

Étude de stabilité statique et dynamique d'un avion Blended-Wing-Body de 100 passagers

par

Thomas DELECROIX

RAPPORT DE MÉMOIRE PRÉSENTÉ À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE
SUPÉRIEURE COMME EXIGENCE PARTIELLE À L'OBTENTION DE
LA MAÎTRISE AVEC MÉMOIRE EN GÉNIE AÉROSPATIAL
M. Sc. A.

MONTRÉAL, LE 29 MAI 2017

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC



Thomas Delecroix, 2017



Cette licence [Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/) signifie qu'il est permis de diffuser, d'imprimer ou de sauvegarder sur un autre support une partie ou la totalité de cette œuvre à condition de mentionner l'auteur, que ces utilisations soient faites à des fins non commerciales et que le contenu de l'œuvre n'ait pas été modifié.

PRÉSENTATION DU JURY

CE RAPPORT DE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ

PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

M. François Morency, directeur de mémoire
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

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

M. Julien Weiss, membre du jury
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

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

LE 9 MAI 2017

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

REMERCIEMENTS

Je tiens tout d'abord à remercier mon directeur de recherche, le Professeur François Morency pour sa patience et ses conseils au cours de mon mémoire. Je remercie de même mes camarades du TFT pour leur aide et leurs apports durant la réalisation de ce travail. J'aimerais aussi remercier les équipes de l'ÉTS et de l'ISAE-ENSMA pour m'avoir permis d'effectuer cette maîtrise.

Enfin, je remercie chaleureusement mes amis et ma famille, tant au Québec qu'en France, pour leur soutien et encouragements ces dernières années.

ÉTUDE DE STABILITÉ STATIQUE ET DYNAMIQUE D'UN AVION BLENDED-WING-BODY DE 100 PASSAGERS

Thomas DELECROIX

RÉSUMÉ

Le Blended-Wing-Body (BWB) est un concept d'avion récent à la croisée des ailes volantes et des avions conventionnels appelés Tube-And-Wings (T&W). Ce nouveau concept possède des avantages importants par rapport aux avions conventionnels en termes de consommation de carburant mais aussi en termes de réduction des émissions sonores. De nombreuses études se sont intéressées aux raisons de ces économies de carburant ou de ces émissions sonores plus faibles mais peu ont pris en compte la stabilité. Or ce nouveau design d'avion présente un problème majeur de stabilité causé par l'absence d'empennage. De plus la majorité de ces études se sont limitées aux avions de grandes dimensions ayant pour but des trajets transocéaniques.

C'est pour cela que ce mémoire s'est intéressé à l'étude de la stabilité d'un avion BWB de 100 passagers. Neuf configurations différentes de BWB ont été étudiées afin d'observer l'impact sur la stabilité de différentes modifications mais aussi d'améliorer la stabilité de cet appareil.

L'étude débute par l'établissement des contraintes de stabilité nécessaires à la certification d'un avion. Ces contraintes sont exprimées sous la forme des Flying Qualities Requirements (FQR). Par la suite, le logiciel Athena Vortex Lattice (AVL) est sélectionné comme logiciel de simulation numérique afin de pouvoir analyser le comportement en vol de l'avion. Une méthode permettant d'évaluer la stabilité de l'avion en fonction de ces FQR à partir des résultats d'AVL est alors établie. Cette méthode est alors appliquée aux neuf configurations différentes afin d'observer l'impact sur la stabilité des modifications apportées.

Les résultats démontrent que la configuration initiale de l'avion est instable en deux modes de stabilité statiques sur trois et deux modes de stabilité dynamiques sur cinq. La dernière configuration étudiée est au contraire stable dans les trois modes de stabilité statiques et dans quatre des cinq modes de stabilité dynamiques. Le cinquième mode de stabilité dynamique était stable dans la configuration initiale mais ne l'est plus suite aux modifications puisque sa stabilité n'est pas requise pour la certification. L'appareil ne possède cependant pas les meilleurs niveaux de certification possibles vis-à-vis de trois des huit critères des FQR.

Mots-clés: blended-wing-body, stabilité statique, stabilité dynamique, méthode vortex lattice, athena vortex lattice

STATIC AND DYNAMIC STABILITY STUDY OF A 100 PASSENGERS BLENDED-WING-BODY AIRCRAFT

Thomas DELECROIX

ABSTRACT

The Blended-Wing-Body (BWB) is a recent airplane concept that shares similarities with both flying wings aircraft and Tube-And-Wings (T&W) aircraft. This concept presents various benefits with respect to conventional aircraft such as lowered fuel consumption and lowered noise emissions. Numerous studies have studied the reasons for those benefits but only a few have taken into account the stability of the plane despite its inherent instability. Indeed, most of those efficiency gains are due to the deletion of the stabilizer and this alteration diminishes the stability of the plane. Moreover, a majority of those studies have focused on long-range aircraft since the best efficiency gain, when compared to T&W aircraft, is encountered on transoceanic flights.

For those reasons, this study focused on the stability study of a 100 passengers BWB. To study the impact on stability various changes will have, nine configurations were produced and analysed. Finally, those changes were combined altogether to produce a configuration as stable as possible.

To start off, the Flying Qualities Requirements (FQR) are presented as the airplane's stability will be evaluated based on those certification constraints. Next, Athena Vortex Lattice (AVL) is selected as the numerical analysis software used to study the plane's behaviour in flight. Then a method allowing us to use AVL's results to evaluate the stability of the plane and compare it to the FQR is established. This method is then used on the nine configurations allowing us to study the effect on stability of the various changes implemented.

The first results indicates that the plane is initially unstable in two of the three static stability modes and two of the five dynamic stability modes. The ninth configuration is however, stable in all three static stability modes and four out of the five dynamic stability modes. The initial configuration was stable in the fifth dynamic stability mode but the plane doesn't need to be stable in this mode to be certified. Nonetheless, the plane doesn't attain the best certification level in three of the eight FQR criterion.

Keywords: blended-wing-body, static stability, dynamic stability, vortex lattice method, athena vortex lattice

TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1 REVUE CRITIQUE DE LITTÉRATURE	5
1.1 Concept d'avion Blended-Wing-Body	6
1.2 Méthodes d'évaluation de la stabilité	14
1.3 Validation.....	28
CHAPITRE 2 MODÈLE ET MÉTHODOLOGIE	31
2.1 Modèle et méthodologie d'AVL	31
2.2 Méthode d'analyse de la stabilité.....	37
2.3 Géométries étudiées	41
CHAPITRE 3 VALIDATION ET RÉSULTATS	49
3.1 Résultats de validation et analyse	49
3.2 Résultats de la configuration initiale.....	54
3.3 Résultats des configurations additionnelles	56
CHAPITRE 4 ANALYSE DE LA STABILITÉ DE L'APPAREIL.....	67
4.1 Analyse de la configuration initiale	67
4.2 Analyse de l'effet des winglets et mâts réacteurs	70
4.3 Analyse des configurations n°7 à n°9.....	71
CONCLUSION.....	79
ANNEXE I FICHIERS D'ENTREE D'AVL UTILISÉS POUR LA VALIDATION..	83
ANNEXE II FICHIERS AVL DES PREMIÈRE ET DERNIÈRE CONFIGURATIONS AINSI QUE LES MODIFICATIONS POUR OBTENIR LES AUTRES CONFIGURATIONS.....	89
ANNEXE III DONNÉES D'AVL POUR L'ANALYSE DYNAMIQUE.....	115
ANNEXE IV VISUALISATIONS DES DIFFÉRENTES CONFIGURATIONS.....	135
LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES.....	143

LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 1.1 Conditions de stabilité statique de l'avion	18
Tableau 1.2 Niveaux d'exigences des Flying Qualities Requirements	20
Tableau 2.1 Récapitulatif des valeurs nécessaires pour l'étude de la stabilité dynamique.....	38
Tableau 2.2 Coefficients relatifs à la stabilité longitudinale.....	39
Tableau 2.3 Coefficients relatifs à la stabilité latérale.....	39
Tableau 2.4 Caractéristiques des cinq modes de stabilité dynamique	40
Tableau 2.5 Résumé des masses et positions du centre de gravité des sous-composants de la configuration initiale.....	46
Tableau 3.1 Comparatif des conditions de vol et dérivées de stabilité.....	50
Tableau 3.2 Valeurs des dérivées de stabilité relatives à la stabilité statique.....	54
Tableau 3.3 Données nécessaire pour analyser la stabilité dynamique	55
Tableau 3.4 Coefficients relatifs aux modes de stabilité dynamique.....	55
Tableau 3.5 Coefficients de stabilité statique pour l'avion avec mâts réacteurs	57
Tableau 3.6 Données pour l'analyse dynamique de l'avion avec mâts réacteurs.....	57
Tableau 3.7 Coefficients des modes de stabilité dynamique de l'avion avec mâts réacteurs.....	57
Tableau 3.8 Coefficients de stabilité statique avec winglets de 1,5m	58
Tableau 3.9 Données pour l'analyse dynamique de l'avion avec winglets de 1,5m	58
Tableau 3.10 Coefficients de stabilité dynamique avec winglets de 1,5m	58
Tableau 3.11 Coefficients de stabilité statique avec winglets de 2m	59
Tableau 3.12 Données pour l'analyse dynamique de l'avion avec winglets de 2m	59
Tableau 3.13 Coefficients de stabilité dynamique avec winglets de 2m	59

Tableau 3.14 Coefficients de stabilité statique avec winglets de 1,5m et mâts réacteurs.....	60
Tableau 3.15 Données pour l'analyse dynamique de l'avion avec winglets de 1,5m et mâts réacteurs.....	60
Tableau 3.16 Coefficients de stabilité dynamique avec winglets de 1,5m et mâts réacteurs.....	60
Tableau 3.17 Coefficients de stabilité statique avec winglets de 2m et mâts réacteurs.....	61
Tableau 3.18 Données pour l'analyse dynamique de l'avion avec winglets de 2m et mâts réacteurs.....	61
Tableau 3.19 Coefficients de stabilité dynamique avec winglets de 2m et mâts réacteurs.....	61
Tableau 3.20 Coefficients de stabilité statique de la configuration n°7	62
Tableau 3.21 Données pour l'analyse dynamique de la configuration n°7	62
Tableau 3.22 Coefficients de stabilité dynamique de la configuration n°7	63
Tableau 3.23 Coefficients de stabilité statique de la configuration n°8	63
Tableau 3.24 Données pour l'analyse dynamique de la configuration n°8	64
Tableau 3.25 Coefficients de stabilité dynamique de la configuration n°8	64
Tableau 3.26 Coefficients de stabilité statique de la configuration n°9	65
Tableau 3.27 Données pour l'analyse dynamique de la configuration n°9	65
Tableau 3.28 Coefficients de stabilité dynamique de la configuration n°9	65
Tableau 4.1 Bilan de sept appareils issus de la revue de littérature et de la configuration n°9.....	77

LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 1.1 Schéma présentant les moments et axes d'un avion	16
Figure 2.1 Première partie des résultats d'AVL	35
Figure 2.2 Seconde partie des résultats d'AVL	36
Figure 2.3 Vue en coupe de la configuration initiale de l'appareil.....	41
Figure 2.4 Visualisation des deux géométries de winglets	42
Figure 2.5 Vue en coupe de la configuration n°9 de l'appareil	45
Figure 3.1 Courbes du coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence.....	52
Figure 3.2 Courbes du coefficient de trainée en fonction du coefficient de portance	52

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

2D	Deux dimensions
3D	Trois dimensions
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
AVL	Athena Vortex Lattice
BWB	Blended-Wing-Body
CAP	Control Anticipation Parameter
CDISC	Constrained Direct Iterative Surface Curvature
CEASIOM	Computerised Environment for Aircraft Synthesis and Integrated Optimisation Methods
CFD	Computational Fluid Dynamics
EASA	European Aviation Safety Agency
FAA	Federal Aviation Administration
FQR	Flying Qualities Requirements
ICAO	International Civil Aviation Organisation
JAA	Joint Aviation Authorities
MIT	Massachusetts Institute of Technology
MOB	Multidisciplinary Optimisation of a Blended-Wing-Body
NACA	National Advisory Comity for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
ONERA	Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales
RANS	Reynolds Averaged Navier-Stokes
SAI	Silent Aircraft Initiative

XVIII

SNOPT	Sparse Nonlinear OPTimizer
SUmb	Stanford University multi block
SU2	Stanford University Unstructured
T&W	Tube-And-Wings
TFT	Laboratoire de Thermofluide pour le Transport
VLM	Vortex Lattice Method

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

α	Angle d'incidence ($^{\circ}$)
β	Angle de dérapage ($^{\circ}$)
V	Vitesse de l'écoulement (m/s)
ρ	Densité de l'air (kg/m^3)
g	accélération de la pesanteur (m/s^2)
p, q et r	Vitesses de rotation autour des axes de roulis, tangage et lacet (rad/s)
S_{ref} ou S	Surface de référence (m^2)
C_{ref} ou \bar{c}	Corde de référence (m)
B_{ref} ou b	Envergure de référence (m)
X_{ref}	Coordonnée du centre de gravité selon l'axe X (m)
Y_{ref}	Coordonnée du centre de gravité selon l'axe Y (m)
Z_{ref}	Coordonnée du centre de gravité selon l'axe Z (m)
$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}$	Inerties de l'avion exprimées en son centre de gravité (kg.m^2)
m	Masse de l'avion (kg)
L, M et N	Moments de roulis, de tangage et de lacet (N.m)
C_D	Coefficient de trainée
C_{D0}	Coefficient de trainée à portance nulle
C_{D_u}	Variation du coefficient de trainée par rapport à la vitesse
C_{D_α}	Variation du coefficient de trainée par rapport à l'angle d'incidence
C_L	Coefficient de portance
C_{L_u}	Variation du coefficient de portance par rapport à la vitesse

XX

$C_{L\alpha}$	Variation du coefficient de portance par rapport à l'angle d'attaque
$C_{L\dot{\alpha}}$	Variation du C_L par rapport au taux de variation de l'angle d'attaque
C_{Lq}	Variation du coefficient de portance par rapport à la vitesse de tangage
C_X, C_Y et C_Z	Coefficients des forces exercées selon les axes X, Y et Z
$C_{Y\beta}$	Variation du C_Y par rapport à l'angle de dérapage
C_{Yp}	Variation du C_Y par rapport à la vitesse de roulis
C_{Yr}	Variation du C_Y par rapport à la vitesse de lacet
C_l, C_m et C_n	Coefficients des moments de roulis, tangage et lacet
$C_{l\beta}$	Variation du C_l par rapport à l'angle de dérapage
C_{lp}	Variation du C_l par rapport à la vitesse de roulis
C_{lr}	Variation du C_l par rapport à la vitesse de lacet
C_{m_u}	Variation du coefficient de moment par rapport à la vitesse
$C_{m\alpha}$	Variation du coefficient de moment par rapport à l'angle d'attaque
$C_{m\dot{\alpha}}$	Variation du C_m par rapport au taux de variation de l'angle d'attaque
C_{mq}	Variation du coefficient de moment par rapport à la vitesse de tangage
$C_{n\beta}$	Variation du C_n par rapport à l'angle de dérapage
C_{np}	Variation du C_n par rapport à la vitesse de roulis
C_{nr}	Variation du C_n par rapport à la vitesse de lacet
ω_n	Pulsations propres de certains modes de stabilité dynamiques (s^{-1})
ξ	Coefficients d'amortissements de certains modes de stabilité dynamiques
T	Constantes de temps de certains modes de stabilité dynamiques (s)

δ_a et δ_e Angles de déflexion des ailerons et élévons (°)

INTRODUCTION

0.1 Mise en contexte

Les réglementations en termes d'émissions de polluants et de gaz à effets de serre étant de plus en plus strictes (ICAO, 2008) et les hydrocarbures utilisés actuellement étant issus de sources non renouvelables, les constructeurs aéronautiques cherchent à diminuer au maximum la consommation de leurs avions. Pour cela, ils développent pendant des années de nouveaux moteurs, de nouveaux matériaux et de nouvelles géométries d'ailes afin de maximiser les économies effectuées. Cependant, le design des avions de ligne n'ayant pas subi de changement radical depuis le Boeing 707 et le DC-8 (mis en service en 1958 et 1959) (Potsdam, Page et Liebeck, 1997), les économies effectuées sont de plus en plus faibles et les designs sont de plus en plus proches des performances optimales (Siouris et Qin, 2007). C'est pour cela que les chercheurs et les constructeurs envisagent de changer radicalement le design des avions de ligne et cherchent quel design apporterait les meilleures économies.

Le concept d'avion Blended-Wing-Body (BWB) est un de ces designs qui pourrait devenir l'avion conventionnel du futur. Cet avion est à la croisée entre les ailes volantes, tel que le Northrop B-2, et les avions actuels à fuselage cylindrique de type Tube-and-Wings (T&W) (Wood et Bauer, 2001). L'idée principale de ce design est de réunir tous les composants de l'avion au sein d'une seule structure portante. Comme l'indique la figure 0.1 suivante, le BWB est généralement séparé en trois sections auxquelles sont ajoutées les winglets. Ces sections étant nommées différemment en fonction des auteurs, la figure 0.1 indique les appellations les plus fréquentes et celles qui seront utilisées dans ce mémoire. La partie centrale contient toujours les passagers et le poste de pilotage tandis que les ailes contiennent le carburant. Les trains d'atterrissage et la soute à bagages sont quant à eux situés soit dans la partie centrale, soit dans la zone de transition en fonction des configurations. En supprimant la distinction entre les ailes et le fuselage des configurations T&W, un BWB peut espérer consommer jusqu'à 30% de carburant en moins qu'un avion de même dimensions utilisant les mêmes technologies (moteurs, matériaux, système de pilotage, etc.) (Liebeck, 2004).

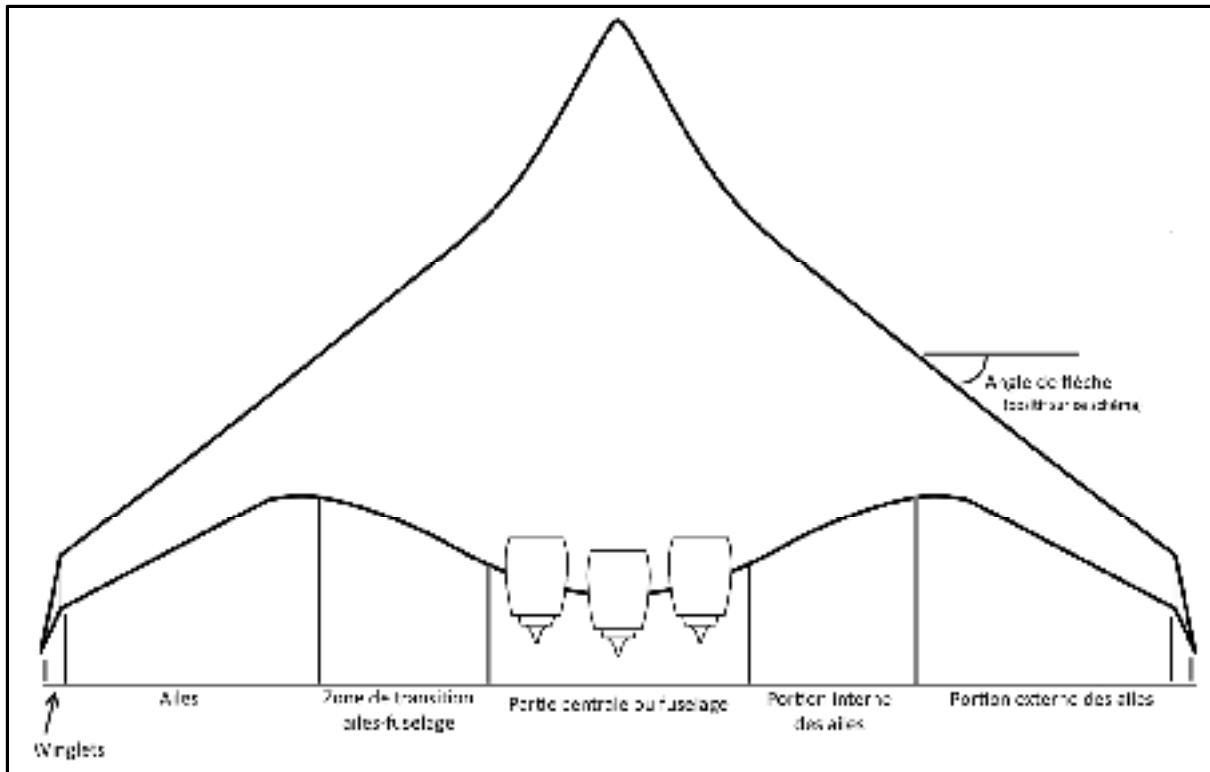


Figure 0.1 Schéma d'un BWB et nomenclature des différentes parties de l'avion

Une partie de ces économies de carburant provient de la suppression de l'empennage arrière. En effet, l'empennage produit une traînée importante dans un avion T&W et sa suppression permet donc d'améliorer la finesse de l'avion. Cependant ces surfaces verticales et horizontales servent à assurer la stabilité de l'avion et le BWB est donc plus instable qu'un avion conventionnel. Il a donc été décidé au Laboratoire de thermofluide pour le transport (TFT) de mener l'étude de stabilité d'un BWB et d'étudier l'impact de certaines modifications sur cette stabilité.

Ce mémoire aura donc pour but d'étudier la stabilité statique et dynamique d'un design conceptuel d'avion BWB créé au laboratoire puis d'apporter les modifications nécessaires afin d'assurer sa stabilité. Tout d'abord le besoin d'étudier la stabilité du design sera établi. Par la suite, une méthode permettant d'analyser rapidement la stabilité de l'avion sera mise en place. Enfin, neuf configurations différentes de la géométrie seront analysées et des conclusions seront tirées des résultats.

0.2 Organisation du mémoire

Le chapitre 1 permettra de présenter la naissance du concept et les travaux effectués sur le concept qui traitent des problèmes principaux rencontrés. Par la suite les études centrées sur la stabilité du BWB seront étudiées et les concepts principaux relatifs à la stabilité seront expliqués. Enfin les documents ayant servi au choix et à la validation d'Athena Vortex Lattice (AVL) seront présentés.

Le chapitre 2 présentera la méthode numérique d'AVL ainsi qu'un aperçu des fonctionnalités utilisées. Il y sera aussi présenté le traitement appliqué aux données issues d'AVL afin de pouvoir les comparer aux critères de certification des avions. La géométrie initiale sera présentée ainsi que les modifications qui y sont apportées pour créer les huit autres géométries.

Le chapitre 3 consiste à présenter les résultats des calculs de validation et les comparer aux résultats de référence. Les résultats des neuf simulations seront aussi présentés et serviront à mettre en avant les effets des modifications.

Le chapitre 4 sera centré sur l'analyse des résultats de ces neuf configurations et sur l'impact en termes de stabilité des modifications apportées. Enfin, la configuration offrant la meilleure stabilité sera sélectionnée et les problèmes rencontrés par cette configuration seront présentés.

CHAPITRE 1

REVUE CRITIQUE DE LITTÉRATURE

Afin de connaître l'état actuel de la recherche sur le BWB et de démontrer le besoin d'analyser la stabilité de notre avion, nous avons effectué une revue de la littérature scientifique disponible sur les BWB. Cette revue de littérature comporte en premier des articles permettant de bien définir le BWB et de mettre en avant ses différences avec les avions conventionnels. Suite à cela les différents modes de stabilité d'un avion sont expliqués et les exigences en termes de stabilité des organismes de certification sont présentées. Les documents mentionnés par la suite abordent le problème de stabilité du BWB et les différentes méthodes d'analyse numériques utilisées pour l'étudier. La dernière partie de la revue de littérature concerne les logiciels d'analyse numérique utilisés par les auteurs ainsi que les documents permettant de valider le logiciel sélectionné.

Tous les articles présents dans cette revue de littérature sont issus de recherches dans les bases de données spécialisées, ou ont été identifiés par effet boule de neige. La première recherche a été menée dans la base de données aérospatiale de ProQuest à la recherche de documents revus par les pairs contenant les termes « BWB » ou « Blended-Wing-Body » et « design ». Une soixantaine de documents correspondaient à ces critères. La lecture des abstracts de ces documents a permis de réduire la sélection à quatorze documents. Ces documents étaient ceux qui semblaient traiter du BWB dans leur intégralité au lieu de simplement mentionner le terme et qui semblaient concerner l'avion complet et non un sous-système spécifique. Parmi ces quatorze documents, un article s'est révélé être un article de vulgarisation, quatre se sont révélés trop pointus pour notre recherche initiale et il a été impossible d'obtenir les textes de deux autres articles. Au final six articles et un mémoire de maîtrise ont été conservés et constituent la première partie de la revue de littérature. Les lectures ont été effectuées autant que possible dans l'ordre chronologique de parution des documents afin de suivre le développement du concept BWB ainsi que la résolution mais aussi l'émergence des problèmes d'ingénierie présentés par ce concept.

1.1 Concept d'avion Blended-Wing-Body

Liebeck (2004) présente les résultats en date de 2004 d'une dizaine d'années de travail effectuées chez Boeing sur le concept de BWB. Il rappelle la genèse du concept ayant pour but d'améliorer considérablement l'efficacité des avions en changeant radicalement de design. Le concept propose, entre autres avantages, une réduction importante de la surface mouillée, une augmentation de la finesse et une diminution de la consommation de kérosène par passager et par kilomètre en comparaison à un avion conventionnel effectuant le même trajet. Le document contient trois designs de BWB différents développés successivement afin de résoudre les problèmes les plus importants des versions précédentes.

Le premier design n'est qu'une représentation très sommaire du concept et ses performances ne sont pas indiquées dans le document. Pour ce qui est du second design, un modèle réduit construit par l'Université de Stanford (le BWB-17) a effectué plusieurs vols d'essais en 1997. Une comparaison a été aussi effectuée entre un avion BWB pouvant emporter 800 passagers et un avion conventionnel dimensionné pour la même charge utile. Le rayon d'action des avions comparés étant de 7 000 miles nautiques, le BWB possède trois moteurs de 61 600 livres de poussée contre quatre moteurs de 63 600 livres pour l'avion conventionnel et consomme 27% de carburant en moins par passager au kilomètre. À partir de ces résultats, Boeing a considéré qu'il pouvait investir du temps dans l'étude et le design d'un BWB s'inscrivant dans le marché prévisionnel de l'époque (478 passagers répartis en trois classes pour un rayon d'action de 7 750 miles nautiques ou 14 350km) devant répondre aux exigences des organismes de réglementation.

Les performances de ce BWB-450 sont comparées aux performances de l'avion Airbus A380 alors connues. Ayant encore un moteur de moins que son concurrent conventionnel, le BWB possède un poids maximal au décollage plus faible de 18% et surtout une consommation kilométrique par passager plus faible de 32%. Au final, le document présente le BWB comme un concept aux caractéristiques très intéressantes et souligne certains problèmes qu'il reste à régler comme la stabilité, l'aménagement intérieur permettant une évacuation complète en 90

secondes et le choix de la vitesse de croisière qui impacte grandement les performances. Pour les deux derniers designs, les performances ont été évaluées à l'aide d'un code de mécanique des fluides numérique (CFD) basé sur les équations de Navier-Stokes. De plus, le second design a été testé deux fois en soufflerie et un modèle réduit a volé pour évaluer ses performances à faibles vitesses. Il peut donc être supposé que les quelques valeurs numériques fournies (finesse de 23 et coefficient de portance maximum de 1,7 au décollage) sont crédibles.

Dans un article paru en 1997, Potsdam, Page et Liebeck (1997) expliquent en détail une partie du travail effectué chez Boeing/MacDonnell Douglas dans l'étude qui a mené à la publication de l'article de Liebeck (2004). Cet article traite de la phase de travail ayant mené à la création du second design de BWB (800 passagers et Mach de 0,85 en croisière) mais avant que les tests en soufflerie aient pu avoir lieu. Ils utilisent le solveur CFL3D qui permet de résoudre les équations de Navier-Stokes moyennées (RANS) et inclut le modèle de turbulence de Spalart-Allmaras. Ils utilisent aussi la méthode de design inverse CDISC (Constrained Direct Iterative Surface Curvature) développée à la NASA (National Aeronautics and Space Administration) afin de générer des configurations à partir de contraintes aérodynamiques et géométriques.

Leur première étape est de modifier le premier design afin qu'il soit équilibré statiquement (*trimmed*) et que sa trainée induite soit diminuée. En effet, le corps central ayant une épaisseur relative importante afin d'accueillir la cabine, il possède une trainée induite très élevée et génère une majorité de la portance dans leur premier design. Ils ont donc diminué au maximum l'épaisseur relative du fuselage afin d'améliorer la finesse. Le corps central générant alors moins de portance, ils ont épaissi les profils utilisés dans les ailes afin de conserver la portance totale constante. Ces modifications combinées à une transition aile-fuselage plus progressive ont permis de diminuer l'intensité du choc sonique présent sur l'extrados du fuselage et de supprimer celui présent sur l'intrados. La redistribution de la portance leur a permis d'améliorer légèrement la stabilité de l'avion, mais il demeure instable. Enfin, il faut noter que ces travaux ont été effectués sans prendre en compte les couplages aérodynamique-structure et aérodynamique-propulsion et que l'étude a été publiée avant que les tests en soufflerie soient effectués. Cependant, la description précise des paramètres utilisés pour les simulations

numériques devrait permettre d'obtenir des résultats comparables avec un code CFD à condition d'avoir la maquette 3D de l'avion. Les seuls résultats présentés sont une courbe de répartition du coefficient de portance le long de l'envergure de l'avion et une visualisation des courbes d'iso-pression et des lignes de courant sur l'avion en conditions de croisière.

Siouris et Qin (2007) ont eux étudié, à l'aide d'un logiciel de CFD basé sur les équations d'Euler, les effets de l'angle de flèche des ailes sur les performances aérodynamique d'un BWB long-courrier (altitude de croisière de 10km, 78m d'envergure sans les winglets, coefficient de portance en croisière de 0,428 et coefficient de trainée de 0,0193). Ils ont pour cela observé des paramètres tels que la portance, la trainée, le moment de tangage et l'angle d'incidence en croisière. Le fluide étant supposé non visqueux, la trainée est seulement composée de trainée induite, de trainée de forme et de trainée d'onde. Ils ont tout d'abord observé que dans le cas d'une flèche négative, le décrochage plus tardif du bout des ailes n'existe qu'au prix d'un choc sonique important à l'emplanture des ailes et d'une finesse très faible. Ils ont aussi pu observer que le moment de tangage suivait une relation presque linéaire avec l'angle de flèche. À partir de 50° d'angle de flèche, ce moment négatif (tendance à piquer) était trop important pour que sa correction se fasse sans impact sur les performances. De même, pour un angle de flèche négatif, le moment cabreur étant très important, l'avion était forcément instable. Après avoir déterminé les évolutions de la finesse, du coefficient de moment et de l'angle d'incidence en fonction de l'angle de flèche, ils en ont conclu que la configuration optimale se situait entre 20° et 45° d'angle de flèche et dépendait fortement du design de l'avion et des critères de performance choisis (angle d'incidence en croisière, finesse ou distribution de pression selon l'envergure). Il est important de noter que la résolution est effectuée en utilisant les équations d'Euler, ce que les auteurs justifient par la faiblesse relative des effets visqueux sur les caractéristiques de l'écoulement à un nombre de Mach de 0,85.

Par la suite, Sargeant et al. (2010) ont étudié les effets du choix d'un profil différent pour le corps central du BWB sur la stabilité et les performances dans le cadre de l'initiative pour un avion silencieux (SAI ou Silent Aircraft Initiative) mise en place en partenariat avec le MIT et l'université de Cambridge. Leur BWB est légèrement plus petit (56m d'envergure) que ceux

précédemment conçus mais reste dans la catégorie long-courriers (altitude de croisière 12km; Mach de vol de 0,8 et coefficient de portance en croisière de 0,194). Contrairement au profil sélectionné par Liebeck (2004) qui rendait l'avion stable en générant une portance négative à l'arrière du fuselage, ils ont utilisé un profil générant plus de portance au niveau du bord d'attaque qu'au bord de fuite. Les faibles pertes de performances sont alors compensées par le fait qu'ils peuvent utiliser des profils supercritiques à plus grande finesse pour la portion externe des ailes sans rendre l'avion instable. Ils ont utilisé pour l'étude trois codes de CFD fondamentalement différents, un basé sur les équations de Navier-Stokes en 3D, un sur la méthode de la plaque plane aussi en 3D et un code en 2D utilisant la méthode des vortex pour un fluide non visqueux. Ils ont donc pu observer que ce choix de profils (profil supercritique pour les ailes et profil générant plus de portance au bord d'attaque pour le fuselage) permettait non seulement de rendre leur géométrie de BWB stable mais aussi d'améliorer ses performances aérodynamiques grâce à une distribution de portance elliptique suivant l'envergure, réduisant ainsi la traînée induite.

Enfin, ils en ont conclu que pour qu'un avion de type BWB soit stable, il fallait que le centre aérodynamique de l'avion soit situé à l'arrière de son centre de gravité. En effet, le BWB n'ayant pas de stabilisateurs horizontaux, son point neutre coïncide avec son centre aérodynamique. Pour calculer la distance entre le centre de gravité et ce centre aérodynamique, l'avion est d'abord divisé en plusieurs portions possédant le même profil d'aile. Puis la distance entre le centre de gravité et le centre aérodynamique de chaque portion est calculée. Ensuite, les distances pour chaque portion sont pondérées par le pourcentage de la portance totale qu'elles génèrent. Les distances pondérées sont alors additionnées ensemble afin de permettre de calculer la distance entre le centre de gravité et le centre aérodynamique global. Ils ont aussi pu justifier le fait que l'utilisation d'un profil générant un moment de tangage positif pour concevoir le fuselage d'un BWB permettait d'améliorer les performances globales de l'avion.

Afin d'améliorer les performances d'un avion BWB en agissant sur la forme globale de l'avion au lieu d'un nombre réduit de paramètres, Lyu et Martins (2014) ont développé un outil d'optimisation multidisciplinaire permettant d'améliorer les performances aérodynamiques de

l'avion en modifiant un très grand nombre de paramètres géométriques (angles et dimensions). Les codes utilisés afin de concevoir cet outil d'optimisation sont :

- un code de déformation de forme libre afin d'adapter le maillage de surface aux modifications de forme apportées à l'avion;
- un code de CFD basé sur les équations de Navier-Stokes moyennées qui simule un écoulement compressible et utilise le modèle de turbulence de Spalart-Allmaras;
- et enfin, un algorithme d'optimisation basé sur la méthode des gradients afin d'alléger autant que possible la charge de travail du calculateur utilisé.

Ayant sélectionné le second design de BWB obtenu par Liebeck (2004) (800 passager pour 7 000 miles nautiques; un Mach de 0,85 en croisière et un coefficient de portance en croisière de 0,206) comme design initial, ils ont tout d'abord effectué une optimisation visant à minimiser la traînée en agissant seulement sur le vrillage de l'aile. Ce test ayant été convaincant, ils ont ensuite effectué cinq études successives visant toujours à minimiser la traînée mais en insérant de nouvelles variables de design et leurs contraintes associées entre chaque étude. Enfin, ils ont effectué une optimisation ayant pour but non pas de produire l'avion le plus optimal en un point de fonctionnement donné mais pour une gamme de conditions de vol proches.

Lors de l'analyse des résultats, les auteurs se sont rendu compte que le résultat de la première optimisation (modification du vrillage uniquement) ainsi que celui de la première étude (modification du vrillage et de tous les profils d'ailes) étaient ceux qui présentaient le moins de traînée. Cependant ces deux configurations n'étant pas équilibrées statiquement, ces configurations ne présentent aucun intérêt commercial. En imposant l'équilibrage statique de l'avion lors du vol en croisière puis en reculant le centre de gravité de 30% à 50% de la corde aérodynamique moyenne, ils peuvent minimiser la traînée due à l'équilibrage mais rendent l'avion instable. Étant à l'étape de design conceptuel de leur appareil, ils expliquent qu'ils peuvent déplacer le centre de gravité en modifiant l'emplacement des systèmes, réservoirs de carburant, moteurs et de leur charge utile. De cette manière, ils peuvent étudier l'effet du positionnement du centre de gravité sur les performances sans modifier leur géométrie. Pour

avoir un avion équilibré statiquement en croisière et stable, ils laissent leur outil optimiser les profils d'ailes utilisés et obtiennent, pour une marge statique demandée de 1%, une distribution de portance elliptique selon l'envergure et la traînée la plus faible possible parmi les configurations stables présentées dans l'article. Pour la dernière des cinq études, ils effectuent une optimisation en permettant à leur outil de modifier les profils et la forme en plan des ailes. Ils obtiennent alors une traînée plus faible que le design optimisé uniquement en agissant sur les profils d'ailes. Il est donc important, pour assurer la meilleure finesse, d'optimiser simultanément les profils d'ailes et la forme en plan de ces ailes. Enfin, l'optimisation multi-points permet de rendre le design bien plus efficace en cas de variation légère du nombre de Mach de croisière ou du coefficient de portance au prix d'une légère détérioration aux conditions précises de design. Globalement, l'utilisation de cet outil d'optimisation multidisciplinaire permet de concevoir un avion qui possède de meilleures performances aérodynamiques que la géométrie du second design de Liebeck (2004) et qui conserve ces performances en cas de légère modification des conditions de vol.

Qin et al. (2004) se sont eux préoccupés de l'optimisation de la finesse pour un avion BWB dans le cadre du projet européen MOB. Ils ont pour cela utilisé un solveur RANS en écoulement compressible et le modèle de turbulences de Baldwin-Lomax afin de calculer les performances aérodynamiques de leur design. Ils ont tout d'abord effectué plusieurs optimisations en agissant sur l'angle de vrillage des profils d'ailes de l'avion complet afin d'obtenir plusieurs distributions de portances différentes. Les simulations les ont amenés à considérer une moyenne entre les distributions triangulaires et elliptiques comme étant la distribution de portance selon l'envergure qui génère le moins de traînée totale.

Ils ont ensuite utilisé un code d'optimisation afin de diminuer la traînée en agissant sur les profils de la portion externe des ailes. En augmentant la cambrure des profils tout en conservant constante la distribution d'épaisseur relative suivant la corde et l'envergure, ils ont pu diminuer la traînée de manière importante. Cependant, la configuration obtenue n'étant pas équilibrée statiquement, il faudrait utiliser les surfaces de contrôle de manière importante afin d'équilibrer l'avion pendant la phase de croisière (altitude de vol de 11,5km; Mach de croisière 0,85 et

coefficient de portance en croisière de 0,41) ce qui augmenterait sensiblement la trainée. Ils ont donc décidé de ne pas augmenter la cambrure autant que possible afin que l'avion soit équilibré statiquement et que la trainée finale en croisière soit la plus faible possible.

Les deux optimisations suivantes ont eu pour but de diminuer la trainée en agissant cette fois sur la distribution suivant la corde de l'épaisseur des profils de la portion extérieure des ailes. Pour ces deux optimisations, la distribution du volume de l'aile suivant l'envergure est conservée. Ils ont alors pu observer qu'une augmentation de la cambrure était aussi utilisée par l'outil et qu'une modification de la forme des profils permettait de supprimer le choc situé sur l'extrados et de rendre plus constante la pression sur l'intrados et l'extrados. Ces deux optimisations (une avec contrainte sur le coefficient de moment de tangage et une sans) ayant été menées sur des profils en deux dimensions, ils ont ensuite intégré ces nouveaux profils dans le modèle trois dimensions complet et ont observé les performances de l'avion ainsi modifié. L'optimisation de l'angle de vrillage ayant déjà augmenté la finesse de l'avion de 16% par rapport au design de base, la modification des profils a seulement augmenté la finesse de 4% supplémentaires. En effet, les phénomènes tridimensionnels associés à l'angle de flèche étant assez importants au niveau de la portion externe de l'aile, les bénéfices obtenus en deux dimensions n'ont pas été transférés en totalité en trois dimensions.

Les auteurs ont donc alors procédé à une optimisation en trois dimensions de l'avion en agissant sur la cambrure et le vrillage de la dizaine de profils utilisés dans les ailes de l'avion. La partie centrale de l'avion restant inchangée, ils obtiennent des résultats similaires, en termes de trainée totale et de forme des profils, avec ceux obtenus par l'optimisation de l'angle de vrillage effectuée au début de l'étude. Pour améliorer ce résultat, ils ont ensuite effectué une optimisation en agissant sur les profils d'ailes (cambrure, épaisseur relative et angle de vrillage) de l'avion complet en conservant la contrainte volumique de l'optimisation précédente. Les auteurs ont alors attribué 17 paramètres à 15 profils sur les 16 utilisés pour définir la forme globale de l'avion. Les auteurs ayant ignoré les winglets pour limiter la complexité de l'étude, le 16^{ème} profil ne possède qu'une variable associée : l'angle de vrillage. Ils ont effectué cette optimisation à l'aide d'un code de CFD basé sur les équations d'Euler, et

vérifié les résultats avec un solveur RANS. Au final, ils obtiennent une augmentation de la finesse de l'avion de 25% par rapport au design initial (15,8 contre 12,67) tout en ayant équilibré statiquement l'avion en croisière et divisé le moment de tangage par 18.

Les auteurs concluent alors en notant que les méthodes mises en œuvre permettent de diminuer drastiquement la trainée d'onde présente sur le design initial puisqu'elle est presque éliminée dans les derniers designs optimisés. Ils observent aussi que la trainée de frottement, constituant plus de la moitié de la trainée d'un avion conventionnel, est ici grandement dépassée par la trainée de forme. Ils ont aussi conclu que la distribution de portance triangulaire selon l'envergure permettait bien de diminuer au maximum la trainée d'onde mais qu'une distribution située entre la triangulaire et l'elliptique permettait de minimiser la trainée totale et donc d'obtenir les meilleures performances aérodynamiques possibles. Il faut cependant noter qu'aucune information n'est fournie quant à la stabilité de l'avion que les auteurs supposent stable en croisière en raison du caractère 'reflex' (génération d'une portance négative au niveau du bord de fuite) des profils utilisés pour le fuselage. Aucun calcul de la position du centre de gravité n'est renseigné et les auteurs conseillent de poursuivre l'étude en intégrant des calculs de structure, aéroélasticité, propulsion et stabilité.

Jusqu'à présent, tous les modèles de BWB ont été conçus et dimensionnés afin d'effectuer des vols long-courriers et transporter un grand nombre de passagers. Dans son mémoire de maîtrise, Ammar (2013) s'est lui intéressé au cas d'un avion BWB long-courrier avec un petit nombre de passagers. Il explique sa procédure d'optimisation d'un BWB de 200 passagers et compare ses performances à un Airbus A320-210 optimisé de la même manière. Après avoir expliqué les modifications apportées à certains modules de l'application CEASIOM, application utilisant MatLab pour effectuer le design d'un avion de ligne, il effectue une première optimisation limitée de l'A320 afin de vérifier le bon fonctionnement de ses modifications. Cette application lui permet d'utiliser plusieurs solveurs dont TORNADO (solveur basé sur une méthode *Vortex Lattice* (VLM)) qu'il utilise pour cette première optimisation. La configuration obtenue étant très proche des données commerciales de l'A320, il passe à l'optimisation initiale de son BWB et vérifie les résultats fournis par le solveur

TORNADO à l'aide de quelques calculs effectués dans les mêmes conditions par un code CFD utilisant les équations de RANS et le modèle de turbulence de Spalart-Allmaras.

Ayant démontré que les résultats sont comparables, il peut se contenter du solveur le moins gourmand en puissance de calcul. Il passe ensuite à l'optimisation proprement dite de l'Airbus A320 et de son design de BWB en créant une boucle entre le logiciel de design et le solveur TORNADO. Une fois l'optimisation terminée pour les deux avions, il effectue une comparaison des performances qu'il considère importantes pour les avions. Les valeurs les plus significatives sont une finesse 22% plus élevée pour le BWB par rapport à l'A320 et une longueur de piste nécessaire pour le décollage plus faible de 37%. Il faut cependant noter que les performances des moteurs du BWB ont été calculées en créant une famille de moteurs utilisant la même technologie que ceux utilisés sur l'A320 et que le changement des conditions de vol a probablement apporté des changements aux performances des moteurs sur le vol complet. Il s'intéresse ensuite au problème de stabilité du BWB en analysant la stabilité du BWB obtenu précédemment. En comparant au Boeing 737 dont les données sont aisément obtenues dans la littérature, il observe que le BWB est stable comme prévu mais qu'il présente un amortissement particulièrement faible en ce qui concerne les oscillations d'incidence et le roulis hollandais. Ces caractéristiques pourraient poser des problèmes si elles ne sont pas gérées par le pilote-automatique. L'auteur conclut en notant que la plupart de ses analyses ont été effectuées à l'aide de méthodes basse-fidélité (VLM) et qu'une analyse à l'aide de méthode haute-fidélité (RANS) pourrait assurément améliorer l'exactitude des résultats. Enfin, ayant uniquement étudié la stabilité dynamique de l'avion en croisière, il pense qu'une analyse sur d'autres phases de vol pourrait compléter ses travaux.

1.2 Méthodes d'évaluation de la stabilité

La lecture et l'analyse de ces articles a démontré la présence d'un problème de stabilité inhérent au concept de BWB. Il a donc été décidé au TFT d'étudier la stabilité d'un BWB. Nous avons pour cela cherché à connaître les méthodes employées dans la littérature pour déterminer les caractéristiques de stabilité des avions conventionnels et les éventuelles différences avec celles

utilisées pour des avions de type ailes volantes ou BWB. Cette recherche a été effectuée dans les bases de données Scopus, ProQuest, Web of Science et la base de données de l'AIAA en recherchant les termes « BWB » et soit « static stability », soit « dynamic stability ». Cette recherche a fourni environ soixante-dix références auxquelles se sont ajoutés des articles identifiés par effet boule de neige. Un processus de sélection similaire à celui employé lors de la première recherche (sélection grâce aux abstracts puis seconde sélection après lecture des documents) a réduit cette liste aux six articles étudiés par la suite. Les paragraphes suivants servent à définir les mots et concepts qui seront utilisés dans ces documents et dans la suite du mémoire.

Comme l'explique Cook (2012), la stabilité d'un avion renseigne sur le comportement de l'avion suite à une perturbation de ses conditions de vol (manipulation des commandes ou perturbation atmosphérique). La stabilité statique traite du retour éventuel de l'avion à sa position d'équilibre suite à une perturbation tandis que la stabilité dynamique étudie comment l'avion corrige ou amplifie cette perturbation dans le temps. Au total il existe trois modes de stabilité statiques et cinq modes de stabilité dynamiques. Afin de mieux visualiser et expliquer ces différents modes, la nomenclature des axes de l'avion et des mouvements autour de ces axes sont présentés dans la figure 1.1. Les moments sont tous positifs sur cette figure tout comme l'angle d'incidence tandis que l'angle de dérapage est négatif.

Chacun des modes de stabilité statique est associé à une perturbation autour d'un des axes de rotation. Un avion est stable statiquement en mode longitudinal si une perturbation de l'angle d'attaque α est suivie par une variation du moment de tangage M ayant pour effet de corriger la perturbation de l'angle d'attaque. Sur un avion conventionnel, cette stabilité est assurée par les surfaces horizontales de l'empennage qui génèrent une portance supplémentaire à l'arrière de l'avion lorsque l'angle d'incidence augmente.

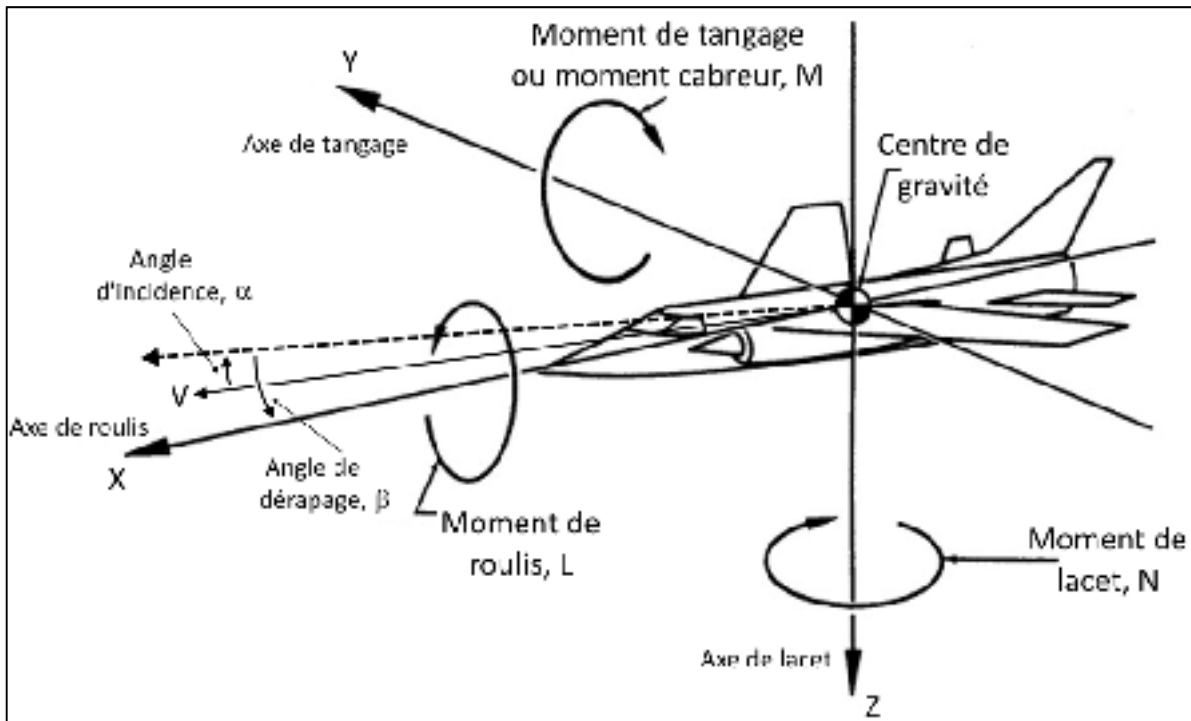


Figure 1.1 Schéma présentant les moments et axes d'un avion
Reproduite et adaptée de Hurt (1965, p. 250)

La stabilité statique directionnelle de l'avion réfère au comportement de l'avion en lacet lorsqu'il subit une perturbation de son angle de dérapage β . Si l'avion voit son moment de lacet N augmenter quand β augmente alors l'avion est stable puisque ce moment va ramener l'avion vers sa position d'équilibre. Enfin, le mode de stabilité statique latéral traite du comportement de l'avion en roulis lorsqu'il subit une perturbation en dérapage. En effet, si l'avion subit une perturbation positive de son angle de dérapage, l'aile droite va subir une augmentation de sa vitesse apparente tandis que l'aile gauche subira une diminution de sa vitesse apparente. Cette différence aura alors tendance à faire varier l'angle de roulis de l'appareil. L'avion doit donc être stable statiquement en mode latéral pour pouvoir corriger cette variation de roulis.

Les modes de stabilité dynamique sont séparés en deux catégories : les modes de stabilité longitudinaux et les modes latéraux. Les modes de stabilité dynamique longitudinaux sont :

- Le mode phugoïde qui est un mode oscillant très peu amorti avec une fréquence d'oscillations faible. Ce mode de stabilité est caractérisé par un mouvement à incidence

constante qui constitue un échange d'énergie entre la vitesse et l'altitude. L'avion ralentit à cause d'une perturbation et sa trajectoire commence alors à descendre. En descendant, l'avion acquiert de la vitesse et sa trajectoire s'aplatit. Volant à nouveau à l'horizontal, l'avion possède une vitesse trop élevée pour voler en palier et commence alors à reprendre de l'altitude. En remontant, il perd de la vitesse et se retrouve dans la situation initiale après que sa trajectoire se soit aplatit à nouveau.

- Le mode short-period (ou oscillations d'incidence) est lui un mode oscillant très rapide et fortement amorti. Il se produit à altitude et trajectoire constante lorsque l'avion subit une perturbation de son angle d'attaque. L'angle d'attaque ayant varié, le coefficient $C_{m\alpha}$ fait varier le moment de tangage et l'avion oscille alors en incidence autour de sa position d'équilibre.

Les modes de stabilité dynamique longitudinaux sont :

- Le mode du roulis hollandais (ou dutch-roll) qui est un mode oscillant possédant un faible amortissement et un faible période. Ce mouvement est une combinaison d'oscillations en roulis et en lacet. Une perturbation en lacet crée une perturbation en roulis tandis que la stabilité directionnelle corrige la perturbation en lacet. Cependant, la perturbation induite en roulis crée aussi une perturbation en lacet alors que l'angle de dièdre corrige cette perturbation en roulis. Ce mode de stabilité est donc une combinaison de deux oscillations qui s'entretiennent respectivement. Ce mode est particulièrement présent dans les avions possédant un angle de dièdre positif et un angle de flèche important.
- Le mode spiral est un mode de stabilité non oscillant à très grande période. Ce mode est généralement stable sur des avions de ligne mais ne présente pas de danger important s'il est instable. Ce mode correspond à l'augmentation régulière sur une longue période du roulis de l'avion et l'apparition d'un mouvement de virage associé. Si cet angle n'est pas corrigé par le pilote, l'avion risque de se retrouver en virage engagé et donc de chuter vers le sol.
- Enfin, le mode roll est un mode non oscillant en roulis qui voit son amplitude se diviser par deux très rapidement. Ce mode représente seulement le comportement de l'avion en roulis suite à une perturbation de sa vitesse de roulis. Ce mode caractérise le temps que l'avion mettra à annuler cette vitesse de roulis. Cependant ce mode est limité à la vitesse

de roulis et ne peut en aucun cas agir sur l'angle de roulis. Sa très faible période signifie que l'avion annule très vite une perturbation de sa vitesse de roulis mais aussi qu'il réagit très vite aux changements de position des ailerons.

Pour déterminer la stabilité de l'avion dans les trois modes statiques, il suffit d'observer le signe de trois dérivées de stabilité. Une dérivée de stabilité est une valeur qui décrit l'évolution d'une force ou d'un moment par rapport à une condition de vol. Le tableau 1.1 résume les conditions que doivent vérifier trois dérivées de stabilité afin d'assurer la stabilité statique de l'avion.

Tableau 1.1 Conditions de stabilité statique de l'avion

Longitudinal	Directionnel	Latéral
$C_{m\alpha} < 0.0$	$C_{n\beta} > 0.0$	$C_{l\beta} < 0.0$

La première valeur importante est le coefficient $C_{m\alpha}$ qui détermine la stabilité statique longitudinale. Ce coefficient indique comment le moment de tangage varie lorsque l'avion subit une perturbation de son angle d'attaque. Ce coefficient doit être négatif pour que l'avion soit statiquement stable en mode longitudinal. Il est déterminé par la répartition de masse de l'avion et en particulier la position du centre de gravité par rapport au point neutre. Cette stabilité peut aussi être déterminée en observant le signe de la marge statique. La marge statique indique, en pourcentage de la corde aérodynamique moyenne, la position du centre de gravité par rapport au point neutre. Si le centre de gravité est situé en avant du point neutre alors l'avion est stable et la marge statique est positive. Le second coefficient est le $C_{n\beta}$ qui indique comment l'avion réagira en lacet s'il subit une perturbation de son angle de dérapage. Ce coefficient doit être positif pour que l'avion soit statiquement stable en mode directionnel. Il est déterminé par l'existence et le positionnement des surfaces verticales de l'appareil. Enfin, le coefficient $C_{l\beta}$ indique comment l'avion réagira en roulis lorsqu'il subit une perturbation en lacet. La stabilité statique en mode latérale requiert que le $C_{l\beta}$ soit négatif. Ce coefficient est déterminé par l'angle de dièdre des ailes et leur positionnement vertical par rapport au fuselage.

La facilité d'un avion à être piloté dépend non seulement de sa stabilité ou instabilité dans les différents modes présentés mais aussi des caractéristiques de ces stabilités. En effet, un avion peut être stable dans un mode de stabilité dynamique mais être incontrôlable par le pilote en raison d'un amortissement trop faible ou d'oscillations trop rapides. À l'inverse, un avion étant stable de manière trop importante courra le risque de perdre en maniabilité puisque l'avion corrigera chaque perturbation même celles introduites volontairement par le biais des surfaces de contrôle. C'est pour cela que des niveaux de maniabilité en vol ont été établis par la FAA (Federal Aviation Administration des États-Unis) et la JAA (Joint Aviation Authorities; organisme qui a précédé l'EASA en Europe) comme l'explique Cook (2012) dans son chapitre 10. Ces niveaux de maniabilité évaluent la capacité d'un pilote à effectuer sa mission avec un appareil en particulier et quelle charge de travail l'avion lui imposera pour mener à bien sa mission. Cette notation d'un avion va de un à trois avec un avion de niveau un clairement adéquat pour la mission et la phase de vol considéré et un avion de niveau trois pouvant être contrôlé par le pilote mais imposant une charge de travail très importante et pouvant limiter l'accomplissement de la mission. Un avion ayant des caractéristiques insuffisantes pour atteindre le niveau trois indique qu'il faudra toute sa concentration au pilote pour ne pas perdre le contrôle et que la mission risquera de ne pas être menée à terme voire que la perte de contrôle sera inévitable durant le vol. Ce système de classification sera utilisé par la suite afin de déterminer le niveau de stabilité des différentes configurations étudiées.

Les exigences des organismes de régulation varient en fonction de la phase de vol, de la mission et des dimensions de l'avion. Pour un avion de ligne de 100 passagers en phase de croisière, les exigences sont résumées dans le tableau 1.2. Ces exigences sont imposées par les organismes de certification et concernent les cinq modes de stabilité dynamiques ainsi que le CAP (Control Anticipation Parameter). Le CAP est une valeur utilisée afin de décrire à quel point le comportement de l'appareil en mode phugoïde est prévisible par le pilote. Les données présentées dans ce tableau sont issues de Cook (2012) et ont été regroupées et présentées sous cette forme par Legros (2015). Les modes short-period, phugoïde et dutch-roll étant des modes oscillants, les contraintes concernent leur coefficient d'amortissement, leur pulsation propre

ou une combinaison des deux. Au contraire, les modes roll et spiral sont non oscillants et sont donc contraints par leur temps caractéristique.

Tableau 1.2 Niveaux d'exigences des Flying Qualities Requirements

Mode de stabilité	Niveau 1	Niveau 2	Niveau 3
Short-period	$0.3 \leq \xi_{sp} \leq 2.0$	$0.2 \leq \xi_{sp} \leq 2.0$	$0.1 \leq \xi_{sp}$
	$0.085 \leq CAP \leq 3.6$	$0.038 \leq CAP \leq 10$	$0.038 \leq CAP$
Phugoïde	$\xi_{ph} \geq 0.04$	$\xi_{ph} \geq 0$	Instable
Dutch-roll	$\xi_{dr} \geq 0.08$	$\xi_{dr} \geq 0.02$	$\xi_{dr} \geq 0$
	$\omega_{n_{dr}} \cdot \xi_{dr} \geq 0.15$	$\omega_{n_{dr}} \cdot \xi_{dr} \geq 0.05$	-
	$\omega_{n_{dr}} \geq 0.05$	$\omega_{n_{dr}} \geq 0.05$	$\omega_{n_{dr}} \geq 0.04$
Roll	$T_r \leq 1.4s$	$T_r \leq 3.0s$	$T_r \leq 10.0s$
Spiral	$T_{2s} \geq 20.0s$	$T_{2s} \geq 8.0s$	$T_{2s} \geq 5.0s$

D'après ces exigences, l'avion peut ne pas être stable en mode phugoïde et être certifié mais il ne possèdera alors pas le meilleur niveau de certification. De même, le mode spiral est supposé instable dans tous les cas mais l'amplitude de la perturbation doit mettre plus de 20s à doubler pour satisfaire le meilleur niveau des exigences. Afin de pouvoir certifier un avion de ligne pour le transport de passagers, il doit vérifier tous ces critères au niveau 1 et au maximum un critère de niveau 2. Si l'avion valide plus d'un critère au niveau 2 ou un seul critère au niveau 3, il sera pilotable mais ne pourra être certifié pour le transport commercial de passagers.

La manière de calculer le CAP et les autres valeurs présentées sera expliquée dans le chapitre suivant. La suite de la revue de littérature présente les documents qui traitent de l'analyse de stabilité pour des avions conventionnels ou des BWB.

Dans son article, Biber (2006) explique toute la procédure qu'il a mise en place afin de déterminer les performances en termes de stabilité statique et dynamique d'un petit avion-cargo. À partir d'une centaine de tests effectués en soufflerie, il calcule chacune des dérivées

de stabilité nécessaires et détermine alors le niveau de stabilité statique de l'avion. Il peut ensuite calculer les caractéristiques des modes oscillatoires présents en stabilité dynamique et peut alors conclure en évaluant dans quelle catégorie se situe l'avion. L'avion en question possède des qualités de vol de niveau trois. Cela signifie qu'il reste manœuvrable pendant toutes les étapes de vol mais souffre de performances amoindries durant plusieurs de ces étapes et augmente radicalement la charge de travail du pilote pendant ces manœuvres. L'auteur suggère alors des modifications à apporter à l'avion afin qu'il possède le même niveau de performances à la fois en stabilité longitudinale et en stabilité latérale. Il propose ensuite des modifications qui permettraient d'améliorer la maniabilité et la stabilité de l'avion sans pour autant diminuer sa finesse ou augmenter sa masse au décollage de manière importante. Son article permet donc d'avoir une méthodologie à suivre afin de déterminer les performances en termes de stabilité d'un avion conventionnel. Ensuite, il indique comment déterminer les modifications géométriques à apporter afin d'améliorer les performances les moins satisfaisantes.

Mader et Martins (2013) se sont eux intéressés aux effets causés par diverses contraintes de stabilité sur l'optimisation de la forme d'une aile volante. Ils ont pour cela utilisé un outil d'optimisation multidisciplinaire qui comprend :

- un solveur de CFD qui résout les équations d'Euler;
- un code d'optimisation par la méthode des gradients (SNOPT);
- un code de déformation de maillage;
- et un outil de structure permettant de calculer le moment d'inertie de l'aile, le moment de flexion qu'elle génère à l'emplanture et la position de son centre de gravité.

Tous ces outils leurs permettent de générer la géométrie de l'aile voulue et de la modifier en fonction des contraintes qu'ils imposent au code d'optimisation. Les auteurs partant d'une aile volante extrêmement simple, ils effectuent ensuite 5 séries d'optimisations en modifiant les variables et les contraintes entre chaque série tandis que l'objectif reste identique : minimiser la traînée en conservant les coefficients de portance et de moment. Ces optimisations étant reproduites à différents nombres de Mach (0,5; 0,7 et 0,85) uniquement quand les effets

transsoniques impactent les résultats, ils effectuent un total de 18 optimisations et en répètent une puisque l'optimum obtenu n'était qu'un optimum local. Les trois premières optimisations ont eu pour but de déterminer l'angle d'attaque et la position du centre de gravité permettant à l'aile d'être équilibrée statiquement aux trois valeurs de Mach données. Leur géométrie initiale étant extrêmement simple, ils indiquent qu'ils ont considéré la position du centre de gravité comme une variable de design mais qu'ils limitent sa position à une fraction de la corde aérodynamique moyenne d'après les travaux de S., P. et W. (1995). L'aile en question est initialement un profil NACA 0012 possédant une corde d'un mètre et extrudée sur 6 mètres afin d'obtenir l'aile. Ces trois optimisations permettent de connaître les conditions à l'équilibre de l'aile aux nombres de Mach considérés et serviront de point de départ pour les optimisations futures.

Les auteurs ont ensuite effectuées une optimisation afin de vérifier leur outil en permettant la modification de l'angle de vrillage de l'aile. Ils obtiennent alors une aile très proche de la solution théorique optimale de ce problème (aile à distribution de portance elliptique selon l'envergure) ne générant que 2,5% de trainée en plus par rapport à cette aile théorique. Ils passent ensuite à la troisième série d'optimisations qui a pour but d'étudier l'effet sur l'aile de la contrainte sur le moment de flexion à l'emplanture. Après avoir optimisé l'aile à un nombre de Mach de 0,5 et de 0,7 en limitant les modifications à la forme en plan de l'aile (angle de vrillage, de flèche et envergure), ils ajoutent à l'optimiseur la possibilité de modifier les profils d'ailes et réitèrent l'optimisation à un nombre de Mach de 0,7 et de 0,85.

Enfin, ils effectuent les optimisations avec les contraintes statiques (marge statique supérieure à une valeur de référence) et dynamiques (CAP et coefficient d'amortissement entre valeurs de référence) aux trois nombres de Mach avec et sans les profils d'ailes comme paramètres d'optimisation. Ils peuvent alors conclure que pour le régime subsonique et le début du régime transsonique, modifier la forme des profils d'aile suffit à satisfaire la stabilité statique de l'aile sans trop détériorer les performances aérodynamiques. Pour le régime transsonique la stabilité statique de l'avion impose l'ajout d'un angle de flèche et sera alors accompagnée d'une perte de performances peu importe la forme des profils d'aile. La contrainte de stabilité dynamique impose, elle, un angle de flèche aux basses vitesses afin d'obtenir un coefficient

d'amortissement satisfaisant. À hautes vitesses, l'angle de flèche ajouté pour satisfaire la stabilité statique rend le coefficient d'amortissement suffisant pour satisfaire la stabilité dynamique.

Li et al. (2012) ont eux publié un article qui explique en détail leur réflexion et le travail qu'ils ont effectué afin de développer une méthode de design d'un BWB. Ils commencent par expliquer comment ils peuvent utiliser un module d'analyse aérodynamique basse fidélité afin de sélectionner des designs viables dans l'espace des designs possibles et ainsi minimiser le travail des codes d'optimisation. Ce module est une combinaison d'un code de VLM, de l'équation de Korn relative à la trainée d'onde et un code d'évaluation des effets de friction. Ce module permet donc de calculer les forces de portance et de trainée appliquées à l'avion de manière bien plus rapide qu'un code de CFD classique. Ils expliquent ensuite la manière dont ils ont couplé un code d'optimisation hybride et un code de CFD qui résout les équations de Navier-Stokes moyennées. Le code d'optimisation en question utilise une combinaison entre une méthode des surfaces de réponse (*Response Surface Method*) et une méthode basée sur un algorithme génétique. Le solveur de CFD utilise le modèle de Spalart-Allmaras à une équation afin de simuler les effets turbulents. Le solveur a été validé en comparant ses résultats aux données expérimentales de référence de l'aile ONERA M6.

Enfin, ils couplent le solveur précédent avec une méthode de design inverse afin de trouver le design qui répond le mieux aux contraintes qu'ils ont fixées. Le design d'avion qu'ils obtiennent permet de transporter 300 passagers sur une distance de 13 000 kilomètres et permettrait de consommer entre 13% et 37% de carburant en moins par rapport aux avions conventionnels existants. Cependant, leur méthode nécessite que le concepteur définisse soi-même la répartition de pression sur les ailes afin de diminuer la charge de calcul. Les auteurs conseillent donc de poursuivre leurs travaux en inventant une méthode permettant de créer une distribution de pression optimisée en fonction de la mission de l'avion. De cette manière, les performances de l'avion obtenu ne seront plus dépendantes de la distribution de pression établie par l'utilisateur.

Nasir et al. (2010a) ont pris un modèle de BWB déjà étudié dans leur université et se sont intéressés à la stabilité statique de l'avion et aux conséquences sur ses performances aérodynamiques lorsqu'ils le rendaient stable. Ils ont pour cela utilisé un code de CFD basé sur la résolution du modèle de turbulence à une équation de Spalart-Allmaras et ont comparé les résultats numériques aux données obtenues lors d'essais identiques effectués en soufflerie. Ils ont alors ajouté des canards au niveau du nez de l'appareil afin de stabiliser l'avion. Cependant, leur design est tel que, pour les dimensions des canards considérées (une surface égale à 8,1% de la surface du reste de l'avion), il faut incliner les canards de plus de 15° d'incidence par rapport à la ligne de portance nulle de l'avion pour espérer avoir des résultats concluants. Dans ces conditions, l'avion perdrait considérablement en performances puisque sa finesse diminuerait d'environ 25 à moins de 10. De plus, les canards risqueraient d'être en situation de décrochage pendant une phase de vol en palier. Enfin, leur avion nécessiterait d'évoluer avec un angle d'incidence négatif afin d'annuler le coefficient de moment et l'avion ne serait donc équilibré que dans une position où les ailes généreraient une portance négative. Ils en concluent donc que leur avion est statiquement instable et qu'aucun canard de cette dimension ne pourrait résoudre ce problème.

Après la publication précédente, Nasir, Kuntjoro et Wisnoe (2012) ont rendu leur avion stable en agrandissant les canards et en reculant son centre de gravité. Ces modifications apportées par Nasir et al. (2010b) ont été expliquées lors d'une conférence mais nous n'avons pu nous procurer les documents produits à cette occasion. Ils ont alors pu étudier l'influence sur les performances aérodynamiques de l'avion de la position du centre de gravité et de l'angle géométrique entre les canards et le corps de l'avion. Voulant produire un avion de taille modeste destiné à voler de manière autonome (masse de 110kg et envergure de 4m), ils ont effectués les tests en soufflerie sur un demi-modèle réduit au rapport 1:11 et ont ensuite essayé de déterminer les lois mathématiques qui reproduisent le plus fidèlement possible le comportement physique de l'avion. Ils ont pu déterminer l'influence sur les coefficients de portance, de traînée, et de moment de l'angle d'attaque de l'avion et de l'angle entre les canards et l'avion. Ils ont observé que plus l'angle de déflexion des canards est important (défini dans le même sens que l'angle d'attaque), plus le coefficient de portance augmente lorsque l'avion

vole à l'équilibre et plus l'angle d'attaque à l'équilibre est grand. Ils ont aussi pu observer que la finesse maximale de l'avion chutait d'environ 25 sans canards à une valeur d'environ 18 lorsque les canards sont alignés avec l'avion (angle d'installation proche de 0°). Si l'angle d'installation est différent de 0° , la finesse maximale est plus faible mais permettrait d'équilibrer l'avion à d'autres valeurs d'angle d'attaque. Ils se sont ensuite intéressés aux effets combinés de l'angle d'installation des canards et la position du centre de gravité de l'avion. Ils ont alors conclu que les conditions idéales pour faire voler l'avion de manière équilibrée à son point de finesse maximale étaient d'avoir une marge statique égale à 10% de la corde moyenne (Centre de gravité situé à 20% de la corde moyenne) et les canards alignés avec l'avion. Cela permettait à l'avion de voler à 43 m/s en possédant une finesse de 18,2 tout en étant stable et en possédant une manœuvrabilité suffisante. Ils ont pu obtenir à partir de tests simples effectués en soufflerie et reproductibles de manière numérique, la position du centre de gravité et l'angle d'installation des canards optimaux. Leur configuration optimale étant celle d'un avion volant de manière stable et manœuvrable tout en possédant la meilleure finesse à l'équilibre.

Reist et Zingg (2013) ont cherché à savoir si les avantages que possèdent les BWB par rapport aux avions conventionnels de type T&W étaient aussi importants pour des avions de plus petites dimensions. Ils ont donc cherché à optimiser un BWB transportant moins de 100 passagers et possédant un rayon d'action de 500 miles nautiques (environ 950km) en minimisant la traînée à portance fixe. L'algorithme d'optimisation qu'ils ont mis en place contient un solveur CFD de type Newton-Krylov qui résout les équations d'Euler dans un premier temps et les équations RANS par la suite. Ils ont combiné ce solveur avec un code de paramétrisation d'une courbe B-spline qui permet de modifier le maillage à chaque itération en fonction des modifications géométriques apportées par l'outil d'optimisation et enfin le code d'optimisation par méthode des gradients SNOPT.

Ils effectuent alors quatre optimisations en ayant à chaque fois des contraintes différentes imposées à l'outil d'optimisation comme par exemple produire un avion stable, équilibré, voire un avion équilibré avec une marge statique imposée. La première optimisation ne comporte que la contrainte d'équilibrage et fournit alors un avion instable qui présente la plus grande

finesse de tous les designs qui seront produits. La position du centre de gravité de l'avion est estimée de manière approximative à l'aide des méthodes de Bradley (2004), pour la partie centrale de l'avion, et Roskam (1985), pour le reste en supposant une répartition identique aux avions T&W. Cette optimisation a permis de réduire de 55% la trainée par rapport au design initial qui n'avait subi aucune optimisation mais qui sera pris comme référence pour le reste du texte.

La seconde optimisation impose une marge statique de 5% en plus de l'équilibrage. Elle produit un avion stable et équilibré mais possédant une trainée plus importante de 5,5% par rapport au design précédent. La forme de l'avion ayant été modifiée de manière importante lors de la seconde optimisation, ils recalculent la position approximative du centre de gravité et effectuent une troisième optimisation avec les mêmes contraintes que la deuxième.

Ils obtiennent alors un avion qui ne possède qu'une pénalité de 2% de trainée supplémentaire par rapport au premier design tout en possédant les mêmes caractéristiques de stabilité et de vol à l'équilibre. Puis, ils ont effectué une optimisation en minimisant la trainée sur un ensemble de points de fonctionnement. L'avion obtenu possède une trainée supérieure de 1% par rapport au premier design et ce à un nombre de Mach légèrement supérieur (0,84 au lieu de 0,82) mais il possède une marge statique négative et est aussi instable que le premier design. Les quatre designs optimisés à l'aide des équations d'Euler ont tous une distribution de portance elliptique suivant l'envergure.

Enfin, ils ont analysé le premier design à l'aide du solveur résolvant les équations RANS cette fois et ont effectué une optimisation à l'aide de ces équations. Ils ont pu observer tout d'abord que le gain réel de trainée n'était que de 34% par rapport au design initial et non 55%. Surtout, ce design présentait une zone de séparation de l'écoulement sur les ailes au-delà de 50% de l'envergure et ne possédaient donc pas une distribution de portance elliptique comme les équations d'Euler laissent penser. Après avoir effectué l'optimisation à l'aide de ces équations, ils ont pu obtenir un design qui possède une distribution de portance elliptique suivant l'envergure et une trainée 38% inférieure à celle du design initial. Ils ont aussi pu observer que

la contrainte de stabilité s'accompagnait dans ce cas d'une pénalité de 5% de trainée supplémentaire.

Afin de sélectionner le logiciel d'analyse numérique qui sera utilisé pour nos travaux, nous avons relu tous les documents obtenus jusqu'alors et listé les logiciels utilisés sur une géométrie BWB :

- Codes de CFD : Fluent, CFL3D, SU², Sumb, MERLIN, StarCCM+ et ENFLOW (code de NLR);
- Codes de VLM : AVL et TORNADO;
- Codes de méthode des panneaux : Newpan et Panair.

Certains codes étant propriétaires et l'ÉTS ne possédant pas de licence pour certains autres logiciels, nous avons décidé d'utiliser AVL car il est libre de droits et ne nécessite pas une grande puissance de calcul pour obtenir des résultats acceptables. Les documents faisant mention à AVL ou un autre code de VLM ont été lus de nouveau en cherchant des informations sur les limites rencontrées par les auteurs et les éventuels problèmes rencontrés par ces codes.

Kays (2013) utilise AVL et un code de méthode de panneaux (*panel method code*) développé par Boeing (Panair) pour effectuer ses boucles optimisation/design. À la fin de ses travaux, il utilise aussi le code SU² développé par Stanford University afin de vérifier les résultats. Il ne mentionne aucune modification qu'il aurait apportée à ces trois codes ce qui laisse penser que les trois sont utilisables sans obstacles majeurs sur une géométrie BWB. AVL ayant aussi été utilisé dans une partie des études de la SAI, il effectue une comparaison entre ses propres analyses du SAX-40 et celles obtenues par la SAI et publiées par Sargeant et al. (2010). Il en conclue que la combinaison d'AVL avec Panair est relativement exacte malgré la légère différence obtenue sur les calculs de trainée. Roysdon (2014) a, quant à lui, utilisé AVL comme code aérodynamique au début de ses travaux avant de passer à STAR-CCM+ une fois le design suffisamment raffiné. Cela lui a permis de produire deux designs de BWB de petite taille (comparable au Learjet 23) en très peu de temps (moins de 10h de calculs sur un ordinateur de bureau) grâce à l'efficacité d'AVL. Une fois ces deux designs analysés et optimisés de manière

suffisante, il a lancé un calcul de quelques semaines sur un serveur dédié afin de pouvoir utiliser un code de CFD. Sargeant et al. (2010) utilisent AVL pour vérifier les résultats de deux autres codes (un code de méthode des panneaux 3D Newpan et un code résolvant les équations de Navier-Stokes en 3D). Ammar (2013) utilise TORNADO (un autre code VLM) pour effectuer les calculs de portance et de trainée des profils qu'il utilise (calculs limités à de faibles vitesses et angles d'attaque). Li et al. (2012) utilisent aussi un code VLM (avec deux autres codes permettant de calculer la trainées d'onde, la trainée de forme ainsi que la trainée due à la viscosité) pour obtenir des valeurs approximatives afin de réduire le nombre de designs qu'ils ont à étudier mais ils utilisent un code de CFD pour leur optimisation.

1.3 Validation

AVL ayant été sélectionné et sa capacité à traiter une géométrie BWB observée par plusieurs auteurs, la recherche suivante a eu pour objectifs de trouver des documents de validation. Afin de pouvoir combiner cette recherche avec le besoin d'obtenir des données sur les géométries déjà existantes de BWB, nous avons cherché des documents contenant les termes « BWB », « validation » et soit « AVL » soit « Vortex Lattice » dans les quatre bases de données citées au début du chapitre. Les documents trouvés devaient indiquer les informations dont AVL a besoin pour fonctionner (géométrie de l'avion et conditions de vol) ainsi qu'un maximum de valeurs obtenues à l'issue des calculs pour pouvoir servir de référence. La plupart des publications ayant trait à des travaux financés par des industriels, il a été très difficile de trouver un document fournissant autant d'informations à la fois.

Le rapport rédigé par des étudiants du Georgia Institute of Technology sur leur avion « There Will Be Buzz » dans le cadre d'un concours de l'AIAA a été le premier document trouvé qui possédait assez d'informations pour pouvoir être utilisé (GeorgiaTech, 2011). Cependant, ce rapport étant produit par une équipe d'étudiants pour un concours, il ne possède pas le même niveau de fiabilité qu'un document révisé par les pairs. Un document publié qui possède assez de données pour pouvoir reproduire les mêmes tests et comparer les résultats était donc nécessaire.

Le rapport de Lopez Pereira (2010) s'est rapidement révélé le seul document satisfaisant. Il possédait à la fois assez de données sur les tests pour pouvoir les reproduire avec fidélité et assez de résultats pour pouvoir effectuer une comparaison mais ne concernait pas un BWB. Ses travaux visaient à étudier différents codes numériques sur six avions différents et étudier leurs performances. Parmi ces codes, deux utilisaient la VLM : TORNADO et AVL. Pour chacun des avions étudiés, le rapport fournit les courbes du coefficient de portance C_L en fonction de l'angle d'attaque α et du coefficient de traînée C_D en fonction du coefficient de portance C_L obtenues par les différents codes.

Cette revue de littérature nous a permis de découvrir le concept de BWB et les problèmes majeurs qu'il présente. De plus, le choix d'étudier la stabilité du BWB a été effectué et les critères d'évaluation de cette stabilité ont été déterminés. Enfin nous avons pu sélectionner le logiciel d'analyse numérique qui sera utilisé pour nos travaux. De plus, la capacité d'AVL à étudier une géométrie non conventionnelle sans nécessiter la moindre modification de son code source a été vérifiée. Après avoir déterminé comment fonctionne AVL, il sera possible de valider son utilisation à l'aide des deux derniers documents de la revue de littérature.

CHAPITRE 2

MODÈLE ET MÉTHODOLOGIE

Ayant établi le besoin d'étudier la stabilité lors de la revue de littérature, il est désormais nécessaire de développer une méthodologie permettant d'étudier la stabilité de l'avion avec AVL. Ce chapitre servira donc à présenter le modèle utilisé par AVL ainsi que les données qu'il produira. Il y sera aussi expliqué le développement de la méthodologie permettant d'analyser la stabilité de l'avion à partir des résultats fournis par AVL. Enfin, les neuf géométries de BWB seront présentées.

2.1 Modèle et méthodologie d'AVL

AVL comme tous les codes de VLM résout les écoulements de fluides grâce à une version approfondie de la théorie de la ligne portante de Prandtl (Drela et Youngren, 2010). Cette méthode consiste à modéliser chaque surface portante et ses tourbillons marginaux comme une feuille de tourbillons et ensuite les remplacer par des tourbillons en fer à cheval lors de la discrétisation. Un vortex étant associé à chaque cellule des surfaces portantes discrétisées, la circulation dans chaque cellule peut être évaluée. À chaque cellule est aussi attribué un point de contrôle qui permet d'imposer la condition de tangence de l'écoulement. Une fois cette circulation déterminée, le théorème de Koutta-Joukowski permet de connaître la répartition de portance et de traînée induite en chaque point de contrôle et donc sur la surface portante au complet. Ce théorème étant basé sur la théorie des écoulements potentiels, AVL ne prends pas en compte les effets visqueux du fluide et ne devrait pas non plus pouvoir traiter les effets de compressibilité. Cependant Drela et Youngren (2010) ayant implémenté la transformation de Prandtl-Glauert, AVL permet d'obtenir des résultats relativement fiables jusqu'à Mach 0,7. Pour les ailes en flèche cette limite peut augmenter tant que le nombre de Mach perpendiculaire au bord d'attaque ne dépasse pas 0,7. AVL peut traiter des phénomènes aérodynamiques tant que ceux-ci restent quasi-permanents (Drela et Youngren, 2010). Cela signifie que le phénomène de détachement périodique de tourbillons (ou allées de tourbillons de Karman) n'est pas pris en compte. Cela signifie aussi que les mouvements oscillants des différentes

surfaces portantes doivent posséder une période bien plus grande que le temps que met l'écoulement à parcourir la corde de ces surfaces. Ces contraintes ne poseront des problèmes que dans le cas d'études de mouvements acrobatiques à basse vitesse. En résumé, cette méthode permet d'analyser les écoulements de fluides de manière bien plus rapide que des logiciels de CFD pourraient le faire. Cette rapidité provient à la fois de la méthode de calcul qui est moins précise et néglige les effets visqueux et aussi de la précision inférieure de la discrétisation. Ces codes sont généralement utilisés durant la phase de design conceptuel afin de pouvoir étudier un grand nombre de possibilités rapidement et obtenir des estimations de performances assez précises (Drela, 2014).

Pour qu'AVL puisse effectuer une analyse de stabilité, il faut lui fournir les données géométriques et la répartition de masse de l'avion dans deux fichiers textes. Ces deux fichiers pour le cas du « There Will Be Buzz » sont disponibles dans l'annexe 1 (N.B. : AVL ignore les lignes qui débutent par un dièse ainsi que tout ce qui suit un point d'exclamation). Le premier fichier permet de renseigner la géométrie ainsi que la vitesse de l'écoulement. La position du centre de gravité de l'avion peut aussi être indiquée dans ce fichier si l'analyse de l'avion se limite à la stabilité statique. Pour créer une surface portante dans AVL, il faut lui fournir un minimum de deux sections. Chaque section doit être définie par les coordonnées du bord d'attaque, la corde locale, le profil d'aile utilisé et l'angle de torsion appliqué à ce profil. Les coordonnées du bord d'attaque doivent être exprimées dans le référentiel avion (X positif vers l'arrière, Y positif vers la droite et Z positif vers le haut) avec, si possible, le plan XY parallèle au plancher de la cabine. L'origine de l'axe X sera toujours située au nez de l'appareil dans nos cas tandis que l'origine de l'axe Z variera. Pour fournir le profil d'aile, il faut soit fournir le numéro à quatre chiffres du profil s'il appartient aux modèles NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) soit fournir la liste des points qui constituent le profil. Les lignes du premier fichier de l'annexe 1 qui renseignent ces informations sont les suivantes :

```
#-----"Fuselage"-----
SECTION
0.          0.          0.          11.50          0.0
AFILE
Fauvel20.dat
```

Cela signifie que cette section a un bord d'attaque situé en $(X,Y,Z)=(0,0,0)$, que la corde locale est de 11,5 unités et que l'angle de torsion est nul. Enfin le profil d'aile utilisé à cet endroit est constitué d'une série de points enregistrée dans un fichier séparé nommé « Fauvel20.dat ». Une fois que la surface portante est définie par un minimum de deux profils, AVL utilisera une interpolation linéaire afin de calculer la corde, la ligne moyenne, l'épaisseur selon la corde et l'angle de torsion du profil en chaque point de contrôle. Ce fichier permet aussi de désigner une portion des surfaces portantes comme surfaces de contrôle. Il faut pour cela indiquer à chaque section concernée quelle portion de la corde sera mobile, autour de quel vecteur la surface tournera et quel comportement devra avoir la surface symétriquement opposée. Dans notre exemple, les lignes suivantes servent à définir les surfaces de contrôle de l'appareil :

CONTROL						
elevator	1.0	0.7	-0.5	0.866	0.0	1.0
CONTROL						
aileron	-1.0	0.7	-0.5	0.866	0.0	-1.0

La présence de deux lignes CONTROL indique que la surface désignée sera utilisée à la fois comme gouverne de profondeur et comme aileron. La première valeur indique dans quel sens tournera la surface et de combien de degrés lorsque la commande associée (elevator ou aileron) aura la valeur 1. La valeur suivante indique dans ce cas que la surface mobile s'étend de 70% de la corde jusqu'au bord de fuite. Les trois valeurs suivantes forment un vecteur qui définit l'axe de rotation de la surface. Enfin, la dernière valeur indique que la surface située sur l'aile opposée doit reproduire les mêmes mouvements dans le cas d'un fonctionnement en gouverne de profondeur mais inverser son comportement dans le cas d'un fonctionnement en aileron.

Le second fichier indique les grandeurs de références utilisées pour les distances, le temps et les masses. Dans l'exemple de l'annexe 1, les lignes « Lunit = 0.0254 m » et « Munit = 0.453592 kg » indiquent que les unités de références seront le mètre et le kilogramme mais que la géométrie, les masses et les inerties seront exprimées en pieds et en livres. Toutes les autres données seront exprimées selon les unités de référence (vitesse en m/s, pulsations propres en s^{-1} , constante de gravitation en $m.s^{-2}$, etc.). Ce fichier contient aussi la répartition de masse de l'appareil et ses moments principaux d'inertie. Pour cela, il faut au

minimum indiquer l'emplacement du centre de gravité et la masse de l'avion et (si des calculs de dynamique seront effectués) ses trois moments principaux d'inertie. Pour améliorer la précision des résultats, il faut décomposer l'avion et fournir ces informations pour chaque portion ainsi obtenue. Dans l'idéal, il faudrait pouvoir fournir la masse, la position et les moments d'inerties de chaque composant de l'avion. Une fois ces deux fichiers créés et les conditions de vol (vitesse, densité de l'air à l'altitude de vol, angles de déflexion des surfaces de contrôle éventuelles, angle d'incidence ou coefficient de portance désiré) entrées, AVL peut simuler l'écoulement autour de l'appareil et évaluer son comportement à la fois statique et dynamique.

Notre étude s'intéressera au comportement de l'avion en début de croisière et pourra de ce fait aborder plusieurs problèmes rencontrés par les BWB. Ces conditions de vol permettront de vérifier à quel angle d'incidence évoluera l'avion en croisière sans pour autant limiter l'étude de stabilité. En effet, les réglementations requièrent que la cabine possède entre zéro et trois degrés d'incidence en croisière et cette condition n'est pas simple à imposer sur un BWB du fait que le fuselage génère une portion de la portance. La vitesse et l'altitude de croisière ont été sélectionnées lors de l'établissement du cahier des charges de l'avion et sont respectivement de Mach 0,78 et 12,5km. L'avion possédant un angle de flèche d'environ 40° au niveau des ailes, une évolution à Mach 0,78 signifie que l'air circulera environ à Mach 0,6 perpendiculairement aux ailes et AVL sera donc capable de modéliser l'écoulement à cette vitesse. Les résultats de cette analyse seront principalement les coefficients de portance et de traînée, l'angle d'incidence à l'équilibre et les dérivées de stabilité.

Les dérivées de stabilité sont séparées en deux catégories par AVL telles que présentées dans la figure 2.1 et la figure 2.2. La première partie de chacune de ces figures correspond aux paramètres de la simulation et à des valeurs générales de l'écoulement. Les secondes parties correspondent aux différentes dérivées de stabilité qui décrivent le comportement des forces et moments (différentes lignes sur la figure) subis par l'avion en fonction des paramètres de mouvement suivants : angle d'incidence α , angle de dérapage β , vitesses axiales u, v et w , et les vitesses rotationnelles p, q et r (différentes colonnes).

Vortex Lattice Output -- Total Forces			
Configuration: Buzz			
# Surfaces	=	4	
# Strips	=	70	
# Vortices	=	700	
Sref	=	245.00	Cref = 8.0000
Xref	=	2.9676	Yref = 0.0000
			Bref = 28.000
			Zref = 0.0000
Standard axis orientation, X fwd, Z down			
Run case: -unnamed-			
Alpha	=	9.99384	pb/2U = -0.00000
Beta	=	0.00000	qc/2U = 0.00000
Mach	=	0.000	rb/2U = -0.00000
			p'b/2U = -0.00000
			r'b/2U = -0.00000
CXtot	=	0.06464	Cltot = -0.00000
CYtot	=	0.00000	Cmtot = -0.04790
CZtot	=	-0.51538	Cntot = 0.00000
			Cl'tot = 0.00000
			Cn'tot = 0.00000
CLtot	=	0.51878	
CDtot	=	0.02578	
CDvis	=	0.00000	CDind = 0.02578
CLff	=	0.52295	CDff = 0.02637
CYff	=	0.00000	e = 1.0318
			! Trefftz
			! Plane
elevon	=	-1.58000	
aileron	=	0.00000	

Stability-axis derivatives...			
		alpha	beta
z' force CL	!	CLa = 3.058561	CLb = -0.000000
y force CY	!	CYa = 0.000000	CYb = -0.120052
x' mom. Cl'	!	Cl'a = 0.000000	Cl'b = -0.192486
y mom. Cm	!	Cma = -0.589303	Cmb = -0.000000
z' mom. Cn'	!	Cna = 0.000000	Cnb = 0.054402
		roll rate p'	pitch rate q'
z' force CL	!	CLp = -0.000000	CLq = 4.850285
y force CY	!	CYp = 0.355868	CYq = -0.000000
x' mom. Cl'	!	Cl'p = -0.267434	Cl'q = 0.000000
y mom. Cm	!	Cmp = 0.000000	Cmq = -1.895878
z' mom. Cn'	!	Cnp = -0.119381	Cnq = 0.000000
		yaw rate r'	
z' force CL	!	CLr = 0.000000	
y force CY	!	CYr = 0.037381	
x' mom. Cl'	!	Cl'r = 0.188919	
y mom. Cm	!	Cmr = 0.000000	
z' mom. Cn'	!	Cnr = -0.026906	
		elevon	d1
z' force CL	!	CLd1 = 0.006811	CLd2 = 0.000000
y force CY	!	CYd1 = -0.000000	CYd2 = 0.000133
x' mom. Cl'	!	Cl'd1 = 0.000000	Cl'd2 = 0.002157
y mom. Cm	!	Cmd1 = -0.005023	Cmd2 = 0.000000
z' mom. Cn'	!	Cnd1 = 0.000000	Cnd2 = 0.000050
Trefftz drag	!	CDffd1 = 0.000690	CDffd2 = -0.000000
span eff.	!	ed1 = 0.000550	ed2 = 0.000000
		aileron	d2
z' force CL	!	CLd1 = 0.006811	CLd2 = 0.000000
y force CY	!	CYd1 = -0.000000	CYd2 = 0.000133
x' mom. Cl'	!	Cl'd1 = 0.000000	Cl'd2 = 0.002157
y mom. Cm	!	Cmd1 = -0.005023	Cmd2 = 0.000000
z' mom. Cn'	!	Cnd1 = 0.000000	Cnd2 = 0.000050
Trefftz drag	!	CDffd1 = 0.000690	CDffd2 = -0.000000
span eff.	!	ed1 = 0.000550	ed2 = 0.000000
Neutral point	Xnp	=	4.508964
Clb Cnr / Clr Cnb	=	0.503914	< > 1 if spirally stable >

Figure 2.1 Première partie des résultats d'AVL

Vortex Lattice Output -- Total Forces			
Configuration: Buzz			
# Surfaces = 4			
# Strips = 70			
# Vortices = 700			
Sref = 245.00	Cref = 8.0000	Bref = 28.000	
Xref = 2.9676	Yref = 0.0000	Zref = 0.0000	
Standard axis orientation, X fwd, Z down			
Run case: -unnamed-			
Alpha = 9.99384	ph/2U = -0.00000	p'b/2U = -0.00000	
Beta = 0.00000	qc/2U = 0.00000		
Mach = 0.000	rh/2U = -0.00000	r'b/2U = -0.00000	
CXtot = 0.06464	Cltot = -0.00000	Cl'tot = 0.00000	
CYtot = 0.00000	Cmtot = -0.04790		
CZtot = -0.51538	Cntot = 0.00000	Cn'tot = 0.00000	
CLtot = 0.51878			
CDtot = 0.02578			
CDvis = 0.00000	CDind = 0.02578		
CLff = 0.52295	CDff = 0.02637	! Trefftz	
CYff = 0.00000	e = 1.0318	! Plane	
elevon = -1.58000			
aileron = 0.00000			

Geometry-axis derivatives...			
	axial vel. u	sideslip vel. v	normal vel. w
x force CX	CXu = -0.001703	CXv = -0.000000	CXw = 0.754605
y force CY	CYu = -0.000000	CYv = -0.120052	CYw = 0.000000
z force CZ	CZu = -0.494340	CZv = -0.000000	CZw = -3.134202
x mom. Cl	Clu = -0.000000	Clv = -0.199006	Clw = -0.000000
y mom. Cm	Cmu = 0.007917	Cmv = -0.000000	Cmw = -0.596988
z mom. Cn	Cnu = 0.000000	Cnv = 0.020172	Cnw = 0.000000
	roll rate p	pitch rate q	yaw rate r
x force CX	CXp = -0.000000	CXq = 0.450760	CXr = 0.000000
y force CY	CYp = 0.343981	CYq = -0.000000	CYr = 0.098572
z force CZ	CZp = -0.000000	CZq = -4.845584	CZr = 0.000000
x mom. Cl	Clp = -0.272075	Clq = -0.000000	Clr = 0.145716
y mom. Cm	Cmp = 0.000000	Cmq = -1.895878	Cmr = 0.000000
z mom. Cn	Cnp = -0.162584	Cnq = 0.000000	Cnr = -0.022265
	elevon d1	aileron d2	
x force CX	CXd1 = 0.000220	CXd2 = 0.000000	
y force CY	CYd1 = -0.000000	CYd2 = 0.000133	
z force CZ	CZd1 = -0.006877	CZd2 = -0.000000	
x mom. Cl	Cl d1 = 0.000000	Cl d2 = 0.002157	
y mom. Cm	Cm d1 = -0.005023	Cm d2 = 0.000000	
z mom. Cn	Cn d1 = 0.000000	Cn d2 = 0.000050	

Figure 2.2 Seconde partie des résultats d'AVL

Les grandeurs possédant une apostrophe sont exprimées dans le référentiel aérodynamique là où les autres sont exprimées dans le référentiel avion. Le référentiel aérodynamique est le repère avion ayant subi une rotation d'angle α autour de l'axe y afin d'obtenir un axe x aligné avec l'écoulement. L'angle d'incidence de l'avion a été évalué par AVL à l'aide des données fournies précédemment. À partir de la masse de l'avion, de sa surface portante ainsi que la vitesse et la densité de l'écoulement, AVL a déterminé le coefficient de portance que l'avion devait atteindre pour voler en palier. Une fois ce coefficient déterminé, AVL a pu calculer l'angle d'attaque permettant d'obtenir ce C_L . Avec l'angle d'incidence déterminé, AVL peut déterminer les paramètres de l'écoulement en chaque point de contrôle et ainsi obtenir les forces et moments appliqués à l'avion ainsi que ses dérivées de stabilité. Cependant, les dérivées de stabilité ne sont pas suffisantes pour pouvoir étudier tous les modes de stabilité. Le paragraphe suivant aborde les calculs nécessaires, à partir de ces dérivées de stabilité, afin de pouvoir analyser la stabilité de l'avion et la comparer aux exigences des organismes de certification.

2.2 Méthode d'analyse de la stabilité

En effet, en comptant les trois dérivées de stabilité utilisées pour étudier les trois modes de stabilité statiques, la stabilité de l'avion dépend de vingt-deux dérivées de stabilité. Ces dérivées servent à calculer les pulsations propres et les coefficients d'amortissement des modes de stabilité oscillants ainsi que les temps caractéristiques des modes non oscillants. Enfin, le CAP, défini lors du chapitre 1, dépend aussi de ces dérivées de stabilité. Une fois les résultats d'AVL obtenus, il faut mettre en place un processus automatisé qui permettra de calculer les valeurs sur lesquelles s'appliquent ces critères.

Afin de simplifier l'étude de la stabilité dynamique l'approximation de Roskam (1995b) sera utilisée dans la suite de cette étude. Cette approximation permet de linéariser les équations du mouvement et de découpler les différents modes de stabilité. Grâce à cette approximation, les données regroupées dans le tableau 2.1 suffiront pour évaluer la stabilité de l'avion dans les différents modes. La première colonne correspond aux conditions de vols de l'avion ainsi qu'à

des données de géométrie et d'inertie. Les deux colonnes restantes correspondent aux dérivées de stabilité nécessaires fournies par AVL dans les figure 2.1 et figure 2.2.

Tableau 2.1 Récapitulatif des valeurs nécessaires pour l'étude de la stabilité dynamique

I_{xx} (kg.m ²)	C_{D_u}	C_{y_β}
I_{yy} (kg.m ²)	C_D	C_{y_p}
I_{zz} (kg.m ²)	C_{D_α}	C_{y_r}
I_{xz} (kg.m ²)	C_L	C_{l_β}
V (m/s)	C_{L_u}	C_{l_p}
m (kg)	C_{L_α}	C_{l_r}
S (m ²)	$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	C_{n_β}
ρ (kg/m ³)	C_{L_q}	C_{n_p}
b (m)	C_{m_u}	C_{n_r}
\bar{c} (m)	C_m	
	C_{m_α}	
	$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	
	C_{m_q}	

Une fois ces valeurs réunies, il est possible de remplir les tableaux 2.2 et 2.3 qui contiennent des coefficients intermédiaires permettant d'évaluer les caractéristiques des différents modes de stabilité. Une fois ces coefficients calculés, les pulsations propres et coefficients d'amortissements des modes dutch-roll, short-period et phugoïde pourront être évalués. Pour les modes spiral et roll, les valeurs évaluées seront les périodes nécessaires pour doubler ou diviser par deux l'amplitude des mouvements. Le tableau 2.4 recense ces caractéristiques et la manière de les calculer à partir des coefficients des tableaux 2.2 et 2.3.

Tableau 2.2 Coefficients relatifs à la stabilité longitudinale

Longi.	u	α
X	$X_u = -\frac{\rho SV}{2m} (C_{D_u} + 2C_D)$	$X_\alpha = -\frac{\rho SV}{2m} (C_{D_\alpha} - 2C_L)$
Z	$Z_u = -\frac{\rho SV}{2m} (C_{L_u} + 2C_L)$	$Z_\alpha = -\frac{\rho SV}{2m} (C_{L_\alpha} - 2C_D)$
M	$M_u = \frac{\rho SV \bar{c}}{I_{yy}} (C_{m_u} + 2C_m)$	$M_\alpha = \frac{\rho SV^2 \bar{c}}{I_{yy}} C_{m_\alpha}$
Longi.	$\dot{\alpha}$	q
X	—	—
Z	$Z_{\dot{\alpha}} = -\frac{\rho SV \bar{c}}{4m} C_{L_{\dot{\alpha}}}$	$Z_q = -\frac{\rho SV \bar{c}}{4m} C_{L_q}$
M	$M_{\dot{\alpha}} = \frac{\rho SV \bar{c}^2}{4I_{yy}} C_{m_{\dot{\alpha}}}$	$M_q = \frac{\rho SV \bar{c}^2}{4I_{yy}} C_{m_q}$

Tableau 2.3 Coefficients relatifs à la stabilité latérale

Lat.	β	p	r
Y	$Y_\beta = \frac{\rho SV^2}{2m} C_{y_\beta}$	$Y_p = \frac{\rho SV b}{4m} C_{y_p}$	$Y_r = \frac{\rho SV b}{4m} C_{y_r}$
L	$L_\beta = \frac{\rho SV^2 b}{2I_{xx}} C_{l_\beta}$	$L_p = \frac{\rho SV b^2}{4I_{xx}} C_{l_p}$	$L_r = \frac{\rho SV b^2}{4I_{xx}} C_{l_r}$
N	$N_\beta = \frac{\rho SV^2 b}{2I_{yy}} C_{n_\beta}$	$N_p = \frac{\rho SV b^2}{4I_{yy}} C_{n_p}$	$N_r = \frac{\rho SV b^2}{4I_{yy}} C_{n_r}$

Tableau 2.4 Caractéristiques des cinq modes de stabilité dynamique

Short-Period	Phugoïde	
$\omega_{n_{sp}} = \sqrt{\frac{Z_\alpha M_q}{V} - M_\alpha}$	$\omega_{n_{ph}} = \sqrt{-\frac{gZ_u}{V}}$	
$\xi_{sp} = \frac{-(M_q + \frac{Z_\alpha}{V} + M_\alpha)}{2\omega_{n_{sp}}}$	$\xi_{ph} = \frac{-X_u}{2\omega_{n_{ph}}}$	
Dutch-Roll	Spiral	Roll
$\omega_{n_{dr}} = \sqrt{N_\beta + \frac{1}{V}(Y_\beta N_r - N_\beta Y_r)}$	$T_{2s} = \frac{L_\beta + N_\beta \frac{I_{xz}}{I_{xx}}}{L_\beta N_r - N_\beta L_r}$	$T_r = \left \frac{1}{L_p} \right $
$\xi_{dr} = \frac{-(N_r + \frac{Y_\beta}{V})}{2\omega_{n_{dr}}}$		

Ces équations proviennent de Roskam (1995b) et ont été présentées de cette manière par Legros (2015).

Une fois ce tableau rempli, la stabilité de l'avion vis-à-vis des modes short-period, spiral et roll peut être déterminée. Pour pouvoir statuer sur les modes dutch-roll et phugoïde, il faut en plus calculer le produit $\omega_{n_{dr}} \xi_{dr}$ et le CAP. Le CAP se calcule grâce aux équations (2.1) et (2.2).

$$CAP = \frac{\omega_{n_{sp}}^2 g Z_w}{-V} \quad (2.1)$$

$$\text{avec } Z_w = \frac{-\rho S V (C_{L_\alpha} + C_D)}{2m} \quad (2.2)$$

2.3 Géométries étudiées

Ayant présenté la méthode qui sera utilisée pour analyser la stabilité de l'appareil, il reste à présenter la configuration initiale de l'avion ainsi que les huit configurations additionnelles qui seront étudiées. La configuration initiale possède une envergure de 27,75m pour une longueur de 25m au niveau du plan de symétrie. La géométrie a été produite au laboratoire par Velazquez Salazar, Weiss et Morency (2015) suite à une revue des designs existant dans la littérature. Le fuselage est guidé en trois endroits par des profils la2573a créés par Liebeck tandis que les ailes sont constituées de deux profils SC(2)-0712 de la NASA.

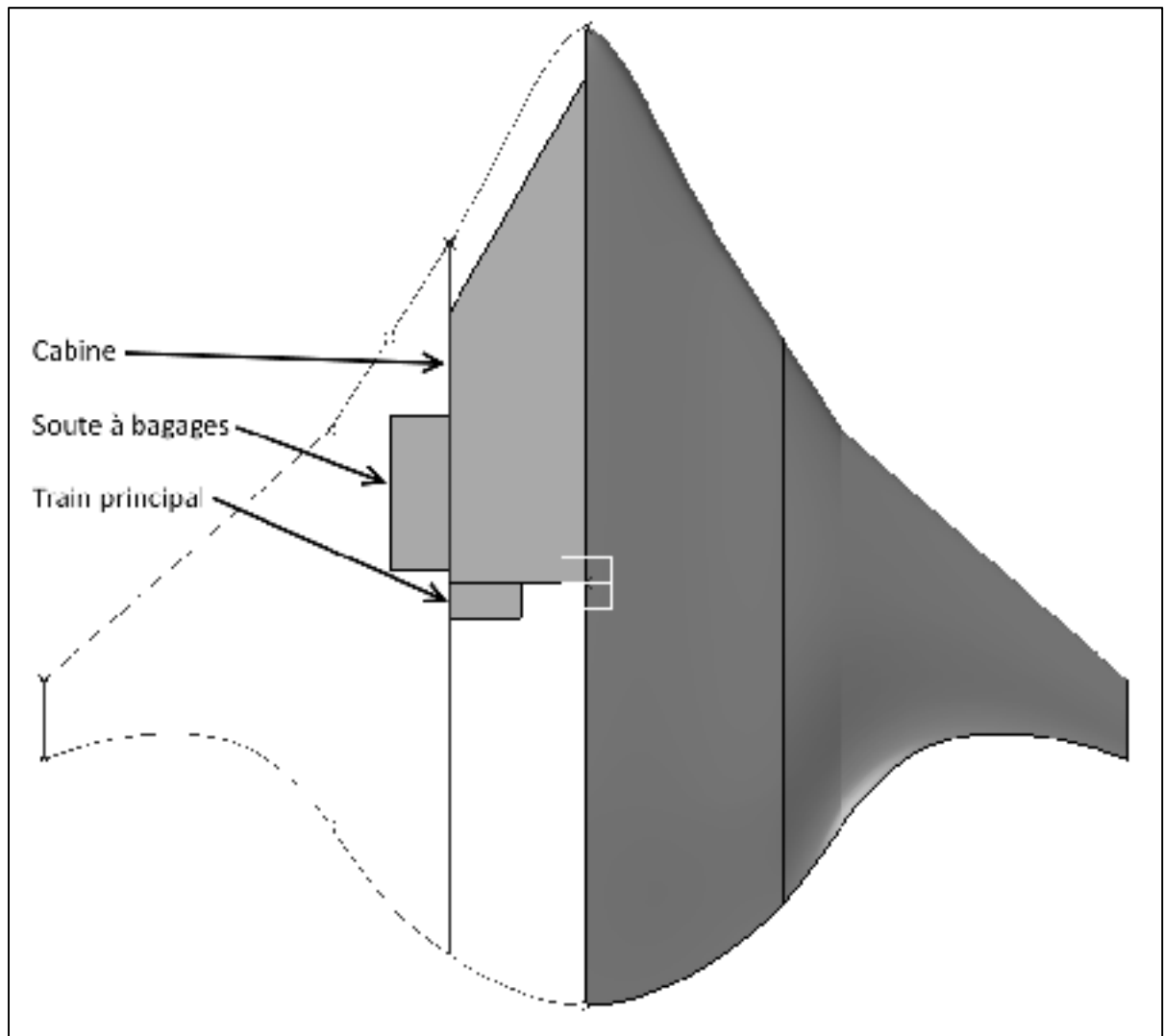


Figure 2.3 Vue en coupe de la configuration initiale de l'appareil

La figure 2.3 montre dans la moitié droite l'apparence extérieure de l'appareil. Les deux lignes visibles sur cette moitié constituent les limites de la zone de transition ailes-fuselage. L'autre moitié permet d'observer l'aménagement intérieur de l'appareil. La cabine est située dans la moitié avant de l'appareil tandis que les soutes à bagage sont situées entre la cabine et les deux zones de transition. Enfin le train principal est à l'arrière de la cabine afin d'être légèrement en arrière du centre de gravité. Cette vue en coupe permet aussi d'observer les emplacements de quatre des profils utilisés pour créer la géométrie, le cinquième profil étant situé au centre de l'appareil.

Afin d'observer les effets sur la stabilité de winglets et des mâts réacteurs, cinq configurations supplémentaires ont été étudiées. Deux de ces configurations consistaient en l'ajout de winglets de dimensions différentes. Les trois autres configurations ont été obtenues en ajoutant des mâts réacteurs à la géométrie initiale et aux deux géométries intégrant des winglets. Le dimensionnement des winglets et des mâts réacteurs s'avérant être une tâche trop importante pour rentrer dans le cadre de cette étude, les dimensions suivantes ont été sélectionnées.

Deux configurations de winglets ont été étudiées et sont représentées dans la figure 2.4. Ces winglets sont des trapèzes de 2,03m de corde à la base et 1,5 ou 2m de hauteur. La longueur à la base correspond à la longueur du profil utilisé en bout d'aile.

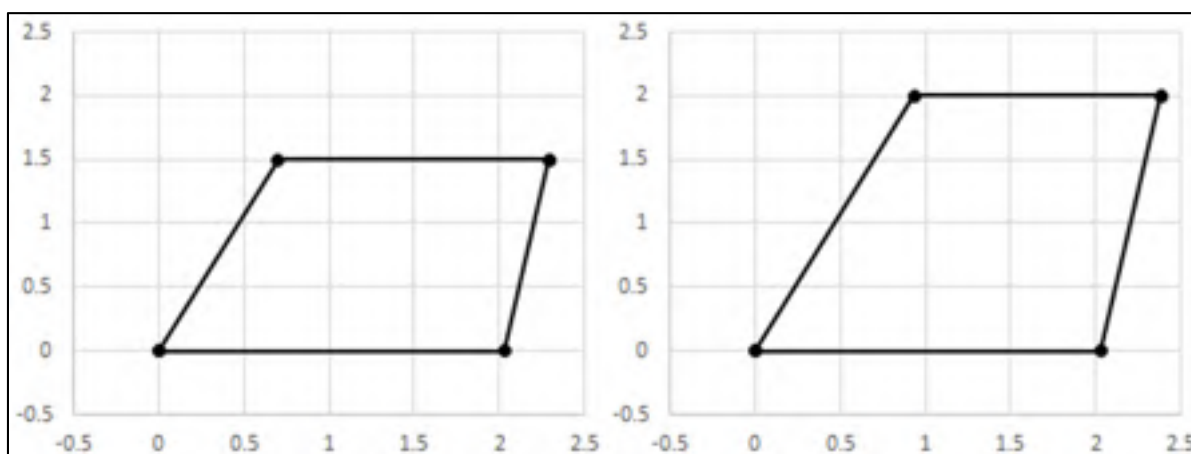


Figure 2.4 Visualisation des deux géométries de winglets

La hauteur de 2m est similaire aux 7 pieds (2,13m) utilisés sur les winglets du Boeing 737-300 (Aviation Partners Boeing, 2006) et la hauteur de 1,5m a été sélectionnée afin d'observer l'impact d'une diminution de surface. Enfin les angles par rapport à l'horizontal des bords d'attaque et bords de fuite sont de 65° et 80° respectivement. Ces winglets possèdent donc une surface unitaire de $2,7\text{m}^2$ ou $3,5\text{m}^2$.

Les réacteurs considérés lors du design de la géométrie initiale sont des CF34-8C de General Electric possédant une longueur de 128 pouces (environ 3,25m) et un diamètre maximal de 52 pouces (environ 1,32m) (GE Aviation). Pour éloigner suffisamment les réacteurs de la surface, les mâts réacteurs ont été modélisés par des rectangles de 1,5m de hauteur et 3m de long afin de ne pas perturber le flux d'air entrant dans les réacteurs. Ces surfaces de $4,5\text{m}^2$ sont placées à 2m de chaque côté du plan de symétrie de l'avion et situées à 18,5m du nez. Ce positionnement permet de placer le centre des mâts à 80% de la corde principale de l'avion. Cette distance correspond au centre de gravité des réacteurs utilisés dans le calcul du centre de gravité de l'avion. Pour les mâts réacteurs et les winglets, le profil NACA 0012 a été sélectionné. Ce profil n'ayant pas de cambrure, ces surfaces n'affectent pas l'écoulement plus que des plaques planes tant que l'avion ne possède pas d'angle de dérapage. Au contraire, lorsque l'avion possèdera un angle de dérapage, ces surfaces auront un effet plus important sur la stabilité que des plaques planes. Il sera alors plus aisé de conclure sur l'impact de chaque surface sur la stabilité de l'appareil.

Une fois les effets sur la stabilité des winglets et mâts réacteurs établis, trois configurations additionnelles ont été produites afin d'améliorer autant que possible la stabilité de l'appareil. Dans ces trois configurations, les winglets de 2m et les mâts réacteurs seront toujours présents. Dans la configuration n°7, nous avons déplacé les ailes de l'avion d'un mètre en arrière. Pour cela, le bord d'attaque des sections renseignées à AVL ont été reculées progressivement de la fin de la cabine à la fin de la zone de transition ailes-fuselage. Ainsi l'aile se retrouve un mètre plus en arrière tandis que le fuselage reste inchangé au niveau de la cabine. Les soutes à bagages étant suffisamment en arrière dans la configuration initiale, la modification du bord d'attaque n'a pas nécessité de modification de l'aménagement intérieur.

La configuration n°8 a été obtenue en appliquant un angle de torsion négatif de trois degrés à l'aile afin d'obtenir un angle d'incidence positif en croisière. Cette modification a été intégrée à la configuration initiale de la même manière que le déplacement de l'aile. La maquette numérique nous a permis de vérifier que la soute à bagage restait à l'intérieur de l'enveloppe malgré l'angle de torsion appliqué au début de la zone de transition ailes-fuselage.

Enfin la configuration n°9 a constitué un changement important par rapport à la configuration initiale. Non seulement, les changements de position des ailes et d'angle de torsion ont été cumulés mais l'aménagement intérieur a été entièrement repensé et le fuselage a été légèrement étendu afin de permettre ce réaménagement. Au lieu d'avoir les trains d'atterrissage à l'arrière de la cabine et les soutes à bagages sur les côtés, les soutes à bagage ont été déplacés à l'arrière de la cabine et les trains principaux sur les côtés de la cabine le plus à l'arrière possible. Cela a permis de retirer les réservoirs de carburant des ailes et de les placer sur les côtés de la cabine le plus à l'avant possible. En effet, dans les huit configurations précédentes, les réservoirs de carburant étaient situés dans les ailes et leur centre de gravité coïncidait avec celui des ailes. Ce déplacement des réservoirs de carburants permet de déplacer le centre de gravité de plusieurs mètres vers l'avant de l'appareil. L'impact de ce déplacement sur la position du centre de gravité dépendra donc de la masse de carburant dans les réservoirs. Pour déplacer définitivement le centre de gravité de l'avion, il faudrait affiner la maquette et poursuivre le développement afin de pouvoir déplacer d'autres composants dont la masse ne change pas en vol au lieu de déplacer les réservoirs. La figure 2.5 offre une vue en coupe de la configuration n°9 permettant d'observer les changements à la fois de l'aménagement intérieur mais aussi de la forme extérieure de l'avion. La cabine est inchangée tandis que le train et la soute à bagage ont échangé leur place. La forme triangulaire visible à l'avant du train principal représente le volume de carburant qui suffirait pour assurer l'autonomie de l'appareil. La corde de l'appareil a été légèrement augmentée au niveau de la transition ailes-fuselage afin de pouvoir accommoder le déplacement de la soute à bagages. La corde maximale reste cependant au centre de l'avion et mesure toujours 25m.

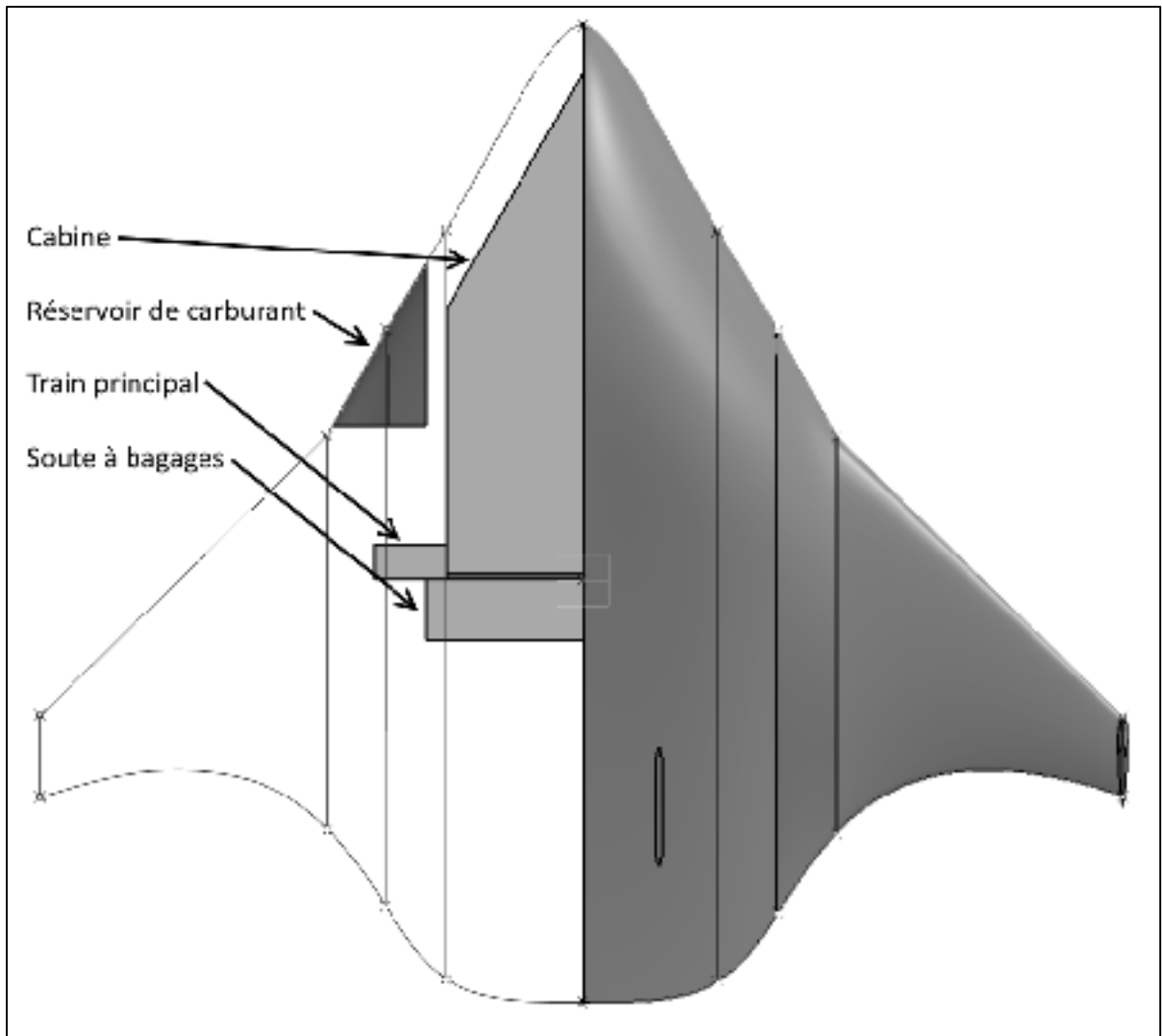


Figure 2.5 Vue en coupe de la configuration n°9 de l'appareil

La masse totale de l'avion et sa répartition a été évaluée lors de la création du design initial. Le tableau 2.5 contient la liste des sous-composants considérés ainsi que leur masse et la position de leur centre de gravité. Les dimensions sont en mm et kg et l'origine des Y est située au nez de l'appareil tandis que l'origine de Z est située au niveau du plancher de la cabine. La somme des masses de la première partie du tableau correspond à l'« Empty weight accounted » tandis que l'« Allowance » correspond à la masse des composants non considérés (câblage, mécanismes d'activation des surfaces de contrôle, etc.) ainsi qu'un facteur de sécurité. Le centre de gravité de tous ces composants est placé au même endroit que le centre de gravité de

l'avion complet. Ce tableau a été obtenu en appliquant la méthode de design conceptuel de Raymer (1989). Cette méthode a été établie en analysant de nombreux appareils de type T&W produits par différents constructeurs. Cette méthode est donc très utile lors des premières phases de design d'un avion conventionnel mais aucun BWB n'ayant dépassé le stade de prototype, la validité de cette méthode reste incertaine quant à la conception d'un BWB. Si l'on suppose que la méthode est fiable pour estimer la position et la masse de la structure, des trains d'atterrissage, des passagers, de l'équipage et des bagages alors la position du centre de gravité de 23889kg de l'appareil est considérée connue. Si l'on suppose ensuite que la masse des équipements et de « l'allowance » sont exactes mais qu'il y a 10% d'incertitude sur la position du centre de gravité, alors il y aura une incertitude de 3,1% de la corde sur la position du centre de gravité de l'appareil à vide. Ces 3,1% signifient que le centre de gravité de l'appareil à vide pourrait se déplacer de 0,775m en avant ou en arrière en fonction de la manière dont cette méthode s'adapte aux BWB.

Tableau 2.5 Résumé des masses et positions du centre de gravité des sous-composants de la configuration initiale
Tiré de Velazquez Salazar, Weiss et Morency

	Mass (kg)	Local Center of Gravity [mm]		
		X	Y	Z
Centerbody Structure	4672.19	0	13862.263	832.958
Wing Structure	889.34	0	15575.333	668.453
Equipment	4449.2	0	12500	700
Landing Gear (main)	2544.8847	0	14653.75	412.5
Landing Gear (front)	449.0973	0	946.644	547.5
Propulsion	3111.6	0	22500	0
Empty weight accounted	16116.312			
Allowance	13193.196			
Total Weight Empty	29309.508			
Fuel	10994	0	14733.715	651.369
Crew	467	0	3758.894	0
Pax (Cabin)	9340	0	9887.227	825.5
LD3	2415	0	11893	813
TOW	52525.508	0	13393	654.2

Cette décomposition a été raffinée en séparant le fuselage, les ailes et le carburant en six masses symétriques deux à deux par rapport au centre de l'avion. Cela permet à AVL d'évaluer plus précisément l'inertie totale de l'avion. Les deux fichiers décrivant la géométrie et la répartition de masse à AVL utilisés pour analyser la géométrie initiale sont fournis dans l'annexe 2. Cette annexe contient aussi les modifications qui ont été apportées à ces fichiers pour analyser les configurations n°2 à n°6. Les winglets et les mâts moteurs étant des surfaces similaires aux ailes, leur masse et la position de leur centre de gravité ont été évalués de la même manière. Leur masse a été évaluée en multipliant leur surface par une masse surfacique de 12kg/m^2 , valeur qui avait été utilisée pour évaluer la masse des ailes. Leur centre de gravité a été placé au centre géométrique du rectangle pour les mâts réacteurs et au centre du trapèze pour les winglets. Enfin, la configuration n°9 a donné lieu à plusieurs modifications importantes. Le premier fichier a permis de renseigner les modifications du bord d'attaque et de corde appliquées au design. Le second fichier a permis de renseigner la modification apportée à l'aménagement intérieur ainsi que les changements de masse du fuselage consécutifs aux changements de corde. En plus de ces modifications, les inerties propres du fuselage, des ailes, du train principal, du carburant, de la cabine et de la soute à bagages ont été évalués grâce à CATIA afin d'obtenir la meilleure représentation possible dans AVL de la géométrie conceptuelle. Les fuselages et les ailes ont été représentés dans la maquette comme des surfaces d'une épaisseur constante tandis que le reste des composants ont été modélisés par des volumes pleins. Pour les calculs d'inertie, tous ces composants ont été supposés à masse volumique constante. Les deux fichiers résultants de ces modifications sont fournis à la fin de l'annexe 2. L'annexe 4 contient les vues de dessus, de l'arrière et de droite des configurations n°2 à n°7 ainsi que les trois vues de la configuration n°9. La configuration n°8 n'est pas représentée car ces trois vues ne permettent pas de visualiser les différences présentes.

Ce chapitre a permis d'établir une méthode permettant d'analyser la stabilité d'un avion à partir des résultats des simulations effectuées par AVL. De plus la géométrie initiale de BWB et les modifications permettant d'obtenir les huit configurations suivantes ont été présentées. Le chapitre suivant consistera en l'application de la méthode aux deux appareils fournis par les documents de validation puis à l'étude de la stabilité des neuf configurations établies. Ce

chapitre aura donc pour but de valider notre méthode d'analyse sur les deux derniers documents de la revue de littérature puis d'observer les changements apportés à la stabilité par les différentes modifications de géométrie.

CHAPITRE 3

VALIDATION ET RÉSULTATS

Après avoir établi la méthodologie permettant l'analyse de stabilité à l'aide d'AVL et avoir présenté les géométries qui seront étudiées, il est nécessaire de valider cette méthodologie. Ce chapitre servira à présenter les résultats issus d'AVL lors des calculs nécessaires pour la validation et l'analyse de ces résultats. De plus, les résultats des calculs effectués sur nos géométries seront présentés. Ces résultats seront majoritairement constitués des valeurs des coefficients de comparaison présentés dans les tableaux 1.1, 2.1 et 2.4.

3.1 Résultats de validation et analyse

Afin de vérifier qu'AVL sera à même d'analyser la stabilité de la géométrie et que ses résultats seront valides, une vérification a été effectuée à partir des documents trouvés lors de la revue de littérature. Premièrement, la validation a concerné le rapport des étudiants du Georgia Institute of Technology (GeorgiaTech, 2011). Leur document contenant les plans de fabrication de leur BWB ainsi qu'un tableau récapitulant les résultats fournis par AVL, il constituait une référence idéale pour valider l'analyse de stabilité statique par AVL.

Après avoir reconstitué la géométrie du modèle réduit et avoir intégré la répartition des masses de l'avion telle que fournie dans le rapport, une simulation en conditions de vol en palier a pu être effectuée. Toutes les données nécessaires pour effectuer cette analyse sont disponibles dans les deux premiers fichiers de l'annexe 1 à l'exception de la vitesse de vol (24 pieds/s ou 7,32m/s) et de l'angle de déflexion des gouvernes de profondeur ($-1,58^\circ$). Les dérivées de stabilité obtenues ont ensuite été comparées à celles présentées dans le rapport. Dans le tableau 3.1, les valeurs situées à gauche sont issues du rapport tandis que celles à droite sont celles obtenues par notre calcul.

Tableau 3.1 Comparatif des conditions de vol et dérivées de stabilité

Résultats de référence		Nos résultats	
Wtotal(lbs)	1.2	Wtotal(lbs)	0.602
V(ft/s)	24	V(ft/s)	24
δ_{elevator} (deg)	-1.58	δ_{elevator} (deg)	-1.58
δ_{aileron} (deg)	0.0	δ_{aileron} (deg)	0
C_L	0.522	C_L	0.519
α (deg)	9.9	α (deg)	9.99
β (deg)	0.0	β (deg)	0.00
$C_{l,\beta}$ (1/rad)	-0.176	$C_{l,\beta}$ (1/rad)	-0.193
$C_{L,\alpha}$ (1/rad)	3.068	$C_{L,\alpha}$ (1/rad)	3.06
$C_{m,\alpha}$ (1/rad)	-0.225	$C_{m,\alpha}$ (1/rad)	-0.589
$C_{n,\beta}$ (1/rad)	0.057	$C_{n,\beta}$ (1/rad)	0.0544
$C_{l,p}$ (1/rad)	-0.287	$C_{l,p}$ (1/rad)	-0.267
$C_{m,q}$ (1/rad)	-0.875	$C_{m,q}$ (1/rad)	-1.90
$C_{n,r}$ (1/rad)	-0.026	$C_{n,r}$ (1/rad)	-0.0269
$C_{l,\delta\alpha}$ (1/degree)	0.002	$C_{l,\delta\alpha}$ (1/degree)	-0.00200
$C_{m,\delta\epsilon}$ (1/degree)	-0.004	$C_{m,\delta\epsilon}$ (1/degree)	-0.00500
% Chord	7.3	% Chord	13.4

Nous remarquons que les valeurs sont très proches à l'exception de la masse et des coefficients de moment $C_{m\alpha}$ et C_{mq} . Les inerties des composants de l'avion n'étant pas fournies dans le rapport, tous ces composants ont donc été renseignés comme possédant une inertie nulle à AVL. L'avion était donc équivalent à une somme de masses ponctuelles pour l'analyse dynamique et possédait donc une inertie moins importante. Cette inertie moins importante explique que les coefficients de moments obtenus dans nos calculs soient plus importants que ceux du rapport. La masse de l'avion indiquée dans le tableau est d'1,2 livres renseignée dans le rapport comme la masse de l'avion chargé. Cependant lors des calculs avec AVL, un avion de cette masse devrait voler à $C_l = 1,0$ et $\alpha = 19,9^\circ$ pour voler à l'horizontal. Le même calcul effectué avec une masse de 0,602 livres (renseignée dans le document comme la masse à vide de l'avion) permet d'obtenir des résultats similaires à ceux indiqués dans le tableau 3.1. Enfin, la marge statique est plus élevée dans notre simulation car elle dépend directement du coefficient $C_{m\alpha}$ et celui-ci est plus élevé que dans le document. Pour affiner notre simulation,

il aurait fallu créer une maquette numérique de l'avion ainsi que chacun des composants listés et appliquer sa masse à chaque composant ainsi qu'à chaque nervure de la structure. Le logiciel de modélisation aurait alors pu estimer les inerties propres de chacun des composants ou estimer l'inertie propre de l'avion complet. Cependant, les dimensions de tous les composants n'étant pas aisées à obtenir et les différences des deux coefficients de moment ayant été expliquées, la validation a été estimée satisfaisante.

Cependant, ce rapport n'ayant pas été révisé par les pairs, la validation par rapport à un second document publié s'est avérée nécessaire. Pour cela, le document de Lopez Pereira (2010), s'est avéré utile puisque contenant de données issues d'AVL et d'autres logiciels de VLM. Cette validation a été effectuée sur un Boeing 777-300 en comparant les courbes du coefficient de portance C_L en fonction de l'angle d'attaque α et du coefficient de traînée C_D en fonction du coefficient de portance C_L .

La figure 3.1 et la figure 3.2 représentent les résultats de nos calculs et ceux extraits du rapport. Les données issues du rapport sont intitulées « Données document référence » et représentées par des carrés. N'ayant pas d'informations sur les conditions de vol utilisées dans le rapport, deux situations ont été étudiées. Les courbes représentées par des triangles correspondent aux conditions de début de croisière (Mach 0,84 et 11km d'altitude, soit une vitesse de 248m/s et une densité de l'air de $0,365\text{kg/m}^3$) tandis que les courbes tracées par des croix correspondent au décollage de l'avion (Mach 0,24 et niveau de la mer, soit une vitesse de 83m/s et une densité de l'air de $1,23\text{kg/m}^3$). L'angle de torsion des ailes a été modifié pour obtenir les courbes représentées par des losanges. Ces courbes correspondent à une simulation aux conditions de décollage mais avec un angle de torsion des ailes fixé à 7° au lieu de 5° . Les deux fichiers utilisés pour étudier le Boeing 777-300 sont fournis à la fin de l'annexe 1. Afin de simplifier la comparaison de nos résultats à ceux du rapport, les courbes C_L/α ont été interpolées par des droites et les courbes C_D/C_L par des paraboles. AVL utilisant des lois polynomiales pour évaluer ces différentes valeurs, les coefficients de détermination de ces régressions linéaires sont tous égaux à 1.

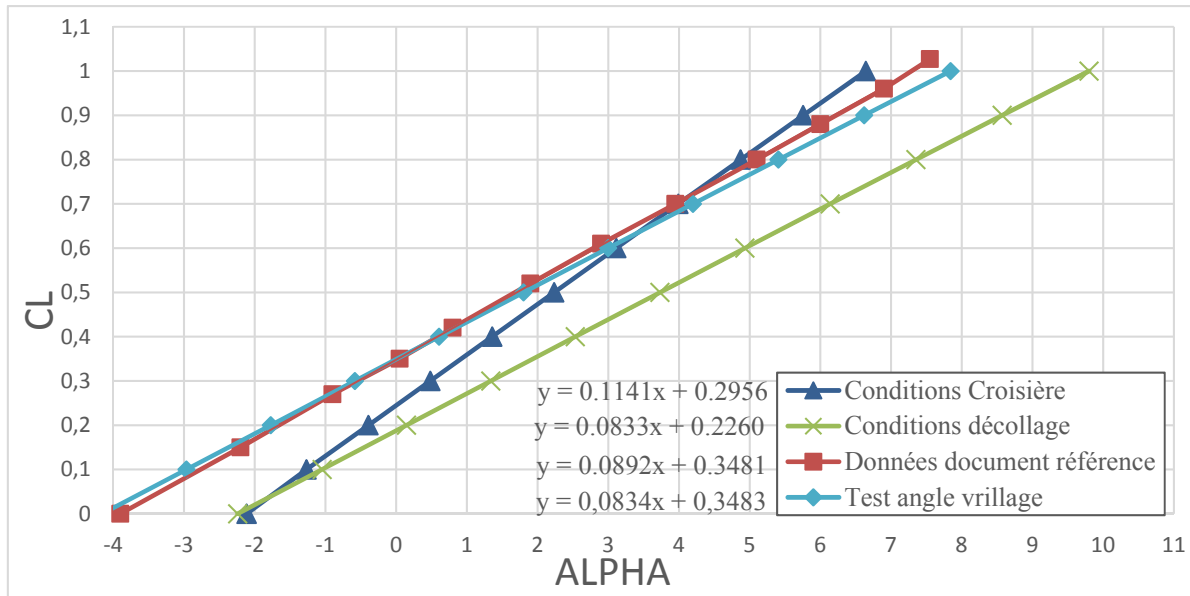


Figure 3.1 Courbes du coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence

La courbe obtenue en début de croisière indique un coefficient $C_{L\alpha}$ 27% plus élevé que celui obtenu par Lopez Pereira (2010). A l'inverse, l'angle d'incidence à coefficient de portance nul est 46% plus faible.

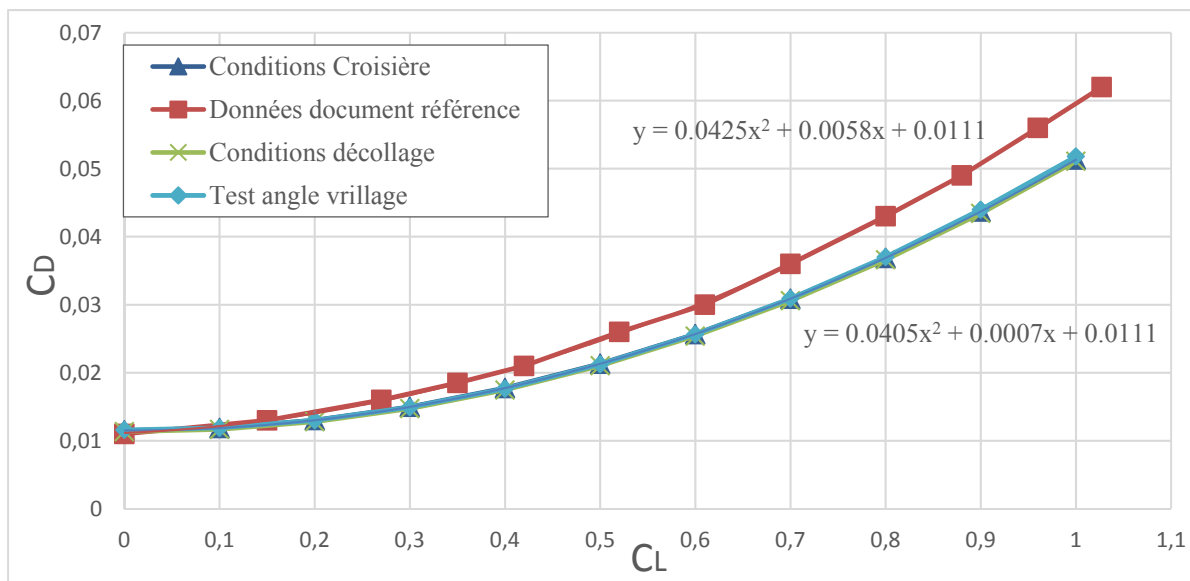


Figure 3.2 Courbes du coefficient de trainée en fonction du coefficient de portance

La même géométrie dans les conditions de décollage possède un coefficient $C_{L\alpha}$ 7% plus faible que celui du document de référence tandis que l'angle d'incidence à portance nulle est 43% plus faible. Dans le cas de la géométrie avec l'angle de torsion augmenté, le coefficient $C_{L\alpha}$ est 7% plus faible que dans le document de référence mais l'angle d'incidence à portance nulle est cette fois 6% plus important.

Pour la courbe de traînée en fonction de la portance nos trois courbes sont identiques. En effet, cette courbe ne dépend pas des conditions de vol mais seulement de la géométrie de l'avion. Le coefficient de traînée à portance nulle C_{D_0} est identique dans tous les cas car AVL ne le calculant pas, la valeur indiquée dans le rapport a été utilisée. Le coefficient de traînée C_D est lui 13% plus faible dans notre cas lorsque C_L vaut 1.

Ces différences entre nos résultats et le rapport peuvent provenir de deux imprécisions dans notre modélisation. Tout d'abord, les conditions de vol utilisées par l'auteur ne sont pas renseignées ce qui a motivé notre étude de deux conditions de vol différentes. Et comme le démontrent nos deux simulations, les conditions de vol utilisées influent de manière importante sur le coefficient $C_{L\alpha}$. La faible différence entre le $C_{L\alpha}$ du document de référence et notre valeur dans le cas du décollage semble indiquer que l'auteur a effectué sa simulation dans des conditions similaires au décollage. Ensuite, la géométrie exacte du Boeing 777-300 n'étant pas disponible au public et celle utilisée par l'auteur n'étant pas non plus disponible, il est impossible d'utiliser une géométrie exactement identique. Notre modélisation a donc été effectuée à partir des données indiquées ou mesurables dans le document « 777-200/300 airplane characteristics for airport planning » de The Boeing Company (1998). Une partie des différences de résultats observées peut provenir de ces différences de modélisation. En particulier, l'incertitude sur l'angle de vrillage des ailes peut expliquer la différence d'angle d'incidence à portance nulle observée sur nos deux premières courbes tandis que l'incertitude sur les profils d'aile utilisés impacte le calcul du coefficient de traînée. N'ayant pas d'information sur le profil utilisé dans le document de référence, seul le profil « Boeing Airfoil J » (ou bacj) a été utilisé pour modéliser l'aile. Malgré ces incertitudes, les résultats de Lopez Pereira (2010) ont été reproduits avec, dans notre meilleur cas, un coefficient de traînée plus faible d'environ 12%, un coefficient $C_{L\alpha}$ plus faible d'environ 7% et un angle d'incidence à

portance nulle 6% plus important. Dans le document, l'auteur évalue la précision des codes en calculant la moyenne quadratique des différences de portance et trainée en chaque point. Dans le cas du Boeing 777-300, AVL produit des résultats ayant une différence moyenne de 2% au niveau de la portance et de 7% pour la trainée. L'auteur considère ces résultats très satisfaisants car la différence de trainée provient de son calcul et est présente dans les cinq codes évalués. Dans d'autres cas, il considère les résultats d'AVL peu satisfaisants à partir d'environ 10% d'erreur. Le rapport ne fournissant pas d'informations sur le coefficient de moment ou sur la stabilité de l'avion, il n'a pas été possible d'étendre la validation à cette portion de l'analyse. Malgré les imprécisions possibles au niveau de la modélisation de l'appareil, nous estimons que ces calculs permettent de valider notre utilisation d'AVL sur une géométrie conventionnelle.

3.2 Résultats de la configuration initiale

Ayant validé l'utilisation d'AVL sur un BWB et une géométrie T&W, les calculs sur nos configurations ont alors débutés. Les résultats de la simulation de la configuration initiale seront présentés avec les résultats pour la stabilité statique en premier et les résultats de la stabilité dynamique par la suite. L'analyse complète de ces résultats sera effectuée dans le chapitre suivant.

Tableau 3.2 Valeurs des dérivées de stabilité relatives à la stabilité statique

Longitudinal	Directionnel	Latéral
$C_{m\alpha} = 0.276$	$C_{n\beta} = -0.00276$	$C_{l\beta} = -0.00927$

Les signes de ces trois coefficients indiquent que l'avion est instable statiquement en modes longitudinal et directionnel tandis qu'il est stable en mode latéral.

Afin de pouvoir comparer la stabilité ou l'instabilité longitudinale d'un avion avec celle d'autres avions de dimensions, masses et missions différentes, il faut calculer la marge statique de l'appareil. Pour des avions conventionnels cette marge statique est positive, indiquant que l'avion est stable, et possède une valeur d'environ 5% (Nelson, 1989). Dans notre cas le centre de gravité est situé à 13,39m du nez de l'appareil tandis qu'AVL indique que le centre

aérodynamique est situé à 11,89m du nez soit 1,5m devant le centre de gravité. La corde aérodynamique moyenne valant environ 15,9m, l'avion possède une marge statique de -9,5%.

Les données nécessaires à l'analyse de la stabilité dynamique de l'avion sont réunies dans le tableau 3.3. Une fois ces données prises en compte, le tableau 3.4 peut être rempli. Les cases remplies par des tirets signifient que les valeurs ne pouvaient pas être évaluées. Ces problèmes proviennent soit de racines carrées devant être appliquées à des nombres négatifs ou à des valeurs dépendant d'autres valeurs non calculables et indiquent une instabilité de l'appareil.

Tableau 3.3 Données nécessaire pour analyser la stabilité dynamique

I_{xx} (kg.m ²)	9.57E+05	C_{D_u}	3.13E-02	C_{y_β}	-5.36E-03
I_{yy} (kg.m ²)	5.26E+05	C_D	1.02E-02	C_{y_p}	2.46E-02
I_{zz} (kg.m ²)	1.48E+06	C_{D_α}	2.70E-03	C_{y_r}	5.00E-03
I_{xz} (kg.m ²)	2.18E+04	C_L	2.06E-01	C_{l_β}	-9.27E-03
V (m/s)	2.29E+02	C_{L_u}	4.51E-01	C_{l_p}	-2.10E-01
m (kg)	5.25E+04	C_{L_α}	3.00E+00	C_{l_r}	6.54E-02
S (m ²)	3.17E+02	C_{L_α}	1.24E-03	C_{n_β}	-2.76E-03
ρ (kg/m ³)	3.00E-01	C_{L_q}	1.97E+00	C_{n_p}	-1.48E-02
b (m)	2.78E+01	C_{m_u}	-4.30E-02	C_{n_r}	-4.78E-03
\bar{c} (m)	1.64E+01	C_m	-2.33E-02		
		C_{m_α}	2.76E-01		
		$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-2.80E-04		
		C_{m_q}	-4.59E-01		

Tableau 3.4 Coefficients relatifs aux modes de stabilité dynamique

Short-Period	Phugoïde	Dutch-Roll	Spiral	Roll
—	$\omega_{n_{ph}} = 5.05$	—	$T_{2_s} = -14.6s$	$T_r = 1.09s$
—	$\xi_{ph} = 0.00106$	—		

Ces valeurs nous indiquent que la configuration initiale est instable en modes short-period et dutch-roll en plus de l'instabilité en modes longitudinal et directionnel. Cependant, l'avion est stable en modes phugoïde, spiral et roll.

3.3 Résultats des configurations additionnelles

Ayant obtenu les résultats de l'analyse de la configuration initiale, la même méthode a été appliquée aux autres configurations afin d'étudier leur stabilité. Les résultats de ces simulations seront présentés à raison de trois tableaux par configuration. Les analyses détaillées de ces résultats seront effectuées dans le chapitre 4. Les résultats des études sur les mâts réacteurs et les winglets sont présentés du tableau 3.5 au tableau 3.19 tandis que les résultats des configurations n°7 à n°9 sont présentés du tableau 3.20 au tableau 3.28. Les données issues d'AVL qui ont servies à remplir ces tableaux sont fournies dans l'annexe 3. Ces données ne permettant pas d'évaluer le coefficient $C_{D\alpha}$, le coefficient de trainée a été évalué pour chaque configuration à un second angle d'attaque. Enfin, chaque simulation a été effectuée une fois de plus en imposant à l'avion une vitesse de tangage non nulle. Cette vitesse ($q_c/2V = 0,000434$) correspond à une valeur de variation de l'angle d'incidence α d'un degré par seconde. Ce calcul additionnel a ainsi permis d'évaluer les coefficients $C_{L\alpha}$ et $C_{m\alpha}$ de chaque configuration.

Tableau 3.5 Coefficients de stabilité statique pour l'avion avec mâts réacteurs

Longitudinal	Directionnel	Latéral
$C_{m_\alpha} = 0.279$	$C_{n_\beta} = 0.00265$	$C_{l_\beta} = -0.00869$

Tableau 3.6 Données pour l'analyse dynamique de l'avion avec mâts réacteurs

I_{xx} (kg.m ²)	9.58E+05	C_{D_u}	3.12E-02	C_{y_β}	-2.76E-02
I_{yy} (kg.m ²)	5.31E+05	C_D	1.02E-02	C_{y_p}	2.49E-02
I_{zz} (kg.m ²)	1.48E+06	C_{D_α}	2.70E-03	C_{y_r}	1.95E-02
I_{xz} (kg.m ²)	2.15E+04	C_L	2.07E-01	C_{l_β}	-8.69E-03
V (m/s)	2.29E+02	C_{L_u}	4.52E-01	C_{l_p}	-2.09E-01
m (kg)	5.26E+04	C_{L_α}	3.00E+00	C_{l_r}	6.76E-02
S (m ²)	3.17E+02	$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	8.50E-04	C_{n_β}	2.65E-03
ρ (kg/m ³)	3.00E-01	C_{L_q}	1.96E+00	C_{n_p}	-1.23E-02
b (m)	2.78E+01	C_{m_u}	-4.24E-02	C_{n_r}	-9.27E-03
\bar{c} (m)	1.64E+01	C_m	-2.30E-02		
		C_{m_α}	2.79E-01		
		$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-2.00E-04		
		C_{m_q}	-4.58E-01		

Tableau 3.7 Coefficients des modes de stabilité dynamique de l'avion avec mâts réacteurs

Short-Period	Phugoïde	Dutch-Roll	Spiral	Roll
—	$\omega_{n_{ph}} = 5.06$	$\omega_{n_{dr}} = 0.352$	$T_{2_s} = 31s$	$T_r = 1.09s$
—	$\xi_{ph} = 0.00106$	$\xi_{dr} = 0.0453$		

L'ajout des mâts réacteurs à la configuration initiale rend l'avion stable statiquement dans le mode directionnel et dynamiquement dans le mode dutch-roll. Par contre, cet ajout rend l'avion instable en mode spiral. Cet ajout n'a que très peu d'effet sur les modes longitudinal, phugoïde et roll tandis que le mode latéral est légèrement moins stable.

Tableau 3.8 Coefficients de stabilité statique avec winglets de 1,5m

Longitudinal	Directionnel	Latéral
$C_{m_\alpha} = 0.274$	$C_{n_\beta} = -0.000058$	$C_{l_\beta} = -0.0148$

Tableau 3.9 Données pour l'analyse dynamique de l'avion avec winglets de 1,5m

I_{xx} (kg.m ²)	9.70E+05	C_{D_u}	3.15E-02	C_{y_β}	-2.86E-02
I_{yy} (kg.m ²)	5.27E+05	C_D	1.02E-02	C_{y_p}	1.49E-02
I_{zz} (kg.m ²)	1.49E+06	C_{D_α}	2.70E-03	C_{y_r}	1.66E-02
I_{xz} (kg.m ²)	2.15E+04	C_L	2.07E-01	C_{l_β}	-1.48E-02
V (m/s)	2.29E+02	C_{L_u}	4.53E-01	C_{l_p}	-2.12E-01
m (kg)	5.26E+04	C_{L_α}	3.02E+00	C_{l_r}	7.06E-02
S (m ²)	3.17E+02	$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	8.60E-04	C_{n_β}	-5.80E-05
ρ (kg/m ³)	3.00E-01	C_{L_q}	1.97E+00	C_{n_p}	-1.10E-02
b (m)	2.78E+01	C_{m_u}	-4.33E-02	C_{n_r}	-7.11E-03
\bar{c} (m)	1.64E+01	C_m	-2.35E-02		
		C_{m_α}	2.74E-01		
		$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-2.00E-04		
		C_{m_q}	-4.60E-01		

Tableau 3.10 Coefficients de stabilité dynamique avec winglets de 1,5m

Short-Period	Phugoïde	Dutch-Roll	Spiral	Roll
—	$\omega_{n_{ph}} = 5.06$	—	$T_{2s} = -48.2s$	$T_r = 1.09s$
—	$\xi_{ph} = 0.00106$	—		

L'ajout des winglets de 1,5m a donc très peu d'effet sur la stabilité statique en mode longitudinal et sur la stabilité dynamique en modes phugoïde, spiral et roll. Cet ajout n'a pas non plus modifié la stabilité de l'appareil vis-à-vis des modes directionnel et dutch-roll. Cependant, cet ajout a presque réglé l'instabilité du mode directionnel tandis qu'il a augmenté la stabilité du mode latéral.

Tableau 3.11 Coefficients de stabilité statique avec winglets de 2m

Longitudinal	Directionnel	Latéral
$C_{m_\alpha} = 0.273$	$C_{n_\beta} = 0.00218$	$C_{l_\beta} = -0.0184$

Tableau 3.12 Données pour l'analyse dynamique de l'avion avec winglets de 2m

I_{xx} (kg.m ²)	9.74E+05	C_{D_u}	3.16E-02	C_{y_β}	-4.62E-02
I_{yy} (kg.m ²)	5.28E+05	C_D	1.01E-02	C_{y_p}	6.73E-03
I_{zz} (kg.m ²)	1.50E+06	C_{D_α}	2.70E-03	C_{y_r}	2.55E-02
I_{xz} (kg.m ²)	2.14E+04	C_L	2.07E-01	C_{l_β}	-1.84E-02
V (m/s)	2.29E+02	C_{L_u}	4.54E-01	C_{l_p}	-2.13E-01
m (kg)	5.26E+04	C_{L_α}	3.03E+00	C_{l_r}	7.23E-02
S (m ²)	3.17E+02	$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	8.60E-04	C_{n_β}	2.18E-03
ρ (kg/m ³)	3.00E-01	C_{L_q}	1.98E+00	C_{n_p}	-9.94E-03
b (m)	2.78E+01	C_{m_u}	-4.36E-02	C_{n_r}	-8.39E-03
\bar{c} (m)	1.64E+01	C_m	-2.36E-02		
		C_{m_α}	2.73E-01		
		$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-2.00E-04		
		C_{m_q}	-4.61E-01		

Tableau 3.13 Coefficients de stabilité dynamique avec winglets de 2m

Short-Period	Phugoïde	Dutch-Roll	Spiral	Roll
—	$\omega_{n_{ph}} = 5.06$	$\omega_{n_{dr}} = 0.318$	$T_{2s} = 2.13 \cdot 10^3 s$	$T_r = 1.09 s$
—	$\xi_{ph} = 0.00106$	$\xi_{dr} = 0.052$		

L'ajout des winglets de 2m rend les modes directionnel et dutch-roll stables tandis qu'il rend instable le mode spiral. Ces surfaces ont donc plus d'influence sur la stabilité que les winglets plus petits et rendent stables et instables les mêmes modes que les mâts réacteurs. En comparant leurs effets à ceux des mâts réacteurs, il apparait que les winglets augmentent moins la stabilité directionnelle mais qu'ils augmentent la stabilité latérale là où les mâts réacteurs la diminuent.

Pour les modes de stabilité dynamique, les winglets augmentent plus la stabilité du mode dutch-roll mais ils augmentent plus l'instabilité du mode spiral que les mâts réacteurs.

Tableau 3.14 Coefficients de stabilité statique avec winglets de 1,5m et mâts réacteurs

Longitudinal	Directionnel	Latéral
$C_{m\alpha} = 0.277$	$C_{n\beta} = 0.00412$	$C_{l\beta} = -0.0139$

Tableau 3.15 Données pour l'analyse dynamique de l'avion avec winglets de 1,5m et mâts réacteurs

I_{xx} (kg.m ²)	9.70E+05	C_{D_u}	3.14E-02	$C_{y\beta}$	-5.06E-02
I_{yy} (kg.m ²)	5.32E+05	C_D	1.02E-02	C_{y_p}	1.51E-03
I_{zz} (kg.m ²)	1.50E+06	$C_{D\alpha}$	2.70E-03	C_{y_r}	2.90E-02
I_{xz} (kg.m ²)	2.12E+04	C_L	2.07E-01	$C_{l\beta}$	-1.39E-02
V (m/s)	2.29E+02	C_{L_u}	4.53E-01	C_{l_p}	-2.12E-01
m (kg)	5.27E+04	$C_{L\alpha}$	3.02E+00	C_{l_r}	7.01E-02
S (m ²)	3.17E+02	$C_{L\alpha}$	8.50E-04	$C_{n\beta}$	4.12E-03
ρ (kg/m ³)	3.00E-01	C_{L_q}	1.97E+00	C_{n_p}	-1.11E-02
b (m)	2.78E+01	C_{m_u}	-4.29E-02	C_{n_r}	-9.64E-03
\bar{c} (m)	1.64E+01	C_m	-2.33E-02		
		$C_{m\alpha}$	2.77E-01		
		$C_{m\dot{\alpha}}$	-2.00E-04		
		C_{m_q}	-4.59E-01		

Tableau 3.16 Coefficients de stabilité dynamique avec winglets de 1,5m et mâts réacteurs

Short-Period	Phugoïde	Dutch-Roll	Spiral	Roll
–	$\omega_{n_{ph}} = 5.07$	$\omega_{n_{dr}} = 0.437$	$T_{2_s} = 31.9s$	$T_r = 1.09s$
–	$\xi_{ph} = 0.00106$	$\xi_{dr} = 0.0429$		

La combinaison des winglets de 1,5m et des mâts réacteurs possède les mêmes stabilités et instabilités que la configuration possédant les mâts réacteurs seuls. Cette combinaison permet

cependant à l'avion d'être plus stable en mode directionnel que les quatre configurations précédentes tandis que l'ajout des winglets permet de contrer la diminution de stabilité en mode latéral causée par les mâts réacteurs. Si l'on compare cette configuration à celle possédant uniquement les mâts réacteurs, l'ajout des winglets diminue très légèrement la stabilité en mode dutch-roll mais ne diminue que très légèrement l'instabilité du mode spiral.

Tableau 3.17 Coefficients de stabilité statique avec winglets de 2m et mâts réacteurs

Longitudinal	Directionnel	Latéral
$C_{m\alpha} = 0.276$	$C_{n\beta} = 0.00633$	$C_{l\beta} = -0.0175$

Tableau 3.18 Données pour l'analyse dynamique de l'avion avec winglets de 2m et mâts réacteurs

I_{xx} (kg.m ²)	9.74E+05	C_{D_u}	3.16E-02	$C_{y\beta}$	-6.82E-02
I_{yy} (kg.m ²)	5.33E+05	C_D	1.01E-02	C_{y_p}	7.02E-03
I_{zz} (kg.m ²)	1.50E+06	C_{D_α}	2.70E-03	C_{y_r}	3.78E-02
I_{xz} (kg.m ²)	2.10E+04	C_L	2.07E-01	$C_{l\beta}$	-1.75E-02
V (m/s)	2.29E+02	C_{L_u}	4.54E-01	C_{l_p}	-2.13E-01
m (kg)	5.27E+04	C_{L_α}	3.03E+00	C_{l_r}	7.18E-02
S (m ²)	3.17E+02	$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	8.50E-04	$C_{n\beta}$	6.33E-03
ρ (kg/m ³)	3.00E-01	C_{L_q}	1.97E+00	C_{n_p}	-1.00E-02
b (m)	2.78E+01	C_{m_u}	-4.32E-02	C_{n_r}	-1.09E-02
\bar{c} (m)	1.64E+01	C_m	-2.34E-02		
		C_{m_α}	2.76E-01		
		$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-2.00E-04		
		C_{m_q}	-4.59E-01		

Tableau 3.19 Coefficients de stabilité dynamique avec winglets de 2m et mâts réacteurs

Short-Period	Phugoïde	Dutch-Roll	Spiral	Roll
—	$\omega_{n_{ph}} = 5.07$	$\omega_{n_{dr}} = 0.541$	$T_{2s} = 23.6s$	$T_r = 1.09s$
—	$\xi_{ph} = 0.00106$	$\xi_{dr} = 0.0412$		

La combinaison des winglets de 2m et des mâts réacteurs permet à cette configuration d'être la plus stable des six pour le mode directionnel et la seconde plus stable pour le mode latéral. En revanche, la combinaison de ces surfaces rend cette configuration plus instable en mode spiral que les cinq autres. Enfin, cette configuration est plus instable en mode dutch-roll que la configuration avec les mâts réacteurs seuls ou celle avec les winglets seuls. L'ajout de ces deux types de surfaces verticales permet donc d'agir sur la stabilité des modes statiques directionnel et latéral et sur les modes dynamiques dutch-roll et spiral. Cependant, elles n'ont eu aucun impact significatif sur les modes longitudinal, short-period et phugoïde et l'avion est toujours instable en modes longitudinal et phugoïde.

Afin de régler le problème de stabilité longitudinale, les trois configurations suivantes ont été produites et étudiées. Pour ces trois configurations, les mâts réacteurs et les winglets de 2m ont été conservés car ils offrent la meilleure stabilité directionnelle et latérale et le meilleur produit $\omega_{n_{dr}} \xi_{dr}$. De plus, malgré le fait que cette configuration possède la plus grande instabilité en mode spiral elle vérifie le niveau 1 des certifications.

La configuration n°7 tente de régler le problème de stabilité longitudinale en décalant les ailes d'un mètre en arrière par rapport à la configuration n°6. Cela a permis de déplacer vers l'arrière le centre de gravité et le centre aérodynamique.

Tableau 3.20 Coefficients de stabilité statique de la configuration n°7

Longitudinal	Directionnel	Latéral
$C_{m_\alpha} = 0.206$	$C_{n_\beta} = 0.00719$	$C_{l_\beta} = -0.0209$

Tableau 3.21 Données pour l'analyse dynamique de la configuration n°7

I_{xx} (kg.m ²)	9.74E+05	C_{D_u}	2.95E-02	C_{y_β}	-6.73E-02
I_{yy} (kg.m ²)	5.73E+05	C_D	1.02E-02	C_{y_p}	5.79E-03
I_{zz} (kg.m ²)	1.54E+06	C_{D_α}	2.70E-03	C_{y_r}	3.98E-02
I_{xz} (kg.m ²)	2.10E+04	C_L	2.07E-01	C_{l_β}	-2.09E-02
V (m/s)	2.29E+02	C_{L_u}	4.47E-01	C_{l_p}	-2.13E-01

Tableau 3.21 (Suite)

m (kg)	5.27E+04	$C_{L\alpha}$	3.02E+00	C_{l_r}	7.35E-02
S (m ²)	3.17E+02	$C_{L\dot{\alpha}}$	9.10E-04	$C_{n\beta}$	7.19E-03
ρ (kg/m ³)	3.00E-01	C_{Lq}	2.10E+00	C_{n_p}	-1.09E-02
b (m)	2.78E+01	C_{m_u}	-5.60E-02	C_{n_r}	-1.15E-02
\bar{c} (m)	1.64E+01	C_m	-2.91E-02		
		$C_{m\alpha}$	2.06E-01		
		$C_{m\dot{\alpha}}$	-2.20E-04		
		C_{m_q}	-5.02E-01		

Tableau 3.22 Coefficients de stabilité dynamique de la configuration n°7

Short-Period	Phugoïde	Dutch-Roll	Spiral	Roll
–	$\omega_{n_{ph}} = 5.05$	$\omega_{n_{dr}} = 0.569$	$T_{2s} = 24.6s$	$T_r = 1.09s$
–	$\xi_{ph} = 0.00102$	$\xi_{dr} = 0.0397$		

Les résultats de cette modification montrent que le déplacement des ailes a amélioré la stabilité en mode longitudinal mais que l'avion reste instable dans ce mode. En plus de ce changement, l'avion est légèrement plus stable dans les modes directionnel et latéral. L'instabilité du mode spiral a aussi été très légèrement diminuée tandis que les modes phugoïdes et dutch-roll n'ont presque pas été impactés. Cette modification a eu pour effet de déplacer le centre de gravité de 0,37m en arrière tandis que le centre aérodynamique a été reculé de 0,73m. Cette configuration possède alors une marge statique de -6,9%.

Afin de s'assurer que la cabine possède un angle d'incidence positif en début de croisière, un angle de torsion de -3° a été appliqué aux ailes de la configuration n°6 pour produire la configuration n°8.

Tableau 3.23 Coefficients de stabilité statique de la configuration n°8

Longitudinal	Directionnel	Latéral
$C_{m\alpha} = 0.278$	$C_{n\beta} = 0.00699$	$C_{l\beta} = -0.0275$

Tableau 3.24 Données pour l'analyse dynamique de la configuration n°8

I_{xx} (kg.m ²)	9.74E+05	C_{D_u}	6.34E-03	C_{y_β}	-6.29E-02
I_{yy} (kg.m ²)	5.33E+05	C_D	8.29E-03	C_{y_p}	1.43E-02
I_{zz} (kg.m ²)	1.50E+06	C_{D_α}	2.70E-03	C_{y_r}	3.24E-02
I_{xz} (kg.m ²)	2.10E+04	C_L	2.07E-01	C_{l_β}	-2.75E-02
V (m/s)	2.29E+02	C_{L_u}	3.69E-01	C_{l_p}	-2.13E-01
m (kg)	5.27E+04	C_{L_α}	3.02E+00	C_{l_r}	5.87E-02
S (m ²)	3.17E+02	$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	8.50E-04	C_{n_β}	6.99E-03
ρ (kg/m ³)	3.00E-01	C_{L_q}	1.97E+00	C_{n_p}	-1.46E-02
b (m)	2.78E+01	C_{m_u}	-3.23E-02	C_{n_r}	-7.35E-03
\bar{c} (m)	1.64E+01	C_m	-1.41E-02		
		C_{m_α}	2.78E-01		
		$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-2.00E-04		
		C_{m_q}	-4.59E-01		

Tableau 3.25 Coefficients de stabilité dynamique de la configuration n°8

Short-Period	Phugoïde	Dutch-Roll	Spiral	Roll
–	$\omega_{n_{ph}} = 4.82$	$\omega_{n_{dr}} = 0.568$	$T_{2_s} = 47.1s$	$T_r = 1.09s$
–	$\xi_{ph} = 0.000491$	$\xi_{dr} = 0.0295$		

L'ajout de l'angle de torsion a eu l'effet escompté puisque l'angle d'incidence de la cabine a augmenté de $-0,76^\circ$ dans la configuration n°6 à $0,85^\circ$ dans la configuration n°8. Cependant cette modification a aussi eu un impact sur la stabilité. En effet, la configuration n°8 possède des stabilités directionnelle et latérale supérieures à celle de la configuration n°6. La stabilité du mode spiral a été aussi améliorée tandis que le mode roll et le mode longitudinal n'ont presque pas été impactés. A l'inverse, cette modification a dégradé la stabilité de l'avion en modes phugoïde et dutch-roll par rapport à la configuration n°6.

Enfin, la configuration n°9 a permis de combiner les modifications des configurations n°7 et n°8 et d'altérer l'aménagement intérieur. Toutes ces modifications ont pour but de régler autant que possible les problèmes de stabilité de l'appareil et d'angle d'attaque en croisière.

Tableau 3.26 Coefficients de stabilité statique de la configuration n°9

Longitudinal	Directionnel	Latéral
$C_{m_\alpha} = -0.073$	$C_{n_\beta} = 0.0108$	$C_{l_\beta} = -0.0286$

Tableau 3.27 Données pour l'analyse dynamique de la configuration n°9

I_{xx} (kg.m ²)	6.30E+05	C_{D_u}	8.41E-03	C_{y_β}	-5.97E-02
I_{yy} (kg.m ²)	7.29E+05	C_D	8.05E-03	C_{y_p}	1.50E-02
I_{zz} (kg.m ²)	1.33E+06	C_{D_α}	2.60E-03	C_{y_r}	4.36E-02
I_{xz} (kg.m ²)	2.35E+04	C_L	1.96E-01	C_{l_β}	-2.86E-02
V (m/s)	2.29E+02	C_{L_u}	3.59E-01	C_{l_p}	-2.05E-01
m (kg)	5.18E+04	C_{L_α}	2.91E+00	C_{l_r}	6.40E-02
S (m ²)	3.28E+02	$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	1.10E-04	C_{n_β}	1.08E-02
ρ (kg/m ³)	3.00E-01	C_{L_q}	2.53E+00	C_{n_p}	-1.49E-02
b (m)	2.78E+01	C_{m_u}	-7.86E-02	C_{n_r}	-1.21E-02
\bar{c} (m)	1.70E+01	C_m	-3.97E-02		
		C_{m_α}	-7.30E-02		
		$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-3.00E-05		
		C_{m_q}	-6.73E-01		

Tableau 3.28 Coefficients de stabilité dynamique de la configuration n°9

Short-Period	Phugoïde	Dutch-Roll	Spiral	Roll
$\omega_{n_{sp}} = 4.62$	$\omega_{n_{ph}} = 4.6$	$\omega_{n_{dr}} = 0.764$	$T_{2s} = 25.1s$	$T_r = 0.706s$
$\xi_{sp} = 1.06$	$\xi_{ph} = 0.00058$	$\xi_{dr} = 0.0343$		

Les modifications apportées à l'avion pour obtenir la configuration n°9 ont permis d'obtenir un avion stable dans tous les modes sauf le mode spiral. Cependant, ce mode n'est pas obligé d'être stable et sa constante de temps est assez élevée pour satisfaire le critère de certification de niveau 1. De plus, l'angle d'incidence de la cabine en début de croisière est positif à 0,66°. Par contre, la marge statique de cette configuration reste faible à 2,5% de la corde aérodynamique moyenne.

L'utilisation de la méthode établie au chapitre 2 a permis durant ce chapitre de valider son fonctionnement et d'analyser la stabilité des différentes configurations. De plus, les données nécessaires pour évaluer la stabilité des différentes configurations ont été produites. Le chapitre suivant contiendra donc les analyses détaillées de la stabilité de chaque configuration. La comparaison par rapport aux exigences de certification des résultats des différentes configurations sera aussi effectuée.

CHAPITRE 4

ANALYSE DE LA STABILITÉ DE L'APPAREIL

Une fois les résultats obtenus et les coefficients de comparaison calculés, l'analyse de la stabilité de l'avion a pu débuter. Ce chapitre servira à analyser la stabilité des neuf configurations et plus particulièrement celle de la configuration initiale ainsi que les configurations n°7, n°8 et n°9. L'analyse de la configuration initiale a servi à établir la liste des modifications étudiées par la suite. Les configurations n°7 à n°9 sont celles pour lesquelles les attentes en termes de stabilité étaient les plus importantes. En effet, les modifications apportées pour produire ces configurations sont celles qui ont impacté le plus la stabilité et de manière moins prévisible que pour les configurations n°2 à n°6. Finalement l'analyse de la configuration n°9 permet de faire un bilan sur les problèmes encore présents et les solutions éventuelles qui se présentent.

4.1 Analyse de la configuration initiale

Ayant déterminé les valeurs des dérivées de stabilité nécessaires pour analyser la stabilité statique ainsi que les valeurs (pulsation propres, coefficients d'amortissement, temps caractéristiques et CAP) nécessaires pour analyser la stabilité dynamique, l'analyse peut débuter.

Tout d'abord, la configuration initiale est instable statiquement en modes longitudinal et directionnel mais stable en mode latéral. La stabilité en mode latéral provient de l'angle de dièdre des ailes et ne devrait pas être altérée tant que cet angle n'est pas modifié de manière importante. L'instabilité en mode directionnel signifie que l'avion ne peut pas corriger une perturbation de son angle de dérapage. Cette instabilité provient de l'absence de toute surface verticale dans la simulation et devrait être réglée par l'ajout de surfaces verticales situées en arrière du centre de gravité. L'instabilité en mode longitudinal provient de la position du centre de gravité par rapport au centre aérodynamique. En effet, dans cette configuration le centre de gravité est situé 13,4m en arrière du nez tandis que le centre aérodynamique est situé à 11,9m

du nez. La position du centre de gravité a été évaluée lors de la création du design par Velazquez Salazar, Weiss et Morency au TFT. Cette position a pu être vérifiée lors de la constitution du second fichier d'AVL décrivant la répartition des masses. La position du centre aérodynamique est évaluée par AVL au cours des simulations. Après avoir évalué le coefficient de pression en chaque point de contrôle, AVL peut déterminer la position du centre aérodynamique en cherchant le point géométrique qui possède un coefficient de moment indépendant de l'angle d'attaque. Le centre aérodynamique étant 1,5m en avant du centre de gravité, la géométrie initiale est instable en mode longitudinal.

Pour ce qui est de la stabilité dynamique, la configuration initiale est stable en modes phugoïde, spiral et roll mais instable en modes short-period et dutch-roll. Les deux instabilités des modes dynamiques se manifestent par l'impossibilité de calculer les pulsations propres et coefficients d'amortissements des modes concernés. L'instabilité en mode short-period est causée par le signe positif du coefficient $C_{m\alpha}$ et donc par l'instabilité en mode longitudinal de l'avion. Rendre l'avion stable en mode longitudinal rendra aussi l'avion stable en mode short-period. L'instabilité du mode dutch-roll provient du signe de la soustraction ($Y_\beta N_r - N_\beta Y_r$). Ces quatre valeurs sont liées au comportement de l'avion en lacet et seront donc modifiées par l'ajout des surfaces verticales à la simulation.

L'avion est stable en mode phugoïde mais il ne vérifie que le niveau deux des FQR. En effet, il possède un coefficient d'amortissement très faible ($\xi_{ph} = 1,06 \cdot 10^{-3}$) et une pulsation propre élevée ($\omega_{ph} = 5,05 \text{ s}^{-1}$). Cela signifie que l'avion subit des oscillations d'altitude possédant une période de 1,24s et que l'amplitude de ces oscillations est divisée par deux toutes les 129s. Le faible amortissement et la faible période sont attribués à la finesse très élevée du concept de BWB par Roskam (1995a) lorsqu'il indique :

'This result indicates that the phugoid damping ratio is inversely proportional to the airplane lift-to-drag ratio. Therefore, airplanes with high lift-to-drag ratios can be expected to have poor phugoid damping'

Il semble donc que la stabilité de l'avion dans ce mode sera difficile à améliorer.

Au contraire, le mode roll est lui stable et vérifie déjà le niveau un des FQR. Le temps caractéristique de ce mode dépend de l'effet dièdre de l'avion. Cet effet dépendant à la fois de l'angle de dièdre mais aussi de l'angle de flèche et du positionnement vertical des ailes, ce mode de stabilité ne sera pas affecté de manière importante tant que la position verticale des ailes, l'angle de dièdre et l'angle de flèche ne sont pas modifiés.

Enfin, l'avion est stable en mode spiral alors que cette stabilité n'est pas requise par les FQR. Cependant cette stabilité risque de disparaître par la suite. En effet, cette stabilité dépend du signe du coefficient N_{β} qui caractérise le comportement en lacet de l'avion suite à une perturbation de son angle de dérapage. Donc rendre l'avion stable en mode directionnel le rendra aussi instable en mode spiral.

Un autre problème rencontré par cette géométrie est l'angle d'incidence négatif en croisière. En effet, AVL indique que la configuration initiale devrait évoluer à un angle d'attaque d'environ $-0,74^{\circ}$ en début de croisière pour voler à l'horizontal. Ce phénomène indique que l'avion génère trop de portance à cette vitesse et ne pourrait donc pas conserver une altitude constante en évoluant à un angle d'incidence positif. Le seul moyen de faire voler cet avion en palier avec les mêmes vitesses et altitudes est d'appliquer un angle de torsion aux ailes afin de diminuer la portance qu'elles génèrent. Cependant si l'angle de torsion introduit est trop important, l'avion perdra en portance au décollage et les surfaces de contrôle devront alors être d'autant plus importantes pour permettre à l'avion de décoller.

Pour résumer, la configuration initiale est instable dans deux modes de stabilité statiques et deux modes de stabilité dynamiques. Cependant, si une modification rend l'avion stable dans une des deux instabilités statiques, il rendra aussi l'avion stable dans une des deux instabilités dynamiques. De plus, l'avion possède actuellement un angle d'incidence négatif en vol en palier. Les configurations étudiées auront donc pour but de régler le problème des deux stabilités statiques et de l'angle d'incidence sans détériorer le niveau de stabilité de l'avion dans les autres modes.

4.2 Analyse de l'effet des winglets et mâts réacteurs

Après avoir analysé en détail la stabilité de la configuration initiale, il a été possible d'étudier les effets sur la stabilité des winglets et des mâts réacteurs. Ces cinq configurations sont représentées dans l'annexe 4 de la figure-A IV-1 à la figure-A IV-5.

L'ajout des mâts réacteurs permet d'obtenir une configuration n°2 stable en modes directionnel et dutch-roll au prix de la stabilité du mode spiral. Le coefficient d'amortissement du mode dutch-roll vérifie le niveau deux des FQR tandis que la pulsation propre vérifie le niveau un et leur produit le niveau trois. En revanche, cet ajout a légèrement détérioré la stabilité du mode latéral. Le mode spiral est désormais instable mais il possède un temps caractéristique de 31s et vérifie donc le niveau 1 des FQR. Cette modification a donc globalement rendu l'avion plus stable mais la stabilité du mode dutch-roll pourrait être améliorée.

L'ajout des winglets de 1,5m de haut à la configuration initiale améliore sa stabilité sans changer le statut d'un seul des modes de stabilité. Cet ajout correspond à une surface additionnelle de 5,44m² soit 1,72% de surface alaire additionnelle et une masse supplémentaire de 65,2kg soit 0,24% de la masse totale. Grâce à cet ajout la configuration n°3 possède les mêmes stabilités et instabilités que la configuration initiale mais les coefficients des modes directionnel et latéral ont été affectés. L'ajout de ces winglets a diminué la valeur du $C_{l\beta}$ ce qui signifie que cette modification a augmenté la stabilité en mode latéral. A l'inverse, cet ajout a augmenté la valeur du coefficient $C_{n\beta}$ mais pas assez pour le rendre positif. L'avion reste donc instable en mode directionnel malgré cette augmentation. Cette configuration possède aussi un mode spiral plus instable puisque la constante de temps a été diminuée. L'ajout des winglets à la configuration initiale a donc amélioré la stabilité de l'avion en modes directionnel et latéral mais diminué la stabilité en mode spiral. D'après les évolutions des modes directionnel et spiral, nous pouvons aussi imaginer que cet ajout a amélioré la situation de l'appareil vis-à-vis du mode dutch-roll malgré que celui-ci reste instable.

Les winglets de 2m possédant une surface 28% plus grande que les winglets de 1,5m leurs effets sur l'avion sont plus importants. Cet ajout correspond à 6,96m² supplémentaires (2,2% de surface alaire) et une masse supplémentaire de 83,6kg (0,32% de la masse totale) par rapport à la configuration initiale. Ces winglets permettent à la configuration n°4 d'avoir une stabilité

des modes directionnel, latéral et dutch-roll améliorée par rapport à la configuration n°3. Cette amélioration est suffisante pour rendre cette configuration stable en modes directionnel et dutch-roll et la rend alors instable en mode spiral.

La combinaison des mâts réacteurs avec les winglets permet dans les deux cas de combiner les effets sur la stabilité. Les configurations n°5 et 6 sont en effet stables en modes directionnel, latéral et dutch-roll mais instables en mode spiral. Les mâts réacteurs étant situés plus en arrière que les winglets, ils stabilisent plus efficacement en modes directionnel et dutch-roll tandis que les winglets situés plus loin de la ligne centrale de l'avion stabilisent plus efficacement en mode latéral. En comparant les coefficients obtenus dans les tableaux 3.16 et 3.19 aux exigences présentées dans le tableau 1.2 le bilan suivant peut être dressé :

Les configurations n°5 et 6 sont instables statiquement en mode longitudinal et dynamiquement en modes short-period et spiral. Cependant, elles remplissent les exigences du niveau 1 des FQR vis-à-vis de la pulsation propre du mode dutch-roll et des constantes de temps des modes spiral et roll. De plus, le coefficient d'amortissement du mode dutch-roll et celui du mode phugoïde satisfont les conditions des niveaux 2 des FQR tandis que le produit $\omega_{n_{dr}} \xi_{dr}$ vérifie le niveau 3 de certification. Les tableaux 3.15 et 3.18 permettent de plus d'observer que la configuration n°6 possède un coefficient de trainée inférieur de 0,5% à celui de la configuration n°5 malgré l'augmentation de la masse totale de 0,7% et l'augmentation de la surface alaire de 4,8%. Ce fait indique que, d'après AVL, les winglets de 2m diminuent la trainée due aux tourbillons marginaux plus que les winglets de 1,5m et justifient ainsi la trainée de friction additionnelle qu'ils génèrent. La configuration n°6 offrant la meilleure pulsation propre et le meilleur produit $\omega_{n_{dr}} \xi_{dr}$ pour le mode dutch-roll, les winglets de 2m et les mâts réacteurs seront conservés pour les trois configurations restantes.

4.3 Analyse des configurations n°7 à n°9

Les configurations précédentes ayant réglé le problème de stabilité directionnelle et rendu l'avion stable en mode dutch-roll, l'objectif suivant était de régler le problème de stabilité longitudinal et avec lui l'instabilité du mode short-period. Pour tester une solution potentielle, les ailes de l'avion et les réservoirs situés à l'intérieur ont été décalés d'un mètre en arrière

comme le montre la figure-A IV-6. Cette configuration sert donc à déterminer de combien de mètres cette modification déplacera le centre de gravité et le centre aérodynamique. La configuration n°7 ainsi obtenue a été analysée par AVL et les résultats sont les suivants. Le décalage des ailes n'a pas rendu l'avion stable mais a tout de même fait diminuer le coefficient $C_{m\alpha}$ d'environ 25%. Cette modification a aussi légèrement amélioré la stabilité de l'avion en modes directionnel, latéral et diminué légèrement l'instabilité en mode spiral. L'augmentation de stabilité en mode spiral provient de l'amélioration de la stabilité directionnelle qui est causée majoritairement par le recul des winglets. Les winglets étant positionnés plus en arrière du centre de gravité dans cette configuration que dans la précédente, ils ont un effet plus important sur la stabilité du mode directionnel. Cet effet est aussi plus important que l'effet négatif de cette modification. En effet, en rapprochant le centre de gravité des mâts réacteurs, cette modification a diminué légèrement leur apport au mode directionnel. Ce déplacement du centre de gravité signifie aussi que les mâts réacteurs ont un impact déstabilisateur plus faible sur la stabilité latérale qui s'ajoute à l'effet stabilisateur augmenté des winglets. Enfin, du point de vue dynamique, cette configuration ne présente pas de changement important par rapport à la configuration n°6. Ce décalage des ailes a donc permis de réduire la marge statique de -9,5% à -6,9% mais cela ne suffit pas pour rendre l'avion stable en mode longitudinal. En supposant que la marge statique évolue linéairement avec le déplacement des ailes, il faudrait déplacer les ailes d'environ 4,1m vers l'arrière par rapport à la configuration n°6 pour obtenir une marge statique positive. Un déplacement de cette amplitude n'étant pas raisonnable dans notre cas, la configuration n°9 tentera de résoudre ce problème sans reculer les ailes plus en arrière.

Pour régler le problème d'angle d'attaque en croisière, la configuration n°6 a été modifiée en appliquant un angle de torsion négatif de 3° aux ailes. Comme pour le décalage des ailes en arrière, la modification a été introduite linéairement de la section $Y=4,5m$ à la section $Y=6,54m$. Cette modification a permis d'augmenter l'angle d'attaque de l'appareil de $1,61^\circ$ et l'avion possède désormais un angle d'attaque en début de croisière de $0,85^\circ$. Cependant, cette modification a aussi eu des effets sur la stabilité de l'appareil. La configuration n°8 est ainsi plus stable que la configuration n°6 dans les modes latéral et spiral tandis qu'elle est plus instable en modes phugoïde et dutch-roll. Cette modification a aussi légèrement augmenté la

stabilité en mode directionnel de l'appareil mais n'a pas eu d'effet sur les modes longitudinal et roll. Ces changements proviennent de la modification de la distribution de portance. En effet, l'angle de torsion appliqué aux ailes signifie que les ailes posséderont un angle d'incidence plus faible en croisière tandis que le fuselage aura un angle d'incidence plus important. Ainsi la portance est générée en plus grande proportion par le fuselage que dans la configuration n°6. Cela signifie qu'en cas d'angle de dérapage non nul, la configuration n°8 subira un moment de roulis plus faible que la configuration n°6. Cet effet explique l'augmentation des stabilités latérale et spiral. Cette diminution de la portance générée par les ailes explique aussi la diminution du coefficient d'amortissement du mode dutch-roll. En effet, les ailes générant moins de portance, l'angle de dièdre et l'angle de flèche ont un effet réduit sur la stabilité. Ainsi le coefficient C_{nr} de l'appareil est diminué dans cette configuration et le coefficient d'amortissement du mode dutch-roll diminue aussi. La diminution de ce coefficient est probablement due à la diminution de la portance générée par les ailes. Cette diminution de portance signifie que la dépression créée sur l'extrados des profils et l'intérieur des winglets est moins importante ce qui pourrait diminuer l'impact des winglets sur cette stabilité. La vérification de cette théorie n'entre cependant pas dans le cadre de cette étude. Cette configuration possède aussi un coefficient d'amortissement du mode phugoïde environ deux fois plus faible que celui de la configuration n°6. Cette diminution provient de la diminution par un facteur similaire du coefficient X_u qui dépend des coefficients C_D et C_{D_u} . L'ajout d'un angle de torsion aux ailes a modifié la répartition de portance et l'a rapprochée d'une répartition elliptique. Cette nouvelle distribution de portance est alors, d'après Sargeant et al. (2010), source d'une trainée induite plus faible. Cette diminution de la trainée induite explique ainsi la diminution des coefficients C_D et C_{D_u} et donc celle du coefficient d'amortissement du mode phugoïde par rapport à la configuration n°6.

Enfin, la configuration n°9 tente de régler les derniers problèmes de stabilité en combinant les modifications des configurations n°7 et n°8 et en changeant l'aménagement intérieur de l'appareil pour régler la stabilité longitudinale. Les changements apportés à l'aménagement intérieur sont représentés sur la figure 2.5 tandis que les modifications de l'enveloppe de l'appareil sont visibles sur la figure-A IV-7. Ces différentes modifications permettent

effectivement d'obtenir une configuration stable dans tous les modes de stabilité excepté le mode spiral. Cette configuration vérifie le niveau 1 des FQR pour le coefficient d'amortissement du mode short-period, le CAP (0,579), la pulsation propre du mode dutch-roll et les constantes de temps des modes roll et spiral. Cette configuration ne vérifie que le niveau 2 des FQR pour le coefficient d'amortissement des modes phugoïde et dutch-roll et le niveau 3 pour le produit $\omega_{n_{dr}} \xi_{dr}$. Le déplacement des réservoirs de carburant explique la stabilité de cette configuration en modes longitudinal et short-period. En effet, les modifications de la géométrie extérieure ont déplacé le centre aérodynamique de 0,54m en arrière par rapport à la configuration n°6 tandis que le réaménagement de l'intérieur de l'avion a déplacé le centre de gravité de 1,38m vers l'avant. Ces déplacements ont causé le changement de la marge statique de -9,1% pour la configuration n°6 à 2,5% pour la configuration n°9. Cependant, l'avion vérifiant deux des critères des FQR au niveau 2 et un critère au niveau 3, il ne pourra pas être certifié. De plus, le centre de gravité des réservoirs est désormais éloigné du centre de gravité du reste de l'avion. La position du centre de gravité de l'avion et la marge statique changeront donc de manière importante au cours du vol au fur et à mesure que le carburant est consommé. Le centre de gravité de l'appareil vide sera en effet 0,68m en arrière de celui de l'appareil plein. Cela signifie que l'appareil sera stable tant que les réservoirs seront pleins à plus de 37% de leur capacité. Après cela, l'appareil sera instable et la marge statique diminuera jusqu'à atteindre -1,5% lorsque les réservoirs seront vides. Cependant la position du centre de gravité ayant été déterminée grâce à la méthode de Raymer (1989) il y a une incertitude d'environ 0,78m sur la position du centre de gravité de l'appareil à vide. Donc si cette méthode s'avère être peu adaptée au design conceptuel d'un BWB, il se peut que l'avion soit stable ou instable sur l'intégralité du vol.

Pour améliorer la stabilité de l'appareil il reste encore à augmenter les coefficients d'amortissement des modes phugoïde et dutch-roll. En effet, si le coefficient d'amortissement du mode dutch-roll augmente suffisamment pour atteindre le niveau 1 des FQR, son produit avec la pulsation propre atteindra le niveau 2 sans nécessiter de modification additionnelle. En supposant que ce coefficient d'amortissement puisse être suffisamment augmenté sans modifier la pulsation propre, l'avion possèdera deux critères de certification au niveau 2 et tous

les autres au niveau 1. L'avion ne nécessitera plus qu'une amélioration d'un des deux critères concernés pour pouvoir être certifié. Il faudra alors choisir entre améliorer encore le produit $\omega_{n_{dr}} \xi_{dr}$ ou trouver un moyen de multiplier par environ 100 le coefficient d'amortissement du mode phugoïde.

Comme la configuration n°2 l'a montré, les mâts réacteurs améliorent le coefficient d'amortissement du mode dutch-roll mais détériore les modes latéral et spiral. Ces deux mâts réacteurs possèdent une masse de 108kg soit 0,2% de masse additionnelle et une surface de 9m² soit 2,8% additionnels par rapport à la configuration initiale. Les winglets améliorent aussi ce coefficient mais de manière moins efficace que les mâts réacteurs. Une des solutions serait donc d'augmenter autant que possible les dimensions des surfaces verticales pour obtenir un produit $\omega_{n_{dr}} \xi_{dr}$ suffisant pour vérifier le niveau 1 des FQR. Une autre solution serait de limiter ces agrandissements pour obtenir un coefficient d'amortissement ξ_{dr} suffisant et d'augmenter artificiellement le coefficient C_{D_u} pour améliorer l'amortissement du mode phugoïde. Cependant l'augmentation de ce coefficient revient à augmenter volontairement la trainée de manière importante. Or la méthode VLM ne permet pas de prédire précisément les coefficients de trainée puisqu'elle ne prend pas en compte la viscosité du fluide. Même si, d'après Qin et al. (2004), la trainée de frottement est proportionnellement moins importante sur le BWB que sur le T&W il subsiste une incertitude importante sur les coefficients de trainée et donc sur l'amortissement du mode phugoïde. La meilleure solution semble donc de continuer l'étude en se concentrant sur le dimensionnement des winglets et mâts réacteurs. En effet, les mâts réacteurs ont été dimensionnés en prenant uniquement en compte leur rôle structurel alors que les résultats démontrent leur utilité importante au niveau de la stabilité de l'appareil. De la même manière, une étude plus poussée du design initial de l'avion offrira peut-être la possibilité de décaler les ailes de plus d'un mètre sans poser de problème notoire.

En plus des limites rencontrées par cette configuration en termes de stabilité, d'autres hypothèses ont été émises au cours de cette étude. Tout d'abord, l'utilisation d'AVL signifie que nos simulations ont été effectuées sans prendre en compte la viscosité de l'écoulement d'air. Cela signifie que l'analyse de la même configuration à l'aide d'un logiciel de CFD fournira des données différentes au niveau de la position du centre aérodynamique, de la

finesse et surtout des dérivées de stabilité. En plus de cela, AVL ne modélisant pas parfaitement les effets tridimensionnels de l'écoulement à la jonction ailes-fuselage, une incertitude sur les dérivées est introduite. D'après les travaux de Roysdon (2014) et Kays (2013), cette incertitude serait entre 5% et 10% par rapport aux valeurs obtenues par simulations utilisant la méthode RANS. Cela signifie que tous nos résultats possèdent une incertitude inhérente à la méthode numérique utilisée et qu'une analyse à l'aide d'un logiciel haute-fidélité permettra d'affiner les résultats. Ensuite, cette étude s'est limitée aux conditions de vol en début de croisière. Aucune surface de contrôle n'ayant été dimensionnée, une étude aux conditions de décollage ou d'atterrissage aurait soit nécessité de dimensionner les surfaces de contrôle soit produit des résultats fortement dépendants de ces dimensions. L'appareil étant supposé évoluer en croisière avec ses surfaces de contrôle en position neutre, il n'était pas nécessaire de déterminer leurs dimensions. Les données de masse étant transmises à AVL dans un fichier externe non modifiable pendant les calculs, effectuer l'analyse en de multiples conditions de croisière (début, milieu, fin,...) aurait démultiplié le travail nécessaire. Afin d'approfondir autant que possible notre étude, il a été décidé de se limiter aux conditions au début de la croisière pour tous les calculs. En plus de cela, comme expliqué précédemment, l'avion est stable en mode longitudinal uniquement grâce au positionnement du réservoir de carburant. Ce qui signifie que le centre de gravité se déplacera de manière importante quand la quantité de carburant dans les réservoirs diminuera. Enfin, les surfaces verticales n'ont pas été dimensionnées de manière rigoureuse. Les mâts réacteurs ont été dimensionnés d'après les dimensions des réacteurs et non de leur fonction aérodynamique alors que l'étude démontre qu'il possède un effet stabilisateur important. Et les winglets ont été dimensionnés à partir d'un appareil existant aux caractéristiques fort différentes.

Malgré ces limites, la configuration n°9 est parmi les appareils les plus stables rencontrés lors de l'étude. En effet, si l'on dresse un bilan des sept avions dont suffisamment de données ont été obtenues lors de la revue de littérature, le tableau suivant peut être dressé :

Tableau 4.1 Bilan de sept appareils issus de la revue de littérature et de la configuration n°9

Appareil et auteur(s)	Nombre de passagers	Masse au décollage (t)	Stabilité
BWB-800 de Potsdam, Page et Liebeck (1997)	800	373	Instable
BWB-450 de Liebeck (2004)	478	443	Équilibré en croisière
SAX-40 de Sargeant et al. (2010)	215	151	Équilibré en croisière
MOB BWB de Qin et al. (2004)	656	371	Supposé stable
Appareil d’Ammar (2013)	200	74	Stable dynamiquement mais peu amorti
Appareil de Li et al. (2012)	300	190	Équilibré en croisière
Appareil de Reist et Zingg (2013)	98	44	Équilibré en croisière
Configuration n°9	100	53	Stable dynamiquement

Ce bilan permet de tirer deux conclusions quant à la configuration n°9. Premièrement cette configuration est plus lourde que le seul autre appareil de capacité comparable. Cette différence peut provenir du statut conceptuel de notre appareil ou d’une différence de matériaux envisagés pour concevoir la structure de l’appareil. La seconde conclusion est que la configuration n°9 est la plus stable des appareils étudiés. En effet, des sept géométries concernées, une est instable statiquement tandis qu’une autre est supposée stable statiquement par les auteurs en raison de leur utilisation de profils ‘reflex’ pour concevoir la cabine. Enfin, quatre auteurs indiquent que leur avion est stable statiquement mais ne fournissent pas d’information quant à la stabilité dynamique. Seul Ammar (2013) s’est intéressé à la stabilité dynamique et indique que son appareil est stable dynamiquement mais qu’il possède des coefficients d’amortissements trop faibles dans les modes short-period et dutch-roll. Aussi, au vu des informations fournies par les différents auteurs, il semble que la configuration n°9 soit l’appareil le plus stable rencontré au cours de cette étude.

Ce chapitre a donc permis d'analyser les résultats issus d'AVL pour les neuf configurations. Pour chaque configuration, les effets sur la stabilité des modifications ont été déterminés précisément. L'analyse de la configuration n°9 permet de proposer des modifications additionnelles à étudier. La dernière configuration présente la meilleure stabilité des neuf configurations étudiées vis-à-vis des réglementations mais ne peut pas être certifiée en l'état actuel des exigences gouvernementales. Un certain nombre d'axes de continuations ont été proposés afin d'étudier la possibilité de rendre l'avion certifiable.

CONCLUSION

Une majorité des études menées sur le BWB ces dernières années se concentraient sur les avions de grande capacité et longue portée opérationnelle. De plus, un grand nombre d'études supposaient que la stabilité serait assurée par des systèmes de pilotages avancés ou n'abordaient pas le problème. Il a donc été décidé au TFT d'étudier la stabilité d'un BWB de moyenne capacité à l'aide d'AVL. Cette étude avait pour objectif d'analyser la stabilité de l'appareil et d'apporter des modifications afin de le rendre stable. L'analyse de la configuration initiale a démontré que l'appareil était hautement instable. Les modifications successives ont permis de rendre l'appareil stable dans les différents modes de stabilité nécessaires mais pas assez pour pouvoir être certifié.

L'étude a débuté par une revue de littérature afin de mieux connaître les travaux déjà effectués ainsi que les méthodes d'analyses disponibles. Cette revue a tout d'abord servi à comprendre quels étaient les forces et les faiblesses du concept de BWB par rapport à un T&W. Une fois le besoin d'étudier la stabilité des avions BWB établi, les concepts de stabilité importants ont été présentés ainsi que les critères utilisés pour évaluer si un avion est stable ou non. Ce paragraphe a permis d'expliquer ce que représentent les différents modes de stabilité et d'indiquer quelles sont les grandeurs qui définissent le comportement de l'avion et sont donc soumises aux exigences des organismes de certification. Par la suite, la revue de littérature s'est focalisée sur les documents traitant de la stabilité des BWB ou des méthodes permettant d'analyser la stabilité d'un avion. Enfin, le logiciel de simulation numérique AVL a été sélectionné en raison de son faible besoin en termes de puissance de calcul et de sa capacité à étudier des géométries non conventionnelles. Deux documents additionnels qui serviront à valider le fonctionnement d'AVL ont alors été présentés. Suite à cela, le fonctionnement d'AVL et son modèle mathématique ont été présentés. Une méthode permettant d'analyser la stabilité d'un avion à partir des dérivées de stabilité fournies par AVL a alors été établie. Cette méthode permet, à partir des données de la configuration et des résultats des simulations fournis par AVL, d'obtenir les valeurs des coefficients d'amortissements et des pulsations propres qui indiquent si l'avion est stable ou non. La géométrie initiale de l'appareil créé au

TFT a alors été présentée avant d'indiquer quelles modifications seront étudiées. Les six premières configurations ont pour but d'étudier la stabilité de l'appareil tel qu'il nous a été fourni puis d'observer l'impact sur cette stabilité des mâts réacteurs et des winglets. Les trois configurations finales ont été présentées plus en détail afin de pouvoir expliquer les modifications plus importantes effectuées et la manière dont ces modifications sont censées rendre l'appareil stable dans tous les modes de stabilité.

Suite à cela, les simulations servant à valider AVL ont été effectuées et les résultats ont été analysés. AVL ayant fourni des résultats relativement similaires aux données des documents la validation est considérée suffisante. Les résultats ont alors été produits pour les six premières configurations de l'avion et ont démontré l'apport positif pour la stabilité des winglets et des mâts réacteurs. Les résultats des trois configurations suivantes ont permis de vérifier que les modifications apportées permettaient de rendre l'appareil stable dans les derniers modes de stabilité concernés et surtout que les autres modes de stabilité n'étaient pas impactés de manière négative. L'analyse en profondeur des résultats permet d'affirmer que les mâts réacteurs ont un effet stabilisateur important qui devrait être pris en compte lors de leurs dimensionnements ultérieurs. Cette analyse démontre aussi que les winglets de 2 mètres de haut sont plus stabilisateurs que les winglets de 1,5 mètre et qu'ils combattent plus efficacement les tourbillons marginaux. La modification de la position des ailes a permis de diminuer l'instabilité longitudinale de la configuration n°7 mais n'a pas été suffisante. Les résultats de la configuration n°8 ont permis de déterminer l'effet sur la stabilité d'une torsion des ailes. Cette torsion a permis d'augmenter l'angle d'incidence en croisière de l'appareil à une valeur positive mais a aussi augmenté la stabilité des modes latéral et spiral et diminué la stabilité des modes phugoïde et dutch-roll. Enfin, la dernière configuration qui a combiné le déplacement des ailes, leur torsion et un réaménagement de l'intérieur a permis de rendre l'avion stable dans tous les modes qui le nécessitent. L'appareil ainsi obtenu satisfait les niveaux 1 de cinq critères de certification, le niveau 2 de deux autres critères et le niveau 3 du dernier critère. Les modifications apportées ont donc permis d'améliorer considérablement la stabilité de l'appareil mais il reste trop instable pour pouvoir être certifié au vu des réglementations actuelles.

Malgré cela, cette étude reste limitée pour plusieurs raisons. Tout d'abord AVL ne prend pas en compte les effets de la viscosité ce qui peut affecter la répartition de portance et donc le positionnement du centre aérodynamique. Cette limite signifie aussi que la traînée réelle de l'appareil sera plus importante et que les dérivées de stabilité relatives à la traînée seront différentes. Les autres dérivées de stabilité seront aussi modifiées car l'écoulement en lui-même sera différent. Une analyse de la dernière géométrie à l'aide d'un logiciel de CFD permettrait de préciser les résultats en prenant en compte les phénomènes ignorés par AVL. Ensuite la stabilité de l'avion n'a été évaluée que dans une condition de vol. Les conclusions tirées ne sont donc valables qu'en un point du trajet et l'avion pourrait donc être complètement instable à un autre moment du vol. Une automatisation du processus permettrait de refaire cette analyse en un plus grand nombre de points de vol et en particulier au décollage et à l'atterrissage. Il faudra cependant attendre que le travail de design soit plus avancé afin d'avoir une idée des dimensions des surfaces de contrôle. De plus, le problème de stabilité longitudinale a été réglé en déplaçant les réservoirs de carburant de l'avion. Leur nouvelle position étant très éloignée du centre de gravité du reste de l'appareil, cette solution ne fonctionne que lorsque les réservoirs sont pleins. Une étude plus poussée du design pourrait permettre de découvrir un moyen de déplacer le centre de gravité de l'avion complet de manière permanente. Ainsi, le centre de gravité des réservoirs coïncidera avec le centre de gravité du reste de l'avion et le centre de gravité global se déplacera bien moins au cours du vol. Une autre solution qui peut être envisagée étant donné le volume disponible à l'intérieur de l'appareil est l'utilisation de réservoirs additionnels pour pouvoir déplacer le carburant en cours de vol. Enfin les mâts réacteurs ont été dimensionnés sans prendre en compte leurs effets aérodynamiques dans ce travail alors que l'analyse des résultats nous a montré qu'ils avaient une influence importante sur la stabilité. Une étude visant à dimensionner les winglets et les mâts réacteurs en prenant en compte les effets aérodynamiques de ces derniers pourrait permettre d'améliorer la stabilité de l'appareil. Ces surfaces pourraient aussi être utilisées pour améliorer la finesse de l'appareil sans détériorer sa stabilité.

ANNEXE I

FICHIERS D'ENTREE D'AVL UTILISÉS POUR LA VALIDATION

Fichier contenant la description de la géométrie utilisé pour la première validation :
Dans ce cas, l'origine de l'axe Z est située au niveau du bord d'attaque de tous les profils
puisque l'avion ne possède pas d'angle de dièdre.

```
There Will Be Buzz
#Mach
0.0
#IYsym    IZsym    Zsym
0         0         0.0
#Sref     Cref     Bref
245      8.0     28.0
#Xref     Yref     Zref
2.593    0.0     0.0
#
#=====
SURFACE
Avion
#Nchordwise  Cspace  Nspanwise  Sspace
10           1.0     25          1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
ANGLE
0.0
#-----"Fuselage"-----
SECTION
#X          Y          Z          Chord    TwistAngle
0.          0.          0.          11.50    0.0
AFILE
Fauvel20.dat
#
SECTION
0.          2.125    0.          11.50    0.0
AFILE
Fauvel20.dat
#-----"Jonction"-----
SECTION
1.155      4.125    0.          8.00     0.0
AFILE
```

```

Fauvel14.dat
#-----"Aile"-----
SECTION
3.969    9.0    0.      8.00    0.0
AFILE
Fauvel14.dat
#
CONTROL
#name      gain  Xhinge  XYZhvec          SgnDup
elevator   1.0   0.7    -0.5  0.866  0.0    1.0
CONTROL
aileron    -1.0  0.7    -0.5  0.866  0.0   -1.0
#
SECTION
6.856    14.0   0.      8.00    0.0
AFILE
Fauvel14.dat
#
CONTROL
elevator   1.0   0.7    -0.5  0.866  0.0    1.0
CONTROL
aileron    -1.0  0.7    -0.5  0.866  0.0   -1.0
#=====
SURFACE
Winglet
10        1.0      10    1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
ANGLE
0.0
SECTION
6.856    14.01  0.0     8.00    0.0
SECTION
8.356    14.01  3.0     5.50    0.0

```

Fichier contenant la répartition de masse de la géométrie utilisé pour la première validation :

```
Lunit = 0.0254 m
Munit = 0.453592 kg
Tunit = 1.0 s

g = 9.81
rho = 1.225

# mass  x    y z Ixx Iyy Izz
#
0.230 3.681  0 0 0 0 0 !Center section
0.012 8.076  0 0 0 0 0 !Wing sections
0.001 11.987 0 0 0 0 0 !Ailerons
0.01  8.753  0 0 0 0 0 !Servos
0.051 0.336  0 0 0 0 0 !Motor
0.167 2.065  0 0 0 0 0 !Batteries
0.012 1.138  0 0 0 0 0 !Receiver
0.053 1.330  0 0 0 0 0 !Receiver battery
0.015 1.388  0 0 0 0 0 !Speed controller
0.022 2.553  0 0 0 0 0 !Landing gear
0.009 -.268  0 0 0 0 0 !Propeller
0.022 10.393 0 0 0 0 0 !Winglets
```

Fichier contenant la description de la géométrie utilisé pour la seconde validation :
 Dans ce cas, l'origine de l'axe Z est située au niveau du sol.

```

B777-300

#Mach
!0.84
0.24
#IYsym  IZsym  Zsym
0        0        0.0
#Sref    Cref    Bref
663120  276.40  2399.14
#Xref    Yref    Zref
0.0      0.0      0.0
# CD0
0.011
#=====
SURFACE
Avion
#Nchordwise  Cspace  Nspanwise  Sspace
25           1.0     50          1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#-----"Fuselage"-----
SECTION
976.58      0.         167.13      611.17      0.0
AFILE
bacj.dat
#
SECTION
1058.5      122.0      180.94      529.25      5.0
AFILE
bacj.dat
#-----"Jonction"-----
SECTION
1254.02     413.19     213.91      333.73      5.0
AFILE
bacj.dat
#-----"Aile"-----
SECTION
1782        1199.5     302.95      84          5.0
AFILE
bacj.dat

```

et fichier contenant la répartition de masse utilisé pour la seconde validation :

```
Lunit = 0.0254 m
Munit = 0.453592 kg
Tunit = 1.0 s

g = 9.81
rho = 0.3648
!rho = 1.225

#mass    x          y    z    Ixx    Iyy    Izz    [ Ixy  Ixz  Iyz ]
#
660000  1162.15  0    222  0      0      0
```


ANNEXE II

FICHIERS AVL DES PREMIÈRE ET DERNIÈRE CONFIGURATIONS AINSI QUE LES MODIFICATIONS POUR OBTENIR LES AUTRES CONFIGURATIONS

Fichier de description de la géométrie initiale :

```
Configuration initiale

#Mach
0.78
#IYsym   IZsym   Zsym
0        0        0.0
#Sref    Cref    Bref
316.678  16.44   27.75
#Xref    Yref    Zref
13.393   0.0     0.6542
#Cd0
0.0
#=====
SURFACE
Avion
#Nchordwise  Cspace
100          1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
ANGLE
0.0
#-----"Cabine"-----
SECTION
#X      Y      Z      C      A      Nspan  Sspace
0       0      0.7    25     0.0    2       1.0
AFILE
la2573a.dat
#
SECTION
0.285      0.5      0.6741    24.685    0.0    2      1.0
AFILE
Pos50cm.dat
#
SECTION
```

0.946	1	0.6734	23.935	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos100cm.dat						
#						
SECTION						
1.802	1.5	0.6698	22.935	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos150cm.dat						
#						
SECTION						
2.751	2	0.6611	21.791	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos200cm.dat						
#						
SECTION						
3.719	2.5	0.6449	20.582	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos250cm.dat						
#						
SECTION						
4.650	3	0.6185	19.370	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos300cm.dat						
#						
SECTION						
5.5	3.504	0.6	18.2	0.0	2	1.0
AFILE						
la2573a.dat						
#						
#-----"LD3"-----						
SECTION						
6.279	4	0.5302	17.066	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos400cm.dat						
#						
SECTION						
7.063	4.5	0.4821	15.870	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos450cm.dat						
#						
SECTION						
7.907819	5.038	0.45	14.5	0.0	2	1.0
AFILE						
la2573a.dat						
#-----"Junction"-----						
SECTION						

8.633	5.5	0.4799	13.230	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos550cm.dat						
#						
SECTION						
9.418	6.0	0.5307	11.764	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos600cm.dat						
#						
SECTION						
10.262271	6.538	0.6	10.15	0.0	2	1.0
AFILE						
sc20712Closed.dat						
#-----"Ailes"-----						
SECTION						
10.667	7	0.6006	9.137	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos700cm.dat						
#						
SECTION						
11.104	7.5	0.6149	8.150	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos750cm.dat						
#						
SECTION						
11.542	8	0.6279	7.286	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos800cm.dat						
#						
SECTION						
11.979	8.5	0.6422	6.532	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos850cm.dat						
#						
SECTION						
12.417	9	0.6560	5.871	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos900cm.dat						
#						
SECTION						
12.855	9.5	0.6713	5.287	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos950cm.dat						
#						
SECTION						
13.292	10	0.6854	4.766	0.0	2	1.0

```

AFILE
Pos1000cm.dat
#
SECTION
13.730      10.5      0.6995      4.297      0.0      2      1.0
AFILE
Pos1050cm.dat
#
SECTION
14.167      11        0.7144      3.873      0.0      2      1.0
AFILE
Pos1100cm.dat
#
SECTION
14.605      11.5      0.7284      3.486      0.0      2      1.0
AFILE
Pos1150cm.dat
#
SECTION
15.043      12        0.7432      3.132      0.0      2      1.0
AFILE
Pos1200cm.dat
#
SECTION
15.480      12.5      0.7572      2.806      0.0      2      1.0
AFILE
Pos1250cm.dat
#
SECTION
15.918      13        0.7718      2.505      0.0      2      1.0
AFILE
Pos1300cm.dat
#
SECTION
16.355      13.5      0.7857      2.226      0.0      2      1.0
AFILE
Pos1350cm.dat
#
SECTION
16.683571   13.875   0.8          2.03      0.0
AFILE
sc20712Closed.dat

```

Fichier de description de la répartition de masse de la configuration initiale :

```

Lunit = 1.0 m
Munit = 1.0 kg
Tunit = 1.0 s

g = 9.81
rho = 0.3      !masse volumique debut de croisiere

#  mass      x      y      z      Ixx      Iyy      Izz      [Ixy  Ixz  Iyz]
#
2336.1  13.862    4.265    0.833    0      0      0      !Fuselage gauche
2336.1  13.862   -4.265    0.833    0      0      0      !Fuselage droit
444.67  15.575    9.241    0.668    0      0      0      !Aile gauche
444.67  15.575   -9.241    0.668    0      0      0      !Aile droite
4449.2  12.5       0         0.700    0      0      0      !Equipement
2544.9  14.654    0         0.413    0      0      0      !Train Principal
449.1   0.9466    0         0.548    0      0      0      !Train avant
3111.6  22.5       0         0.0      0      0      0      !Reacteurs
#
13193.2 13.393    0         0.654    0      0      0      !Mass allowance
#
5497.0  14.734    8.5       0.651    0      0      0      !Fuel gauche
5497.0  14.734   -8.5       0.651    0      0      0      !Fuel droit
467.0   3.759     0         0.0      0      0      0      !Equipage
9340.0  9.8872    0         0.826    0      0      0      !Passagers
2415.0  11.893    0         0.813    0      0      0      !Baggages

```

Pour ajouter les mâts réacteurs à l'analyse, il a fallu ajouter les lignes suivantes au fichier de géométrie précédent :

```

=====
SURFACE
Mât réacteur
#Nchordwise  Cspace
100          1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
ANGLE
0.0

SECTION
#X          Y          Z          C          A          Nspan  Sspace
18.5        2.0        0.3704    3          0.0        2        1.0
AFILE
naca0012.dat
#
SECTION
18.5        2.0        1.8704    3          0.0
AFILE
naca0012.dat

```

et les lignes suivantes au fichier de masse :

54.0	20	2.0	1.1204	0	0	0	!Mât réacteur droit
54.0	20	-2.0	1.1204	0	0	0	!Mât réacteur gauche

Les lignes suivantes correspondent à l'ajout des winglets de 1,5m aux fichiers précédents :

```
#=====
SURFACE
Winglet
#Nchordwise   Cspace
100           1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
ANGLE
0.0

SECTION
#X           Y           Z           C           A           Nspan   Sspace
16.683571   13.875   0.8       2.03        0.0        2       1.0
AFILE
naca0012.dat
#
SECTION
17.383032   13.875   2.3       1.595029    0.0
AFILE
naca0012.dat
```

et

```
32.625   17.923   13.875   1.522   0   0   0   !Winglet droit
32.625   17.923  -13.875   1.522   0   0   0   !Winglet gauche
```

Les lignes suivantes correspondent à l'ajout des winglets de 2m aux fichiers précédents :

```
#=====
SURFACE
Winglet
#Nchordwise   Cspace
100           1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
ANGLE
0.0

SECTION
#X           Y           Z           C           A           Nspan   Sspace
16.683571   13.875   0.8         2.03        0.0        2       1.0
AFILE
naca0012.dat
#
SECTION
17.616186   13.875   2.8         1.450039        0.0
AFILE
naca0012.dat
```

et

41.75	17.995	13.875	1.747	0	0	0	!Winglet droit
41.75	17.995	-13.875	1.747	0	0	0	!Winglet gauche

Les configurations n°2 à n°6 sont donc obtenues en combinant les fichiers de la géométrie initiale avec les portions de fichiers qui représentent les mâts réacteurs et les winglets. Les masses et positions des centres de gravité des mâts réacteurs et des winglets étant fournies, AVL sera capable d'évaluer les changements de masse et les changements de position du centre de gravité de l'avion consécutifs à l'ajout des différentes surfaces verticales.

Les configurations n°7 et n°8 ont été obtenues en modifiant l'angle de torsion et la position du bord d'attaque des ailes. Ces modifications ont été effectuées linéairement de la section située

en $Y=4,5\text{m}$ à la section située en $Y=6,54\text{m}$. De plus, le centre de gravité des ailes, des winglets et du carburant a été reculé d'un mètre dans la configuration n°7 tandis que celui du train principal et de la soute à bagages a été reculé d'un demi-mètre. Le fichier décrivant la répartition de masse n'a pas été modifié entre les configurations n°6 et n°8.

Le fichier décrivant la géométrie de la configuration n°7 est donc le suivant :

```

Layout 6ailes1m
# c=294m/s a 12500m

#Mach
0.78
#IYsym    IZsym    Zsym
0          0          0.0
#Sref     Cref     Bref
316.678   16.44    27.75
#Xref     Yref     Zref
13.776    0.0      0.6578
#Cd0
0.0
#=====
SURFACE
Avion
#Nchordwise  Cspace
100          1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
ANGLE
0.0
#-----"Cabine"-----
SECTION
#X          Y          Z          C          A          Nspan    Sspace
0           0           0.7        25         0.0        2        1.0
AFILE
la2573a.dat
#
SECTION
0.285      0.5          0.6741     24.685     0.0        2        1.0
AFILE
Pos50cm.dat

```

```

#
SECTION
0.946      1      0.6734      23.935      0.0      2      1.0
AFILE
Pos100cm.dat
#
SECTION
1.802      1.5      0.6698      22.935      0.0      2      1.0
AFILE
Pos150cm.dat
#
SECTION
2.751      2      0.6611      21.791      0.0      2      1.0
AFILE
Pos200cm.dat
#
SECTION
3.719      2.5      0.6449      20.582      0.0      2      1.0
AFILE
Pos250cm.dat
#
SECTION
4.650      3      0.6185      19.370      0.0      2      1.0
AFILE
Pos300cm.dat
#
SECTION
5.5      3.504      0.6      18.2      0.0      2      1.0
AFILE
la2573a.dat
#
#-----"LD3"-----
SECTION
6.279      4      0.5302      17.066      0.0      2      1.0
AFILE
Pos400cm.dat
#
SECTION
7.263      4.5      0.4821      15.870      0.0      2      1.0 !X+0.2m
AFILE
Pos450cm.dat
#
SECTION
8.307819  5.038      0.45      14.5      0.0      2      1.0 !X+0.4m
AFILE
la2573a.dat

```



```

#-----"Jonction"-----
SECTION
9.233      5.5      0.4799     13.230     0.0      2      1.0 !X+0.6m
AFILE
Pos550cm.dat
#
SECTION
10.218     6.0      0.5307     11.764     0.0      2      1.0 !X+0.8m
AFILE
Pos600cm.dat
#
SECTION
11.262271 6.538     0.6        10.15      0.0      2      1.0 !X+1m
AFILE
sc20712Closed.dat
#-----"Ailes"-----
SECTION
11.667     7         0.6006     9.137      0.0      2      1.0 !X+1m
AFILE
Pos700cm.dat
#
SECTION
12.104     7.5      0.6149     8.150      0.0      2      1.0
AFILE
Pos750cm.dat
#
SECTION
12.542     8         0.6279     7.286      0.0      2      1.0
AFILE
Pos800cm.dat
#
SECTION
12.979     8.5      0.6422     6.532      0.0      2      1.0
AFILE
Pos850cm.dat
#
SECTION
13.417     9         0.6560     5.871      0.0      2      1.0
AFILE
Pos900cm.dat
#
SECTION
13.855     9.5      0.6713     5.287      0.0      2      1.0
AFILE
Pos950cm.dat
#

```

SECTION						
14.292	10	0.6854	4.766	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos1000cm.dat						
#						
SECTION						
14.730	10.5	0.6995	4.297	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos1050cm.dat						
#						
SECTION						
15.167	11	0.7144	3.873	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos1100cm.dat						
#						
SECTION						
15.605	11.5	0.7284	3.486	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos1150cm.dat						
#						
SECTION						
16.043	12	0.7432	3.132	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos1200cm.dat						
#						
SECTION						
16.480	12.5	0.7572	2.806	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos1250cm.dat						
#						
SECTION						
16.918	13	0.7718	2.505	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos1300cm.dat						
#						
SECTION						
17.355	13.5	0.7857	2.226	0.0	2	1.0
AFILE						
Pos1350cm.dat						
#						
SECTION						
17.683571	13.875	0.8	2.03	0.0		
AFILE						
sc20712Closed.dat						
#=====						

```

SURFACE
Winglet
#Nchordwise Cspace
100          1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
ANGLE
0.0

SECTION
17.683571   13.875  0.8          2.03          0.0    2    1.0
AFILE
naca0012.dat
#
SECTION
18.616186   13.875  2.8          1.450039  0.0
AFILE
naca0012.dat

#=====
SURFACE
Mât réacteur
#Nchordwise Cspace
100          1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
ANGLE
0.0

SECTION
18.5          2.0          0.3704    3          0.0    2    1.0
AFILE
naca0012.dat
#
SECTION
18.5          2.0          1.8704    3          0.0
AFILE
naca0012.dat

```

et le fichier de répartition des masses est le suivant :

```

Lunit = 1.0 m
Munit = 1.0 kg
Tunit = 1.0 s

g = 9.81
rho = 0.3
!rho = 1.225

# mass      x      y      z      Ixx      Iyy      Izz [ Ixy  Ixz  Iyz ]
#
2336.1  13.862  4.265  0.833  0  0  0  !Fuselage droit
2336.1  13.862 -4.265  0.833  0  0  0  !Fuselage gauche
444.67  16.575  9.241  0.668  0  0  0  !Aile droite
444.67  16.575 -9.241  0.668  0  0  0  !Aile gauche
4449.2  12.5    0      0.700  0  0  0  !Equipement
2544.9  15.0    0      0.413  0  0  0  !Train Principal
449.1   0.9466  0      0.548  0  0  0  !Train avant
3111.6  22.5    0      0.0    0  0  0  !Moteurs
54.0    20      2.0    1.1204 0  0  0  !Mât réacteur droit
54.0    20      -2.0   1.1204 0  0  0  !Mât réacteur gauche
#
13193.2 13.776  0      0.6578 0  0  0  !Mass allowance
#
5497.0  15.734  8.5    0.651  0  0  0  !Fuel droit
5497.0  15.734 -8.5    0.651  0  0  0  !Fuel gauche
467.0   3.759  0      0.0    0  0  0  !Equipage
9340.0  9.8872  0      0.826  0  0  0  !Passagers
2415.0  12.393  0      0.813  0  0  0  !Baggages
#
41.75   18.995  13.875 1.747  0  0  0  !Winglet droit
41.75   18.995 -13.875 1.747  0  0  0  !Winglet gauche

```

Pour la configuration n°8, le fichier de répartition des masses est identique à celui de la configuration n°6 et le fichier de description de la géométrie est le suivant :

```

Layout 6twist
# c=294m/s a 12500m

#Mach
0.78
#IYsym  IZsym  Zsym
0      0      0.0
#Sref   Cref   Bref

```

```

316.678  16.44  27.75
#Xref    Yref    Zref
13.41    0.0      0.6569
#Cd0
0.0
#=====
SURFACE
Avion
#Nchordwise  Cspace
100          1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
ANGLE
0.0
#-----"Cabine"-----
SECTION
#X          Y          Z          C          A          Nspan    Sspace
0           0           0.7        25         0.0        2         1.0
AFILE
la2573a.dat
#
SECTION
0.285      0.5          0.6741     24.685     0.0        2         1.0
AFILE
Pos50cm.dat
#
SECTION
0.946      1            0.6734     23.935     0.0        2         1.0
AFILE
Pos100cm.dat
#
SECTION
1.802      1.5          0.6698     22.935     0.0        2         1.0
AFILE
Pos150cm.dat
#
SECTION
2.751      2            0.6611     21.791     0.0        2         1.0
AFILE
Pos200cm.dat
#
SECTION
3.719      2.5          0.6449     20.582     0.0        2         1.0
AFILE

```

```

Pos250cm.dat
#
SECTION
4.650      3      0.6185    19.370    0.0      2      1.0
AFILE
Pos300cm.dat
#
SECTION
5.5        3.504    0.6       18.2      0.0      2      1.0
AFILE
la2573a.dat
#
#-----"LD3"-----
SECTION
6.279      4      0.5302    17.066    0.0      2      1.0
AFILE
Pos400cm.dat
#
SECTION
7.063      4.5     0.4821    15.870    -0.6     2      1.0
AFILE
Pos450cm.dat
#
SECTION
7.907819   5.038    0.45      14.5      -1.2     2      1.0
AFILE
la2573a.dat
#-----"Junction"-----
SECTION
8.633      5.5     0.4799    13.230    -1.8     2      1.0
AFILE
Pos550cm.dat
#
SECTION
9.418      6.0     0.5307    11.764    -2.4     2      1.0
AFILE
Pos600cm.dat
#
SECTION
10.262271  6.538    0.6       10.15     -3.0     2      1.0
AFILE
sc20712Closed.dat
#-----"Ailes"-----
SECTION
10.667     7      0.6006    9.137     -3.0     2      1.0
AFILE

```

Pos700cm.dat
#
SECTION
11.104 7.5 0.6149 8.150 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos750cm.dat
#
SECTION
11.542 8 0.6279 7.286 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos800cm.dat
#
SECTION
11.979 8.5 0.6422 6.532 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos850cm.dat
#
SECTION
12.417 9 0.6560 5.871 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos900cm.dat
#
SECTION
12.855 9.5 0.6713 5.287 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos950cm.dat
#
SECTION
13.292 10 0.6854 4.766 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos1000cm.dat
#
SECTION
13.730 10.5 0.6995 4.297 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos1050cm.dat
#
SECTION
14.167 11 0.7144 3.873 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos1100cm.dat
#
SECTION
14.605 11.5 0.7284 3.486 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos1150cm.dat

```

#
SECTION
15.043      12      0.7432      3.132      -3.0      2      1.0
AFILE
Pos1200cm.dat
#
SECTION
15.480      12.5    0.7572      2.806      -3.0      2      1.0
AFILE
Pos1250cm.dat
#
SECTION
15.918      13      0.7718      2.505      -3.0      2      1.0
AFILE
Pos1300cm.dat
#
SECTION
16.355      13.5    0.7857      2.226      -3.0      2      1.0
AFILE
Pos1350cm.dat
#
SECTION
16.683571   13.875  0.8          2.03       -3.0
AFILE
sc20712Closed.dat

#=====
SURFACE
Winglet
#Nchordwise  Cspace
100          1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
ANGLE
0.0

SECTION
16.683571   13.875  0.8          2.03       -3.0      2      1.0
AFILE
naca0012.dat
#
SECTION
17.616186   13.875  2.8          1.450039   -3.0
AFILE

```



```

naca0012.dat

#-----
SURFACE
Mât réacteur
#Nchordwise  Cspace
100          1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
ANGLE
0.0

SECTION
18.5         2.0         0.3704    3          0.0    2          1.0
AFILE
naca0012.dat
#
SECTION
18.5         2.0         1.8704    3          0.0
AFILE
naca0012.dat

```

La configuration n°9 a permis de combiner les modifications des deux configurations précédentes plus une modification de l'aménagement intérieur. Afin que l'enveloppe extérieure de l'avion ne soit pas en collision avec la soute à bagage dans son nouvel emplacement, la corde a été augmentée de la section Y=1,5 à la section Y=5,5m incluses. Les deux fichiers décrivant cette configuration sont fournis par la suite :

```

Configuration n9

#Mach
0.78
#IYsym  IZsym  Zsym
0        0        0.0
#Sref   Cref   Bref
328.162 17.01  27.75
#Xref   Yref   Zref
12.028  0.0    0.6928
#Cd0
0.0

```

```

#=====
SURFACE
Avion
#Nchordwise  Cspace
100          1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
ANGLE
0.0
#-----"Cabine"-----
SECTION
#X          Y          Z          C          A          Nspan  Sspace
0           0           0.7        25         0.0        2        1.0
AFILE
la2573a.dat
#
SECTION
0.285       0.5         0.6741     24.685     0.0        2        1.0
AFILE
Pos50cm.dat
#
SECTION
0.946       1            0.6734     23.935     0.0        2        1.0
AFILE
Pos100cm.dat
#
SECTION
1.752       1.5         0.6698     23.135     0.0        2        1.0
AFILE
Pos150cm.dat
#
SECTION
2.651       2.0         0.6611     22.191     0.0        2        1.0
AFILE
Pos200cm.dat
#
SECTION
3.569       2.5         0.6449     21.182     0.0        2        1.0
AFILE
Pos250cm.dat
#
SECTION
4.450       3.0         0.6185     20.170     0.0        2        1.0
AFILE

```

```

Pos300cm.dat
#
SECTION
5.25          3.504    0.6          19.2          0.0    2          1.0
AFILE
la2573a.dat
#
#-----"LD3"-----
SECTION
6.079          4.0      0.5302      17.866        0.0    2          1.0
AFILE
Pos400cm.dat
#
SECTION
6.913          4.5      0.4821      16.470       -0.6    2          1.0
AFILE
Pos450cm.dat
#
SECTION
7.807819      5.038    0.45        14.9          -1.2    2          1.0
AFILE
la2573a.dat
#-----"Junction"-----
SECTION
8.583          5.5      0.4799      13.430       -1.8    2          1.0
AFILE
Pos550cm.dat
#
SECTION
9.418          6.0      0.5307      11.764       -2.4    2          1.0
AFILE
Pos600cm.dat
#
SECTION
10.512271     6.538    0.6          10.15        -3.0    2          1.0
AFILE
sc20712Closed.dat
#-----"Ailes"-----
SECTION
11.167         7         0.6006      9.137        -3.0    2          1.0
AFILE
Pos700cm.dat
#
SECTION
11.854         7.5      0.6149      8.150        -3.0    2          1.0
AFILE

```

Pos750cm.dat
#
SECTION
12.542 8 0.6279 7.286 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos800cm.dat
#
SECTION
12.979 8.5 0.6422 6.532 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos850cm.dat
#
SECTION
13.417 9 0.6560 5.871 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos900cm.dat
#
SECTION
13.855 9.5 0.6713 5.287 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos950cm.dat
#
SECTION
14.292 10 0.6854 4.766 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos1000cm.dat
#
SECTION
14.730 10.5 0.6995 4.297 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos1050cm.dat
#
SECTION
15.167 11 0.7144 3.873 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos1100cm.dat
#
SECTION
15.605 11.5 0.7284 3.486 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos1150cm.dat
#
SECTION
16.043 12 0.7432 3.132 -3.0 2 1.0
AFILE
Pos1200cm.dat

```

#
SECTION
16.480      12.5      0.7572      2.806      -3.0      2      1.0
AFILE
Pos1250cm.dat
#
SECTION
16.918      13      0.7718      2.505      -3.0      2      1.0
AFILE
Pos1300cm.dat
#
SECTION
17.355      13.5      0.7857      2.226      -3.0      2      1.0
AFILE
Pos1350cm.dat
#
SECTION
17.683571   13.875   0.8      2.03      -3.0
AFILE
sc20712Closed.dat

#=====
SURFACE
Winglet
#Nchordwise  Cspace
100      1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
ANGLE
0.0

SECTION
#X      Y      Z      C      A      Nspan      Sspace
17.683571   13.875   0.8      2.03      0.0      2      1.0
AFILE
naca0012.dat
#
SECTION
18.616186   13.875   2.8      1.450039   0.0
AFILE
naca0012.dat

#=====
SURFACE

```

```

Mât réacteur
#Nchordwise  Cspace
100          1.0
#
YDUPLICATE
0.0
#
ANGLE
0.0

SECTION
#X          Y          Z          C          A          Nspan  Sspace
18.5        2.0        0.3704   3          0.0        2        1.0
AFILE
naca0012.dat
#
SECTION
18.5        2.0        1.8704   3          0.0
AFILE
naca0012.dat

```

Les lignes du fichier suivant étant trop longues, chaque composant est nommé sur la ligne suivant ses données de masse et inertie propre.

```

Lunit = 1.0 m
Munit = 1.0 kg
Tunit = 1.0 s

g = 9.81
rho = 0.3      !Densite en altitude de croisiere

#  mass  x          y          z          Ixx          Iyy          Izz
#
1852.3  13.455   2.838   0.885   72385   7739   76581
!Fuselage droit
1852.3  13.455  -2.838   0.885   72385   7739   76581
!Fuselage gauche
483.25  15.81    9.293   0.654   2160    1917   3996
!Aile droite
483.25  15.81   -9.293   0.654   2160    1917   3996
!Aile gauche
4449.2  12.5     0        0.700    0        0        0
!Equipement

```

2544.9	13.746	0	0.3725	319	50492	50522
!Train Principal						
449.1	0.9466	0	0.548	0	0	0
!Train avant						
3111.6	22.5	0	0.0	0	0	0
!Moteurs						
54.0	20	2.0	1.1204	0	0	0
!Mât réacteur droit						
54.0	20	-2.0	1.1204	0	0	0
!Mât réacteur gauche						
#						
13193.2	12.028	0	0.693	0	0	0
!Mass allowance						
#						
5497.0	9.509	4.691	0.791	5791	2855	5859
!Fuel droit						
5497.0	9.509	-4.691	0.791	5791	2855	5859
!Fuel gauche						
467.0	3.759	0	0.0	0	0	0
!Equipage						
9340.0	9.8872	0	0.826	94016	35294	123512
!Passagers						
2415.0	14.967	0	0.773	1006	13502	13444
!Baggages						
#						
41.75	18.995	13.875	1.747	0	0	0
!Winglet droit						
41.75	18.995	-13.875	1.747	0	0	0
!Winglet gauche						

ANNEXE III

DONNÉES D'AVL POUR L'ANALYSE DYNAMIQUE

Captures d'écran des données fournies par AVL suite aux simulations des neuf configurations différentes de l'appareil. Chaque configuration possède deux figures qui représentent les données de stabilité statique et dynamique. En plus de cela, l'angle d'incidence en croisière est fourni par les captures d'écran. Le C_D a été évalué pour un angle d'incidence supérieur de $0,1^\circ$ afin de pouvoir calculer le C_{D_α} et est indiqué pour chaque configuration. En plus de cela, le C_L et le C_m ont été évalués pour une vitesse de tangage de $1^\circ/s$ afin de pouvoir calculer les coefficients C_{L_α} et C_{m_α} de chaque configuration.

Vortex Lattice Output -- Total Forces			
Configuration: Layout 6bis			
# Surfaces =	2		
# Strips =	112		
# Vortices =	5600		
Sref =	316.68	Cref =	16.440
Xref =	13.393	Yref =	0.0000
		Bref =	27.750
		Zref =	0.65418
Standard axis orientation, X fwd, Z down			
Run case: a0			
Alpha =	-0.73653	pb/2U =	-0.00000
Beta =	0.00000	qc/2U =	0.00000
Mach =	0.780	rb/2U =	-0.00000
		p'b/2U =	-0.00000
CXtot =	-0.01286	CLtot =	0.00000
CYtot =	-0.00000	Cmtot =	-0.02325
CZtot =	-0.20613	Cntot =	-0.00000
		CL'tot =	0.00000
		Cn'tot =	-0.00000
CLtot =	0.20627		
CDtot =	0.01020		
CDvis =	0.00000	CDind =	0.01020
CLff =	0.20618	CDff =	0.00968
CYff =	0.00000	e =	0.5749
			! Trefftz
			! Plane
Stability-axis derivatives...			
		alpha	beta
z' force CL :	CLa =	3.004204	CLb = -0.000000
y force CY :	CYa =	-0.000000	CYb = -0.005359
x' mom. Cl' :	CLa =	-0.000000	CLb = -0.009272
y mom. Cm :	Cma =	0.275512	Cmb = 0.000000
z' mom. Cn' :	Cna =	-0.000000	Cnb = -0.002762
		roll rate p'	pitch rate q'
z' force CL :	CLp =	0.000000	CLq = 1.968343
y force CY :	CYp =	0.024581	CYq = -0.000000
x' mom. Cl' :	CLp =	-0.209633	CLq = 0.000000
y mom. Cm :	Cmp =	0.000000	Cmq = -0.459260
z' mom. Cn' :	Cnp =	-0.014834	Cnq = -0.000000
		yaw rate r'	
z' force CL :	CLr =	-0.000000	
y force CY :	CYr =	0.005004	
x' mom. Cl' :	CLr =	0.065403	
y mom. Cm :	Cmr =	-0.000000	
z' mom. Cn' :	Cnr =	-0.004782	
Neutral point Xnp = 11.885170			
Clb Cnr / CLr Cnb = -0.245429 < > 1 if spirally stable >			

Figure-A III-1 Données relatives à la stabilité statique de la configuration initiale

Vortex Lattice Output -- Total Forces			
Configuration: Layout 6bis			
# Surfaces = 2			
# Strips = 112			
# Vortices = 5600			
Sref = 316.68	Cref = 16.440	Bref = 27.750	
Xref = 13.393	Yref = 0.0000	Zref = 0.65418	
Standard axis orientation, X fwd, Z down			
Run case: a0			
Alpha = -0.73653	pb/2U = -0.00000	p'b/2U = -0.00000	
Beta = 0.00000	qc/2U = 0.00000		
Mach = 0.780	rb/2U = -0.00000	r'b/2U = -0.00000	
CXtot = -0.01286	Cltot = 0.00000	Cl'tot = 0.00000	
CYtot = -0.00000	Cmtot = -0.02325		
CZtot = -0.20613	Cntot = -0.00000	Cn'tot = -0.00000	
CLtot = 0.20627			
CDtot = 0.01020			
CDvis = 0.00000	CDind = 0.01020		
CLff = 0.20618	CDff = 0.00968	! Trefftz	
CYff = 0.00000	e = 0.5749	! Plane	

Geometry-axis derivatives...			
	axial vel. u	sideslip vel. v	normal vel. w
x force CX	CXu = -0.025516	CXv = -0.000000	CXw = 0.015354
y force CY	CYu = -0.000000	CYv = -0.005359	CYw = -0.000000
z force CZ	CZu = -0.450974	CZv = 0.000000	CZw = -3.009303
x mom. Cl	Clu = 0.000000	Clv = -0.009307	Clw = -0.000000
y mom. Cm	Cmu = -0.042955	Cmv = 0.000000	Cmw = 0.276087
z mom. Cn	Cnu = -0.000000	Cnv = -0.002643	Cnw = 0.000000
	roll rate p	pitch rate q	yaw rate r
x force CX	CXp = -0.000000	CXq = -0.047502	CXr = -0.000000
y force CY	CYp = 0.024644	CYq = -0.000000	CYr = 0.004687
z force CZ	CZp = -0.000000	CZq = -1.967895	CZr = 0.000000
x mom. Cl	Clp = -0.208949	Clq = 0.000000	Clr = 0.068028
y mom. Cm	Cmp = 0.000000	Cmq = -0.459260	Cmr = -0.000000
z mom. Cn	Cnp = -0.012210	Cnq = -0.000000	Cnr = -0.005466

Figure-A III-2 Données relatives à la stabilité dynamique de la configuration initiale

Pour la configuration initiale, le coefficient de trainée à $\alpha = -0.637^\circ$ est de $C_D = 0.0105$.

Tandis qu'à $\alpha = -0.737^\circ$ et $\dot{\alpha} = 1^\circ/s$, $C_L = 0.208$ et $C_m = -0.0235$.

Vortex Lattice Output -- Total Forces

Configuration: Layout 6mat

Surfaces = 4
Strips = 116
Vortices = 5800

Sref = 316.68 Cref = 16.440 Bref = 27.750
Xref = 13.412 Yref = 0.0000 Zref = 0.65514

Standard axis orientation, X fwd, Z down

Run case: a0

Alpha = -0.72811	pb/2U = -0.00000	p'b/2U = -0.00000
Beta = 0.00000	qc/2U = 0.00000	
Mach = 0.780	rb/2U = -0.00000	r'b/2U = -0.00000
CXtot = -0.01285	CLtot = 0.00000	CL'tot = 0.00000
CYtot = -0.00000	Cmtot = -0.02297	
CZtot = -0.20655	Cntot = -0.00000	Cn'tot = -0.00000
CLtot = 0.20670		
CDtot = 0.01023		
CDvis = 0.00000	CDind = 0.01023	
CLff = 0.20661	CDff = 0.00970	! Trefftz
CYff = 0.00000	e = 0.5760	! Plane

Stability-axis derivatives...

		alpha	beta			
z' force CL	!	CLa = 3.003984	CLb = -0.000000			
y force CY	!	CYa = -0.000000	CYb = -0.027561			
x' mom. CL'	!	CLa = -0.000000	CLb = -0.008693			
y mom. Cm	!	Cma = 0.278991	Cmb = 0.000000			
z' mom. Cn'	!	Cna = -0.000000	Cnb = 0.002653			
		roll rate p'	pitch rate q'		yaw rate r'	
z' force CL	!	CLp = -0.000000	CLq = 1.961455	CLr = -0.000000		
y force CY	!	CYp = 0.024637	CYq = -0.000000	CYr = 0.019858		
x' mom. CL'	!	CLp = -0.209624	CLq = 0.000000	CLr = 0.065076		
y mom. Cm	!	Cmp = 0.000000	Cmq = -0.457633	Cmr = -0.000000		
z' mom. Cn'	!	Cnp = -0.014822	Cnq = -0.000000	Cnr = -0.008601		

Neutral point Xnp = 11.884706

CLb Cnr / CLr Cnb = 0.433117 < > 1 if spirally stable >

Figure-A III-3 Données relatives à la stabilité statique de la configuration avec mâts réacteurs

Vortex Lattice Output -- Total Forces			
Configuration: Layout 6mat			
# Surfaces = 4			
# Strips = 116			
# Vortices =5800			
Sref = 316.68	Cref = 16.440	Bref = 27.750	
Xref = 13.412	Yref = 0.0000	Zref = 0.65514	
Standard axis orientation, X fwd, Z down			
Run case: a0			
Alpha = -0.72811	pb/2U = -0.00000	p'b/2U = -0.00000	
Beta = 0.00000	qc/2U = 0.00000		
Mach = 0.780	rb/2U = -0.00000	r'b/2U = -0.00000	
CXtot = -0.01285	Cltot = 0.00000	Cl'tot = 0.00000	
CYtot = -0.00000	Cmtot = -0.02297		
CZtot = -0.20655	Cntot = -0.00000	Cn'tot = -0.00000	
CLtot = 0.20670			
CDtot = 0.01023			
CDvis = 0.00000	CDind = 0.01023		
CLff = 0.20661	CDff = 0.00970		! Trefftz
CYff = 0.00000	e = 0.5760		! Plane

Geometry-axis derivatives...			
	axial vel. u	sideslip vel. v	normal vel. w
x force CX	CXu = -0.025506	CXv = -0.000000	CXw = 0.015887
y force CY	CYu = -0.000000	CYv = -0.027561	CYw = -0.000000
z force CZ	CZu = -0.451381	CZv = 0.000000	CZw = -3.009160
x mom. Cl	Clu = -0.000000	Clv = -0.008659	Clw = 0.000000
y mom. Cm	Cmu = -0.042392	Cmv = 0.000000	Cmw = 0.279552
z mom. Cn	Cnu = -0.000000	Cnv = 0.002763	Cnw = -0.000000
	roll rate p	pitch rate q	yaw rate r
x force CX	CXp = -0.000000	CXq = -0.047566	CXr = -0.000000
y force CY	CYp = 0.024887	CYq = -0.000000	CYr = 0.019544
z force CZ	CZp = -0.000000	CZq = -1.961009	CZr = -0.000000
x mom. Cl	Clp = -0.208953	Clq = 0.000000	Clr = 0.067623
y mom. Cm	Cmp = 0.000000	Cmq = -0.457633	Cmr = -0.000000
z mom. Cn	Cnp = -0.012275	Cnq = -0.000000	Cnr = -0.009272

Figure-A III-4 Données relatives à la stabilité dynamique de la configuration avec mâts réacteurs

Pour la configuration avec les mâts réacteurs, le coefficient de trainée à $\alpha = -0.628^\circ$ est de $C_D = 0.0105$. Tandis qu'à $\alpha = -0.728^\circ$ et $\dot{\alpha} = 1^\circ/\text{s}$, $C_L = 0.208$ et $C_m = -0.0232$.

Vortex Lattice Output -- Total Forces

Configuration: Layout 6w1.5

Surfaces = 4
Strips = 116
Vortices = 5800

Sref = 316.68 Cref = 16.440 Bref = 27.750
Xref = 13.398 Yref = 0.0000 Zref = 0.65526

Standard axis orientation, X fwd, Z down

Run case: a0

Alpha = -0.75578 pb/2U = -0.00000 p'b/2U = -0.00000
Beta = 0.00000 qc/2U = 0.00000
Mach = 0.780 rb/2U = -0.00000 r'b/2U = -0.00000

CXtot = -0.01287 Cltot = 0.00000 Cl'tot = 0.00000
CYtot = -0.00000 Cmtot = -0.02347
CZtot = -0.20638 Cntot = -0.00000 Cn'tot = -0.00000

CLtot = 0.20653
CDtot = 0.01015
CDvis = 0.00000 CDind = 0.01015
CLff = 0.20629 CDff = 0.00935 | Trefftz
CYff = 0.00000 e = 0.5960 | Plane

Stability-axis derivatives...

		alpha		beta	
z' force	CL	CLa =	3.018561	CLb =	0.000000
y force	CY	CYa =	-0.000000	CYb =	-0.028581
x' mom.	Cl'	Cl'a =	0.000000	Cl'b =	-0.014795
y mom.	Cm	Cma =	0.274348	Cmb =	-0.000000
z' mom.	Cn'	Cna =	-0.000000	Cnb =	-0.000058

		roll rate p'		pitch rate q'		yaw rate r'	
z' force	CL	CLp =	-0.000000	CLq =	1.973431	CLr =	0.000000
y force	CY	CYp =	0.014647	CYq =	-0.000000	CYr =	0.016745
x' mom.	Cl'	Clp =	-0.212295	Clq =	0.000000	Clr =	0.067906
y mom.	Cm	Cmp =	0.000000	Cmq =	-0.459923	Cmr =	0.000000
z' mom.	Cn'	Cnp =	-0.013719	Cnq =	-0.000000	Cnr =	-0.006362

Neutral point Xnp = 11.904301

Figure-A III-5 Données relatives à la stabilité statique de la configuration avec winglets de 1,5m

Vortex Lattice Output -- Total Forces			
Configuration: Layout 6w1.5			
# Surfaces = 4			
# Strips = 116			
# Vortices =5800			
Sref = 316.68	Cref = 16.440	Bref = 27.750	
Xref = 13.398	Yref = 0.0000	Zref = 0.65526	
Standard axis orientation, X fwd, Z down			
Run case: a0			
Alpha = -0.75578	ph/2U = -0.00000	p'b/2U = -0.00000	
Beta = 0.00000	qc/2U = 0.00000		
Mach = 0.780	rb/2U = -0.00000	r'b/2U = -0.00000	
CXtot = -0.01287	Cltot = 0.00000	Cl'tot = 0.00000	
CYtot = -0.00000	Cmtot = -0.02347		
CZtot = -0.20638	Cntot = -0.00000	Cn'tot = -0.00000	
CLtot = 0.20653			
CDtot = 0.01015			
CDvis = 0.00000	CDind = 0.01015		
CLff = 0.20629	CDff = 0.00935		! Trefftz
CYff = 0.00000	e = 0.5960		! Plane

Geometry-axis derivatives...			
	axial vel. u	sideslip vel. v	normal vel. w
x force CX	CXu = -0.025545	CXv = -0.000000	CXw = 0.015038
y force CY	CYu = -0.000000	CYv = -0.028581	CYw = -0.000000
z force CZ	CZu = -0.452679	CZv = 0.000000	CZw = -3.023458
x mom. Cl	Clu = 0.000000	Clv = -0.014794	Clw = 0.000000
y mom. Cm	Cmu = -0.043326	Cmv = -0.000000	Cmw = 0.274943
z mom. Cn	Cnu = -0.000000	Cnv = 0.000137	Cnw = -0.000000
	roll rate p	pitch rate q	yaw rate r
x force CX	CXp = -0.000000	CXq = -0.047183	CXr = -0.000000
y force CY	CYp = 0.014866	CYq = -0.000000	CYr = 0.016551
z force CZ	CZp = 0.000000	CZq = -1.972980	CZr = 0.000000
x mom. Cl	Clp = -0.211545	Clq = 0.000000	Clr = 0.070613
y mom. Cm	Cmp = 0.000000	Cmq = -0.459923	Cmr = 0.000000
z mom. Cn	Cnp = -0.011013	Cnq = -0.000000	Cnr = -0.007112

Figure-A III-6 Données relatives à la stabilité dynamique de la configuration avec winglets de 1,5m

Pour la configuration avec les winglets de 1,5m, le coefficient de trainée à $\alpha = -0.656^\circ$ est de $C_D = 0.0104$. Tandis qu'à $\alpha = -0.756^\circ$ et $\dot{\alpha} = 1^\circ/\text{s}$, $C_L = 0.207$ et $C_m = -0.0237$.

Vortex Lattice Output -- Total Forces
Configuration: Layout 6matw2.0

 # Surfaces = 6
 # Strips = 120
 # Vortices = 6000

 Sref = 316.68 Cref = 16.440 Bref = 27.750
 Xref = 13.414 Yref = 0.0000 Zref = 0.65687

Standard axis orientation, X fwd, Z down

Run case: a0

 Alpha = -0.76038 pb/2U = -0.00000 p'b/2U = -0.00000
 Beta = 0.00000 qc/2U = 0.00000
 Mach = 0.780 rh/2U = -0.00000 r'b/2U = -0.00000

 CXtot = -0.01287 Cltot = 0.00000 Cl'tot = 0.00000
 CYtot = -0.00000 Cmtot = -0.02342
 CZtot = -0.20687 Cntot = -0.00000 Cn'tot = -0.00000

 CLtot = 0.20703
 CDtot = 0.01012
 CDvis = 0.00000 CDind = 0.01012
 CLff = 0.20668 CDff = 0.00918 ! Trefftz
 CYff = -0.00000 e = 0.6092 ! Plane

Stability-axis derivatives...

		alpha		beta	
z' force	CL	CLa = 3.027266	CLb = -0.000000		
y force	CY	CYa = 0.000000	CYb = -0.068180		
x' mom.	Cl'	Cl'a = 0.000000	Cl'b = -0.017478		
y mom.	Cm	Cma = 0.275793	Cmb = 0.000000		
z' mom.	Cn'	Cna = 0.000000	Cnb = 0.006332		

		roll rate p'	pitch rate q'	yaw rate r'
z' force	CL	CLp = -0.000000	CLq = 1.972228	CLr = 0.000000
y force	CY	CYp = 0.006520	CYq = -0.000000	CYr = 0.037886
x' mom.	Cl'	Clp = -0.214121	Clq = 0.000000	Clr = 0.069081
y mom.	Cm	Cmp = 0.000000	Cmq = -0.459324	Cmr = -0.000000
z' mom.	Cn'	Cnp = -0.012717	Cnq = -0.000000	Cnr = -0.010120

Neutral point Xnp = 11.915954

Clb Cnr / Clr Cnb = 0.404362 < > 1 if spirally stable >

Figure-A III-7 Données relatives à la stabilité statique de la configuration avec winglets de 2m

Vortex Lattice Output -- Total Forces			
Configuration: Layout 6matw2.0			
# Surfaces = 6			
# Strips = 120			
# Vortices = 6000			
Sref = 316.68	Cref = 16.440	Bref = 27.750	
Xref = 13.414	Yref = 0.0000	Zref = 0.65687	
Standard axis orientation, X fwd, Z down			
Run case: a0			
Alpha = -0.76038	pb/2U = -0.00000	p'b/2U = -0.00000	
Beta = 0.00000	qc/2U = 0.00000		
Mach = 0.780	rb/2U = -0.00000	r'b/2U = -0.00000	
CXtot = -0.01287	Cltot = 0.00000	Cl'tot = 0.00000	
CYtot = -0.00000	Cmtot = -0.02342		
CZtot = -0.20687	Cntot = -0.00000	Cn'tot = -0.00000	
CLtot = 0.20703			
CDtot = 0.01012			
CDvis = 0.00000	CDind = 0.01012		
CLff = 0.20668	CDff = 0.00918		! Trefftz
CYff = -0.00000	e = 0.6092		! Plane

Geometry-axis derivatives...			
	axial vel. u	sideslip vel. v	normal vel. w
x force CX :	CXu = -0.025539	CXv = -0.000000	CXw = 0.015424
y force CY :	CYu = -0.000000	CYv = -0.068180	CYw = 0.000000
z force CZ :	CZu = -0.454027	CZv = 0.000000	CZw = -3.032099
x mom. Cl :	Clu = 0.000000	Clv = -0.017392	Clw = 0.000000
y mom. Cm :	Cmu = -0.043181	Cmv = 0.000000	Cmw = 0.276390
z mom. Cn :	Cnu = -0.000000	Cnv = 0.006563	Cnw = -0.000000
	roll rate p	pitch rate q	yaw rate r
x force CX :	CXp = -0.000000	CXq = -0.046974	CXr = -0.000000
y force CY :	CYp = 0.007022	CYq = -0.000000	CYr = 0.037796
z force CZ :	CZp = -0.000000	CZq = -1.971778	CZr = -0.000000
x mom. Cl :	Clp = -0.213337	Clq = 0.000000	Clr = 0.071778
y mom. Cm :	Cmp = 0.000000	Cmq = -0.459324	Cmr = -0.000000
z mom. Cn :	Cnp = -0.010020	Cnq = -0.000000	Cnr = -0.010904

Figure-A III-8 Données relatives à la stabilité dynamique de la configuration avec winglets de 2m

Pour la configuration avec les winglets de 2m, le coefficient de trainée à $\alpha = -0.669^\circ$ est de $C_D = 0.0104$. Tandis qu'à $\alpha = -0.769^\circ$ et $\dot{\alpha} = 1^\circ/s$, $C_L = 0.207$ et $C_m = -0.0238$.

Vortex Lattice Output -- Total Forces
Configuration: Layout 6matw1.5

 # Surfaces = 6
 # Strips = 120
 # Vortices = 6000

 Sref = 316.68 Cref = 16.440 Bref = 27.750
 Xref = 13.412 Yref = 0.0000 Zref = 0.65621

Standard axis orientation, X fwd, Z down

Run case: a0

Alpha = -0.74747	pb/2U = -0.00000	p'b/2U = -0.00000
Beta = 0.00000	qc/2U = 0.00000	
Mach = 0.780	rb/2U = -0.00000	r'b/2U = -0.00000
CXtot = -0.01287	CLtot = 0.00000	CL'tot = 0.00000
CYtot = -0.00000	Cmtot = -0.02326	
CZtot = -0.20681	Cntot = -0.00000	Cn'tot = -0.00000
CLtot = 0.20696		
CDtot = 0.01017		
CDvis = 0.00000	CDind = 0.01017	
CLff = 0.20671	CDff = 0.00937	! Trefftz
CYff = -0.00000	e = 0.5971	! Plane

Stability-axis derivatives...

		alpha		beta			
z' force	CL	CLa = 3.018377	CLb = -0.000000				
y force	CY	CYa = 0.000000	CYb = -0.050648				
x' mom.	CL'	CLa = -0.000000	CLb = -0.013890				
y mom.	Cm	Cma = 0.276874	Cmb = -0.000000				
z' mom.	Cn'	Cna = 0.000000	Cnb = 0.004123				
		roll rate p'		pitch rate q'		yaw rate r'	
z' force	CL	CLp = -0.000000	CLq = 1.968423	CLr = -0.000000			
y force	CY	CYp = 0.014753	CYq = -0.000000	CYr = 0.029146			
x' mom.	CL'	CLp = -0.212287	CLq = 0.000000	CLr = 0.067460			
y mom.	Cm	Cmp = 0.000000	Cmq = -0.458741	Cmr = 0.000000			
z' mom.	Cn'	Cnp = -0.013730	Cnq = -0.000000	Cnr = -0.008908			

Neutral point Xnp = 11.903979

Clb Cnr / Clr Cnb = 0.444817 < > 1 if spirally stable >

Figure-A III-9 Données relatives à la stabilité statique de la configuration avec winglets de 1,5m et mâts réacteurs

Vortex Lattice Output -- Total Forces			
Configuration: Layout 6matw1.5			
# Surfaces = 6			
# Strips = 120			
# Vortices = 6000			
Sref = 316.68	Cref = 16.440	Bref = 27.750	
Xref = 13.412	Yref = 0.0000	Zref = 0.65621	
Standard axis orientation, X fwd, Z down			
Run case: a0			
Alpha = -0.74747	pb/2U = -0.00000	p'b/2U = -0.00000	
Beta = 0.00000	qc/2U = 0.00000		
Mach = 0.780	rb/2U = -0.00000	r'b/2U = -0.00000	
CXtot = -0.01287	Cltot = 0.00000	Cl'tot = 0.00000	
CYtot = -0.00000	Cmtot = -0.02326		
CZtot = -0.20681	Cntot = -0.00000	Cn'tot = -0.00000	
CLtot = 0.20696			
CDtot = 0.01017			
CDvis = 0.00000	CDind = 0.01017		
CLff = 0.20671	CDff = 0.00937	! Trefftz	
CYff = -0.00000	e = 0.5971	! Plane	

Geometry-axis derivatives...			
	axial vel. u	sideslip vel. v	normal vel. w
x force CX :	CXu = -0.025535	CXv = -0.000000	CXw = 0.015569
y force CY :	CYu = -0.000000	CYv = -0.050648	CYw = 0.000000
z force CZ :	CZu = -0.453090	CZv = 0.000000	CZw = -3.023349
x mom. Cl :	Clu = 0.000000	Clv = -0.013835	Clw = 0.000000
y mom. Cm :	Cmu = -0.042909	Cmv = -0.000000	Cmw = 0.277457
z mom. Cn :	Cnu = -0.000000	Cnv = 0.004304	Cnw = 0.000000
	roll rate p	pitch rate q	yaw rate r
x force CX :	CXp = -0.000000	CXq = -0.047234	CXr = -0.000000
y force CY :	CYp = 0.015132	CYq = -0.000000	CYr = 0.028951
z force CZ :	CZp = -0.000000	CZq = -1.967974	CZr = 0.000000
x mom. Cl :	Clp = -0.211552	Clq = 0.000000	Clr = 0.070103
y mom. Cm :	Cmp = 0.000000	Cmq = -0.458741	Cmr = 0.000000
z mom. Cn :	Cnp = -0.011086	Cnq = -0.000000	Cnr = -0.009644

Figure-A III-10 Données relatives à la stabilité dynamique de la configuration avec winglets de 1,5m et mâts réacteurs

Pour la configuration avec les winglets de 1,5m et les mâts réacteurs, le coefficient de trainée à $\alpha = -0.647^\circ$ est de $C_D = 0.0104$. Tandis qu'à $\alpha = -0.747^\circ$ et $\dot{\alpha} = 1^\circ/s$, $C_L = 0.208$ et $C_m = -0.0235$.

Vortex Lattice Output -- Total Forces
Configuration: Layout 6matw2.0

 # Surfaces = 6
 # Strips = 120
 # Vortices = 6000

 Sref = 316.68 Cref = 16.440 Bref = 27.750
 Xref = 13.414 Yref = 0.0000 Zref = 0.65687

Standard axis orientation, X fwd, Z down

Run case: a0

Alpha = -0.76038	pb/2U = -0.00000	p'b/2U = -0.00000
Beta = 0.00000	qc/2U = 0.00000	
Mach = 0.780	rb/2U = -0.00000	r'b/2U = -0.00000
CXtot = -0.01287	Cltot = 0.00000	Cl'tot = 0.00000
CYtot = -0.00000	Cmtot = -0.02342	
CZtot = -0.20687	Cntot = -0.00000	Cn'tot = -0.00000
CLtot = 0.20703		
CDtot = 0.01012		
CDvis = 0.00000	CDind = 0.01012	
CLff = 0.20668	CDff = 0.00918	! Trefftz
CYff = -0.00000	e = 0.6092	! Plane

Stability-axis derivatives...

		alpha	beta	
z' force	CL	CLa = 3.027266	CLb = -0.000000	
y force	CY	CYa = 0.000000	CYb = -0.068180	
x' mom.	Cl'	Cl'a = 0.000000	Cl'b = -0.017478	
y mom.	Cm	Cma = 0.275793	Cmb = 0.000000	
z' mom.	Cn'	Cna = 0.000000	Cnb = 0.006332	
		roll rate p'	pitch rate q'	yaw rate r'
z' force	CL	CLp = -0.000000	CLq = 1.972228	CLr = 0.000000
y force	CY	CYp = 0.006520	CYq = -0.000000	CYr = 0.037886
x' mom.	Cl'	Clp = -0.214121	Clq = 0.000000	Clr = 0.069081
y mom.	Cm	Cmp = 0.000000	Cmq = -0.459324	Cmr = -0.000000
z' mom.	Cn'	Cnp = -0.012717	Cnq = -0.000000	Cnr = -0.010120

Neutral point Xnp = 11.915954

Clb Cnr / Clr Cnb = 0.404362 < > 1 if spirally stable >

Figure-A III-11 Données relatives à la stabilité statique de la configuration avec winglets de 2m et mâts réacteurs

Vortex Lattice Output -- Total Forces			
Configuration: Layout 6matw2.0			
# Surfaces = 6			
# Strips = 120			
# Vortices = 6000			
Sref = 316.68	Cref = 16.440	Bref = 27.750	
Xref = 13.414	Yref = 0.0000	Zref = 0.65687	
Standard axis orientation, X fwd, Z down			
Run case: a0			
Alpha = -0.76038	pb/2U = -0.00000	p'b/2U = -0.00000	
Beta = 0.00000	qc/2U = 0.00000		
Mach = 0.780	rb/2U = -0.00000	r'b/2U = -0.00000	
CXtot = -0.01287	Cltot = 0.00000	Cl'tot = 0.00000	
CYtot = -0.00000	Cmtot = -0.02342		
CZtot = -0.20687	Cntot = -0.00000	Cn'tot = -0.00000	
CLtot = 0.20703			
CDtot = 0.01012			
CDvis = 0.00000	CDind = 0.01012		
CLff = 0.20668	CDff = 0.00918		! Trefftz
CYff = -0.00000	e = 0.6092		! Plane

Geometry-axis derivatives...			
	axial vel. u	sideslip vel. v	normal vel. w
x force CX	CXu = -0.025539	CXv = -0.000000	CXw = 0.015424
y force CY	CYu = -0.000000	CYv = -0.068180	CYw = 0.000000
z force CZ	CZu = -0.454027	CZv = 0.000000	CZw = -3.032099
x mom. Cl	Clu = 0.000000	Clv = -0.017392	Clw = 0.000000
y mom. Cm	Cmu = -0.043181	Cmv = 0.000000	Cmw = 0.276390
z mom. Cn	Cnu = -0.000000	Cnv = 0.006563	Cnw = -0.000000
	roll rate p	pitch rate q	yaw rate r
x force CX	CXp = -0.000000	CXq = -0.046974	CXr = -0.000000
y force CY	CYp = 0.007022	CYq = -0.000000	CYr = 0.037796
z force CZ	CZp = -0.000000	CZq = -1.971778	CZr = -0.000000
x mom. Cl	Clp = -0.213337	Clq = 0.000000	Clr = 0.071778
y mom. Cm	Cmp = 0.000000	Cmq = -0.459324	Cmr = -0.000000
z mom. Cn	Cnp = -0.010020	Cnq = -0.000000	Cnr = -0.010904

Figure-A III-12 Données relatives à la stabilité dynamique de la configuration avec winglets de 2m et mâts réacteurs

Pour la configuration avec les winglets de 2m et les mâts réacteurs, le coefficient de traînée à $\alpha = -0.66^\circ$ est de $C_D = 0.0104$. Tandis qu'à $\alpha = -0.76^\circ$ et $\dot{\alpha} = 1^\circ/s$, $C_L = 0.208$ et $C_m = -0.0236$.

Vortex Lattice Output -- Total Forces
Configuration: Layout 6ailes1m

 # Surfaces = 6
 # Strips = 120
 # Vortices = 6000

 Sref = 316.68 Cref = 16.440 Bref = 27.750
 Xref = 13.776 Yref = 0.0000 Zref = 0.65782

Standard axis orientation, X fwd, Z down

Run case: a0

Alpha = -0.61916	pb/2U = -0.00000	p'b/2U = -0.00000
Beta = 0.00000	qc/2U = 0.00000	
Mach = 0.780	rb/2U = -0.00000	r'b/2U = -0.00000
CXtot = -0.01248	CLtot = -0.00000	CL'tot = -0.00000
CYtot = -0.00000	Cmtot = -0.02909	
CZtot = -0.20690	Cntot = -0.00000	Cn'tot = -0.00000
CLtot = 0.20703		
CDtot = 0.01024		
CDvis = 0.00000	CDind = 0.01024	
CLff = 0.20677	CDff = 0.00932	! Trefftz
CYff = -0.00000	e = 0.6004	! Plane

Stability-axis derivatives...

		alpha		beta			
z' force	CL	CLa = 3.018607	CLb = -0.000000				
y force	CY	CYa = -0.000000	CYb = -0.067275				
x' mom.	CL'	CLa = 0.000000	CLb = -0.020852				
y mom.	Cm	Cma = 0.205767	Cmb = 0.000000				
z' mom.	Cn'	Cna = 0.000000	Cnb = 0.007185				
		roll rate p'		pitch rate q'		yaw rate r'	
z' force	CL	CLp = 0.000000	CLq = 2.096460	CLr = -0.000000			
y force	CY	CYp = 0.005357	CYq = -0.000000	CYr = 0.039891			
x' mom.	CL'	CLp = -0.213917	CLq = -0.000000	CLr = 0.071304			
y mom.	Cm	Cmp = 0.000000	Cmq = -0.502146	Cmr = -0.000000			
z' mom.	Cn'	Cnp = -0.013097	Cnq = 0.000000	Cnr = -0.010827			

Neutral point Xnp = 12.655498

Clb Cnr / Clr Cnb = 0.440666 < > 1 if spirally stable >

Figure-A III-13 Données relatives à la stabilité statique de la configuration n°7 avec les ailes reculées d'1m

Vortex Lattice Output -- Total Forces			
Configuration: Layout 6ailes1m			
# Surfaces = 6			
# Strips = 120			
# Vortices =6000			
Sref = 316.68	Cref = 16.440	Bref = 27.750	
Xref = 13.776	Yref = 0.0000	Zref = 0.65782	
Standard axis orientation, X fwd, Z down			
Run case: a0			
Alpha = -0.61916	pb/2U = -0.00000	p'b/2U = -0.00000	
Beta = 0.00000	qc/2U = 0.00000		
Mach = 0.780	rb/2U = -0.00000	r'b/2U = -0.00000	
CXtot = -0.01248	Cltot = -0.00000	Cl'tot = -0.00000	
CYtot = -0.00000	Cmtot = -0.02909		
CZtot = -0.20690	Cntot = -0.00000	Cn'tot = -0.00000	
CLtot = 0.20703			
CDtot = 0.01024			
CDvis = 0.00000	CDind = 0.01024		
CLff = 0.20677	CDff = 0.00932	! Trefftz	
CYff = -0.00000	e = 0.6004	! Plane	

Geometry-axis derivatives...			
	axial vel. u	sideslip vel. v	normal vel. w
x force CX	CXu = -0.024711	CXv = -0.000000	CXw = 0.023083
y force CY	CYu = -0.000000	CYv = -0.067275	CYw = -0.000000
z force CZ	CZu = -0.446519	CZv = 0.000000	CZw = -3.024625
x mom. Cl	Clu = -0.000000	Clv = -0.020773	Clw = 0.000000
y mom. Cm	Cmu = -0.055958	Cmv = 0.000000	Cmw = 0.206383
z mom. Cn	Cnu = -0.000000	Cnv = 0.007410	Cnw = 0.000000
	roll rate p	pitch rate q	yaw rate r
x force CX	CXp = -0.000000	CXq = -0.044915	CXr = -0.000000
y force CY	CYp = 0.005788	CYq = -0.000000	CYr = 0.039831
z force CZ	CZp = 0.000000	CZq = -2.096097	CZr = 0.000000
x mom. Cl	Clp = -0.213264	Clq = -0.000000	Clr = 0.073491
y mom. Cm	Cmp = 0.000000	Cmq = -0.502146	Cmr = -0.000000
z mom. Cn	Cnp = -0.010910	Cnq = 0.000000	Cnr = -0.011480

Figure-A III-14 Données relatives à la stabilité dynamique de la configuration n°7 avec les ailes reculées d'1m

Pour la configuration n°7, le coefficient de traînée à $\alpha = -0.519^\circ$ est de $C_D = 0.0105$. Tandis qu'à $\alpha = -0.619^\circ$ et $\dot{\alpha} = 1^\circ/s$, $C_L = 0.208$ et $C_m = -0.0293$.

Vortex Lattice Output -- Total Forces
Configuration: Layout 6twist

 # Surfaces = 6
 # Strips = 120
 # Vortices = 6000

 Sref = 316.68 Cref = 16.440 Bref = 27.750
 Xref = 13.414 Yref = 0.0000 Zref = 0.65687

Standard axis orientation, X fwd, Z down

Run case: a0

Alpha = 0.85426	pb/2U = -0.00000	p'b/2U = -0.00000
Beta = 0.00000	qc/2U = 0.00000	
Mach = 0.780	rb/2U = -0.00000	r'b/2U = -0.00000
CXtot = -0.00520	CLtot = 0.00000	CL'tot = 0.00000
CYtot = -0.00000	Cmtot = -0.01408	
CZtot = -0.20713	Cntot = -0.00000	Cn'tot = -0.00000
CLtot = 0.20703		
CDtot = 0.00829		
CDvis = 0.00000	CDind = 0.00829	
CLff = 0.20715	CDff = 0.00771	! Trefftz
CYff = 0.00000	e = 0.7289	! Plane

Stability-axis derivatives...

		alpha		beta	
z' force	CL	CLa = 3.016609	CLb = -0.000000		
y force	CY	CYa = -0.000000	CYb = -0.062932		
x' mom.	CL'	CLa = -0.000000	CLb = -0.027471		
y mom.	Cm	Cma = 0.277662	Cmb = 0.000000		
z' mom.	Cn'	Cna = -0.000000	Cnb = 0.006985		
		roll rate p'	pitch rate q'	yaw rate r'	
z' force	CL	CLp = 0.000000	CLq = 1.968957	CLr = -0.000000	
y force	CY	CYp = 0.014789	CYq = -0.000000	CYr = 0.032201	
x' mom.	CL'	CLp = -0.212289	CLq = 0.000000	CLr = 0.061741	
y mom.	Cm	Cmp = 0.000000	Cmq = -0.458844	Cmr = -0.000000	
z' mom.	Cn'	Cnp = -0.011540	Cnq = -0.000000	Cnr = -0.008056	

Neutral point Xnp = 11.900476

Clb Cnr / CLr Cnb = 0.513144 < > 1 if spirally stable >

Figure-A III-15 Données relatives à la stabilité statique de la configuration n°8 avec 3° de torsion appliquée aux ailes

Vortex Lattice Output -- Total Forces			
Configuration: Layout 6twist			
# Surfaces = 6			
# Strips = 120			
# Vortices = 6000			
Sref = 316.68	Cref = 16.440	Bref = 27.750	
Xref = 13.414	Yref = 0.0000	Zref = 0.65687	
Standard axis orientation, X fwd, Z down			
Run case: a0			
Alpha = 0.85426	pb/2U = -0.00000	p'b/2U = -0.00000	
Beta = 0.00000	qc/2U = 0.00000		
Mach = 0.780	rb/2U = -0.00000	r'b/2U = -0.00000	
CXtot = -0.00520	Cltot = 0.00000	Cl'tot = 0.00000	
CYtot = -0.00000	Cmtot = -0.01408		
CZtot = -0.20713	Cntot = -0.00000	Cn'tot = -0.00000	
CLtot = 0.20703			
CDtot = 0.00829			
CDvis = 0.00000	CDind = 0.00829		
CLff = 0.20715	CDff = 0.00771		! Trefftz
CYff = 0.00000	e = 0.7289		! Plane

Geometry-axis derivatives...			
	axial vel. u	sideslip vel. v	normal vel. w
x force CX	CXu = -0.011841	CXv = -0.000000	CXw = 0.096744
y force CY	CYu = -0.000000	CYv = -0.062932	CYw = -0.000000
z force CZ	CZu = -0.369127	CZv = 0.000000	CZw = -3.029627
x mom. Cl	Clu = 0.000000	Clv = -0.027572	Clw = 0.000000
y mom. Cm	Cmu = -0.032297	Cmv = 0.000000	Cmw = 0.277211
z mom. Cn	Cnu = -0.000000	Cnv = 0.006575	Cnw = -0.000000
	roll rate p	pitch rate q	yaw rate r
x force CX	CXp = -0.000000	CXq = -0.022484	CXr = -0.000000
y force CY	CYp = 0.014307	CYq = -0.000000	CYr = 0.032418
z force CZ	CZp = -0.000000	CZq = -1.969512	CZr = 0.000000
x mom. Cl	Clp = -0.212992	Clq = 0.000000	Clr = 0.058686
y mom. Cm	Cmp = 0.000000	Cmq = -0.458844	Cmr = -0.000000
z mom. Cn	Cnp = -0.014596	Cnq = -0.000000	Cnr = -0.007353

Figure-A III-16 Données relatives à la stabilité dynamique de la configuration n°8 avec 3° de torsion appliquée aux ailes

Pour la configuration n°8, le coefficient de trainée à $\alpha = 0.954^\circ$ est de $C_D = 0.00856$. Tandis qu'à $\alpha = 0.854^\circ$ et $\dot{\alpha} = 1^\circ/s$, $C_L = 0.208$ et $C_m = -0.0143$.

Vortex Lattice Output -- Total Forces
Configuration: Layout 7

 # Surfaces = 6
 # Strips = 120
 # Vortices = 6000

 Sref = 328.16 Cref = 17.010 Bref = 27.750
 Xref = 12.028 Yref = 0.15310E-07 Zref = 0.69283

Standard axis orientation, X fwd, Z down

Run case: a0

Alpha = 0.65929	pb/2U = -0.00000	p'b/2U = -0.00000
Beta = 0.00000	qc/2U = 0.00000	
Mach = 0.780	rb/2U = -0.00000	r'b/2U = -0.00000
CXtot = -0.00579	CLtot = -0.00000	CL'tot = -0.00000
CYtot = -0.00000	Cmtot = -0.03972	
CZtot = -0.19649	Cntot = 0.00000	Cn'tot = 0.00000
CLtot = 0.19641		
CDtot = 0.00805		
CDvis = 0.00000	CDind = 0.00805	
CLff = 0.19638	CDff = 0.00727	! Trefftz
CYff = -0.00000	e = 0.7200	! Plane

Stability-axis derivatives...

		alpha		beta			
z' force	CL	CLa = 2.908300	CLb = -0.000000				
y force	CY	CYa = -0.000000	CYb = -0.059745				
x' mom.	CL'	CLa = -0.000000	CLb = -0.028623				
y mom.	Cm	Cma = -0.072985	Cmb = 0.000000				
z' mom.	Cn'	Cna = 0.000000	Cnb = 0.010836				
		roll rate p'		pitch rate q'		yaw rate r'	
z' force	CL	CLp = -0.000000	CLq = 2.532297	CLr = -0.000000			
y force	CY	CYp = 0.015493	CYq = -0.000000	CYr = 0.043385			
x' mom.	CL'	CLp = -0.204686	CLq = -0.000000	CLr = 0.066186			
y mom.	Cm	Cmp = 0.000000	Cmq = -0.672811	Cmr = -0.000000			
z' mom.	Cn'	Cnp = -0.012703	Cnq = 0.000000	Cnr = -0.012667			

Neutral point Xnp = 12.455099

Clb Cnr / Clr Cnb = 0.505530 < > 1 if spirally stable >

Figure-A III-17 Données relatives à la stabilité statique de la configuration n°9

Vortex Lattice Output -- Total Forces			
Configuration: Layout 7			
# Surfaces	=	6	
# Strips	=	120	
# Vortices	=	6000	
Sref	=	328.16	Cref = 17.010
Xref	=	12.028	Yref = 0.15310E-07
			Bref = 27.750
			Zref = 0.69283
Standard axis orientation, X fwd, Z down			
Run case: a0			
Alpha	=	0.65929	ph/2U = -0.00000
Beta	=	0.00000	qc/2U = 0.00000
Mach	=	0.780	rb/2U = -0.00000
			p'b/2U = -0.00000
CXtot	=	-0.00579	Cltot = -0.00000
CYtot	=	-0.00000	Cmtot = -0.03972
CZtot	=	-0.19649	Cntot = 0.00000
			Cl'tot = -0.00000
			Cn'tot = 0.00000
CLtot	=	0.19641	
CDtot	=	0.00805	
CDvis	=	0.00000	CDind = 0.00805
CLff	=	0.19638	CDff = 0.00727
CYff	=	-0.00000	e = 0.7200
			! Trefftz
			! Plane

Geometry-axis derivatives...			
		axial vel. u	sideslip vel. v
		normal vel. w	
x force CX	:	CXu = -0.012543	CXv = -0.000000
y force CY	:	CYu = -0.000000	CYv = -0.059745
z force CZ	:	CZu = -0.359400	CZv = 0.000000
x mom. Cl	:	Clu = -0.000000	Clv = -0.028746
y mom. Cm	:	Cmu = -0.078598	Cmv = 0.000000
z mom. Cn	:	Cnu = 0.000000	Cnv = 0.010506
			Cnw = 0.000000
		roll rate p	pitch rate q
		yaw rate r	
x force CX	:	CXp = -0.000000	CXq = -0.000442
y force CY	:	CYp = 0.014993	CYq = -0.000000
z force CZ	:	CZp = 0.000000	CZq = -2.532470
x mom. Cl	:	Clp = -0.205276	Clq = -0.000000
y mom. Cm	:	Cmp = 0.000000	Cmq = -0.672811
z mom. Cn	:	Cnp = -0.014919	Cnq = 0.000000
			Cnr = -0.012077

Figure-A III-18 Données relatives à la stabilité dynamique de la configuration n°9

Pour la configuration n°9, le coefficient de traînée à $\alpha = 0.759^\circ$ est de $C_D = 0.00831$. Tandis qu'à $\alpha = 0.659^\circ$ et $\dot{\alpha} = 1^\circ/s$, $C_L = 0.197$ et $C_m = -0.0398$.

ANNEXE IV

VISUALISATIONS DES DIFFÉRENTES CONFIGURATIONS

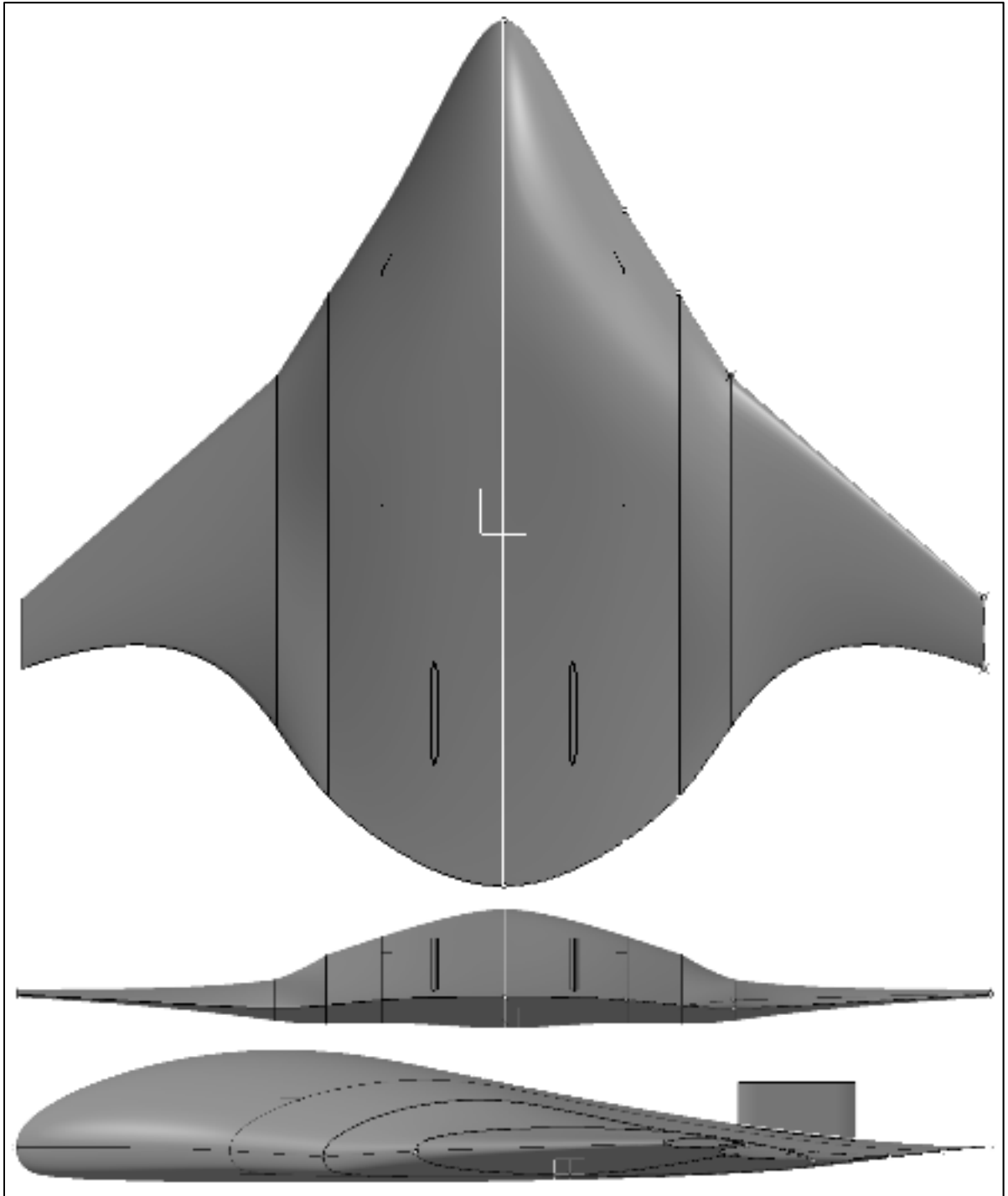


Figure-A IV-1 Vues de dessus, de l'arrière et de droite de la configuration n°2

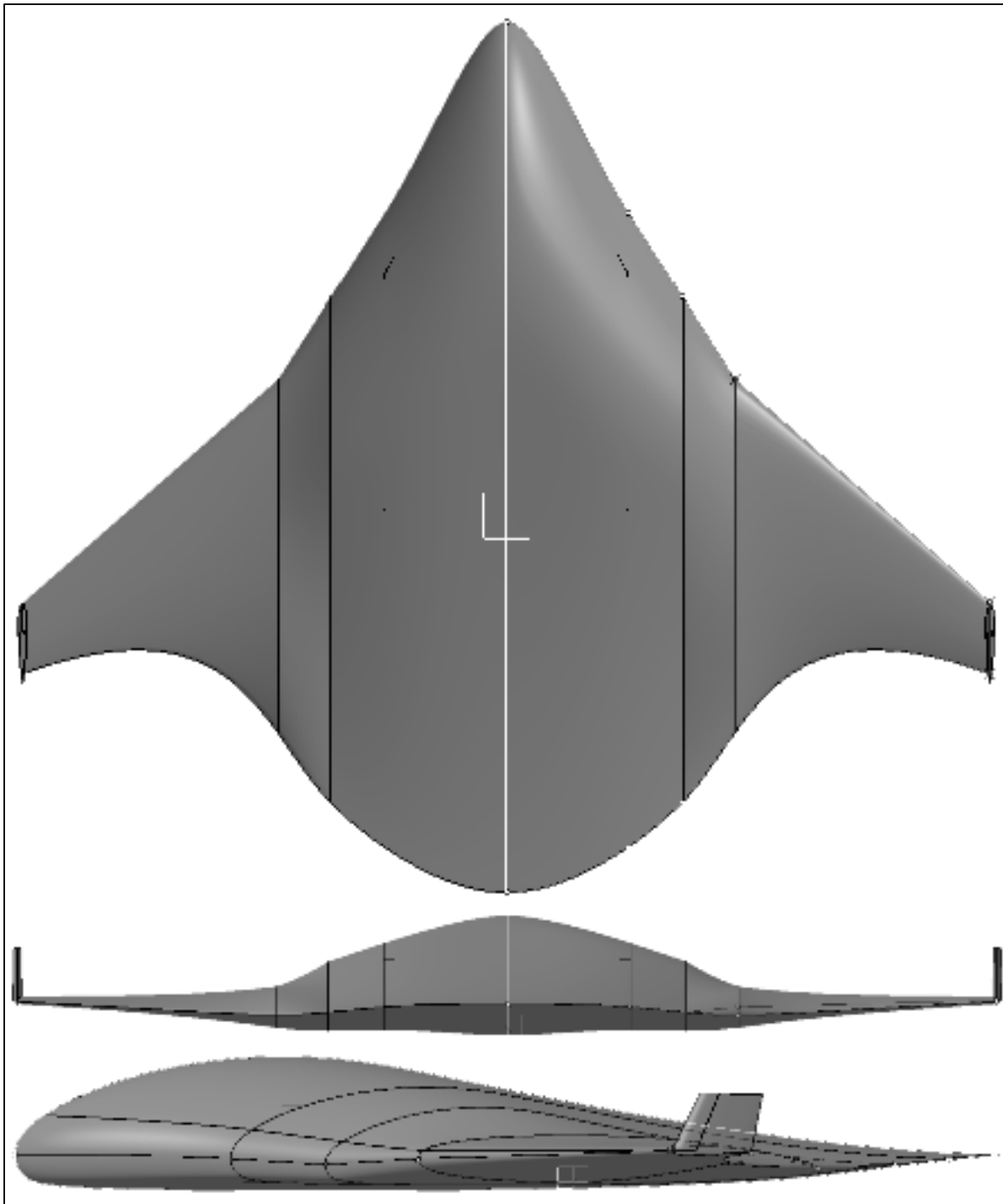


Figure-A IV-2 Vues de dessus, de l'arrière et de droite de la configuration n°3

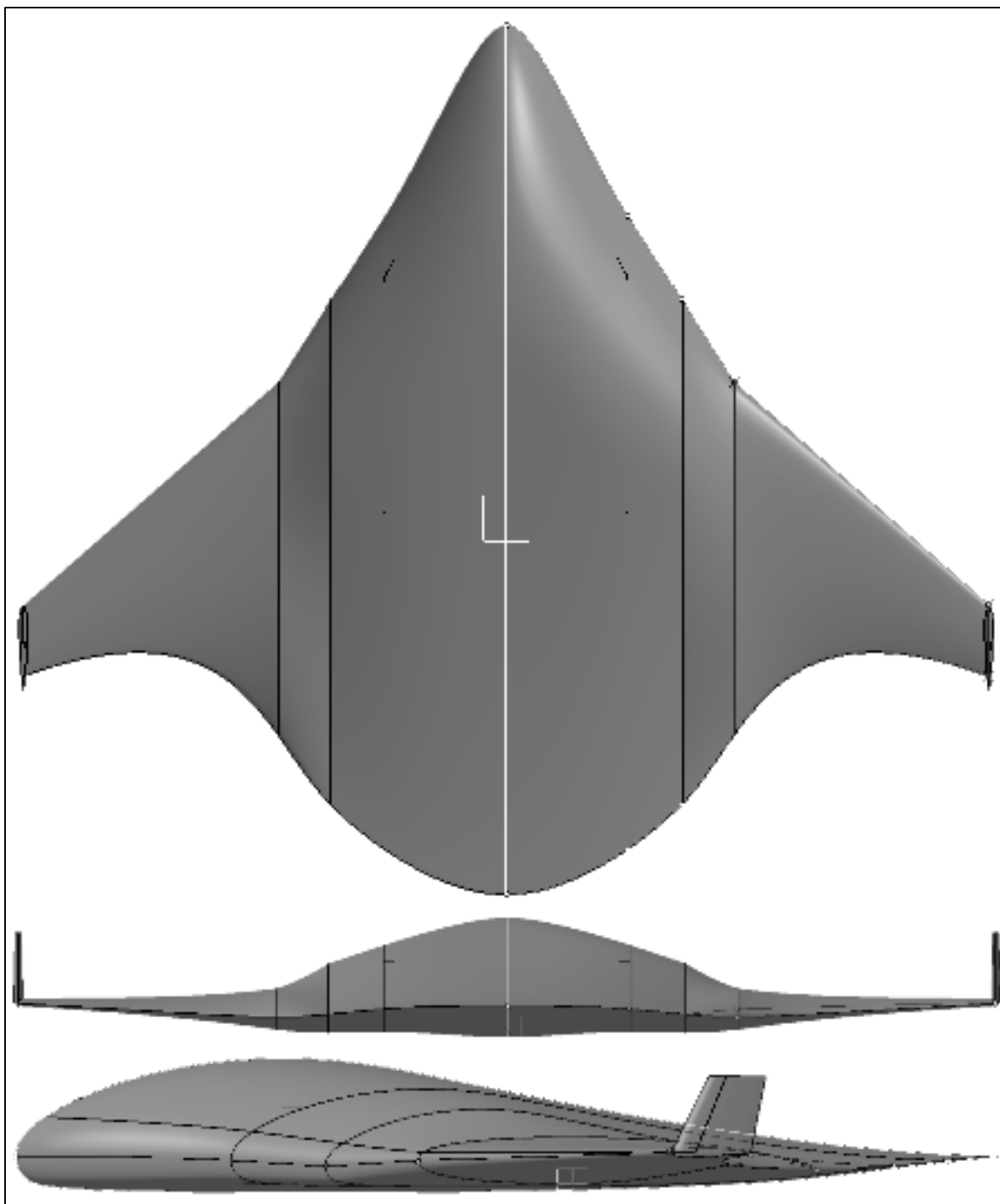


Figure-A IV-3 Vues de dessus, de l'arrière et de droite de la configuration n°4

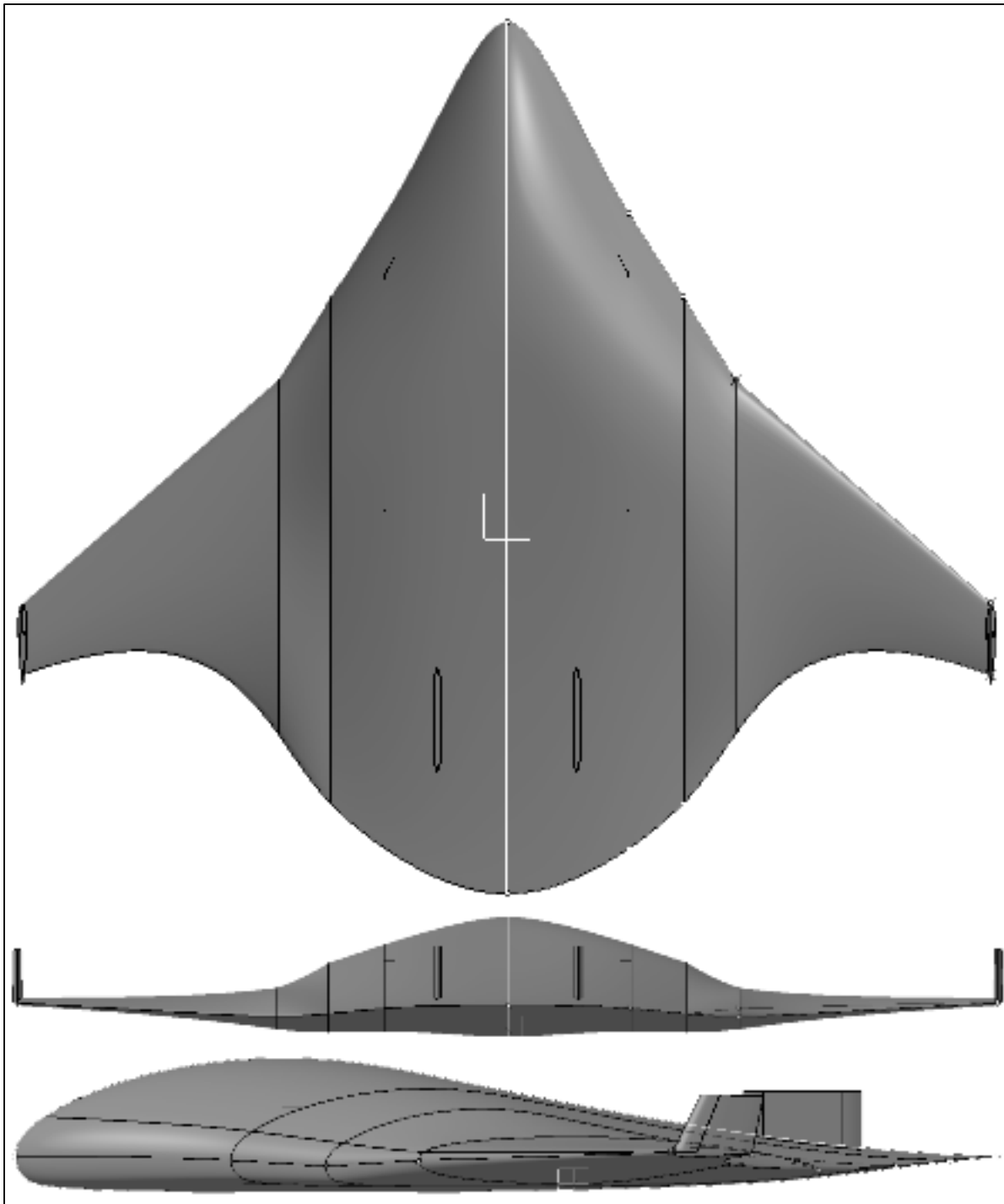


Figure-A IV-4 Vues de dessus, de l'arrière et de droite de la configuration n°5

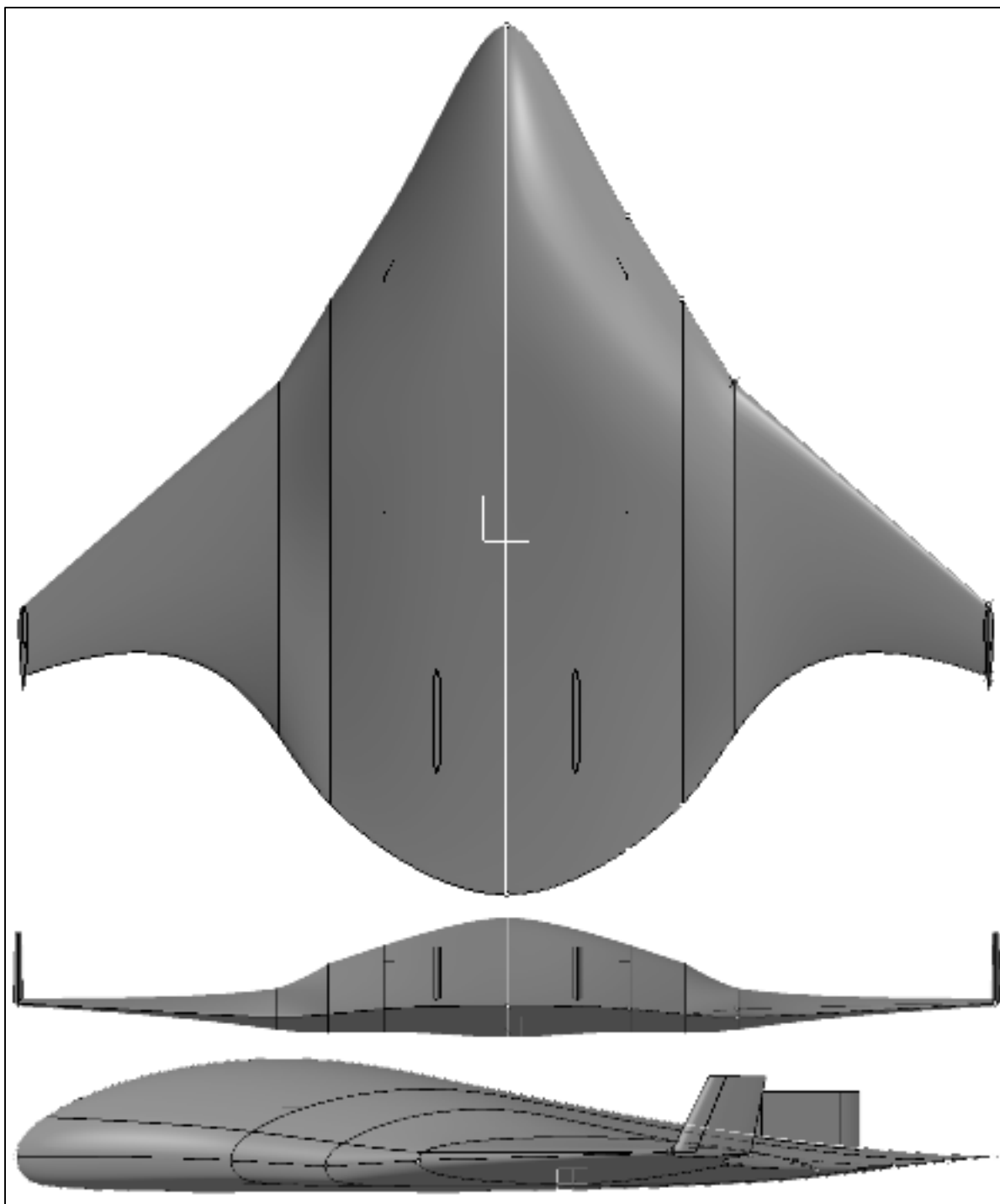


Figure-A IV-5 Vues de dessus, de l'arrière et de droite de la configuration n°6

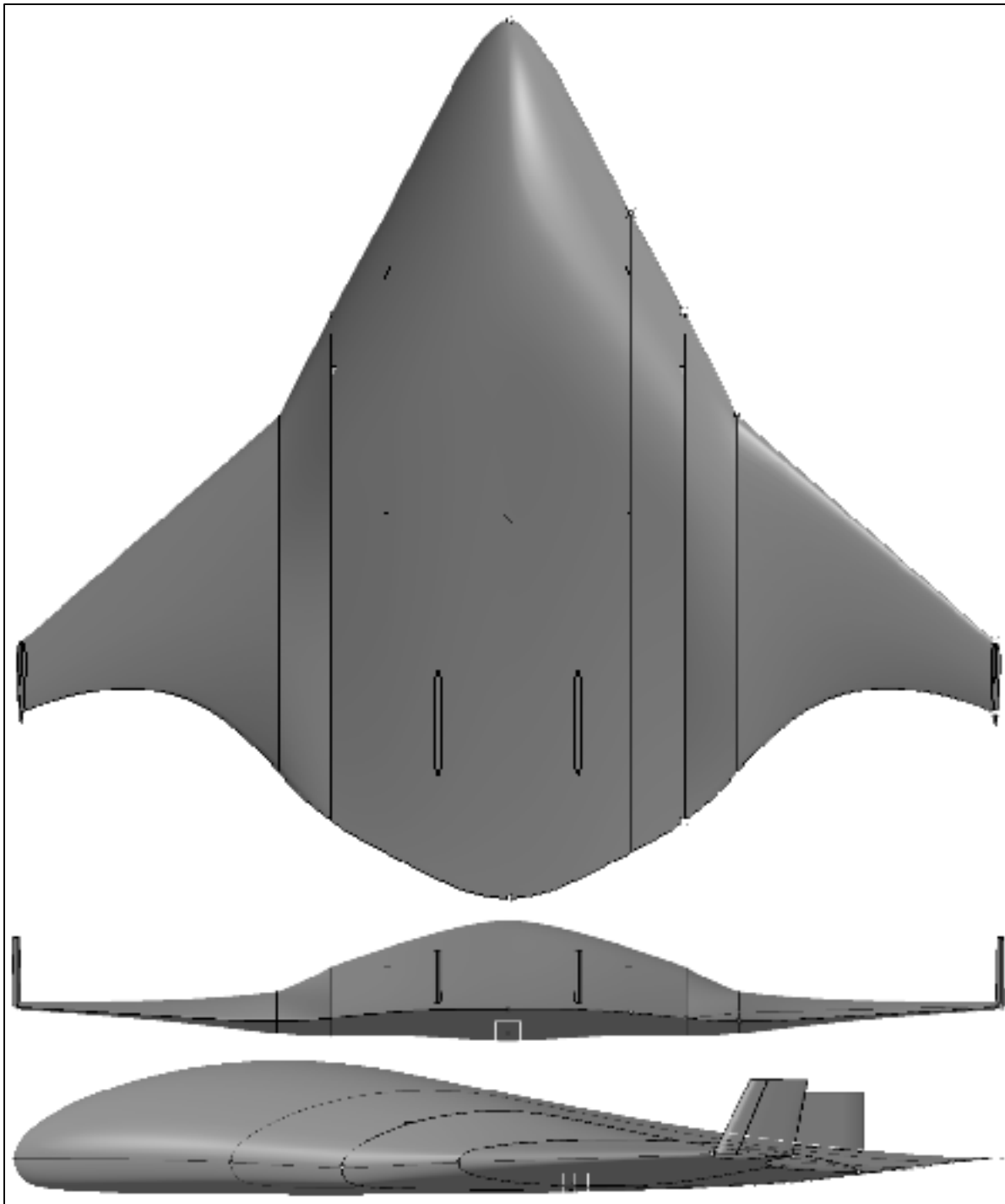


Figure-A IV-6 Vues de dessus, de l'arrière et de droite de la configuration n°7

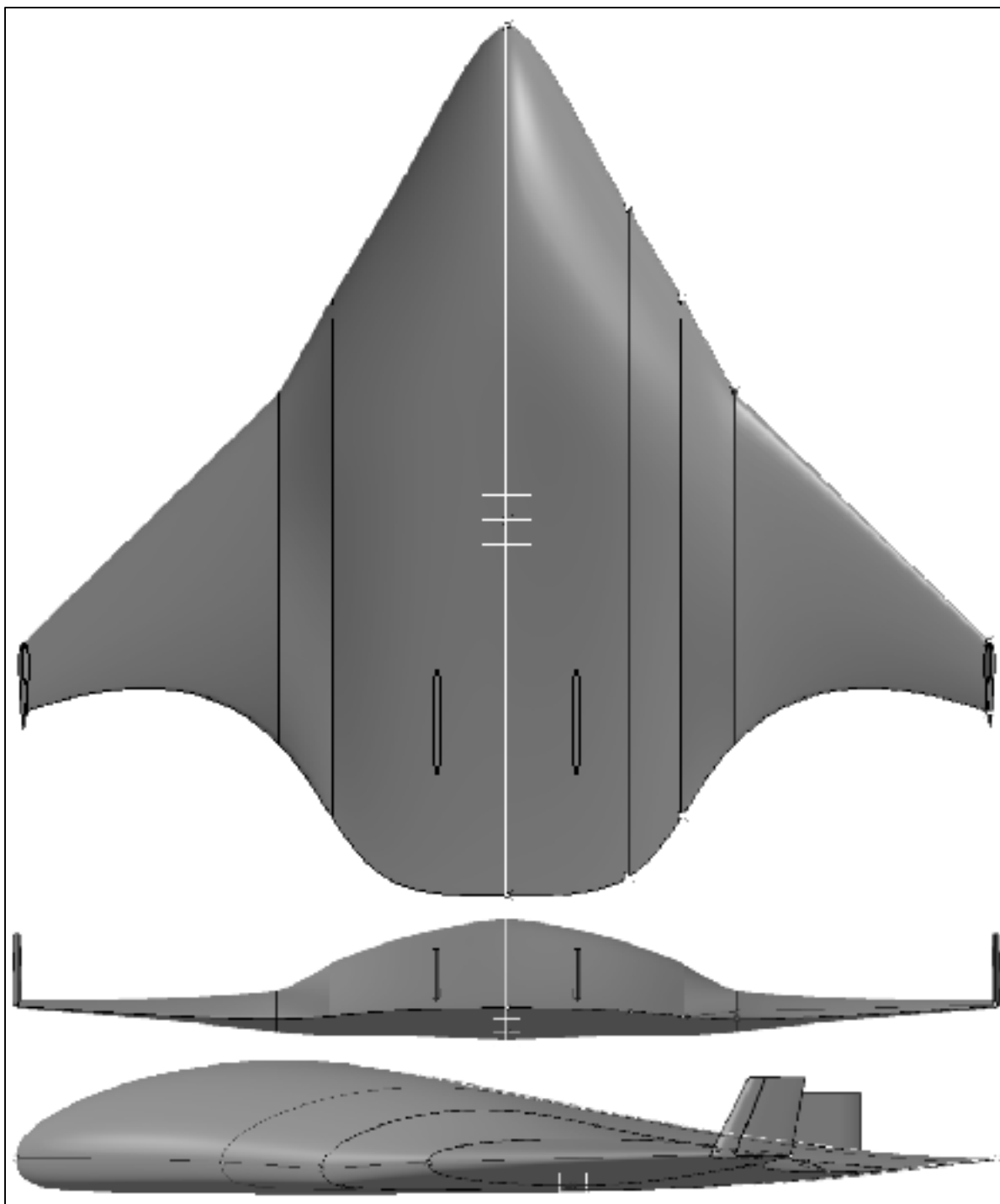


Figure-A IV-7 Vues de dessus, de l'arrière et de droite de la configuration n°9

LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- AIAA. « Aerospace research central ». < <http://arc.aiaa.org/search> >. Consulté en Avril 2015.
- Ammar, S. 2013. « Design conceptuel d'un avion blended wing body de 200 passagers ». M.Sc.A. Ann Arbor, Ecole Polytechnique, Montreal (Canada), 124 p. In ProQuest Dissertations & Theses Full Text.
- Aviation Partners Boeing. 2006. « Boeing 737-300 Blended Winglet Information ». <http://www.aviationpartnersboeing.com/products_737_300.php>.
- Biber, K. 2006. « Stability and Control Characteristics of a New FAR 23 Airplane ». *Journal of Aircraft*, vol. 43, n° 5, p. 1361-1368.
- Bradley, K. R. 2004. « A sizing methodology for the conceptual design of blended-wing-body transports ». *NASA CR*, vol. 213016, p. 2004.
- Cook, M. V. 2012. *Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control*, 2nd Edition. Oxford, United Kingdom: Butterworth-Heinemann, 488 p.
- Drela, M. (304). 2014. *Flight Vehicle Aerodynamics*. Cambridge, Massachusetts: MIT Press.
- Drela, M., et H. Youngren. 2010. « AVL User Guide ». <http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/avl_doc.txt>.
- GE Aviation. « General Electric CF34-8C Datasheet ». <<http://www.geaviation.com/engines/docs/commercial/datasheet-CF34-8C.pdf>>.
- GeorgiaTech. 2011. *There Will Be Buzz-Design report*. Atlanta, Georgia, U.S.A.: AIAA Design/Build/Fly 2010/2011. <http://www.aiaadb.org/2011_files/reports/2011DBF_GeorgiaTech_ThereWillBeBuzz_.pdf>.
- Hurt, H. H. 1965. « Aerodynamics for naval aviators ». In.: Skyhorse Pub. <http://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/media/00-80t-80.pdf>.
- ICAO, International Civil Aviation Organization. 2008. *Convention on International Civil Aviation - Annex 16 Volume II*. <https://www.caa.govt.nz/ICAO/Annex_16_Vol_II.pdf>.

- Kays, C. A. 2013. « Multidisciplinary methods for performing trade studies on blended wing body aircraft ». M.Sc.A. Cambridge, Massachusetts, MIT, 102 p.
- Legros, C. 2015. « ÉTUDE DE LA STABILITÉ D'UN AVION BWB (BLENDED WING BODY) DE 200 PASSAGERS ». M.Sc.A., Ecole Polytechnique, Montreal (Canada). <<https://publications.polymtl.ca/1923/>>.
- Li, P., B. Zhang, Y. Chen, C. Yuan et Y. Lin. 2012. « Aerodynamic design methodology for blended wing body transport ». *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 25, n° 4, p. 508-516.
- Liebeck, R. H. 2004. « Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport ». *Journal of Aircraft*, vol. 41, n° 1, p. 10-25.
- Lopez Pereira, R. 2010. *Validation of software for the calculation of aerodynamic coefficients: with a focus on the software package Tornado*. Degree Project. Department of Management and Engineering, University of Linköping, Sweden, 55 p.
- Lyu, Z., et J. R. R. A. Martins. 2014. « Aerodynamic Design Optimization Studies of a Blended-Wing-Body Aircraft ». *Journal of Aircraft*, vol. 51, n° 5, p. 1604-1617.
- Mader, C. A., et J. R. R. A. Martins. 2013. « Stability-Constrained Aerodynamic Shape Optimization of Flying Wings ». *Journal of Aircraft*, vol. 50, n° 5, p. 1431-1449.
- Nasir, R. E. M., W. Kuntjoro et W. Wisnoe. 2012. « Longitudinal static stability of a blended wing-body unmanned aircraft with canard as longitudinal control surface ». *Journal of Mechanical Engineering*, vol. 9, n° 1, p. 99-121.
- Nasir, R. E. M., W. Kuntjoro, W. Wisnoe, Z. M. Ali, N. Reduan, F. Mohamad et R. Ramly. 2010a. « Static stability of Baseline-II blended wing- body aircraft at low subsonic speed: Investigation via computational fluid dynamics simulation ». In *2010 International Conference on Science and Social Research, CSSR 2010, December 5, 2010 - December 7, 2010*. (Kuala Lumpur, Malaysia), p. 97-102. Coll. « CSSR 2010 - 2010 International Conference on Science and Social Research »: IEEE Computer Society.
- Nasir, R. E. M., W. Kuntjoro, W. Wisnoe, Z. Ali, N. Reduan, F. Mohamad et R. Ramly. 2010b. « Aerodynamics and Longitudinal Static Stability of Baseline-II Blended Wing-Body Aircraft Variants ». In *2010 International Conference on Advances in Mechanical Engineering (ICAME 2010), Shah Alam, Malaysia*.
- Nelson, R. C. 1989. In.: « Flight stability and automatic control ». McGraw-Hill Ryerson, Limited. p.64 <<https://books.google.co.uk/books?id=1YhTAAAAMAAJ>>.

- Potsdam, M., M. Page et R. Liebeck. 1997. « Blended Wing Body analysis and design ». In *15th Applied Aerodynamics Conference*. AIAA #2317. Coll. « Fluid Dynamics and Co-located Conferences »: American Institute of Aeronautics and Astronautics. <<http://dx.doi.org/10.2514/6.1997-2317>>.
- ProQuest. « Aerospace database ». <<http://search.proquest.com/aerospace/advanced>>. Consulté en Avril 2015.
- Qin, N., A. Vavalle, A. Le Moigne, M. Laban, K. Hackett et P. Weinerfelt. 2004. « Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft ». *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 40, n° 6, p. 321-343.
- Raymer, D. P. 1989. « Aircraft Design: A Conceptual Approach ». *AIAA education series*, p. 182-183.
- Reist, T. A., et D. W. Zingg. 2013. « Aerodynamic shape optimization of a blended-wing-body regional transport for a short range mission ». In *31st AIAA Applied Aerodynamics Conference*. AIAA #2414. Coll. « Fluid Dynamics and Co-located Conferences »: American Institute of Aeronautics and Astronautics. <<http://dx.doi.org/10.2514/6.2013-2414>>.
- Roskam, J. 1985. *Airplane Design: Part 5-Component Weight Estimation*. Lawrence, Kansas: DARcorporation.
- Roskam, J. 1995a. In *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*. Vol. 1, p. 339-340. Lawrence, Kansas: DARcorporation.
- Roskam, J. 1995b. *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*. Lawrence, Kansas: DARcorporation.
- Roysdon, P. F. 2014. « Blended wing body lateral-directional stability investigation using 6DOF simulation ». *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G (Journal of Aerospace Engineering)*, vol. 228, n° 1, p. 142-54.
- S., Chai, Crisafulli P. et Mason W. 1995. « Aircraft center of gravity estimation in conceptual/preliminary design ». In *Aircraft Engineering, Technology, and Operations Congress*. Coll. « Meeting Paper Archive »: American Institute of Aeronautics and Astronautics. <<http://dx.doi.org/10.2514/6.1995-3882>>. Consulté le 2016/09/28.
- Sargeant, M. A., T. P. Hynes, W. R. Graham, J. I. Hileman, M. Drela et Z. S Spakovszky. 2010. « Stability of Hybrid-Wing-Body-Type Aircraft with Centerbody Leading-Edge Carving ». *Journal of Aircraft*, vol. 47, n° 3, p. 970-974.
- Scopus. « Physical Sciences Database ». <<https://www.scopus.com/>>. Consulté en Avril 2015.

Siouris, S., et N. Qin. 2007. « Study of the effects of wing sweep on the aerodynamic performance of a blended wing body aircraft ». *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 221, n° G1, p. 47-55.

The Boeing Company. 1998. *777-200/300 Airplane Characteristics for Airport Planning*. The Boeing Company.
<http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/acaps/777_23.pdf>.

Velazquez Salazar, O., J. Weiss et F. Morency. 2015. « Development of blended wing body aircraft design ». In *CASI 62nd Aeronautics Conference*. (2015), p. 14.

Web of Science. « Web of Science Core Collection Database ».
<http://apps.webofknowledge.com/WOS_GeneralSearch_input.do>.
Consulté en Avril 2015.

Wood, R. M., et S. X. S. Bauer. 2001. « Flying wings/flying fuselages ». In *39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. AIAA #311. American Institute of Aeronautics and Astronautics. <<http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20010013825>>.

