1.5 Types de contrôles choisis

La configuration retenue pour la commande de profondeur est celle d'un élévateur. En effet, dans le cadre du drone, le choix d'un empennage monobloc pourrait rendre le pilotage plus difficile et conduirait à un appareillage plus compliqué.

Le contrôle du lacet se fait à l'aide de deux gouvernes placées sur les empennages verticaux. L'étape de dimensionnement des surfaces doit tenir compte du fait qu'elles ne doivent pas pouvoir entrer en contact l'une avec l'autre.

Pour la commande de roulis, l'emploi de destructeurs de portance est d'emblée exclu. En effet, en plus de ne pas être adapté à la taille de l'appareil, il engendrerait un surplus de masse important. Pour diminuer le lacet adverse, l'utilisation d'ailerons simples est à éviter. Des « differential ailerons » n'apporteraient pas d'amélioration optimale. En outre, ils requerraient une programmation compliquée. Reste alors les « Frise ailerons ». De manière à réduire le lacet induit, ce type d'aileron est conçu pour produire un trainée réduite lorsqu'ils sont défléchis vers le bas. Dès lors, ils sont plus aptes à servir de substituts aux volets pour le décollage et l'atterrissage.

Par conséquent, dans le cas du drone, l'utilisation de dispositifs hypersustentateurs en tant que tels est impossible car elle causerait un surplus de masse très important. Ce sont donc les ailerons qui vont être utilisés pour fournir un accroissement de portance dans les phases de décollage et d'atterrissage.

Si la ligne de rotation est positionnée sur le haut des ailerons et que l'espace entre les ailerons et l'aile n'est pas comblé, cette configuration se rapproche de celle des « single slotted flaps ». La différence importante réside dans le fait que les ailerons sont situés en bouts d'aile alors que les dispositifs hypersustentateurs sont en général positionnés entre le fuselage et les ailerons.

La discussion effectuée jusqu'ici a permis de déterminer les types de surfaces de commandes employés. Reste encore à déterminer leurs dimensions, ce qui est réalisé par la suite. La référence [8] donne des estimations des envergures ainsi que des cordes des surfaces de contrôle généralement utilisées. Celles-ci se trouvent à la table 3.1 et sont exprimées en pourcentage de l'envergure ou de la corde de la surface principale.

	Envergure [% de b]	Corde [% de c]
Élévateur	90-100	25-50
Gouverne	90-100	25-50
Aileron	30-40	15-25

TABLE 3.1 – Plages d'envergures et de corde des contrôles

3.2 Dimensionnement des surfaces de contrôle

La configuration des contrôles sélectionnée, il faut estimer leur envergure. Cela se fait en imposant la vérification de certains critères. Ceux-ci sont différents en fonction des appareils

et doivent être remplis avec une déflexion maximale du contrôle. Dans le cas du drone, le dimensionnement est basé sur les conditions suivantes :

pour les gouvernes : elles sont dimensionnées de manière à pouvoir assurer un atterrissage par vent de côté. L'appareil à la vitesse de décollage doit pouvoir rester sur un tracé rectiligne alors qu'il est soumis à un angle de lacet de 11.5° [8];

pour les ailerons : la première estimation de leur envergure est également basée sur le critère d'atterrissage par vent de côté. En effet, il existe un couplage entre le roulis et le lacet, ce qui rend cela possible. L'envergure des ailerons doit également être suffisante pour engendrer un « roll rate » suffisant.

pour l'élévateur : sa taille est déterminée de manière à ce qu'il soit suffisamment puissant pour assurer la rotation au décollage.

Les sous-sections suivantes décrivent la démarche suivie et les résultats obtenus.

3.2.1 Dimensionnement des ailerons et gouvernes

Pour déterminer les envergures des ailerons et gouvernes nécessaires, la vérification du critère de l'atterrissage par vent de côté est imposée. Pour ce faire, ces contrôles doivent annuler les coefficients de moments de lacet C_Y et de roulis C_R . Ces coefficients sont régis par les équations (3.1) et (3.2). Elles expriment l'équilibre statique pour lequel les contributions de la propulsion, de la traînée et du « propwash » n'ont pas été prises en compte.

$$C_R = C_{R_\beta}\beta + C_{R_{\delta_a}}\delta_a + C_{R_{\delta_r}}\delta_r \quad (3.1)$$

$$C_Y = C_{Y_\beta}\beta + C_{Y_{\delta_a}}\delta_a + C_{Y_{\delta_r}}\delta_r \quad (3.2)$$

Dans ces équations, C_{R_β} et C_{Y_β} , les dérivées de stabilité par rapport à l'angle de dérapage, sont connues. En effet, elles ont été estimées plus avant et vérifiées expérimentalement. δ_a et δ_r sont les déflexions respectives des ailerons et des gouvernes. Dans le cadre du dimensionnement, elles sont fixées à leur maximum, soit 20° . C_{R_δ} et C_{Y_δ} représentent l'influence des contrôles sur le roulis et le lacet. Ils dépendent entre autres de l'envergure et de la corde des surfaces de commande. Ces paramètres peuvent être estimés grâce aux expressions analytiques décrites dans la référence [9] et rappelées en annexe. Dans ce qui suit, seules les hypothèses en rapport avec la géométrie des ailerons et des gouvernes sont expliquées.

Une fois les coefficients C_{R_δ} et C_{Y_δ} connus, les envergures sont estimées. Pour ce faire, les ailerons et les gouvernes sont supposés ne pas être actionnés simultanément. Dans la réalité ce n'est en général pas le cas. Cependant, ceci est étudié de manière à avoir des commandes de taille suffisante pour pouvoir vérifier le critère en agissant indépendamment. Si c'est possible pour les gouvernes, cela paraît difficile avec les ailerons. Par conséquent, il semble très difficile d'annuler le moment de lacet uniquement avec le lacet adverse produit par les « Frise ailerons ».

Dérivées de stabilité par rapport aux contrôles

Les dérivées par rapport aux ailerons et aux gouvernes dépendent notamment des paramètres suivants. Ne sont décrits que ceux se rapportant à la géométrie des surfaces de commande.

la position de la commande sur la surface principale :

- ailerons : plus les ailerons sont proches des bouts d’aile, plus ils sont efficaces. Généralement, ils débutent à mi-envergure pour se terminer à 90 % de l’envergure ou en bout d’aile. La différence entre les deux cas est minime en raison de la perte d’efficacité de la surface supplémentaire. Celle-ci est due aux tourbillons générés en bouts d’aile [8]. Dans le cas du drone, il a été décidé de placer leur extrémité à 5 centimètres du bout d’aile ;
- gouvernes : le plus souvent l’envergure des gouvernes est similaire à celle des empennages verticaux. Dans le cas qui nous occupe, les gouvernes débutent donc le plus près possible des poutres soutenant le stabilisateur. Cette distance est fixée initialement à 1 centimètre ;

la corde de la commande :

- ailerons : la corde des ailerons est choisie à 30% de la corde de l’aile et est constante sur toute l’envergure de l’aileron puisque le « taper » de l’aile est nul ;
- gouvernes : leur corde est fixée dans un premier temps à 30% de la corde de l’empennage. Si cela ne s’avère pas suffisant, elle est augmentée ;

le profil de la commande :

- ailerons : le profil choisi pour la modélisation est un NACA 0012. Cependant, ce n’est pas le profil utilisé en pratique. En effet, il s’agit d’un profil modifié pour avoir un aileron de type « Frise » ;
- gouvernes : le profil des gouvernes est également choisi comme étant un NACA 0012.

Une fois ces paramètres géométriques fixés, les coefficients C_{R_δ} et C_{Y_δ} peuvent être calculés. Sur cette base, la taille des commandes peut être ensuite déterminée. C’est ce qui est fait dans la suite.

Envergures des ailerons et gouvernes

La procédure qui permet d’estimer les envergures des gouvernes et ailerons est basée sur les équations (3.1) et (3.2). Pour remplir le critère d’atterrissage par vent de côté, C_R et C_Y doivent être nuls, et ce pour des valeurs de β et δ respectivement égales à 11.5° et 20° .

Dans le cadre du dimensionnement, les ailerons et les gouvernes ne sont pas défléchis simultanément. Ainsi, les équations peuvent être découplées. Les coefficients de moment sont alors annulés un par un. Pour une envergure des empennages verticaux fixée, C_{R_δ} et C_{Y_δ} sont connus. Dès lors, il est possible de déterminer la déflexion des contrôles permettant d’annuler le moment de roulis ou le moment de lacet, et ce, pour une envergure précise du contrôle. Par exemple, la déflexion des ailerons assurant l’équilibre en roulis s’écrit $\delta_a = -\frac{C_{R_\beta}\beta}{C_{R_{\delta a}}}$. En faisant de même pour le lacet et pour les gouvernes, les déflexions permettant d’annuler le roulis ou le lacet sont connues. Ainsi envergures et déflexions des surfaces de contrôle sont liées. Pour fixer l’envergure minimale, les déflexions obtenues sont comparées à la déflexion maximale autorisée, soit 20° .

En appliquant cette procédure, la figure 3.5 est obtenue. Pour ce faire, les dérivées de stabilité C_{R_β} et C_{Y_β} utilisées sont celles obtenues en soufflerie pour un angle d’attaque α_e de 8° et après modification de la position du centre de gravité. Le détail de la procédure permettant d’établir C_{R_β} et C_{Y_β} est exposé dans les parties II et III.

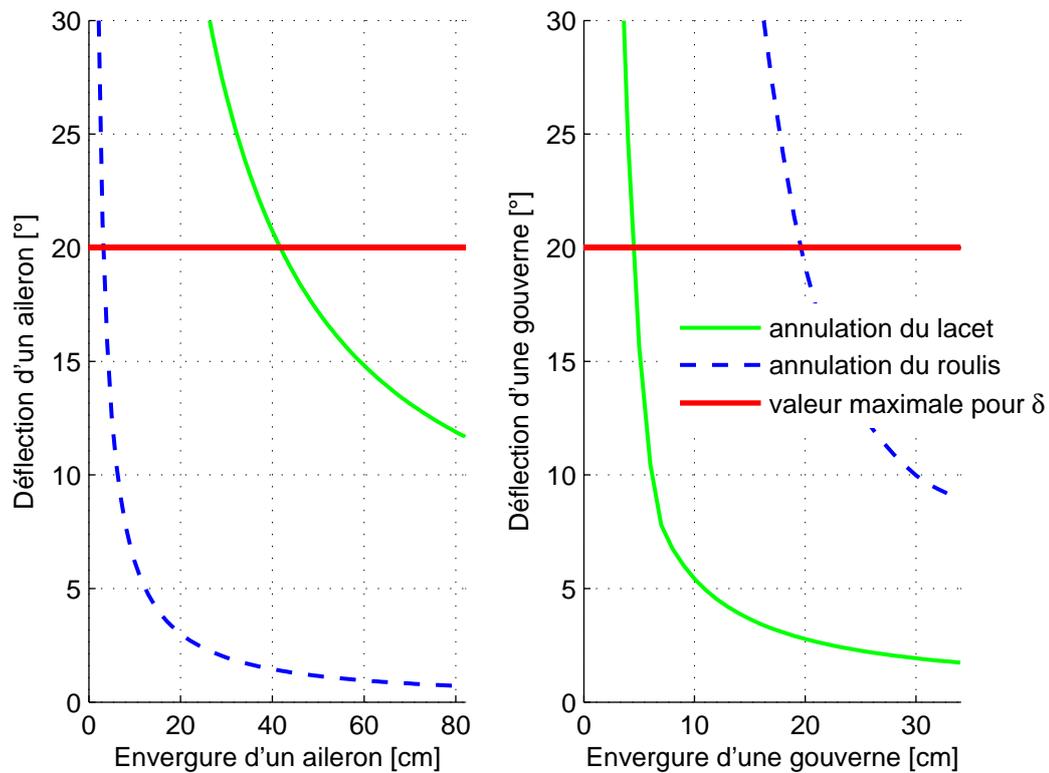


FIGURE 3.5 – Evolution des déflexions des gouvernes et ailerons avec leur envergure

La figure 3.5 engendre les commentaires suivants : une augmentation de l'envergure des contrôles permet d'annuler les moments plus facilement. Ce résultat était attendu, tout comme le fait que les ailerons annulent le roulis moyennant une envergure moindre que pour annuler le lacet. Il en est de même avec les gouvernes et le lacet. Les principales conclusions tirées de cette figure sont évidemment les tailles de contrôle nécessaires. En ce qui concerne les ailerons, l'envergure nécessaire pour annuler le lacet est de 42 centimètres, alors qu'il faut moins d'une dizaine de centimètres pour annuler le roulis. Par conséquent, le roulis induit par le dérapage est peu important et la déflexion imposée est importante puisqu'égalée à 20° . Quant aux gouvernes, l'annulation du lacet nécessite une envergure de 4 centimètres et celle du roulis, une taille de 20 centimètres.

Sur base des commentaires faits précédemment, une première estimation des envergures peut être faite. Pour les ailerons, une taille de 42 centimètres est retenue tandis que pour les gouvernes, la première estimation donne 20 centimètres. Pour ces valeurs, la modélisation analytique permet de déterminer l'efficacité des surfaces de contrôle. Afin de comparer les résultats obtenus avec une autre méthode de calcul, une modélisation numérique est réalisée avec *Tornado*. La comparaison des efficacités montre que celles obtenues avec la méthode analytique sont plus faibles que celles de la modélisation numérique. De plus, la table 3.1 montre qu'en général, les envergures des surfaces de commande sont plus importantes que celles déterminées ici. Aucune de ces trois méthodes ne peut être considérée comme donnant des résultats fiables à 100%. Pour cela, il faudrait réaliser des essais expérimentaux, ce qui

n'est pas possible à l'heure actuelle. Pour rester du côté de la sécurité, il est décidé d'imposer des envergures plus importantes. Les envergures obtenues sont alors égales à 50 centimètres pour les ailerons et 30 centimètres pour les gouvernes.

Vérification du critère d'atterrissage par vent de côté Les envergures choisies, il est possible de calculer les déflexions des gouvernes et des ailerons qui, ensemble, permettent d'annuler le lacet et le roulis engendrés par un angle de lacet. En effet, en général les gouvernes et ailerons sont utilisés simultanément. Pour déterminer ces déflexions, un angle de lacet est imposé. Ensuite, les équations (3.1) et (3.2) sont utilisées. Puisque les envergures sont fixées, $C_{R\delta}$ et $C_{Y\delta}$ sont connus. Les valeurs correspondant aux envergures choisies sont reprises à la table 3.2. Reste donc un système de deux équations à deux inconnues qui permet de déterminer le couple (δ_a, δ_r) correspondant à l'angle β imposé. C'est cela qu'illustre la figure 3.6. Elle permet de constater que pour un β valant 11.5° , les déflexions nécessaires sont bien moins importantes que la déflexion maximale de 20° . Le critère de d'atterrissage par vent de côté est donc rempli. Comparer les figures 3.6(a) et 3.6(b) permet de constater que l'angle aux ailerons nécessaire pour avoir équilibre à angle d'attaque au fuselage nul est moins important que pour $\alpha_e = 8^\circ$. L'observation de la table 3.2 permet de constater que les gouvernes sont bien plus actives sur le roulis induit à angle d'attaque nul. Par contre, les ailerons sont moins efficaces sur le lacet. En effet, cet impact est directement lié au coefficient de portance de l'aile et celui-ci est moins élevé à 0° qu'à 8° . L'angle aux gouvernes nécessaire pour annuler le lacet est donc plus ou moins égal dans les deux configurations. L'accroissement d'efficacité en roulis des gouvernes permet alors d'assurer la vérification du critère avec des déflexions d'ailerons plus faibles.

	Ailerons		Gouvernes	
	$\alpha_e = 8^\circ$	$\alpha_e = 0^\circ$	$\alpha_e = 8^\circ$	$\alpha_e = 0^\circ$
$C_{R\delta}$	0.50	0.50	0.06	0.15
$C_{Y\delta}$	-0.08	-0.05	-0.68	-0.67

TABLE 3.2 – Efficacité des ailerons et gouvernes à $\alpha_e = 8^\circ$ et $\alpha_e = 0^\circ$

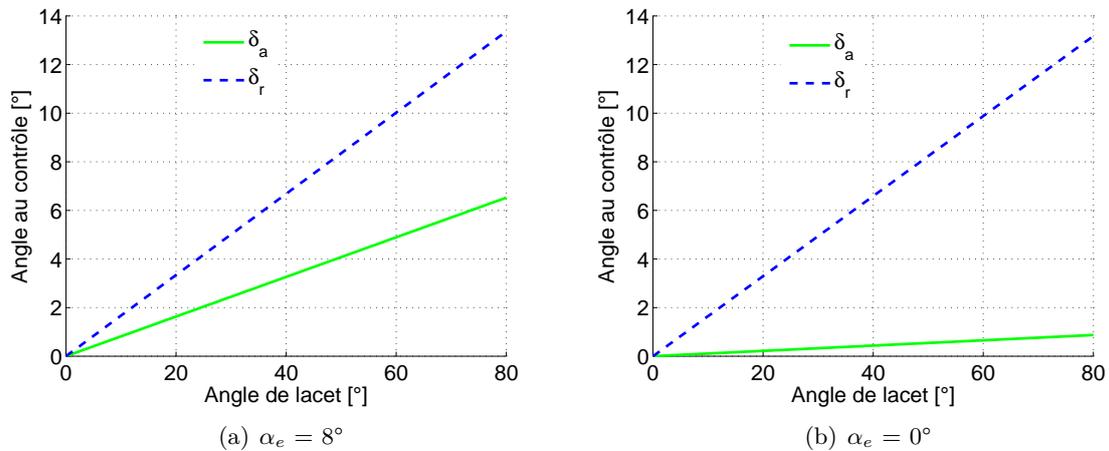


FIGURE 3.6 – Evolution des déflexions des gouvernes et ailerons avec l'angle de lacet

« **Roll rate** » obtenu Avec les dimensions choisies, le critère d'atterrissage avec vent de côté est bien rempli. Il faut à présent vérifier que les gouvernes engendrent un « roll rate » p suffisant. La référence [8] permet d'exprimer p grâce à l'équation (3.3). Dans cette dernière, C_{R_p} est déterminé dans la référence [8].

$$p = -\left(\frac{C_{R_{\delta_a}}}{C_{R_p}}\right) \delta_a \quad (3.3)$$

Pour déterminer le « roll rate » maximum du drone, il faut imposer la déflexion maximale des ailerons, soit 20° . Tous les paramètres de l'équation sont alors connus, ce qui permet de déterminer $p = 19^\circ/s$, ce qui est suffisant.

3.2.2 Dimensionnement de l'élévateur

Pour que l'élévateur soit de taille suffisante, il doit être capable d'assurer la rotation du drone au décollage, et ce pour une déflexion maximale de 30° . L'équation que gouverne l'équilibre des moments au décollage est numérotée (3.4) et est issue de la référence [9]. Cet équilibre est réalisé autour de la roue du train arrière et juste avant le début de la phase de rotation.

$$M_{aero} - T_{to}(Z_{cg} + z_T) - W(x_R - x_{cg}) + maZ_{cg} + M_e = I_{yy}\ddot{\theta} \quad (3.4)$$

L'équation (3.4) illustre l'influence de plusieurs paramètres. Ceux-ci sont repris dans la suite, avec les hypothèses en rapport.

le moment aérodynamique M_{aero} : il s'agit de la contribution de l'aérodynamique du drone, sans compter l'apport de l'élévateur. Il est calculé sur base du coefficient de moment de tangage du drone calculé sans la contribution de la poussée en croisière. L'angle d'attaque au décollage est considéré égal à 6° . Le moment aérodynamique est dépendant de l'effet de sol qui cause une augmentation de portance. Négliger celui-ci, comme c'est fait dans la suite, équivaut à se placer du côté de la sécurité, puisqu'une augmentation de portance aide au décollage. De même, la contribution de la déflexion des ailerons n'est pas considérée ;

la poussée $T_{to}(Z_{cg} + z_T)$: ce terme représente l'influence de la poussée. Cette dernière est considérée égale à la poussée nécessaire pour vaincre le frottement au sol et la traînée, et encore fournir une accélération de 1 m/s^2 . Cette condition est régie par la relation (3.5) issue de la référence [8]. Dans celle-ci, la traînée et la portance sont établies sur base des coefficients pour un angle d'attaque valant 0° . Le coefficient de frottement μ est quant à lui égal à 0.05.

$$T_{to} = ma + D_{to} + \mu(mg - L_{to}) \quad (3.5)$$

La poussée ainsi déterminée est égale à 30 N. Pour arriver au moment induit, cette dernière est multipliée par la distance verticale entre le sol et la ligne de poussée ;

le poids $W(x_{cg} - x_R)$: la contribution du poids est également prise en compte. Une masse de 14 kg est considérée. Le moment est déterminé en considérant la distance entre le centre de gravité et la position du train arrière. En effet, au moment du décollage, le train avant ne touche pas le sol. Le poids est donc appliqué sur l'arrière de l'appareil ;

l'accélération linéaire maZ_{cg} : par ce terme, c'est l'influence de l'accélération au décollage qui est prise en compte. Cette dernière est considérée égale à 1 m/s^2 ;

l'élévateur M_e : le moment engendré par la déflexion de l'élévateur est prise en compte. Celui-ci est calculé sur base de $C_{M_{\delta_e}}$ qui peut être calculé une fois l'envergure de la commande connue. Pour cela, la référence [9] est utilisée et la méthode est rappelée en annexe ;

l'accélération angulaire $I_{yy}\ddot{\theta}$: enfin, l'influence de la rotation intervient. L'inertie de rotation est approximée grâce à la référence [9] et l'accélération angulaire est considérée égale à $11^\circ/\text{s}^2$.

Pour établir les moments aérodynamiques, la vitesse à la fin de la phase au sol doit être connue. Celle-ci doit être plus grande que $V_1 = 1.1V_s$ où V_s est la vitesse de décrochage régie par la relation (3.6), dans laquelle $C_{L_{max}}$ est le coefficient de portance maximal, soit 0.95.

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{S_w \rho C_{L_{max}}}} \quad (3.6)$$

La vitesse V_1 vaut alors 14.7 m/s. Cette vitesse ne permet pas à l'élévateur d'avoir une puissance suffisante pour vérifier la condition (3.4). La vitesse de décollage est alors fixée à 16.5 m/s.

Une fois toutes les contributions connues, il est possible de déterminer l'envergure de l'élévateur qui permet de vérifier l'équilibre. Pour cela, $C_{M_{\delta_e}}$ est calculé pour plusieurs envergures et pour une corde fixée à 30% de la corde de l'empennage. Ensuite, l'angle à l'élévateur δ_e nécessaire pour satisfaire la relation (3.4) est déterminé. Cet angle doit être inférieur à un maximum fixé à 30° . La figure 3.7 représente l'évolution de la déflexion de l'élévateur en fonction de son envergure.

La figure 3.7 montre qu'une envergure d'élévateur de 92 centimètres permet de satisfaire le critère présenté à l'équation (3.4). Cela correspond au maximum admissible. Si cette surface de commande était plus grande, elle pourrait interférer avec les gouvernes. La puissance associée à cette envergure est telle que $C_{M_{\delta_e}} = -1.24$.

3.2.3 Comparaison avec Tornado

Dans l'état actuel du modèle réalisé pour les essais en soufflerie, il est impossible de déterminer les dérivées des coefficients de moment par rapport aux angles des surfaces de commande. Afin d'effectuer une première vérification des résultats obtenus par la modélisation semi-analytique, une modélisation numérique est utilisée.

Tornado permet de modéliser l'aile, le stabilisateur et les surfaces de commande du drone. Par contre, il ne permet pas de prendre en compte l'effet du fuselage. La géométrie utilisée est celle qui a été présentée jusqu'ici, après modification de la position du centre de gravité effectuée dans la partie III. Deux études sont réalisées pour obtenir les paramètres à 0° et 8° d'angle d'attaque au fuselage.

Les résultats obtenus sont repris dans la table 3.3. La table 3.4 présente quant à elle les mêmes coefficients mais cette fois obtenus par la modélisation semi-analytique.

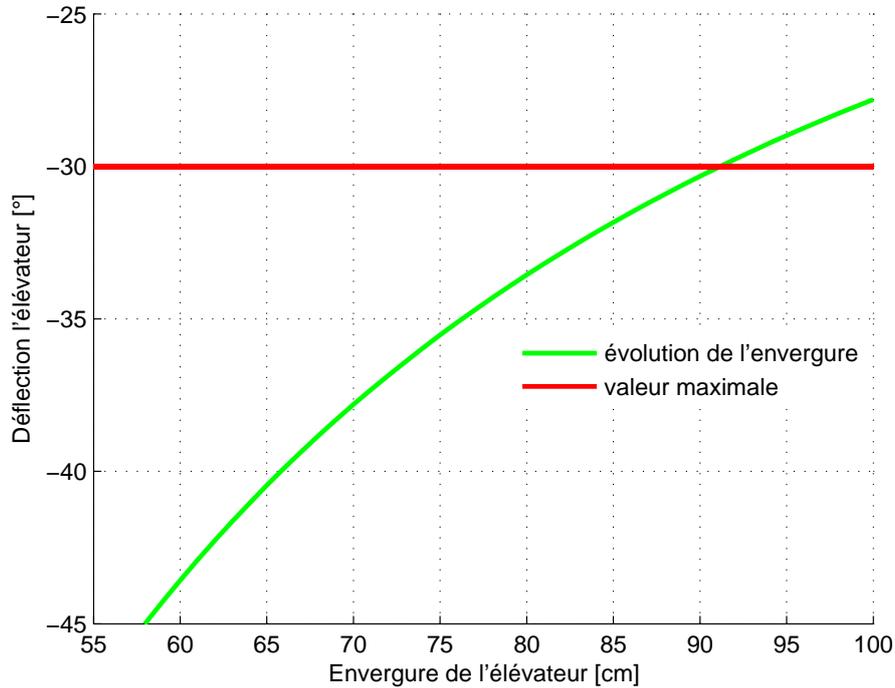


FIGURE 3.7 – Déflexion de l'élevateur satisfaisant l'équilibre pour différentes envergures

α_e	Ailerons				Gouvernes		Élevateur	
	$C_{L\delta_a}$	$C_{M\delta_a}$	$C_{R\delta_a}$	$C_{Y\delta_a}$	$C_{R\delta_r}$	$C_{Y\delta_r}$	$C_{L\delta_e}$	$C_{M\delta_e}$
0°	0.86	-0.12	0.29	-0.01	0.02	-0.09	0.48	-1.60
8°	0.64	-0.17	0.28	0.00	0.02	-0.09	0.46	-1.59

TABLE 3.3 – Résultats obtenus avec Tornado

Les conclusions principales qui peuvent être faites après comparaison des tables sont que les ordres de grandeurs sont sensiblement identiques. Les différences les plus importantes se trouvent au niveau des gouvernes. La modélisation semi-analytiques estime une puissance bien plus élevée, quasiment sept fois supérieure.

3.3 Servomoteurs

3.3.1 Caractéristiques déterminant leur choix

Pour pouvoir imposer un angle aux surfaces de commande, chacune d'elles doit être munie d'un ou plusieurs servomoteurs. Ces derniers sont de petits moteurs très puissants pour leur taille. Ils permettent de positionner la surface de commande et de maintenir cette position jusqu'à une éventuelle modification. La position doit donc être mesurée en permanence et corrigée si nécessaire. Ces appareils produisent un couple qui permet au contrôle de garder la déflexion imposée, et ce malgré les forces extérieures. Le couple maximum qu'un servomoteur

	Ailerons				Gouvernes		Elévateur	
α_e	$C_{L\delta_a}$	$C_{M\delta_a}$	$C_{R\delta_a}$	$C_{Y\delta_a}$	$C_{R\delta_r}$	$C_{Y\delta_r}$	$C_{L\delta_e}$	$C_{M\delta_e}$
0°	-	-	0.50	-0.05	0.05	-0.67	0.36	-1.23
8°	-	-	0.50	-0.08	0.06	-0.68	0.36	-1.23

TABLE 3.4 – Résultats obtenus avec la modélisation semi-analytique

peut fournir est le premier des paramètres à prendre en compte. C'est sur ce critère que ceux qui équiperont le drone seront choisis. Le second paramètre est la vitesse de rotation de l'arbre du servomoteur. Cette dernière est caractérisée par le temps nécessaire pour accomplir une rotation de 60°. Il ne sera pas considéré.

3.3.2 Calcul des moments de charnière

Dans un premier temps, les moments de charnière sont déterminés. Il est possible de les calculer en utilisant la méthode présentée dans la référence [9] et reprise dans l'annexe D. Celle-ci permet de déterminer les coefficients de moment de charnière C_h , et ce pour chaque surface de commande. Le moment de charnière M_h s'exprime alors par la relation 3.7.

$$M_h = qC_h(Sc)_{\text{contrôle}} \quad (3.7)$$

Pour choisir le servomoteur, il faut connaître le moment de charnière maximal qui doit être supporté par la surface de commande. La pression dynamique q utilisée pour le calcul doit donc être maximale. Elle est calculée pour une vitesse de 28 m/s. Les paramètres S et c sont les surface et corde relatives à la surface de commande considérée. Ceux-ci sont ceux déterminés précédemment.

Les coefficients de moment de charnière dépendent également de plusieurs paramètres définis dans la suite. Y sont également décrits les choix faits pour les surfaces de commande.

La forme du bord d'attaque : le bord d'attaque peut avoir plusieurs formes. Dans le cas des commandes du drone, ils sont ronds.

L'espacement entre la commande et la surface principale : le moment de charnière varie du fait que cet espacement soit fermé ou pas. Ici, il est considéré fermé.

La position de la ligne de rotation : cette dernière est positionnée dans la partie la plus épaisse du profil de la commande. Pour le drone, la ligne de rotation est positionnée à 20% de la corde en partant du bord d'attaque.

Les coefficients de moment de charnière sont très dépendants des angles des surfaces aérodynamiques. Ils sont différents en fonction du contrôle considéré et présentés ci-dessous. Pour choisir les servomoteurs, il faut connaître le moment maximum. Les déflexions et angles considérés sont donc les maxima qui peuvent être rencontrés.

L'angle d'attaque maximum des surfaces principales :

- α_{max} : il s'agit de l'angle d'attaque de l'aile. Il est déterminé en considérant l'angle donnant la portance minimale et l'angle de calage de l'aile. Finalement, α_{max} est considéré égal à -11°.
- α_{tmax} : ici, c'est l'angle vu par le bord d'attaque de l'empennage horizontal. En tenant compte de l'angle de calage négatif déterminé dans la partie III, α_{tmax} est égal à -16°.

– β_{max} : enfin, l'angle d'attaque maximal vu par les gouvernes est de -12° .

L'angle de déflexion maximum des surfaces de contrôle : il est question ici des déflexions $\delta_{a_{max}}$, $\delta_{e_{max}}$ et $\delta_{r_{max}}$. Elles sont considérées égales à leur valeur maximale, soit 20 ou 30° en fonction qu'il s'agisse des gouvernes et ailerons, ou des gouvernes. La déflexion de la surface de contrôle doit permettre au drone de revenir vers une position acceptable. La déflexion est choisie positive ou négative de manière à atteindre ce but. Pour éclaircir ce point, le cas de l'élévateur est explicité. Vu l'angle d'attaque $\alpha_{t_{max}}$ considéré, le drone est en piqué. Pour revenir à une position « normale », l'élévateur doit être défléchi vers le bas. L'angle $\delta_{e_{max}}$ est alors considéré égal à -30° .

La vitesse et les paramètres présentés plus haut fixés, les coefficients ainsi que les moments de charnière sont alors calculés. Ceux-ci sont repris à la table 3.5.

Contrôle	$C_h[-]$	M_h [Ncm]
Ailerons	-0.094	-35.2
Gouvernes	-0.067	-4.00
Elévateur	0.153	27.00

TABLE 3.5 – Coefficients et moments de charnières maximum en fonction des surfaces de commande

Sur base de la table 3.5, les commentaires suivants peuvent être faits. Tout d'abord, les coefficients permettent de s'affranchir de l'influence de la vitesse ainsi que de celles de la corde et de l'envergure de la surface considérée. C'est alors en grande partie les angles et déflexions maximum qui déterminent leur valeur. Pour déterminer le moment, l'équation (3.7) est utilisée. Le coefficient est alors multiplié par $(Sc)_{\text{contrôle}}$ qui peut aussi s'écrire $(bc^2)_{\text{contrôle}}$. Le fait que la corde de la surface de contrôle intervienne au carré explique le fait que le moment de charnière à l'aileron soit plus important que celui à l'élévateur, bien que l'envergure de ce dernier soit plus importante.

3.3.3 Choix des servomoteurs

Le couple maximal à fournir connu, il est possible de choisir les servomoteurs. Ici, le choix repose uniquement sur cet aspect. Bien entendu, d'autres considérations peuvent jouer. En recherchant des servomoteurs capables de fournir le couple maximal dans le catalogue **Graupner**, deux références sont obtenues. Il s'agit des Servo C131 pour les gouvernes et C341 pour l'élévateur et les ailerons. Certaines de leurs caractéristiques sont reprises à la table 3.6, tandis que la figure 3.8³ illustre la première référence.

	Servo C131	Servo C341
Dimensions (L-W-H)[mm]	20-11-21	28-13-30
Couple [Ncm]	7	38
Masse [g]	6	17
Tension de fonctionnement [V]	4.8 . . . 6	

TABLE 3.6 – Caractéristiques des servomoteurs sélectionnés

3. Image issue de : <http://www.graupner.de>

Le poids des servomoteurs, ainsi que leurs dimensions sont très faibles. Cependant, s'il y a suffisamment de place pour les positionner dans l'aile, ce n'est pas forcément le cas pour les empennages. En effet, l'épaisseur maximale de ces derniers est de 2.4 centimètres. Si la place venait à manquer, il faudrait se résoudre à faire dépasser le servomoteur et à le placer dans un carénage. En ce qui concerne les prix, ils varient entre 25 et 35 € pour des servomoteurs analogiques.



FIGURE 3.8 – Servomoteur C131

Chapitre 4

Résumé de la partie I

Sur base de modélisations, cette partie a permis de déterminer une nouvelle envergure pour les empennages verticaux. Celle-ci est fixée à 34 centimètres. Les dérivées de stabilités obtenues sont reprises à la table 4.1.

Ensuite, la configuration de chacun des différents types de surfaces de commande a été choisie et les dimensions des contrôles ont été établies. Celles-ci sont visibles sur les plans disponibles à l'annexe A. Leurs puissances respectives sont alors connues. Ces paramètres sont également repris dans la table 4.1. Il est à noter que les ailerons choisis sont de type « Frise » et ils qu'ils sont situés à 5 centimètres des extrémités de l'aile. Les autres surfaces de commandes sont positionnées au milieu de leur surface principale.

Enfin, les couples maximum devant être supportés par les servomoteurs sont déterminés. Le couple a fournir pour chacune des commandes est repris à la table 4.1. Sur base de cela, les servomoteurs Graupner référencés C131 et C341 sont sélectionnés.

Résultats relatifs à la stabilité latérale					
		C_{R_β} à $\alpha_e = 0^\circ$ -0.07 rad^{-1}			
		C_{Y_β} à $\alpha_e = 0^\circ$ 0.13 rad^{-1}			
Résultats relatifs aux surfaces de commande					
Contrôle	Corde	Envergure	Puissance pour $\alpha_e = 8^\circ$ [rad^{-1}]		Couple du servo [Ncm]
Ailerons	12 cm	50 cm	$C_{R_{\delta_a}} = 0.50$	$C_{Y_{\delta_a}} = -0.08$	35.2
Gouvernes	6 cm	30 cm	$C_{R_{\delta_r}} = 0.06$	$C_{Y_{\delta_r}} = -0.68$	4
Elévateur	6 cm	94 cm	$C_{M_{\delta_e}} = -1.24$		27

TABLE 4.1 – Résultats obtenus dans la partie I

Deuxième partie

Etude en soufflerie

Chapitre 5

Maquettes et procédure expérimentale

5.1 Outillage

L'expérience permet de caractériser le comportement d'un appareil avec beaucoup plus de précisions que ce que peut donner la modélisation théorique. Si ceci est vrai en général, ça l'est encore plus dans le cas du drone. En effet, les modélisations utilisées sont de type semi-analytique. Elles reposent donc pour partie sur un procédé d'analyse, et d'autre part sur un recalage empirique. Ce dernier s'effectue par l'intermédiaire de coefficients déterminés sur base de données expérimentales obtenues avec des avions existants. La qualité du modèle est donc liée au fait que l'appareil possède une configuration proche de celle des appareils pour lesquels les coefficients empiriques sont calculés, ce qui n'est absolument pas le cas du drone. L'étude en soufflerie est donc un passage obligé pour bien connaître son aérodynamique.

L'Université de Liège possède une soufflerie multidisciplinaire subsonique [1]. Elle est munie de deux sections de tests qui permettent de réaliser des essais d'une part d'ingénierie du vent, et d'autre part des tests aéronautiques ou automobiles. Sa modularité permet d'effectuer ces essais en boucle ouverte ou fermée. Dans le cas du drone, c'est la section de test aéronautique qui est utilisée. Ses dimensions sont, 2 mètres de large pour 1.5 mètre de haut et 5 mètres de long. Elle est également équipée d'une table tournante permettant la rotation sur 90° . En boucle fermée, les vitesses imposées peuvent varier entre 2 et 65 m/s. Cette plage de fonctionnement est divisée en deux régimes. Le premier contient les vitesses strictement inférieures à 20 m/s tandis que le second contient les vitesses supérieures. Cette séparation existe car, pour le second régime, un apport de courant électrique plus important est nécessaire. Son utilisation nécessite alors la demande d'une autorisation. En ce qui concerne le drone, les essais réalisés sont tous effectués à des vitesses de vent appartenant au régime des plus basses vitesses.

Les essais expérimentaux nécessitent la réalisation d'un modèle. Dans le cas de l'UAV, deux maquettes sont utilisées. La première permet de connaître l'aérodynamique du drone complet. Pour cela, il est nécessaire d'avoir un modèle réduit car les dimensions de l'appareil à échelle 1/1 ne sont pas compatibles avec la taille de la section d'essais de la soufflerie.

La maquette utilisée est donc à échelle 1/2. Il s'agit en fait de la maquette réalisée durant l'année 2009-2010 sur laquelle des modifications sont effectuées. La description détaillée de la conception de cette maquette se trouve dans les références [4, 6]. Ce modèle est modifié pour s'affranchir des défauts mis en évidence lors des premiers essais en soufflerie. Ainsi, les surfaces portantes ainsi que leurs fixations sont changées. La maquette obtenue après modification diffère de la maquette initiale par les points suivants :

- taille des empennages verticaux : afin d'améliorer la stabilité, leur envergure est augmentée. La procédure suivie est le propos de la section 2.2 ;
- liaison aile - stabilisateur : les poutres qui constituaient cette liaison pour la première maquette étaient sous-dimensionnées. Elles pouvaient donc fléchir. Cela modifiait les angles de l'écoulement sur le stabilisateur et rendait l'étude incorrecte. Sur le nouveau modèle, la liaison se fait par des tubes en aluminium qui permettent de mieux résister à la flexion. Dès lors, le défaut est fortement réduit ;
- fixation de l'aile : la maquette initiale possédait deux demi-ailes s'attachant de part et d'autre du fuselage. La fixation était telle que le poids de chacune d'elles engendrait un angle de dièdre négatif. Sur le nouveau modèle, les profils de l'aile sont enfichés sur une barre qui traverse le fuselage. L'apparition d'un angle de dièdre est ainsi évitée ;
- agrandissement de l'envergure : afin d'augmenter la portance du drone, l'aile est agrandie de 10%. Deux rajouts de 5% de l'envergure initiale sont disponibles. Il est alors possible d'effectuer des tests pour l'envergure initiale et pour celle agrandie ;
- calage de l'empennage horizontal : afin de pouvoir modifier son angle de calage si nécessaire, l'empennage horizontal est rotulé.

La figure 5.1 représente la maquette à échelle 1/2. Elle est placée dans la section d'essais de la soufflerie avec un angle d'attaque du fuselage négatif. Cette figure permet de visualiser les divers éléments discutés précédemment. Pour plus de précisions sur les modifications effectuées, le lecteur est invité à consulter la référence [13].



FIGURE 5.1 – Maquette à échelle 1/2 réalisée pour l'étude aérodynamique

La seconde maquette est réalisée pour les essais ayant trait à la propulsion. En effet, la meilleure manière de déterminer la poussée installée est de réaliser des mesures, la force générée étant très dépendante de la forme du fuselage. La maquette représente donc le fuselage et également une partie de l'aile. Ce modèle est décrit plus en détails dans la référence [13] et est représenté en figure 5.2.

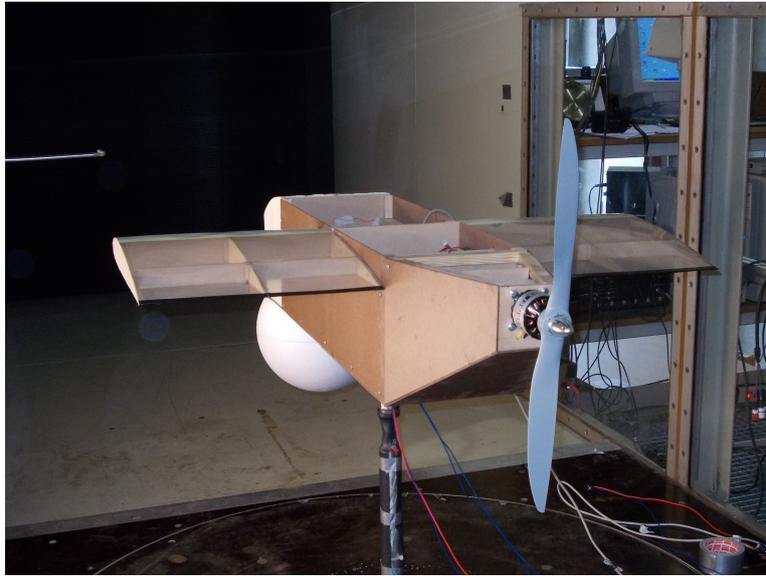


FIGURE 5.2 – Maquette à échelle 1/1 réalisée pour l'étude de la propulsion

Une attention particulière est portée sur l'arrière du fuselage qui doit être suffisamment résistant pour supporter la poussée et le couple engendrés par le moteur. C'est pourquoi une plaque supplémentaire est ajoutée. Celle-ci est visible à la figure 5.3. Sur cette dernière, le moteur et son contrôleur sont également représentés.

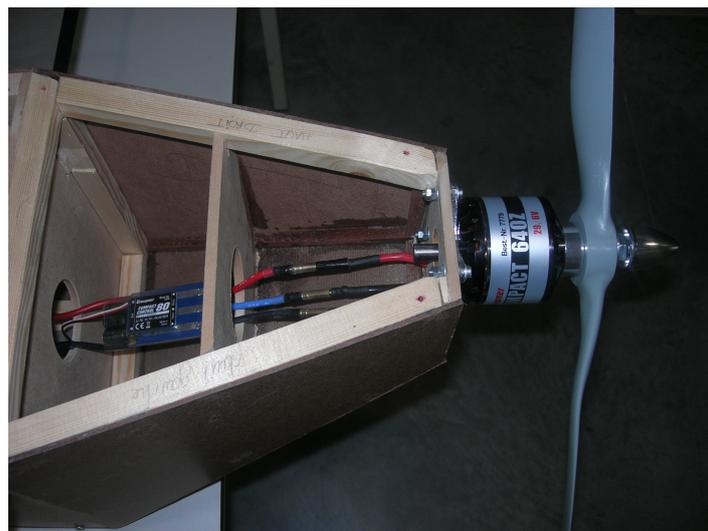


FIGURE 5.3 – Arrière de la maquette de l'étude en propulsion

Au sujet du moteur, les commentaires suivants peuvent être faits. Il s'agit d'un moteur « brushless » de chez Graupner référencé COMPACT 640Z. Ce type de moteur fonctionne en courant continu et, comme son nom l'indique, ne possède pas de balai. Cela limite les pertes Joules, ce qui permet d'atteindre des puissances plus importantes comparativement à des moteurs à courant continu de même masse mais avec balais. Le moteur fonctionne avec un contrôleur qui régule l'apport de courant en fonction de la puissance demandée. Le contrôleur est choisi en suivant les recommandations de compatibilité avec le moteur. Il en est de même pour les batteries LiPo. Cependant, ces batteries n'étant pas disponibles dans des délais satisfaisants, les essais sont effectués avec des batteries de voiture de 12 V chacune. Le moteur choisi fonctionnant dans une plage de voltage de 11 et 37 V, deux batteries de ce type sont placées en série, de manière à fournir un voltage de 24 V. L'hélice à utiliser est également recommandée par le fabricant du moteur. Cependant, pour les essais, deux hélices supplémentaires sont testées, l'une plus petite et l'autre plus grande. Les trois hélices ont un diamètre respectif de 45, 50 et 55 centimètres. Une hélice est également caractérisée par son pas. Celui-ci est une image de l'avancement qu'engendre l'hélice à chaque tour. Il est identique pour les trois hélices testées. En ce qui concerne le montage, l'hélice est fixée directement sur le rotor du moteur par l'intermédiaire d'une pièce fournie avec ce dernier. Le montage est représenté à la figure 5.4.



FIGURE 5.4 – Fixation de l'hélice sur le rotor du moteur

Une fois le moteur, le contrôleur et les batteries connectés, le contrôle du régime moteur se fait soit par l'intermédiaire d'une télécommande, soit avec l'ordinateur. C'est cette dernière possibilité qui est choisie. Un programme mis au point par Norizham Razak est utilisé. Il permet d'imposer le régime moteur comme un pourcentage du régime maximum.

Pour pouvoir déterminer les forces et moments auxquels sont soumis le drone, il faut pouvoir mesurer ceux qui s'appliquent sur les maquettes. Pour cela, deux capteurs sont nécessaires.

Le premier est le capteur ATI 6-axes NANO 25, représenté à la figure 5.5, qui permet de mesurer les trois forces ainsi que les trois moments. Il ne peut être utilisé que pour des forces allant jusqu'à 125 N pour le dérapage et la trainée, et 500 N pour la portance. En ce qui concerne les moments, ils sont limités à 3 Nm selon les trois axes. Au-dessus de ces limites, le capteur est saturé et il est impossible de prendre des mesures. C'est pour cette raison qu'il ne peut pas être utilisé pour l'analyse de la propulsion. En effet, comme le moteur est positionné sur la partie supérieure du fuselage, la poussée engendre un moment de tangage important qui sature le capteur.



FIGURE 5.5 – Capteur NANO 25

Ce capteur est fixé sur une plaque, elle-même fixée au bas du fuselage de la maquette à l'échelle 1/2. Le tout est monté sur un mât qui permet d'attacher le modèle sur la table tournante. La fixation est telle qu'il existe un degré de liberté de rotation qui est bloqué grâce à un écrou. C'est ce degré de liberté qui permet la variation d'angles d'attaque ou de roulis.

Pour pouvoir effectuer des essais moteur, le capteur NANO 25¹ ne peut pas être employé. Sont alors utilisés simultanément la balance interne à la soufflerie et un mât instrumenté. La balance est intégrée dans la table tournante et permet de mesurer la portance. Elle est illustrée par la figure 5.6(a). Le mât, représenté en figure 5.6(b), consiste quant à lui en une poutre de section circulaire équipée de jauges. Celles-ci mesurent les déformations dans deux directions orthogonales, c'est à dire les forces de dérapage et de trainée. Ces deux capteurs combinés donnent donc accès aux forces mais pas aux moments.



(a) Balance interne



(b) Mât instrumenté monté sur la table tournante

FIGURE 5.6 – Capteurs permettant les mesures pour la propulsion

1. Pour plus d'informations : <http://www.ati-ia.com>

5.2 Procédures expérimentales

Comme il l'a été dit auparavant, deux études bien distinctes sont réalisées. La première vise à établir les caractéristiques aérodynamiques du drone, tandis que la seconde permet d'étudier la propulsion.

5.2.1 Etude de l'aérodynamique du drone

Cette étude peut elle-même être divisée en trois procédures différentes. Pour chacune d'elles, il est important que le capteur ne soit jamais saturé. Le problème se pose particulièrement pour les moments. Pour éviter cela, il est utile de placer des poids à l'intérieur du fuselage de manière à créer un couple inverse qui soulage le capteur.

La première procédure consiste en la modification progressive de l'angle d'attaque du fuselage α_e en gardant l'angle de lacet nul. α_e varie dans une plage comprise entre -16° et 14° . Les bornes sont en fait déterminées à posteriori. La technique consiste à se rapprocher progressivement du décrochage en observant les données recueillies et les vibrations du modèle. Quand la portance chute et que le modèle vibre de façon importante, c'est que l'écoulement est décroché. Il est alors inutile, voir même dangereux, de continuer à augmenter l'angle d'attaque. Cette étude est répétée pour les trois configurations suivantes :

1. envergure de 1.65m et angle de calage de l'empennage horizontal de 1° ;
2. envergure de 1.65m et angle de calage de l'empennage horizontal de -2° ;
3. envergure de 1.5m et angle de calage de l'empennage horizontal de 1° .

Les résultats fournis permettent d'étudier la variation de la portance et du moment de tangage avec l'angle d'attaque, et ce pour différentes configurations.

La seconde procédure permet d'étudier la stabilité en lacet. Elle consiste à faire varier l'angle de lacet β en gardant l'angle α_e constant et est réalisée pour la configuration 1. L'angle de lacet est modifié grâce à la table tournante et varie entre 0 et 12° . Cette procédure est répétée pour quatre angles d'attaque différents, soient -2 , 0 , 2 et 8° .

Pour obtenir le comportement en roulis, il est nécessaire de modifier la fixation de la maquette. Pour pouvoir imposer des angles de roulis différents, le degré de liberté en rotation de la fixation doit être modifié. Cela se fait en tournant le mât de 90° et en faisant de même avec la plaque de liaison capteur-fuselage. Il est important de noter que cette rotation engendre une modification de la référence du capteur. Si la portance ne change pas, roulis et lacet sont eux inversés. Une fois cette modification effectuée, différents angles de roulis, variant entre 0 et 14° , sont imposés. Durant toute la procédure, l'angle d'attaque et l'angle de lacet sont nuls. La configuration de la maquette pour les tests en roulis est renseignée par le numéro 2.

Ces trois procédures sont effectuées pour deux vitesses de vent, soient 10 et 19.9 m/s. Celles-ci sont imposées numériquement, donc très facilement. Pour chaque configuration et angles fixés, les mesures sont donc prises trois fois. En effet, en plus des mesures faites aux vitesses imposées, une mesure est effectuée en statique.

5.2.2 Etude de la propulsion du drone

Dans le cas de la propulsion, la procédure est plus simple puisque les angles du fuselage ne sont pas modifiés. Les expériences sont effectuées de la manière suivante : tout d'abord, la traînée du modèle est mesurée pour quatre vitesses de vent, soient 0, 10, 15 et 19 m/s. Cela se fait sans que l'hélice soit montée. En effet, si celle-ci était présente, cela induirait une composante supplémentaire à la traînée.

Ensuite, un régime moteur est imposé. Tout en conservant celui-ci, la force horizontale est mesurée pour les quatre vitesses de vent considérées. Cette force contient donc, non seulement la poussée, mais aussi la traînée de la maquette. Les données brutes doivent donc être traitées. La procédure est ainsi répétée pour plusieurs puissances moteur et pour les trois hélices considérées.

Pour visualiser l'écoulement, une visualisation sommaire est effectuée. Pour cela, des « tufts », c'est-à-dire de petits morceaux de fils, sont posés sur la partie oblique du fuselage ainsi que sur celle derrière l'aile. Le but est de déterminer si l'écoulement est perturbé par l'aile et par la brusque modification du fuselage.

5.2.3 Traitements des données

Avant de pouvoir analyser les résultats des différentes études, les données doivent subir un traitement différent en fonction des cas.

C'est dans le cas de l'analyse de l'aérodynamique que le traitement des données est le plus lourd. En effet, l'intérêt porte sur les trois forces et les trois moments, et une grande précision est requise. Dans ce cas, les données subissent les traitements suivants :

passage des axes corps aux axes vent : comme le capteur est fixé sur le fuselage, les forces et moments sont mesurés dans les axes du corps. La première étape consiste donc à passer dans les axes vent. Pour ce faire, des matrices de rotation sont utilisées ;

correction des effets de soufflerie : le fait que les mesures soient effectuées en soufflerie et non à l'air libre, engendre des perturbations sur celles-ci. Ces effets peuvent être compensés en utilisant des facteurs correctifs ;

passage au centre de gravité : la référence des axes corps comme des axes vent se situe au centre de gravité de l'appareil réel. Comme les mesures sont prises au capteur, c'est initialement cette position qui est la référence des axes. Elle doit donc être modifiée.

Pour effectuer ces traitements, les codes `Matlab` mis au point en 2009-2010 sont réutilisés après adaptations. De plus amples précisions sur ce point peuvent être obtenues en consultant la référence [6].

Dans le cas de l'étude du système de propulsion, le traitement principal des données consiste à extraire la poussée des résultats obtenus. En effet, les mesures contiennent la poussée et la traînée du modèle. La poussée produite à une vitesse fixée est alors équivalente à l'opposé de la différence entre la force horizontale et la traînée. Si la traînée est appelée D , et la force horizontale X , la poussée s'écrit alors $T = -(X - D)$. Ici, les effets de soufflerie ne sont pas corrigés. En effet, l'étude demande une mesure moins précise des forces en jeu.

Chapitre 6

Résultats expérimentaux

6.1 Aérodynamique du drone

Les configurations de la maquette utilisées sont décrites dans la section 5.2. Ici, pour tous les cas considérés, l'envergure est de 1.65 mètre. Le centre de gravité est dans sa position initiale, c'est-à-dire à 50% de la hauteur du fuselage et à 30% de la corde de l'aile.

6.1.1 Portance

En appliquant la première procédure de tests, c'est-à-dire la variation d'angle d'attaque α_e pour un angle de lacet nul, la figure 6.1 est obtenue.

Avec cette figure, le coefficient de portance à angle d'attaque du fuselage nul $C_{L\alpha_e=0}$ est connu. Celui-ci correspond au coefficient de portance en croisière. La figure 6.1 permet également de déterminer les coefficients de portance maximum C_{Lmax} et minimum C_{Lmin} , ainsi que les angles qui leur sont associés. Tous ces paramètres sont repris à la table 6.1.

$C_{L\alpha_e=0}$	C_{Lmin}	$\alpha_{C_{Lmin}}$	C_{Lmax}	$\alpha_{C_{Lmax}}$	α_{CL0}	$C_{L\alpha_e}$
0.55	-0.63	-14°	0.98	8°	-6°	4.71

TABLE 6.1 – Paramètres de la courbe de portance

La figure montre l'influence du Reynolds sur les courbes. Dans la suite, les commentaires sont toujours faits pour les résultats obtenus avec le nombre de Reynolds le plus élevé.

Une interpolation du premier degré est réalisée sur base des points situés sur la partie linéaire de la courbe, soit entre -12 et 6°. C'est de cette manière que la courbe rouge est obtenue. La relation (6.1) est l'équation de cette droite pour laquelle α_e est exprimé en radians. Elle permet de déterminer la valeur de la pente du coefficient de portance reprise à la table 6.1.

$$C_{Lwt} = 4.71 \alpha_e + 0.50 \quad (6.1)$$

Une étude pour une envergure de 3 mètres a également été réalisée. Elle permet de tirer les mêmes conclusions. De plus, elle montre qu'un agrandissement de 10% engendre bien un gain de 10% au niveau du coefficient de portance.

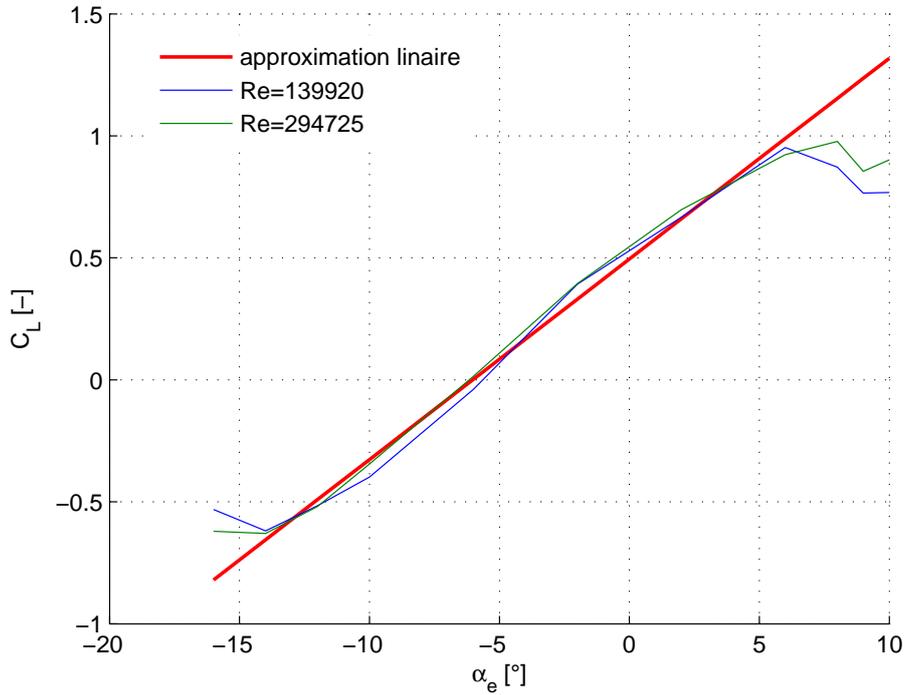


FIGURE 6.1 – Variation du coefficient de portance avec l’angle d’attaque au fuselage pour $\beta = 0^\circ$

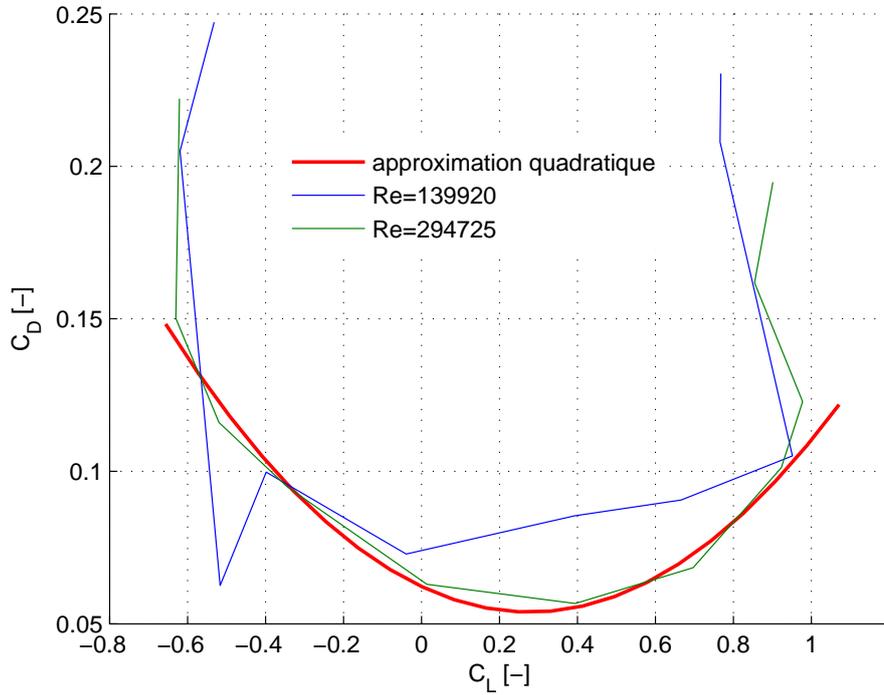
6.1.2 Polaire

La première procédure de tests permet également de déterminer la polaire réelle du drone. Les résultats sont représentés à la figure 6.2. Une approximation quadratique est réalisée et est représentée en rouge sur la figure. L’équation de l’approximation est numérotée (6.2).

$$C_{D_{wt}} = 0.108 C_{L_{wt}}^2 - 0.060 C_{L_{wt}} + 0.062 \quad (6.2)$$

L’observation de la figure 6.2 permet de déterminer les coefficients trainée correspondant aux coefficients de portance minimum et maximum. Ceux-ci sont repris dans la table 6.2. L’information principale de ce tableau est que le minimum de trainée ne correspond pas à l’angle d’attaque de croisière, soit $\alpha_e = 0^\circ$. Sur ce point plusieurs remarques peuvent être faites. Tout d’abord, la mesure pour $\alpha_e = 0^\circ$ ne peut être utilisée, elle est trop entachée d’erreurs. Le C_L correspondant à la croisière n’est donc pas présent sur la polaire et il est donc impossible de connaître la valeur de la trainée pour cet angle d’attaque. En interpolant les données pour -2 et 2° , la valeur de $C_{D_{wt}}$ pour la croisière, soit pour $\alpha_e = 0^\circ$, est de 0.063. Cela correspond à une différence relative d’environ 10% avec la valeur minimum.

La figure 6.2 montre également que la courbe rouge ne « fitte » pas bien le minimum. Pour celle-ci, le $C_{D_{min}} = 0.054$ et correspond à un C_L d’environ 0.3. L’approximation quadratique doit donc être utilisée avec prudence. Pour une fiabilité plus grande, il serait utile de refaire des tests avec une variation de d’angle d’attaque plus fine. L’approximation quadratique s’en verrait grandement améliorée.


 FIGURE 6.2 – Polaire du drone pour $\beta = 0^\circ$

	C_D	C_L correspondant	α_e correspondant
$C_{D_{min}}$	0.057	0.39	-2°
$C_{D_{C_L, min}}$	0.150	-0.63	-14°
$C_{D_{C_L, max}}$	0.123	0.98	8°
$C_{D_{cruise}}$	0.063	0.55	0°

TABLE 6.2 – Paramètres de la polaire

6.1.3 Tangage

Pour le tangage, deux études sont réalisées. La première permet de connaître l'évolution du coefficient de moment par rapport au coefficient de portance, tandis que la seconde reflète l'évolution de ce même coefficient en fonction de l'angle d'attaque du fuselage. C_L étant fonction de α_e , les deux variations sont directement liées.

Variation de C_M en fonction de C_L

La figure 6.3 représente l'évolution du coefficient de tangage en fonction du coefficient de portance. L'équation de l'interpolation linéaire, en rouge sur la figure, est la relation (6.3).

$$C_{M_{wt}} = -0.46 C_L + 0.08 \quad (6.3)$$

La marge de stabilité statique atteinte pour cette configuration est donc de 46%, ce qui est très élevé, sans doute même trop. Les causes de cette grande stabilité, ainsi que les moyens envisagés pour la réduire, sont abordés à la section 8.3.

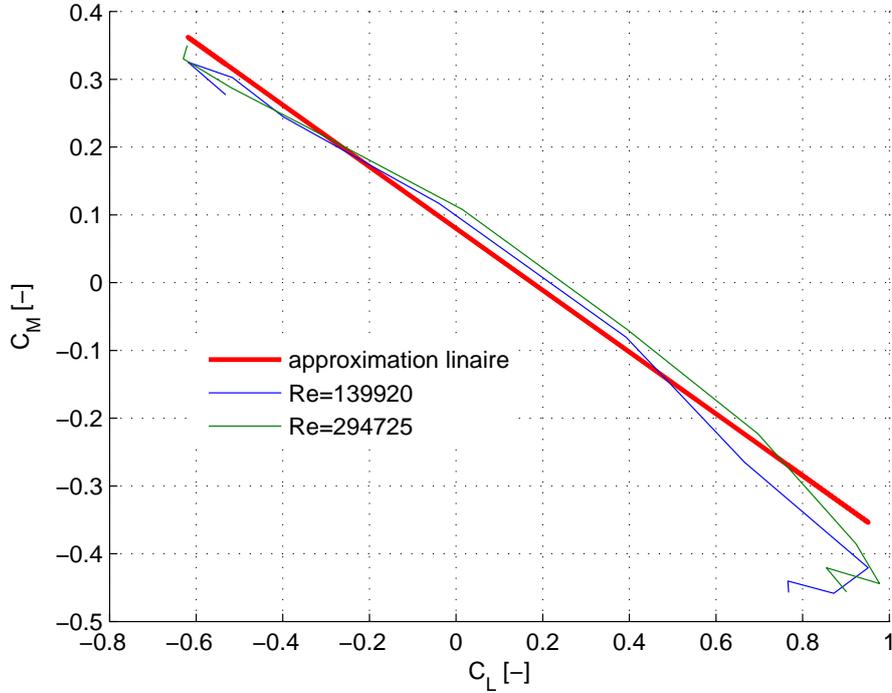


FIGURE 6.3 – Evolution avec le coefficient de portance pour $\beta = 0^\circ$

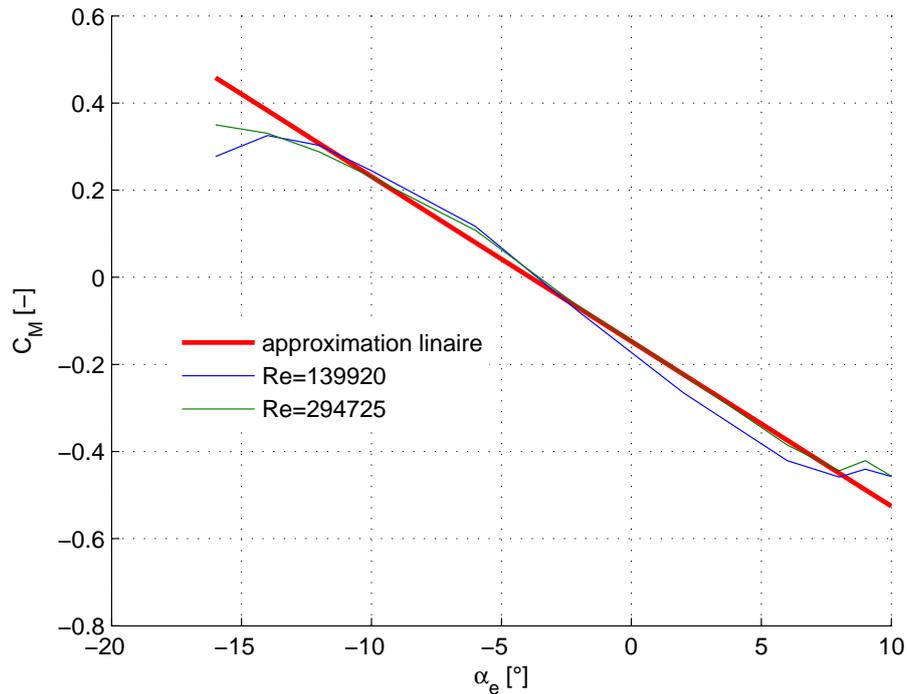
Variation de C_M en fonction de α_e

La figure 6.4 représente l'évolution de C_M avec l'angle d'attaque. L'équation qui gouverne l'approximation de la partie linéaire des résultats expérimentaux est numérotée (6.4).

$$C_{M_{wt}} = -2.17 \alpha_e - 0.15 \quad (6.4)$$

L'observation de la figure 6.4 et de l'équation (6.4) permet surtout de constater qu'à angle d'attaque du fuselage nul, le coefficient de moment ne l'est pas. Sa valeur est d'environ -0.15. Si cette configuration est conservée, cela signifie que le drone est soumis, en croisière, à un moment qui fait plonger son nez vers le bas. De plus, cette constatation est faite sans que la poussée ne soit prise en compte. Comme la ligne de poussée est située au-dessus du centre de gravité, cela engendre également une contribution supplémentaire au moment « nose down ».

Pour pallier à cela, le drone devrait voler avec l'élévateur défléchi vers le haut, ce qui rendrait la commande inconfortable. Pour éviter cela, il est utile d'apporter des modifications à la configuration initiale.

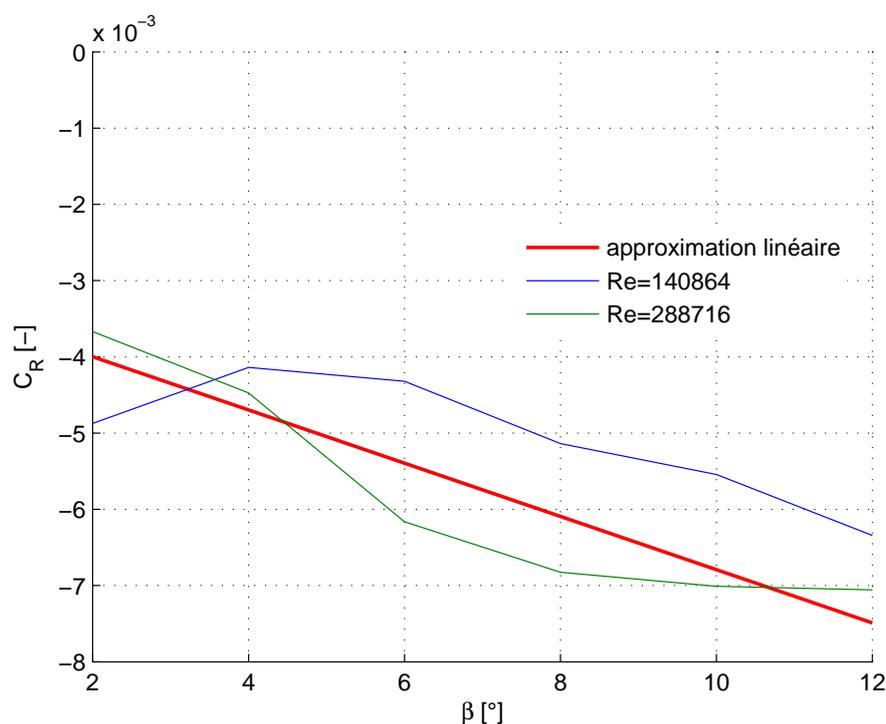
FIGURE 6.4 – Evolution avec l’angle d’attaque au fuselage pour $\beta = 0^\circ$

6.1.4 Lacet

Une étude de la stabilité en lacet est ensuite effectuée. Elle permet de déterminer le comportement du drone lorsque l’angle de lacet n’est pas nul. Cela engendre des conséquences à la fois sur le lacet et le roulis, ces deux moments étant fortement couplés.

Angle de lacet et coefficient de moment de roulis

La figure 6.5 représente l’évolution du coefficient de roulis en fonction de l’angle de lacet. La courbe en rouge représente une nouvelle fois l’interpolation linéaire des points expérimentaux obtenus avec la plus haute vitesse. Sa pente équivaut à $C_{R\beta} = -0.02$. Quel que soit l’angle de lacet, pour la plus grande vitesse, le drone est toujours stable puisque la pente de C_R est toujours négative. Ce n’est pas le cas pour le Reynolds le plus faible. L’absence du zéro s’explique, une fois encore, par le fait que la mesure n’est pas valide. Malgré cela, il n’est pas difficile d’imaginer qu’à angle de lacet nul, le coefficient de roulis est non nul. Cela conduit donc à l’existence d’un moment de roulis. Normalement, ce moment ne devrait pas apparaître. Dans ce cas, sa présence peut s’expliquer par le fait que le modèle réduit utilisé en soufflerie n’est pas parfaitement symétrique. Dès lors, il est possible que cette légère dissymétrie engendre un léger moment de roulis.

FIGURE 6.5 – Influence sur le roulis d’une perturbation en lacet, $\alpha_e = 0^\circ$

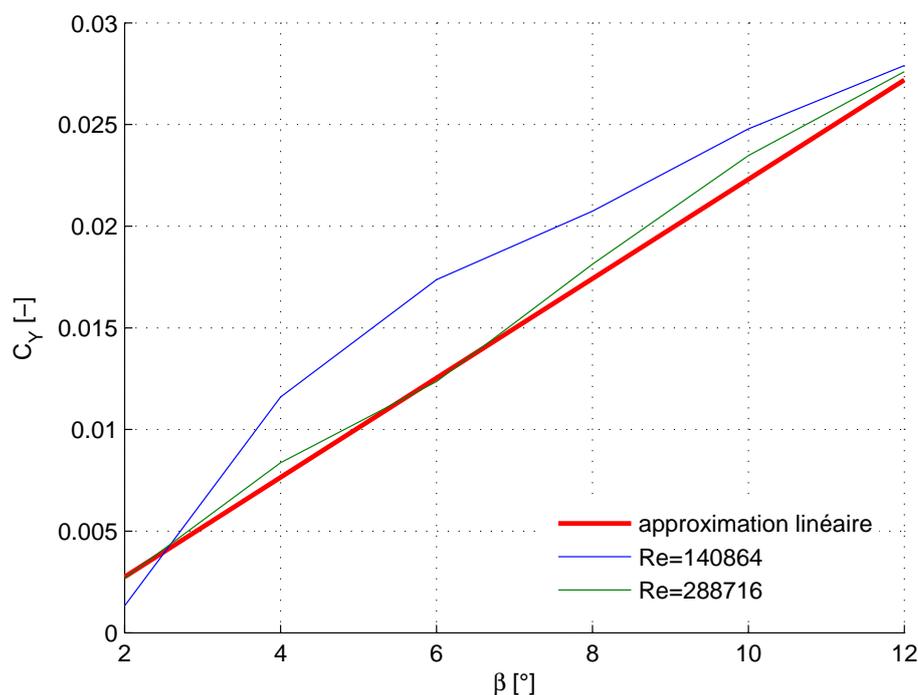
Angle de lacet et coefficient de moment de lacet

La figure 6.6 permet de visualiser l’influence de l’angle de lacet sur le coefficient de lacet. Elle montre tout d’abord que le drone est stable puisque la pente est toujours positive. L’approximation linéaire donne ici une pente équivalant à $C_{Y_\beta} = 0.14$. Ici, bien que $\beta = 0^\circ$ ne soit toujours non représenté, l’approximation linéaire passe bien plus près du zéro que pour le roulis.

Une pente de $C_{Y_\beta} = 0.14$ équivaut donc à une stabilité de 14%, pourcentage plus élevé que celui qui était initialement demandé de 10%. Pour des raisons de manœuvrabilité, il est préférable que le drone ne soit pas trop stable. De même, le C_{R_β} n’est pas celui attendu puisque 5% était requis. Pour diminuer C_{Y_β} et augmenter C_{R_β} , des modifications à la configuration peuvent être apportées. Ceci fait l’objet du chapitre 9.

6.1.5 Roulis

L’étude de l’aérodynamique du drone se termine par l’étude du roulis. Celle-ci permet de constater que, comme pour bon nombre d’avions, le drone n’est pas stable en roulis.

FIGURE 6.6 – Influence sur le roulis d’une perturbation en lacet, $\alpha_e = 0^\circ$

6.2 Propulsion

Grâce à la maquette à l’échelle 1/1, des résultats concernant la propulsion sont obtenus. Sur cette base, deux études sont réalisées. La première permet de comparer les trois hélices et la seconde de déterminer les performances de l’hélice sélectionnée. Sur cette base, il est possible de déterminer si l’hélice et le moteur suffisent à compenser la traînée. Une étude plus visuelle est aussi effectuée de manière à connaître le comportement de l’écoulement juste avant l’hélice.

Avant de présenter les résultats, il est utile de rappeler brièvement le fonctionnement général de la propulsion par hélice. Positionnée sur un arbre moteur, l’hélice agit comme une aile tournante. Si les effets dus à la forme de l’hélice sont laissés de côté, elle peut être considérée comme un disque traversé par l’air alentour. Le schéma de principe est représenté en figure 6.7. Sur cette dernière, l’écoulement amont est à droite et l’aval à gauche. En tournant, l’hélice agit sur l’écoulement comme un profil d’aile. Dans ce cas, la pression sur l’intrados est supérieure à celle sur l’extrados, ce qui engendre un saut de pression. Dans le cas d’une hélice, le même phénomène existe. Si, loin en amont, la pression est égale à p_0 , elle diminue au fur et à mesure que l’écoulement se rapproche de l’hélice. Lorsque l’écoulement la traverse, la pression augmente subitement, ce qui provoque un saut de pression Δp . Ensuite, la pression diminue pour atteindre p_0 loin en aval.

Le saut de pression engendre une force, la poussée. Appelée T , celle-ci s'écrit comme la relation (6.5), où A_{prop} est la surface du disque d'hélice.

$$T = \Delta p A_{prop} \quad (6.5)$$

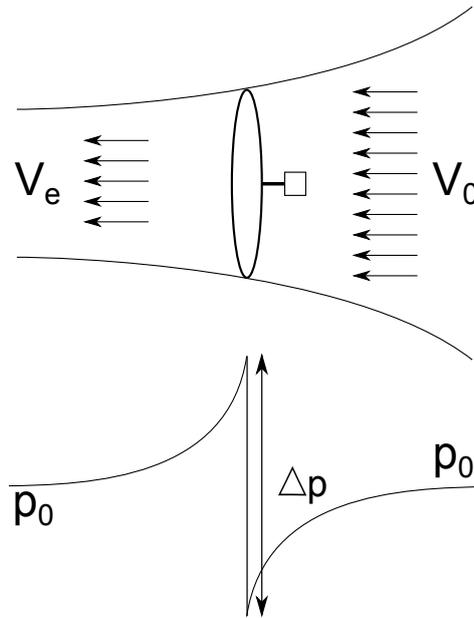


FIGURE 6.7 – Schéma de principe du fonctionnement d'une hélice

En utilisant Bernoulli, il est possible de ré-exprimer le saut de pression en fonction des vitesses amont V_0 et aval V_e . Pour cela, les pressions totales de part et d'autre de l'hélice sont utilisées, et finalement l'expression (6.6) est obtenue.

$$T = \frac{1}{2} \rho A_{prop} (V_e^2 - V_0^2) \quad (6.6)$$

Cette équation montre que la poussée est proportionnelle à la différence du carré des vitesses aval et amont. Dès lors, si la vitesse amont augmente, alors la poussée générée diminue. Le diamètre de l'hélice intervient de façon quadratique par l'intermédiaire du disque décrit.

6.2.1 Visualisation de l'écoulement

La visualisation montre que l'aile ne provoque pas de décrochage. Par contre, ce n'est pas le cas de la partie oblique du fuselage. Sur sa première partie, l'écoulement est complètement décroché. Au fur et à mesure qu'il se rapproche du système de propulsion, sa vorticité diminue mais il n'est pas certain que toute l'hélice voit un écoulement non-perturb e. Si ce n'était pas le cas, les performances de l'hélice seraient réduites. La technique de visualisation étant assez sommaire, il est difficile d'obtenir des conclusions plus précises.

6.2.2 Comparaison des hélices

Pour comparer pertinemment plusieurs hélices, il faut utiliser les coefficients les caractérisant. Ceux-ci nécessitent la connaissance de la puissance injectée ainsi que de la vitesse de rotation de l'hélice. Malheureusement, ces paramètres ne sont pas accessibles par l'expérience réalisée. Dès lors, la comparaison faite ici ne s'appuie que sur la poussée générée.

Avec l'équation (6.6), il est facile de comprendre que, plus l'hélice est grande, plus la poussée produite est importante. La figure 6.8 illustre ce fait. Cette dernière représente l'évolution de la poussée en fonction de la puissance délivrée par le moteur, et ce, pour les trois hélices considérées. La figure permet de constater que, pour fournir une poussée équivalente, le régime moteur nécessaire pour une petite hélice est beaucoup plus important que pour une taille supérieure. Il est donc judicieux de choisir une hélice de grande taille. La figure 6.8 permet également de visualiser les trainées produites à la vitesse considérée, soit 15 m/s. Sont représentées la trainée à angle d'attaque nul, ainsi que la trainée maximale sous facteur de charge unitaire. Cette dernière ne peut être compensée que par l'hélice de plus grand diamètre, soit 55 centimètres. L'utilisation des hélices de 50 et 45 centimètres de diamètre est donc d'ors et déjà exclue.

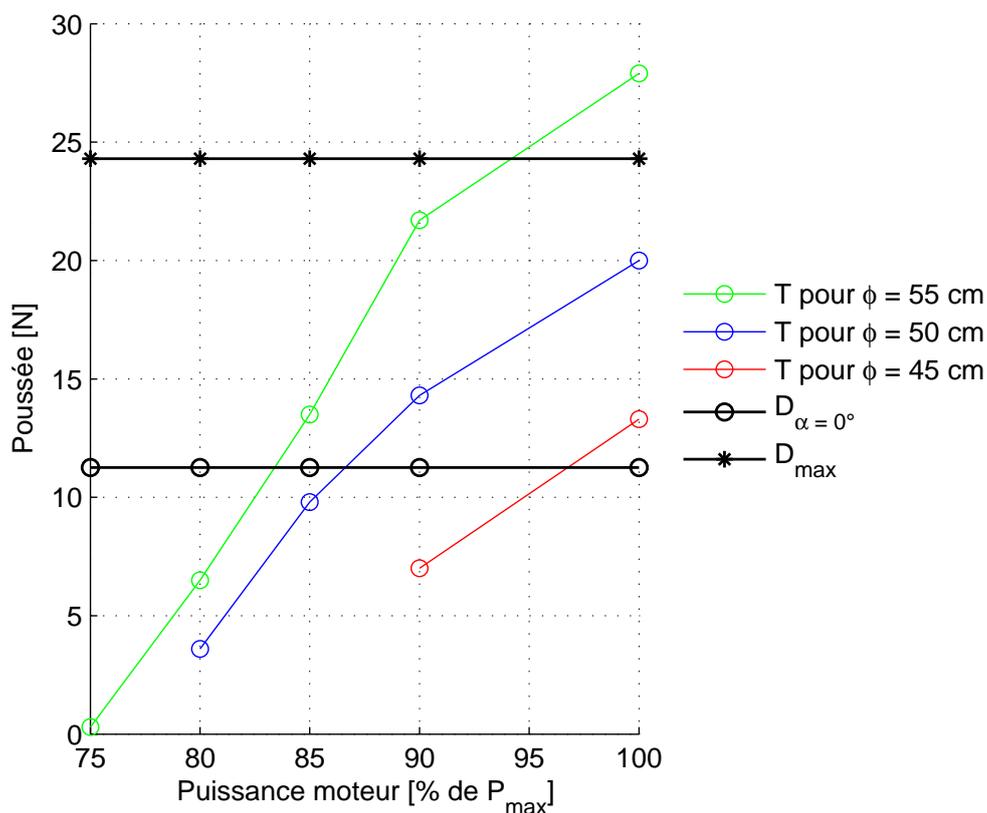


FIGURE 6.8 – Evolution de la poussée en fonction de la puissance moteur pour une vitesse de vol de 15 m/s et pour différents diamètres d'hélice

6.2.3 Propulsion avec l'hélice choisie

Une fois l'hélice choisie, il reste à savoir si, combinée avec le moteur, elle parvient à compenser la trainée du drone, et ce, en tout point de l'enveloppe de vol. Pour avoir une première idée, il suffit d'observer la figure 6.9. Celle-ci représente les poussées produites pour diverses vitesses de vol, et ce, pour plusieurs régimes moteur.

Ces courbes sont obtenues sur base d'interpolations des résultats expérimentaux. Pour un régime moteur, les poussées sont connues en quatre vitesses de vol, soient 0, 10, 15 et 19 m/s. Sur base de ces quatre points, une interpolation quadratique est réalisée. Il est alors possible, en extrapolant, de connaître la poussée pour des vitesses plus importantes. Sur la figure 6.9, deux évolutions de trainée sont aussi représentées. L'une, en traits pleins, illustre la variation de trainée avec la vitesse, et ce pour un coefficient de trainée égal au coefficient de croisière déterminé à la section 6.1.2. La courbe en traits discontinus représente la même évolution, mais cette fois avec le coefficient de trainée correspondant à la portance maximale.

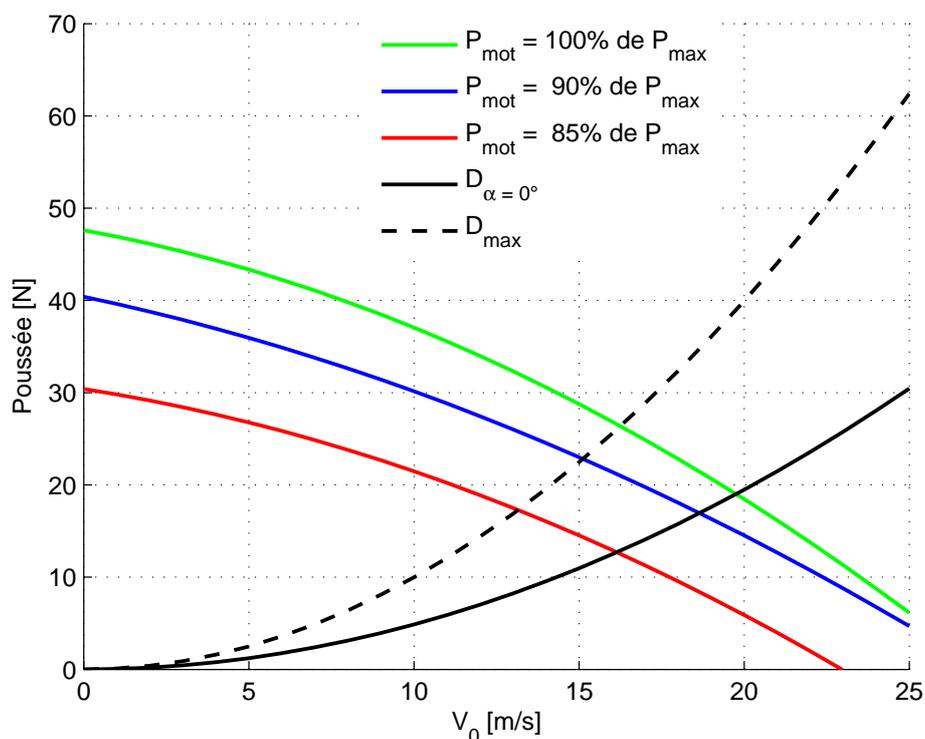


FIGURE 6.9 – Poussée et trainée en fonction de la vitesse de vol et pour une hélice de 55 centimètres

Sur base de la figure 6.9, il est possible de faire plusieurs commentaires : la poussée produite et la trainée maximale sont tout d'abord comparées. Pour des vitesses de vol faibles, c'est-à-dire inférieures à 10 m/s, la poussée compense largement la trainée, et ce pour toutes les puissances moteur représentées. Plus la vitesse de vol augmente, plus la poussée produite diminue, et ce quel que soit le régime moteur. A une certaine vitesse, la poussée égale la trainée. A ce moment, il n'y a plus de surplus de poussée pouvant servir à accélérer. Dès lors

la vitesse est constante. Cela se produit pour des vitesses différentes en fonction du régime moteur. Comme la traînée maximale se rapporte à un angle d'attaque de 8° , cela ne correspond pas à un cas général, mais plutôt à un cas similaire au décollage.

Pour cette phase de vol, c'est le régime maximum qui doit être considéré. Pour celui-ci, la poussée égale la traînée maximale pour une vitesse d'environ 16 m/s. Cette vitesse est légèrement inférieure à la vitesse de décollage déterminée à la section 3.2.2.

Pour la croisière, les choses se compliquent encore. Dans cette phase de vol, il est impossible de garder le régime moteur maximum en permanence. En effet, cela causerait une décharge très rapide des batteries. Une puissance moteur de 85% de la puissance maximale est alors considérée. L'observation de la figure 6.9 montre que, pour ce régime, la vitesse au-delà de laquelle il est impossible d'accélérer vaut un peu plus de 16 m/s. Or, à cette vitesse, le drone ne produit pas une portance suffisante pour compenser le poids. En effet, en croisière le C_L vaut 0.55. À une vitesse de 16 m/s, le drone produit une portance d'environ 116 N, ce qui est bien insuffisant pour compenser ses 15 kg qui correspondent à la dernière estimation de la masse. Si un régime de 90% du régime moteur maximal est pris en compte, la situation s'améliore puisque la portance produite est alors de 155 N.

Pour savoir si l'hélice et le moteur choisis sont suffisants, il faudrait étudier la décharge des batteries en fonction du régime moteur afin de déterminer la puissance pouvant être utilisée en croisière. Néanmoins, en l'état des connaissances actuelles, le système de propulsion peut être considéré comme sous dimensionné. En effet, il serait utile de disposer d'une réserve de puissance plus importante. Pour cela, plusieurs solutions sont imaginées et sont discutées à la section 9.4.

Chapitre 7

Résumé de la partie II

Cette partie a permis d'obtenir les coefficients aérodynamiques définissant le drone de manière exacte. Les principaux sont repris à la table 7.1.

Portance			
$C_{L_{\alpha_e=0}}$	$C_{L_{\alpha_e}}$	$C_{L_{min}}$	$C_{L_{max}}$
0.55	4.71	-0.63	0.98
Trainée			
$C_{D_{min}}$	$\alpha_{C_{D_{min}}}$	$C_{D_{C_{L,min}}}$	$C_{D_{C_{L,max}}}$
0.057	-2°	0.150	0.123
Tangage			
$C_{M_{C_L}}$	C_{M_0}	$C_{M_{\alpha_e}}$	$C_{M_{\alpha_e=0}}$
-0.46	0.08	-2.17	-0.15
Lacet			
C_{R_β} à $\alpha_e = 0^\circ$		-0.02 rad^{-1}	
C_{Y_β} à $\alpha_e = 0^\circ$		0.14 rad^{-1}	

TABLE 7.1 – Résultats obtenus suite à l'étude en soufflerie

Les résultats montrent donc la stabilité en lacet et tangage. L'étude en soufflerie a également montré l'instabilité en roulis.

En ce qui concerne la propulsion, une hélice de 55 centimètres a été choisie. L'étude montre que la propulsion n'est pas suffisante pour remplir la mission. Dès lors, des modifications doivent être apportées.

Troisième partie

Comparaisons entre la modélisation et l'expérience et modifications à la configuration initiale

Chapitre 8

Comparaisons entre modélisation et résultats expérimentaux

Dans ce chapitre, les modélisations théoriques effectuées sont comparées aux résultats expérimentaux. Cela permet notamment de discuter de la pertinence des modèles utilisés. Dans la suite, la courbe de portance, la polaire et les courbes de tangage et de lacet sont abordées successivement.

8.1 Portance

Tout d'abord, les courbes de portance théorique et expérimentale sont comparées. Celles-ci sont exprimées par les relations (8.1) et (8.2).

$$C_{L_{th}} = 5.99 \alpha_e + 0.48 \quad (8.1)$$

$$C_{L_{wt}} = 4.71 \alpha_e + 0.50 \quad (8.2)$$

La pente de la portance prédite est supérieure à celle obtenue en soufflerie. Il en est de même pour le coefficient de portance à angle d'attaque nul.

En ce qui concerne ce dernier, il faut vérifier qu'il est suffisant pour conduire à une portance permettant de compenser le poids en croisière. Ceci amène notamment à déterminer la vitesse minimale du drone en croisière. Le détail du raisonnement se trouve à la section 9.3.

8.2 Polaire

La figure 8.1 permet de faire les constatations suivantes. D'une part, la modélisation théorique surestime la traînée lorsque C_L est inférieur à 0.45 et la sous-estime lorsque C_L est plus important. L'erreur peut aller jusqu'à 20% à proximité du décrochage. La figure met également en évidence la différence entre les positions des minima de traînée des deux courbes. En effet, la modélisation théorique prédit un minimum pour $C_L = 0.43$ tandis que l'approximation expérimentale donne un minimum pour $C_L = 0.28$. Toutefois, il a été constaté dans la section 6.1.2 que l'approximation quadratique donne un minimum qui correspond à un

coefficient de portance inférieur à celui donné par l'expérience. Sur ce point, la comparaison entre la théorie et l'expérience n'est donc pas pertinente.

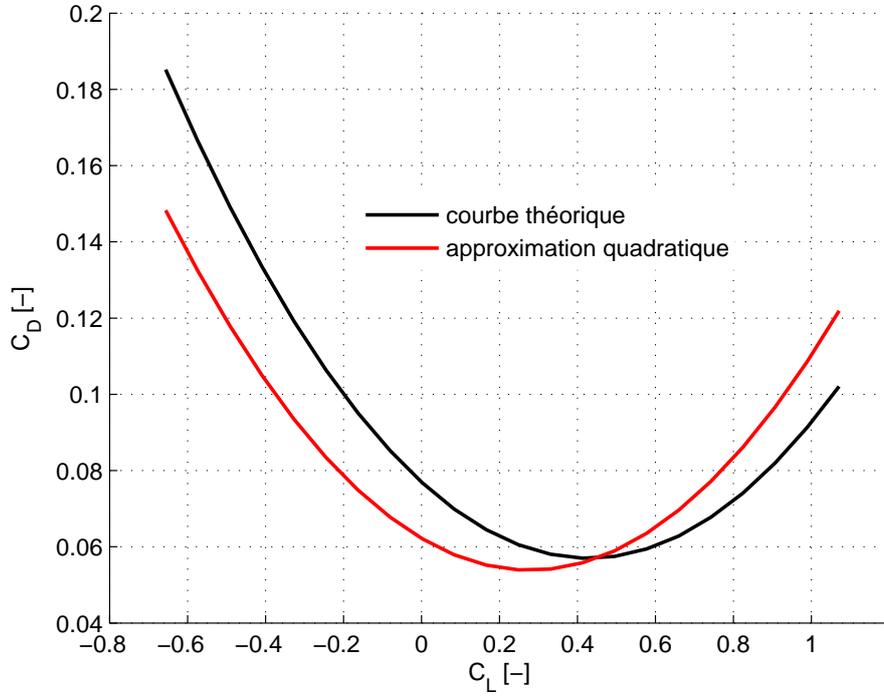


FIGURE 8.1 – Polaires théorique et expérimentale du drone pour $\beta = 0^\circ$

8.3 Tangage

Ici, la comparaison entre l'expérience et la modélisation montre que cette dernière ne représente pas correctement le résultat obtenu en soufflerie. Ceci est flagrant en observant les équations (8.3) et (8.4) qui représentent respectivement les courbes théorique et expérimentale.

$$C_{M_{th}} = -0.22 C_L + 0.07 \quad (8.3)$$

$$C_{M_{wt}} = -0.46 C_L + 0.08 \quad (8.4)$$

Ces équations permettent de constater que la marge de stabilité réelle est plus importante que celle estimée. En effet, la marge de stabilité statique atteinte est de 46%, ce qui est bien plus que la valeur attendue suite à la modélisation, c'est-à-dire 22%. Par contre, le coefficient de moment de tangage à portance nulle est bien mieux estimé.

Il existe également une différence importante pour l'évolution du coefficient de tangage avec l'angle d'attaque du fuselage. Les équations des courbes théorique et expérimentale sont numérotées respectivement (8.5) et (8.6).

$$C_{M_{th}} = -1.35 \alpha_e - 0.04 \quad (8.5)$$

$$C_{M_{wt}} = -2.17 \alpha_e - 0.15 \quad (8.6)$$

Ces équations montrent également une mauvaise estimation de la pente. Plus intéressant, elles permettent de mettre une nouvelle fois l'accent sur le fait, qu'à angle d'attaque nul, le coefficient de moment de tangage est différent de zéro. Sa valeur est, en valeur absolue, bien plus importante que celle attendue par la modélisation. Comme il l'a été dit dans la section 6.1.3, cela conduit à un moment « nose down » en croisière. Pour remédier à ce problème, la configuration doit être modifiée. Ceci est abordé dans le chapitre 9.

Les différences importantes entre l'expérience et la modélisation peuvent s'expliquer par le fait que cette dernière se base sur la configuration d'un appareil standard. Dans le cas du drone, la charge utile, de par sa position et sa forme, engendre un moment de tangage qui fait piquer le nez du drone. Ceci peut expliquer la stabilité plus importante du modèle réel par rapport à la modélisation, ainsi que la différence au niveau du coefficient de tangage à angle d'attaque nul.

8.4 Lacet

En ce qui concerne le lacet, la modélisation est comparée avec l'expérience pour plusieurs angles d'attaque. En effet, le dimensionnement des surfaces de commande nécessite la connaissance des dérivées C_{R_β} et C_{Y_β} pour un angle d'attaque au fuselage de 8° . Il est donc utile de vérifier la modélisation pour plusieurs α_e .

Angle de lacet et coefficient de roulis

La modélisation de l'influence de l'angle de lacet sur le roulis est comparée avec les résultats expérimentaux. Cela peut se faire en comparant les C_{R_β} obtenus. Pour un angle d'attaque nul, la modélisation donne $C_{R_\beta} = -0.07$ tandis que l'expérience donne $C_{R_\beta} = -0.02$.

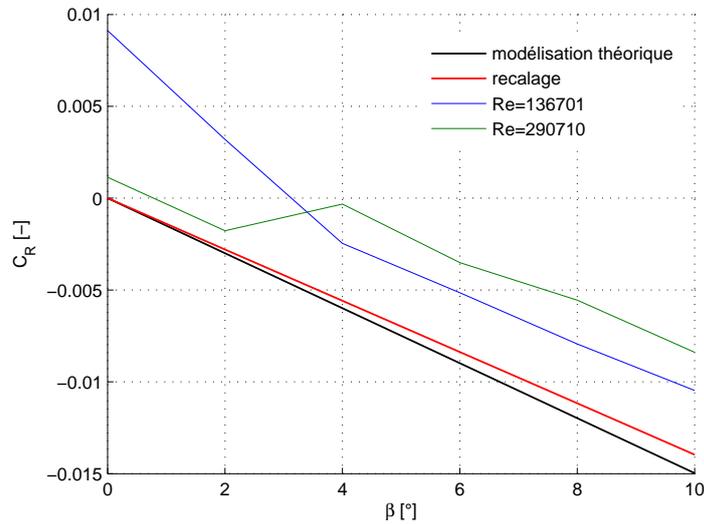
Pour un angle d'attaque du fuselage de 8° , les résultats sont représentés à la figure 8.2(a). Elle permet de constater que la stabilité augmente. En effet, la pente de la droite de recalage, représentée en rouge, vaut $C_{R_\beta} = -0.08$. La marge de stabilité passe donc de 2 à 8%. Ce phénomène peut s'expliquer par le fait que, si la contribution du stabilisateur vertical est mise de côté, les mécanismes stabilisants en roulis sont surtout liés à la portance de l'aile. Dès lors, une augmentation d'angle d'attaque produisant une augmentation de portance, il est normal que la stabilité s'améliore. Pour $\alpha_e = 8^\circ$, la modélisation théorique est beaucoup plus proche des résultats expérimentaux. Celle-ci donne en effet $C_{R_\beta} = -0.09$.

La modélisation théorique ne donne donc pas de bons résultats pour tous les angles d'attaque au fuselage. Néanmoins, dans la suite, c'est C_{R_β} pour un α_e valant 8° qui est utilisé. Dans ce cas, le modèle est donc satisfaisant.

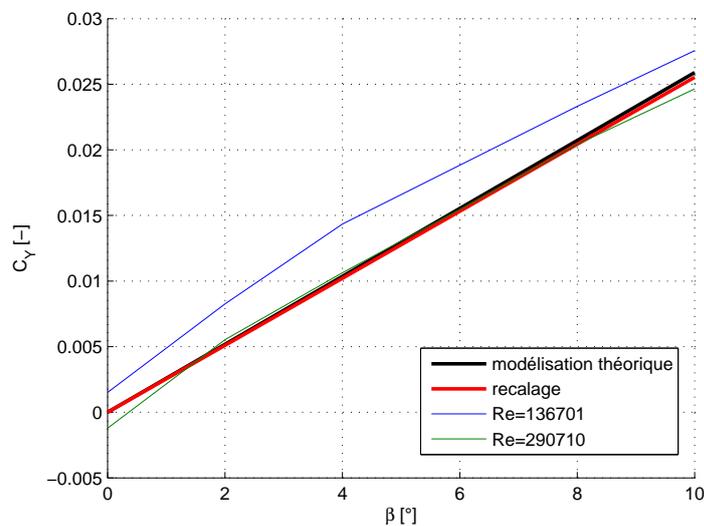
Angle de lacet et coefficient de lacet

Pour un angle d'attaque nul, la stabilité directionnelle est relativement bien estimée. La modélisation donne $C_{Y_\beta} = 0.13$, alors que la pente l'approximation linéaire des résultats expérimentaux équivaut à $C_{Y_\beta} = 0.14$.

Il en est de même pour les autres angles d'attaque au fuselage. Et en particulier pour un $\alpha_e = 8^\circ$. Pour ce dernier cas, les résultats sont présentés à la figure 8.2(b). La pente de la courbe de modélisation vaut $C_{Y_\beta} = 0.12$ tandis que les résultats expérimentaux donnent $C_{Y_\beta} = 0.14$.



(a) Influence sur le moment de roulis



(b) Influence sur le moment de lacet

FIGURE 8.2 – Stabilité latérale et perturbation en lacet, $\alpha_e = 8^\circ$

Chapitre 9

Modifications à la configuration initiale

L'étude expérimentale a permis de mettre en évidence des problèmes quant à l'aérodynamique du drone. Ceux-ci sont les suivants :

- marge de stabilité trop importante ;
- moment de tangage non nul en croisière ;
- stabilité en lacet ne correspondant pas aux exigences.

D'autre part, le travail réalisé par Laurent Wéra [13] a montré que la masse finale du drone est bien plus importante que celle attendue. Tout cela conduit à apporter des modifications à la configuration initiale du drone et à ses conditions de vol.

Les caractéristiques soumises à modifications, ainsi que leur valeur initiale sont reprises ci-dessous :

position du centre de gravité : initialement, le centre de gravité est situé à 50% de la hauteur du fuselage et à 30% de la corde. Modifier sa position influe sur les marges de stabilité latérale et longitudinale ;

angle de calage de l'empennage : dans la configuration initiale, l'angle de calage est de 1° . Il fournit donc de la portance. Imposer un angle de calage négatif lui permettrait d'agir en déportance et ainsi de diminuer le problème du « nose down » en croisière ;

vitesse minimale à α_e nul : cette vitesse est importante car, pour la qualité des prises de vue, il est nécessaire de voler aussi lentement que possible. Sur base d'une masse de 10 kg, la vitesse minimale a été fixée à 42 km/h [12]. L'augmentation de poids nécessite donc une augmentation de cette vitesse pour que la portance produite puisse toujours compenser le poids.

Enfin, l'étude de la propulsion met également en évidence plusieurs problèmes. Pour y remédier, plusieurs pistes sont proposées dans la suite.

9.1 Position du centre de gravité

Changer la position du centre de gravité permet donc de modifier les marges de stabilité tant en tangage qu'en roulis et lacet.

En ce qui concerne la stabilité longitudinale, elle est modifiée principalement par le déplacement horizontal du centre de gravité. La figure 9.1 permet de comprendre cette influence. Comme c'est l'aile qui produit la majorité de la portance, c'est en son centre aérodynamique que s'applique la force verticale la plus importante. Dès lors, si le centre de gravité se trouve devant le centre aérodynamique de l'aile, le drone est toujours stable longitudinalement. En effet, une augmentation de portance cause un moment « nose down » qui permet à l'appareil de se stabiliser. S'il est situé derrière, la portance produit un moment « nose up ». Les autres contributions, et en particulier celle du stabilisateur, prennent alors toute leur importance. Pour que la stabilité soit préservée, la distance entre le point d'application de la force et le centre de gravité doit être suffisante pour compenser le moment créé par la portance de l'aile.

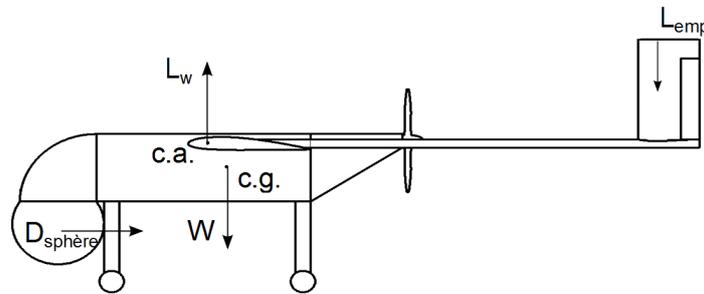


FIGURE 9.1 – Stabilité longitudinale et position du centre de gravité

En ce qui concerne la position verticale du centre de gravité, elle influence peu la marge de stabilité en tangage. Par contre, elle modifie le coefficient de moment à angle d'attaque nul. En effet, cette modification engendre des différences dans les distances entre le centre de gravité et les forces horizontales. Ceci est particulièrement vrai pour la traînée engendrée par la sphère représentée à la figure 9.1. Comme cette modification ne vise qu'à diminuer la marge de stabilité, le coefficient de moment à angle d'attaque nul n'est pas pris en considération.

Qualitativement, il semble donc que, pour diminuer la marge de stabilité en tangage, le centre de gravité doit être éloigné du nez du drone. Cette modification a bien entendu des conséquences sur la stabilité latérale. En effet, si le centre de gravité s'éloigne du nez de l'avion, cela engendre une diminution de la stabilité en lacet. Par contre, plus le centre de gravité est bas, plus la stabilité en roulis est importante. Cela s'explique en considérant la position du centre aérodynamique des empennages verticaux par rapport au centre de gravité. Plus de détails sont fournis à la section 2.1.

Ces quelques considérations permettent donc de comprendre que, pour diminuer la marge de stabilité longitudinale, le centre de gravité doit être éloigné du nez du drone. Cela a pour conséquence de diminuer la stabilité en lacet, ce qui n'est pas une mauvaise chose puisque celle-ci est plus importante que ce qui était voulu. Pour améliorer la stabilité en roulis, le centre de gravité doit être abaissé.

Pour déterminer la position optimale du centre de gravité, il est possible d'utiliser la modélisation. Néanmoins, comme cette dernière a montré ses limites, il est préférable d'utiliser l'expérience si cela est possible.

Or, l'étude de l'influence de la position du centre de gravité sur les résultats expérimentaux est très aisée. En effet, les forces et moments sont mesurés au capteur. Ensuite, le point de référence est ramené au centre de gravité. C'est donc au niveau du traitement des données que ses coordonnées interviennent, et non pas dans les mesures. Il est donc possible d'avoir les coefficients de forces et moments pour une position du centre de gravité modifiée.

Après plusieurs tentatives, il s'avère que le meilleur compromis entre stabilité et manœuvrabilité est un déplacement du centre de gravité à 40% de la corde de l'aile. Pour tenir compte des effets de cette modification sur la stabilité latérale, le centre de gravité est également abaissé à 25% de la hauteur du fuselage. Cette nouvelle position est illustrée par la figure 9.2.

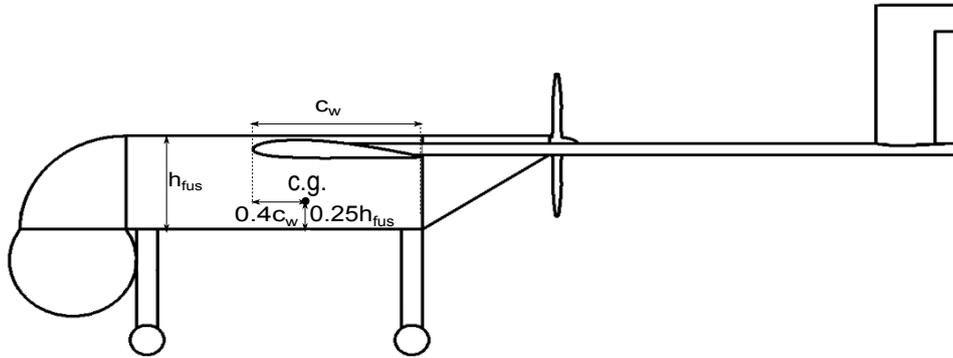


FIGURE 9.2 – Nouvelle position du centre de gravité

Le quantification des effets produits par cette modification est abordée dans les sections suivantes.

9.1.1 Effet sur la stabilité longitudinale

La position modifiée, les résultats représentés aux figures 9.3(a) et 9.3(b) sont obtenus. Pour chacune d'elles, les droites rouges et vertes représentent les interpolations linéaires des résultats expérimentaux, respectivement avant et après modification de la position du centre de gravité. Les équations de droites vertes sont numérotées (9.1) pour la figure 9.3(a) et (9.2) pour la figure 9.3(b). Les équations des droites rouges sont quant à elles numérotées (6.3) et (6.4) et sont présentées à la section 6.1.3.

$$C_{M_{new}} = -0.27 C_L + 0.1 \quad (9.1)$$

$$C_{M_{new}} = -1.28 \alpha_e - 0.04 \quad (9.2)$$

En comparant les résultats avant et après modifications, il est visible que la marge de stabilité en tangage diminue. Elle passe de 46% à 27%.

Le C_{M_0} est quant à lui quasiment égal à celui obtenu avant modification. Ceci est normal puisqu'il s'agit du coefficient de moment à portance nulle. Comme la portance du drone est produite en majorité par l'aile, si la portance totale est nulle, c'est que l'aile produit une force quasi nulle. Dès lors, l'influence de la modification de la position du centre de gravité sur le paramètre C_{M_0} est faible puisque l'aile ne joue presque pas.

Le coefficient de tangage à angle d'attaque nul est par contre fortement modifié. Cette modification est positive puisque sa valeur absolue diminue. Pour fixer une configuration finale, il faut modifier l'angle de calage de l'empannage en se basant sur la nouvelle position du centre de gravité.

9.1.2 Effet sur la stabilité latérale

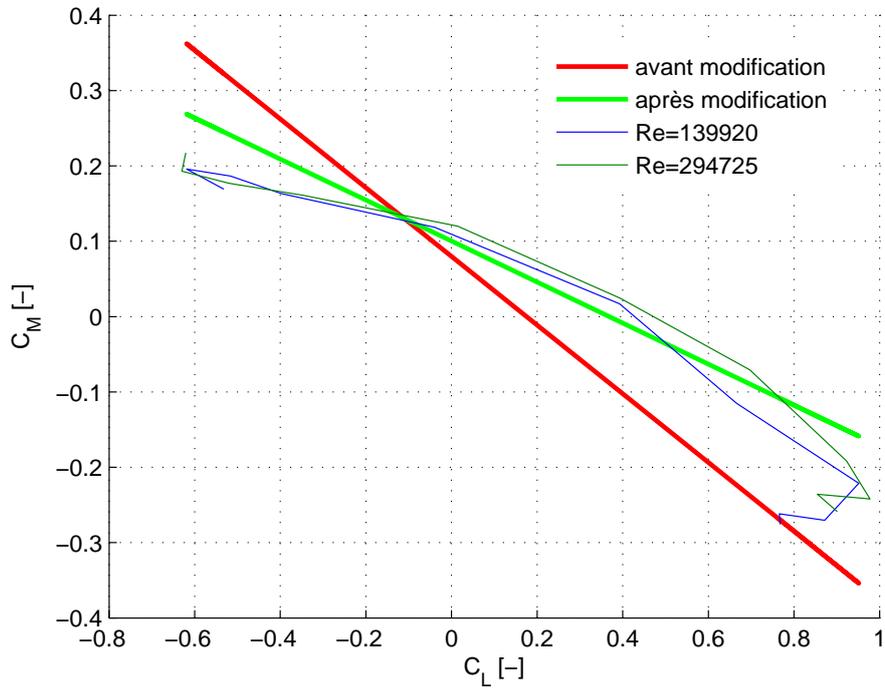
Reculer le centre de gravité ne conduit pas au C_{Y_β} désiré, mais cela permet d'obtenir $C_{Y_\beta} = 0.11$ au lieu de $C_{Y_\beta} = 0.14$.

Cette modification effectuée seule engendre une instabilité en roulis. Ceci est visible à la figure 9.4(a). Sur cette dernière, la droite verte représente l'interpolation avec les résultats expérimentaux effectués à grande vitesse. Sa pente est moins importante que celle de la droite rouge, qui elle représente la stabilité avant modification de la position du centre de gravité. Elle est même quasi nulle puisque, dans ce cas, C_{R_β} est inférieur en valeur absolue à 1%. L'observation des courbes expérimentales montre que, dans aucun des deux cas, le coefficient de roulis ne décroît constamment. Dès lors, bien que la pente de l'interpolation soit négative, la stabilité n'est pas assurée. C'est pourquoi, il a été décidé d'abaisser le centre de gravité. Ainsi, la stabilité est alors garantie, comme le montre la figure 9.4(b). Elle est même plus importante qu'avant modification de la position du centre de gravité. Cela est visible en comparant les pentes des courbes rouge et verte. Au final, le coefficient C_{R_β} obtenu est égal à -0.03 .

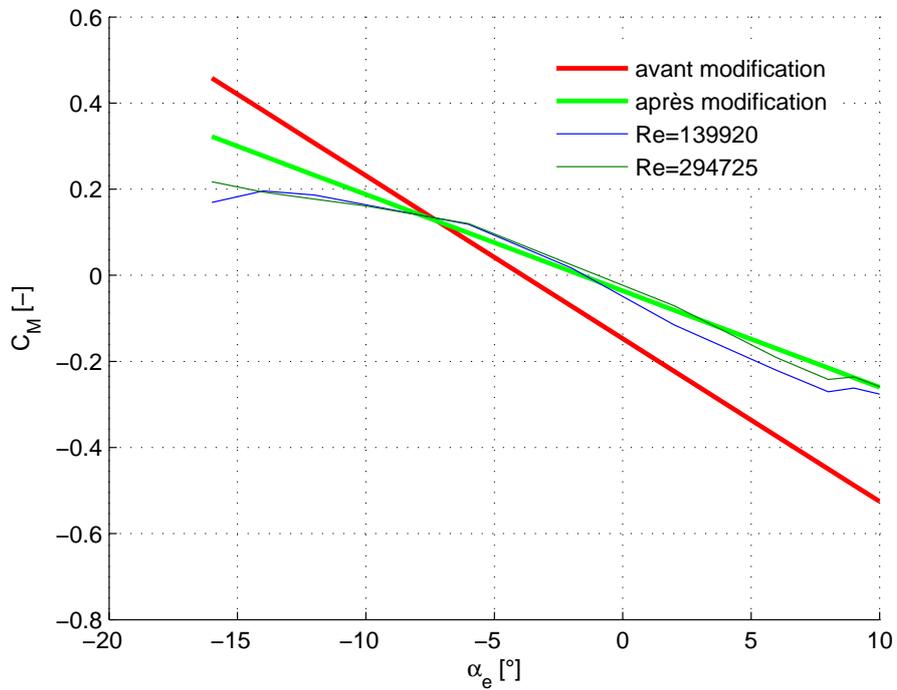
Il est également nécessaire de vérifier que le drone est stable latéralement dans d'autres configurations. Ceci est fait pour des angles d'attaque au fuselage de -2° , 2° et 8° . Dans chacun des trois cas, le drone est stable. Les valeurs avant et après modifications sont reprises à la table 9.1.

	-2°	0°	2°	8°
C_{R_β} avant modification $[\text{rad}^{-1}]$	-0.02	-0.02	-0.03	-0.05
C_{R_β} après modification $[\text{rad}^{-1}]$	-0.03	-0.03	-0.03	-0.05
C_{Y_β} avant modification $[\text{rad}^{-1}]$	0.15	0.14	0.15	0.15
C_{Y_β} après modification $[\text{rad}^{-1}]$	0.11	0.11	0.12	0.12

TABLE 9.1 – Stabilité avant et après modification de la position du centre de gravité

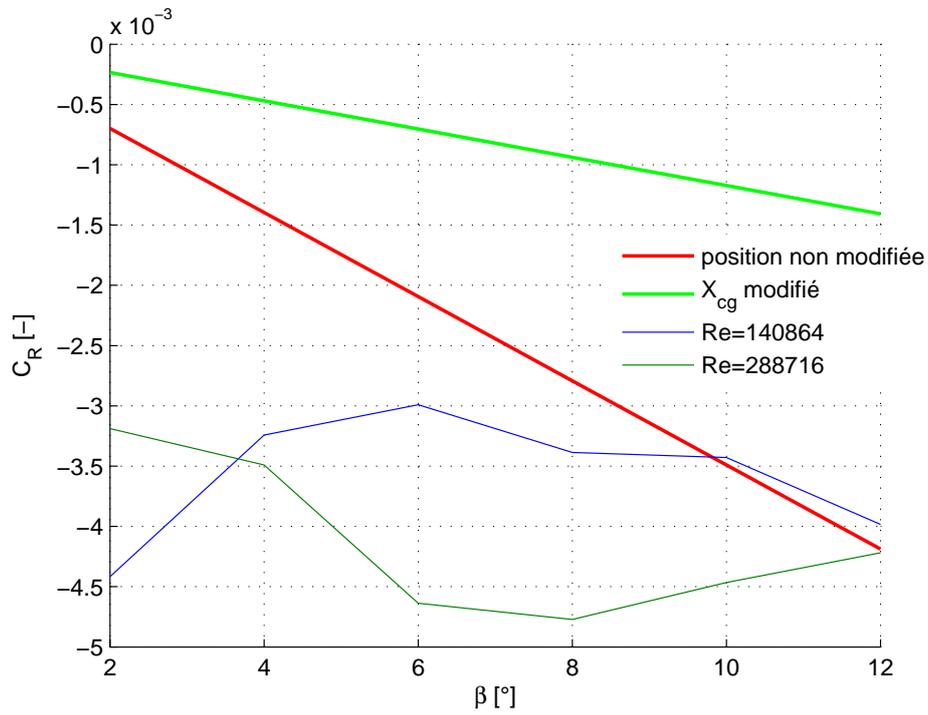


(a) C_M vs C_L après modification du centre de gravité

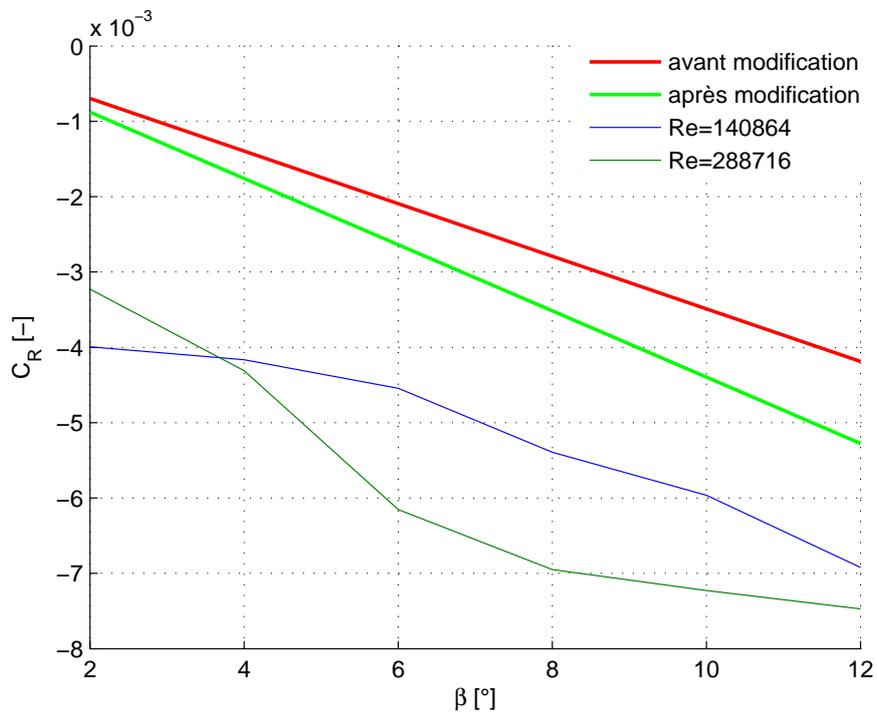


(b) C_M vs α_e après modification du cg

FIGURE 9.3 – Evolutions du coefficient de tangage après modification de la position du centre de gravité



(a) Avant modification de la position verticale



(b) Après modification de la position verticale

FIGURE 9.4 – Influence sur le roulis d’une perturbation en lacet après modification de la position du centre de gravité, $\alpha_e = 0^\circ$

9.2 Angle de calage de l'empennage horizontal

L'étude en soufflerie permet donc de mettre en évidence le fait qu'à angle d'attaque de croisière, soit $\alpha_e = 0^\circ$, le moment de tangage est non nul. De plus, les essais expérimentaux ne prennent pas en compte les effets de la poussée. Cette dernière n'a pas une influence considérable sur la marge de stabilité. Par contre, de par la position de l'hélice, la poussée engendre un moment qui tend à faire piquer le nez du drone.

Afin de remédier à ce problème, il est envisagé de modifier l'angle de calage de l'empennage horizontal. Pour cela, le coefficient de moment de tangage est ré exprimé comme à l'équation (9.3). Dans cette expression, la propulsion est prise en compte. T représente la poussée et z_t la distance entre le centre de gravité et la ligne de poussée.

$$C_M = C_{M_{i_t}} i_t + C_{M_{i_t=0^\circ}} + C_{M_{\delta_e}} \delta_e + \frac{T z_t}{q S_w c_w} \quad (9.3)$$

Le but de la modification est d'annuler le coefficient de tangage en croisière sans utiliser l'élévateur. Dès lors, δ_e est considéré comme étant nul, tout comme C_M . Le nouvel angle de calage s'exprime alors par la relation (9.4).

$$i_t = - \frac{\frac{T z_t}{q S_w c_w} + C_{M_{i_t=0^\circ}}}{C_{M_{i_t}}} \quad (9.4)$$

Reste donc à connaître les valeurs de $C_{M_{i_t}}$ et de $C_{M_{i_t=0^\circ}}$ pour déterminer le nouvel angle de calage. Cela peut se faire d'une part en utilisant la modélisation, et d'autre part avec les résultats expérimentaux. En effet, les deux techniques permettent d'établir l'équation (9.5).

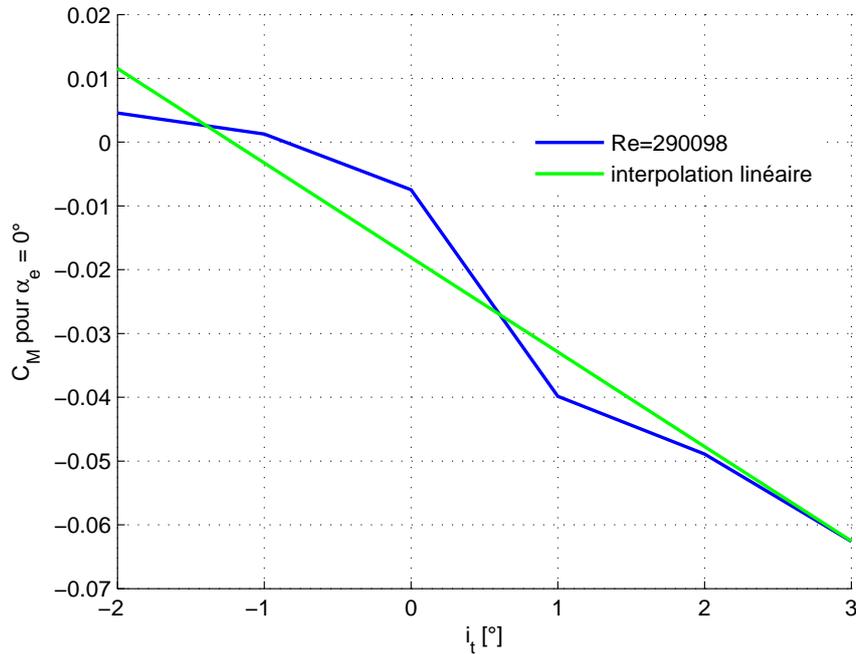
$$C_M = C_{M_{i_t}} i_t + C_{M_{i_t=0^\circ}} \quad (9.5)$$

Pour utiliser le modèle théorique, il faut s'assurer qu'il est une bonne approximation de la réalité. Or, le chapitre 8 montre que, pour le tangage, la modélisation donne des résultats très différents de la réalité. Il est donc préférable d'utiliser la méthode expérimentale.

Le but est donc d'établir l'équation (9.5) qui illustre l'évolution du coefficient de moment de tangage avec l'angle de calage de l'empennage. Pour cela, le calage variable de l'empennage de la maquette à l'échelle 1/2 est utilisé. La procédure consiste à mesurer le moment de tangage pour des angles de calage variant entre -2 et 3° . Cet intervalle est choisi de manière à avoir suffisamment de points. La vitesse de vent imposée est de 19.9 m/s et l'angle d'attaque du fuselage est nul. Les résultats de l'expérience sont représentés à la figure 9.5 et sont calculés pour la nouvelle position du centre de gravité.

Y est également représentée l'interpolation linéaire des points expérimentaux. L'équation de cette droite est numérotée (9.6), où i_t s'exprime en radians. En comparant avec la relation (9.5), les coefficients recherchés sont obtenus. Ils sont tels que : $C_{M_{i_t}} = -0.849 \text{ rad}^{-1}$ et $C_{M_{i_t=0^\circ}} = -0.0181$.

$$C_M = -0.849 i_t - 0.0181 \quad (9.6)$$


 FIGURE 9.5 – Variation de C_M avec i_t

Une fois ces coefficients connus, l'angle de calage de l'empennage est modifié. En utilisant les équations (9.4) et (9.6), il est possible de déterminer le nouvel angle de calage si la poussée est connue. En considérant cette dernière égale à 34 N, et pour une vitesse de 90 km/h, un angle de calage d'environ -3° est obtenu.

Une nouvelle étude en soufflerie est ensuite effectuée de manière à établir le comportement en tangage avec le nouvel angle de calage. La maquette pour l'étude aérodynamique ne permet malheureusement pas d'imposer ce calage. L'angle minimum imposable est d'environ -2° . C'est donc avec cet angle que les nouveaux essais sont effectués. Les résultats obtenus sont illustrés par la figure 9.6.

Cette figure permet d'établir une nouvelle équation pour l'approximation linéaire de la courbe expérimentale déterminée pour le plus grand Reynolds. Celle-ci est représentée par la relation (9.7). Après modifications, le pourcentage de stabilité est donc de 17%.

$$C_{M_{new}} = -0.17 C_L + 0.14 \quad (9.7)$$

9.3 Vitesse minimale de croisière

L'étude en soufflerie, et en particulier la procédure décrite à la section 6.1.2, permet de constater que, qu'avec un allongement de 10% de l'aile, le C_{L_0} obtenu vaut 0.55. Initialement, la masse avait été estimée à 10 kg. Or, suite à l'étude de la structure réalisée par Laurent Wéra [13], il apparait que la masse totale du drone sera plus importante, probablement aux alentours de 15 kg.

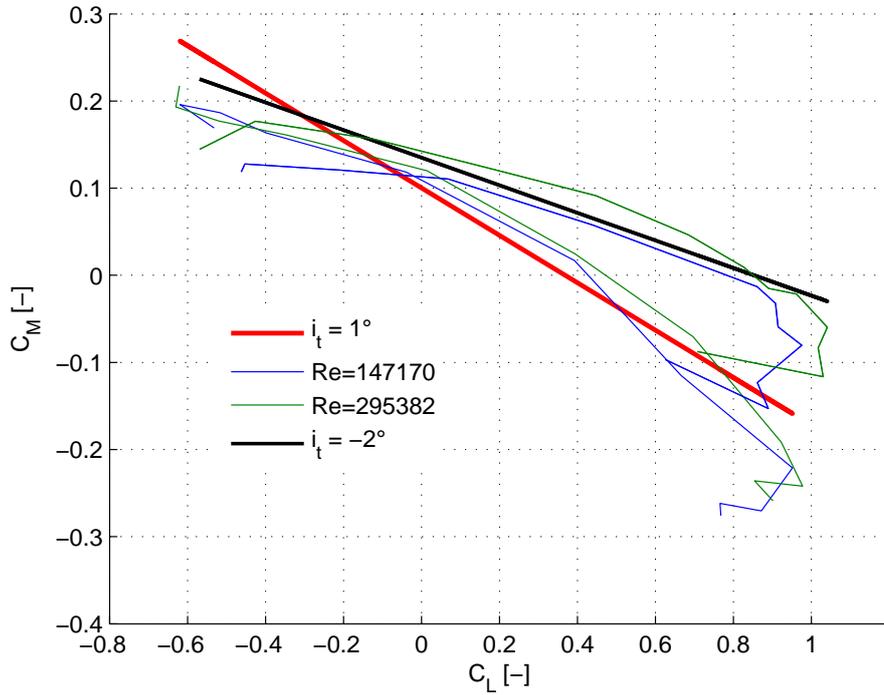


FIGURE 9.6 – Variation de C_M en fonction de C_L après modification du centre de gravité et de l'angle de calage

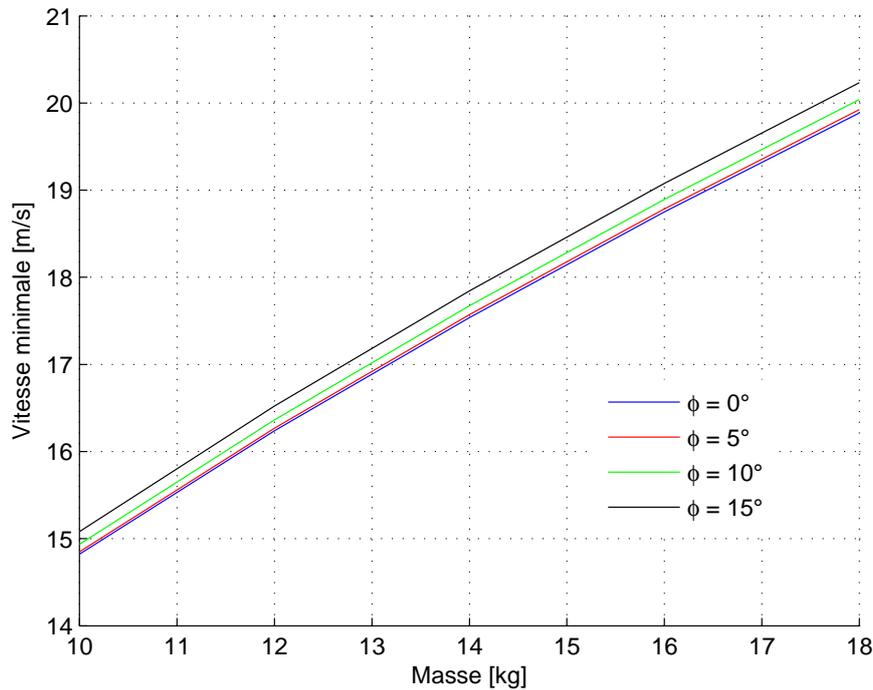
Il est donc utile d'étudier l'influence de la sous-estimation de la masse sur la vitesse de vol minimale. En effet, en dessous d'une certaine vitesse, le drone ne fournit plus suffisamment de portance pour compenser le poids. La vitesse minimale, pour une configuration de vol fixée, s'exprime comme la relation (9.8).

$$V_{min} = \sqrt{\frac{mg}{\frac{1}{2}\rho C_L S_w \cos \phi}} \quad (9.8)$$

Cette vitesse est différente en fonction de l'angle d'attaque du fuselage et de l'angle de roulis. Ici, l'étude est réalisée pour des angles de roulis compris entre 0 et 15°, pour une angle d'attaque nul et pour un facteur de charge unitaire. La figure 9.7 est alors obtenue.

Elle permet de constater que l'angle de roulis n'a que peu d'influence sur la vitesse minimale. En effet, pour une masse fixée, la différence entre la vitesse minimale pour un angle de roulis nul et celle obtenue avec $\phi = 15^\circ$ est inférieure à 2%. La masse, par contre, cause de grandes différences. Un accroissement de 10% de la masse nécessite une augmentation d'environ 5% de la vitesse pour préserver l'équilibre entre poids et portance.

La vitesse minimale pour la prise de vue peut être déterminée. Pour cela, la masse du drone est fixée à 15 kg et l'angle de roulis à 11°. La vitesse minimale est alors de 18.3 m/s, soit quasiment 69 km/h. Cependant, il est préférable d'effectuer les prises de vue à une vitesse légèrement supérieure de manière à rester dans une zone de sécurité. Ce qui est possible puisque dans la référence [2], il a été établi que la prise de vue est possible jusqu'à 90 km/h.


 FIGURE 9.7 – Vitesse minimale pour compenser le poids à $\alpha_e = 0^\circ$

Si la vitesse minimale évolue, il en est de même pour la traînée. Dès lors, la poussée minimale en croisière doit être recalculée. Ceci est fait en calculant la traînée du drone à la vitesse minimale et pour α_e et ϕ nuls. L'équation utilisée est représentée par l'équation (9.9).

$$D = \frac{1}{2} \rho C_{D_{\alpha_e=0^\circ}} S_w V_{min}^2 \quad (9.9)$$

Les résultats obtenus sont illustrés par la figure 9.8. Celle-ci montre l'évolution de la poussée minimale pour compenser la traînée produite à la vitesse minimale. Pour une masse de 15 kg, 17 N sont nécessaires. Une poussée bien plus importante est cependant nécessaire pour pouvoir assurer les phases de vol à plus haute vitesse ainsi que le décollage.

9.4 Améliorations à la propulsion

Dans la section 6.2, la mauvaise efficacité du système propulsif est mise en avant. Pour remédier à cela, il existe plusieurs possibilités.

Il est tout d'abord envisageable d'augmenter le diamètre de l'hélice. Cependant, il est impossible de l'augmenter indéfiniment. Il faut en effet considérer l'atterrissage. Durant ce dernier, le drone fait un certain angle avec la piste et le train est comprimé. De ce fait, au-delà d'un certain diamètre, il se pourrait que l'hélice touche le sol. La taille de l'hélice doit donc être suffisamment faible pour permettre l'atterrissage.

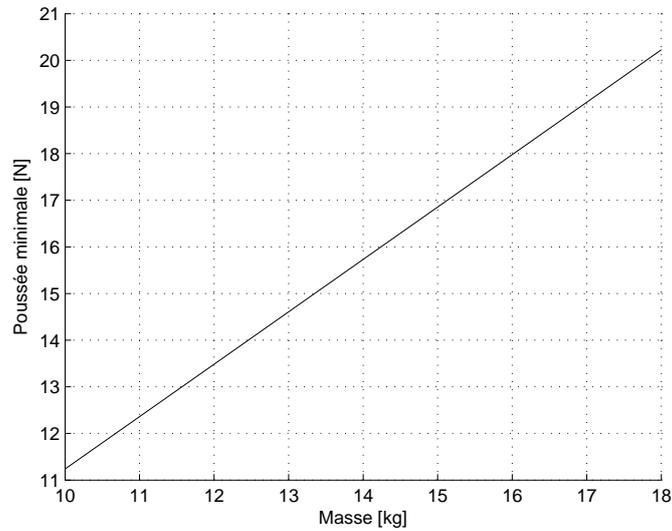


FIGURE 9.8 – Poussée minimale à $\alpha_e = 0^\circ$ et $\phi = 0^\circ$

Il est également possible de remplacer le moteur par un autre qui pourrait fournir une puissance supérieure. Malheureusement, l'augmentation de la puissance d'un moteur va de pair avec une augmentation de sa masse. De plus, il est fort possible que la mauvaise efficacité du système de propulsion soit due au décrochage de l'écoulement juste avant l'hélice. Pour en être certain, il serait intéressant de calculer le rendement de l'hélice. S'il est fort bas, c'est que l'hélice ne fonctionne pas correctement. Il est alors inutile d'avoir un moteur plus puissant.

Comme la masse est un aspect très critique dans le cas du drone, il est préférable d'améliorer la géométrie avant de faire des modifications qui engendreraient une augmentation de poids. Sont alors envisagées les modifications suivantes : comme la sphère contribue grandement à la traînée et que diminuer cette dernière réduirait les besoins en poussée, il est envisageable de diminuer sa taille et de modifier la forme de manière à diminuer l'effet perturbateur sur l'écoulement.

La remarque suivante est basée sur la visualisation de l'écoulement en amont de l'hélice. Celle-ci a permis de constater que le brusque changement de géométrie de l'arrière du fuselage engendre un décrochage de l'écoulement. Cela peut nuire fortement au fonctionnement de l'hélice. De plus, l'hélice est presque entièrement cachée par le bas du fuselage. Ceci est visible à la figure 9.4.

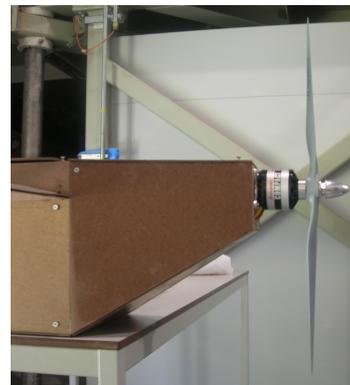


FIGURE 9.9 – Hélice et arrière du fuselage

Afin d'améliorer cela, deux modifications à la géométrie sont envisagées. Tout d'abord, le passage entre la partie droite du fuselage et la partie courbe doit être moins brusque. Ensuite, de manière à avoir un angle moins important, la ligne de poussée est descendue. Ces modifications, visibles à la figure 9.10, devraient permettre de réduire la traînée et d'augmenter le rendement de l'hélice.

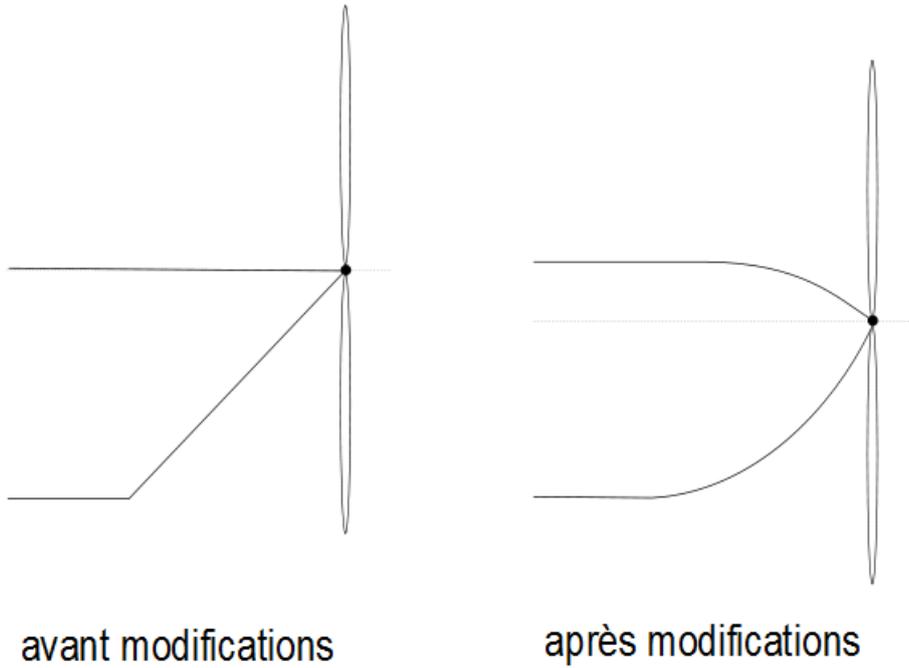


FIGURE 9.10 – Amélioration à la géométrie de l'arrière du fuselage

Chapitre 10

Résumé de la partie III

Cette partie a tout d'abord permis de comparer modélisation et résultats expérimentaux. Des différences importantes sont apparues. En effet, les méthodes utilisées pour établir une modélisation du comportement de l'appareil sont semi-analytiques. Elles nécessitent donc l'emploi de coefficients déterminés sur des bases expérimentales. Or, dans ce cas, l'appareil à modéliser ne correspond que peu aux avions traités traditionnellement dans l'aéronautique civile.

Dès lors, les caractéristiques aérodynamiques obtenues sont parfois assez éloignées des valeurs désirées. La position du centre de gravité et l'angle de calage de l'empennage horizontal ont donc été modifiés de manière à obtenir le comportement souhaité. L'angle de calage est à présent de -2° , tandis que le centre de gravité se situe à 25% de la hauteur du fuselage en partant de la partie basse, et à 40% de la corde.

Après modifications, une marge de stabilité longitudinale de 17% est obtenue, ce qui est bien meilleur qu'initialement. En ce qui concerne la stabilité latérale, elle est maintenant telle qu'à $\alpha_e = 0^\circ$, les marges de stabilité latérale sont telles que $C_{R_\beta} = -0.03 \text{ rad}^{-1}$ et $C_{Y_\beta} = 0.11 \text{ rad}^{-1}$

La sous-estimation du poids conduit également à des modifications. Avec une masse de 15 kg, la vitesse minimale est 18.3 m/s.

Des propositions visant à améliorer l'efficacité de la propulsion ont également été présentées.

Quatrième partie

Perspectives et conclusion

Chapitre 11

Perspectives

Au terme de ce travail, il est possible de donner quelques pistes pour mener à bien la suite du projet.

- Tout d'abord, ce travail a notamment permis de montrer que les modèles ne sont pas toujours bien adaptés au cas du drone. Il serait donc utile de vérifier la puissance des contrôles au moyen d'essais en soufflerie. Ainsi, les surfaces de commande pourront être fixées avec certitude. Pour cela, il faut modifier la maquette de manière à ce qu'elle représente les contrôles.
- Toujours au niveau des contrôles, il sera également nécessaire d'étudier leur système de fonctionnement ainsi que l'électronique qui les commande.
- Il a été montré que le système propulsif était insuffisant pour compenser la trainée, semble-t-il à cause de l'hélice. Il serait utile de s'en assurer en calculant son rendement. Si ce fait se vérifie, il sera donc nécessaire, soit d'augmenter la poussée en utilisant un moteur plus puissant, soit de diminuer la trainée en apportant des modifications à la géométrie. Il semble que cette dernière possibilité soit préférable. Diverses idées de modifications ont été proposées à la section 9.4.
- Toujours au niveau du système de propulsion, et une fois les problèmes réglés, il pourrait être utile de déterminer l'évolution de la poussée avec l'angle d'attaque et l'angle de lacet. De cette manière il sera possible d'avoir la certitude que la poussée est suffisante dans toutes les configurations de vol.
- Ce travail a également mis en évidence l'influence importante de la masse. Un des points importants de la suite du projet sera de chercher à réduire le poids de tous les constituants de l'appareil.

Les pistes proposées sont basées sur l'étude exposée tout au long de ce travail. Plus généralement, il faudra également s'intéresser à la construction de l'appareil, à l'électronique de commande, au contrôle radio, faire des tests en vol, ...

Chapitre 12

Conclusion

Ce travail se situait dans la succession du pré-dimensionnement mis en œuvre en 2009-2010. Celui-ci consistait en l'établissement d'une première géométrie d'un drone dont la mission est la prise d'images stéréoscopiques de bâtiments. Il a donc fallu commencer par prendre connaissance du travail précédemment réalisé. Ensuite, il a été possible de s'atteler à la réalisation de plusieurs objectifs. La configuration obtenue à la fin du travail est représentée par la figure 12.

Le premier objectif était de modifier certains paramètres de la géométrie afin d'obtenir des caractéristiques aérodynamiques satisfaisantes. En ce qui concerne la stabilité latérale, le but est pleinement atteint, et ce, grâce aux changements effectués au niveau de l'envergure des empennages verticaux.

Afin d'obtenir une marge de stabilité en tangage satisfaisante, d'autres modifications ont également été apportées. Elles consistent essentiellement en la diminution du calage de l'empennage horizontal et en la modification de la position du centre de gravité.

Parallèlement à ce travail, des recherches ont été menées au niveau de la structure du drone. Elles ont notamment permis de conclure qu'une augmentation de la masse était inévitable. De ce fait, la vitesse minimale du drone doit être augmentée. En effet, pour pouvoir générer suffisamment de portance, le drone doit voler plus vite.

Un autre objectif de ce travail était de définir les surfaces de commande nécessaires au contrôle de l'appareil, ainsi que les servomoteurs associés. Il a d'abord fallu décider du type de contrôles à employer. Après avoir pris connaissance des différentes configurations possibles, les commandes ont été choisies. Ensuite, grâce à l'utilisation d'un modèle semi-analytique, les dimensions des diverses surfaces ont été déterminées. Enfin, les couples maximum imposés aux servomoteurs ont été déterminés, toujours sur une base théorique. Grâce à cela, les servomoteurs peuvent être choisis.

Le dernier objectif concernait la propulsion. Un système complet a été acheté, puis testé en soufflerie. Trois hélices ont été comparées, et l'une d'elles a été choisie. Une étude permettant de déterminer les performances de la combinaison moteur-hélice a été menée. Ses résultats montrent que, dans l'état actuel, la propulsion est sous-dimensionnée. Il est donc nécessaire d'apporter des modifications, soit au système propulsif, soit à la géométrie de l'UAV. A propos de ce dernier point, quelques pistes ont été proposées.

Pour arriver à ces résultats, des études avec la soufflerie de l'ULg ont été effectuées. Il a donc fallu mettre au point des maquettes et des procédures pour les mener à bien. Il a ensuite fallu traiter les données et analyser les résultats obtenus.

Quand l'expérience n'était pas faisable, des modélisations ont été utilisées. Lorsque résultats expérimentaux et résultats théoriques étaient disponibles de manière simultanée, ils ont été comparés. Cela a permis de mettre en lumière des différences. Celles-ci existent en grande partie de par le fait que la géométrie du drone est très différente des géométries usuelles.

Les travaux réalisés en 2009-2010 et 2010-2011 reflètent l'étape le pré-dimensionnement du drone. En se basant sur ce qui a été fait, d'autres étudiants pourront continuer l'étude et commencer la construction de l'appareil.

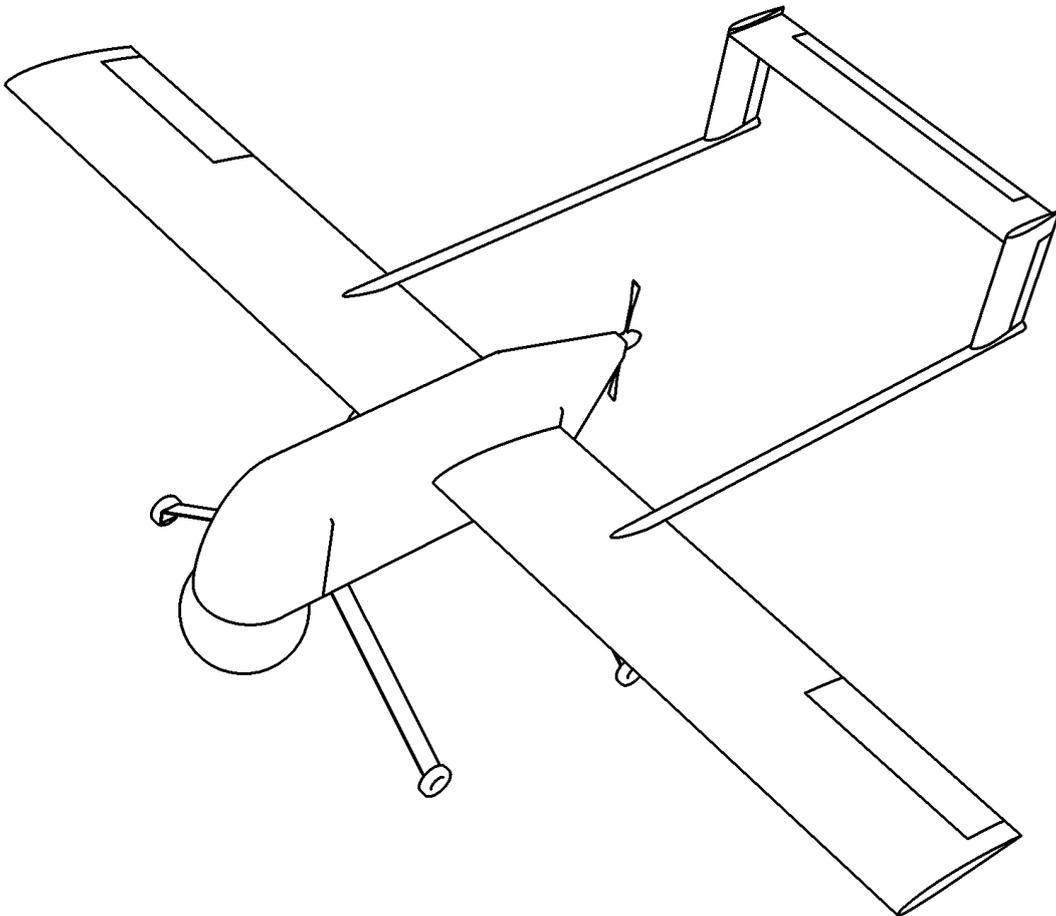
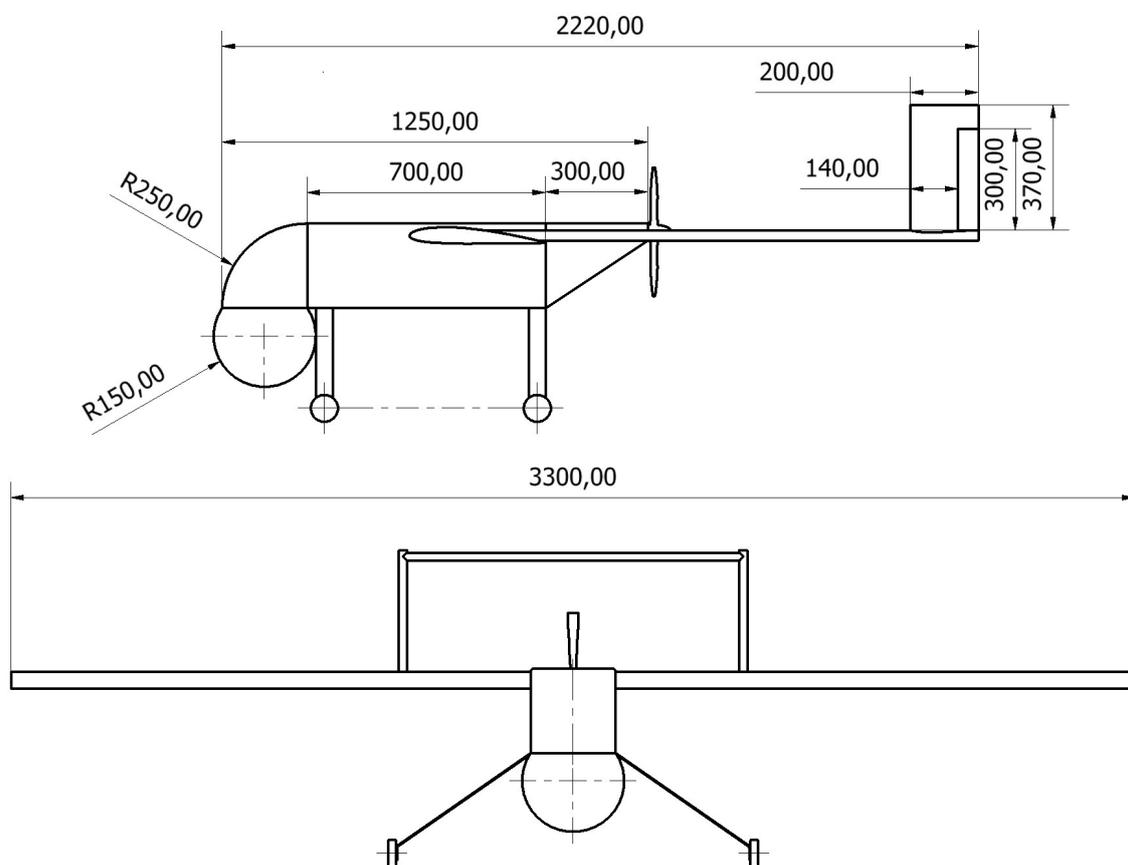


FIGURE 12.1 – Schéma du drone obtenu suite au pré-dimensionnement de 2010-2011 [13]

Appendices

Annexe A

Plans du drone modifié



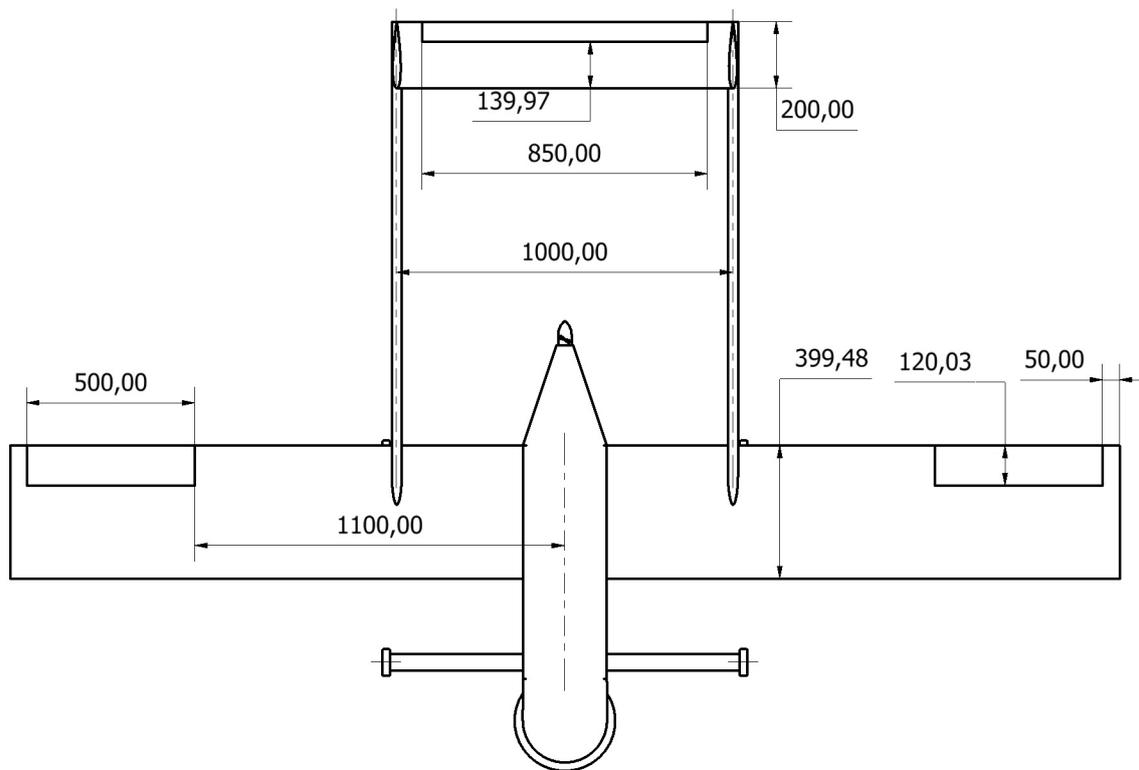


FIGURE A.1 – Plans du drone obtenus suite au pré-dimensionnement de 2010-2011

Annexe B

Détermination des dérivées de stabilité en lacet C_{R_β} et C_{Y_β}

Cette partie est consacrée à la détermination des dérivées des coefficients de moment de roulis et de lacet par rapport à un angle de dérapage β . Ces dérivées sont appelées respectivement C_{R_β} et C_{Y_β} . Elles peuvent être déterminées grâce à une méthode issue de la référence [9], méthode uniquement valable en subsonique. Cette méthode permet d'écrire les équations (B.1) et (B.2).

$$C_{R_\beta} = C_{R_{\beta_{wf}}} + C_{R_{\beta_h}} + C_{R_{\beta_v}} \quad (\text{B.1})$$

$$C_{Y_\beta} = C_{Y_{\beta_w}} + C_{Y_{\beta_f}} + C_{Y_{\beta_v}} \quad (\text{B.2})$$

Les différentes contributions sont détaillées dans la suite. Est présentée ici uniquement la partie pouvant directement être appliquée au drone. Pour une configuration plus générale, le lecteur est invité à consulter la référence [9].

B.1 Contribution de l'aile et du fuselage à C_{R_β}

Les contributions de l'aile et du fuselage $C_{R_{\beta_{wf}}}$ sont déterminées grâce à l'équation (B.3).

$$C_{R_{\beta_{wf}}} = \frac{180}{\pi} \left[C_{L_{wf}} \left(\frac{C_{R_\beta}}{C_L} \right)_A + (\Delta C_{R_\beta})_{z_w} \right] \quad (\text{B.3})$$

Cette équation ne tient pas compte du dièdre de l'aile ni d'un éventuel « sweep » ou « twist ». Ne sont prises en compte que les contributions dues à l'« aspect ratio » de l'aile et à sa position. Dans l'équation (B.3), C_{L_w} correspond au coefficient de portance de l'aile et du fuselage. Dans un premier temps, il peut être considéré égal à celui de l'aile uniquement. Les autres termes sont déterminés avec les relations (B.4) et (B.5), ainsi qu'avec la figure B.1. Dans les équations (B.4) et (B.5), z_w est défini à la figure B.2, et $S_{fus,av}$ correspond à l'aire de la section de la face avant du fuselage.

$$\left(\Delta C_{R_\beta}\right)_{z_w} = 0.042 \sqrt{A} \frac{z_w d_{f_{ave}}}{b_w^2} \quad (\text{B.4})$$

$$d_{f_{ave}} = \sqrt{\frac{S_{fus,av}}{0.7854}} \quad (\text{B.5})$$

B.2 Contribution de l'empennage horizontal à C_{R_β}

Cette contribution est apportée par le terme $C_{R_{\beta_h}}$ régi par l'équation (B.6).

$$C_{R_{\beta_h}} = C_{R_{\beta_{hf}}} \frac{S_h b_h}{S_w b_w} \quad (\text{B.6})$$

Dans la relation (B.6), le coefficient $C_{R_{\beta_{hf}}}$ représente l'effet de dièdre de l'empennage. Il peut être calculé avec la relation (B.3) en remplaçant les termes de l'aile par ceux de l'empennage horizontal.

B.3 Contribution de l'empennage vertical à C_{R_β}

Pour cette influence, la relation (B.7) est utilisée. Pour celle-ci, les termes z_v et l_v sont définis à la figure B.3.

$$C_{R_{\beta_v}} = C_{S_{\beta_v}} \frac{z_v \cos \alpha - l_v \sin \alpha}{b_w} \quad (\text{B.7})$$

Le terme $C_{S_{\beta_v}}$ représente la contribution de l'empennage vertical à la dérivée du coefficient de dérapage. Il est estimé par l'équation (B.8) valable pour un empennage vertical double.

$$C_{S_{\beta_v}} = -2 \left(\frac{C_{S_{\beta_v}(wfh)}}{C_{S_{\beta_v}eff}} \right) \frac{C_{S_{\beta_v}eff} S_v}{S_w} \quad (\text{B.8})$$

Dans l'équation (B.8), S_v est la surface d'un des deux empennages verticaux. Les deux autres coefficients sont déterminés avec les figures B.4 et B.5.

B.4 Contribution de l'aile et du fuselage à C_{Y_β}

La contribution de l'aile est importante uniquement à angles d'attaque élevés. Pour une étude préliminaire, il est d'usage de la négliger, ce qui donne $C_{Y_{\beta_w}} = 0$. En ce qui concerne l'influence du fuselage, il est pris en compte par la relation (B.9).

$$C_{Y_{\beta_f}} = -\frac{180}{\pi} K_N K_{R_l} \frac{S_{f_s} l_f}{S_w b_w} \quad (\text{B.9})$$

Le paramètre K_N permet de tenir compte de l'interférence aile-fuselage et est défini à la figure B.6. Cette figure permet aussi de connaître S_{f_s} et l_f . Quant à K_{R_l} , il reflète l'influence du nombre de Reynolds et est déterminé à la figure B.7.

B.5 Contribution de l'empennage vertical à $C_{Y\beta}$

La contribution de l'empennage vertical se détermine comme pour le roulis, c'est-à-dire en utilisant la modification de la force de dérapage. La relation (B.10) est alors obtenue, où $C_{S_{\beta v}}$ est défini par l'équation (B.8).

$$C_{Y_{\beta v}} = -C_{S_{\beta v}} \frac{l_v \cos \alpha + z_v \sin \alpha}{b_w} \quad (\text{B.10})$$

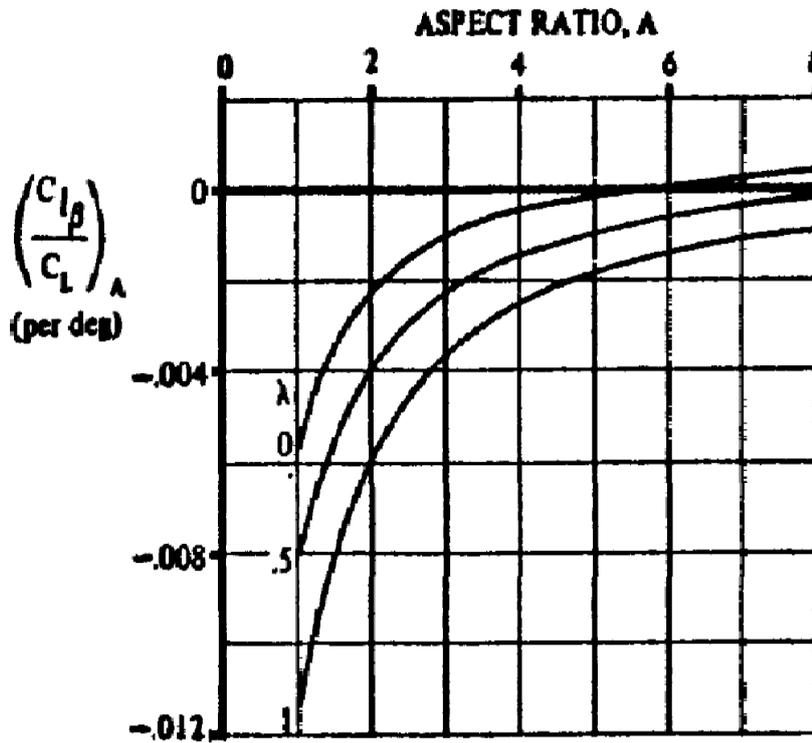


FIGURE B.1 – Contribution de A sur le roulis du à β

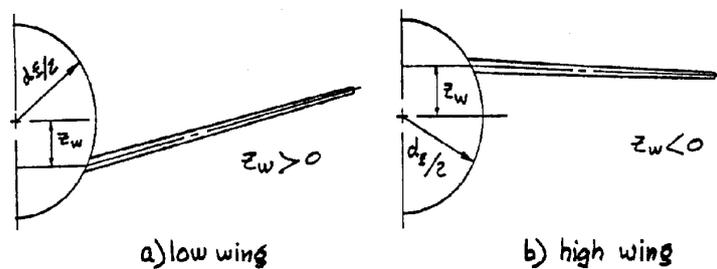


FIGURE B.2 – Définition du paramètre z_w

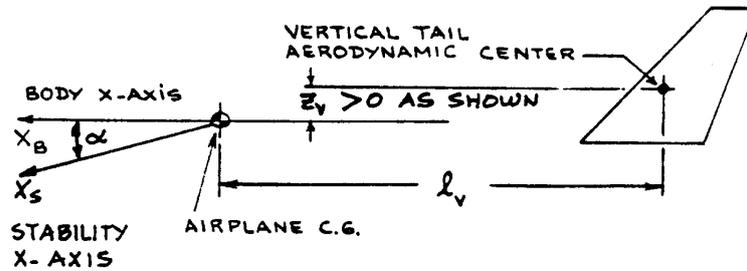


FIGURE B.3 – Définition des paramètres z_v et l_v

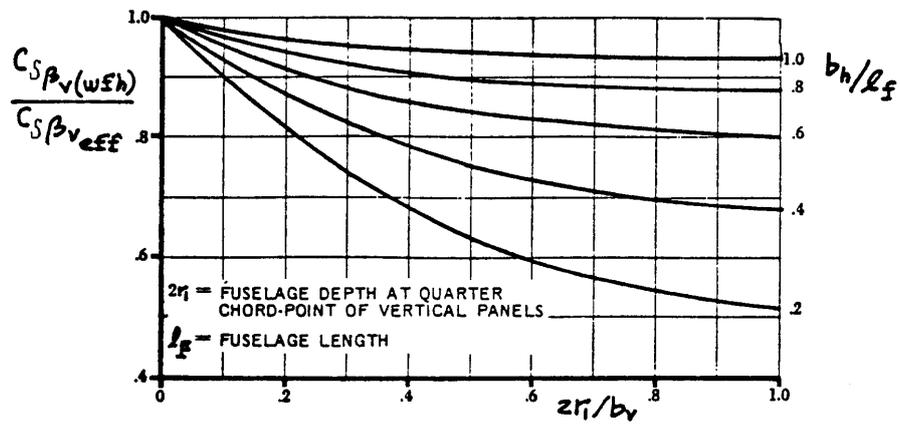


FIGURE B.4 – Définition du paramètre $\frac{C_{S\beta v(wfh)}}{C_{S\beta v_{eff}}}$

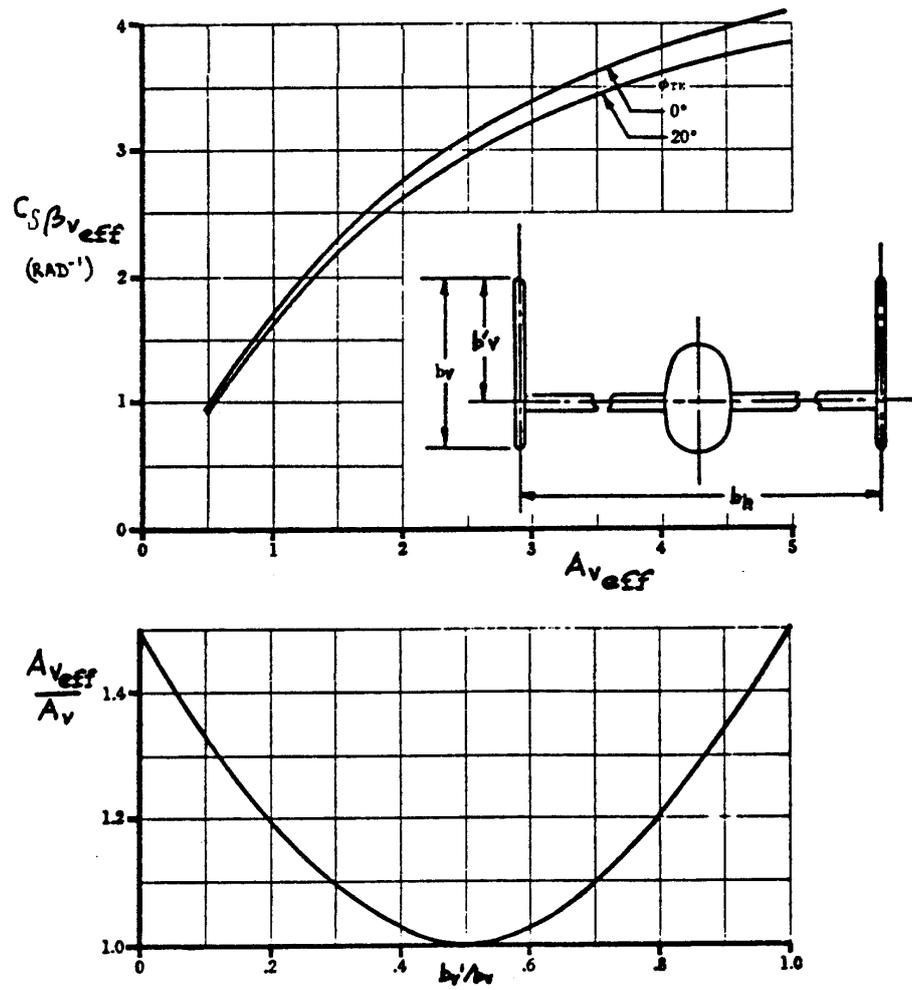


FIGURE B.5 – Définition du paramètre $C_{S_{\beta v_{eff}}}$

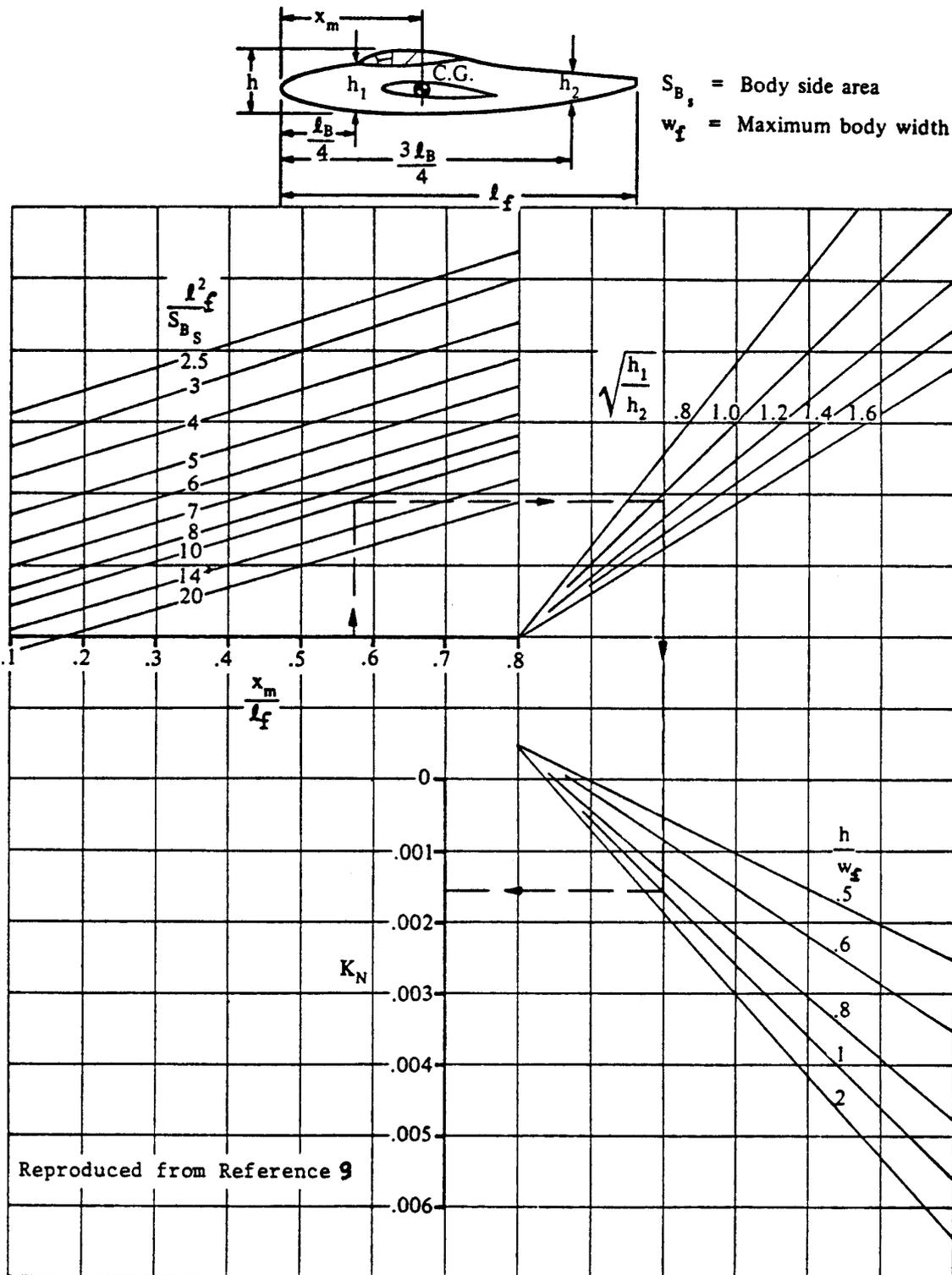


FIGURE B.6 – Définition du paramètre K_N

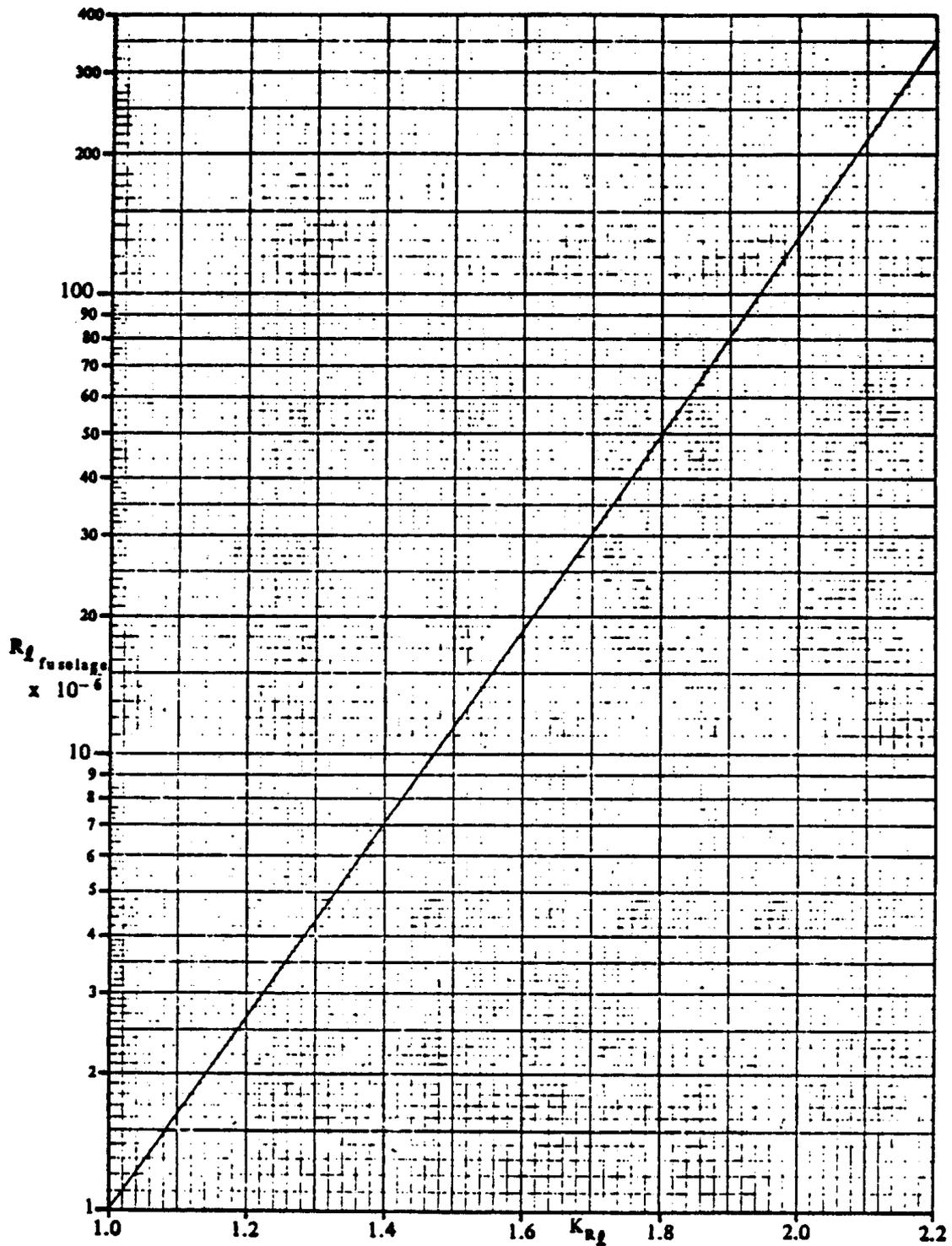


FIGURE B.7 – Définition du paramètre K_{Rl}

Annexe C

Détermination des dérivées par rapport aux contrôles

C.1 $C_{R_{\delta_a}}$ et $C_{Y_{\delta_a}}$

Cette partie est consacrée à l'estimation des dérivées de stabilité par rapport aux ailerons. La méthode analytique suivie est issue de la référence [9].

La dérivée du moment de roulis dû aux ailerons est tout d'abord déterminée. Cela se fait en plusieurs phases décrites dans la suite.

1. La position d'un aileron sur l'aile est définie. Pour cela, η_i et η_o sont utilisés. Ce sont respectivement les positions intérieure et extérieure de l'aileron. Ils sont exprimés comme une fraction de la demi-envergure de l'aile.
2. Le paramètre d'efficacité en roulis $\frac{\beta C'_{R_{\delta}}}{\kappa}$ est ensuite déterminé pour un aileron dont la corde est égale à celle de l'aile, et pour des envergures relatives allant respectivement de $\eta = \eta_i$ et de $\eta = \eta_o$. Cela se fait en utilisant la figure C.1. Pour trouver $(\frac{\beta C'_{R_{\delta}}}{\kappa})_{\eta}$, il est nécessaire de connaître β et κ . Il s'exprime comme $\beta = \sqrt{1 - M^2}$, M étant le nombre de Mach au décollage, et $\kappa = c_{l_{\alpha}} \frac{\beta}{2\pi}$. Le coefficient $c_{l_{\alpha}}$ est celui de l'aile. A et Λ_{β} sont connus et valent respectivement 8 et 0. Le véritable paramètre d'efficacité est déterminé en soustrayant les deux contributions, c'est-à-dire en utilisant l'équation (C.1).

$$\frac{\beta C'_{R_{\delta}}}{\kappa} = (\frac{\beta C'_{R_{\delta}}}{\kappa})_{\eta_o} - (\frac{\beta C'_{R_{\delta}}}{\kappa})_{\eta_i} \quad (C.1)$$

3. $C'_{R_{\delta}}$, soit l'efficacité en roulis de deux contrôles défléchis de façon anti-symétrique, est alors déterminé. Pour cela, $\frac{\beta C'_{R_{\delta}}}{\kappa}$ est multiplié par $\frac{\kappa}{\beta}$.
4. Le fait que la corde des ailerons n'est pas celle de l'aile est ensuite considéré. $C_{R_{\delta}} = a_{\delta_a} C'_{R_{\delta}}$ est alors obtenu. Le paramètre a_{δ_a} est égal à $\frac{c_{l_{\delta}}}{(c_{l_{\delta}})_a}$ et $c_{l_{\delta}} = (\frac{c_{l_{\delta}}}{(c_{l_{\delta}})_{theory}})(c_{l_{\delta}})_{theory}$. Ces deux paramètres sont déterminés avec la figure C.2 où $\frac{c_f}{c} = \frac{c_a}{c}$.
5. Dans le cas du drone, les ailerons sont défléchis de manière anti-symétrique. Pour déterminer la dérivée du moment de roulis par rapport aux ailerons, $C_{R_{\delta}}$ est doublé. $C_{R_{\delta_a}}$ est alors connu.

Pour déterminer l'influence de la déflexion des ailerons sur le lacet, l'équation (C.2) est utilisée. Le paramètre K_a qui y intervient est déterminé avec la figure C.3.

$$C_{Y_{\delta_a}} = K_a C_{L_w} C_{R_{\delta_a}} \quad (\text{C.2})$$

C.2 $C_{S_{\delta_r}}$, $C_{R_{\delta_r}}$ et $C_{Y_{\delta_r}}$

La méthode de la référence [9] permet également d'estimer l'influence des gouvernes sur le roulis et le lacet. Pour les déterminer, il faut connaître $C_{S_{\delta_r}}$, la dérivée de la force de « sideslip » générée par la déflexion des gouvernes. Celle-ci est régie par l'équation (C.3).

$$C_{S_{\delta_r}} = C_{L_{\alpha_V}} k' K_b \frac{c_{l_\delta}}{(c_{l_\delta})_{theory}} (c_{l_\delta})_{theory} \frac{S_f}{S_w} \quad (\text{C.3})$$

Dans cette équation, les paramètres k' et K_b sont déterminés avec les figures C.4 et C.5 respectivement. Pour trouver k' , on adapte le cas d'un « flap » à celui d'une gouverne. Le paramètre K_b est dépendant de la position de la gouverne représentée par η . La même technique que pour les ailerons est donc utilisée. Les variables S_f et S_w sont les surfaces de la gouverne et de l'aile, et les paramètres $\frac{c_{l_\delta}}{(c_{l_\delta})_{theory}}$ et $(c_{l_\delta})_{theory}$ sont évalués avec la figure C.2.

Une fois $C_{S_{\delta_r}}$ connu, les influences de δ_r sur le roulis et le lacet sont calculées simplement en multipliant par les bras de levier adimensionnels $\bar{l}_f = \frac{l_f}{b_w}$ et $\bar{z}_f = \frac{z_f}{b_w}$. Pour rappel, l_f et z_f sont définis respectivement comme les distances horizontale et verticale entre le centre de gravité de l'appareil et le centre aérodynamique de l'empennage vertical. Ceci est représenté par les équations (C.4) et (C.5).

$$C_{R_{\delta_r}} = (\bar{z}_f \cos \alpha + \bar{l}_f \sin \alpha) C_{S_{\delta_r}} \quad (\text{C.4})$$

$$C_{Y_{\delta_r}} = -(\bar{z}_f \sin \alpha + \bar{l}_f \cos \alpha) C_{S_{\delta_r}} \quad (\text{C.5})$$

C.3 $C_{L_{\delta_e}}$ et $C_{M_{\delta_e}}$

Les dernières commandes de vol à considérer sont les élévateurs. Ils n'agissent plus sur le roulis et le lacet mais bien sur le tangage, et ce, en modifiant la portance produite par le stabilisateur. La méthode de la référence [9] permet de déterminer $C_{L_{\delta_e}}$ et $C_{M_{\delta_e}}$.

Pour commencer, $C_{L_{i_h}}$ et $C_{M_{i_h}}$ sont déterminés. Il s'agit des dérivées de la portance et du tangage dues à l'incidence de l'empennage horizontal. Ces dérivées s'expriment par les équations (C.6) (C.7).

$$C_{L_{i_h}} = \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_{\alpha_h}} \quad (\text{C.6})$$

$$C_{M_{i_h}} = -C_{L_{\alpha_h}} \eta_h \bar{V}_h \quad (\text{C.7})$$

Ces équations nécessitent la connaissance de certains paramètres explicités dans la suite. η_h est une image de l'efficacité de l'empennage horizontal. Il vaut $\frac{\bar{q}_h}{q}$. S_h et S_w sont respectivement les surfaces de l'empennage horizontal et de l'aile, tandis que \bar{V}_h est le « tail volume coefficient ».

Celui-ci s'écrit $\bar{V}_h = \bar{l}_f \frac{S_h}{S_w}$. Enfin, $C_{L\alpha_h}$ est la pente de la portance de l'empennage horizontal et est déterminée par l'équation (C.8).

$$C_{L\alpha_h} = \frac{2\pi A_{h,eff}}{2 + \sqrt{4 + (A_{h,eff} \frac{\beta}{k})^2}} \quad (C.8)$$

β dépend du nombre de Mach et est exprimé plus haut. k dépend de la pente de la portance du profil de l'empennage horizontal. Il s'écrit $k = \frac{c_{l\alpha,h}}{\beta^2 2\pi}$. Enfin, l'aspect ratio efficace $A_{h,eff}$ diffère avec le type d'empennage horizontal utilisé. Dans le cas du drone, $A_{h,eff} = 1.5 A_h$ est considéré. Connaissant tout cela, $C_{L_{i_h}}$ et $C_{M_{i_h}}$ sont obtenus.

$C_{L\delta_e}$ et $C_{M\delta_e}$ peuvent alors être calculés. Ceux-ci dépendent des dérivées précédemment calculées et s'expriment par les équations (C.9) et (C.10).

$$C_{L\delta_e} = a_{\delta_e} C_{L_{i_h}} \quad (C.9)$$

$$C_{M\delta_e} = a_{\delta_e} C_{M_{i_h}} \quad (C.10)$$

a_{δ_e} est connu grâce à la relation (C.11).

$$a_{\delta_e} = K_b \left(\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{theory}} \right) (c_{l\delta})_{theory} \frac{k'}{c_{l\alpha,h}} \frac{a_{\delta_{C_L}}}{a_{\delta_{c_l}}} \quad (C.11)$$

Il est dépendant de plusieurs paramètres définis grâce aux figures C.1, C.2, C.4 et C.5. Le paramètre $\frac{a_{\delta_{C_L}}}{a_{\delta_{c_l}}}$ est déterminé en utilisant la figure C.6 et les valeurs relatives au stabilisateur et aux élévateurs.

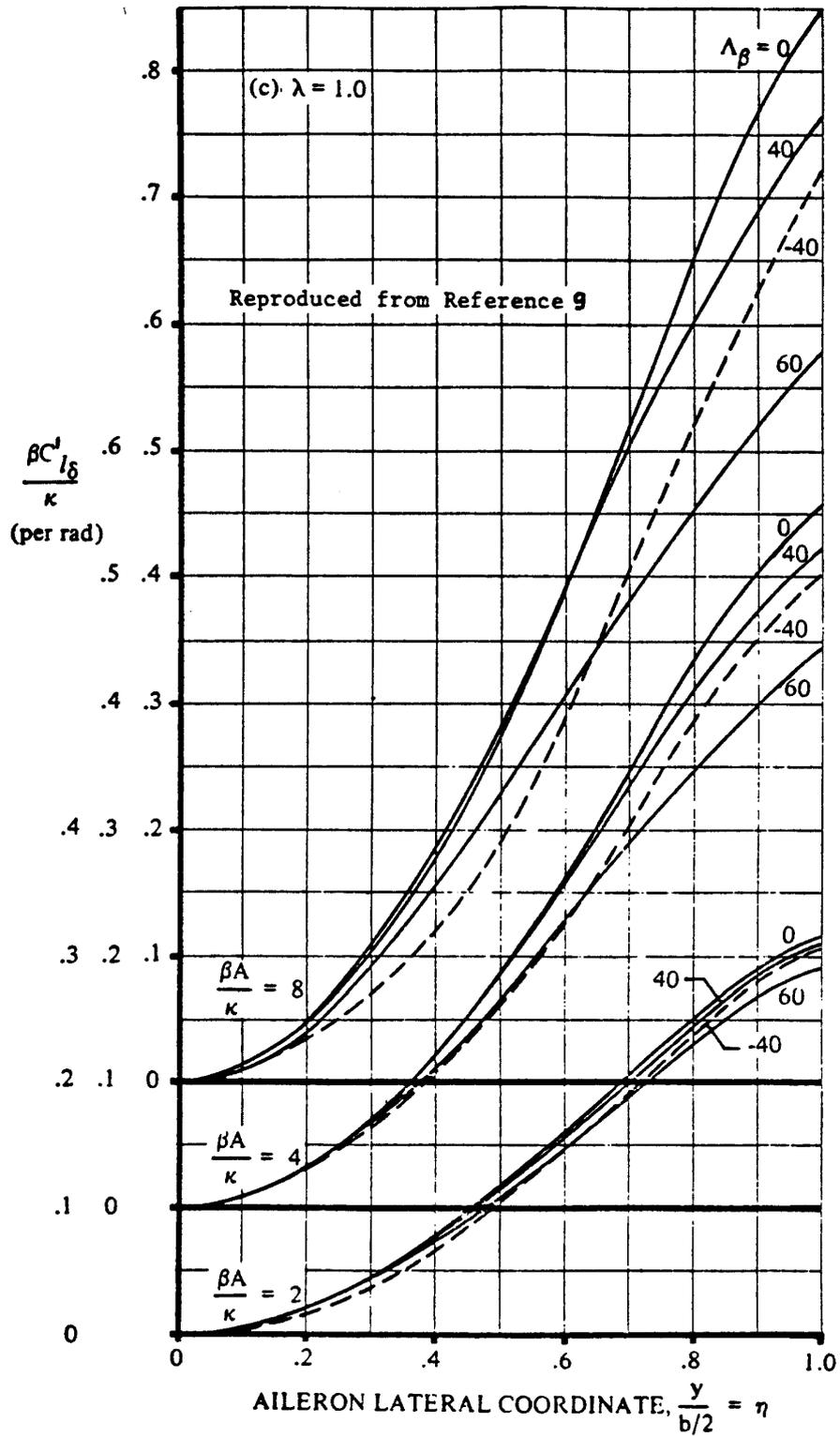


FIGURE C.1 – Paramètre d'efficacité en roulis

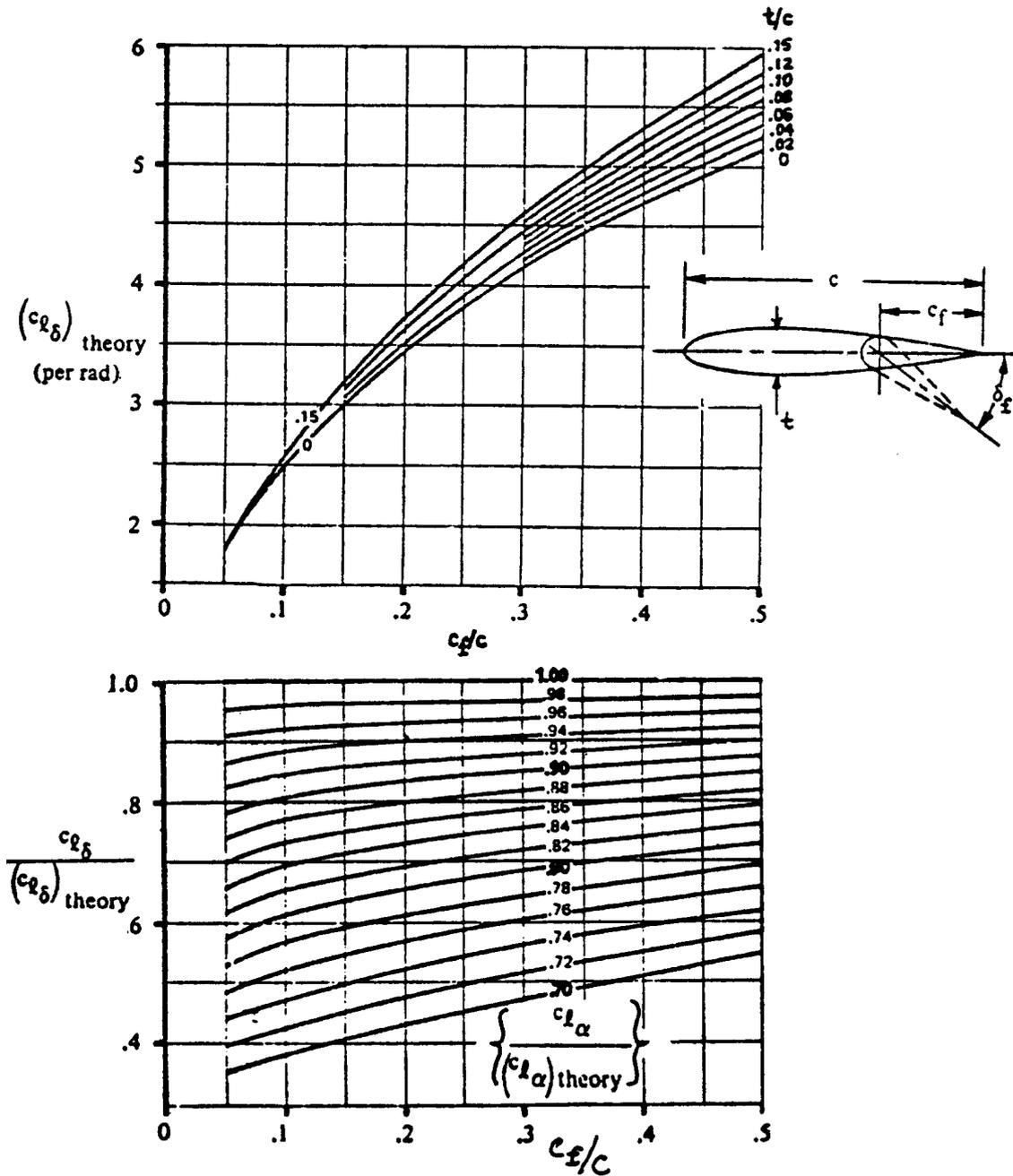


FIGURE C.2 – Paramètre $(c_{l\delta})_{theory}$ et $\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{theory}}$

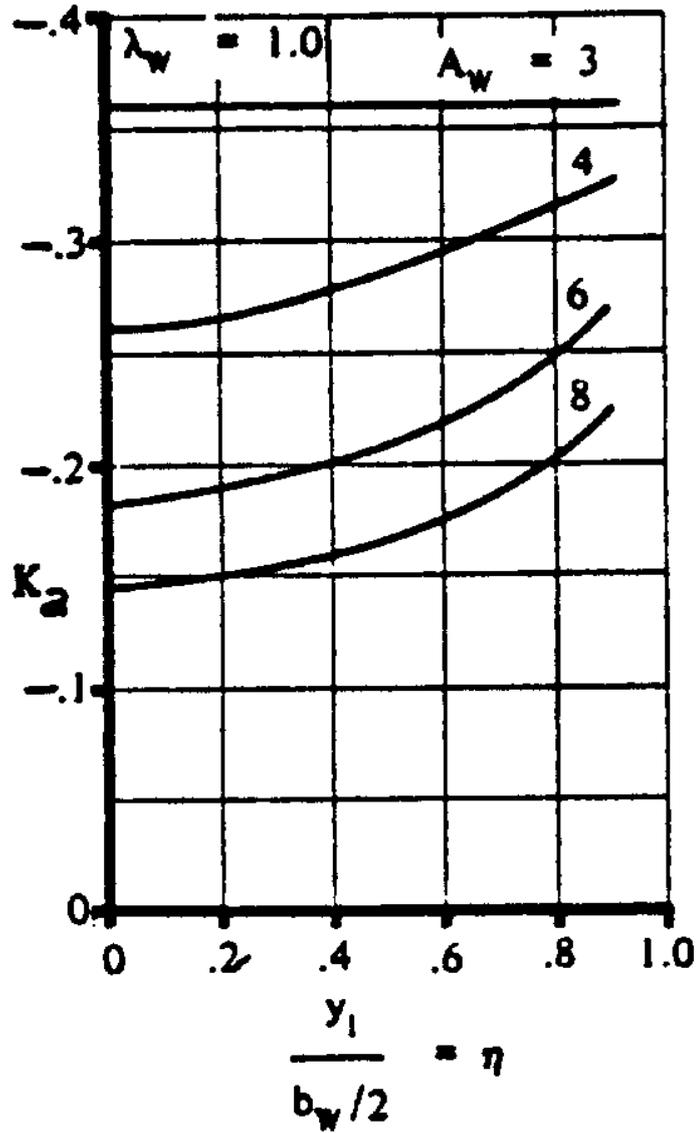


FIGURE C.3 – Paramètre K_a

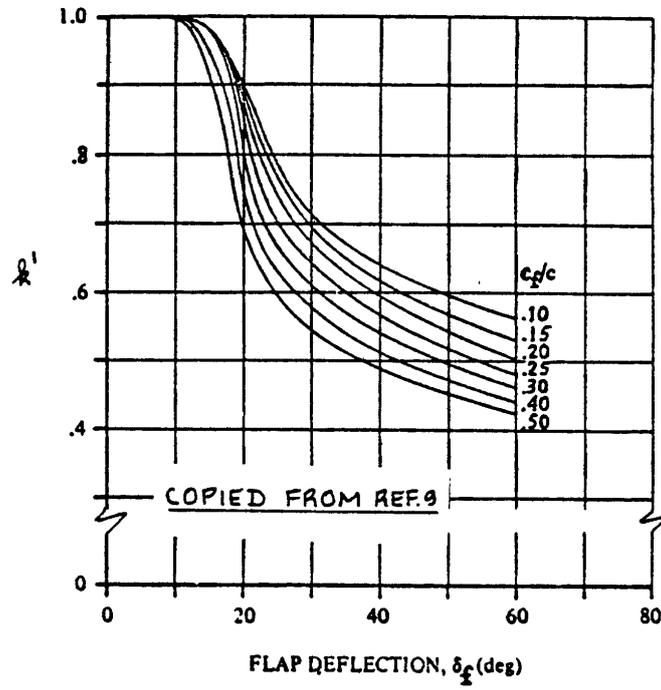


FIGURE C.4 – Paramètre k'

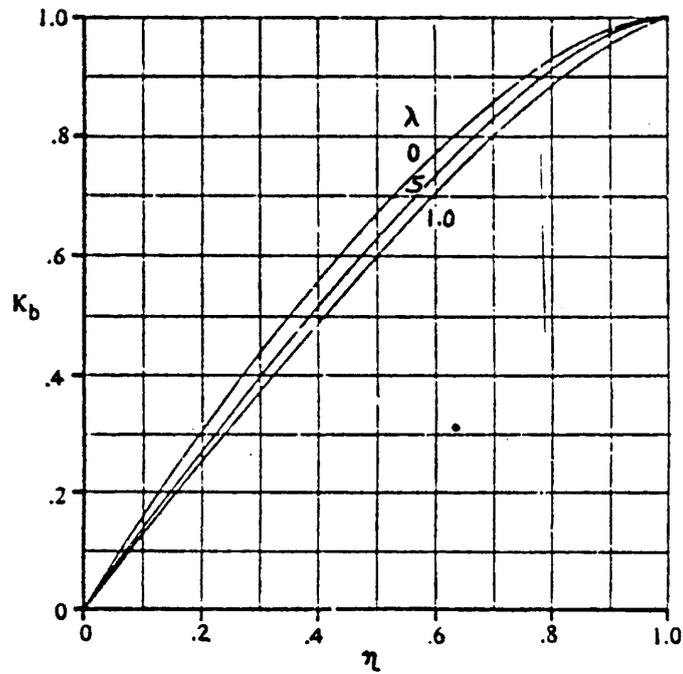


FIGURE C.5 – Paramètre K_b

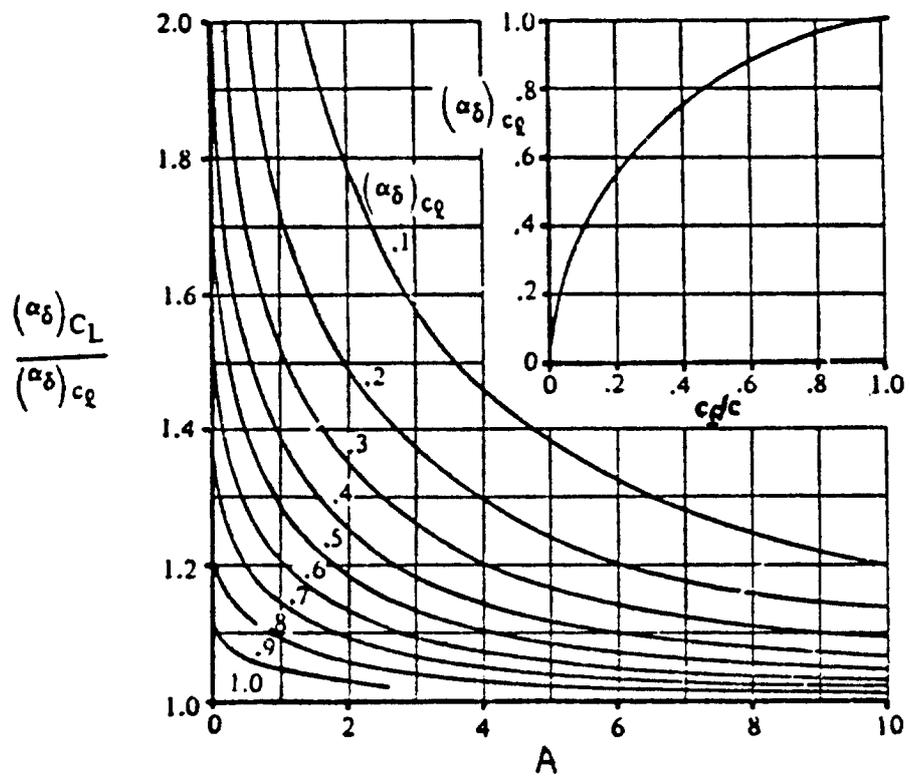


FIGURE C.6 – Paramètre $\frac{a_{\delta C_L}}{a_{\delta c_L}}$

Annexe D

Détermination du moment de charnière des surfaces de contrôle

D.1 c_h et C_h

Cette section a pour but la présentation d'une méthode permettant l'estimation des dérivées du moment de charnière des surfaces de contrôle. Elle est tirée de la référence [9] et est applicable sous les conditions suivantes :

- vitesse subsonique ;
- déflexions des surfaces de contrôle inférieures à 20° ;
- angles d'attaque inférieurs à 12° .

La méthode permet de déterminer les coefficients de moment autour de la ligne de la charnière et leur dérivée. La nomenclature adoptée est respectivement c_h et $c_{h,x}$ en 2D et C_h et $C_{h,x}$ en 3D. Le paramètre x est égal à l'angle par rapport auquel le coefficient de moment est dérivé.

Avec cette méthode, le coefficient de moment de charnière du profil d'une surface de commande est estimé par l'équation D.1.

$$c_h = c_{h_0} + c_{h_\alpha} \alpha + c_{h_\delta} \delta + c_{h_{\delta_t}} \delta_t \quad (\text{D.1})$$

Dans celle-ci, les différents paramètres utilisés sont :

- c_{h_0} : le coefficient de charnière à angle d'attaque α , angle de contrôle δ et angle de « tab » δ_t nuls. Si le profil principal est symétrique, $c_{h_0} = 0$, sinon, des données expérimentales doivent être utilisées ;
- c_{h_α} : la dérivée du moment de charnière par rapport à l'angle d'attaque α de la surface principale ;
- c_{h_δ} : la dérivée du moment de charnière par rapport à la déflexion δ de la surface de contrôle ;
- $c_{h_{\delta_t}}$: la dérivée du moment de charnière par rapport à la déflexion δ_t du « tab ».

En 3D, la relation est identique mais les dérivées sont adaptées pour tenir compte de l'envergure. Le coefficient de moment de charnière est alors régi par l'équation D.2.

$$C_h = C_{h_0} + C_{h_\alpha} \alpha + C_{h_\delta} \delta + C_{h_{\delta_t}} \delta_t \quad (\text{D.2})$$

Les sections suivantes décrivent les cheminements suivis pour établir les différentes dérivées 2D et 3D. Ne sont abordés que les cas qui concernent le drone. Davantage de précisions peuvent être obtenues en consultant la référence [9].

D.2 c_{h_α} et C_{h_α}

L'établissement de ces dérivées se fait en plusieurs étapes décrites dans la suite.

1. Vérifier que la condition sur l'angle du bord de fuite ci-dessous est satisfaite. Dans cette dernière Φ''_{TE} , Φ'_{TE} et Φ_{TE} sont définis à la figure D.1. $\frac{t}{c}$ est le pourcentage d'épaisseur du profil. Dans le cas de profils non-cambrés, la condition est toujours satisfaisante.

$$\tan \frac{\Phi'_{TE}}{2} = \tan \frac{\Phi''_{TE}}{2} = \tan \frac{\Phi_{TE}}{2} = \frac{t}{c} \quad (D.3)$$

2. Déterminer c'_{h_α} avec la relation suivante. Les valeurs des différents paramètres se trouvant en figures D.2 et D.3.

$$c'_{h_\alpha} = \frac{c_{h_\alpha}}{(c_{h_\alpha})_{theory}} (c_{h_\alpha})_{theory}$$

3. Si la relation D.3 n'est pas satisfaite, déterminer c''_{h_α} avec la relation D.4. Les paramètres nécessaires viennent de l'étape précédente et de la figure D.3. Dans le cas où la relation D.3 est satisfaite, la relation D.4 devient simplement $c''_{h_\alpha} = c'_{h_\alpha}$.

$$c''_{h_\alpha} = c'_{h_\alpha} + 2 (c_{l_\alpha})_{theory} \left[1 - \frac{c_{l_\alpha}}{(c_{l_\alpha})_{theory}} \right] \left[\tan \frac{\Phi''_{TE}}{2} - \frac{t}{c} \right] \quad (D.4)$$

4. Jusqu'ici, les dérivées obtenues ne sont applicables qu'à des surfaces de contrôle dont le bord d'attaque est rond. Cette étape permet d'adapter les coefficients à une autre forme. En utilisant la figure D.4, on obtient alors $(c_{h_\alpha})_{bal}$.

$$(c_{h_\alpha})_{bal} = c''_{h_\alpha} \left(\frac{(c_{h_\alpha})_{bal}}{c''_{h_\alpha}} \right)$$

5. Cette étape permet de tenir compte de la vitesse sur la dérivée, et ce par l'intermédiaire du nombre de mach M .

$$(c_{h_\alpha})_M = \frac{(c_{h_\alpha})_{bal}}{\sqrt{1 - M^2}}$$

6. Enfin, la méthode permet de tenir compte du fait que l'espace entre la surface principale et la surface de contrôle soit fermé ou pas. Cela se fait par l'intermédiaire d'un ratio k déterminé avec la figure D.5.

$$c_{h_\alpha} = k (c_{h_\alpha})_M$$

7. Une fois c_{h_α} connu, C_{h_α} est déterminé en utilisant la relation D.5.

$$C_{h_\alpha} = \frac{A \cos \Lambda_{c/4}}{A + 2 \cos \Lambda_{c/4}} c_{h_\alpha} + \Delta C_{h_\alpha} \quad (D.5)$$

Dans l'équation D.5, l'« aspect ratio » A et le « taper » au quart de corde $\Lambda_{c/4}$ sont des paramètres géométriques connus. Reste à établir $\Delta C_{h\alpha}$. Pour cela, la méthode utilise l'équation D.6.

$$\Delta C_{h\alpha} = \left(\frac{\Delta C_{h\alpha}}{c_{l\alpha} B_2 K_\alpha \cos \Lambda_{c/4}} \right) c_{l\alpha} B_2 K_\alpha \cos \Lambda_{c/4} \quad (D.6)$$

L'équation D.6 nécessite la connaissance de plusieurs paramètres. $\left(\frac{\Delta C_{h\alpha}}{c_{l\alpha} B_2 K_\alpha \cos \Lambda_{c/4}} \right)$ et B_2 sont déterminés avec la figure D.6. $c_{l\alpha}$ fait référence au profil de la surface principale. Quant à K_α , il est connu grâce à la relation D.7 pour laquelle η_i et η_o ont été définis dans l'annexe B qui est relative aux surfaces de contrôle. $(K_\alpha)_{\eta_i}$ et $(K_\alpha)_{\eta_o}$ sont déterminés avec la figure D.6.

$$K_\alpha = \frac{(K_\alpha)_{\eta_i}(1 - \eta_i) - (K_\alpha)_{\eta_o}(1 - \eta_o)}{\eta_o - \eta_i} \quad (D.7)$$

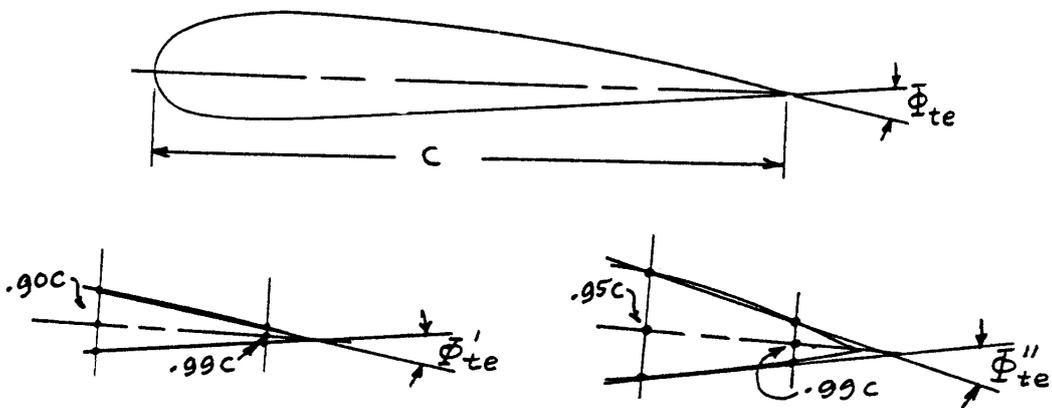


FIGURE D.1 – Définitions des angles au bord de fuite

D.3 c_{h_δ} et C_{h_δ}

La procédure suivie pour établir les dérivées par rapport à la déflexion de la surface de contrôle est similaire à celle appliquée précédemment.

1. Déterminer c'_{h_δ} avec la relation ci-dessous et les figures D.2 et D.7

$$c'_{h_\delta} = \frac{c'_{h_\delta}}{(c_{h_\delta})_{theory}} (c_{h_\delta})_{theory}$$

2. Comme précédemment, si la relation D.3 n'est pas satisfaite, déterminer c''_{h_α} avec la relation D.8 et la figure C.2. Dans le cas où la condition D.3 est vérifiée, la simplification $c''_{h_\delta} = c'_{h_\delta}$ est applicable.

$$c''_{h_\delta} = c'_{h_\delta} + 2 (c_{l_\delta})_{theory} \left[1 - \frac{c_{l_\delta}}{(c_{l_\delta})_{theory}} \right] \left[\tan \frac{\Phi''_{TE}}{2} - \frac{t}{c} \right] \quad (D.8)$$

3. Ici encore, la forme du bord d'attaque est prise en compte en utilisant la figure D.8.

$$(c_{h_\delta})_{bal} = c''_{h_\delta} \left(\frac{(c_{h_\delta})_{bal}}{c''_{h_\delta}} \right)$$

4. La vitesse de vol est considérée par l'intermédiaire de la correction suivante.

$$(c_{h_\alpha})_M = \frac{(c_{h_\alpha})_{bal}}{\sqrt{1 - M^2}}$$

5. Pour terminer, l'espacement entre la surface principale et la commande est pris en compte en utilisant la figure D.5.

$$c_{h_\delta} = k (c_{h_\delta})_M$$

6. Enfin, et toujours comme pour la dérivée par rapport à l'angle d'attaque, c_{h_δ} est corrigé pour passer en 3D. Cela se fait en utilisant l'équation D.9.

$$C_{h_\delta} = \cos \Lambda_{c/4} \cos \Lambda_{hl} c_{h_\delta} + \alpha_\delta c_{h_\alpha} \frac{2 \cos \Lambda_{c/4}}{A + 2 \cos \Lambda_{c/4}} + \Delta C_{h_\delta} \quad (D.9)$$

La relation D.10 permet de déterminer ΔC_{h_δ} . Elle nécessite l'utilisation des figures D.9 et D.6 ainsi que des équations D.10 et D.11. c_{l_δ} est connu grâce à la figure C.2 en l'assimilant à $(c_{l_\delta})_{theory}$.

$$\Delta C_{h_\delta} = \left(\frac{\Delta C_{h_\delta}}{c_{l_\delta} B_2 K_\delta \cos \Lambda_{c/4} \cos \Lambda_{hl}} \right) c_{l_\delta} B_2 K_\delta \cos \Lambda_{c/4} \cos \Lambda_{hl} \quad (D.10)$$

$$K_\delta = \frac{(K_\delta)_{\eta_i} (1 - \eta_i) - (K_\alpha)_{\eta_o} (1 - \eta_o)}{\eta_o - \eta_i} \quad (D.11)$$

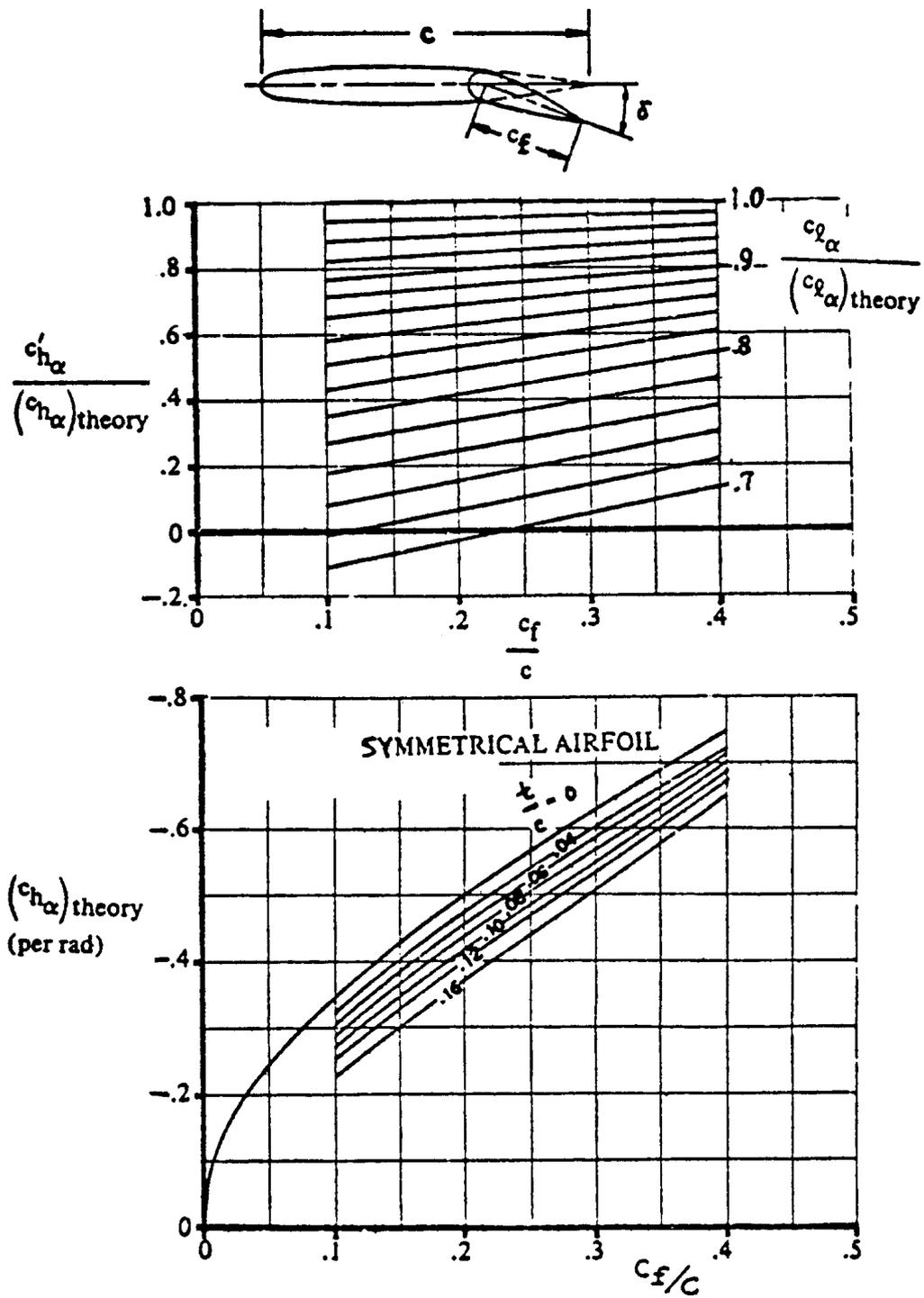


FIGURE D.2 – Dérivée du moment de charnière due à l'angle d'attaque

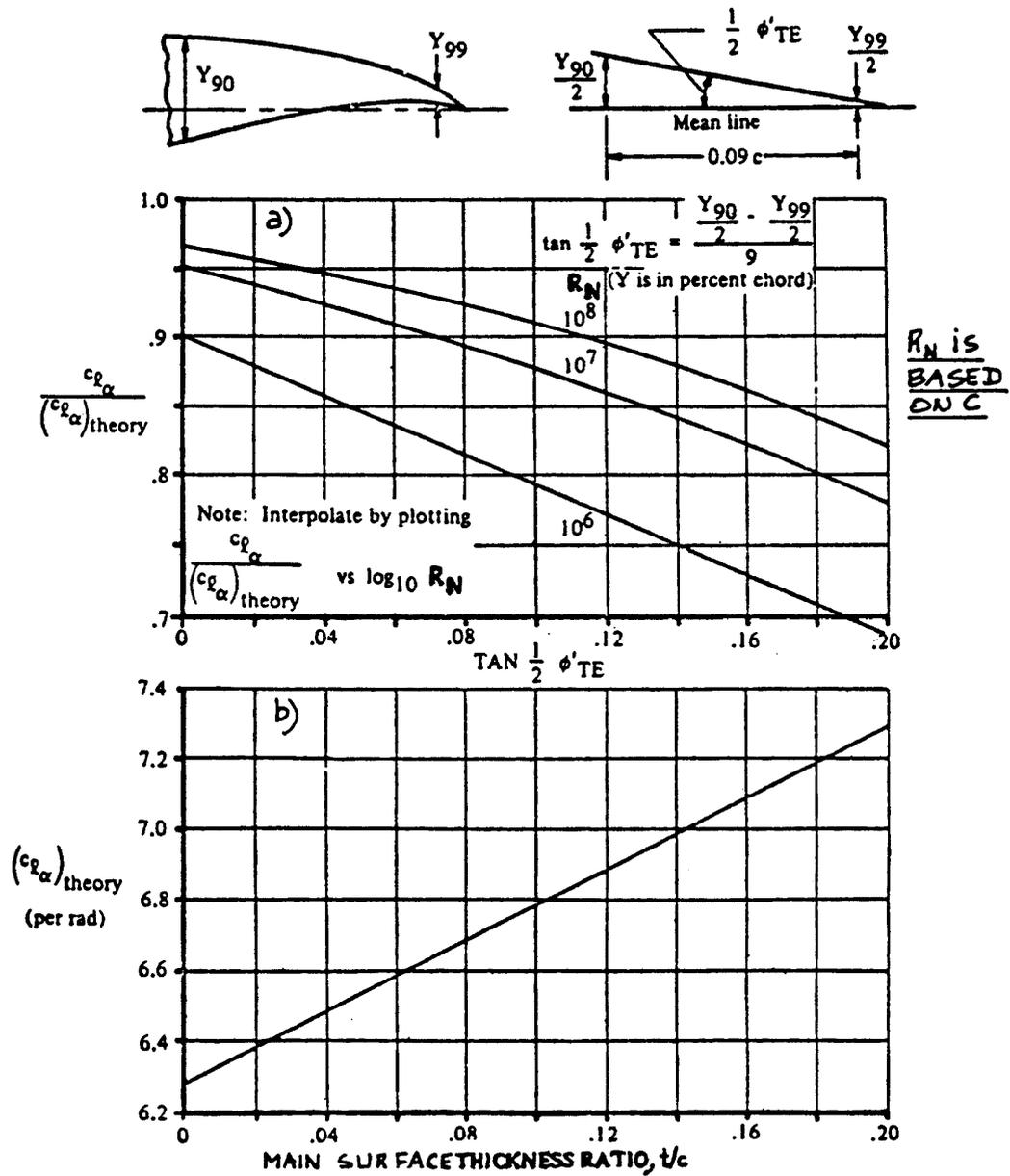


FIGURE D.3 – Effet de l'épaisseur et de l'angle du bord de fuite

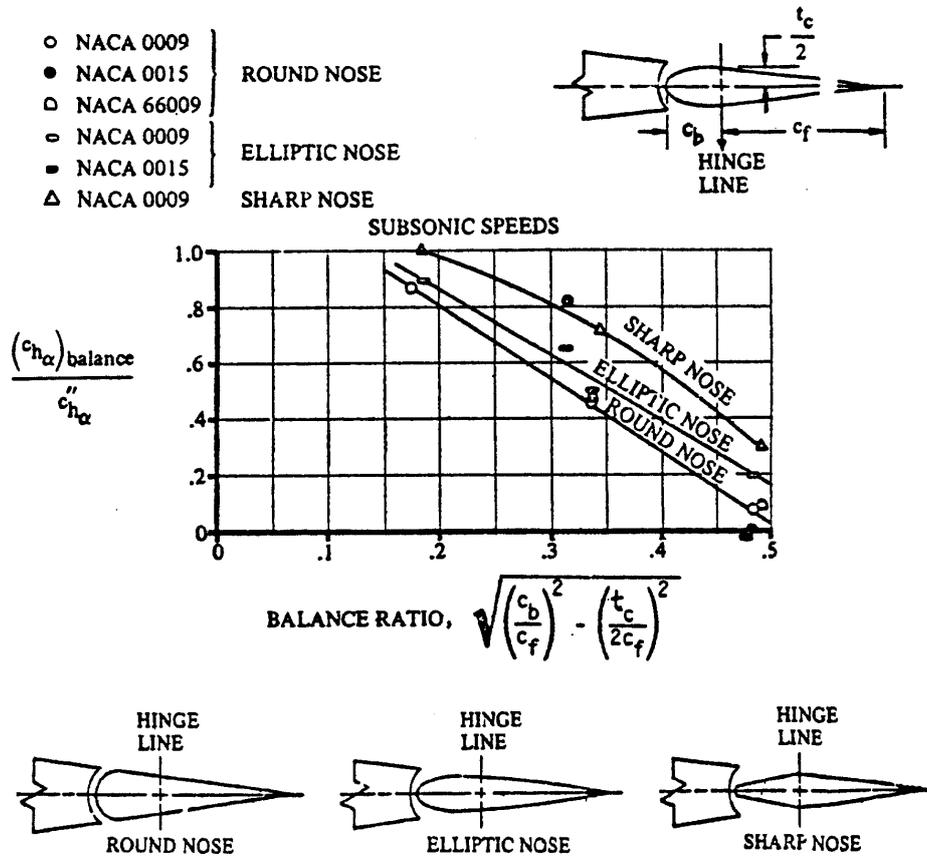


FIGURE D.4 – Effet de la forme du bord d'attaque et de la position de la charnière

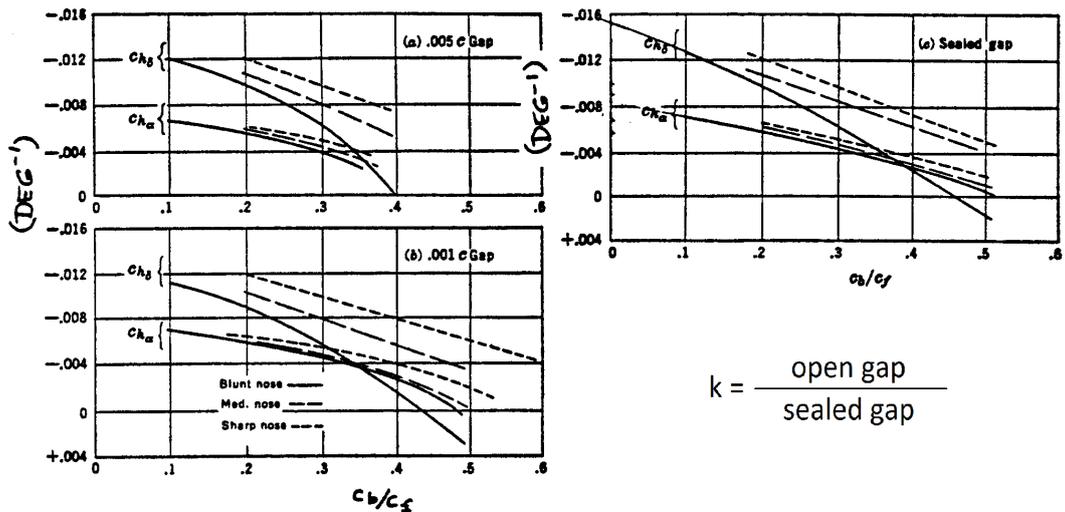


FIGURE D.5 – Effet de l'espacement entre la surface principale et la surface de contrôle

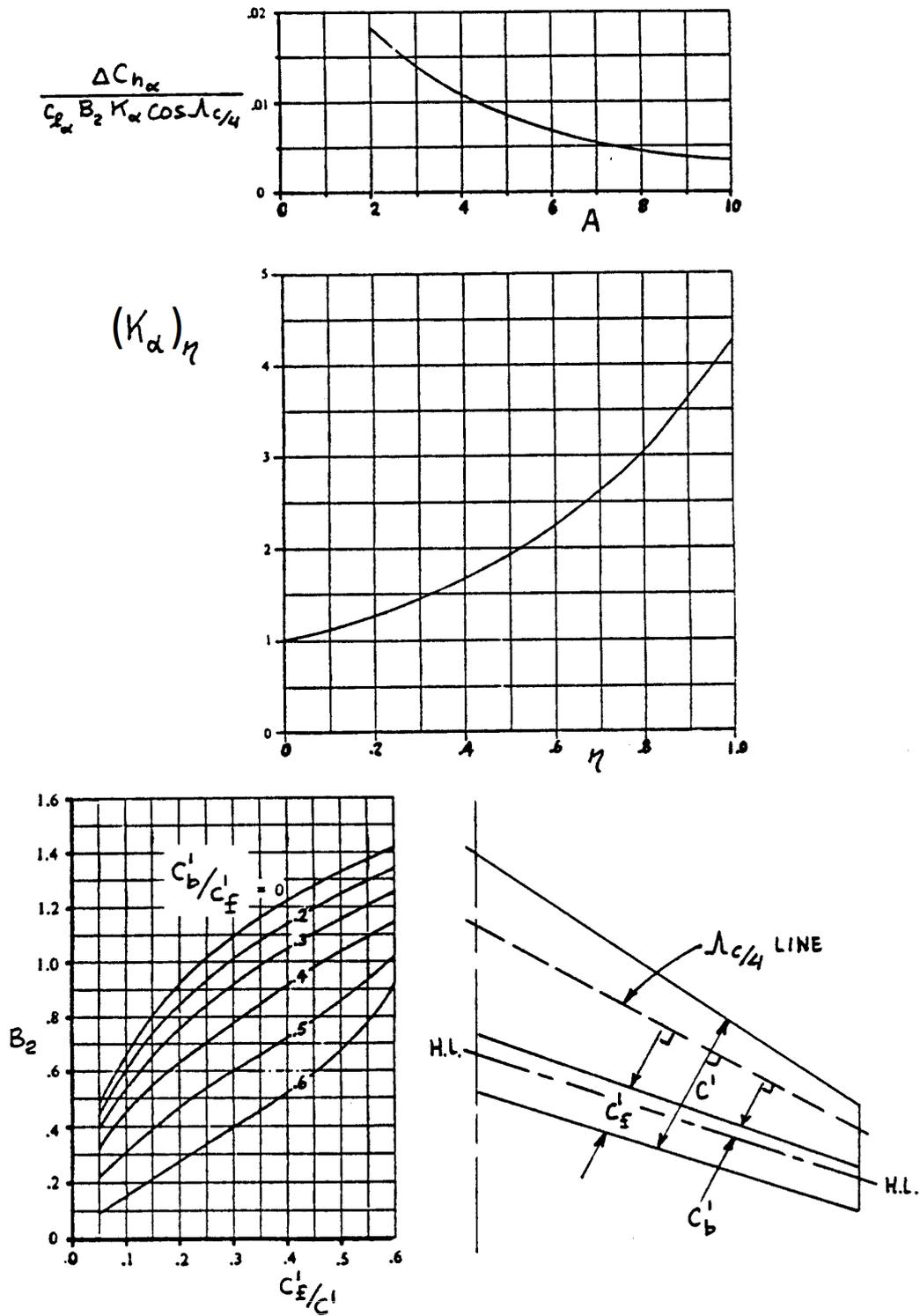


FIGURE D.6 – Facteurs correctifs pour le passage en 3D

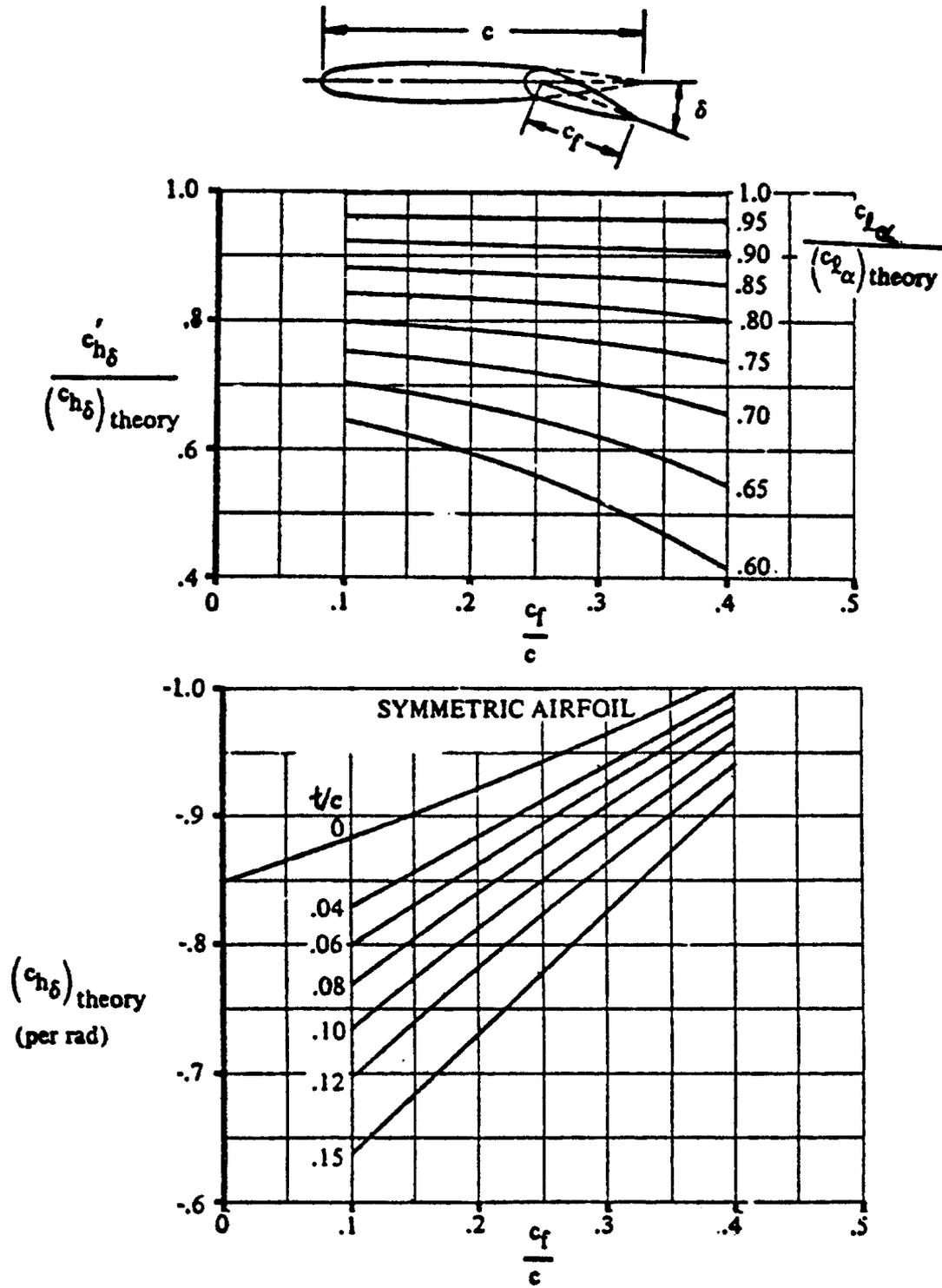


FIGURE D.7 – Dérivée du moment de charnière due à la déflexion de la surface de commande

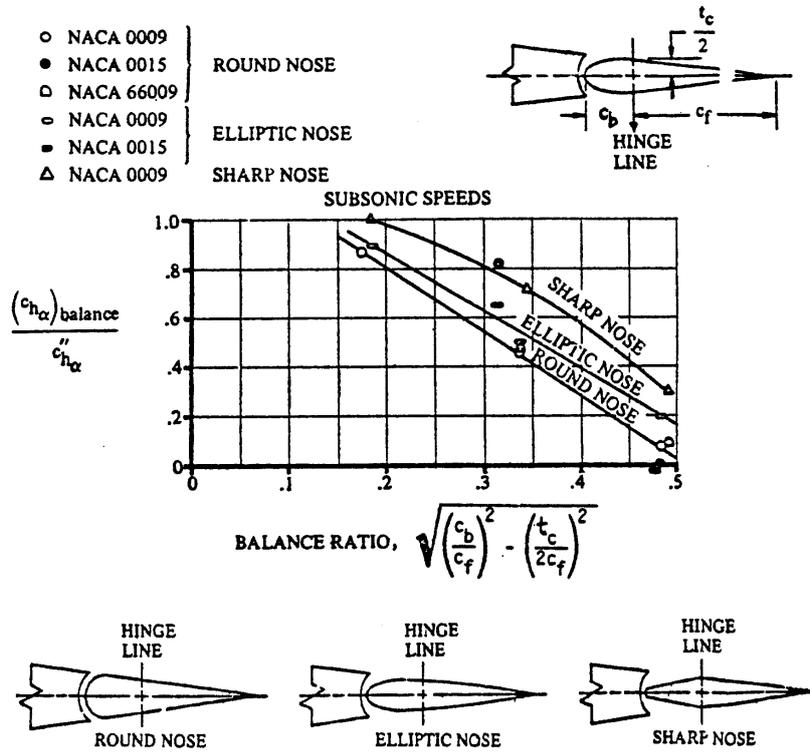


FIGURE D.8 – Effet de la forme du bord d'attaque et de la position de la charnière

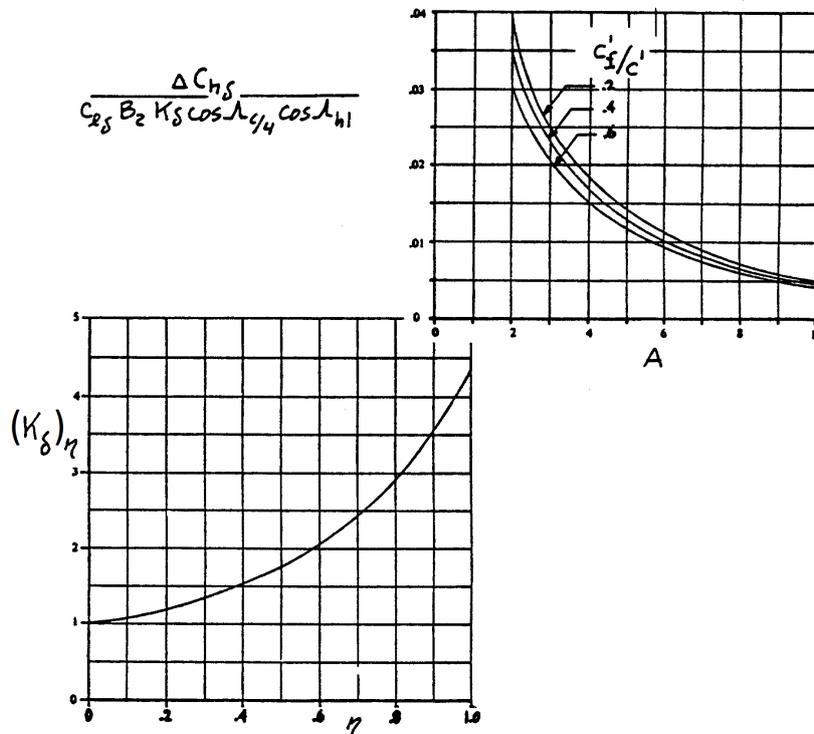


FIGURE D.9 – Effet de la forme du bord d'attaque et de la position de la charnière

Bibliographie

- [1] *The University of Liège Wind Tunnel Facility : Technical description*, tech. report, Université de Liège, 2009.
- [2] E. BIZJAK, *Conception d'un UAV : Partie payload*, master's thesis, Université de Liège, 2011.
- [3] G. DIMITRIADIS, *Flight dynamics and aircraft performance : Lecture 2. -*, 2010.
- [4] M. DUQUENNE, *Pré-dimensionnement d'un UAV*, master's thesis, Université de Liège, 2010.
- [5] A. C. KERMODE, *Mechanics of flight*, Pitman Publishing, 1972.
- [6] J. LIGOT, *Pré-dimensionnement d'un UAV : Partie aérodynamique expérimentale et mécanique du vol*, master's thesis, Université de Liège, 2010.
- [7] B. W. MCCORMICK, *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*, John Wiley and Sons, 1979.
- [8] D. P. RAYMER, *Aircraft Design : A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, 1989.
- [9] J. ROSKAM, *Airplane Design*, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [10] T. A. TALAY, *Introduction to the aerodynamics of flight*, tech. report, Scientific and Technical Information Office, National Aeronautics and Space Administration, 1975.
- [11] E. TORENBEEK, *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Martinus Nijhoff Publishers, 1986.
- [12] G. WAUTELET, *Pré-dimensionnement d'un drone : Partie aérodynamique et mécanique du vol*, master's thesis, Université de Liège, 2010.
- [13] L. WÉRA, *Pré-dimensionnement d'un UAV : partie structure*, master's thesis, Université de Liège, 2011.