

Amélioration des performances de l'avion CRJ700 grâce à des ailettes adaptatives à angle de torsion variable

par

Léo RONGIERES

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 19 AOÛT 2025

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC



Léo Rongières, 2025



Cette licence Creative Commons signifie qu'il est permis de diffuser, d'imprimer ou de sauvegarder sur un autre support une partie ou la totalité de cette oeuvre à condition de mentionner l'auteur, que ces utilisations soient faites à des fins non commerciales et que le contenu de l'oeuvre n'ait pas été modifié.

PRÉSENTATION DU JURY

CE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ

PAR UN JURY COMPOSÉ DE:

Mme. Ruxandra Mihaela Botez, directrice de mémoire
Département de génie des systèmes à l'École de technologie supérieure

M. Tony Wong, président du jury
Département de génie des systèmes à l'École de technologie supérieure

M. Georges Ghazi, membre du jury
Département de génie des systèmes à l'École de technologie supérieure

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

LE 18 AOÛT 2025

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

REMERCIEMENTS

Je tiens à exprimer ma profonde gratitude à ma directrice de mémoire, Madame Ruxandra Botez, professeure à l'École de technologie supérieure (ÉTS) et responsable du laboratoire LARCASE, pour son encadrement précieux tout au long de ce projet. Je la remercie sincèrement pour la confiance qu'elle m'a accordée, pour son soutien financier, ainsi que pour ses nombreuses corrections et commentaires avisés sur mes travaux de recherche. Grâce à elle, j'ai pu évoluer dans un environnement de recherche stimulant, riche en responsabilités et en opportunités.

Je souhaite également remercier M. Salman Shafi et M. Nathaniel Mailho pour m'avoir permis de participer au programme CREATE UTILI, dans le cadre duquel j'ai pu bénéficier d'un financement complémentaire. Ce programme m'a permis d'approfondir mes connaissances sur les systèmes aériens non habités, de rencontrer des experts du domaine à travers divers ateliers, conférences et stages, et de mieux comprendre les enjeux actuels de l'industrie des drones.

Un grand merci à mes collègues du LARCASE pour leur aide, leur soutien et les échanges enrichissants au quotidien. Travailler à leurs côtés fut une expérience aussi formatrice qu'agréable.

Enfin, je remercie les membres du jury pour le temps qu'ils ont consacré à l'évaluation de ce mémoire et pour leurs retours constructifs.

Amélioration des performances de l'avion CRJ700 grâce à des ailettes adaptatives à angle de torsion variable

Léo RONGIERES

RÉSUMÉ

Ce mémoire explore le potentiel des ailettes adaptatives à angle de torsion variable pour améliorer les performances aérodynamiques et énergétiques du Bombardier CRJ700. L'objectif est d'évaluer dans quelle mesure l'ajustement dynamique de l'angle de torsion de l'ailette peut optimiser la portance, réduire la traînée et accroître l'efficacité énergétique de l'appareil.

La démarche méthodologique combine des simulations préliminaires à l'aide de la méthode des réseaux de tourbillons (VLM) et des analyses détaillées en dynamique des fluides numériques (CFD) réalisées sous Star-CCM+, validées à l'aide des données issues du simulateur de vol certifié niveau D du Laboratoire de recherche en commande active, avionique et aéroservoélasticité (LARCASE). Les simulations CFD ont permis d'analyser les variations des coefficients aérodynamiques en fonction de l'angle de torsion pour différentes conditions de vol et ont montré que l'utilisation ces ailettes adaptative permet une réduction significative de la traînée.

Une étude de performance a ensuite été réalisée à l'aide d'un modèle élaboré et validé par le LARCASE, dans le but de simuler les trajectoires de vol du CRJ700 équipé d'ailettes adaptatives. Deux stratégies d'optimisation ont été testées durant la phase de montée : l'une visant à réduire le temps de montée et la consommation de carburant (avec des gains respectifs allant jusqu'à 1.82% et 1.24%), l'autre à maximiser la distance horizontale parcourue (jusqu'à 2.67%). En régime de croisière, une économie de carburant allant jusqu'à 0.4% a également été constatée.

Ces résultats confirment le potentiel des ailettes adaptatives à angle de torsion variable comme levier d'optimisation des performances globales du CRJ700.

Mots-clés: Aérodynamique, Ailettes, Morphing-Wing, Optimisation, Performances

Performance Improvement of the CRJ700 Aircraft Using Adaptive Winglets with Variable Twist Angle

Léo RONGIERES

ABSTRACT

This thesis explores the potential of adaptive winglets with variable twist angle to enhance the aerodynamic and energy performance of the Bombardier CRJ700. The objective is to assess to what extent the dynamic adjustment of the winglet twist angle can optimize lift, reduce drag, and improve the overall energy efficiency of the aircraft.

The methodological approach combines preliminary simulations using the Vortex Lattice Method (VLM) and detailed Computational Fluid Dynamics (CFD) analyses performed in Star-CCM+. These simulations were validated using data from the level-D certified flight simulator of the Laboratory for Research in Active Control, Avionics, and AeroServoElasticity (LARCASE). The CFD results enabled the analysis of aerodynamic coefficient variations as a function of the twist angle under various flight conditions and showed that the use of adaptive winglets leads to a significant drag reduction.

A performance study was subsequently carried out using a model developed and validated at LARCASE to simulate the flight trajectories of the CRJ700 equipped with adaptive winglets. Two optimization strategies were evaluated during the climb phase : one aiming to reduce the climb time and fuel consumption (with respective gains of up to 1.82% and 1.24%), and another targeting the maximization of horizontal distance covered (up to 2.67%). In cruise conditions, fuel savings of up to 0.4% were also observed.

These results confirm the potential of variable twist angle adaptive winglets as a means to optimize the overall performance of the CRJ700.

Keywords: Aerodynamics, Winglets, Morphing-Wing, Optimization, Performance

TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION	1
0.1 Objectifs globaux	1
0.2 Méthodologie et organisation	1
CHAPITRE 1 MISE EN CONTEXTE ET REVUE DE LITTÉRATURE	5
1.1 Les ailettes adaptatives	5
1.2 Modélisation et simulation aérodynamique d'un avion	8
1.2.1 Dynamique des Fluides Numérique (CFD)	8
1.2.2 Méthodes des Panneaux et Méthode des Réseaux de Tourbillons (Vortex Lattice Method VLM)	10
1.2.3 Méthodes Expérimentales : Essais en Soufflerie	10
1.2.4 Modélisation par Surrogates et Apprentissage Automatique	10
1.3 Interpolation des données	11
1.4 Évaluation de la performance des ailettes adaptatives	12
1.5 Conclusion	14
CHAPITRE 2 ÉTUDE PRÉLIMINAIRE AVEC LA VLM	17
2.1 Modélisation	17
2.2 Comparaison des coefficients aérodynamiques obtenus avec la méthode VLM avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM	18
2.2.1 Le coefficient de portance C_L	18
2.2.2 Le coefficient de traînée C_D	20
2.2.3 Le coefficient du moment de tangage C_M	22
2.3 Variations des coefficients aérodynamiques	24
2.4 Conclusion	27
CHAPITRE 3 MODÉLISATION AÉRODYNAMIQUE HAUTE FIDÉLITÉ DU CRJ700 AVEC STAR CCM+	29
3.1 Méthodologie globale	29
3.2 Préparation du modèle 3D du Bombardier CRJ700	29
3.3 Maillage	30
3.3.1 Domaine et limites de simulation	30
3.3.2 Choix du type de maillage	31
3.3.3 Configuration des couches de paroi (Prism Layer)	31
3.3.4 Contrôles volumétriques et raffinements	32
3.3.5 Maillage final	33
3.4 Modèles et conditions aux limites	34
3.4.1 Modèle de turbulence	34
3.4.2 Conditions aux limites	34
3.4.3 Modèle de transport	35

3.5	Résultats et validation	36
3.5.0.1	Convergence	36
3.5.0.2	Comparaison des coefficients de portance (C_L) obtenus par la CFD avec ceux obtenus par le simulateur VRESIM	38
3.5.0.3	Comparaison entre le coefficient de traînée C_D obtenus par la CFD avec ceux obtenus par le simulateur VRESIM	41
3.5.0.4	Comparaison entre le coefficient de moment C_M obtenus par la CFD avec ceux obtenus par le simulateur VRESIM	44
3.5.0.5	Mesure de l'angle de déflexion et sa validation	46
3.6	Conclusion	48
CHAPITRE 4 ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DES AILETTES ADAPTATIVES		51
4.1	Modélisation des ailettes adaptatives	51
4.2	Simulations aérodynamiques pour différents angles de torsion	52
4.3	Résultats	53
4.3.1	Variations des coefficients aérodynamiques	53
4.3.2	Analyse des résultats	56
4.3.2.1	Variations des coefficients aérodynamiques	56
4.3.2.2	Polaires optimisées	58
4.4	Conclusion	61
CHAPITRE 5 AMÉLIORATION DES PERFORMANCES GLOBALES		63
5.1	Méthode	63
5.1.1	Modèle aérodynamique	63
5.1.2	Trajectoires de vol étudiées	65
5.1.3	Modèle de performance développé au laboratoire LARCASE	66
5.1.4	Ajustement du modèle de performance et optimisation de l'ailette	70
5.2	Résultats	74
5.2.1	Résultats obtenus en montée	74
5.2.2	Résultats obtenus en croisière	79
5.2.3	Résultats obtenus en combinant les phases de montée et de croisière	80
5.3	Conclusion	83
CONCLUSION ET RECOMMANDATIONS		85
LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES		87

LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 3.1	Conditions de vol étudiées et angles d'attaque associés
Tableau 4.1	Conditions de vol et angles de torsions étudiées
Tableau 5.1	Stratégies d'optimisation et leurs variables associées
Tableau 5.2	Comparaison des méthodes d'optimisation
Tableau 5.3	Paramètres des différents scénarios de montée
Tableau 5.4	Différences de performances obtenues pour le modèle CRJ700 équipé d'ailettes adaptatives par rapport aux ailettes fixes

LISTE DES FIGURES

	Page	
Figure 0.1	Simulateur du CRJ700 de niveau D au LARCASE	2
Figure 1.1	Types d'ailettes adaptatives	6
Figure 1.2	Schéma du modèle de performance développé en interne au LARCASE (Segui, 2022)	13
Figure 2.1	Modélisation en utilisant OpenVSP du Bombardier CRJ 700	17
Figure 2.2	Comparaison des coefficients de portance (C_L) obtenus par la VLM avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM pour différents nombres de Mach	19
Figure 2.3	Comparaison des coefficients de traînée (C_D) obtenus par la VLM avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM pour différents nombres de Mach	21
Figure 2.4	Comparaison des coefficients du moment de tangage (C_M) obtenus par la VLM avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM pour différents nombres de Mach	23
Figure 2.5	Variation du coefficient de portance C_L en fonction de l'angle de torsion ξ du nombre de Mach	25
Figure 2.6	Variation du coefficient de traînée C_D en fonction de l'angle de torsion ξ du nombre de Mach	26
Figure 2.7	Variation du coefficient de moment C_M en fonction de l'angle de torsion ξ du nombre de Mach	26
Figure 3.1	Modèle 3D du CRJ700	29
Figure 3.2	Domaine d'étude CFD	30
Figure 3.3	Convergence des résidus pour $\alpha = 0^\circ$	37
Figure 3.4	Convergence des résidus pour $\alpha = 4^\circ$	38
Figure 3.5	Comparaison des coefficients de portance (C_L) obtenus par la CFD avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM pour des nombres de Mach faibles	39

Figure 3.6	Comparaison des coefficients de portance (C_L) obtenus par la CFD avec ceux obtenus sur simulateur le VRESIM pour des nombres de Mach élevés	40
Figure 3.7	Distribution des écarts entre les C_L obtenus par la CFD et par le simulateur VRESIM	41
Figure 3.8	Comparaison des coefficients de traînée C_D obtenus par la CFD avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM pour des nombres de Mach faibles	42
Figure 3.9	Comparaison des coefficients de traînée C_D obtenus par la CFD avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM pour des nombres de Mach élevés	43
Figure 3.10	Distribution des écarts entre les C_D obtenus par la CFD et par le simulateur VRESIM	43
Figure 3.11	Comparaison des coefficients du moment de tangage C_M obtenus par la CFD avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM pour des nombres de Mach faibles	44
Figure 3.12	Comparaison des coefficients du moment de tangage C_M obtenus par la CFD avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM pour des nombres de Mach élevés	45
Figure 3.13	Distribution des écarts de C_M obtenus par la CFD avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM	45
Figure 3.14	Placement des sondes de vitesse pour mesurer l'angle de déflexion	47
Figure 3.15	Comparaison des angles de déflexion ϵ_0 obtenus par la CFD avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM	47
Figure 3.16	Distribution des écarts de ϵ_0 obtenus par la CFD et par le simulateur VRESIM	48
Figure 4.1	Schémas explicatifs de l'angle de torsion variable	51
Figure 4.2	Configurations de l'ailette adaptative pour différents angles de torsion ..	52
Figure 4.3	Variation du coefficient de portance C_L avec l'angle de torsion et du nombre de Mach pour $\alpha = 0^\circ$	53
Figure 4.4	Variation du coefficient de traînée C_D avec l'angle de torsion et du nombre de Mach pour $\alpha = 0^\circ$	54

Figure 4.5	Variation du coefficient du moment de tangage C_M avec l'angle de torsion et du nombre de Mach pour $\alpha = 0^\circ$	55
Figure 4.6	Variation de l'angle de déflexion ϵ avec l'angle de torsion et du nombre de Mach pour $\alpha = 0^\circ$	56
Figure 4.7	Écart relatif de C_D en fonction de l'angle de torsion pour différents nombres de Mach.	57
Figure 4.8	Écart relatif de C_L en fonction de l'angle de torsion pour différents nombres de Mach.	58
Figure 4.9	Comparaison des polaires du CRJ700 équipé d'ailettes fixes et adaptatives à un nombre de Mach faible	59
Figure 4.10	Comparaison des polaires du CRJ700 équipé d'ailettes fixes et adaptatives à un nombre de Mach élevé	60
Figure 5.1	Profil complet de vol de la phase de montée et de croisière	65
Figure 5.2	Schéma du modèle de performance développé au LARCASE	67
Figure 5.3	Comparaison des algorithmes d'optimisation en montée à 250 kts et 5000 ft	73
Figure 5.4	Performances obtenues lors du scénario de montée 320/0.78 pour le modèle d'avion CRJ700 équipé d'ailettes fixes ou adaptatives	75
Figure 5.5	Résultats obtenus en termes de durée pour 10 scenarios de montée pour le CRJ700 équipé d'ailettes adaptatives	76
Figure 5.6	Résultats obtenus en termes de carburant consommé pour 10 scenarios de montée pour le CRJ700 équipé d'ailettes adaptatives	77
Figure 5.7	Résultats obtenus en termes de distance parcourue pour 10 scenarios de montée pour le CRJ700 équipé d'ailettes adaptatives	78
Figure 5.8	Différence relative de consommation de carburant entre la configuration optimisée et la configuration d'origine en croisière pour différents scénarios de vol	80
Figure 5.9	Trajectoires de vols simulées pour la combinaison des phases de montée avec celles de croisière	81
Figure 5.10	Résultats de simulation pour la stratégie de temps de montée minimal ...	82

Figure 5.11	Résultats de simulation pour la stratégie de distance parcourue en montée maximale	82
-------------	--	----

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

ETS	École de Technologie Supérieure
FAA	Federal Aviation Administration
CFD	Computational Fluid Dynamics
VLM	Vortex LAttice Method
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
S-A	Spallart-Allmaras
SST	Shear Stressed Transport
ISA	International Standard Atmosphere
CAS	Calibrated air Speed
RANS	Reynolds Averaged Navier Stokes equations
CRJ700	Regional Jet 700
CAO	Conception Assistée par Ordinateur
VRESIM	Virtual Research Simulator
LES	Large eddy simulation
CG	Centre de Gravité
PIV	Particle Image Velocimetry
RoC	Rate of Climb
TAS	True Air Speed

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

U	Vitesse d'écoulement (m.s^{-1})
p	Pression cinématique ($\text{m}^2.\text{s}^{-2}$)
P	Pression ($\text{kg.m}^{-1}.\text{s}^{-2}$)
ν	Viscosité cinématique ($\text{m}^2.\text{s}^{-1}$)
$\tilde{\nu}$	Viscosité cinématique turbulente ($\text{m}^2.\text{s}^{-1}$)
μ	Viscosité dynamique ($\text{kg.m}^{-1}.\text{s}^{-1}$)
k	Paramètre de turbulence pour le modèle $k - \omega$ ($\text{m}^2.\text{s}^{-2}$)
ω	Paramètre de turbulence pour le modèle $k - \omega$ (s^{-1})
C_L	Coefficient de portance (avion)
C_D	Coefficient de traînée (avion)
C_M	Coefficient de moment de tangage (avion)
ξ	Angle de torsion des ailettes adaptatives ($^\circ$)
L	Force de portance (N)
D	Force de traînée (N)
M_y	Moment de tangage (N.m)
C_{L_s}	Coefficient de portance (axe de stabilité)
C_{D_s}	Coefficient de traînée (axe de stabilité)
C_{M_s}	Coefficient de moment de tangage (axe de stabilité)
ρ	Densité de l'air (kg.m^{-3})
S	Surface de référence (m^2)
\bar{c}	Corde aérodynamique moyenne (m)
α	Angle d'attaque ($^\circ$)
M	Nombre de Mach
δ_{stab}	Angle du stabilisateur horizontal ($^\circ$)
δ_{elev}	Angle de déflexion des élévons ($^\circ$)

ε	Angle de déflexion de l'écoulement ($^{\circ}$)
x_{ht}, z_{ht}	Projections cartésiennes (horizontale et verticale) entre le centre aérodynamique de l'aile et l'empennage (m)
F_N	Poussée moteur (N)
C_B	Carburant consommé (kg)
RoC	Taux de montée (ft/min)
γ	Angle de trajectoire ($^{\circ}$)
$C_{L_{wb}}$	Coefficient de portance (aile-fuselage)
$C_{D_{wb}}$	Coefficient de traînée (aile-fuselage)
$C_{M_{wb}}$	Coefficient de moment de tangage (aile-fuselage)
S_{wb}	Surface de référence de l'aile-fuselage (m^2)
$C_{L_{ht}}$	Coefficient de portance (empennage horizontal)
$C_{D_{ht}}$	Coefficient de traînée (empennage horizontal)
α_{ht}	Angle d'attaque de l'empennage horizontal ($^{\circ}$)
S_{ht}	Surface de référence de l'empennage horizontal (m^2)
R	Coefficient de corrélation

INTRODUCTION

L'industrie aéronautique est un secteur clé du transport mondial, mais elle est également confrontée à d'importants défis environnementaux et économiques. Avec la croissance continue du trafic aérien, la consommation de carburant et les émissions de gaz à effet de serre sont devenues des préoccupations majeures. L'amélioration des performances aérodynamiques des aéronefs constitue une solution essentielle pour réduire leur impact environnemental et optimiser leur efficacité énergétique.

Parmi les solutions envisagées, l'utilisation d'ailettes adaptatives, capables de modifier leur configuration en fonction des conditions de vol, suscite un intérêt croissant. Ces dispositifs permettent d'ajuster les performances aérodynamiques en temps réel, optimisant ainsi la portance et réduisant la traînée. L'étude de leur impact sur les performances des avions, en particulier sur la consommation de carburant et le temps de montée, est donc un enjeu stratégique pour l'industrie aéronautique.

0.1 Objectifs globaux

L'objectif de cette étude est d'évaluer les performances d'une ailette adaptative à angle de torsion variable dans le cas du Bombardier CRJ700. Il s'agit d'examiner dans quelle mesure cette technologie permet d'améliorer les performances de l'avion. Cette analyse implique une étude approfondie de l'impact de ces ailettes sur les caractéristiques aérodynamiques de l'avion, et l'évaluation de leurs performances globales sur plusieurs trajectoires de vol.

0.2 Méthodologie et organisation

Pour atteindre ces objectifs, une approche méthodologique rigoureuse a été adoptée. Tout d'abord, une revue de littérature a été réalisée afin d'analyser les travaux existants sur les ailettes adaptatives et les différentes méthodes de simulation utilisées pour évaluer leurs performances.

Ensuite, une première série de simulations préliminaires a été effectuée à l'aide de la méthode des réseaux de tourbillons (VLM) sous OpenVSP. Cette étape a permis d'obtenir les amplitudes d'angles de torsion optimaux des ailettes, et donc les angles les plus intéressants à étudier plus précisément.

Par la suite, un modèle haute fidélité de l'avion CRJ700 a été réalisé en utilisant la dynamique des fluides numérique (CFD) sous Star-CCM+. Il a été validé à l'aide des résultats fournis par le simulateur de vol du Bombardier CRJ700 de recherche virtuel (Virtual Research Simulator VRESIM) disponible au Laboratoire de recherche en commande active, avionique et aéroservoélasticité (LARCASE). Ce simulateur a été certifié niveau D, le plus haut niveau de certification décerné par la Federal Aviation Administration (FAA). Il a été développé par CAE Inc spécifiquement pour répondre aux besoins de l'équipe du laboratoire LARCASE, permettant ainsi des simulations de haute précision adaptées aux exigences de recherche du laboratoire. La figure 0.1 montre le simulateur VRESIM du LARCASE.



Figure 0.1 Simulateur du CRJ700 de niveau D au LARCASE

Ce modèle a été ensuite utilisé pour mesurer les variations des coefficients aérodynamiques de l'ailette adaptative, en se basant sur les valeurs des angles de torsion issus de l'étude préliminaire.

En exploitant les résultats de la CFD, des simulations ont été réalisées pour comparer les configurations avec et sans ailettes adaptatives sur différentes trajectoires de vol, en utilisant un

modèle de performance développé au laboratoire LARCASE basé sur les données du VRESIM. Cette comparaison s'était focalisée sur la consommation de carburant, le temps de montée et la distance parcourue. Enfin, une synthèse des résultats a permis de formuler des recommandations pour l'optimisation future des ailettes adaptatives et sur leurs applications potentielles dans l'industrie aéronautique.

CHAPITRE 1

MISE EN CONTEXTE ET REVUE DE LITTÉRATURE

Ce chapitre explore les différentes types d'ailettes adaptatives, en mettant en avant les paramètres les plus influents sur la performance aérodynamique globale de l'avion CRJ700. Il aborde également les méthodes de modélisation et de simulation utilisées pour analyser l'efficacité, ainsi que les stratégies d'extrapolation des données afin de réduire les coûts computationnels. Enfin, une évaluation détaillée des performances des ailettes est présentée, intégrant leurs aspects aérodynamiques et énergétiques dans un cadre d'optimisation globale de l'avion.

1.1 Les ailettes adaptatives

Les ailettes jouent un rôle essentiel dans les performances aérodynamiques des aéronefs en influençant la portance, la traînée, et ainsi l'efficacité énergétique. Leur conception repose sur plusieurs paramètres géométriques clés, qui influencent leur interaction avec l'écoulement d'air. Parmi ces paramètres, on retrouve l'angle d'inclinaison, l'envergure, la flèche et l'angle de torsion, comme on peut le voir sur la figure 1.1. Chacun de ces éléments a un impact sur les performances globales et peut être optimisé pour les différentes phases de vol.

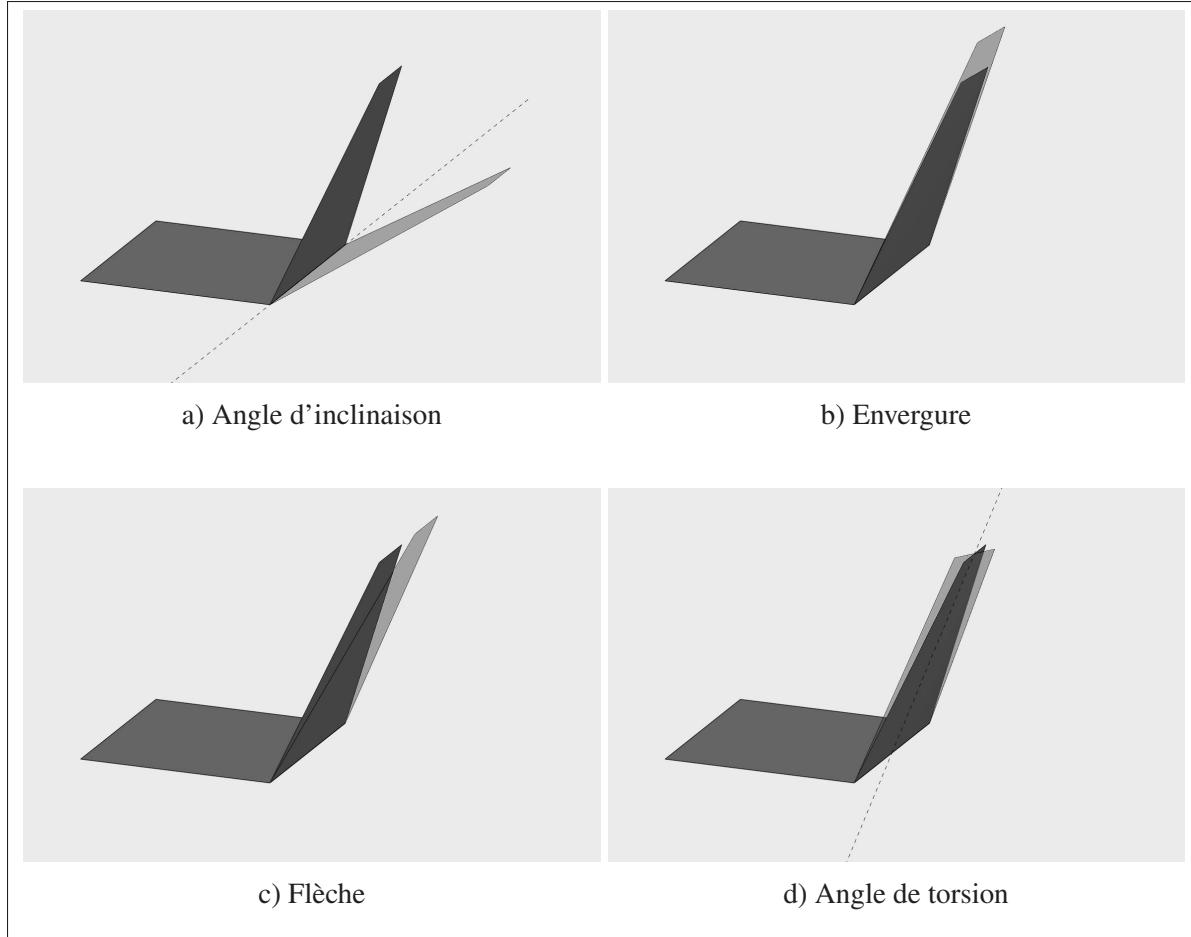


Figure 1.1 Types d'ailettes adaptatives

Les études actuelles sur les ailettes adaptatives se concentrent principalement sur des systèmes à un seul paramètre variable, ce choix étant dicté par des contraintes de faisabilité structurelle. En effet, comme l'a expliqué Queirolo & Andrés (2018), la complexité mécanique requise pour modifier simultanément plusieurs paramètres pour une ailette ou autre composante annule souvent les gains aérodynamiques potentiels, conduisant même à des performances dégradées dans certains cas.

L'angle d'inclinaison est l'un des paramètres les plus influents. Il correspond à l'angle entre l'ailette et la surface de l'aile et a fait l'objet de nombreuses études en raison de son impact direct sur la consommation de carburant et la traînée induite. Les travaux menés dans une thèse sur le

Bombardier CRJ700 au laboratoire LARCASE (Segui, 2022) ont montré qu'une optimisation de cet angle pouvait permettre une réduction de la consommation de carburant de 4 à 6 % lors des phases de montée, utilisant la dynamique des fluides numérique (CFD). D'autres travaux utilisant la méthode des réseaux de tourbillons (VLM) et des essais en soufflerie, montrent l'influence positive de l'angle d'inclinaison sur les coefficients aérodynamiques des aéronefs (Bourdin, Gatto & Friswell, 2008 ; Kaygan & Gatto, 2014).

La torsion de l'ailette, bien que moins étudiée en raison des défis techniques en terme de conception mécanique, présente néanmoins un potentiel important en matière d'optimisation aérodynamique. Une étude portant sur l'optimisation géométrique des ailettes pour un drone (Kaygan & Gatto, 2014) en utilisant la VLM a montré que l'angle de torsion pouvait influencer le coefficient de portance $\Delta C_L = +0.02$, avec une portance maximale atteinte pour un angle de torsion de 10° . Concernant le coefficient de traînée, une variation de $\Delta C_D = 0.03$ a été mesurée, avec une traînée minimale enregistrée pour un angle de torsion de -10° . Ces résultats suggèrent qu'une ailette adaptative, capable de modifier dynamiquement son angle de torsion, pourrait être un levier efficace pour ajuster les performances en fonction des besoins spécifiques du vol.

L'envergure des ailettes constitue un autre paramètre clé influençant significativement les valeurs des coefficients aérodynamiques. Une étude (Takenaka, Hatanaka, Yamazaki & Nakahashi, 2008) a examiné plus précisément l'impact du ratio envergure-corde sur les performances aérodynamiques d'un avion commercial. En analysant une cinquantaine de configurations avec la CFD, les résultats ont mis en évidence des variations notables de ce paramètre, pouvant conduire à une réduction du coefficient de traînée allant jusqu'à $\Delta C_D = 0.001$. Cette sensibilité aux variations d'envergure souligne l'importance d'un dimensionnement optimal de l'ailette en fonction des objectifs de conception.

L'angle de flèche joue également un rôle déterminant dans la performance aérodynamique des ailettes. Les travaux de Kaygan & Gatto (2014) montrent que l'angle de flèche influence les coefficients de portance et de traînée d'une aile volante. L'étude indique que les valeurs

optimales de ces coefficients sont atteintes pour un angle de 40° , mettant en évidence l'intérêt d'un ajustement précis de ce paramètre pour maximiser l'efficacité aérodynamique.

En conclusion, bien que l'angle d'inclinaison demeure le paramètre le plus étudié et le plus influent, d'autres caractéristiques géométriques, telles que la torsion, la flèche et l'envergure, se révèlent également déterminantes dans l'optimisation des performances aérodynamiques. Une approche dynamique de leur gestion pourrait ouvrir la voie à des améliorations substantielles en matière d'efficacité énergétique et de performances globales des aéronefs, justifiant ainsi des recherches plus approfondies dans ce domaine.

1.2 Modélisation et simulation aérodynamique d'un avion

L'étude des ailettes et de leur impact sur les performances aérodynamiques repose largement sur des méthodes de simulation précises pour prédire les coefficients aérodynamiques de la portance (C_L), de la traînée (C_D) et du moment (C_M). Ces coefficients sont essentiels pour évaluer les gains de performance des ailettes, y compris leurs conceptions adaptatives à un angle de torsion variable. Cette revue de littérature explore les principales méthodes utilisées pour obtenir numériquement les coefficients aérodynamiques dans les études d'ailettes, en se concentrant sur les approches computationnelles et expérimentales.

1.2.1 Dynamique des Fluides Numérique (CFD)

La CFD est la méthode la plus utilisée pour simuler les coefficients aérodynamiques dans les études d'ailettes. Elle résout les équations de Navier-Stokes numériquement pour prédire le comportement de l'écoulement autour de l'ailette. La CFD permet une analyse détaillée de la distribution de pression, de la séparation de l'écoulement et de la formation de tourbillons, qui sont essentiels pour comprendre les performances des ailettes. La CFD donne des résultats précis mais demande beaucoup de temps, ce qui peut être contraignant pour l'optimisation.

- Équations de Navier-Stokes Moyennées (Reynolds-Averaged Navier-Stokes RANS) : Les simulations CFD basées sur la méthode RANS sont couramment utilisées pour les études

d'ailettes en raison de leur équilibre entre la précision et le coût des calculs. RANS modélise la turbulence en utilisant des équations moyennées dans le temps, ce qui les rend adaptées aux simulations en régime permanent des ailettes à différents angles d'attaque et angles de torsion. Les modèles de turbulence $k-\epsilon$, $k-\omega$ et Spalart-Allmaras sont fréquemment utilisés dans les simulations RANS pour capturer les effets de la turbulence sur les coefficients aérodynamiques. Le modèle $k-\omega$ SST montre une meilleure précision que les autres modèles pour des simulations effectuées sur le CRJ700 (Segui, Abel, Botez & Ceruti, 2022).

- Simulation des Grandes Échelles (Large Eddy Simulation LES) et Simulation des Tourbillons Détachés (Detached Eddy Simulation DES) : Pour une prédition plus précise des phénomènes d'écoulement instationnaire, tels que le décollement des tourbillons et le décrochage dynamique, les méthodes LES et DES sont utilisés. Ces méthodes résolvent directement les grandes structures turbulentes et modélisent les petites échelles, fournissant des résultats de haute fidélité à un coût computationnel plus élevé que la méthode RANS.

Les simulations CFD doivent être validées avec des données expérimentales ou avec d'autres méthodes de plus haute fidélité pour garantir leur précision. Les études comparent souvent les coefficients aérodynamiques prédits par CFD avec des données de soufflerie ou de vol. La validation est particulièrement importante pour les études d'ailettes en raison de la complexité de la physique de l'écoulement impliquée, telle que l'interaction entre le tourbillon en bout d'aile et l'ailette.

Les techniques de validation courantes sont effectuées pour la comparaison des distributions de pression, des coefficients de force et de moment, et des visualisations du champ d'écoulement (par exemple, lignes de courant, contours de vorticité) avec des données expérimentales. Des études de convergence de maillage sont également réalisées pour s'assurer que les résultats sont indépendants des paramètres du maillage.

1.2.2 Méthodes des Panneaux et Méthode des Réseaux de Tourbillons (Vortex Lattice Method VLM)

Les méthodes des panneaux et VLM sont des outils de moindre fidélité qui sont efficaces sur le plan computationnel et adaptés aux études de conception préliminaire. Ces méthodes modélisent l'ailette dans une série de panneaux ou de filaments de tourbillons, fournissant des estimations rapides de la portance et de la traînée induite. Les méthodes des panneaux résolvent les équations de l'écoulement potentiel et sont efficaces pour l'analyse des écoulements non visqueux. La méthode VLM est très utilisée pour le design et l'optimisation d'ailettes, qu'on retrouve dans beaucoup d'études (Weierman & Jacob, 2010; Kaygan & Gatto, 2014). Cependant, elle ne permet pas la prédiction de la traînée parasite. Néanmoins, cela n'affecterait que peu la géométrie optimale déterminée, mais n'est pas suffisamment précise pour évaluer la performance.

1.2.3 Méthodes Expérimentales : Essais en Soufflerie

Les essais en soufflerie restent une référence pour la validation des coefficients aérodynamiques. Ils impliquent de tester physiquement des modèles réduits d'ailettes dans des environnements contrôlés pour mesurer les forces et les moments. Les souffleries utilisent des systèmes de balance pour mesurer directement les coefficients de portance, de traînée et de moment. Des prises de pression et la vélocimétrie par image de particules (PIV) sont souvent utilisées pour compléter les mesures de force. Les essais en soufflerie doivent tenir compte des effets d'échelle réduite et il faudra s'assurer que le nombre de Reynolds correspond aux conditions réelles de vol.

1.2.4 Modélisation par Surrogates et Apprentissage Automatique

Les modèles de substitution, tels que les modèles de surface de réponse (Response Surface Modeling RSM) et les processus gaussiens, sont utilisés pour interpoler les coefficients aérodynamiques à partir de données CFD ou expérimentales limitées. Les techniques d'apprentissage automatique sont de plus en plus utilisées pour prédire les performances aérodynamiques. Le RSM est une technique statistique utilisée pour créer un modèle mathématique qui approxime la relation entre les paramètres géométriques et les coefficients aérodynamiques. Les algorithmes

d'apprentissage automatique, tels que les réseaux de neurones et les machines à vecteurs de support, sont de plus en plus utilisés pour prédire les coefficients aérodynamiques sur la base de données statistiques.

1.3 Interpolation des données

Les temps de simulation en CFD étant extrêmement longs (environ 20 heures pour le CRJ700 (Segui, 2022)), il est souvent impossible de tester un grand nombre de configurations. Pour estimer les résultats dans les régions non couvertes par les données disponibles, de nombreuses études utilisent des modèles de substitution ("surrogate models"), notamment pour les coefficients de portance, de traînée et de moment. Ces modèles permettent d'approximer par l'interpolation les valeurs intermédiaires à partir d'un ensemble limité de points de données, réduisant ainsi le temps et les ressources nécessaires pour obtenir des résultats précis.

L'interpolation polynomiale est l'une des méthodes les plus simples pour extrapoler les données aérodynamiques. Elle consiste à ajuster un polynôme de degré n à un ensemble de points de données. Bien que cette méthode soit facile à implémenter, elle peut subir des oscillations importantes entre les points de données, surtout lorsque le degré du polynôme est élevé. Ces oscillations peuvent entraîner des erreurs significatives dans les prédictions des coefficients aérodynamiques, rendant cette méthode parfois imprécise dans un contexte d'optimisation.

Une alternative plus avancée repose sur l'interpolation cubique de Bezier, qui utilise des courbes de Bezier pour ajuster les données. Cette méthode permet de mieux capturer les variations locales des données tout en réduisant les oscillations indésirables. L'étude de Panagiotou, Antoniou & Yakinthos (2022), basée sur le schéma de Mann (Mann, 1999), a démontré que l'interpolation cubique de Bezier offre une meilleure précision que l'interpolation polynomiale simple. Les résultats montrent des différences notables entre les résultats obtenus par les deux approches, avec une réduction significative des erreurs d'approximation.

Le "Kriging", une autre méthode d'interpolation largement utilisée en aérodynamique, repose sur la théorie des processus gaussiens. Il permet de capturer à la fois les tendances globales et les

variations locales des données. Le principal avantage du Kriging est qu'il fournit non seulement une estimation des valeurs interpolées, mais aussi une évaluation des incertitudes associées à leur prédition. Cette caractéristique le rend particulièrement utile dans les problèmes d'optimisation, où il est essentiel de quantifier la fiabilité des résultats.

En parallèle, les méthodes d'apprentissage automatique, telles que les réseaux de neurones et les machines à vecteurs de support, sont de plus en plus exploitées pour l'extrapolation des données aérodynamiques. Ces techniques permettent de modéliser des relations complexes et non linéaires entre les variables de conception et les coefficients aérodynamiques. Elles sont particulièrement adaptées aux problèmes d'optimisation multi-objectifs, où plusieurs paramètres doivent être ajustés simultanément pour maximiser les performances aérodynamiques.

Les études comparant ces différentes méthodes d'interpolation montrent que les approches plus sophistiquées, comme l'interpolation cubique de Bezier et le Kriging, offrent une précision nettement supérieure à celle des méthodes polynomiales classiques. Cependant, ces méthodes avancées sont également plus complexes à mettre en œuvre et nécessitent davantage de ressources computationnelles. Le choix de la méthode la plus appropriée dépend donc des exigences de précision ainsi que des ressources disponibles, soulignant l'importance d'un compromis entre la fidélité des résultats et le coût numérique des simulations.

1.4 Évaluation de la performance des ailettes adaptatives

Pour évaluer l'impact des ailettes sur le comportement global d'un aéronef, un modèle de simulation intégrant la dynamique de vol et les trajectoires est généralement employé.

L'étude de Panagiotou *et al.* (2022), portant sur un UAV, propose une méthodologie en trois étapes visant à déterminer l'angle d'inclinaison optimal des ailettes pour chaque phase de vol. Dans un premier temps, les performances de l'appareil sont évaluées en fonction de cet angle, à travers l'analyse de paramètres clés tels que le taux de montée, la vitesse de croisière maximale, ainsi que les distances de décollage et d'atterrissage. Dans un second temps, ces résultats sont affinés en intégrant les contraintes de stabilité latérale, qui restreignent les plages d'angles exploitables.

L'impact de la variation de l'angle d'inclinaison des ailettes sur la stabilité longitudinale étant jugé négligeable, une observation également rapportée pour le CRJ700 (Segui, 2022), cette composante a été écartée de l'analyse. Enfin, l'effet du "trim" est pris en compte, notamment son influence sur le coefficient de traînée et le moment de tangage, permettant ainsi une optimisation plus fine de l'angle d'inclinaison en tenant compte des équilibres aérodynamiques globaux.

L'évaluation des performances en termes d'autonomie, de consommation de carburant, de taux de montée et de vitesse de croisière, repose sur l'élaboration d'un modèle intégrant à la fois les caractéristiques aérodynamiques de l'aéronef et les spécificités du système de propulsion. Ce dernier inclut notamment la courbe de poussée en fonction de l'altitude et de la vitesse, les rendements propulsifs, ainsi que les limitations thermiques et mécaniques du moteur. La Figure 1.2 présente un schéma du modèle de performance développé en interne au LARCASE (Segui, 2022).

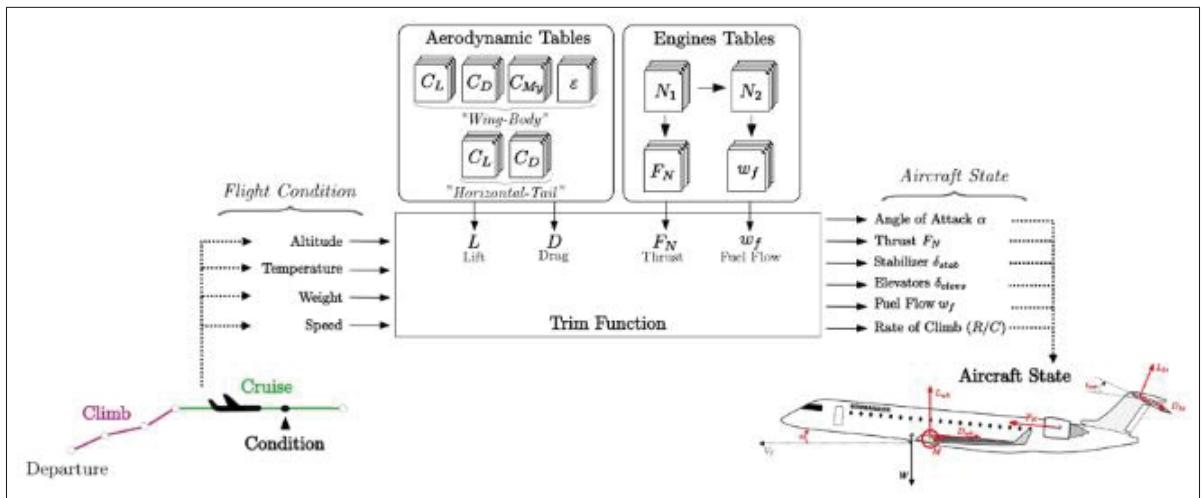


Figure 1.2 Schéma du modèle de performance développé en interne au LARCASE (Segui, 2022)

Dans cette thèse (Segui, 2022), plusieurs scénarios ont été explorés pour le CRJ700, avec une analyse détaillée des trajectoires de vol, incluant les phases de montée, d'accélération et de croisière. Afin de capturer les variations dynamiques au cours de la mission, la trajectoire a été discrétisée en un ensemble de points à intervalles réguliers. À chaque étape de cette discréttisation, l'état statique de l'aéronef est évalué, en prenant en compte les conditions locales de vol (altitude,

vitesse, masse, température), puis une optimisation de l'angle d'inclinaison de l'ailette est réalisée en fonction d'un objectif défini, tel que la minimisation de la consommation de carburant ou la maximisation de la vitesse sol. Cette stratégie permet d'adapter dynamiquement la configuration des ailettes tout au long du vol.

Un autre aspect clé de cette analyse est le coût de vol, un paramètre essentiel pour comparer l'efficacité des configurations avec et sans ailettes. Cette approche permet de quantifier les bénéfices économiques et opérationnels d'une conception adaptative des ailettes.

Enfin, l'influence du vent croisé sur l'optimisation de l'angle des ailettes est un facteur déterminant (Bakhai, Mat & Musa, 2024). Leur étude a montré que pour un nombre de Mach faible ($M = 0.3$), la direction du vent peut modifier les valeurs optimales des coefficients de portance (C_L), de traînée (C_D) et de finesse aérodynamique. Intégrer la simulation des effets du vent dans les études pourrait ainsi renforcer l'évaluation des bénéfices apportés par l'adaptabilité des ailettes.

1.5 Conclusion

Les ailettes adaptatives offrent un potentiel significatif d'amélioration des performances aérodynamiques des aéronefs en permettant une optimisation dynamique de leur géométrie. Parmi les différents paramètres de déformation étudiés, l'angle d'inclinaison a été largement exploré en raison de son impact direct sur la traînée et la portance. Toutefois, d'autres paramètres tels que l'angle de torsion, l'envergure et ou l'angle de flèche jouent également un rôle crucial dans la répartition des charges aérodynamiques et la réduction de la consommation de carburant.

Dans le cadre de cette thèse, l'attention est portée spécifiquement sur les ailettes à angle de torsion variable, une approche qui permet d'adapter localement l'angle d'attaque de l'ailette pour optimiser la performance aérodynamique en fonction des différentes phases de vol. Les études existantes ont montré qu'un angle de torsion variable peut améliorer l'efficacité énergétique et la maniabilité, tout en réduisant la traînée induite.

L'analyse des méthodes de simulation montre que la CFD reste l'outil privilégié pour l'évaluation des performances des ailettes adaptatives, notamment avec les modèles RANS et LES. Cependant, le coût computationnel élevé de ces simulations impose l'utilisation de modèles de substitution et de méthodes d'interpolation avancées, telles que le Kriging ou l'interpolation cubique de Bézier, pour extrapoler les résultats et optimiser la conception.

Enfin, l'évaluation des performances des ailettes à angle de torsion variable nécessitera une approche intégrée combinant modélisation aérodynamique, simulation numérique et validation expérimentale, afin de quantifier précisément les bénéfices en termes d'autonomie, de consommation de carburant et de stabilité. Cette étude contribuera ainsi à mieux comprendre le rôle des ailettes à torsion variable et à démontrer leur pertinence pour les applications aéronautiques futures.

CHAPITRE 2

ÉTUDE PRÉLIMINAIRE AVEC LA VLM

Une étude préliminaire a été réalisée sur OpenVSP en utilisant la méthode Vortex Lattice Method (VLM). L'objectif est d'obtenir rapidement des premiers résultats afin de déterminer les angles optimaux et ainsi restreindre la marge des amplitudes des angles de torsion de l'ailette à tester plus précisément avec la CFD.

2.1 Modélisation

La première étape a été de créer un modèle du CRJ700 sur OpenVSP. Il a été choisi d'étudier le fuselage et l'aile de l'avion sans la queue. Dans le modèle de performance qui sera utilisé dans le chapitre 5, seulement les données aérodynamiques de la configuration "WingBody" (ailes et fuselage) sont requises pour simuler l'impact de l'ailette adaptative sur le comportement de l'avion, donc seuls les coefficients aérodynamiques de cette configuration seront calculés. Pour la modélisation, il a été nécessaire de réaliser diverses mesures sur le modèle 3D du CRJ700 et de les reporter dans le logiciel OpenVSP. La figure 2.1 montre le modèle construit sur OpenVSP.

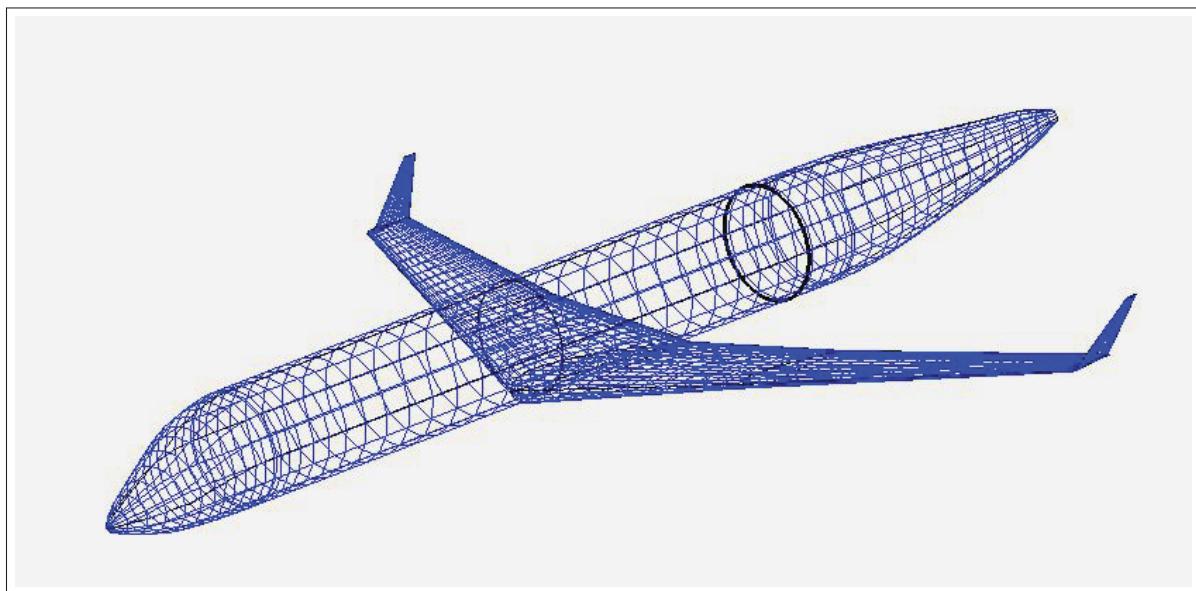


Figure 2.1 Modélisation en utilisant OpenVSP du Bombardier CRJ 700

2.2 Comparaison des coefficients aérodynamiques obtenus avec la méthode VLM avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM

Pour valider le modèle, les résultats des simulations pour différentes conditions de vol ont été comparés avec les données du simulateur de niveau D du Bombardier CRJ700 du laboratoire LARCASE (VRESIM). Ce simulateur, certifié niveau D, le plus haut niveau de certification, constitue une référence fiable pour l'étude de la dynamique de vol.

2.2.1 Le coefficient de portance C_L

La comparaison des coefficients de portance obtenus via la méthode VLM avec ceux issus du simulateur révèle une précision modérée. Les figures 2.2 illustrent les résultats obtenus pour différents nombres de Mach M allant de 0.3 à 0.8. On observe que pour des nombres de Mach faibles ($M = 0.3$ à $M = 0.5$), la corrélation entre les résultats VLM et ceux du simulateur est bonne, avec un écart limité des valeurs de C_L . Cet écart de l'ordre de 5 à 10% est visible sur la pente de la courbe $C_L - \alpha$ (notée $C_{L\alpha}$). Cet écart peut être attribué aux hypothèses simplificatrices du modèle VLM, qui repose sur une formulation potentielle et linéaire de l'écoulement.

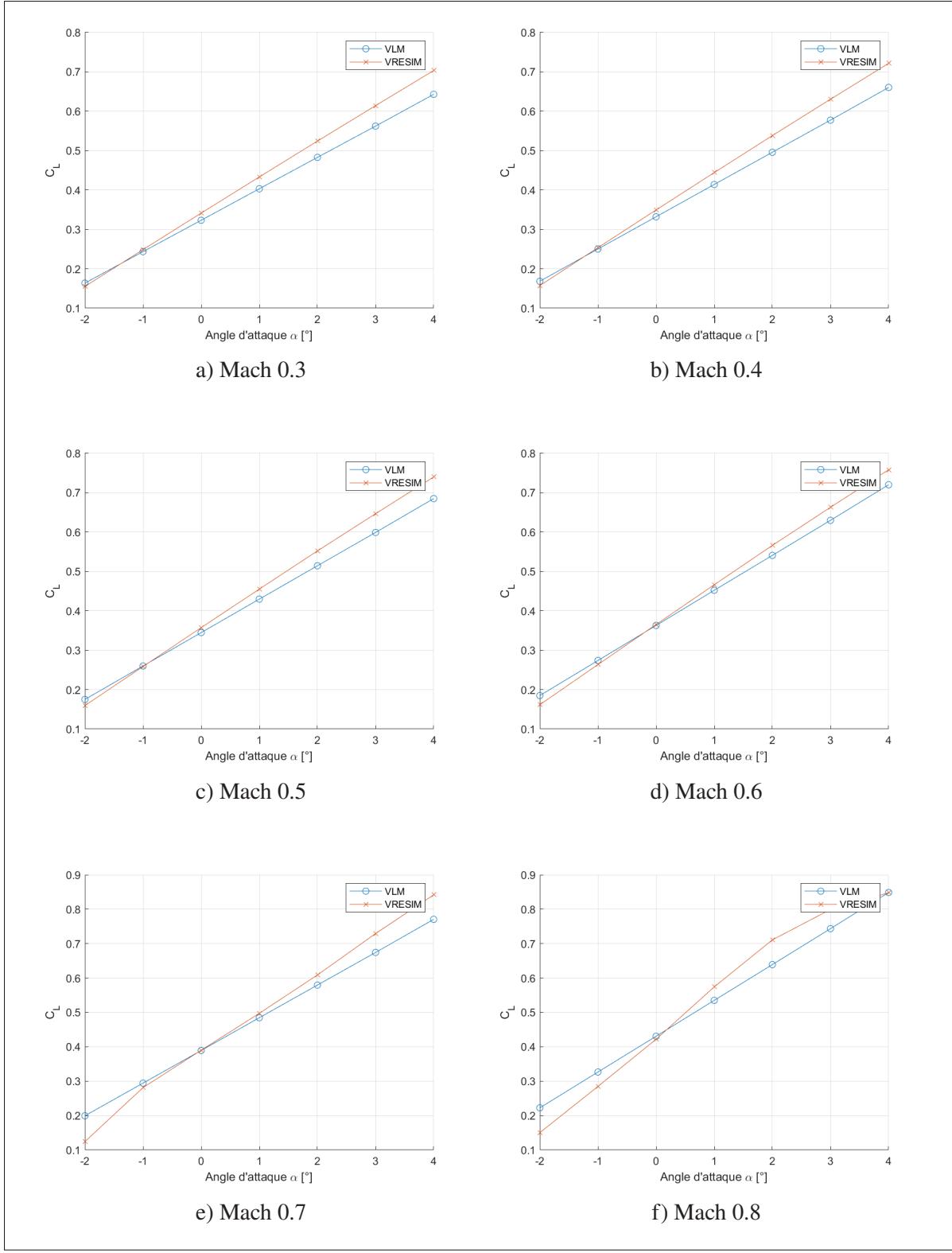


Figure 2.2 Comparaison des coefficients de portance (C_L) obtenus par la VLM avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM pour différents nombres de Mach

En particulier, pour des nombres de Mach M supérieurs à 0.6, la méthode VLM conserve un comportement linéaire de C_L en fonction de l'angle d'attaque, tandis que les valeurs du simulateur montrent une non-linéarité croissante. Cette divergence s'explique par le fait que la méthode VLM ne prend pas en compte les effets compressibles et non linéaires qui deviennent prédominants à des vitesses transsoniques. Ainsi, bien que le modèle VLM soit adapté pour des régimes subsoniques faibles à modérés, il perd en fidélité lorsque le nombre de Mach M supérieur à 0.6.

Ces résultats soulignent l'importance de compléter l'approche VLM avec des modèles prenant mieux en compte les effets compressibles pour améliorer la précision des prédictions aérodynamiques à des vitesses élevées.

2.2.2 Le coefficient de traînée C_D

Les figures 2.3 présentent la comparaison des coefficients de traînée obtenus par VLM et par le simulateur VRESIM pour différents nombres de Mach allant de 0.3 à 0.8. Les résultats obtenus pour le coefficient de traînée (C_D) présentent les mêmes variations générales qu'à la sous-section 2.2.1 sur le coefficient de portance. Toutefois, un écart constant est observé entre les deux ensembles de données. Cet écart peut être attribué à la configuration simulée, qui inclut le fuselage et l'aile, alors que la méthode VLM ne modélise que la contribution de l'aile seule. En effet, la traînée obtenue par VLM repose principalement sur la traînée induite, tandis que la configuration complète inclut d'autres sources de traînée, comme la traînée parasite et d'interférence. Cette différence entre les modèles explique l'écart entre les résultats.

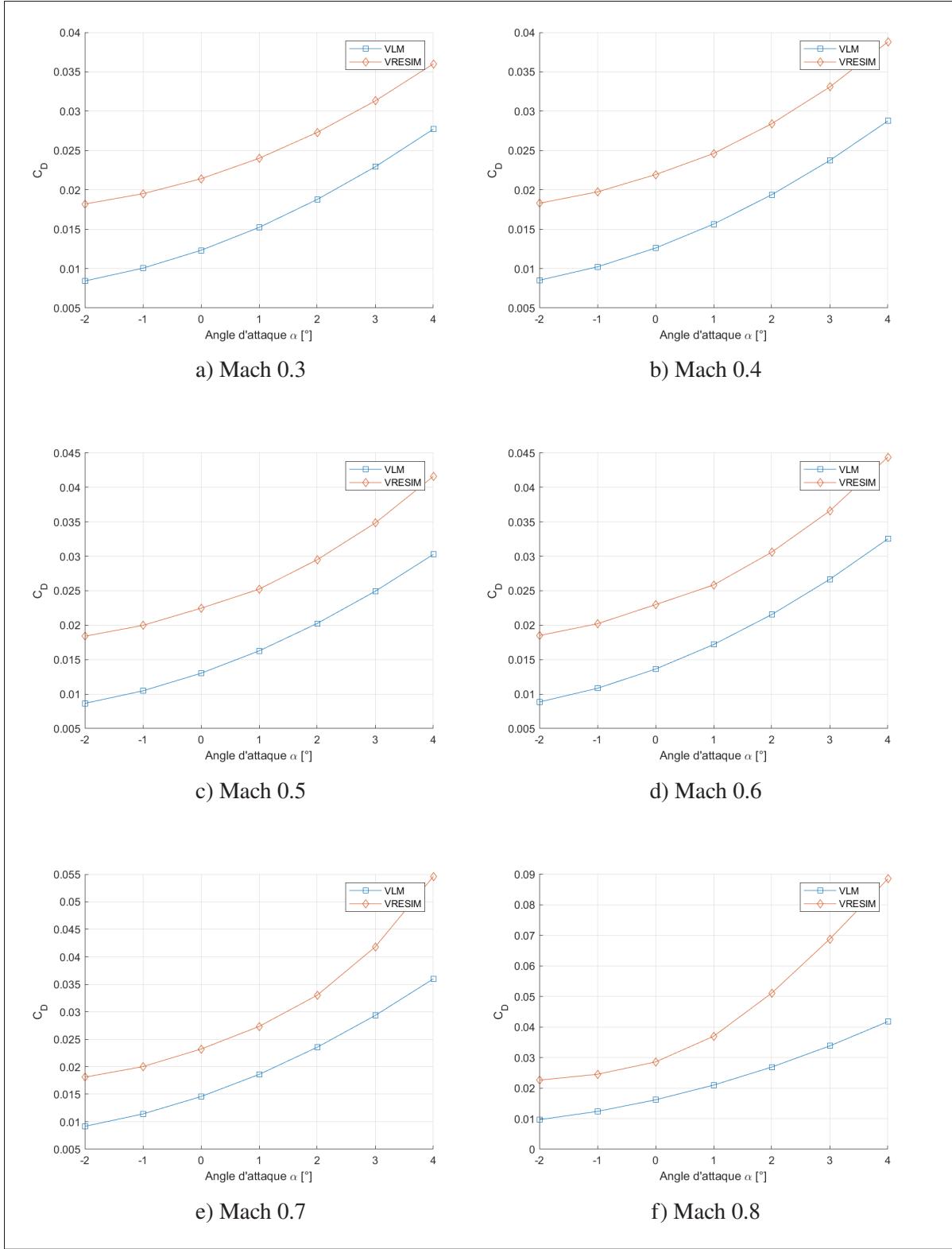


Figure 2.3 Comparaison des coefficients de traînée (C_D) obtenus par la VLM avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM pour différents nombres de Mach

Cependant, dans le cadre de l'étude des ailettes adaptatives, cet écart peut être ignoré, car l'objectif principal de cette étude préliminaire est d'analyser les variations relatives de la traînée de l'aile plutôt que ses valeurs absolues. L'influence des ailettes se manifeste principalement à travers la modification de la traînée induite, qui est bien capturée par la méthode VLM.

De la même manière que pour le coefficient de portance, on observe une perte de précision pour les nombres de Mach supérieurs à 0.6. La nature linéaire de la méthode VLM ne permet pas de représenter correctement les effets compressibles qui deviennent significatifs à ces vitesses, ce qui entraîne une sous-estimation ou une mauvaise représentation de l'augmentation de la traînée lorsque l'angle d'attaque augmente. Par conséquent, bien que la méthode VLM soit un outil utile pour une première approximation, elle doit être complétée par des modèles plus avancés pour des analyses à des vitesses transsoniques.

2.2.3 Le coefficient du moment de tangage C_M

Les résultats dans les figures 2.4 obtenus pour le coefficient de moment de tangage (C_M) montrent une précision plus faible que pour C_L et C_D . En particulier, les écarts entre la méthode VLM et les simulations du simulateur deviennent significatifs pour des nombres de Mach supérieurs à 0.5.

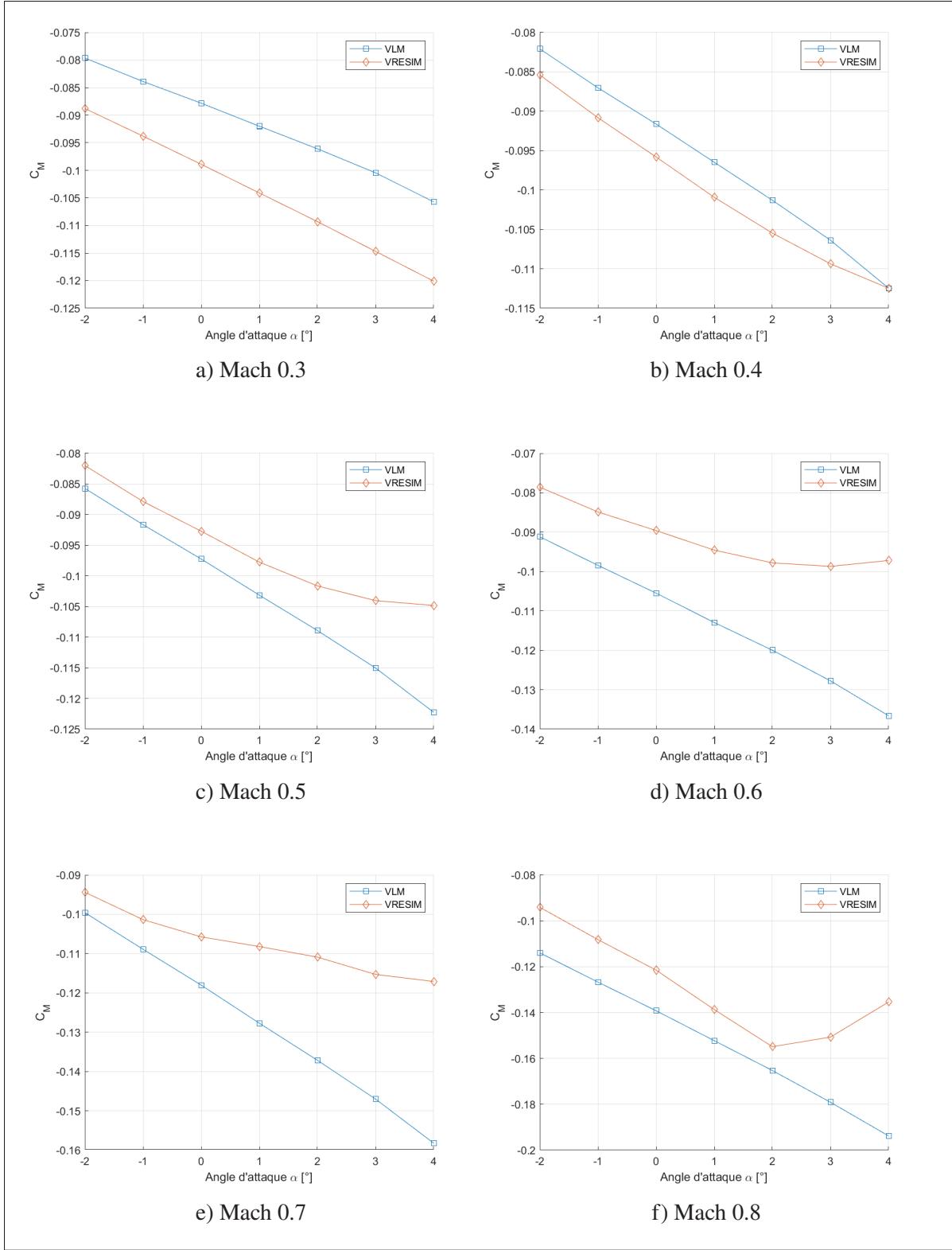


Figure 2.4 Comparaison des coefficients du moment de tangage (C_M) obtenus par la VLM avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM pour différents nombres de Mach

Une première explication de cette divergence réside dans l'incertitude associée à la position du centre de gravité dans les simulations. En effet, une légère variation de la position du centre de gravité peut engendrer des différences notables dans les valeurs de C_M . De plus, la méthode VLM repose sur des hypothèses simplificatrices qui ne capturent pas avec précision les effets tridimensionnels liés à la répartition de la portance et à la variation du moment de tangage en fonction de l'angle d'attaque.

Un autre facteur influençant ces écarts est l'influence des effets compressibles. Contrairement aux coefficients de portance et de traînée, le coefficient de moment de tangage est plus sensible aux variations de la distribution de pression sur l'aile, qui devient fortement non linéaire à partir de Mach 0.4.

Ainsi, bien que la méthode VLM puisse fournir une première estimation du moment de tangage, son manque de précision pour des nombres de Mach supérieurs à 0.4 la rend moins adaptée aux analyses détaillées de la stabilité longitudinale dans un contexte transsonique.

2.3 Variations des coefficients aérodynamiques

Avec l'API d'OpenVSP, plusieurs simulations ont été effectuées pour différents angles de torsion des ailettes. L'angle du modèle original est de -2.67 degrés. Les angles étudiés varient de -50 à 50 degrés avec un pas de 10 degrés, soit un total de 11 angles par condition de vol.

Dans cette section, nous présentons la variation des coefficients aérodynamiques C_L , C_D , et C_M en fonction de l'angle de torsion ξ et du nombre de Mach M . Pour chaque angle de torsion, les valeurs simulées sont comparées avec une régression basée sur une fonction de la forme :

$$C(\xi, M) = \sum_{i=0}^m \sum_{j=0}^n a_{ij} \xi^i M^j$$

où M est le nombre de Mach et ξ est l'angle de torsion. Cette régression est réalisée par la méthode des moindres carrés afin d'ajuster les coefficients a_{ij} pour obtenir la meilleure

approximation des résultats simulés. Pour chaque régression, une corrélation R^2 supérieure à 0,999 a été mesurée, témoignant de la fidélité de cette dernière.

Les graphiques ci-dessous présentent les variations des coefficients C_L , C_D et C_M en fonction de l'angle de torsion ξ pour différentes valeurs du nombre de Mach.

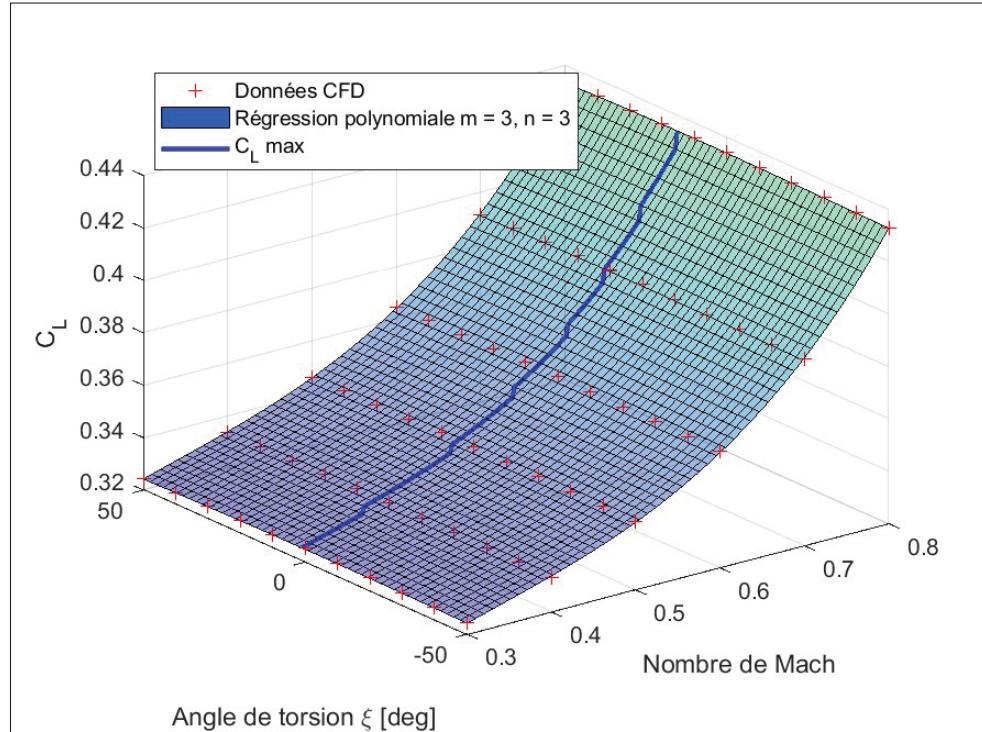


Figure 2.5 Variation du coefficient de portance C_L en fonction de l'angle de torsion ξ du nombre de Mach

Les graphiques montrent de faibles variations des coefficients aérodynamiques. Sur la figure 2.5, on observe que les angles optimaux sont entre 0° et 15° pour le coefficient de portance C_L , pour le coefficient de traînée (figure 2.6) ils se trouvent entre 0° et -15° . Les variations des coefficients en fonction de l'angle de torsion sont assez faibles avec en moyenne 0.105% pour C_L , 0.108% pour C_D et 0.085% pour C_M .

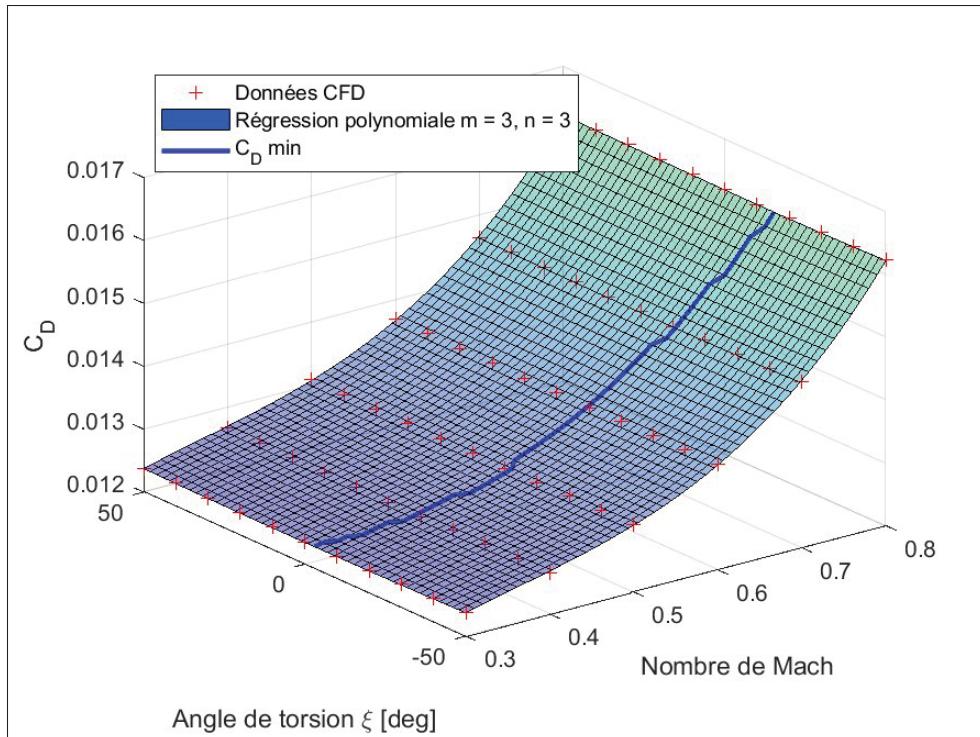


Figure 2.6 Variation du coefficient de traînée C_D en fonction de l'angle de torsion ξ du nombre de Mach

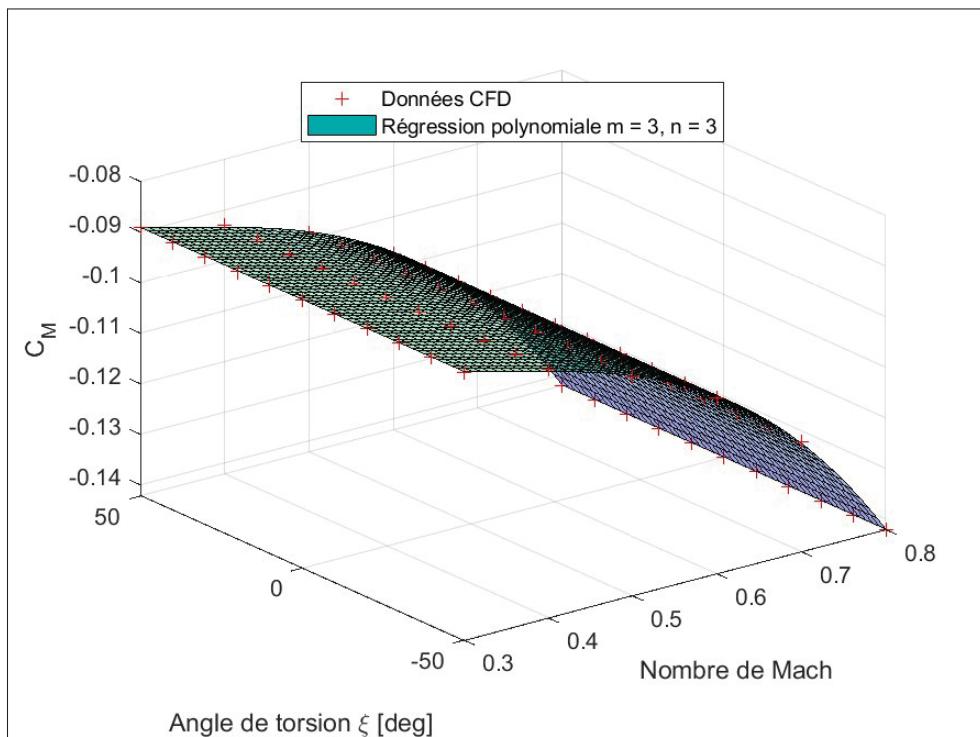


Figure 2.7 Variation du coefficient de moment C_M en fonction de l'angle de torsion ξ du nombre de Mach

2.4 Conclusion

Dans le cadre de cette étude préliminaire, un modèle numérique basé sur la méthode des tourbillons (VLM) a été développé pour simuler le comportement aérodynamique du Bombardier CRJ700. Comme anticipé, la fidélité de ce modèle présente certaines limitations en terme de précision, particulièrement en ce qui concerne l'estimation de la traînée et du moment de tangage. Néanmoins, la précision obtenue sur les variations du coefficient de traînée (C_D) avec α s'est avérée suffisante pour mener une analyse préliminaire des performances des ailettes adaptatives.

L'analyse comparative entre les configurations à ailettes fixes et adaptatives a révélé des gains aérodynamiques relativement petite, mais significatifs. Cette étude a notamment permis d'identifier les angles de torsion optimaux pour les simulations CFD ultérieures. Les résultats suggèrent que la plage d'angles la plus prometteuse se situe entre -20° et 20° , permettant ainsi de réduire considérablement l'espace paramétrique d'angles de torsion ξ à explorer lors des prochaines étapes de la recherche.

CHAPITRE 3

MODÉLISATION AÉRODYNAMIQUE HAUTE FIDÉLITÉ DU CRJ700 AVEC STAR CCM+

3.1 Méthodologie globale

Cette section détaille la méthodologie utilisée afin de construire un modèle CFD robuste et précis du Bombardier CRJ 700 sur Star CCM.

3.2 Préparation du modèle 3D du Bombardier CRJ700

Dans cette étude, nous utilisons un modèle 3D du CRJ700 fourni par le constructeur Bombardier (figure 3.1a). Afin de préparer ce modèle pour l'analyse CFD, plusieurs modifications ont été apportées. Des ajustements ont été réalisés pour combler les espaces, notamment les interstices entre les ailes, les becs de bord d'attaque et les volets, afin d'assurer une surface continue. De plus, certains détails comme les hublots et les contours des portes ont été supprimés, car ils introduisaient des irrégularités susceptibles de perturber la génération du maillage. Les modèles des surfaces ont également été simplifiées, pour faciliter le maillage (figure 3.1b).

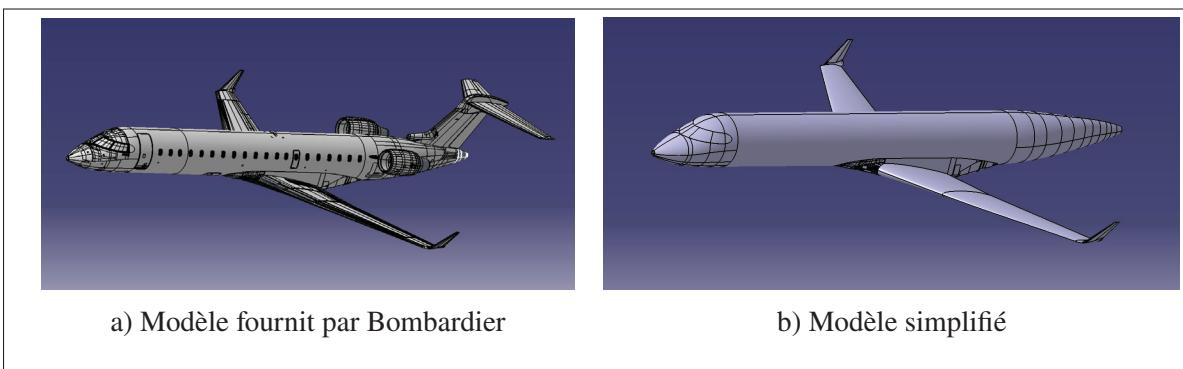


Figure 3.1 Modèle 3D du CRJ700

Par ailleurs, les modèles des moteurs ont été retirés du modèle 3D du CRJ700 afin de réduire les coûts de calcul. Cette simplification a été jugée acceptable, car elle ne devrait pas avoir d'impact significatif sur les valeurs des coefficients de portance.

3.3 Maillage

Le maillage est une étape cruciale dans la préparation d'une simulation CFD. Afin d'assurer la qualité et la précision des résultats, un processus rigoureux de génération du maillage a été appliqué au modèle 3D du Bombardier CRJ700.

3.3.1 Domaine et limites de simulation

Le domaine de simulation a été dimensionné selon les pratiques recommandées en CFD dans le domaine aéronautique. La figure 3.2 présente la configuration adoptée, avec l'origine du repère positionnée à l'extrémité du nez de l'avion, offrant ainsi une référence géométrique claire pour l'ensemble du domaine.

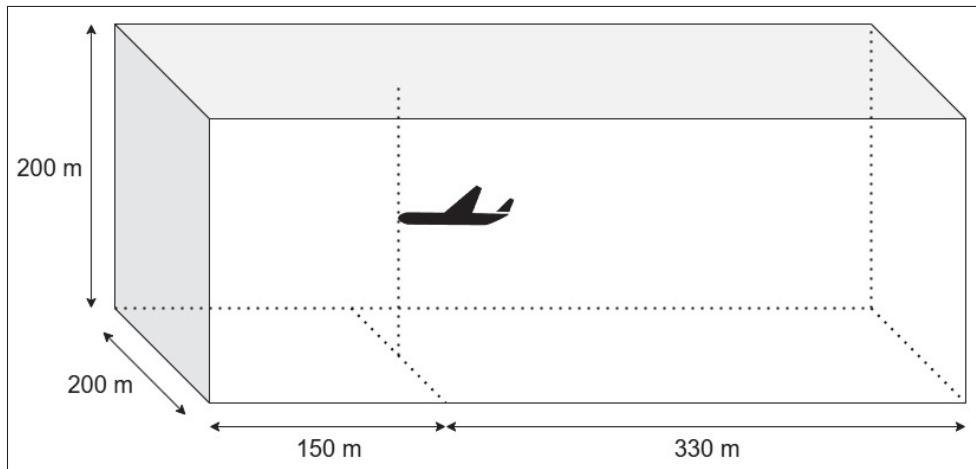


Figure 3.2 Domaine d'étude CFD

La taille du domaine a été déterminée par rapport aux caractéristiques géométriques de l'avion, en fonction de la longueur du fuselage $L_{fuselage}$ et de l'envergure b :

- Longueur amont : $5L_{fuselage} = 150m$
- Longueur aval : $10L_{fuselage} = 300m$
- Largeur et hauteur : $8b = 200m$

Cette configuration spatiale permet d'éviter tous les effets de confinement en capturant correctement les phénomènes aérodynamiques en aval de l'appareil. Les conditions aux limites ont été définies comme suit :

- Entrée : Condition de vitesse (velocity inlet) positionnée en amont de l'avion
- Sortie : Condition de pression (pressure outlet) située en aval de l'avion
- Parois latérales : Définis comme des murs (walls) avec condition de glissement

Cette configuration de domaine, validée par des études de sensibilité préliminaires, offre un compromis optimal entre la précision des résultats et l'efficacité computationnelle, tout en minimisant les effets indésirables des conditions aux limites sur l'écoulement autour de l'avion.

3.3.2 Choix du type de maillage

Pour cette étude, un maillage polyédrique a été choisi pour la simulation CFD du Bombardier CRJ700 dans STAR-CCM+. Le maillage polyédrique offre une grande flexibilité pour s'adapter aux géométries complexes du CRJ700, en particulier sur les zones où les courbes sont plus prononcées. Contrairement aux maillages structurés ou tétraédriques, il permet une meilleure gestion des zones de raffinement, essentielles dans les régions proches des surfaces où des gradients de pression et de vitesse sont importants. Le maillage polyédrique utilisé dans cette étude offre une combinaison optimale de précision, flexibilité géométrique, et efficacité en termes de ressources computationnelles. Ce choix est essentiel pour obtenir des résultats fiables et détaillés dans l'analyse aérodynamique du Bombardier CRJ700.

3.3.3 Configuration des couches de paroi (Prism Layer)

Pour la simulation du l'écoulement autour de l'avion, il est crucial de bien capturer la couche limite. À cette fin, des couches de prisme ont été ajoutées autour de la surface du modèle. Ces couches ont été dimensionnées pour garantir un "y+" compris entre 100 et 200. Cette plage de $y+$ est couramment utilisée dans les études aérodynamiques, car elle permet d'obtenir un très

bon compromis entre la précision des résultats et le coût de la simulation. En effet, un $y+$ élevé (au-delà de 300) peut entraîner une mauvaise résolution de la couche limite, tandis qu'un $y+$ trop faible nécessiterait un maillage très fin, augmentant considérablement les coûts computationnels sans apporter de gains significatifs en précision.

Les fonctions de paroi ont été utilisées pour modéliser la turbulence dans cette zone, ce qui est une pratique courante pour les études aérodynamiques de ce type, en particulier pour les simulations de grande envergure. Les fonctions de paroi pour une valeur de " $y+$ " supérieur à 30 permettent de traiter efficacement la zone proche de la paroi sans nécessiter un maillage extrêmement fin.

3.3.4 Contrôles volumétriques et raffinements

Après la génération du maillage de surface et l'ajout des couches de prismes, un affinement du maillage a été effectué dans des zones stratégiques du domaine pour garantir une résolution optimale des phénomènes aérodynamiques.

Un procédé d'offset a été utilisé pour raffiner le maillage dans les régions proches des surfaces de l'aéronef, notamment autour des ailes et du fuselage. Cette approche permet de mieux capturer les gradients de pression et de vitesse au voisinage immédiat de l'avion, dans l'endroit où ces variations sont particulièrement marquées. Ce raffinement est essentiel pour obtenir des résultats précis dans l'analyse des performances aérodynamiques et des phénomènes de turbulence près des parois.

STAR-CCM+ offre une fonctionnalité de raffinement spécifique pour la région du sillage, qui s'adapte à la direction de l'écoulement, et donc à l'angle d'attaque de l'avion. Ce raffinement du sillage permet de mieux modéliser les effets des tourbillons et de turbulence générés par l'écoulement derrière l'avion. Par ailleurs, des raffinement volumiques en forme de "cônes" ont été appliqués au niveau du bord d'attaque et de fuite pour améliorer la précision du maillage dans ces zones critiques.

Ces techniques de raffinement local permettent de garantir une haute précision dans les régions les plus sensibles, tout en optimisant l'utilisation des ressources computationnelles dans les zones moins influentes de l'écoulement.

3.3.5 Maillage final

Le maillage final utilisé pour l'étude CFD du CRJ700 contient en moyenne 38 millions de cellules, avec une valeur de "y⁺" entre 50 et 180. Ce choix permet d'assurer une modélisation cohérente des effets de turbulence en utilisant les fonctions de paroi.

Pour garantir la qualité du maillage et minimiser les erreurs numériques, plusieurs critères ont été évalués en accord avec la documentation de Star CCM+. La qualité des cellules est un critère essentiel pour assurer la stabilité et la précision des calculs numériques en CFD. Le maillage présente un angle maximal de distorsion de 70,8°. Selon la documentation de Star CCM+, les cellules ayant un angle de distorsion supérieur à 85° sont considérées comme mauvaises, et celles dépassant 90° peuvent entraîner des problèmes de convergence. Le maillage actuel reste donc dans des limites acceptables. La qualité des cellules varie de 0.15 (minimum) à 1.00 (maximum), avec une moyenne de 0.60. Un seuil minimal de 0.15 reste acceptable pour des simulations polyédriques. Le changement de volume des cellules est bien contrôlé avec une valeur minimale de 0.014. 99.58% des cellules ont un changement de volume compris entre 10% et 100%, ce qui garantit une transition fluide entre les cellules voisines et limite les instabilités numériques. Enfin, la validité des faces est optimale avec une valeur de 1.000 pour toutes les surfaces. Ce critère évalue dans quelle mesure la géométrie des faces respecte les contraintes géométriques fondamentales (telles que la convexité et l'orientation correcte des normales).

En conclusion, le maillage CFD présente une excellente validité avec 100% des faces conformes. Bien que d'autres paramètres pourraient être optimisés, ce maillage sera suffisant comme il sera montré dans la suite de l'étude.

3.4 Modèles et conditions aux limites

L'étude étant menée en régime compressible, les modèles utilisés incluent les notions des gaz parfait, énergie couplée et flux couplé. De plus, l'approche RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) est adoptée pour résoudre les équations de l'écoulement. Les simulations sont effectuées aux nombres de Reynolds élevés ($> 10^7$), donc l'écoulement est considéré comme entièrement turbulent et un modèle de transition n'est pas nécessaire.

3.4.1 Modèle de turbulence

Dans l'étude précédemment réalisée du CRJ700 (Segui, 2022), plusieurs modèles de turbulence ont été comparés pour diverses conditions de vol. Sur la base des résultats de cette analyse, le modèle $k-\omega$ Shear Stressed Transport (SST) a été retenu comme le plus adapté pour simuler le CRJ700 en régime compressible. Ce choix repose sur sa capacité à offrir un bon compromis entre la précision et l'efficacité numérique, apportant de meilleures performances que le modèle Spalart-Allmaras. Ces caractéristiques en font un choix optimal pour les simulations aérodynamiques d'avions, où la précision et la robustesse de leur modèles sont essentielles.

3.4.2 Conditions aux limites

Concernant les conditions aux limites, les paramètres de turbulence k et ω ont été initialisés à l'entrée et à la sortie du domaine de maillage. Étant donné que ces valeurs sont généralement inconnues, différentes approches permettent d'obtenir leur estimation (Moukalled, Mangani & Darwish, 2016).

Dans cette étude, les valeurs initiales de k (en $\text{m}^2.\text{s}^{-2}$) et ω (en s^{-1}) ont été calculées à l'aide des équations suivantes :

$$k(0) = \left(\frac{\nu}{l}\right)^2 \quad (3.1)$$

$$\omega(0) = \frac{k}{l} \quad (3.2)$$

où ν est la viscosité cinématique et l est une longueur de référence. Pour cette simulation, la longueur de la corde aérodynamique moyenne du CRJ700 a été retenue comme référence. Ces valeurs initiales permettent une meilleure estimation des champs de turbulence et assurent une convergence stable des résultats.

3.4.3 Modèle de transport

Dans cette étude, le modèle de transport utilisé repose sur la loi de Sutherland pour la viscosité dynamique. Ce choix est motivé par la nécessité de capturer avec précision les variations de viscosité en fonction de la température, un paramètre clé dans les simulations d'écoulements compressibles. Contrairement aux simulations en régime incompressible où la viscosité peut être supposée constante, les écoulements compressibles nécessitent une prise en compte rigoureuse de cette dépendance thermique afin d'améliorer la précision des prédictions des gradients de vitesse et des effets de couche limite.

La loi de Sutherland est donnée par la relation empirique suivante :

$$\mu = \frac{A_s \sqrt{T}}{1 + \frac{T_s}{T}} \quad (3.3)$$

où μ est la viscosité dynamique ($\text{kg.m}^{-1}.\text{s}^{-1}$), T est la température (K), et A_s et T_s sont des constantes spécifiques au fluide considéré. Pour l'air, ces constantes sont définies comme $A_s = 1.458 \times 10^{-6}$ et $T_s = 110.4$ K (White, 2006).

L'utilisation de STAR CCM pour cette simulation a permis d'implémenter efficacement ce modèle de transport grâce à ses fonctionnalités avancées en gestion des propriétés thermodynamiques et de transport. Cette modélisation contribue à améliorer la précision des prédictions des gradients

de vitesses, des effets de couche limite et, par conséquent, des forces aérodynamiques exercées sur l'appareil.

3.5 Résultats et validation

Afin d'évaluer la validité du modèle aérodynamique, des simulations CFD ont été réalisées pour cinq combinaisons Altitude-Mach, représentatives des conditions de vol du CRJ700. Ces combinaisons sont présentées dans le Tableau 4.1. Ces conditions de vol ont été sélectionnées après l'analyse de plusieurs plans de vol effectués à l'aide du simulateur de vol Virtual Research Simulator VRESIM présent au laboratoire LARCASE du CRJ700.

Tableau 3.1 Conditions de vol étudiées et angles d'attaque associés

N°	Altitude (ft)	Nombre de Mach	Angles d'attaque (°)
1	5000	0.31	
2	10000	0.45	
3	20000	0.54	-2, -1, 0, 1, 2, 3 ,4
4	25000	0.66	
5	30000	0.79	

3.5.0.1 Convergence

L'étude de la convergence des résultats numériques a été réalisée pour garantir la stabilité et la précision des simulations. Leur convergence a été mesurée à travers les résidus de l'écoulement, qui doivent atteindre un seuil de 10^{-4} . Ce critère est choisi pour s'assurer que les résultats sont suffisamment précis tout en minimisant le temps de calcul. Une fois que les résidus atteignent ce seuil, les résultats sont considérés comme convergents.

Pour étudier la convergence des résultats, les cas extrêmes en termes de nombre d'itérations nécessaires ont été analysés, c'est à dire pour un angle d'attaque $\alpha = 0^\circ$ et $\alpha = 4^\circ$. Les graphiques ci-dessous illustrent l'évolution des résidus au cours des itérations pour chaque cas.

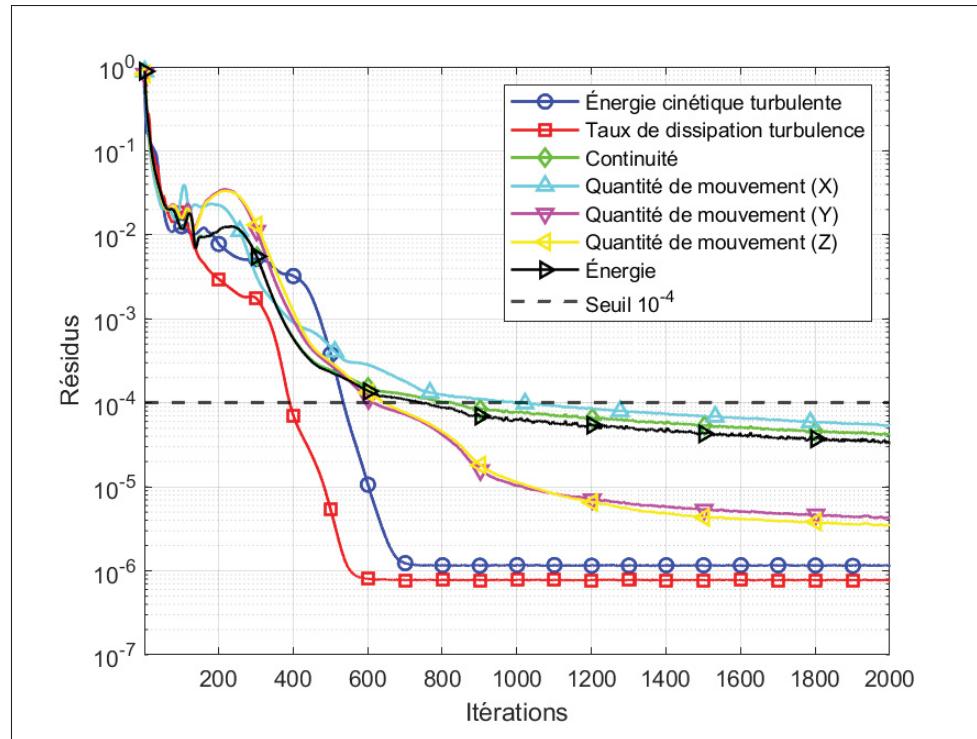


Figure 3.3 Convergence des résidus pour $\alpha = 0^\circ$

Pour $\alpha = 0^\circ$ (figure 3.3), la convergence est atteinte après 1000 itérations, un nombre d’itérations légèrement inférieur par rapport à $\alpha = 4^\circ$ en raison d’un écoulement moins complexe à cet angle d’attaque.

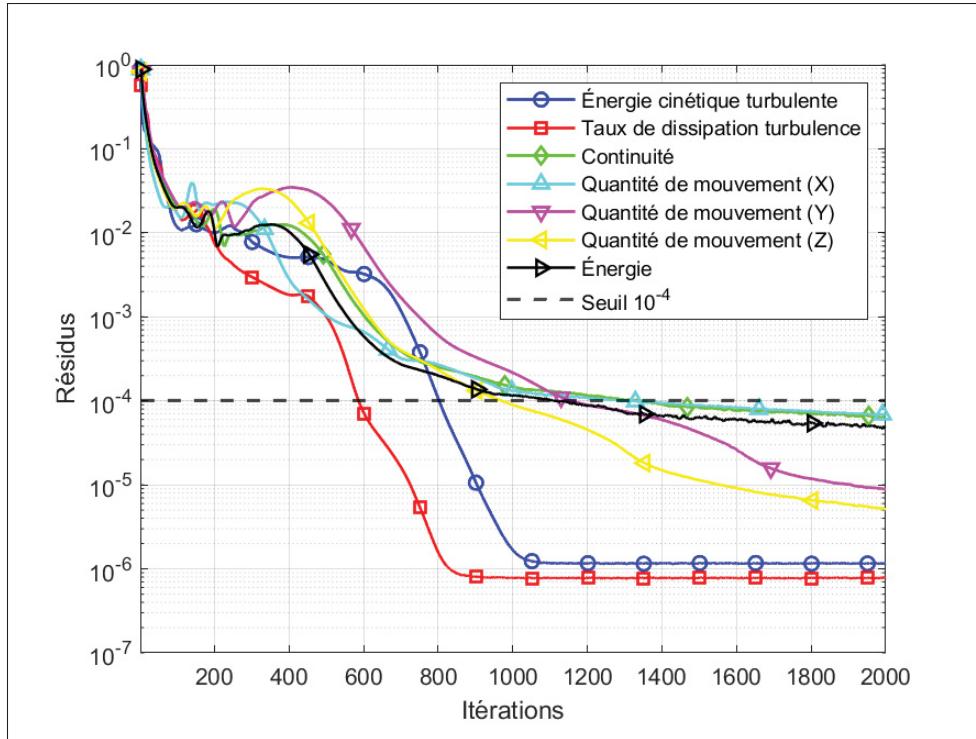


Figure 3.4 Convergence des résidus pour $\alpha = 4^\circ$

Enfin, pour $\alpha = 4^\circ$ (figure 3.4), la convergence est atteinte après 1300 itérations. Ce cas présente une convergence plus lente en raison de la complexité accrue de l'écoulement, notamment les effets plus marqués dans la couche limite et le sillage. En résumé, l'objectif de convergence de 10^{-4} pour les résidus a été atteint dans les cas extrêmes, garantissant la précision et la stabilité des résultats tout en assurant des calculs efficaces.

3.5.0.2 Comparaison des coefficients de portance (C_L) obtenus par la CFD avec ceux obtenus par le simulateur VRESIM

Le coefficient de portance (C_L) est le premier paramètre aérodynamique analysé. Les valeurs de C_L ont été calculées pour des angles d'incidence compris entre -2° et 4° , à cinq nombres de Mach différents : 0.31, 0.45, 0.54, 0.66 et 0.79. Ces résultats, obtenus avec le solveur compressible de Star CCM+, sont comparés aux valeurs fournies par le simulateur VRESIM dans la figure 3.5 et 3.6.

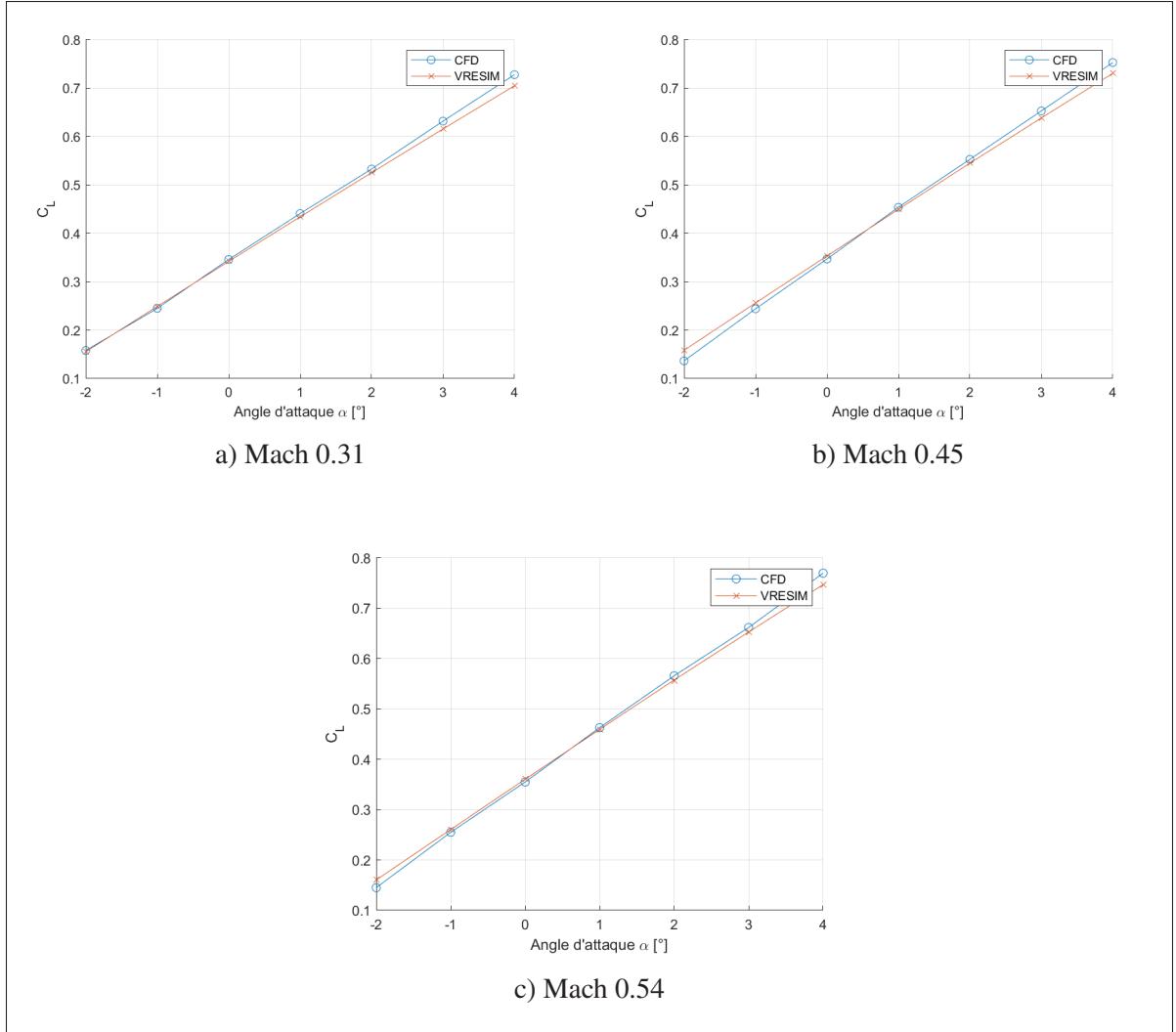


Figure 3.5 Comparaison des coefficients de portance (C_L) obtenus par la CFD avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM pour des nombres de Mach faibles

Les résultats montrent que la concordance entre les simulations CFD et VRESIM est globalement bonne pour les nombres de Mach faibles ($M = 0.31$ à $M = 0.54$), avec un écart moyen modéré. Cependant, aux Mach plus élevés ($M = 0.66$ et $M = 0.79$), les effets de compressibilité deviennent plus importants, influençant la précision des prévisions.

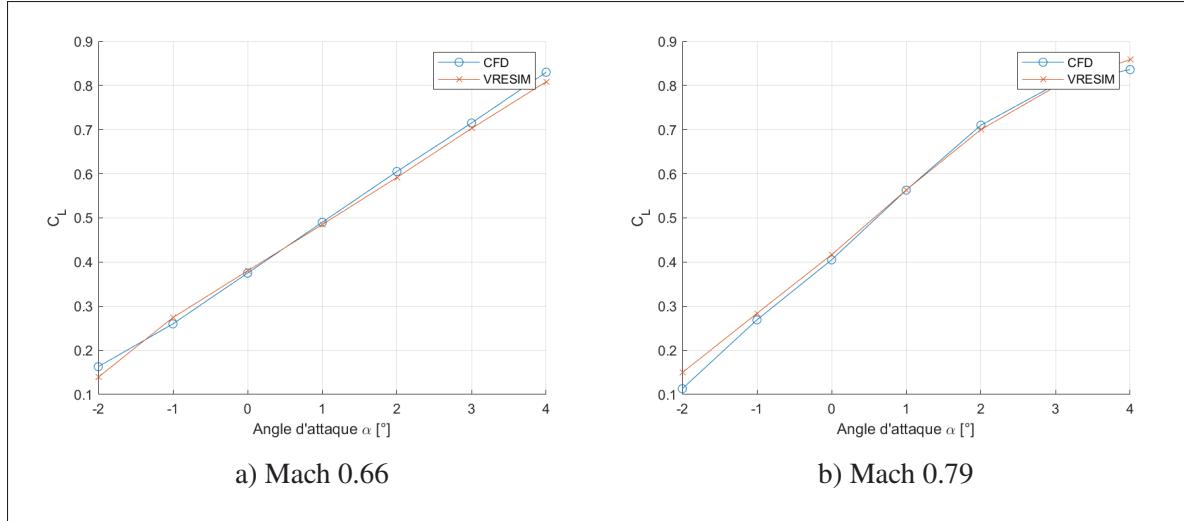


Figure 3.6 Comparaison des coefficients de portance (C_L) obtenus par la CFD avec ceux obtenus sur simulateur le VRESIM pour des nombres de Mach élevés

Les figures 3.6 , correspondant aux cas $M = 0.66$ et $M = 0.79$, mettent en évidence l’effet des phénomènes compressibles sur les écarts observés. En particulier pour $M = 0.66$, les écarts restent contenus avec un maximum de 0.036 pour un angle d’attaque de 4. À $M = 0.79$, les écarts sont plus marqués, atteignant un maximum de 0.057.

L’analyse des écarts entre CFD et VRESIM est illustrée par la figure 3.7. Ces écarts suivent une distribution proche d’une loi normale, avec une moyenne de 0.00191 et un écart-type de 0.01455. L’écart minimal observé est de -0.03655, tandis que l’écart maximal atteint 0.02386. Ces résultats montrent une dispersion modérée des différences, avec une tendance à une légère surestimation du coefficient de portance obtenus par la CFD par rapport à celui obtenu avec le simulateur VRESIM.

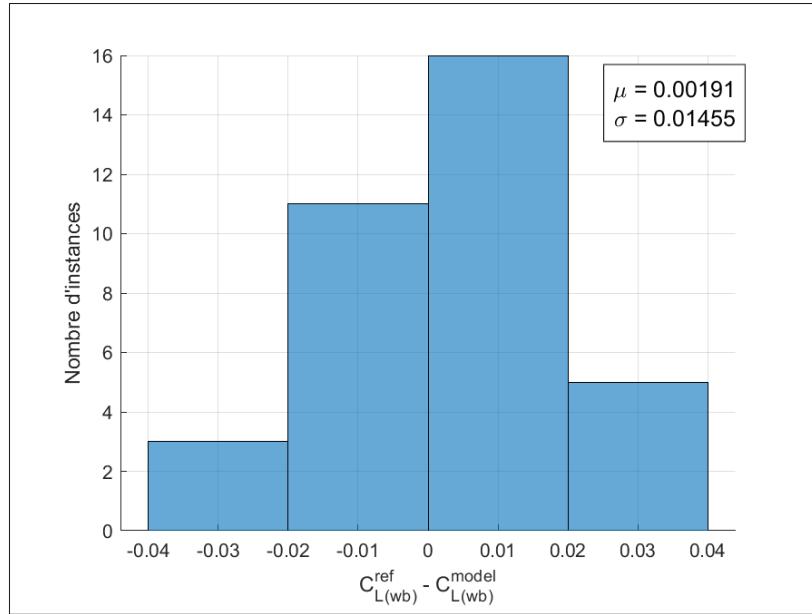


Figure 3.7 Distribution des écarts entre les C_L obtenus par la CFD et par le simulateur VRESIM

3.5.0.3 Comparaison entre le coefficient de traînée C_D obtenus par la CFD avec ceux obtenus par le simulateur VRESIM

Les figures 3.8 et 3.9 comparent les coefficients de traînée C_D obtenus par le modèle CFD et par le simulateur VRESIM pour des nombres de Mach faibles et élevés, respectivement. L'écart de C_D entre la CFD et VRESIM semblent plutôt faibles, que ce soit à haut ou faible nombre de Mach.

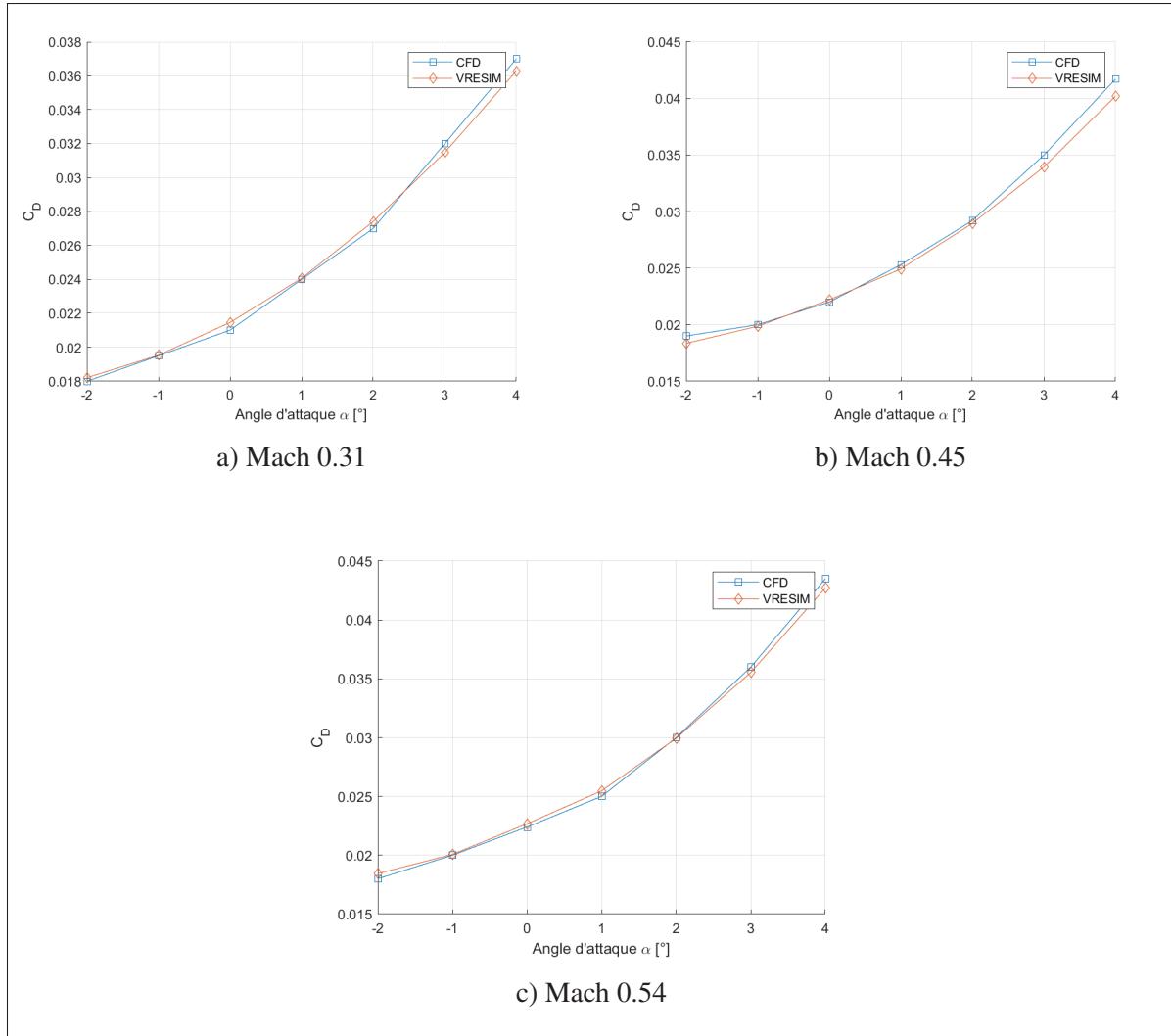


Figure 3.8 Comparaison des coefficients de traînée C_D obtenus par la CFD avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM pour des nombres de Mach faibles

La figure 3.10 illustre la distribution des écarts pour la variation de C_D avec α . La moyenne des différences est de -0.00018 , avec un écart-type de 0.00110 . L'écart minimal observé est de -0.00383 , et l'écart maximal est de 0.00150 . Ces résultats montrent que le modèle CFD a la tendance à légèrement sous-estimer le C_D , mais la variance relativement faible indique une bonne concordance avec les résultats du simulateur VRESIM. La légère sous-estimation observée pourrait être due à l'approximation des effets de compressibilité ou à la simplification du modèle (notamment à la suppression des modèles des moteurs).

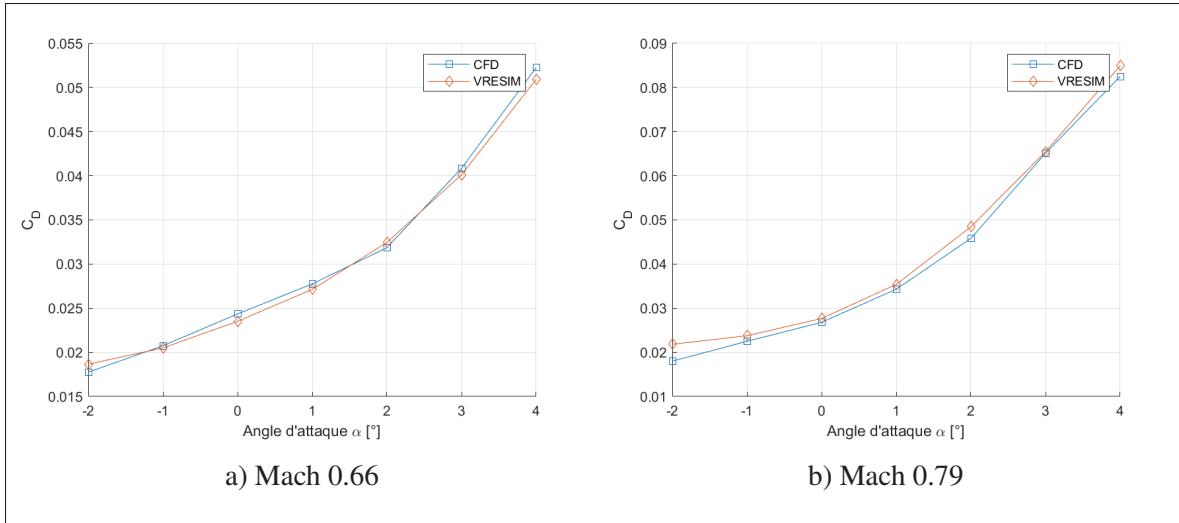


Figure 3.9 Comparaison des coefficients de traînée C_D obtenus par la CFD avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM pour des nombres de Mach élevés

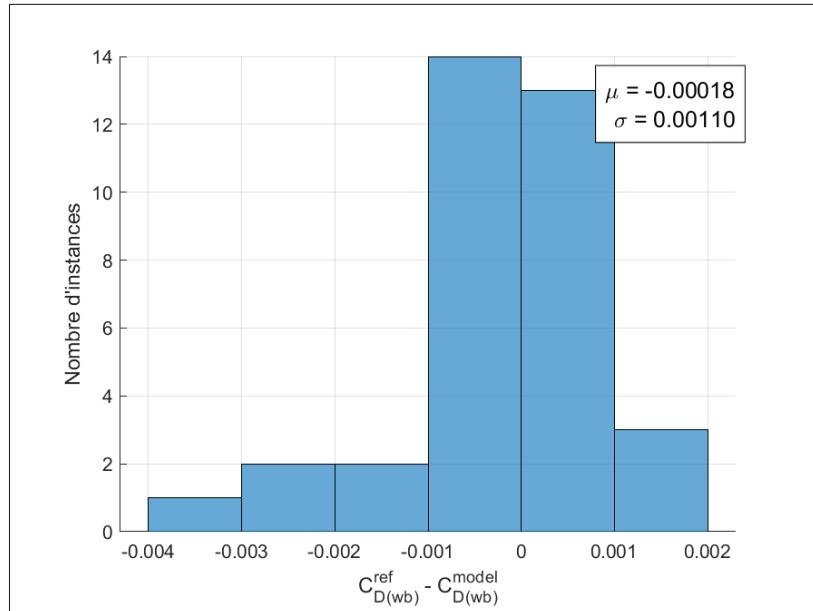


Figure 3.10 Distribution des écarts entre les C_D obtenus par la CFD et par le simulateur VRESIM

3.5.0.4 Comparaison entre le coefficient de moment C_M obtenus par la CFD avec ceux obtenus par le simulateur VRESIM

Les figures 3.11 et 3.12 comparent les moments de tangage obtenus par le modèle CFD et le simulateur VRESIM pour des nombres de Mach faibles et élevés, respectivement. Pour un nombre de Mach faible, les variations de C_M avec α suivent des tendances similaires entre la CFD et VRESIM, bien qu'un écart constant subsiste. En revanche, pour un nombre de Mach élevé, les écarts sont plus marqués et moins réguliers.

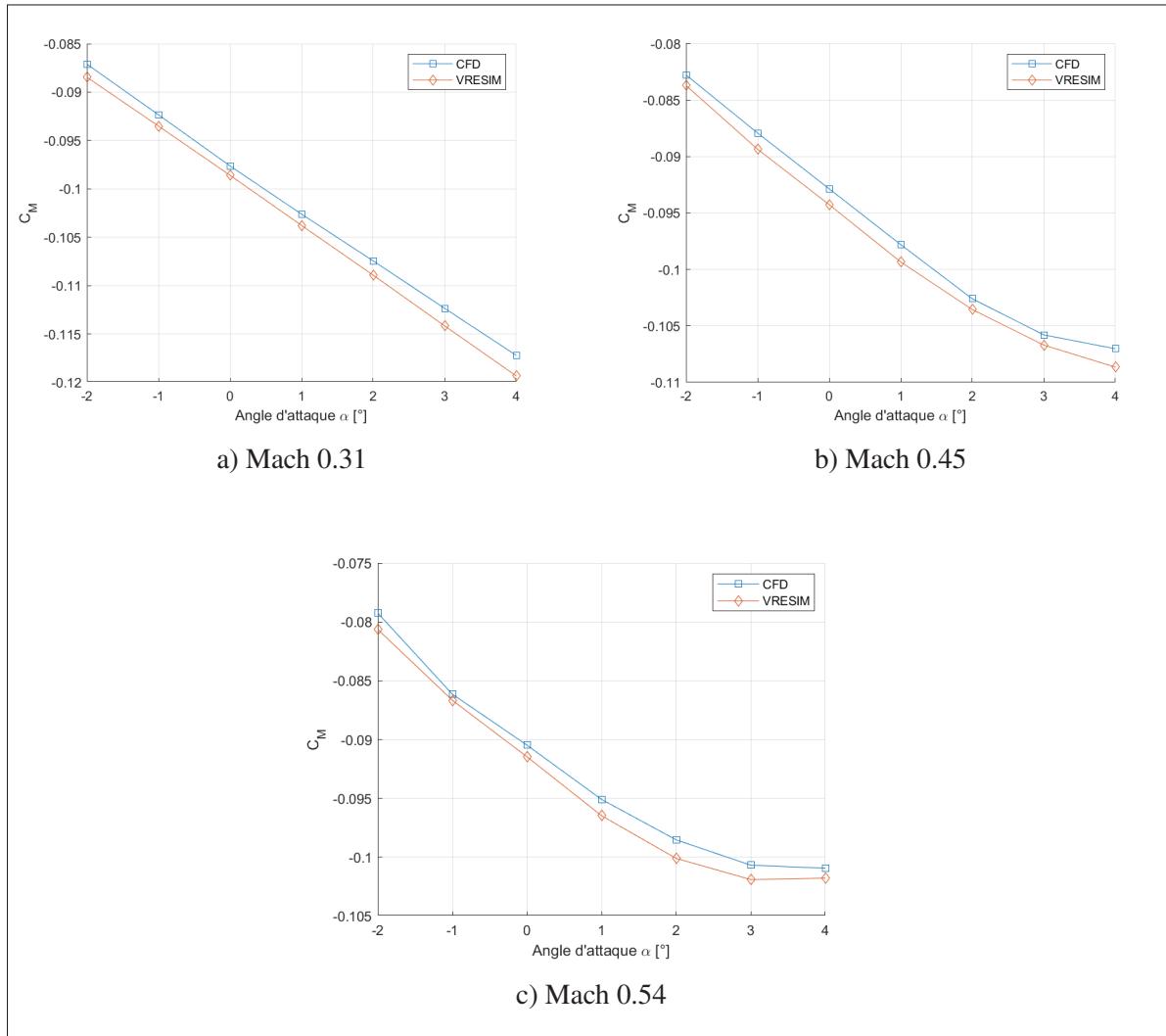


Figure 3.11 Comparaison des coefficients du moment de tangage C_M obtenus par la CFD avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM pour des nombres de Mach faibles

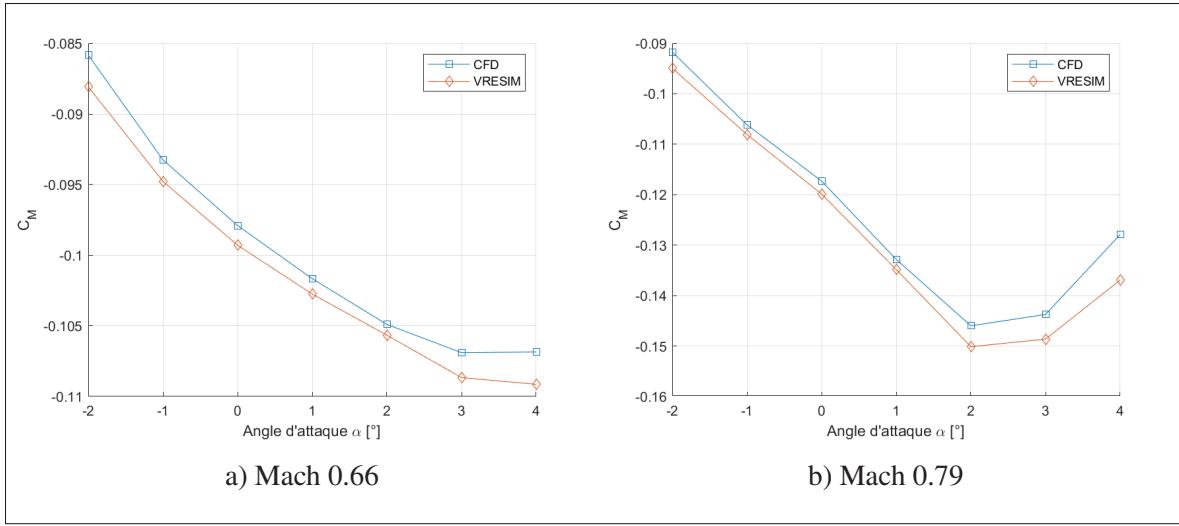


Figure 3.12 Comparaison des coefficients du moment de tangage C_M obtenus par la CFD avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM pour des nombres de Mach élevés

La figure 3.13 illustre la distribution des écarts pour C_M . La moyenne de leur différences est de 0.00192, avec un écart-type de 0.00168. Ces résultats révèlent une sous-estimation du moment aérodynamique par le modèle CFD.

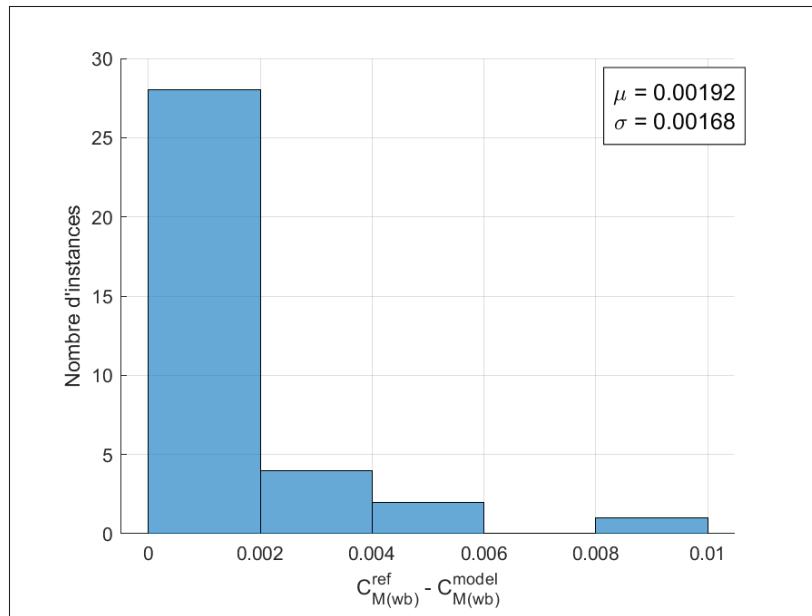


Figure 3.13 Distribution des écarts de C_M obtenus par la CFD avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM

Cette sous-estimation pourrait être attribuée à des approximations inhérentes au modèle CFD ou aux simplifications du modèle CAO, telles que la suppression des moteurs, qui peuvent influer sur le coefficient de moment. De plus, l'incertitude concernant la position du centre de gravité (CG) peut également affecter la précision des résultats. Cependant, les erreurs absolues restent suffisamment faibles pour valider l'utilisation de la simulation CFD dans cette étude approfondie.

3.5.0.5 Mesure de l'angle de déflexion et sa validation

L'angle de déflexion du sillage a été évalué en mesurant la différence d'orientation du vecteur vitesse de l'écoulement en amont et en aval de l'aile. Son analyse repose sur l'utilisation des composantes de la vitesse (U_x , U_y et U_z), obtenues après convergence des simulations Star CCM+.

Pour chaque configuration simulée, vingt sondes $P_i(x, y, z)$ ont été positionnées de manière stratégique afin de capturer l'évolution du champ de vitesse. Sept d'entre elles (P_1 à P_{10}) étaient situées en amont de l'aile, tandis que les sept autres (P_{11} à P_{20}) étaient disposées en aval (figure 3.14). Ces capteurs étaient espacés de 1 m latéralement. Ainsi, les sondes P_1 et P_{10} étaient les plus proches de l'axe du fuselage, à 1.5 m, tandis que P_{11} et P_{20} étaient positionnées à 10.5 m, couvrant une large portion de l'écoulement latéral.

L'angle de déflexion moyen ϵ (en degrés) a été déterminé selon l'équation (3.4), où \tan^{-1} représente l'arc tangente, U_z et U_x sont respectivement les composantes verticales et longitudinales de la vitesse. Les indices "devant" et "derrière" différencient les sondes situées en amont et en aval de l'aile.

$$\epsilon = \frac{1}{10} \sum_{i=1}^{10} \left[\tan^{-1} \left(\frac{U_z(i)}{U_x(i)} \right)_{\text{derrière}} - \tan^{-1} \left(\frac{U_z(i)}{U_x(i)} \right)_{\text{devant}} \right] \quad (3.4)$$

Afin de valider cette méthodologie, les angles de déflexion calculés ont été comparés aux données du simulateur de vol VRESIM (figure 3.15).

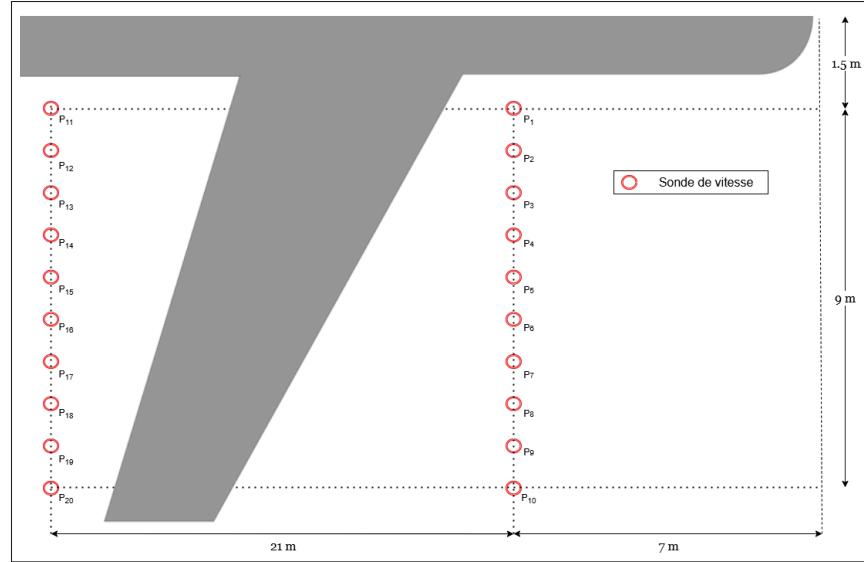


Figure 3.14 Placement des sondes de vitesse pour mesurer l'angle de déflexion

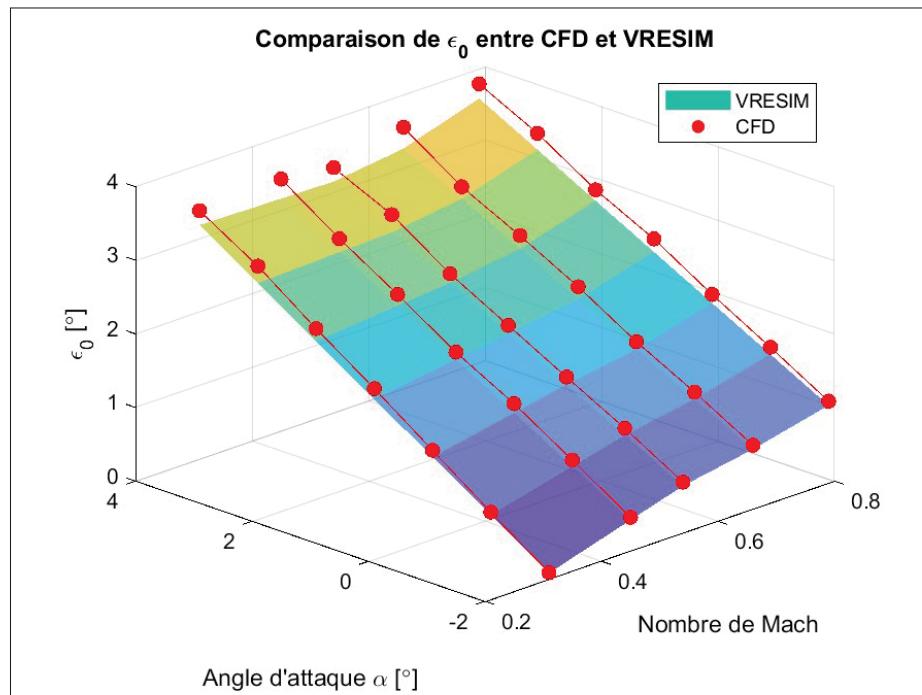


Figure 3.15 Comparaison des angles de déflexion ϵ_0 obtenus par la CFD avec ceux obtenus sur le simulateur VRESIM

La figure 3.16 montre la distribution des écarts pour l'angle de déflexion ϵ_0 . La moyenne des différences est de 0.16719° , avec un écart-type de 0.093786° . L'écart minimal est de 0.00577° et l'écart maximal est de 0.37144° . Cette dispersion relativement importante indique une faible précision de cette méthode, avec une tendance à surestimer ϵ_0 .

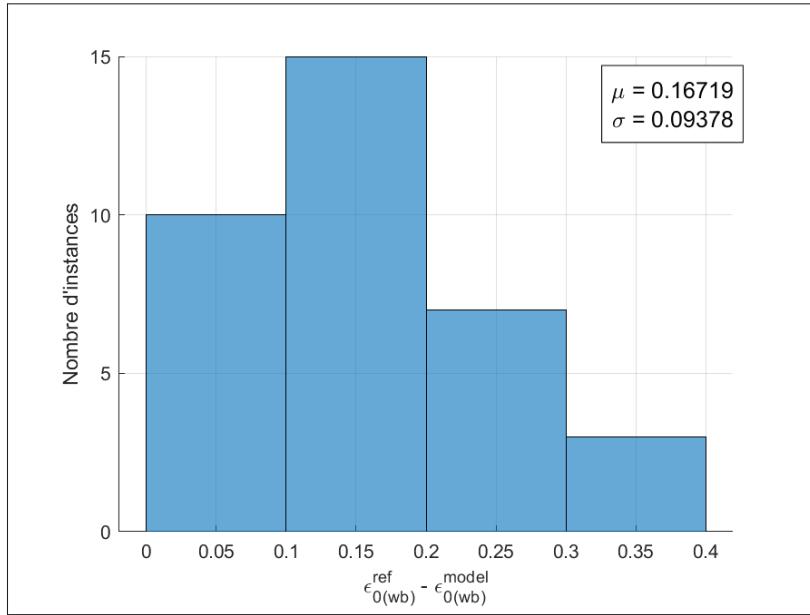


Figure 3.16 Distribution des écarts de ϵ_0 obtenus par la CFD et par le simulateur VRESIM

3.6 Conclusion

Ce chapitre présente le développement d'un modèle aérodynamique CFD détaillé pour le CRJ700, validé par une comparaison avec des données expérimentales issues d'un simulateur de vol certifié au niveau D, soit le plus haut élevé. Les simulations ont été réalisées à l'aide de Star CCM+, avec un maillage soigneusement élaboré et en utilisant un solveur compressible couplé au modèle de turbulence $k-\omega$ SST, permettant d'obtenir des résultats précis.

L'analyse statistique des résultats a montré que le coefficient de portance C_L était estimé avec une erreur de -0.007 ± 0.045 , tandis que le coefficient de traînée C_D affichait une erreur de -0.00015 ± 0.00114 , et que le coefficient de moment de tangage C_M présentait une précision

de -0.00187 ± 0.00154 . Ces résultats confirment la fiabilité du modèle développé, validé sur l'ensemble du domaine de vol simulé, avec une plage de nombres de Mach allant de 0.31 à 0.79. Cependant la méthode de calcul de l'angle de déviation, étant assez simple, permet une faible précision. Heureusement, cela n'aura que peu d'impact sur la performance finale de l'avion.

Enfin, cette étude démontre que l'utilisation de Star CCM+ permet d'atteindre une grande précision dans la prédiction des coefficients aérodynamiques longitudinaux, avec des résultats très proches des données issues d'essais en vol. La méthodologie employée, appliquée ici à un avion régional pour analyser ses performances aérodynamiques, peut être facilement adaptée à d'autres configurations géométriques.

CHAPITRE 4

ÉTUDE AÉRODYNAMIQUE DES AILETTES ADAPTATIVES

Dans ce chapitre, le modèle haute fidélité CFD développé précédemment sera utilisé pour mesurer l'impact des ailettes adaptatives à angle de torsion variable pour différentes conditions de vol.

4.1 Modélisation des ailettes adaptatives

Le type d'ailette adaptative étudié modifie l'angle de torsion, noté ξ . Le modèle original du CRJ700 a été ajusté afin de créer une géométrie qui est capable de déformer cet angle de torsion.

L'angle de torsion correspond à l'angle d'incidence du profil d'aile au niveau du plan situé à l'extrémité de l'ailette. Les sections sont définies perpendiculairement à l'angle de dièdre (inclinaison par rapport à l'horizon), comme illustré sur la figure 4.1a. La base de l'ailette a été choisie immédiatement après la zone de transition entre elle et l'aile. La section de base est fixe, tandis que la section terminale s'incline selon l'angle de torsion ξ , comme montré à la figure 4.1b.

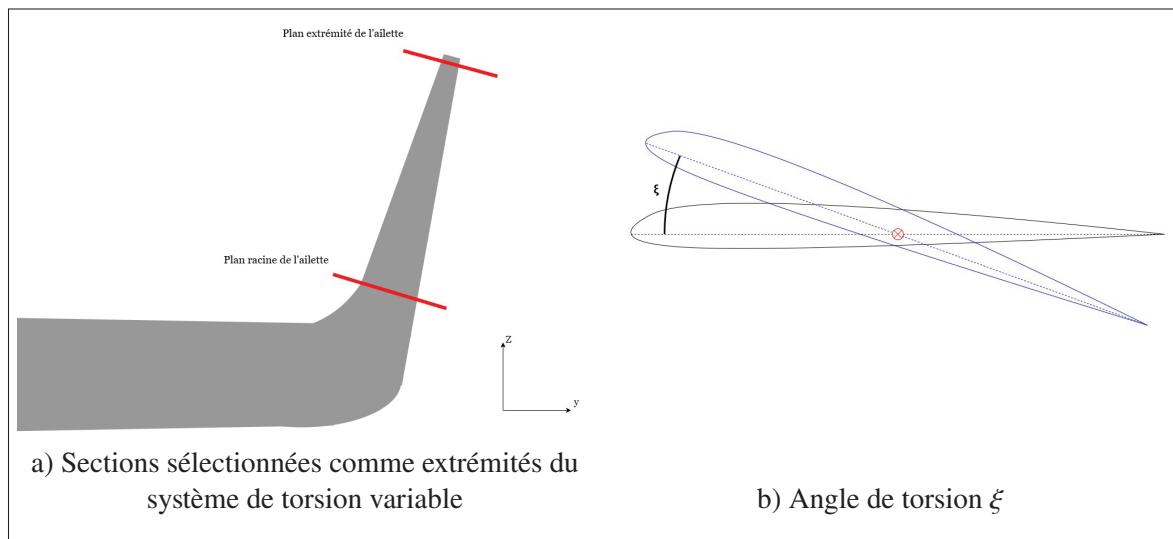


Figure 4.1 Schémas explicatifs de l'angle de torsion variable

Un modèle 3D paramétré a été développé afin de permettre la variation de l'angle de torsion, en utilisant la méthodologie décrite précédemment. La figure 4.2 illustre l'ailette pour trois configurations différentes : un angle de torsion de $\xi = 20^\circ$, la valeur de référence d'angle de torsion correspondante à l'ailette originale du CRJ700 ($\xi = -2.67^\circ$), ainsi qu'un angle de torsion de $\xi = -20^\circ$.

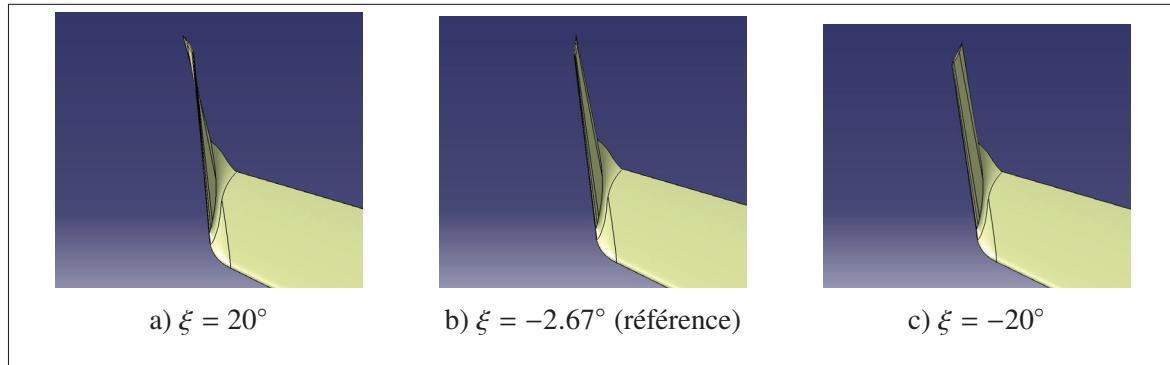


Figure 4.2 Configurations de l'ailette adaptative pour différents angles de torsion

4.2 Simulations aérodynamiques pour différents angles de torsion

Les paramètres aérodynamiques du CRJ700 ont été évaluées pour différentes conditions de vol, en utilisant le modèle CFD développé au chapitre 3. Grâce à l'étude préliminaire effectuée avec la méthode VLM, les angles de torsion sélectionnés pour l'analyse sont $\xi = \{-20, -10, -7.5, -5, -2.67, 0, 10, 20\}$. Les conditions de vol étudiées sont répertoriées dans le tableau 4.1.

Tableau 4.1 Conditions de vol et angles de torsions étudiées

Altitude (ft)	Nombre de Mach	Angles d'attaque ($^\circ$)	Angles de torsion ($^\circ$)
5000	0.31		
10000	0.45		
20000	0.54	-2, -1, 0, 1, 2	-20, -10, -7.5, -5, -2.67, 0, 10, 20
25000	0.66		
30000	0.79		

Cet intervalle d'angles d'attaque a été défini car les simulations de trajectoires de vol, présentées au chapitre 5, ont montré que l'angle d'attaque ne dépasse pas cette plage de valeurs.

4.3 Résultats

4.3.1 Variations des coefficients aérodynamiques

Les coefficients aérodynamiques (C_L , C_D , et C_M) en fonction du nombre de Mach et de l'angle de torsion ξ , pour un angle d'attaque α fixe, ont été simulés. Les figures 4.3, 4.4 et 4.5 montrent la variation des coefficients aérodynamiques lorsque $\alpha = 0^\circ$.

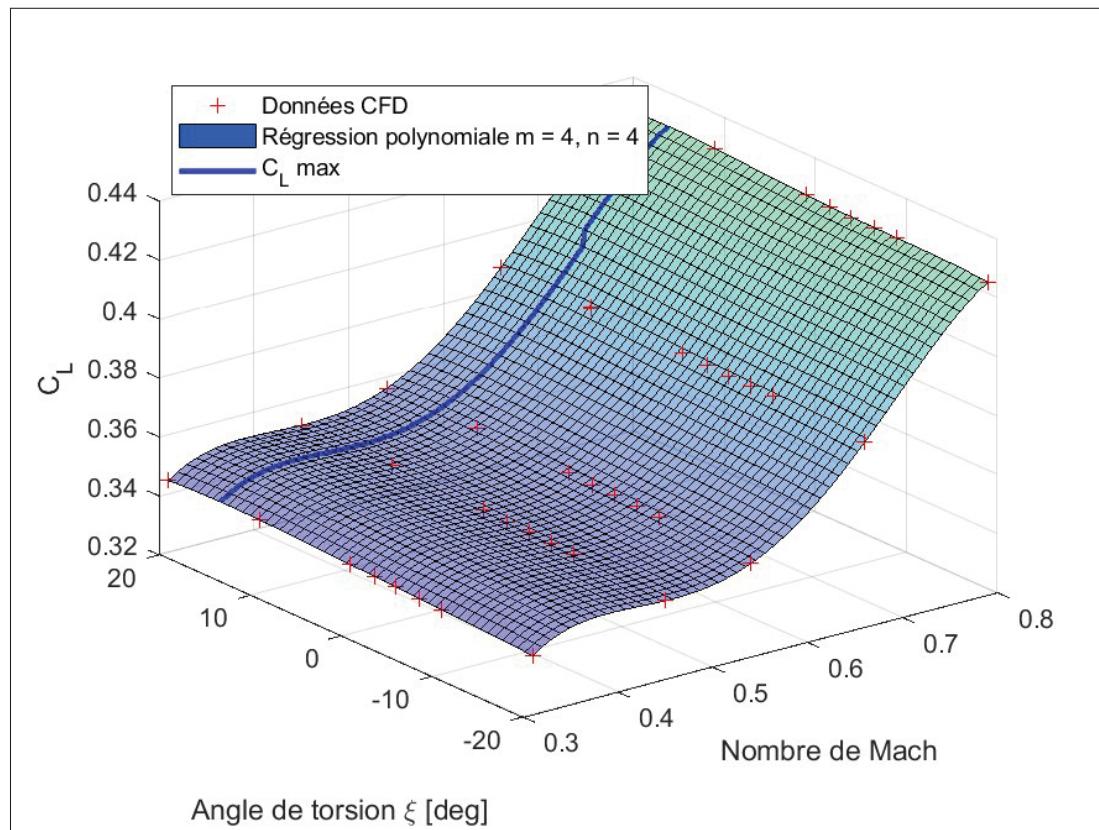


Figure 4.3 Variation du coefficient de portance C_L avec l'angle de torsion et du nombre de Mach pour $\alpha = 0^\circ$

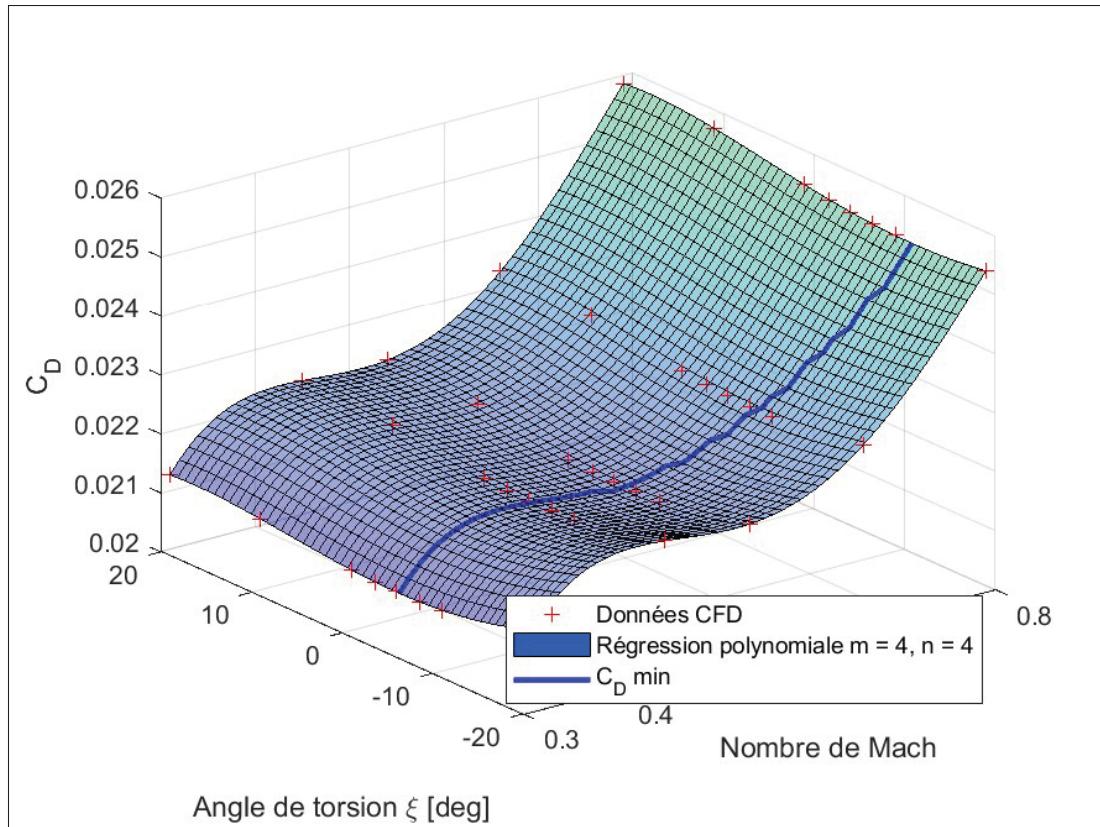


Figure 4.4 Variation du coefficient de traînée C_D avec l'angle de torsion et du nombre de Mach pour $\alpha = 0^\circ$

Les coefficients aérodynamiques obtenus par les simulations CFD sont représentés par des croix rouges sur les 3 figures. Ces graphiques montrent également les coefficients aérodynamiques obtenus par une régression polynomiale qui a été étudiée afin de déterminer leur variation et comparaison avec leurs valeurs obtenus par CFD.

Les régressions polynomiales pour C_L , C_D , et C_M sont présentées dans l'équation 4.1, où a_{ij} sont les coefficients polynomiaux, M et ξ désignent respectivement le nombre de Mach et l'angle de torsion,

$$C_{L,D,M}(M, \xi) = \sum_{i=0}^m \sum_{j=0}^n a_{ij} M^i \xi^j \quad (4.1)$$

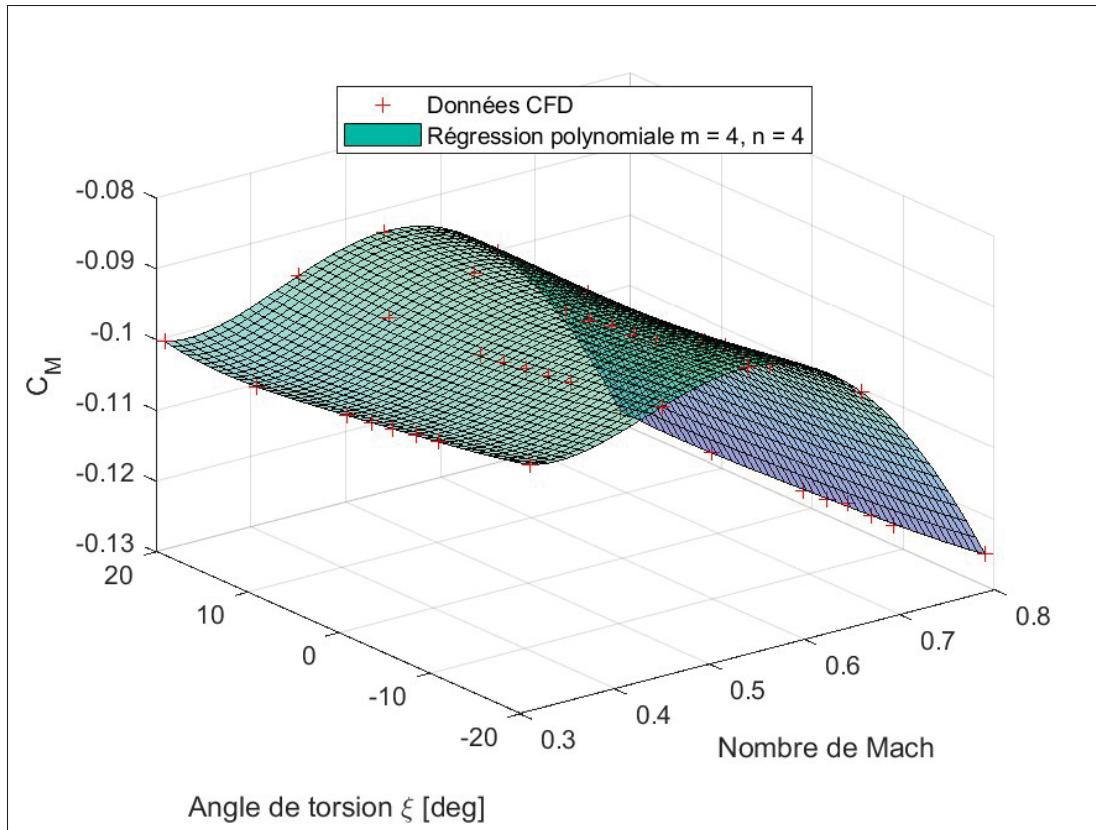


Figure 4.5 Variation du coefficient du moment de tangage C_M avec l'angle de torsion et du nombre de Mach pour $\alpha = 0^\circ$

Pour les trois coefficients aérodynamiques longitudinaux, les régressions avec un R^2 le plus proche de 1 ($R^2 > 0.98$) sont celles correspondantes à un ordre 4 pour le nombre de Mach, et à un ordre 4 pour l'angle de torsion. Comme rappel, R est le coefficient de corrélation.

En utilisant les régressions polynomiales, les angles de torsion correspondants à la valeur maximale de C_L et aux valeurs minimales de C_D pour chaque nombre de Mach ont été déterminés. Ces résultats sont affichés sur les figures 4.3 et 4.4, par une ligne bleue. La figure 4.3 montre que l'angle de torsion correspondant au C_L maximum se situe entre 10° et 15° et varie en fonction du nombre de Mach. Cette observation peut également être faite pour la valeur minimale de C_D sur la figure 4.4, où l'angle de torsion optimal se situe entre -12° et 5° . L'angle de torsion qui correspond à la valeur maximale de C_L n'est pas le même que celui qui correspond à la valeur minimale de C_D .

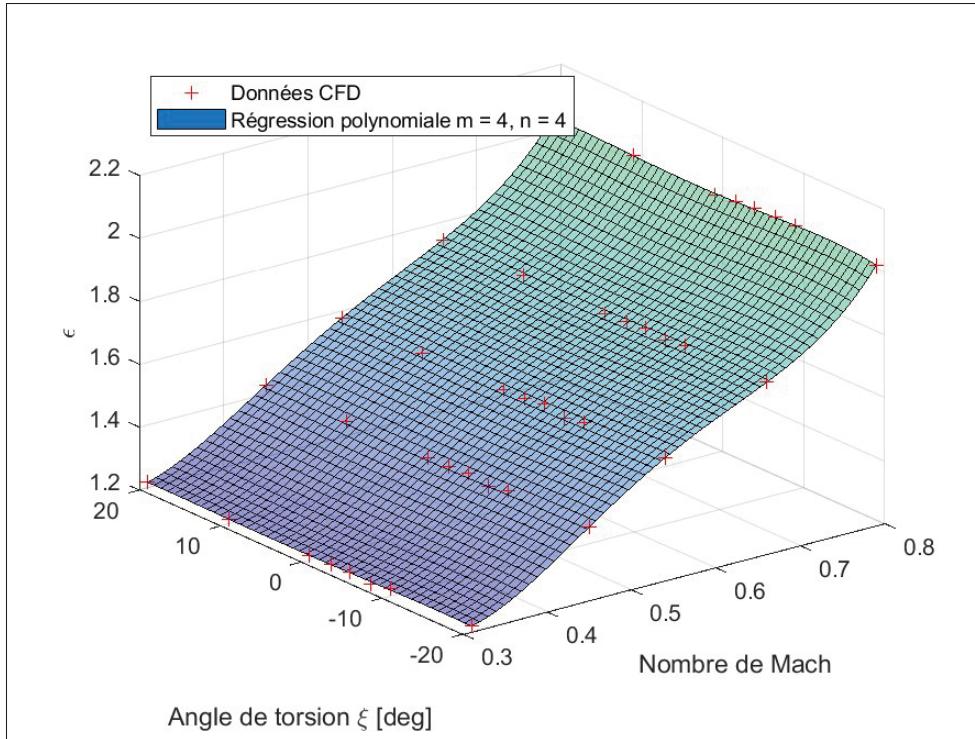


Figure 4.6 Variation de l'angle de déflexion ϵ avec l'angle de torsion et du nombre de Mach pour $\alpha = 0^\circ$

Enfin, la figure 4.6 montre l'angle de déflexion en fonction de l'angle de torsion et du nombre de Mach pour $\alpha = 0^\circ$. On observe que les variations de l'angle de déflexion sont faibles, ce qui peut être attribué à l'imprécision de la méthode de calcul utilisée. Cependant, cette faible variation a un impact négligeable sur l'évaluation des performances globales de l'avion, tel discuté dans le chapitre suivant. Il sera utilisé pour calculer la contribution de l'empennage horizontal.

4.3.2 Analyse des résultats

4.3.2.1 Variations des coefficients aérodynamiques

La figure 4.7 présente les écarts relatifs du coefficient de traînée en fonction de l'angle de torsion, par rapport à la configuration de référence ($\xi = -2.67^\circ$), pour différents nombres de Mach à $\alpha = 0^\circ$. Un écart négatif correspond à une diminution. On observe que, pour des nombres

de Mach faibles ($M = 0.31$ à $M = 0.54$), les améliorations restent marginales, tandis qu'elles deviennent plus significatives pour des nombres de Mach plus élevés ($M = 0.66$ et $M = 0.79$), atteignant jusqu'à 0.4%. En revanche, la traînée augmente fortement lorsque l'on s'approche des extrêmes de l'angle de torsion (-20° et 20°).

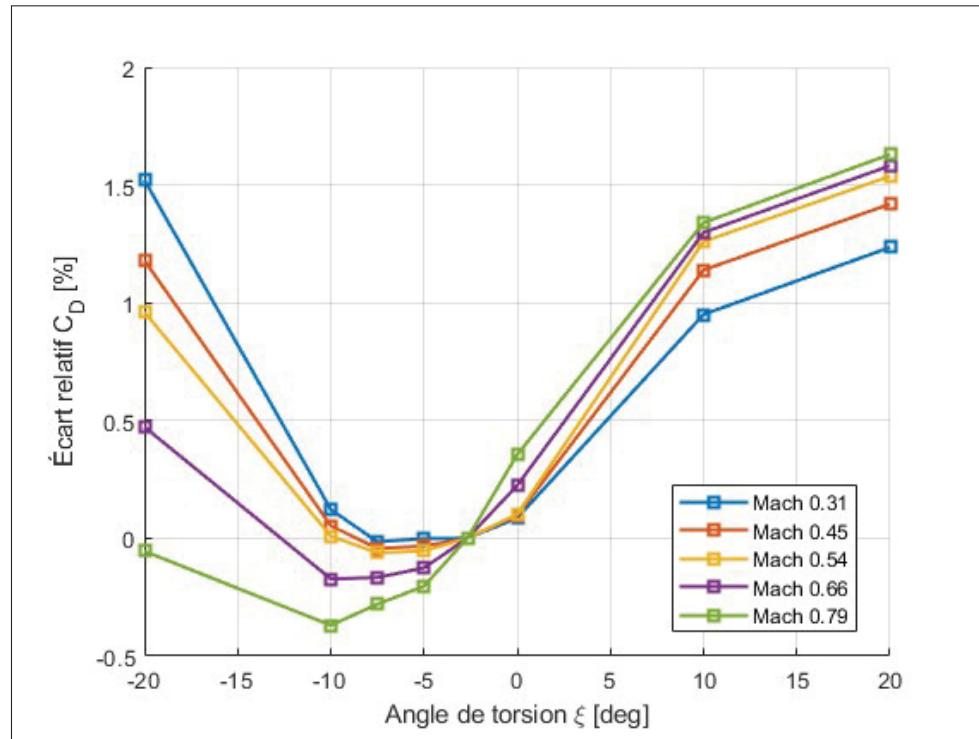


Figure 4.7 Écart relatif de C_D en fonction de l'angle de torsion pour différents nombres de Mach.

La figure 4.8 illustre les écarts relatifs du coefficient de portance. Pour tous les nombres de Mach, on observe une augmentation du coefficient de portance avec l'angle de torsion ξ , atteignant un maximum d'environ 0.5%, avant de diminuer. De plus, les variations du coefficient de portance sont plus faibles pour les nombres de Mach élevés.

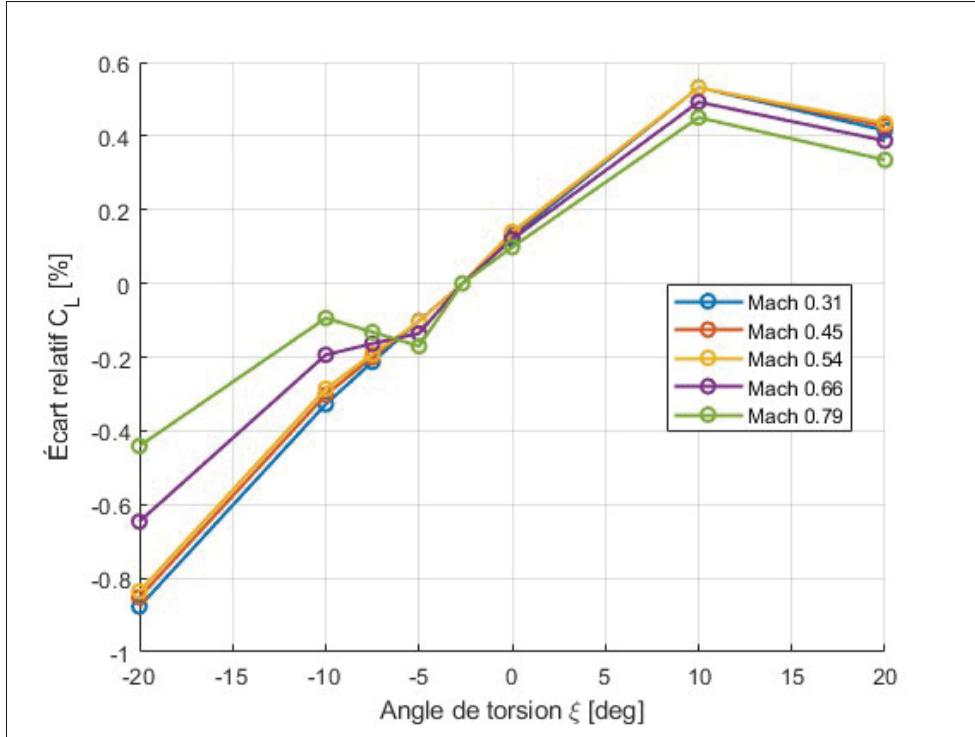


Figure 4.8 Écart relatif de C_L en fonction de l'angle de torsion pour différents nombres de Mach.

4.3.2.2 Polaires optimisées

Avec les précédents résultats, les écarts relatifs de finesse (C_L/C_D) entre la configuration optimisée (ailette adaptative) et la configuration de référence (ailette fixe) ont été calculés et les polaires sont présentés dans les figures suivantes pour chaque nombre de Mach étudié. Sur les figures, il est affiché à côté de chaque point la valeur d'angle de torsion correspondante à la configuration optimisée.

À faible Mach ($M = 0.31$), l'écart relatif de finesse varie légèrement entre 0.0032% et 0.0725%, indiquant une petite amélioration des performances aérodynamiques selon l'angle d'attaque α , avec les gains les plus notables aux incidences plus élevées. Cette tendance est illustrée sur la figure 4.9a, où la polaire du modèle avec un angle de torsion adaptatif montre une légère amélioration par rapport à la configuration avec un angle de torsion fixe.

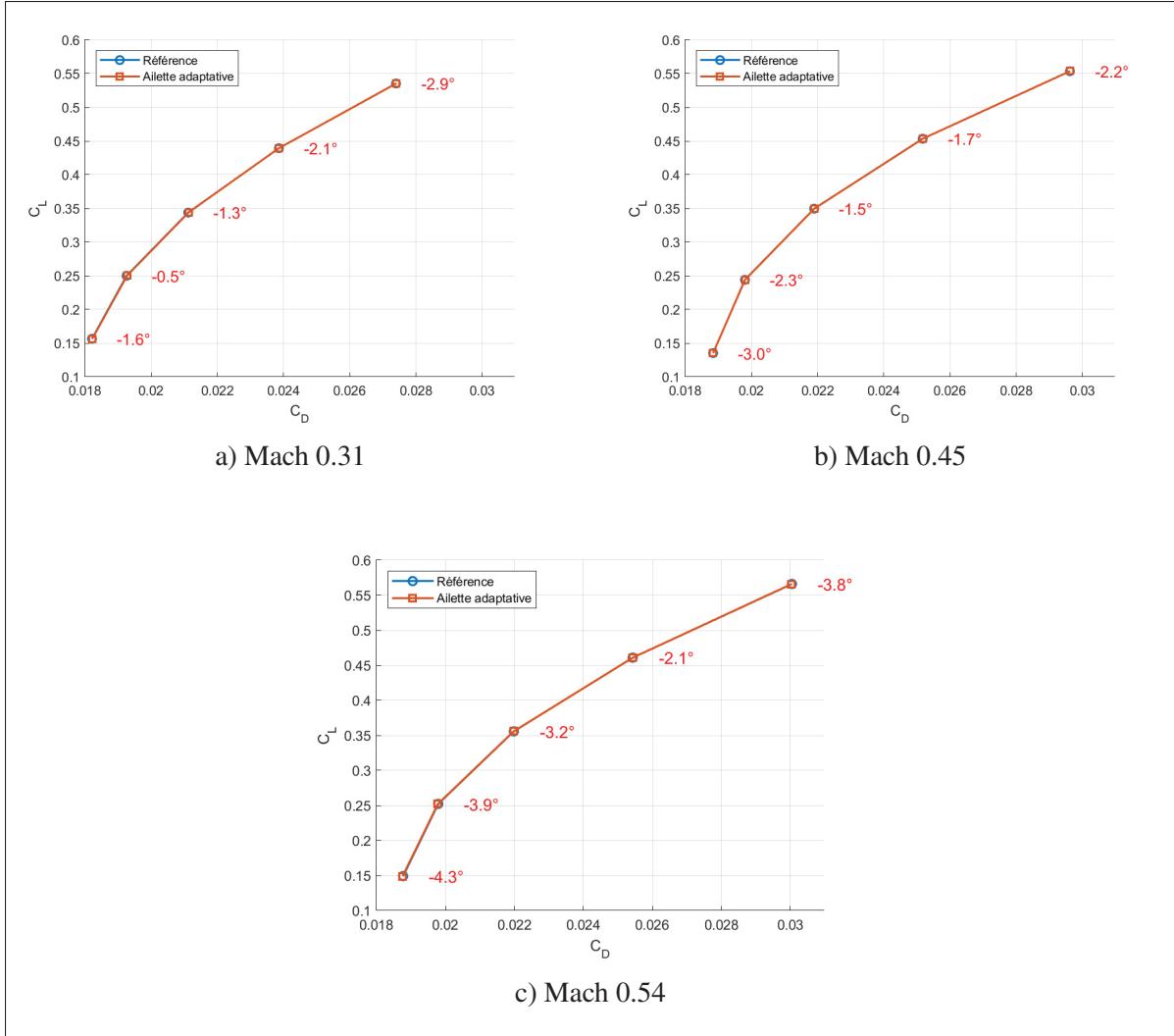


Figure 4.9 Comparaison des polaires du CRJ700 équipé d'ailettes fixes et adaptatives à un nombre de Mach faible

À $M = 0.45$, les écarts relatifs de la finesse restent très faibles aux faibles incidences (0% à petites incidences d'attaque), mais une amélioration plus marquée, de l'ordre de 0.08%, est observée aux incidences plus élevées (figure 4.9b). Ces résultats suggèrent que, même si la configuration optimisée apporte un léger bénéfice, son effet demeure limité à ce nombre de Mach.

À $M = 0.54$, l'amélioration devient plus significative, avec des écarts relatifs atteignant 0.0822% à faibles incidences et jusqu'à 0.1651% à des incidences plus élevées. Cette tendance est mise en évidence dans la figure 4.9c, où l'ailette adaptative affiche des performances optimisées sur l'ensemble des angles d'attaque étudiés.

Pour des nombres de Mach plus élevés, les écarts relatifs deviennent plus prononcés. À $M = 0.66$ et $M = 0.79$, les écarts de finesse augmentent significativement, atteignant respectivement 0.2833% et 0.6290%. Ces résultats indiquent une nette amélioration des performances aérodynamiques grâce aux ailettes adaptatives. Comme illustré sur la figure 4.10, la configuration adaptative surpassé la configuration fixe, notamment aux incidences plus élevées.

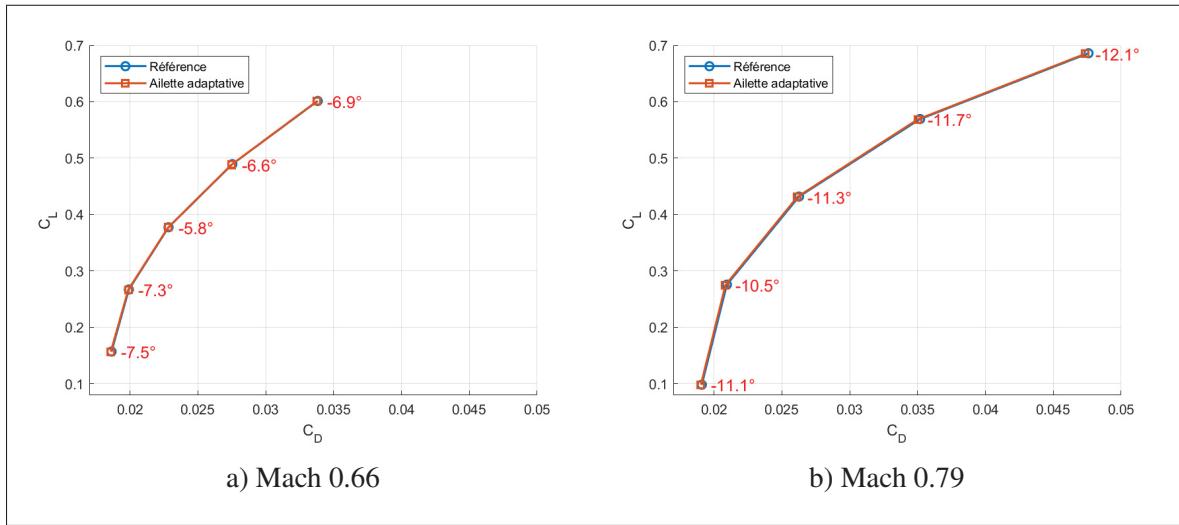


Figure 4.10 Comparaison des polaires du CRJ700 équipé d'ailettes fixes et adaptatives à un nombre de Mach élevé

Ces résultats démontrent que l'utilisation d'ailettes adaptatives permet d'améliorer notablement la finesse, en particulier à des nombres de Mach et angles d'attaque plus élevés. L'optimisation de l'angle de torsion réduit la traînée tout en maintenant une portance efficace, offrant ainsi un gain potentiel en performance énergétique pour les aéronefs équipés de cette technologie.

4.4 Conclusion

L'étude menée sur les ailettes adaptatives du CRJ700 a mis en évidence l'impact significatif de la variation de l'angle de torsion sur les performances aérodynamiques. En modifiant cet angle, il est possible d'optimiser la portance et la traînée, ce qui se traduit par une amélioration notable de la finesse de l'appareil.

Les résultats des simulations CFD ont montré que l'angle de torsion optimal dépend fortement du régime de vol. À faible nombre de Mach, les gains restent modestes, mais à partir de Mach 0.54, l'effet des ailettes adaptatives devient plus grand.

L'analyse des coefficients aérodynamiques a également révélé que l'angle de torsion qui maximise le coefficient de portance n'est pas nécessairement celui qui minimise le coefficient de traînée. Cela souligne l'importance d'une optimisation globale en tenant compte de l'ensemble des paramètres aérodynamiques.

Enfin, ces résultats suggèrent que l'intégration d'ailettes adaptatives pourrait représenter une avancée prometteuse pour l'amélioration des performances énergétiques des aéronefs. En ajustant dynamiquement l'angle de torsion en fonction des conditions de vol, il sera possible de maximiser l'efficacité aérodynamique tout en réduisant la consommation de carburant. Cette approche ouvre la voie à des développements visant à intégrer des systèmes de contrôle actifs pour une gestion encore plus optimisée de la torsion des ailettes.

CHAPITRE 5

AMÉLIORATION DES PERFORMANCES GLOBALES

L'objectif de ce chapitre est de quantifier les gains potentiels qu'un CRJ700 équipé de ce type d'ailettes adaptatives pourrait apporter, notamment en termes de consommation de carburant et de temps de trajet.

5.1 Méthode

Cette section décrit la méthode employée pour évaluer la performances des ailettes adaptatives en simulant des trajectoires, grâce au modèle développé au laboratoire LARCASE.

5.1.1 Modèle aérodynamique

Les forces aérodynamiques L , D et le moment de tangage M appliqués sur un avion peuvent être déterminés à l'aide des coefficients de portance C_L , de traînée C_D et de moment de tangage C_M . Ces coefficients sont calculés à travers les équations suivantes :

$$L = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_{L_s}(\alpha, M, \delta_{stab}, \delta_{elev}) \quad (5.1)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_{D_s}(\alpha, M, \delta_{stab}, \delta_{elev}) \quad (5.2)$$

$$M = \frac{1}{2} \rho S V^2 \bar{c} C_{M_s}(\alpha, M, \delta_{stab}, \delta_{elev}) \quad (5.3)$$

Où, ρ représente la densité de l'air, S est la surface de référence de l'aile, V est la vitesse vraie (TAS), \bar{c} est la corde aérodynamique moyenne (MAC), α est l'angle d'attaque, et M est le nombre de Mach. Les coefficients C_L , C_D , et C_M dépendent des conditions de vol (angle d'attaque α et nombre de Mach M) et des angles de déflexion des surfaces de contrôle longitudinales

(stabilisateur δ_{stab} et élévateurs δ_{elev}). Les manœuvres à basse vitesse, telles que le décollage et l'atterrissage ne sont pas considérées, donc les volets et les becs sont supposés rétractés. De plus, seulement les surfaces de contrôle utilisées en vol longitudinal comme la gouverne de profondeur sont incluses, excluant les gouvernes de direction, les ailerons et les spoilers.

Pour intégrer le modèle aérodynamique dans le modèle complet de l'avion, les contributions aérodynamiques de la cellule (wb) (comprenant l'aile et le fuselage) et de l'empennage horizontal (ht) (comprenant le stabilisateur) doivent être considérées séparément.

Simuler diverses conditions d'écoulement sur l'avion pour plusieurs angle de torsion de l'ailette afin d'évaluer les contributions des configurations (wb) et (ht) nécessiterait un temps de calcul considérable. Donc pour minimiser les coûts, la méthodologie choisie a considéré de calculer les coefficients aérodynamiques globaux (C_{L_s} , C_{D_s} , et C_{M_s}) grâce aux équations 5.4, 5.5 et 5.6.

$$C_{L_s} = C_{L(wb)} + \frac{S_{ht}}{S_{wb}} [C_{L(ht)} \cos(\epsilon) - C_{D(ht)} \sin(\epsilon)] \quad (5.4)$$

$$C_{D_s} = C_{D(wb)} + \frac{S_{ht}}{S_{wb}} [C_{D(ht)} \cos(\epsilon) + C_{L(ht)} \sin(\epsilon)] \quad (5.5)$$

$$C_{M_s} = C_{M(wb)} + \frac{S_{ht}z_{ht}}{S_{wb}\bar{c}} [C_{D(ht)} \cos(\epsilon) - C_{L(ht)} \sin(\epsilon)] - \frac{S_{ht}x_{ht}}{S_{wb}\bar{c}} [C_{L(ht)} \cos(\epsilon) + C_{D(ht)} \sin(\epsilon)] \quad (5.6)$$

Ici, S_{wb} et S_{ht} désignent les surfaces de référence de la cellule (wing-body) et de l'empennage horizontal, respectivement. Les indices wb , ht , et s se réfèrent aux contributions aérodynamiques de la cellule, de l'empennage horizontal et de l'avion global dans l'axe de stabilité. Les longueurs z_{ht} et x_{ht} sont les projections cartésiennes de la distance entre les centres aérodynamiques de l'aile et de l'empennage horizontal. L'angle de déflexion vers le bas ϵ correspond à la déviation de l'écoulement causée par l'aile. Cet angle dépend de la géométrie de la cellule, ce qui signifie

que l'empennage horizontal interagit avec l'écoulement à un angle de $\alpha - \epsilon + \delta_{stab}$ (où δ_{stab} est l'angle du stabilisateur par rapport à la ligne du fuselage). Pour distinguer les contributions de la cellule et de l'empennage horizontal, il est nécessaire de connaître l'angle de déflexion.

Les coefficients et caractéristiques géométriques de l'empennage ont été déterminés lors de précédentes études au laboratoire LARCASE (Segui, 2022). Les écarts mesurés entre les données du simulateur et celles du modèle étudié se sont avérés faibles ($\Delta C_{L_s} = 0.007 \pm 0.045$, $\Delta C_{D_s} = 0.00015 \pm 0.0014$, $\Delta C_{M_s} = -0.0077 \pm 0.0079$).

5.1.2 Trajectoires de vol étudiées

Pour évaluer avec précision les performances en montée et en croisière d'un avion régional équipé d'ailettes fixes ou adaptatives, il est essentiel de comprendre les procédures standard applicables à ce type d'appareil. Ces procédures ont été intégrées dans cette étude. La Figure 5.1 illustre le profil complet de vol de la phase de montée et de croisière.

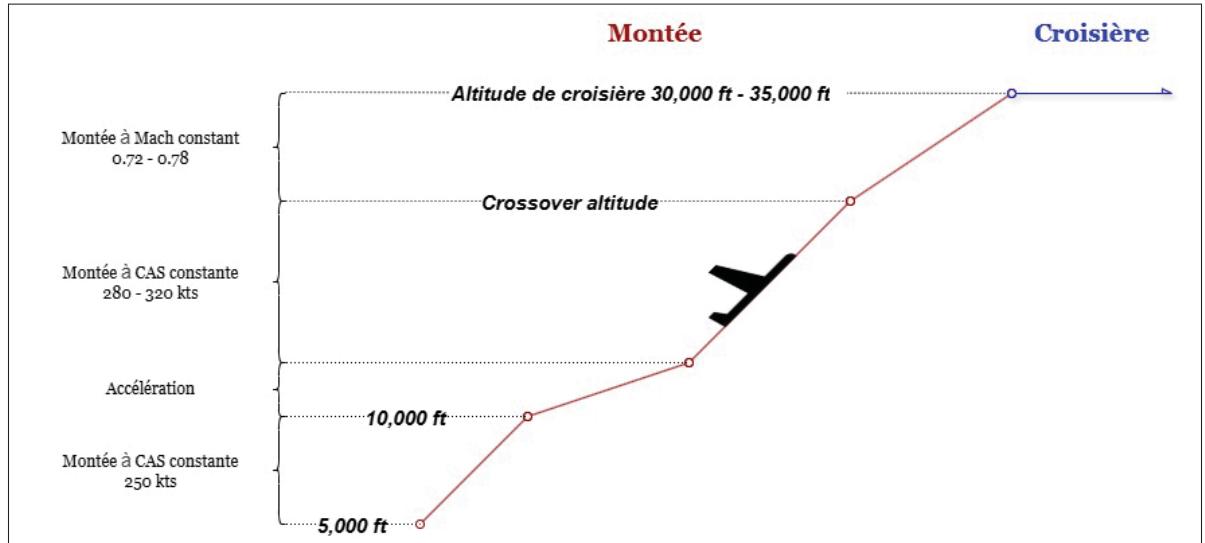


Figure 5.1 Profil complet de vol de la phase de montée et de croisière

En ce qui concerne les phases de croisière, l'altitude et le nombre de Mach sont supposés constants tout au long du vol. En revanche, pour les segments de montée, les profils de vol sont définis à partir de l'altitude où les volets sont entièrement rétractés, généralement à une altitude

située autour de 5.000 pieds, jusqu'à l'altitude de croisière, qui varie entre 30.000 et 35.000 pieds pour cet avion (Blake, Group & Engineering, 2009).

Le protocole de montée standard pour cet avion régional suit des étapes bien précises, comme le montre la Figure 5.1. Conformément aux normes de l'autorité aéronautique, l'appareil doit d'abord monter à une vitesse calibrée (CAS) constante de 250 nœuds jusqu'à atteindre 10.000 pieds. Ensuite, il effectue une accélération pour passer de 250 nœuds à sa vitesse de croisière prévue, généralement comprise entre 280 et 320 nœuds (selon le manuel d'opération de l'équipage). Durant cette phase d'accélération, une vitesse verticale de 1.000 pieds par minute est généralement maintenue. Deux segments de vol à vitesse constante sont ensuite exécutés : le premier à une vitesse calibrée (CAS) fixe jusqu'à l'altitude de transition ("crossover"), et le second à une vitesse Mach constante jusqu'à l'altitude de croisière finale (Blake *et al.*, 2009).

5.1.3 Modèle de performance développé au laboratoire LARCASE

Afin d'évaluer les performances d'un avion durant les phases de montée et/ou de croisière, un modèle de discrétisation des segments de vol a été mis en place. La méthode de discrétisation varie en fonction du type de segment de vol (par exemple, montée à accélération constante, montée à vitesse constante, croisière, etc.). Pour les phases de montée à vitesse constante (que ce soit en CAS ou Mach), la discrétisation des segments se fait tous les 1.000 pieds. Pour les segments de montée à accélération, une intégration d'Euler est appliquée toutes les 2 secondes (Ghazi, Botez, Bourrelly & Turculet, 2021). À chaque point de la discrétisation, les conditions de vol évoluent (altitude, vitesse, poids, etc.), ce qui entraîne une mise à jour de l'état de l'avion. Cet état de l'avion correspond à la configuration nécessaire des surfaces de contrôle pour garantir l'équilibre statique de l'appareil selon les conditions de vol en entrée du modèle.

Le modèle de performance utilisé pour cette étude, tel qu'illustré par la figure 5.2, a été développé et validé au sein de notre laboratoire LARCASE (Ghazi *et al.*, 2021). Ce modèle permet de calculer diverses sorties, telles que l'angle d'attaque α , la poussée requise F_N , les angles des stabilisateurs δ_{stab} et des élévateurs δ_{elev} , le débit de carburant W_f , et le taux de montée RoC .

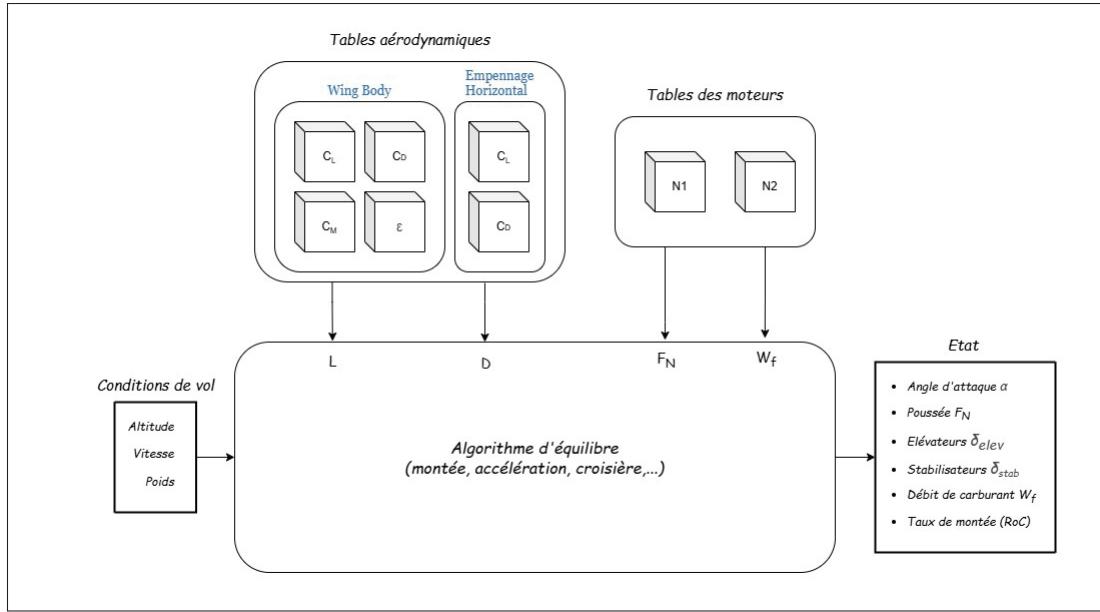


Figure 5.2 Schéma du modèle de performance développé au LARCASE

Tout au long du vol, le pilote ajuste continuellement les surfaces de portance et l'angle de levier de poussée (TLA) pour optimiser l'efficacité du vol. Le modèle de performance (figure 5.2) simule ces ajustements en prédisant l'état statique de l'avion pour une condition de vol donnée, en utilisant une fonction d'équilibre ("trim").

La fonction d'équilibre gère l'ensemble des paramètres nécessaires à l'équilibre statique de l'avion, notamment l'angle d'attaque, l'angle de trajectoire verticale, les positions des surfaces de contrôle longitudinales (stabilisateurs, élévateurs, etc.), et la poussée. Pour qu'un avion soit considéré comme équilibré, toutes les forces et moments projetés dans un système de coordonnées cartésiennes doivent respecter la deuxième loi de Newton (équation (5.7)). Notons que les vents sont négligés dans cette étude, simplifiant ainsi l'algorithme d'équilibre. La fonction d'équilibre est exprimée par les équations suivantes :

$$\text{Fonction d'équilibre} \begin{cases} \sum \vec{F}_x = m\vec{a}_x \\ \sum \vec{F}_z = m\vec{a}_z \\ \sum \vec{M}_y = \vec{0} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} F_N \sin(\alpha + \phi_T) - D - mg \cos(\gamma) = 0 \\ F_N \cos(\alpha + \phi_T) - L - mg \sin(\gamma) = m\dot{V}_T \\ M_{\text{aéro}} + M_{\text{engine}} = 0 \end{cases} \quad (5.7)$$

où F_N représente la force de poussée, ϕ_T l'angle d'inclinaison des moteurs (par rapport à l'axe du corps), V_T la vitesse vraie de l'avion (TAS), m la masse, g la gravité, γ l'angle de trajectoire de l'avion, et α l'angle d'attaque. Les moments $M_{\text{aéro}}$ et M_{engine} sont respectivement les moments aérodynamiques, et ceux du moteur. L et D désignent les forces de portance et de traînée totales, qui dépendent de l'angle d'attaque α , de l'angle du stabilisateur δ_{stab} et de la vitesse vraie (TAS) de l'avion (c'est-à-dire les équations (5.1), (5.2), (5.4) et (5.5)).

L'algorithme de trim résout les équations (5.7) en ajustant les paramètres α , δ_{stab} et F_N pour équilibrer les forces et moments dans les conditions de vol correspondantes. En montée, l'angle de levier de poussée (TLA) est considéré comme réglé sur la “Maximum Climb Thrust Position (MCLT)” soit la position de poussée maximale de montée, ce qui signifie que F_N reste à sa valeur maximale pour une condition de vol donnée. Cela permet de calculer les meilleures combinaisons des paramètres α , δ_{stab} et γ qui équilibrivent l'avion pendant la montée.

Le modèle de performance a été conçu de manière à pouvoir être adapté à différents types d'avions. Pour ce faire, il utilise deux types de tables de recherche : une pour les caractéristiques aérodynamiques (coefficients de portance, traînée et moment) et une autre pour les paramètres moteurs (figure 5.2). Les tables aérodynamiques permettent de calculer les forces et moments appliqués à l'avion en fonction des conditions de vol.

Les données du moteur sont traitées à travers deux tables de recherche distinctes : l'une pour la poussée F_N et l'autre pour le débit de carburant W_f . Ces tables prennent en compte l'altitude h , le nombre de Mach M , l'écart de température par rapport à l'atmosphère standard (ISA) ΔISA ,

la vitesse de rotation du ventilateur $N1$, et le paramètre de régime de poussée (Thrust Rating Parameter TRP), comme le montre les équations (5.8) et (5.9).

$$F_N = f(h, M, \Delta ISA, N1(\text{TRP})) \quad (5.8)$$

$$W_f = f(h, M, \Delta ISA, N1(\text{TRP})) \quad (5.9)$$

Il y a six tables aérodynamiques. Les trois premières tables correspondent aux coefficients de portance $C_{L(wb)}$, de traînée $C_{D(wb)}$, et de moment de tangage $C_{M(wb)}$ de l'aile et du fuselage. Ces tables nécessitent l'angle d'attaque de l'aile α_{wb} et le nombre de Mach M comme entrées (équations (5.10)).

$$[C_{L(wb)}, C_{D(wb)}, C_{M(wb)}] = f(\alpha_{wb}, M) \quad (5.10)$$

Les deux tables suivantes concernent les contributions aérodynamiques de l'empennage horizontal, avec ses coefficients de portance $C_{L(ht)}$ et de traînée $C_{D(ht)}$. Elles nécessitent les valeurs de α_{ht} , M , et de la déflexion des élévateurs δ_{elev} , comme montré dans l'équation (5.11).

$$[C_{L(ht)}, C_{D(ht)}] = f(\alpha_{ht}, M, \delta_{\text{elev}}) \quad (5.11)$$

La sixième et dernière table fournit les valeurs des angles de déflexion vers le bas ϵ , en fonction de l'angle d'attaque de l'aile α_{wb} et du nombre de Mach M .

$$\epsilon = f(\alpha_{wb}, M) \quad (5.12)$$

Les informations contenues dans les tables aérodynamiques doivent être aussi précises que possible, ce qui souligne l'importance d'une source de données fiable. Pour développer et valider cette boîte à outils de performance, le LARCASE a utilisé les données aérodynamiques et celles du moteur fournies par le simulateur de vol du Bombardier CRJ700 VRESIM.

Le simulateur de vol, certifié FAA niveau D, fournit des données d'une précision remarquable, avec une erreur inférieure à 5% par rapport aux vols réels. Pour valider le modèle de performance de l'avion, des simulations ont été effectuées pour 60 scénarios de montée. Les erreurs de prédiction, basées sur leur distribution gaussienne, étaient de $-0,23\pm0,52\%$ pour le temps de montée, $-0,32\pm0,61\%$ pour la distance au sol et $-0,33\pm0,54\%$ pour la consommation de carburant (Ghazi *et al.*, 2021). La précision en croisière a été confirmée par des simulations de vols complets, avec une erreur sur la quantité de carburant consommé inférieure à 2%, suggérant une erreur encore plus faible pour la seule phase de croisière. Ces résultats attestent de la haute précision du modèle, le rendant fiable pour évaluer les performances d'un avion avec ailettes adaptatives.

Le modèle de performance utilisé dans cette étude a été initialement élaboré au sein de notre laboratoire, le LARCASE, dans le cadre de travaux antérieurs. Étant donné que l'objectif principal de cette thèse est de mettre en évidence les performances d'un avion muni d'ailettes adaptatives, la description du modèle a été synthétisée. Pour une explication approfondie des algorithmes de "trim" et des méthodes de prédiction de trajectoire intégrés au modèle, ainsi que pour consulter les résultats de validation expérimentale, le lecteur est invité à consulter les références (Ghazi & Botez, 2017 ; Ghazi *et al.*, 2021 ; Ghazi, Botez & Maniette, 2020).

5.1.4 Ajustement du modèle de performance et optimisation de l'ailette

Afin d'utiliser le modèle de la section précédente, les tables aérodynamiques de la configuration aile-fuselage ont été remplacées par celles obtenues avec les résultats CFD, ajoutant une nouvelle entrée ξ au modèle, correspondante à l'angle de torsion.

Pour évaluer les gains de performance liés aux ailettes adaptatives, plusieurs stratégies d'optimisation ont été étudiées. Pour chacune d'elles, une variable spécifique a été optimisée en fonction de l'angle de torsion à chaque étape de discréétisation. Le tableau 5.1 répertorie ces différentes stratégies ainsi que les variables associées.

Tableau 5.1 Stratégies d'optimisation et leurs variables associées

Nom de la stratégie	Variable optimisée
Temps minimal	Vitesse verticale
Distance maximale	Vitesse horizontale
Consommation minimale	Consommation de carburant

La stratégie "temps minimal" vise à réduire le temps de montée, c'est-à-dire d'atteindre le Top of Climb (ToC) aussi rapidement que possible en maximisant la vitesse verticale. La stratégie "distance maximale", quant à elle, a pour objectif de minimiser le temps de trajet total en optimisant la vitesse horizontale. Enfin, la stratégie "consommation minimale" cherche à réduire la quantité de carburant consommé tout au long du vol.

Différents algorithmes d'optimisation ont été testés pour ajuster l'angle de torsion des ailettes afin de maximiser la vitesse verticale et améliorer les performances globales de l'aéronef. L'optimisation a été réalisée pour chaque combinaison de conditions de vol, notamment en fonction de l'altitude et du nombre de Mach. À chaque étape de discréétisation, l'angle de torsion a été ajusté dynamiquement afin d'exploiter au mieux les bénéfices aérodynamiques de cette technologie. Les différentes stratégies d'optimisation testées comprennent :

- **Recherche par section dorée (Golden Section Search)** : Cet algorithme est une méthode de recherche unidimensionnelle qui divise de manière itérative un intervalle en sections de plus en plus petites, en conservant la proportion optimale entre les parties pour atteindre l'extrémum. La recherche par section dorée ne nécessite pas de calcul du gradient et elle est particulièrement adaptée pour les problèmes où la fonction à optimiser est unimodale. Cette méthode est simple et robuste, mais peut être moins efficace dans des espaces de recherche très larges ou dans le cas de plusieurs variables.

- **Optimisation par fminbnd (Méthode de Brent)** : La méthode de Brent est une approche hybride combinant la recherche par section dorée avec la méthode de recherche par interpolation quadratique. Elle est plus efficace que la recherche par section dorée en termes de rapidité de convergence, notamment pour des fonctions continues et unimodales. Cette méthode est implémentée dans la fonction fminbnd de MATLAB, qui garantit une convergence rapide de la solution vers un minimum global en un nombre limité d'itérations.
- **Ascension de gradient (Gradient Ascent)** : L'ascension de gradient est une méthode d'optimisation itérative utilisée pour maximiser une fonction en suivant la direction du gradient, c'est-à-dire la direction de la pente la plus raide. Cette approche est particulièrement adaptée pour les problèmes où la fonction objective est continue et différentiable. Cependant, l'ascension de gradient peut être sensible au choix du taux d'apprentissage (alpha) et peut ne pas converger efficacement si la fonction a de nombreux minima locaux. Dans cette étude, un taux d'apprentissage fixe a été choisi pour explorer l'efficacité de l'algorithme.

La figure 5.3 montre la comparaison entre les résultats ces algorithmes pour le cas de montée constante à 250 nœuds et 5.000 pieds. Sur le graphique, on observe de faibles variations locales de la vitesse verticale, entre -7° et -5° , ce qui suggère que l'amélioration de la rapidité d'exécution est plus pertinente que l'optimisation de la précision de l'extremum.

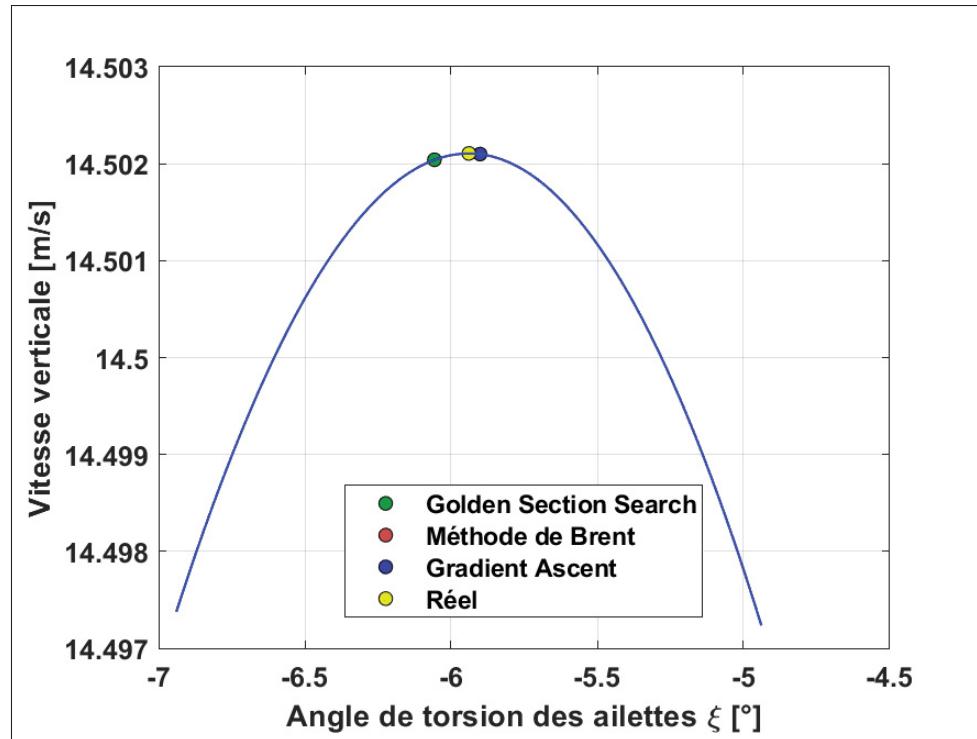


Figure 5.3 Comparaison des algorithmes d'optimisation en montée à 250 kts et 5000 ft

Chaque algorithme d'optimisation a été évalué avec pour objectif de maximiser la vitesse verticale en fonction de l'angle de torsion des ailes. Les tests ont été réalisés en faisant varier l'altitude et la vitesse de Mach, pour 50 cas différents. Pour chaque combinaison d'altitude et de vitesse de Mach, les trois méthodes ont été appliquées et comparées sur les critères suivants :

1. **Temps d'exécution** : Mesure du temps nécessaire pour atteindre l'optimum
2. **Erreur relative** : L'écart entre la valeur de l'angle de torsion optimisé par la méthode et la valeur réelle de l'angle de torsion correspondante à la vitesse verticale maximale.

Les résultats des tests sont présentés dans le tableau ci-dessous. Pour chaque méthode, les moyennes des temps d'exécution et des erreurs relatives ont été calculées dans la tableau 5.2.

La méthode de Brent a été choisie comme la plus appropriée pour cette étude en raison de son temps d'exécution rapide et de sa précision supérieure dans la recherche de l'optimum.

Tableau 5.2 Comparaison des méthodes d'optimisation

Méthode	Temps d'exécution (s)	Erreur relative moyenne
Golden Section Search	1.822 ± 0.374	0.18 ± 0.374
Méthode de Brent	1.302 ± 0.138	0.023 ± 0.001
Gradient Ascent	3.720 ± 2.369	0.071 ± 0.136

5.2 Résultats

Cette section expose les résultats de l'étude aérodynamique menée sur l'intégration d'une ailette adaptative pour le Bombardier CRJ 700. Afin d'analyser les bénéfices potentiels de cette modification, les performances de l'appareil avec une ailette adaptative ainsi qu'avec un ailette fixe (correspondant à la configuration initiale) ont été évaluées en simulant divers scénarios de montées et de croisière.

5.2.1 Résultats obtenus en montée

Différents segments de montée ont été simulés en fonction de l'enveloppe de vol de l'appareil de référence. Afin de mieux illustrer les résultats, un scénario spécifique a été analysé en détail avant de généraliser les observations.

Les résultats obtenus pour le scénario de montée 320/0.78 (où la vitesse calibrée est de 320 nœuds et le nombre de Mach est fixé à 0.78) sont illustrés par la figure 5.4a. Trois profils verticaux ont été comparés : la stratégie visant à minimiser le temps de montée (en bleu), la stratégie maximisant la distance horizontale parcourue (en vert) et le profil de référence correspondant à l'aéronef équipé d'aillettes fixes (en noir). Pour assurer une comparaison équitable, la poussée des moteurs a été maintenue en mode « montée maximale » pour toutes les configurations. Ainsi, les variations observées entre les trajectoires résultent uniquement des différences dans les coefficients aérodynamiques induites par les ailettes adaptatives.

Les profils montrent des écarts significatifs au-delà de l'altitude de transition, tandis que les trajectoires restent relativement similaires en dessous de ce seuil. Avec une stratégie axée sur la

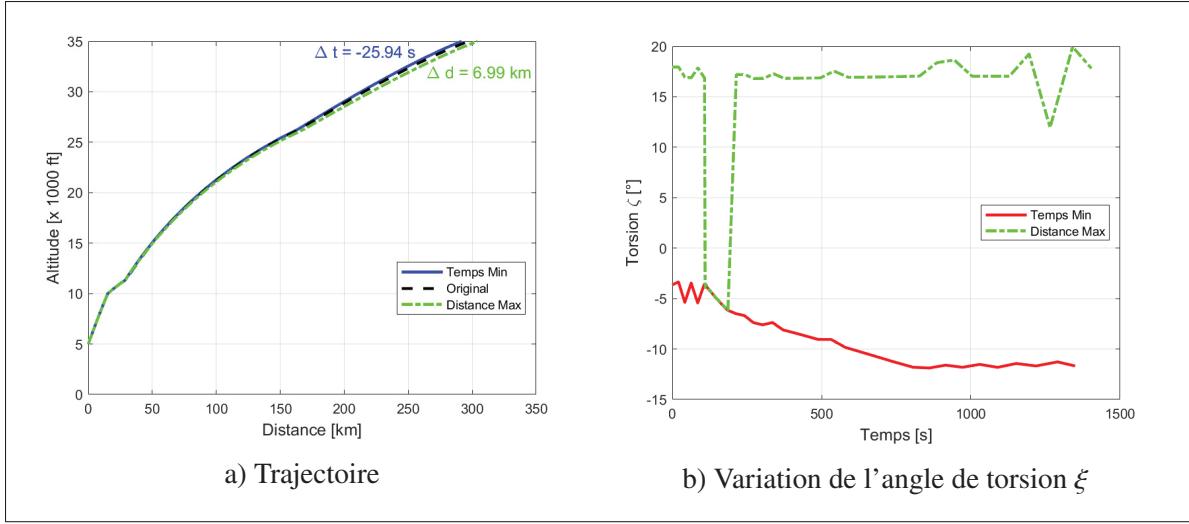


Figure 5.4 Performances obtenues lors du scénario de montée 320/0.78 pour le modèle d'avion CRJ700 équipé d'ailettes fixes ou adaptatives

réduction du temps de montée (courbe bleue), l'altitude de croisière a été atteinte 25.94 secondes plus tôt que dans le cas de référence, soit une amélioration de 1.89%. À l'inverse, la stratégie optimisant la distance horizontale (courbe verte) a permis un gain de 6.99 km par rapport au profil de référence, soit une augmentation de 2.35%.

La figure 5.4b illustre l'évolution des positions optimales de l'ailette au cours de la montée. Il a été observé que, pour une montée rapide, l'angle de torsion de l'ailette varie principalement entre -2° et 13° .

Tableau 5.3 Paramètres des différents scénarios de montée

Segment CAS constante (kts)	Altitude de croisière (ft)	Nombre de Mach de croisière
260 – 320	30.000 – 35.000	0.72 – 0.78

En généralisant ces observations à dix scénarios différents en faisant varier les paramètres de la table 5.3, on a constaté que la stratégie de montée rapide permet de réduire le temps d'ascension de 0.43% à 1.89% par rapport à la configuration de référence (figure 5.5). À l'inverse, la stratégie maximisant la distance horizontale entraîne une montée plus longue de 0.89% à 2.28%.

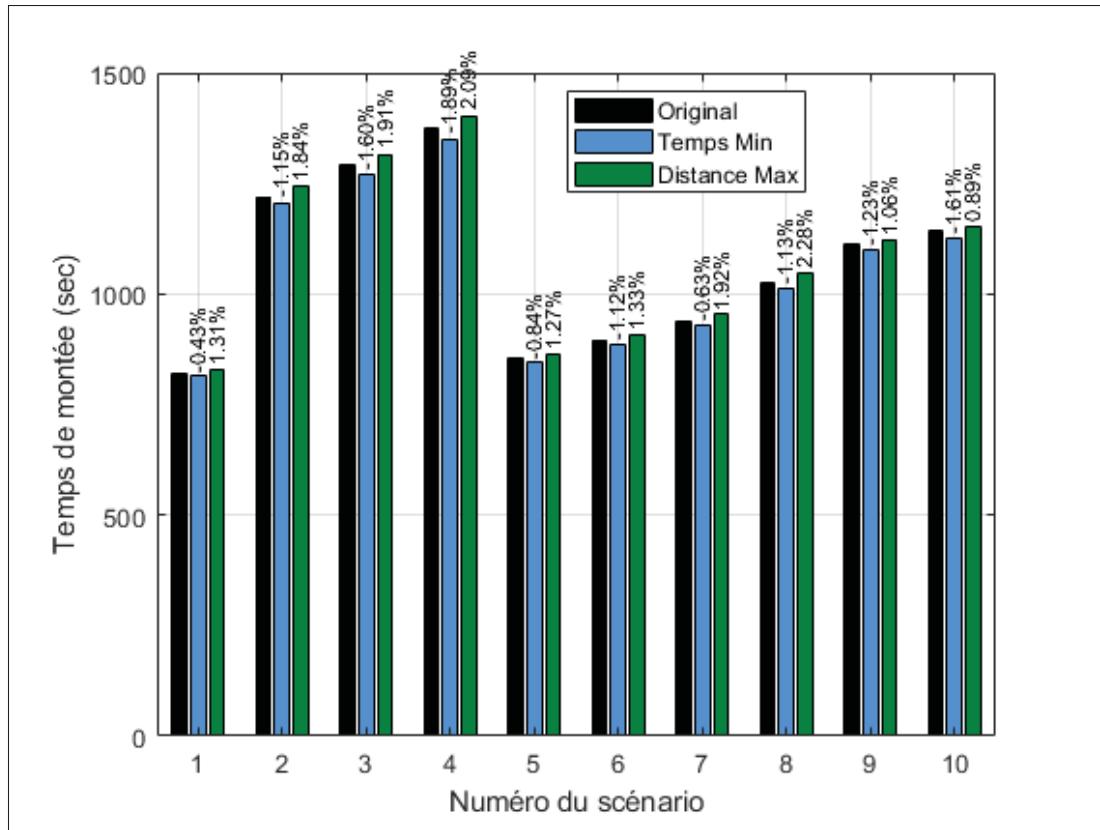


Figure 5.5 Résultats obtenus en termes de durée pour 10 scénarios de montée pour le CRJ700 équipé d'ailettes adaptatives

L'optimisation de la montée en fonction de l'objectif de vol peut également influencer la consommation de carburant. La stratégie minimisant le temps de montée réduit la consommation de carburant de 0.3% à 1.24% (figure 5.6), tandis que la stratégie maximisant la distance horizontale entraîne une surconsommation de 1.36% à 2.38%. Cependant, cette approche permet de couvrir une distance au sol de 1.07% à 2.67% plus grande avant d'atteindre l'altitude de croisière, ce qui peut améliorer la vitesse totale du trajet (figure 5.7).

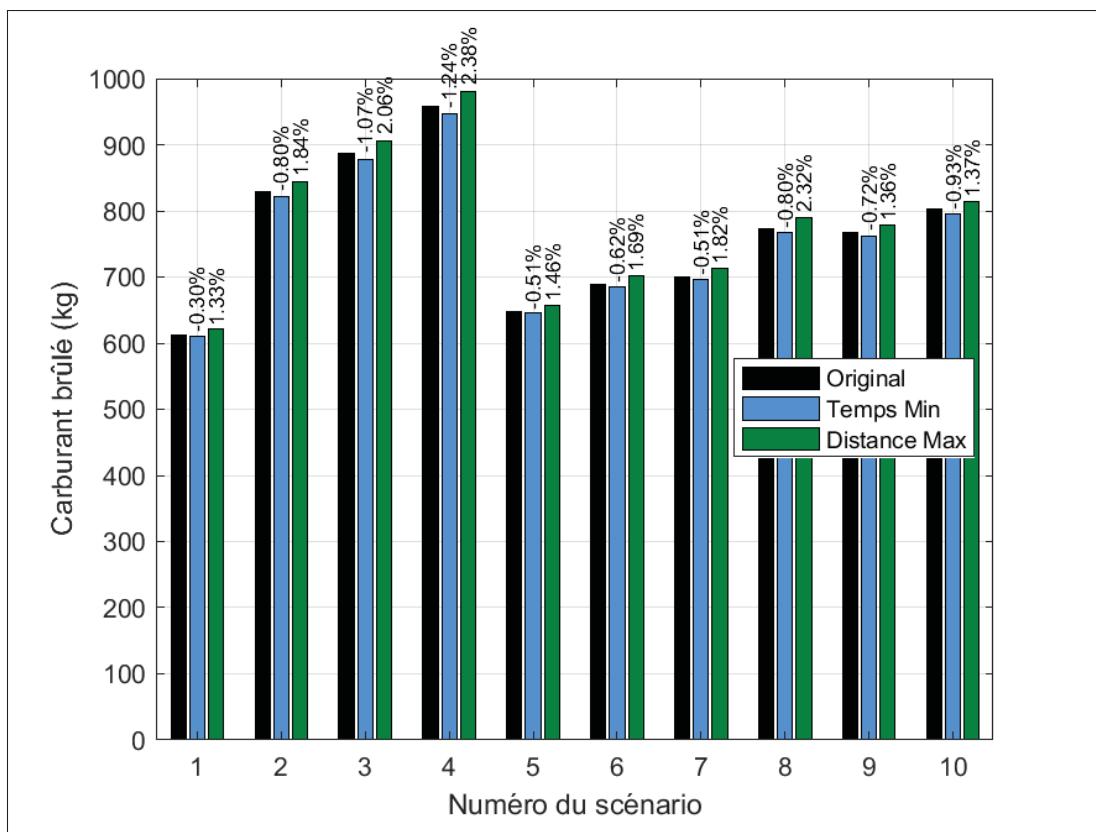


Figure 5.6 Résultats obtenus en termes de carburant consommé pour 10 scénarios de montée pour le CRJ700 équipé d'ailettes adaptatives

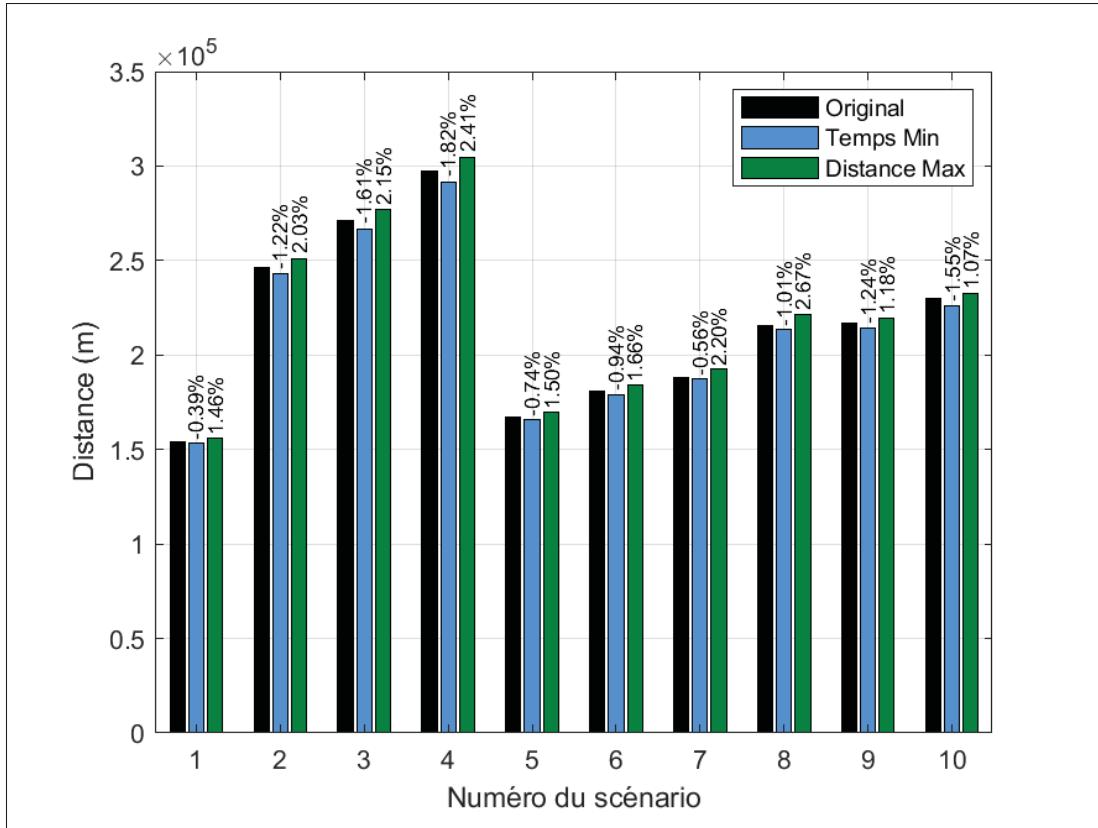


Figure 5.7 Résultats obtenus en termes de distance parcourue pour 10 scénarios de montée pour le CRJ700 équipé d'ailettes adaptatives

Afin d'obtenir des résultats significatifs, 50 scénarios ont été évalués (table 5.4). Dans ce tableau, Δ représente l'écart avec le modèle de référence et $\Delta\%$ l'écart relatif. Cette analyse statistique a montré que les ailettes adaptatives permettent soit de réduire le temps et la consommation de carburant, soit d'augmenter la distance parcourue en montée, selon la stratégie adoptée.

Ces résultats démontrent l'intérêt des ailettes adaptatives pour optimiser la montée en fonction des priorités opérationnelles. En ajustant dynamiquement son angle de torsion, l'aéronef peut soit atteindre son altitude de croisière plus rapidement avec une consommation réduite, soit maximiser la distance parcourue en montée pour maximiser la vitesse du trajet.

Tableau 5.4 Différences de performances obtenues pour le modèle CRJ700 équipé d'ailettes adaptatives par rapport aux ailettes fixes

	Temps Minimal	Distance Horizontale Maximale
Δt_s	-15.93 ± 7.92 s	15.89 ± 6.70 s
$\Delta t\%$	-1.23 ± 0.40 %	1.51 ± 0.51 %
Δd_{km}	-3.338 ± 1.740 km	3.61 ± 1.63 km
$\Delta d\%$	-1.25 ± 0.39 %	1.68 ± 0.57 %
ΔC_b	-7.56 ± 3.48 kg	12.56 ± 4.49 kg
$\Delta C_b\%$	-0.84 ± 0.27 %	1.64 ± 0.44 %

5.2.2 Résultats obtenus en croisière

Les résultats de la simulation de la performance de l'avion en croisière ont montré des gains relativement faibles en termes de consommation de carburant lorsque l'optimisation de l'angle de torsion des ailettes a été appliquée par rapport à sa configuration d'origine. La différence relative de consommation de carburant varie entre 0.1% et 0.4% pour les différentes configurations de poids de l'avion. Ces résultats sont représentés sur le graphique de la figure 5.8, où chaque barre correspond à une différence relative de consommation de carburant en fonction de l'altitude et du nombre de Mach, pour différentes valeurs de poids (50 000 lb, 60 000 lb, et 70 000 lb). Les simulations ont couvert une plage de nombre de Mach allant de 0.72 à 0.78 et une plage d'altitudes de 30.000 pieds à 35.000 pieds.

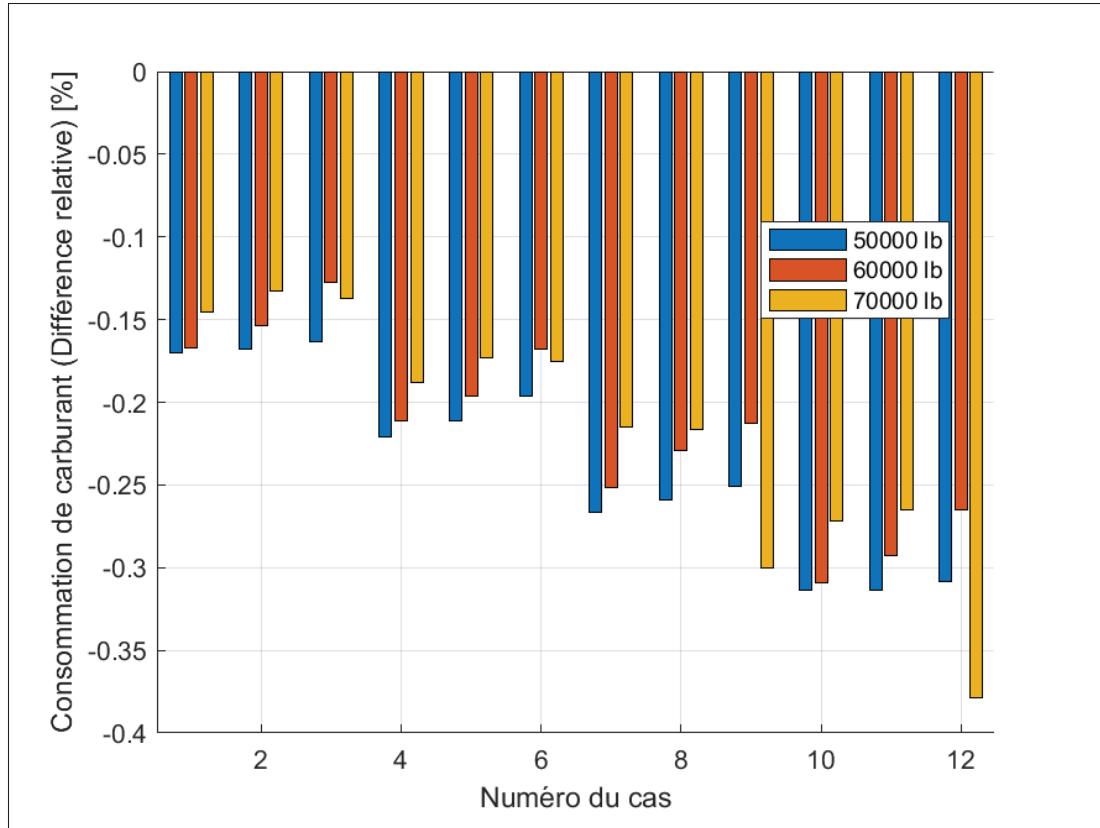


Figure 5.8 Différence relative de consommation de carburant entre la configuration optimisée et la configuration d'origine en croisière pour différents scénarios de vol

En résumé, l'optimisation a conduit à une petite amélioration de la consommation de carburant, ce qui était attendu étant donné que l'ailette originale avait été déjà conçue de manière optimale pour les phases de croisière.

5.2.3 Résultats obtenus en combinant les phases de montée et de croisière

Les résultats obtenus avec différents scénarios ont été évalués en combinant la phase de montée et de croisière, et en considérant la distance totale parcourue à 900 km. La figure 5.9 montre les trajectoires simulées pour la configuration de l'ailette fixe de référence.

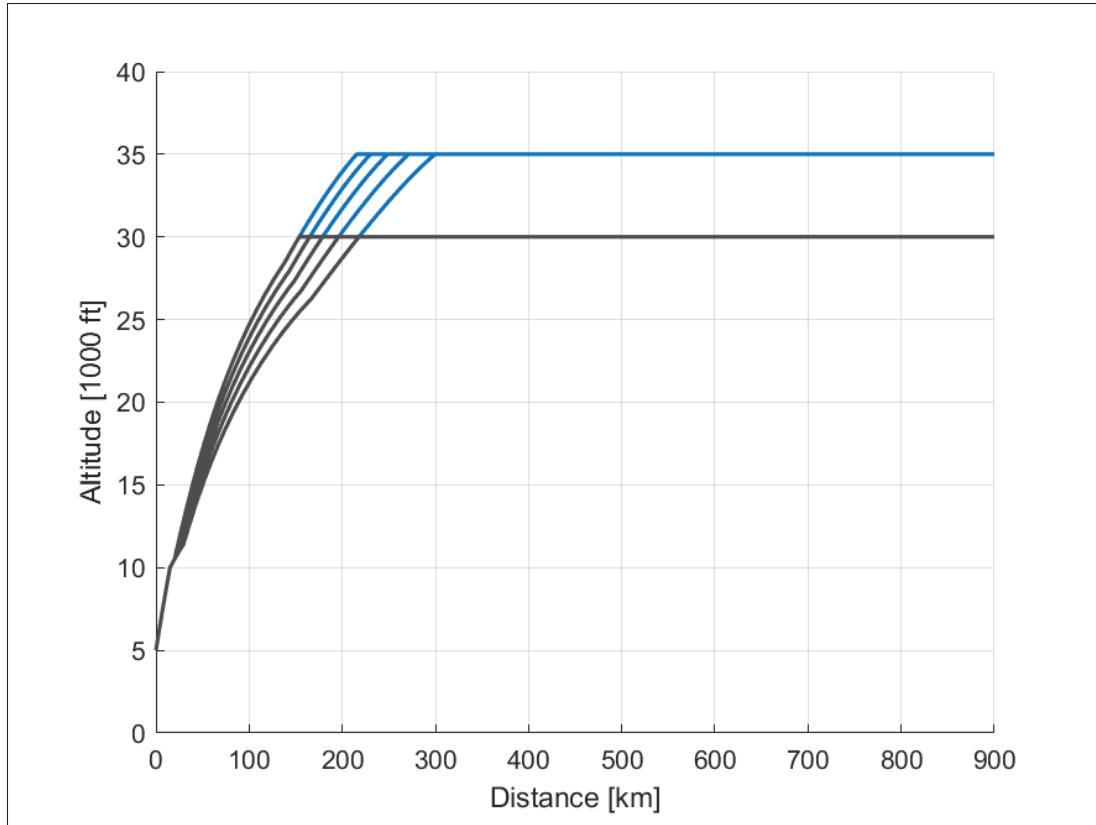


Figure 5.9 Trajectoires de vols simulées pour la combinaison des phases de montée avec celles de croisière

Les figures 5.10 et 5.11 présentent les écarts des résultats entre la simulation avec une ailette fixe et celle avec une l'ailette adaptative en terme de carburant consommé et de durée du trajet, pour les stratégies d'optimisation de temps de montée minimal et de distance maximale comme définies dans la sous-section 5.1.4.

Pour la stratégie de temps montée minimal (figure 5.10), la différence relative de temps varie entre -0.05% et -0.01%, avec une moyenne de -0.03%. La consommation de carburant, quant à elle, présente une réduction moyenne de -0.23%, avec des écarts allant de -0.35% à -0.15%. Cette tendance indique que l'optimisation du temps de montée entraîne également une légère économie de carburant.

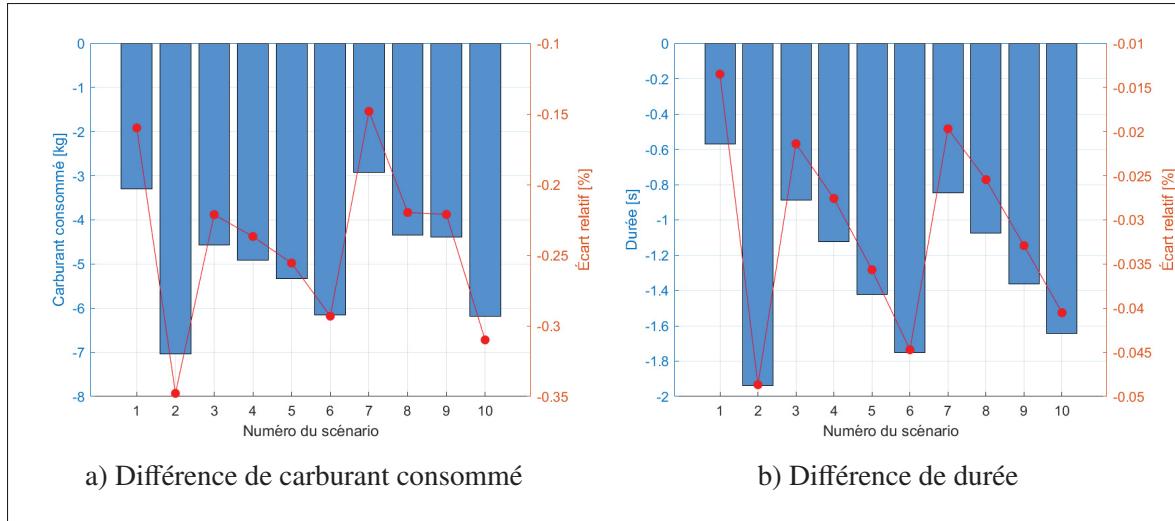


Figure 5.10 Résultats de simulation pour la stratégie de temps de montée minimal

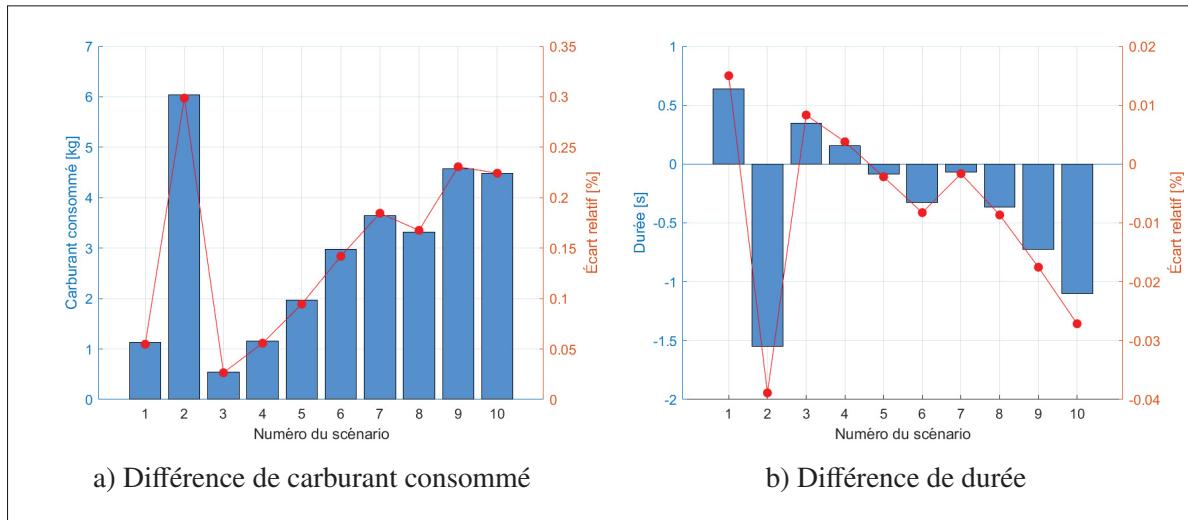


Figure 5.11 Résultats de simulation pour la stratégie de distance parcourue en montée maximale

Concernant la stratégie visant à maximiser la distance sol parcourue (figure 5.11), l'effet sur la durée de montée est minime, avec une variation relative moyenne de -0.01%, oscillant entre -0.04% et 0.02%. En revanche, la consommation de carburant augmente légèrement en moyenne de 0.14%, avec des écarts allant de 0.03% à 0.30%. Cela montre que cette approche, bien qu'optimisant la distance parcourue, entraîne une surconsommation de carburant.

En conclusion, la stratégie de montée en temps minimum permet de réduire légèrement la consommation de carburant. Cependant, la stratégie de distance maximale qui vise un trajet légèrement plus rapide, montre de très faibles améliorations pour une augmentation plus importante de la consommation de carburant, ce qui la rend au final peu intéressante.

5.3 Conclusion

L'objectif principal de cette étude était d'évaluer les performances en montée et en croisière d'un avion équipé de ces ailettes adaptatives. La méthodologie a reposé sur l'utilisation des coefficients aérodynamiques de la configuration aile-fuselage obtenus à partir de la simulation CFD dans Star CCM+, couplée à un modèle de performance construit au laboratoire Larcase et validé par le simulateur VRESIM (Ghazi *et al.*, 2021). Ce modèle a permis de calculer les trajectoires de montée optimisées pour différentes stratégies : minimisation du temps de montée et maximisation de la distance horizontale parcourue.

Les résultats en montée ont montré que, selon la stratégie choisie, les ailettes adaptatives offrent un gain en termes de temps ou de distance parcourue. En effet, avec la stratégie de réduction du temps de montée, l'avion a atteint l'altitude de croisière jusqu'à 47.22 secondes plus tôt que dans le cas de référence, soit une amélioration moyenne de 1.89%. La stratégie visant à maximiser la distance horizontale a quant à elle permis un gain de distance pouvant atteindre jusqu'à 2.67%, au prix d'une légère augmentation de la consommation de carburant de l'ordre de 1.33% à 2.32%.

L'analyse réalisée sur 50 trajectoires de vol différentes a également montré que ces gains en performance sont statistiquement significatifs. En effet, l'ailette adaptive permet de réduire soit le temps de montée et la consommation de carburant, ou d'augmenter la distance parcourue pendant la montée.

Concernant la phase de croisière, l'optimisation de l'angle de torsion des ailettes adaptatives a permis une réduction de la consommation de carburant, bien que cet effet soit relativement faible, de l'ordre de 0.1% à 0.4% selon le poids de l'appareil et les conditions de vol. Cette

amélioration modeste est attendue, car la configuration d'origine des ailettes est déjà proche de sa configuration l'optimale pour la phase de croisière.

Enfin, la combinaison des phases de montée et de croisière a montré que la stratégie de montée en temps minimum permet de réduire très légèrement la consommation de carburant, tandis que la stratégie maximisant la distance horizontale entraîne une surconsommation marginale de carburant et de faibles gains en terme de vitesse, ce qui la rend finalement peu intéressante.

Une étude précédemment réalisée sur le même aéronef (Segui, 2022) équipé d'ailettes adaptatives à angle de d'inclinaison variable a montré de meilleurs résultats, comme par exemple un temps de montée réduit de 3.8% en moyenne contre 1.8% pour l'ailette de cette étude. Cependant, un des avantages notables du type d'ailette à angle de torsion variable est que la déformation de sa géométrie est bien plus faible qu'avec un angle de déviation variable. En bref, elle donne de bons résultats pour une petite déformation.

Pour résumer, l'intégration des ailettes adaptatives à angle de torsion variable offre des avantages significatifs en termes de performances de l'avion, en fonction des priorités de vol, qu'il s'agisse de réduire le temps de montée, d'augmenter la distance parcourue ou d'optimiser la consommation de carburant. Les résultats obtenus ouvrent la voie à de futures études portant sur la dynamique de ces ailettes, notamment en ce qui concerne leur impact potentiel sur la stabilité de l'appareil et sur les phénomènes de vibration.

CONCLUSION ET RECOMMANDATIONS

L'ensemble des travaux menés dans ce mémoire a permis de démontrer le potentiel des ailettes adaptatives à angle de torsion variable pour l'amélioration des performances aérodynamiques et énergétiques du Bombardier CRJ700. L'étude a mis en évidence l'impact significatif de la variation de l'angle de torsion sur la portance et la traînée. Cette optimisation a permis une amélioration mesurable des performances en phase de montée et une réduction modérée de la consommation de carburant en croisière.

Les travaux menés dans ce mémoire ont suivi plusieurs étapes clés. Tout d'abord, une analyse approfondie des technologies de déformations et des méthodes de simulation existantes a permis d'identifier l'angle de torsion comme un paramètre prometteur pour l'optimisation aérodynamique. La CFD a été retenue comme outil principal d'analyse, complétée par des méthodes d'interpolations pour réduire le coût computationnel. Ensuite, un modèle basé sur la VLM (Vortex Lattice Method) a permis une première estimation des effets de l'angle de torsion variable sur les performances aérodynamiques de l'aéronef. Cette étape a contribué à identifier la plage d'angles pertinente (-20° à 20°) pour la simulation CFD.

Par la suite, un modèle CFD détaillé du CRJ700 a été développé et validé à l'aide de données expérimentales issues d'un simulateur de vol. L'utilisation du solveur compressible et du modèle de turbulence k- ω SST a permis d'obtenir des prédictions très précises des coefficients aérodynamiques. Les simulations CFD ont démontré que l'angle de torsion optimal variait en fonction du régime de vol. Les plus grands gains de finesse ont été observés à Mach 0.54 et au-dessus, avec une réduction significative de la traînée et une amélioration de la finesse aérodynamique.

Le modèle de performance développé au Laboratoire LARCASE a été utilisé pour simuler diverses trajectoires et évaluer les bénéfices des ailettes adaptatives. En phase de montée, ces ailettes ont permis soit une réduction du temps de montée de 0,43% à 1,89% et de la

consommation de carburant de 0,3% à 1,24%, soit une augmentation de la distance horizontale de 1,07% à 2,67% au prix d'une surconsommation de 1,33% à 2,32%, selon la stratégie d'optimisation adoptée. En croisière, la consommation de carburant a été réduite de 0,1% à 0,4%.

Bien que ces résultats soient encourageants, ils restent inférieurs à ceux obtenus avec les ailettes à angle d'inclinaison variable. Cependant, cette étude se limite aux performances longitudinales du CRJ700. Une analyse complémentaire intégrant la stabilité latérale et directionnelle, notamment en présence de vents de travers, pourrait fournir une évaluation plus complète. Il serait également pertinent d'examiner l'impact d'angles asymétriques.

Un défi majeur réside dans la conception de l'ailette, car le contrôle de l'angle de torsion demeure complexe. Dans le cadre de ce mémoire, un travail exploratoire sur la conception a néanmoins été entrepris, bien qu'il n'ait pas été présenté puisqu'il ne constituait pas le cœur de l'étude et qu'il n'a pas été mené à terme. Différents systèmes ont été considérés, notamment un mécanisme à parallélogramme déformable ainsi qu'un simple axe de rotation central. Bien que leur mise en œuvre soit techniquement exigeante, ces travaux préliminaires ont démontré la faisabilité d'une telle ailette du point de vue mécanique et ouvrent la voie à une étude plus approfondie de ce sujet.

D'autres types d'ailettes adaptatives, tels que la variation de l'angle de flèche ou de l'envergure, mériteraient également d'être explorés. La revue de littérature a montré qu'ils présentent un potentiel intéressant mais encore peu étudié.

En conclusion, ce mémoire contribue significativement à la compréhension des ailettes adaptatives à angle de torsion variable et met en lumière leur potentiel pour l'amélioration des performances aérodynamiques des avions régionaux. L'adoption de ces technologies pourrait représenter une avancée majeure vers une aviation plus efficiente et mieux adaptée aux conditions de vol réelles.

LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- Ali, A. H. & Khadum, A. G. (2018). Numerical and Experimental Study of Winglet Effect with Different Cant Angles. *Association of Arab Universities Journal of Engineering Sciences*, 25(5), 355–369. Repéré à <https://jaaru.org/index.php/auisseng/article/view/239>.
- Alkhafaji, A., Panatov, G. & Boldyrev, A. (2022). Numerical analysis and optimization of a winglet sweep angle and winglet tip chord for improvement of aircraft flight performance. *Diagnostyka*, 23(2), 1–8. doi : 10.29354/diag/150479.
- Bakhai, M. P., Mat, S. B. & Musa, N. A. B. (2024). Aerodynamics of a wing body with different Winglet Cant Angle. *E3S Web of Conferences*, 477, 00029. doi : 10.1051/e3sconf/202447700029. Publisher : EDP Sciences.
- Beechook, A. & Wang, J. (2013). Aerodynamic analysis of variable cant angle winglets for improved aircraft performance. *2013 19th International Conference on Automation and Computing*, pp. 1–6. Repéré à <https://ieeexplore.ieee.org/document/6662041>.
- Blake, W., Group, T. P. T. & Engineering, F. O. (2009). *Jet Transport Performance Methods*. Seattle, Washington, USA : Boeing Company.
- Bourdin, P., Gatto, A. & Friswell, M. I. (2008). Aircraft Control via Variable Cant-Angle Winglets. *Journal of Aircraft*, 45(2), 414–423. doi : 10.2514/1.27720.
- Colling, J. D. (1995). *Sailplane Glide Performance and Control Using Fixed and Articulating Winglets*. (Mémoire de maîtrise, Texas AM University). Repéré à <https://ntrs.nasa.gov/citations/19950020760>.
- Eppler, R. (1997). Induced drag and winglets. *Aerospace Science and Technology*, 1(1), 3–15. doi : 10.1016/S1270-9638(97)90019-5.
- Ghazi, G. & Botez, R. M. (2017). Method to Calculate Cessna Citation X Aircraft Climb and Cruise Trajectory using an Aero-Propulsive Model. Dans *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*. Denver, Colorado, USA : American Institute of Aeronautics and Astronautics. doi : 10.2514/6.2017-3550.
- Ghazi, G., Botez, R. M. & Maniette, N. (2020). Cessna Citation X Takeoff and Departure Trajectories Prediction in Presence of Winds. *Journal of Aerospace Information Systems*, 17(12), 659–681. doi : 10.2514/1.I010854.
- Ghazi, G., Botez, R. M., Bourrely, C. & Turculet, A.-A. (2021). Method for Calculating Aircraft Flight Trajectories in Presence of Winds. *Journal of Aerospace Information Systems*, 18(7), 442–463. doi : 10.2514/1.I010879.

- Guerrero, J., Maestro, D. & Bottaro, A. (2012). Biomimetic spiroid winglets for lift and drag control. *Comptes Rendus Mecanique*, 340, 67-80. doi : 10.1016/j.crme.2011.11.007.
- Guerrero, J., Sanguineti, M. & Wittkowski, K. (2018). CFD Study of the Impact of Variable Cant Angle Winglets on Total Drag Reduction. *Aerospace*, 5(4), 126. doi : 10.3390/aerospace5040126. Number : 4 Publisher : Multidisciplinary Digital Publishing Institute.
- Guerrero, J., Sanguineti, M. & Wittkowski, K. (2020). Variable cant angle winglets for improvement of aircraft flight performance. *Meccanica*, 55, 1-31. doi : 10.1007/s11012-020-01230-1.
- Halpert, J., Prescott, D., Yechout, T. & Arndt, M. (2010, 01). Aerodynamic Optimization and Evaluation of KC-135R Winglets, Raked Wingtips, and a Wingspan Extension. doi : 10.2514/6.2010-57.
- Kaygan, E. & Gatto, A. (2014). Investigation of Adaptable Winglets for Improved UAV Control and Performance. 8(7).
- Kuo, C.-M. & Boller, C. Adaptive Winglet Design, Analysis and Optimisation of the Cant Angle for Enhanced MAV Performance.
- Luo, B., Cui, W. & Li, W. (2023). Twisting morphing wings with tight geometric constraints for biomimetic swimming or flying robotic vehicles. *Journal of Engineering Research*. doi : <https://doi.org/10.1016/j.jer.2023.10.036>.
- Mann, S. (1999). Cubic precision Clough-Tocher interpolation. *Computer Aided Geometric Design*, 16(2), 85–88. doi : 10.1016/S0167-8396(98)00038-7.
- Meyran, P. (2021). *Conception d'une ailette adaptative pour l'optimisation des performances aérodynamiques de l'avion CRJ-700*. (Mémoire de maîtrise, École de technologie supérieure). Repéré à <https://espace.etsmtl.ca/id/eprint/2819/>.
- Moukalled, F., Mangani, L. & Darwish, M. (2016). *The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics : An Advanced Introduction with OpenFOAM® and Matlab*. Cham : Springer International Publishing. doi : 10.1007/978-3-319-16874-6.
- Myilsamy, D., V, K., Venkatesan, D., B, S., R, S. & Sanal Kumar, V. (2014). Diagnostic-Investigation-of-Aircraft-Performance-at-Different-Winglet-Cant-Angles. 8.

- Panagiotou, P., Antoniou, S. & Yakinthos, K. (2022). Cant angle morphing winglets investigation for the enhancement of the aerodynamic, stability and performance characteristics of a tactical Blended-Wing-Body UAV. *Aerospace Science and Technology*, 123, 107467. doi : 10.1016/j.ast.2022.107467.
- Queirolo, C. & Andrés, M. (2018). Impact of Morphing Winglets on Aircraft Performance. Repéré à <https://repository.tudelft.nl/islandora/object/uuid%3A86a76d02-70f8-4468-a805-40ab4900b1a0>.
- Reddy, S. R., Dulikravich, G. S., Abdoli, A. & Sobieczky, H. (2015). Multi-Winglets : Multi-Objective Optimization of Aerodynamic Shapes. *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*. doi : 10.2514/6.2015-1489.
- Reddy, T. R., Patil, P. M. & Reddy, G. S. (2018). Modeling and CFD Analysis of Flow Over Aircraft Split Winglet and Blended Winglet. *International Journal of Advances in Scientific Research and Engineering*, 4(11), 88–93. doi : 10.31695/IJASRE.2018.32952.
- Scheuermann, J. et al. (2019). Active winglet control for performance optimization during various flight phases. *Journal of Aircraft*, 56(5), 1937–1947.
- Segui, M., Abel, F., Botez, R. & Ceruti, A. (2022). High-fidelity aerodynamic modeling of an aircraft using OpenFoam – application on the CRJ700. *The Aeronautical Journal*, 126(1298), 585–606. doi : 10.1017/aer.2021.86.
- Segui, M. (2018). *Mesure de l'impact de la technologie d'aile déformable sur les performances en croisière de l'avion d'affaire Cessna Citation X*. (Mémoire de maîtrise, École de technologie supérieure). Repéré à <https://espace.etsmtl.ca/id/eprint/2185/>.
- Segui, M. (2022). *CRJ700 Regional Aircraft Performances Optimization Using Adaptive Winglet Systems*. (Thèse de doctorat, École de technologie supérieure).
- Takenaka, K., Hatanaka, K., Yamazaki, W. & Nakahashi, K. (2008). Multidisciplinary Design Exploration for a Winglet. *Journal of Aircraft*, 45(5), 1601–1611. doi : 10.2514/1.33031.
- Weierman, J. & Jacob, J. (2010). Winglet Design and Optimization for UAVs. *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. doi : 10.2514/6.2010-4224.
- White, F. M. (2006). *Viscous Fluid Flow* (éd. 3rd). New York, NY : McGraw-Hill Higher Education.