

**Titre:** Étude des performances aérodynamiques par simulations numériques d'un concept d'aéronef à décollage et atterrissage vertical (VTOL) destiné à la mobilité urbaine  
**Title:**

**Auteur:** Thanh Tri Nguyen  
**Author:**

**Date:** 2020

**Type:** Mémoire ou thèse / Dissertation or Thesis

**Référence:** Nguyen, T. T. (2020). Étude des performances aérodynamiques par simulations numériques d'un concept d'aéronef à décollage et atterrissage vertical (VTOL) destiné à la mobilité urbaine [Mémoire de maîtrise, Polytechnique Montréal].  
**Citation:** PolyPublie. <https://publications.polymtl.ca/5249/>

 **Document en libre accès dans PolyPublie**  
Open Access document in PolyPublie

**URL de PolyPublie:** <https://publications.polymtl.ca/5249/>  
**PolyPublie URL:**

**Directeurs de recherche:** Huu Duc Vo  
**Advisors:**

**Programme:** Génie aérospatial  
**Program:**

**POLYTECHNIQUE MONTRÉAL**

affiliée à l'Université de Montréal

**Étude des performances aérodynamiques par simulations numériques  
d'un concept d'aéronef à décollage et atterrissage vertical (VTOL)  
destiné à la mobilité urbaine**

**THANH TRI NGUYEN**

Département de génie mécanique

Mémoire présenté en vue de l'obtention du diplôme de *Maîtrise ès Sciences Appliquées*

Génie aérospatial

Mai 2020

**POLYTECHNIQUE MONTRÉAL**

affiliée à l'Université de Montréal

Ce mémoire intitulé :

**Étude des performances aérodynamiques par simulations numériques  
d'un concept d'aéronef à décollage et atterrissage vertical (VTOL)  
destiné à la mobilité urbaine**

présenté par **Thanh Tri NGUYEN**

en vue de l'obtention du diplôme de *Maîtrise ès sciences appliquées*

a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de :

**Njuki MUREITHI**, président

**Huu Duc VO**, membre et directeur de recherche

**Jean-Yves TRÉPANIÉ**, membre

## DÉDICACE

*Aux belles rencontres faites durant ce projet.*



## REMERCIEMENTS

Je remercie tout d’abord mon directeur de recherche Huu Duc Vo pour avoir accepté ce projet et pour m’avoir accompagné tout au long de ce long processus. Ses précieux conseils m’ont aidé à bien organiser cette recherche et sa patience m’a permis de mener à bien mon projet malgré un calendrier tumultueux. Je remercie également le président du jury, Njuki Mureithi, et son membre, Jean-Yves Trépanier, d’avoir accepté l’évaluation de ce projet.

Je remercie également Ascendance Flight Technologies, son directeur Jean-Christophe L., son responsable technique Benoît F. et ses autres co-fondateurs, Clément D. et Thibault B. pour l’inspiration pour le sujet recherche et les conseils qu’ils m’ont procurés tout au long de ce dernier. Je remercie également l’équipe en aérodynamique composée de Vincent H. et de Hugues P. pour les nombreuses discussions sur les simulations en fluide. Une pensée toute spéciale à Sergio A., ancien stagiaire en aérodynamique, et Benoît P., expert en simulations numériques, qui m’ont aidé à me familiariser avec le logiciel OpenFoam. Je remercie finalement Marc-Antoine S., Florian T., Valentin K., Rafik G., Maxime D., Paul C. et Élie H. pour les bons moments passés ensemble.

J’aimerais également remercier tout particulièrement ma copine Mathilde pour ses encouragements et son soutien inconditionnel tout au long de ce projet.

## RÉSUMÉ

L'accélération du développement urbain entraîne plusieurs nouvelles contraintes en termes de transports. De nouvelles solutions doivent être trouvées pour résoudre ces problématiques. Les aéronefs à décollage et atterrissage vertical (VTOL) hybrides ou électriques viennent répondre à ces besoins en permettant de relier deux points efficacement et rapidement par la voie des airs. Un nouveau concept de VTOL avec des soufflantes carénées intégrées dans les ailes a été proposé. Ce dernier possède une architecture *lift and cruise* qui permet de découpler les systèmes de propulsion pour augmenter sa fiabilité. Cette étude a comme objectif d'analyser les performances aérodynamiques de ce concept à travers ses trois phases principales de vol : le décollage et l'atterrissage à la verticale, le vol de transition et le vol de croisière horizontal. Elles seront tirées à partir de simulations fluidiques numériques (CFD) basées sur le modèle du Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS). La méthodologie employée afin de mettre en place ces calculs numériques sera présentée. On y retrouve entre autres la construction de la géométrie avec un logiciel de Computer-Aided Design (CAD), la définition du maillage, la modélisation de la poussée des soufflantes ainsi que le choix des conditions limites et des schémas numériques. Étant donné que des tests en soufflerie ne seront pas utilisés pour vérifier l'exactitude des résultats, la méthodologie sera d'abord appliquée sur un cas connu tiré de la littérature pour la valider. Les trois phases de vol seront par la suite simulées séparément. Dans un premier temps, les performances des soufflantes carénées en vol vertical seront étudiées. Il est estimé que la carène participe de façon importante à la poussée totale générée. Par la suite, une analyse des impacts des colonnes d'air créées pendant le vol transition sera faite. Finalement, les performances en vol de croisière seront étudiées par les coefficients de portance, de traînée et de moment de l'aéronef. Une étude de la stabilité sera également faite par la marge statique. Les résultats seront accompagnés par une phase de validation grâce aux différents critères comme la convergence, l'analyse des champs et l'étude de sensibilité au maillage. Des recommandations seront finalement données afin d'améliorer le concept et de pousser la recherche vers d'autres pistes.

## ABSTRACT

The acceleration of urban sprawl brings new transport challenges. Innovative solutions have to be found to solve those problems. Vertical take-off and landing aircrafts are one of them as they let one connect two point quickly and efficiently by flight. A new VTOL concept in embedded ducted fans in the wings has been proposed. It has a lift and cruise architecture that separates the propulsion systems to increase reliability. In this thesis, the aerodynamics performances will be investigated throughout the aircraft's three main flight phases : vertical take-off and landing, transition and cruise. They will be assessed using computational fluid dynamics (CFD) simulations based on the Reynolds-Averaged Navier-Stokes model. The methodology used to build the simulation will be presented. It will include the design of the geometry by a Computer-Aided Design (CAD) software, meshing of the geometry, modeling of the fan, election of boundary conditions and choice of numerical schemes. Wind tunnel testing will not be available for this research, so the methodology has to be validated on a known airfoil case found in the literature. Then, the three flight phases will be simulated separately. First, the effect of the duct on the overall vertical flight lift will be studied. It is estimated that the fan duct contributes greatly. Then, a transition study will look at the effect of the cross-flow coming out of the ducted fans. Finally, the cruise performance will be determined with the lift, drag and moment forces and coefficients. The simulations will be validated with a number of criteria including the residuals, the field studies and the mesh sensitivity studies. Recommendations will be made with the goal of advancing this study in the future and looking at its shortcomings.

## TABLE DES MATIÈRES

DÉDICACE.....	III
REMERCIEMENTS .....	IV
RÉSUMÉ.....	V
ABSTRACT .....	VI
TABLE DES MATIÈRES .....	VII
LISTE DES TABLEAUX.....	X
LISTE DES FIGURES.....	XI
LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS .....	XIV
LISTE DES ANNEXES.....	XV
CHAPITRE 1 INTRODUCTION.....	1
1.1 Mobilité Urbaine .....	1
1.2 Concept d'Ascendance Flight Technologies.....	7
1.2.1 Fan-In-Wing.....	8
1.2.2 Mission type .....	9
1.3 Problématique de recherche .....	10
1.4 Objectifs de recherche .....	12
1.5 Organisation du mémoire .....	12
CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE .....	13
2.1 Soufflantes carénées.....	13
2.2 Fan-In-Wing.....	16
CHAPITRE 3 MÉTHODOLOGIE.....	22
3.1 Approche générale.....	22
3.2 Géométrie .....	23

3.3	Montage numérique.....	24
3.3.1	Domaine de calcul.....	24
3.3.2	Maillage surfacique.....	26
3.3.3	Maillage volumique.....	26
3.3.4	Conditions Limites.....	31
3.3.5	Schémas Numériques.....	34
3.3.6	RotorDisk.....	34
3.3.7	Plateforme de calcul.....	36
3.3.8	Extraction des résultats.....	36
3.4	Validation de la méthodologie.....	37
CHAPITRE 4	RÉSULTATS.....	44
4.1	Évaluation des simulations.....	44
4.2	Plan des coupes.....	44
4.3	Vol horizontal.....	45
4.3.1	Forces de portance.....	45
4.3.2	Forces de traînée.....	50
4.3.3	Moments.....	55
4.4	Vol vertical.....	56
4.5	Vol de transition.....	60
CHAPITRE 5	CONCLUSION.....	64
5.1	Retour sur la recherche.....	64
5.1.1	Travaux réalisés.....	64
5.1.2	Limites de l'étude.....	65
5.2	Recommandations.....	65

5.2.1	Autre cas de validation .....	65
5.2.2	Simulations instationnaires .....	65
5.2.3	Soufflerie .....	66
5.2.4	Effets de <i>windmilling</i> .....	66
RÉFÉRENCES.....		67
ANNEXES .....		70

## LISTE DES TABLEAUX

Tableau 3-1 Paramètres de raffinement pour le maillage .....	27
Tableau 3-2 Tableau donnant les critères de validation du maillage .....	31
Tableau 3-3 Tableau contenant les conditions limites pour les simulations .....	32
Tableau 3-4 Tableau présentant les résultats de l'étude de sensibilité .....	39
Tableau 4-1 Tableau présentant les positions des centres aérodynamiques.....	56
Tableau 4-2 Tableau comparant les résultats des ratios de poussée .....	58
Tableau 4-3 Comparaison des résultats pour l'aéronef complet à 150 km/h et les soufflantes à basse puissance .....	61
Tableau 4-4 Comparaison des résultats pour les Pods à 150 km/h et les soufflantes à basse puissance .....	61
Tableau 4-5 Comparaison des résultats pour le fuselage à 150 km/h et les soufflantes à basse puissance .....	61

## LISTE DES FIGURES

Figure 1-1 Étalement urbain entre 1950 et 2010 de la ville d'Istanbul en Turquie .....	1
Figure 1-2 Comparaison des configurations Hybride Série et Hybride Parallèle .....	2
Figure 1-3 Concept d'aéronef à décollage et atterrissage vertical Lilium .....	3
Figure 1-4 Concept d'aéronef à décollage et atterrissage vertical E-Hang .....	4
Figure 1-5 Concept d'aéronef à décollage et atterrissage vertical Bell Nexus .....	4
Figure 1-6 Exemple de trajet en VTOL proposé par Uber .....	5
Figure 1-7 Exemple de concept de vertiport .....	6
Figure 1-8 Concept d'aéronef d'Ascendance Flight Technologies, vu d'artiste.....	8
Figure 1-9 Exemple de mission type d'un appareil VTOL .....	10
Figure 2-1 Prototype d'avion électrique E-Fan d'Airbus.....	13
Figure 2-2 Exemple de soufflante carénée selon Pereira (2008) .....	15
Figure 2-3 Avion à décollage et à atterrissage vertical militaire Ryan XV-5 Vertifan.....	17
Figure 2-4 Modélisation d'un <i>jet-in-crossflow</i> par Deckert et al. (1995).....	18
Figure 2-5 Configuration de fan-in-wing étudié par Thouault et al. (2008) .....	19
Figure 2-6 Résultats des études en soufflerie pour le <i>fan-in-wing</i> par Thouault et al. (2008).....	20
Figure 2-7 Lignes de courant du <i>fan-in-wing</i> par Thouault et al. (2008).....	20
Figure 2-8 Perturbations sur l'entrée de la soufflante par Thouault et al. (2008).....	21
Figure 3-1 Géométrie du concept d'aéronef générée pour la simulation numérique. ....	24
Figure 3-2 L'aéronef placé dans le domaine de calcul.....	25
Figure 3-3 Systèmes de référence utilisés dans OpenFoam.....	25
Figure 3-4 Exemple de pré-maillage surfacique sur l'aile externe .....	26
Figure 3-5 Maillage volumique du concept d'aéronef.....	28
Figure 3-6 Exemple de raffinement additionnel sur les bords de fuite des empennages .....	28



Figure 3-7 Exemple de raffinement additionnel sur les bords de sortie des carènes .....	29
Figure 3-8 Exemple de boîte de raffinement pour capturer le sillage .....	29
Figure 3-9 Exemple de cylindre de raffinement dans les carènes.....	30
Figure 3-10 Zone tournante de la soufflante avant, en rouge.....	35
Figure 3-11 Zones tournantes des fan-in-wing, en rouge.....	36
Figure 3-12 Maillage 2D du profil NACA0012.....	38
Figure 3-13 Résidus du calcul du NACA0012 à $10^\circ$ .....	39
Figure 3-14 Champ de vitesse (en m/s) du profil NACA0012 à $0^\circ$ .....	40
Figure 3-15 Champ de vitesse (en m/s) du profil NACA0012 à $10^\circ$ .....	40
Figure 3-16 Champ de pression du profil NACA0012 à $0^\circ$ .....	40
Figure 3-17 Champ de pression du profil NACA0012 à $10^\circ$ .....	41
Figure 3-18 Courbe de comparaison $C_L$ vs Alpha.....	42
Figure 3-19 Courbe de comparaison $C_D$ vs $C_L$ .....	42
Figure 3-20 Courbe de comparaison de $C_p$ à $0^\circ$ d'angle d'attaque.....	43
Figure 3-21 Courbe de comparaison de $C_p$ à $10^\circ$ d'angle d'attaque.....	43
Figure 4-1 Placement des plans de coupe (A), (B) et (C) .....	45
Figure 4-2 Placement des plans de coupe (D) et (E).....	45
Figure 4-3 Graphique de la courbe $C_L/C_{L0}$ vs Alpha de l'aéronef à 200 km/h .....	46
Figure 4-4 Graphique de la contribution des différentes sections à la portance à 200 km/h .....	46
Figure 4-5 Lignes de courant au niveau du plan (B) à 200 km/h, $0^\circ$ d'angle d'attaque.....	47
Figure 4-6 Champ de pression au niveau du plan (B) à 200 km/h, $0^\circ$ d'angle d'attaque .....	48
Figure 4-7 Champ de vitesse au niveau plan (C) à 200km/h, $0^\circ$ angle d'attaque .....	48
Figure 4-8 Champ de pression au niveau du plan (C) à 200km/h, $0^\circ$ angle d'attaque.....	49
Figure 4-9 Comparaison des courbes de $C_L/C_{L0}$ vs Alpha entre les ailes externes et les pods arrières à 200 km/h.....	49

Figure 4-10 Champ de vitesse au niveau du plan (B) à 200 km/h, 11° d'angle d'attaque.....	50
Figure 4-11 Graphique de la courbe $C_D/C_{D0}$ vs Alpha à 200 km/h.....	51
Figure 4-12 Graphique de la courbe $C_L/C_{L0}$ vs $C_D/C_{D0}$ à 200 km/h .....	51
Figure 4-13 Graphique de la contribution des différentes sections à la traînée .....	52
Figure 4-14 Champ de vitesse au niveau du plan (B) à 200 km/h, 0° d'angle d'attaque.....	52
Figure 4-15 Champ de la vitesse avec vu du dessus des carènes à 200 km/h, 0° d'angle d'attaque .....	53
Figure 4-16 Champ de vitesse au plan (A) à 200 km/h, 0° d'angle d'attaque .....	53
Figure 4-17 Champ de pression au plan (A) à 200 km/h, 0° d'angle d'attaque.....	54
Figure 4-18 Graphique de la courbe $C_M/C_{M0}$ vs Alpha à 200 km/h.....	55
Figure 4-19 Graphique montrant la contribution à la portance des soufflantes et des carènes.....	57
Figure 4-20 Champ de vitesse de la soufflante avant au niveau du plan (A) avec 710N de poussée .....	58
Figure 4-21 Champ de pression de la soufflante avant au niveau du plan (D) avec 710N de poussée .....	59
Figure 4-22 Champ de vitesse d'une soufflante arrière au niveau du plan (B) avec 950N de poussée .....	59
Figure 4-23 Champ de pression des soufflantes arrières au niveau du plan (E) avec 950N de poussée .....	60
Figure 4-24 Lignes de courant au niveau du plan (B), à 150 km/h.....	62
Figure 4-25 Lignes de courant au niveau du plan (A), à 150 km/h.....	63
Figure 4-26 Perturbations de l'écoulement amont sur la soufflante avant à 150 km/h .....	63

## LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS

### Acronymes

BEM	Blade Element Method
CAD	Computer-Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics
EASA	European Union Aviation Safety Agency
FAA	Federal Aviation Administration
LES	Large Eddy Simulation
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes
RPM	Revolutions per minute
URANS	Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes
VTOL	Vertical Take Off and Landing

## LISTE DES ANNEXES

Annexe A Aérodynamique Externe .....	70
Annexe B Schémas Numériques .....	76
Annexe C Validation des simulations .....	77
Annexe D Script de calcul.....	80

## CHAPITRE 1 INTRODUCTION

### 1.1 Mobilité Urbaine

Depuis plusieurs années, l'urbanisation dans le monde a augmenté de façon drastique. Elle ne démontre pas non plus des signes de ralentissement pour le futur proche. En effet, selon une étude réalisée par le département des affaires économiques et sociales de l'Organisation des Nations Unies (2011), le pourcentage de la population globale vivant dans les villes en 1950 était de 29.4%. En 2011, il était de 52.1% et il est amené à atteindre 67.2% en 2050. Ce phénomène résultera en un étalement urbain plus important et une difficulté croissante d'atteindre le centre des villes à partir des banlieues éloignées. La figure 1-1 donne un exemple d'évolution rapide de l'étalement urbain durant ces dernières années. Le trafic à l'intérieur des villes sera en conséquence plus présent et plus lourd, ce qui augmentera le temps de transport ainsi que le coût des utilisateurs de la route. Des moyens de transport alternatifs doivent alors être développés afin de pouvoir répondre à ces problématiques. Les nouveaux concepts d'aéronefs à décollage et à atterrissage vertical hybrides ou électriques, couramment appelés VTOL pour *Vertical Take-Off and Landing*, s'insèrent parfaitement dans ce contexte.

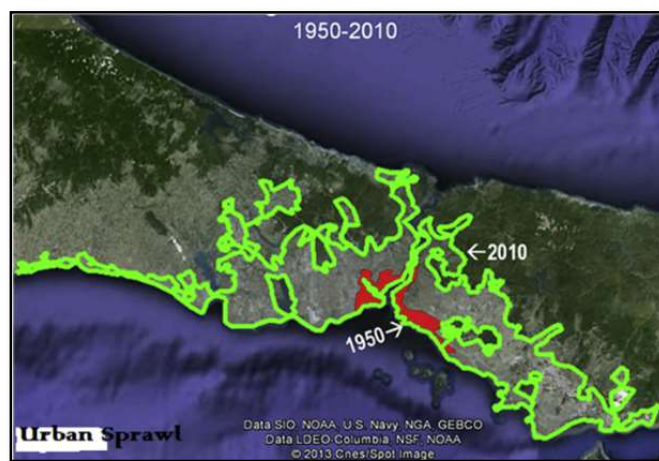
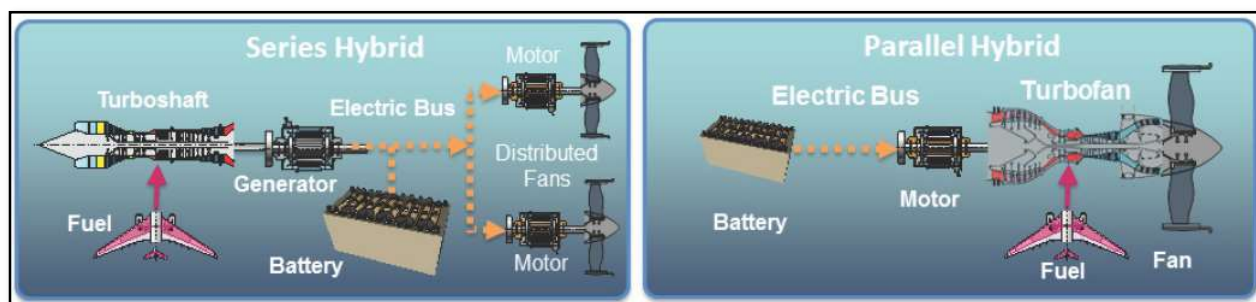


Figure 1-1 Étalement urbain entre 1950 et 2010 de la ville d'Istanbul en Turquie <sup>1</sup>

<sup>1</sup> Source : <http://www.newgeography.com/content/003468-dispersion-worlds-largest-urban-areas>

Plusieurs avancées technologiques récentes permettent aujourd'hui la conception de ces appareils. La plus importante est sans aucun doute l'augmentation en capacité et en puissance des batteries. Cela a permis des concepts intégrant des moteurs électriques qui n'auraient pas pu exister auparavant avec des systèmes mécaniques à combustion. Les batteries peuvent être utilisées dans deux architectures de propulsion différentes : la propulsion hybride ou la propulsion tout électrique. Le premier est défini comme étant une utilisation conjointe des énergies thermiques et électriques afin de faire avancer l'aéronef. Deux configurations peuvent découler de cette architecture. Dans un premier temps, l'hybride à configuration en série consiste à utiliser des turbines à gaz afin de recharger des batteries qui elles-mêmes alimentent des moteurs électriques. Dans un deuxième temps, l'hybride à configuration en parallèle consiste à coupler un moteur électrique et une turbine à gaz, souvent à l'aide d'une boîte d'engrenages. La figure 1-2 schématise les deux configurations possibles. L'utilisation d'une technologie de propulsion hybride est une étape intermédiaire avant la propulsion tout électrique, car les batteries aujourd'hui ne possèdent pas encore les capacités en stockage d'énergie et en temps de recharge pour des applications VTOL. D'autres technologies importantes pour le développement des aéronefs VTOL sont notamment les matériaux composites, qui permettent des gains majeurs au niveau du poids, et les systèmes de contrôle plus avancés.



Hybride à configuration en série

Hybride à configuration en parallèle

Figure 1-2 Comparaison des configurations Hybride Série et Hybride Parallèle <sup>2</sup>

Plusieurs compagnies, à la fois des grands groupes industriels et des *start-ups*, proposent déjà actuellement plusieurs concepts différents d'aéronefs VTOL. Il est possible de remarquer une

<sup>2</sup> Source : <https://www.nap.edu/read/23490/chapter/7>

très grande variété dans le choix des architectures dans les figures 1-3 à 1-5 qui montrent trois modèles parmi tant d'autres. Par exemple, la compagnie Lilium, a opté pour une configuration d'avion tandem avec une propulsion tout électrique, présenté dans la figure 1-3. Des petites soufflantes sont placées sur les ailes et pivotent afin d'assurer la transition du vol vertical vers le vol horizontal. Contrairement aux autres concepts, le placement de ces soufflantes et leur nombre permettent des gains au niveau de l'efficacité, de la consommation en énergie, du bruit et de la fiabilité. Le concept E-Hang quant à lui se rapproche plus d'une configuration de drone, ce qui lui permet d'avoir plus une plus grande maniabilité. Il est présenté dans la figure 1-4. Finalement, le concept Bell Nexus, présenté dans la figure 1-5, est à mi-chemin entre un avion et un drone avec ses quatre grandes soufflantes installées sur des ailes pivotantes. L'utilisation du même système de propulsion pour les différentes phases de vol lui permet de gagner en masse au détriment de la complexité additionnelle apportée par les mécanismes de rotation. À ce jour, il est trop tôt pour déterminer quelle architecture sera la plus efficace ou la plus démocratisée. En prenant comme référence les débuts de l'automobile, Dan Reed de Forbes (2019) hypothétise que des 135 concepts existant à ce jour, seulement une poignée arrivera au stade final. Toutefois, c'est un énorme marché en pleine croissance qui possède aujourd'hui des investissements de près de deux milliards de dollars et qu'on estime valoir 1500 milliards d'ici 2040.

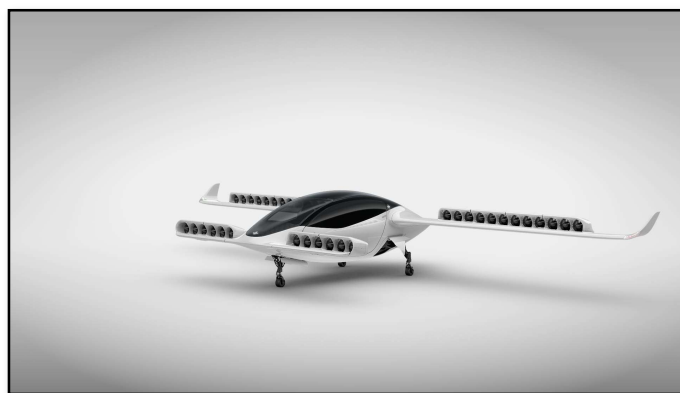


Figure 1-3 Concept d'aéronef à décollage et atterrissage vertical Lilium <sup>3</sup>

---

<sup>3</sup> Source : <https://lilium.com/the-jet>



Figure 1-4 Concept d'aéronef à décollage et atterrissage vertical E-Hang <sup>4</sup>



Figure 1-5 Concept d'aéronef à décollage et atterrissage vertical Bell Nexus <sup>5</sup>

Le fait que ces aéronefs soient hybrides électriques ou électriques rentre dans la tendance du développement de transports alternatifs plus écologiques. Il est peut-être contre-intuitif d'affirmer cela dû au fait qu'un aéronef utilise beaucoup plus d'énergie qu'une automobile conventionnelle, car il doit utiliser de l'énergie pour se maintenir dans les airs. Une étude réalisée par Kasliwal et al. (2019) conclut que les avantages dépendent du nombre d'occupants. En effet, pour un trajet de 100 km avec un seul pilote ou un seul conducteur, les VTOL électriques émettent 35% moins de gaz à effet de serre que les véhicules à combustion, mais 28% de plus que les véhicules électriques. Par contre, un VTOL rempli avec trois passagers émet 52% moins de gaz à effet de serre par passager-kilomètre qu'un véhicule à combustion rempli avec le taux moyen de 1.54 passager. Pour les voitures électriques, ce gain est de 6%. Ces gains deviennent plus grands proportionnellement

---

<sup>4</sup> Source : <https://techcrunch.com/2019/11/01/ehang-maker-of-autonomous-flying-shuttles-files-for-100-million-ipo/>

<sup>5</sup> Source : <https://www.bellflight.com/products/bell-nexus>



avec la distance entre les points. L'avantage de pouvoir relier deux points directement par la distance la plus courte et la diminution globale du trafic routier prévu permet d'obtenir ces gains en émission de gaz à effet de serre.

Le déplacement par la voie des airs dans les villes est vu comme une extension du transport sur demande par des compagnies comme Uber. En effet, la plupart des concepteurs de VTOL proposent de commander un trajet simplement en appelant l'appareil par une application sur les cellulaires. Le géant de l'aéronautique Airbus a déjà lancé une plateforme de commande sur demande de vols en hélicoptère qui est déjà en service à Sao Paulo et à San Francisco. Ce dernier sert également de plateforme de test pour l'intégration des VTOL ultérieurement. La figure 1-6 présente un exemple de trajet en VTOL proposé par Uber pour relier San Jose et San Francisco. Il est important de noter le gain énorme en temps par rapport aux autres moyens de transport déjà présents dans le secteur : le train et l'automobile.

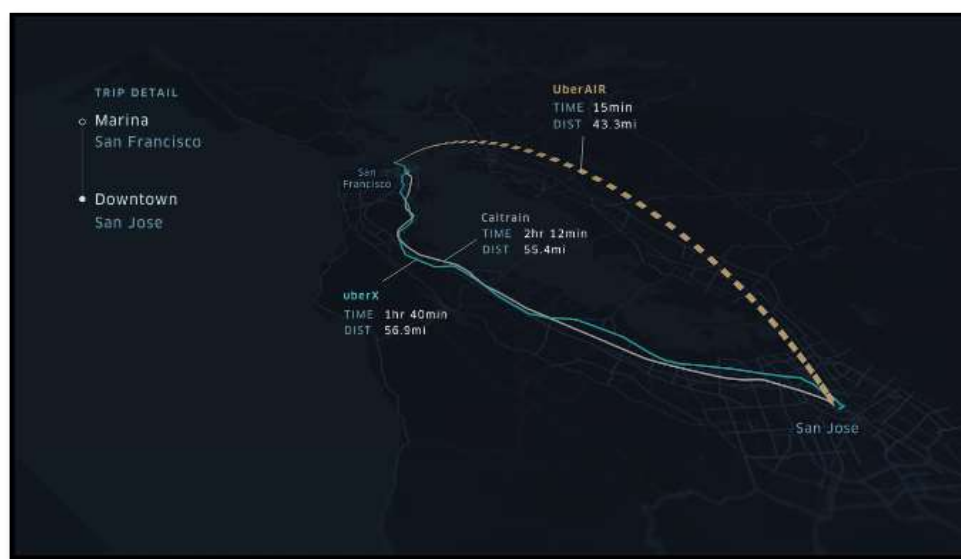


Figure 1-6 Exemple de trajet en VTOL proposé par Uber <sup>6</sup>

Évidemment, plusieurs barrières sont présentes avant l'implémentation de tels appareils dans les villes. Il est impossible d'imaginer dans un futur proche des autoroutes volantes comme

<sup>6</sup> Source : <https://medium.com/@UberPubPolicy/fast-forwarding-to-a-future-of-on-demand-urban-air-transportation-f6ad36950ffa>

démontré dans les films de science-fiction *Le cinquième élément* ou encore *Star Wars*. Le facteur le plus limitant est sans doute la sûreté des appareils, facteur encore plus crucial s'ils sont autonomes et non pilotés. En effet, les appareils VTOL diffèrent fondamentalement des avions conventionnels par le fait qu'ils opèrent dans des zones urbaines à des altitudes beaucoup plus basses. Un écrasement à la suite d'une défaillance mécanique ou d'une erreur de pilotage aurait des conséquences non seulement pour les passagers, mais également sur la population vivant dans les zones en dessous. Plusieurs autorités de certification comme la Federal Aviation Administration (FAA) aux États-Unis ou l'European Union Aviation Safety Agency (EASA) se penchent actuellement pour rédiger des règlements pour encadrer ces nouveaux aéronefs. L'utilisation de drones de loisir dans des zones urbaines commence déjà aujourd'hui à poser des problèmes, notamment autour des aéroports. Il sera alors intéressant de voir comment seront intégrés ces engins dans les environnements urbains. Selon la firme Deloitte (2019), le développement des infrastructures serait un des plus grands obstacles à la démocratisation de ce mode de transport. Plusieurs concepts sont proposés afin d'accueillir les appareils VTOL dans les villes, comme des *vertiports*, où un exemple est présenté dans la figure 1-7, qui peuvent être construits au sommet des immeubles ou au sol pour servir de zone de décollage ou d'atterrissage. Vraisemblablement, aujourd'hui seuls les concepts technologiques présentent une certaine maturité.



Figure 1-7 Exemple de concept de vertiport <sup>7</sup>

---

<sup>7</sup> Source : <https://www.autodesk.com/redshift/uber-skyport/>

## 1.2 Concept d'Ascendance Flight Technologies

Le modèle d'aéronef VTOL étudié dans ce projet de recherche, dont une vue d'artiste est présentée dans la figure 1-8, est basé sur le design de la start-up française Ascendance Flight Technologies. Il est propulsé de façon hybride et piloté. Trois soufflantes verticales toutes électriques et alimentées par des batteries servent à fournir la poussée nécessaire au décollage et à l'atterrissage à la verticale. Une turbine à gaz permet de recharger les batteries en vol, ce qui lui permet d'obtenir un temps de rotation très rapide entre deux vols. Son design qui se rapproche de celui d'un avion classique lui permet également d'effectuer des manœuvres de décollage et d'atterrissage conventionnelles, ce qui est utile en cas de panne du système de propulsion vertical. Le choix d'architecture a été celui d'un avion *lift and cruise*, c'est-à-dire qui possède des systèmes de propulsion séparés pour chacune des phases de vol. Même si cela réduit l'efficacité globale par rapport à d'autres architectures comme les ailes tournantes, cela permet d'avoir une plus grande fiabilité par la réduction du nombre de systèmes susceptibles à la panne, un critère crucial pour l'opération dans des zones urbaines. Son architecture proche de l'avion lui permet également d'obtenir une plus grande portée et une plus grande vitesse de vol qu'un concept se rapprochant d'un drone, ce qui le rend plus apte à servir des routes péri-urbaines plutôt que l'intra-urbain. Il est alors conçu pour remplacer les hélicoptères sur certaines routes existantes, ce qui facilitera son entrée en service. Une vitesse de croisière de 200 km/h, une portée de 150 km et une masse maximale de 2000 kg sont choisis comme objectifs de design. Ces derniers sont possibles grâce au système hybride qui permet d'emporter une plus grande quantité d'énergie qu'un système électrique pur.

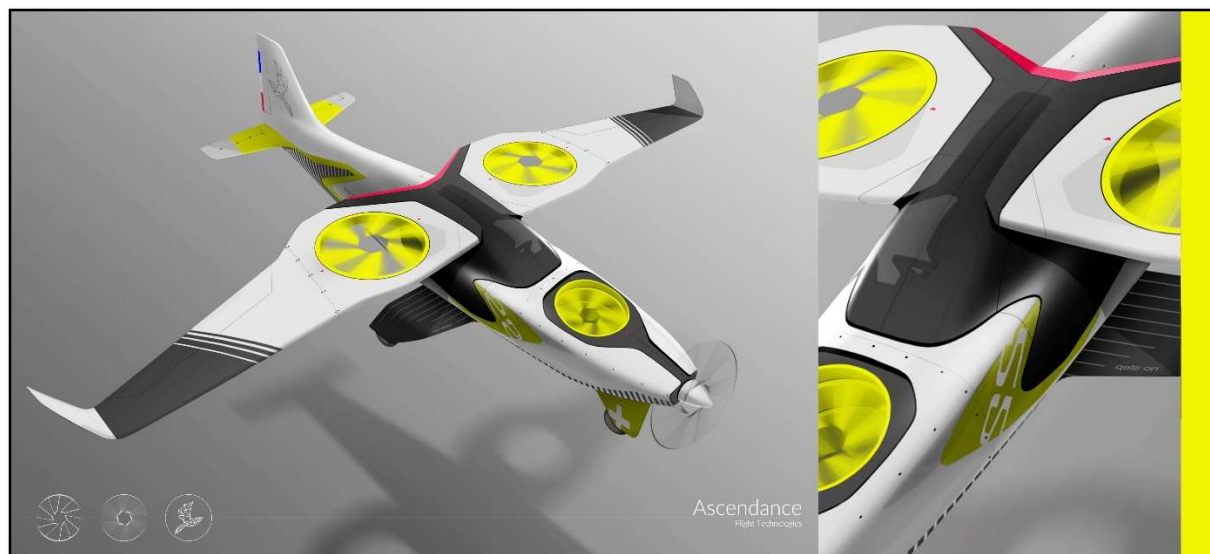


Figure 1-8 Concept d'aéronef d'Ascendance Flight Technologies, vu d'artiste.<sup>8</sup>

### 1.2.1 Fan-In-Wing

Plusieurs solutions sont possibles afin de concevoir un aéronef à décollage et atterrissage vertical. D'abord, certains avions de chasse militaires aujourd'hui en opération possèdent déjà cette capacité : l'avion expérimental Ryan XV-5 Vertifan, le Harrier Jump Jet et plus récemment, le F35-B. Ces derniers utilisent des systèmes mécaniques complexes permettant de dévier l'écoulement produit par un moteur à réaction ou de placer des soufflantes à la verticale. Ils possèdent notamment plusieurs gros inconvénients comme l'encombrement, la difficulté à les contrôler et la plus faible fiabilité. Les moteurs à réaction deviennent plus efficaces proportionnellement à leur taille à l'aide de leur taux de dilution plus élevé. Il est alors impossible d'utiliser plusieurs petits éléments de propulsion et cela rend ces concepts d'avions mécaniques à décollage et atterrissage vertical peu efficaces et peu optimaux. Les moteurs électriques quant à eux possèdent une efficacité constante peu importe leur taille et permettent d'obtenir plusieurs architectures différentes comme discuté auparavant.

Une étude réalisée par Bacchini et Cestino (2019) compare les différentes configurations de VTOL. Les architectures se rapprochant du drone comme le concept E-Hang présenté à la figure

---

<sup>8</sup> Source : Ascendance Flight Technologies

1-4 possèdent une plus grande efficacité en vol de sustentation, mais au détriment du vol de croisière, car il n'y a pas de surfaces portantes et les hélices doivent à la fois fournir la poussée nécessaire à soulever l'avion qu'à le faire avancer. Ces hélices ouvertes subissent également des pertes en bout de pales et génèrent plus de bruit. Les architectures *lift and cruise* comme le concept Lilium de la figure 1-3, le concept Bell Nexus de la figure 1-5 ou le concept d'Ascendance Flight Technologies sont un compromis entre un drone et un avion.

Contrairement aux ailes pivotantes du concept Bell Nexus, une configuration contenant des soufflantes dans les ailes et dans le fuselage, aussi appelée *fan-in-wing*, est choisie ici. Cela permet d'obtenir des soufflantes carénées, ce qui permet d'obtenir beaucoup plus de poussée qu'une hélice libre, car les carènes participent à la poussée et empêchent les pertes de bout de pale. Ces deux effets augmentent alors l'efficacité de la soufflante. De plus, l'écoulement entrant crée une zone de basse pression du niveau de la lèvre, ce qui résulte en une force supplémentaire dans le sens de la poussée. Au niveau de l'acoustique, les soufflantes carénées permettent d'atténuer le bruit perçu en dirigeant les ondes sonores. Elles permettent également de limiter les dommages dans le cas d'une perte de pale. Normalement, il y a aussi des désavantages à l'utilisation de soufflantes carénées, notamment l'ajout d'une masse additionnelle due à la carène. Dans le cas du concept, la carène est déjà intégrée dans l'aile, ce qui permet de réduire ces désavantages. Plusieurs problèmes peuvent par contre découler de ce choix, comme la réduction de portance et l'augmentation de la traînée étant donné la présence des trois trous de soufflantes qui restent ouverts pendant le vol.

### 1.2.2 Mission type

L'enveloppe de vol d'un aéronef à décollage et atterrissage vertical se décompose en plusieurs phases distinctes : le décollage à la verticale, une transition, le vol horizontal, une transition et l'atterrissage à la verticale. D'abord, l'aéronef utilise ses trois soufflantes verticales afin d'obtenir la poussée nécessaire afin d'atteindre son altitude de croisière. Ensuite, avec ses soufflantes toujours activées afin de soutenir le vol, il active son hélice qui lui permet d'avancer vers l'avant. Au fur et à mesure que sa vitesse d'avancement augmente, la portance des ailes augmente également, ce qui en résulte en une dépendance moindre aux soufflantes verticales. Lors de la croisière, ces dernières ne sont pas actives. Pour la transition finale, la partie délicate est de ralentir l'aéronef. Pour y arriver, les soufflantes verticales sont activées et l'aéronef se donne un angle d'attaque positif en pointant son nez vers le haut. De ce fait, la poussée des soufflantes

s'oppose au mouvement vers l'avant. Lorsqu'il a atteint le point voulu, il se remet à plat et utilise ses soufflantes pour descendre. Réduire peu à peu la poussée fournie par l'hélice horizontale serait moins pratique, car il serait plus difficile d'atteindre un point précis dans l'espace comme un *vertiport*.

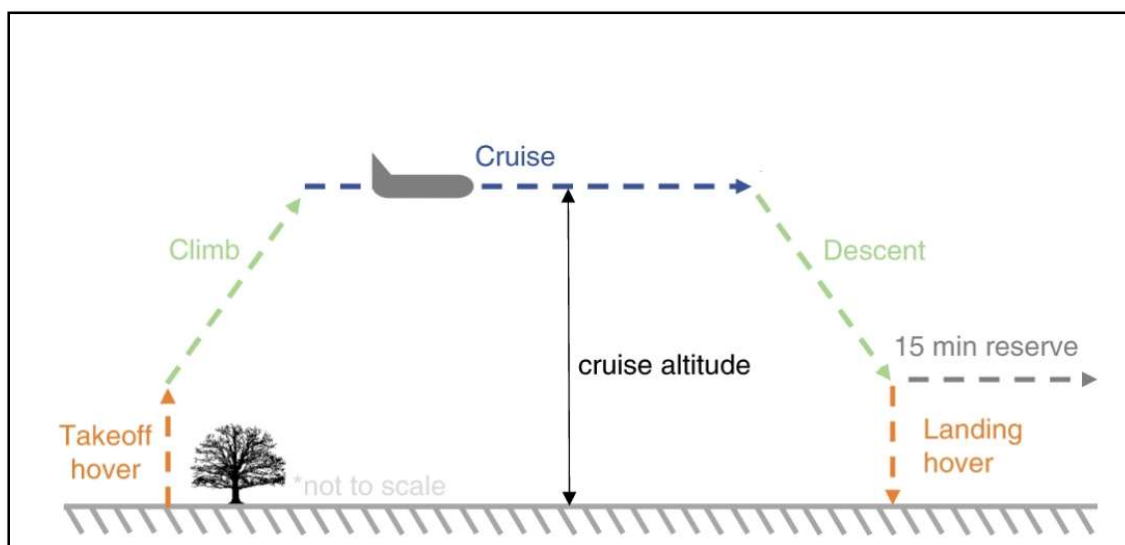


Figure 1-9 Exemple de mission type d'un appareil VTOL <sup>9</sup>

### 1.3 Problématique de recherche

L'étude du concept d'aéronef à décollage et à atterrissage vertical proposé dans cette recherche s'inscrit dans un processus d'avant-projet où la faisabilité du concept est analysée. Ce dernier comprend plusieurs boucles de design à la suite desquelles des améliorations seront apportées au concept initial selon les résultats obtenus. Étant donné qu'il s'agit d'un concept novateur et qu'il est placé dans un domaine où il est crucial d'être rapide afin de prendre de l'avance sur la concurrence, les boucles de design ne durent que quelques mois et s'enchaînent rapidement afin d'obtenir le plus d'itérations possible.

Cette recherche s'intéressera plus précisément à l'aérodynamique de l'avion. Il est important de caractériser les performances aérodynamiques du concept d'aéronef proposé par l'étude des forces de portance, des forces de traînée, des moments et du comportement de l'écoulement autour

<sup>9</sup> Source : <https://www.nature.com/articles/s41467-019-09426-0#Sec2>

de ce dernier. Les études aérodynamiques sont importantes pour la validation du concept, pour évaluer l'atteinte des objectifs de design et pour la conception des autres systèmes annexes comme la propulsion et le stockage de l'énergie qui dépendent de ces données. Les simulations numériques effectuées par des logiciels de Computational Fluid Dynamics (CFD) et utilisant la méthode du *Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)* sont devenues très répandues en industrie, car elles permettent d'obtenir des résultats rapides à l'aide d'ordinateurs qui deviennent de plus en plus puissants. Il reste à savoir si ces dernières peuvent être utilisées dans ce contexte afin d'obtenir des résultats permettant de bien comprendre les comportements aérodynamiques de l'appareil et de bien identifier les zones à améliorer afin d'itérer rapidement sur le concept. Idéalement, un ingénieur travaillant sur ces boucles de design devrait avoir accès aux résultats d'un calcul lancé la veille pour optimiser le plus possible son temps.

Ces études prendront en compte les différentes parties du vol de façon séparée, car elles possèdent des particularités propres à chacune. Afin de simplifier cette première étude, la phase de transition finale ne sera pas prise en compte.

- Pour la phase de vol vertical, la contribution des carènes sur la poussée totale est un point de design majeur. Il est nécessaire alors d'étudier la portée de ces contributions. Il est important de noter que l'étude précise du choix des pâles de la soufflante ne sera pas considérée, car elle nécessite une grande précision et des ressources qui dépassent ce qui est disponible pour cette recherche.
- Pour la phase de vol de transition, la colonne d'air résultante de la poussée des soufflantes crée une collision entre deux fluides allant dans des directions différentes lorsque l'avion avance. Les conséquences de cette collision doivent être étudiées, notamment présence d'une traînée additionnelle.
- Pour la phase de vol horizontale, une étude des forces de portance et de traînée ainsi que leurs coefficients respectifs caractérisent les performances de l'appareil en vol. Il est alors primordial d'obtenir leurs valeurs. Les moments seront également étudiés, car ils permettent d'obtenir une idée globale de la stabilité de l'appareil. Ces coefficients doivent être obtenus une grande plage d'angle d'attaque. L'identification de l'angle de décrochage doit également être faite.

## 1.4 Objectifs de recherche

Les objectifs de cette recherche sont les suivants :

1. Développer une méthodologie d'avant-projet utilisant des simulations numériques RANS afin de définir les caractéristiques aérodynamiques de l'aéronef.
2. Déterminer la contribution des carènes par rapport aux poussées des soufflantes.
3. Évaluer les effets de la colonne d'air sur l'écoulement externe en analysant les forces de portance, les forces de traînée et les moments pendant le vol de transition.
4. Déterminer la performance de l'avion en vol horizontal en trouvant les forces de portance, les forces de traînée et les moments agissants sur l'aéronef et ses différentes composantes. Les coefficients de portance, de traînée et de moment en seront alors déduits et analysés selon les angles d'attaque.

## 1.5 Organisation du mémoire

Le chapitre 2 présentera une revue de littérature sur les développements des soufflantes carénées et des *fan-in-wing*. Le chapitre 3 décrira la méthodologie qui permettra de lancer les simulations numériques et présentera un cas de validation tiré de la littérature. Il sera question notamment de l'utilisation du logiciel OpenFoam, de la géométrie, des techniques de maillage, de la modélisation de la poussée des soufflantes, des conditions limites du problème et des méthodes de résolution. Le chapitre 4 présentera les résultats et l'analyse faite sur ces derniers. Les données numériques, les champs et les lignes de courant aideront entre autres à soutirer des conclusions. Finalement, le chapitre 5 offrira une conclusion sur cette recherche et donnera des pistes intéressantes à explorer.



## CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE

Ce chapitre décrira les différentes études qui ont été réalisées sur les soufflantes carénées et les *fan-in-wing*, deux concepts qui sont au cœur du choix de design. Seuls ces deux concepts sont présentés, car le reste de l'aéronef est similaire à un avion classique. Une section sur l'aérodynamique externe de base contenant plusieurs concepts comme la portance, la traînée, les moments et la turbulence peut être retrouvée dans l'annexe A.

### 2.1 Soufflantes carénées

Le concept de soufflante carénée est simple : il suffit de placer une hélice dans un long cylindre afin d'augmenter l'efficacité de cette dernière. Plusieurs aéronefs utilisant ce concept ont été testés à travers l'histoire, tant au niveau civil qu'au niveau militaire. Il y a notamment l'avion militaire Bell X-22 qui a volé pour la première fois en 1966, l'avion expérimental VZ-8 Airgeep de Piasecki et plus récemment, l'avion électrique E-Fan d'Airbus présenté dans la figure 2-1. Les *fenestrons* d'hélicoptère, qui sont des rotors carénés intégrés dans la queue pour contrer le couple du rotor principal, utilisent également ce concept. De plus, les turbosoufflantes que l'on retrouve sur à peu près tous les avions civils de nos jours peuvent en quelque sorte être définies comme des soufflantes carénées. Les applications ne se limitent pas seulement à l'aéronautique. Par exemple, d'autres engins utilisant des hélices pour la propulsion comme des bateaux, les aéroglisseurs et les dirigeables peuvent ajouter une carène pour augmenter leurs performances.



Figure 2-1 Prototype d'avion électrique E-Fan d'Airbus<sup>10</sup>

---

<sup>10</sup> Source : <https://www.businessinsider.com/a-battery-powered-airplane-has-crossed-the-english-channel-2015-7>

Hovey (1977) étudia très tôt les performances des soufflantes carénées. Il caractérise les avantages de ces dernières, notamment le fait que pour une même poussée, les soufflantes carénées sont plus petites que les hélices libres, ce que donne plus de liberté dans le placement des moteurs sur l'avion. Il identifia aussi la réduction des pertes en bout de pale qui augmente l'efficacité de la soufflante. Au niveau de l'acoustique, il affirme que le bruit est beaucoup moindre que les hélices libres et cela, peu importe les vitesses de rotation. Il conclut également que le rayon de lèvre est le paramètre le plus critique dans le design de ces carènes, car les lèvres en entrée de la carène contribuent à l'augmentation de la poussée et cela de façon indépendante de la soufflante. Cette augmentation sera plus grande si le rayon de lèvre est plus grand. Finalement, il ajoute que les soufflantes carénées ajoutent à l'esthétique globale de l'avion, critère certes qui n'influence pas les performances, mais qui ajoute à la présentation.

Weir (2008) évalua l'influence du design de l'entrée et de la sortie des soufflantes carénées par des tests en soufflerie. Il conclut que l'augmentation du rayon de la lèvre d'entrée faisait augmenter la portance, mais au coût d'une augmentation du moment de tangage qui affecte de façon importante la contrôlabilité. Les mêmes conclusions peuvent être appliquées à l'augmentation de l'angle du diffuseur en sortie de carène. Abrego et Bulaga (2002) étudièrent les performances des soufflantes carénées pour le vol vertical et le vol horizontal par des tests en soufflerie au *Ames Research Center* de la NASA. Ils trouvèrent que la corde de la carène affectait très peu les performances de cette dernière. De plus, au fur et à mesure que la vitesse de l'écoulement amont augmente, la poussée de la soufflante diminue. Afin de conserver une même poussée, il est nécessaire de donner un angle d'attaque négatif à la carène.

Pereira (2008) étudia ensuite plusieurs concepts de soufflantes carénés tant en vol stationnaire qu'en vol d'avancement. La figure 2-2 montre une configuration de soufflante carénée avec les paramètres qui influencent les performances.

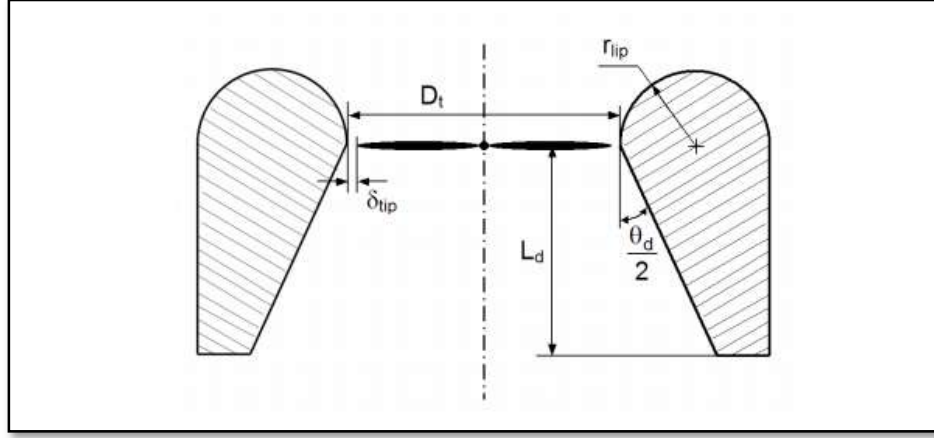


Figure 2-2 Exemple de soufflante carénée selon Pereira (2008)

Pereira donne l'équation (2.1) qui estime le ratio entre la poussée fournie par la soufflante  $T_{rotor}$  et la poussée totale  $T_{total}$  fournie conjointement par la soufflante et la carène. Ce ratio est calculé à partir du ratio  $\sigma_d$  entre l'aire de sortie et l'aire de la soufflante et est défini par l'équation (2.2). Les aires sont calculées à partir du diamètre de la soufflante  $D_t$ , la longueur de la carène  $L_d$  et l'angle de divergence  $\theta_d$  avec les équations (2.3) et (2.4).

$$\frac{T_{rotor}}{T_{total}} = \frac{1}{2\sigma_d} \quad (2.1)$$

$$\sigma_d = \frac{A_{Exit}}{A_{Fan}} \quad (2.2)$$

$$A_{Fan} = \pi \left( \frac{D_t}{2} \right)^2 \quad (2.3)$$

$$A_{Exit} = \pi \left( \frac{D_t + 2 * L_d * \tan \left( \frac{\theta_d}{2} \right)}{2} \right)^2 \quad (2.4)$$

Il est possible de voir à partir de l'équation 2.1 que plus le ratio des aires est grand, plus la carène va contribuer à la poussée, jusqu'à une certaine limite. Selon la même étude de Pereira (2008), le gain en poussée pourrait atteindre 94%. En d'autres termes, pour une configuration de soufflante carénée, près de la moitié de la poussée totale pourrait provenir de la carène. Il sera alors intéressant de surveiller cette métrique lors des études sur le vol vertical faites durant cette recherche. En contrepartie, l'augmentation du jeu en bout de pale  $\delta_{tip}$  peut amener à des diminutions de la performance, car des vortex peuvent se créer entre le bout de la pale et la carène.

Le dernier paramètre est le rayon de lèvre  $r_{lip}$ . Il peut jouer sur deux facteurs : le niveau de succion à l'entrée de la carène et la séparation de l'écoulement. Les gains par l'effet de succion ont déjà été discutés par Hovey (1977). Il est nécessaire d'éviter une séparation, car cela entraînerait une ingestion d'air turbulent dans le rotor, ce qui résulterait en une perte d'efficacité par le fait que l'écoulement n'aura aucun effet bénéfique sur la carène. Il est important de noter qu'une autre conclusion de l'étude de Pereira (2008) est que les paramètres sont liés entre eux et l'influence de l'un dépend de la valeur des autres.

## 2.2 Fan-In-Wing

Comme mentionné en introduction, des configurations fan-in-wing existent depuis plusieurs années déjà, plus particulièrement dans des contextes militaires. Le plus connu est sans doute le Ryan XV-5 Vertifan, présenté dans la figure 2-3. Cet avion utilise deux soufflantes carénées dans les ailes et une dans le nez de l'avion qui sont alimentées par les deux turboréacteurs principaux installés dans le fuselage. Lors du décollage et de l'atterrissage vertical, des conduits redirigent l'air ingéré par ces deux moteurs et le font circuler autour des soufflantes pour les faire tourner. Des vannes en sortie de carène permettent de diriger l'air sortant dans toutes les directions afin de pouvoir contrôler l'avion dans l'axe de lacet. En effet, c'est dans ce seul axe que l'avion n'est pas contrôlable par une variation de la poussée des soufflantes. En vol, les carènes sont fermées à l'aide de mécanismes agissant comme des portes afin d'améliorer les performances de portance et de traînée en vol horizontal. Le prototype rencontra malheureusement plusieurs problèmes lors des tests et le projet fut abandonné.

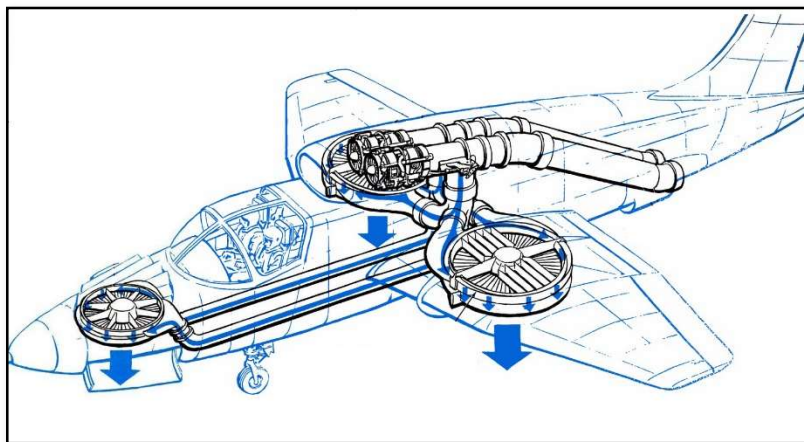


Figure 2-3 Avion à décollage et à atterrissage vertical militaire Ryan XV-5 Vertifan<sup>11</sup>

Schaub (1968) étudia très tôt en soufflerie les perturbations apportées par l'écoulement amont sur les soufflantes pour un *fan-in-wing* en vol de transition. Il conclut que la distance avec laquelle l'écoulement rentre dans la carène, plus précisément définie par la longueur de l'arc de la lèvre d'entrée, a une influence majeure sur la présence de non-uniformité dans le profil de vitesse de l'écoulement. Il trouva également que des rayons de lèvres plus petits permettaient d'avoir moins de perturbations sur la soufflante, mais jusqu'à une certaine limite à partir de laquelle l'écoulement sera décollé dans la carène.

Diedrich (1975) résume plusieurs tests effectués au centre de recherche Lewis de la NASA sur des appareils VTOL utilisant des *fan-in-wing*, notamment pour bien caractériser le vol de transition. Les conclusions générales de ces études sont que des effets de résistance à l'écoulement, ou *back pressure*, dans la carène apparaissent, ce qui peut influencer le point de fonctionnement optimal de la soufflante et que l'écoulement amont crée une perturbation sur l'air entrant dans la soufflante, ce qui diminue la poussée produite. Il est cependant important de noter que les réductions ne sont pas significatives et ne devraient pas avoir de répercussions majeures sur le fonctionnement de l'avion. Ces effets sont différents selon le design du rotor et donc peuvent seulement être caractérisés de façon unique.

---

<sup>11</sup> Source : <https://www.valka.cz/Ryan-XV-5-Vertifan-t190500>

La NASA a également bien documenté les conclusions tirées de l'essai du prototype XV-5 Vertifan. Gerdes (1993) rapporta les commentaires et les recommandations données par les pilotes d'essai de l'appareil. Les plus gros problèmes du XV-5 Vertifan proviennent de la contrôlabilité, notamment lors de l'atterrissage. D'abord, il y avait l'absence d'un système intégré, ce qui amenait le pilote à gérer difficilement plusieurs contrôles en même temps. Ensuite, la solution des vannes en sortie de carène ne permettait pas d'obtenir assez de force pour contrôler l'avion en lacet. Finalement, l'ouverture des portes amenait des moments non négligeables à basse vitesse. Deckert, Hickey et Kirk (1995) résumèrent quant à eux les études aérodynamiques faites sur le prototype. Une attention particulière est apportée à la colonne d'air en vol d'avancement, aussi appelé le *jet-in-crossflow*. Ce dernier peut avoir une influence négative sur la portance des surfaces avoisinantes. La figure 2-4 montre une modélisation de ce phénomène. Plusieurs positionnements de soufflantes sont également étudiés, car ils peuvent induire négativement des variations de portance et des variations du moment de tangage.

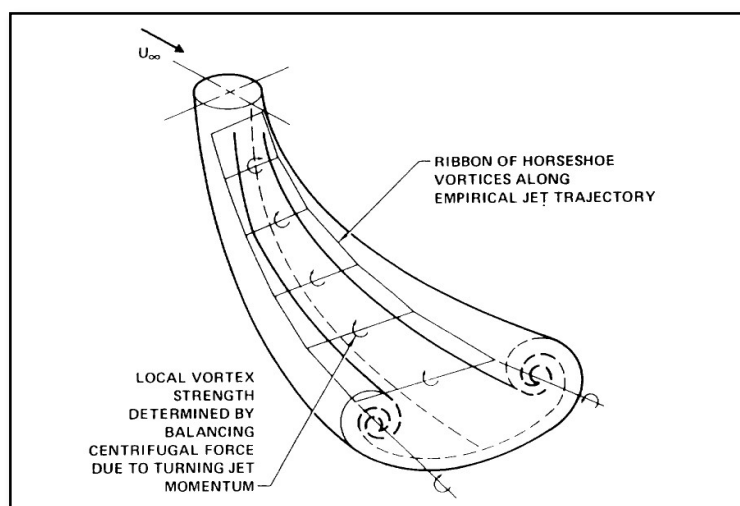


Figure 2-4 Modélisation d'un *jet-in-crossflow* par Deckert et al. (1995)

Plus récemment, Thouault, Gologan, Breitsamter et Adams (2008) ont réalisé une étude sur concept de fan-in-wing placé dans écoulement avançant. Les performances aérodynamiques ont été calculées tant par simulations numériques que par des études en soufflerie. Les calculs CFD sont menés dans Ansys CFX avec le modèle de turbulence K-Oméga SST. Cependant, ils utilisent un maillage tournant pour simuler les soufflantes et un solveur instationnaire. La figure 2-5 montre le concept analysé dans cette étude.

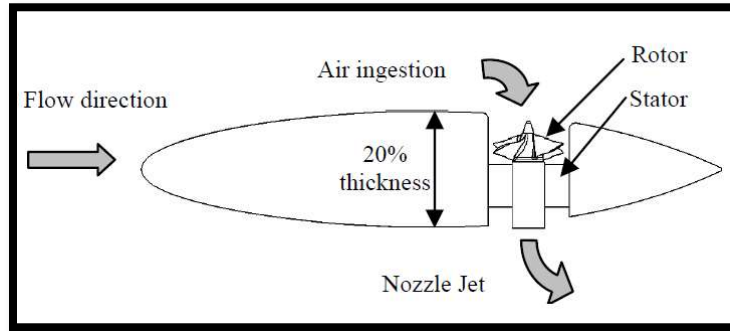


Figure 2-5 Configuration de fan-in-wing étudié par Thouault et al. (2008)

Les tests en soufflerie et en CFD ont été menés pour différents angles d'attaque entre  $-10^\circ$  et  $20^\circ$ , différentes vitesses d'avancement et différentes poussées de soufflante. La figure 2-6 montre les résultats de ces tests pour les coefficients de portance, de traînée et de moments. Pour la portance, les auteurs ont trouvé qu'il y avait des gains comparés à une aile fermée, notamment dû à la poussée de la soufflante et à un effet de *jet-flap* sur l'intrados de l'aile. Dans le cas des *jet-flap*, de l'air est injecté sur le bord de fuite de l'aile afin de réenergiser la couche limite et d'en retarder la séparation, ce qui augmente son coefficient de portance. L'écoulement à haute vitesse sortant de la carène augmente la circulation de l'écoulement et crée un effet similaire. La traînée est quant à elle plus grande pour le cas avec soufflante, ce qui est normal à cause de la présence de turbulences supplémentaires, notamment sous la forme de vortex que l'on peut retrouver dans la modélisation du *jet-in-crossflow* de la figure 2-4. Les résultats des études de moments montrent que le *fan-in-wing* en vol de transition crée une variation négative de l'angle de tangage, ce qui fait pointer le nez de l'avion vers le bas.

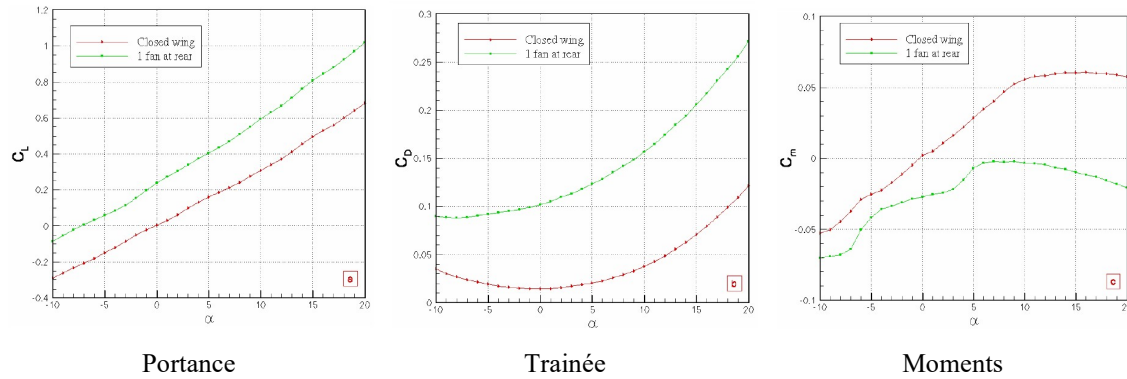


Figure 2-6 Résultats des études en soufflerie pour le *fan-in-wing* par Thouault et al. (2008)

L'étude des lignes de courant, présentée dans la figure 2-7, montre les différentes zones de recirculation autour de l'aile causée par la collision des deux écoulements. Au point (a), on peut remarquer une bulle de décollement qui se crée dû au fait que l'écoulement amont est refoulé par l'air sortant de la carène. Le point (c) quant à lui démontre une zone vide en arrière de la colonne d'air où l'écoulement au bord de fuite de l'aile revient pour combler le vide. La zone (d) montre que l'entrée de la carène induit une zone de décollement qui peut avoir un impact sur les performances de la soufflante, semblable à celle trouvée par Diedrich (1975). La figure 2-8 montre bien les perturbations sur l'air entrant dans la soufflante. La zone vide à l'intrados et l'axisymétrie de l'écoulement à l'entrée de la soufflante créent également un moment qui fait piquer l'avion.

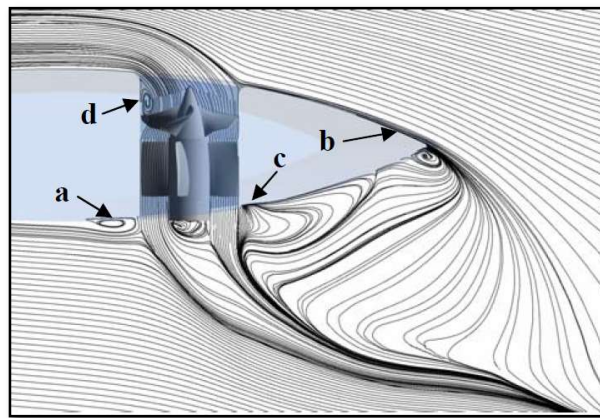


Figure 2-7 Lignes de courant du *fan-in-wing* par Thouault et al. (2008)



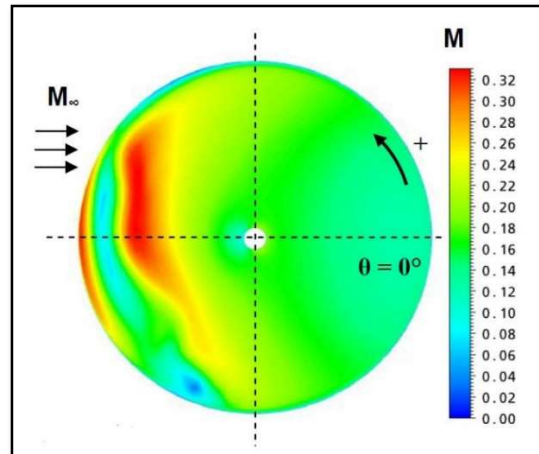


Figure 2-8 Perturbations sur l'entrée de la soufflante par Thouault et al. (2008)

## CHAPITRE 3 MÉTHODOLOGIE

### 3.1 Approche générale

La méthodologie utilisée dans cette recherche suit les étapes classiques dans la mise en place et dans la réalisation de simulations numériques. Les simulations numériques sont effectuées à l'aide du logiciel OpenFoam utilisant le solveur *simpleFoam* qui utilise la méthode RANS. OpenFoam a été choisi, car c'est un logiciel *open source* qui possède une énorme librairie de solveurs et d'extensions par la contribution de tous ses utilisateurs et de ses développeurs. Il ne possède pas de frais de licence, un atout majeur pour une *start-up*, car les logiciels commerciaux coûtent extrêmement cher. Il est également possible d'avoir directement accès au code et d'y faire des modifications au besoin. La méthode RANS, contrairement à l'URANS ou au LES, a été choisie en fonction des limites au niveau des ressources de calcul. Malgré la présence possible de phénomènes instationnaires qui peuvent ne pas être capturés par le RANS, la méthodologie choisie permettra d'avoir une compréhension globale des phénomènes en jeu, ce qui est acceptable pour les phases d'avant-projet dans lesquelles s'inscrit cette recherche. Il sera possible par la suite de raffiner la méthodologie à l'aide de plus grandes ressources de calcul afin d'obtenir de meilleurs résultats.

D'abord, une géométrie doit être créée par un logiciel de *Computer-Aided Design (CAD)*. Ensuite, elle est importée dans un logiciel de pré-maillage surfacique, puis dans OpenFoam pour le maillage volumique. Les simulations seront effectuées pour des valeurs de poussée soufflante de 500N et 1000N, sans angle d'attaque et sans vitesse d'avancement pour le vol vertical. Pour la transition, la poussée de 500N sera conservée sans angle d'attaque, mais avec une vitesse amont de 150 km/h. Pour le vol horizontal, les angles d'attaque de  $-5^\circ$  à  $11^\circ$  seront étudiés à une vitesse de 200 km/h, mais sans poussée soufflante. À la suite des simulations, les résultats sont compilés dans un fichier Excel et le logiciel Paraview permet de visualiser l'écoulement et les différents champs. Le ratio entre la poussée de la soufflante et la poussée totale sera trouvé à partir des résultats numériques du vol vertical. Les résultats numériques des forces de portance, des forces de traînée, des moments ainsi que leurs coefficients seront donnés pour le vol de transition et le vol horizontal. L'étude des champs de pression et de vitesse tout comme l'étude des lignes de courant

permettront de mieux comprendre l'écoulement et de trouver les points où le design doit être amélioré.

## 3.2 Géométrie

Plusieurs logiciels sont disponibles sur le marché pour la réalisation du modèle CAD, mais le choix est seulement influencé par les préférences de l'utilisateur. En effet, le seul critère qui importe à la suite de cette étape est le fait que la géométrie soit étanche, c'est-à-dire qu'il ne devrait pas avoir de discontinuités dans les faces qui permettent de construire la géométrie.

Dans le cadre de cette étude, une réplique digitale a été créée et basée sur la première version du concept d'Ascendance Flight Technologies. Elle est divisée en plusieurs parties différentes pour pouvoir capturer les différentes contributions aérodynamiques des sections : fuselage, soufflantes carénées (aussi appelés *pods*), ailes externes, jonctions, empennage horizontal et empennage vertical. Ces parties sont montrées sur l'avion dans la figure 3-1. Afin de simplifier quelque peu le problème, les trains d'atterrissage ne sont pas inclus dans la géométrie de la première version. Ces derniers ne contribuent pas à la portance et ajoutent seulement une traînée constante pour une vitesse de vol donnée.

Il est habituellement de mise lors de simulations numériques, à cause de la nature symétrique de l'aéronef, de le scinder en deux et de simuler seulement une moitié afin de gagner en temps et en ressources de calcul. Malheureusement, il n'est pas possible dans ce cas, car il n'est pas possible de scinder en deux la soufflante inclus dans le fuselage simulé par le modèle *RotorDisk* dans OpenFoam l'effet de la soufflante sur l'écoulement. Elle sera développée plus en détail dans la section 3.3.6.

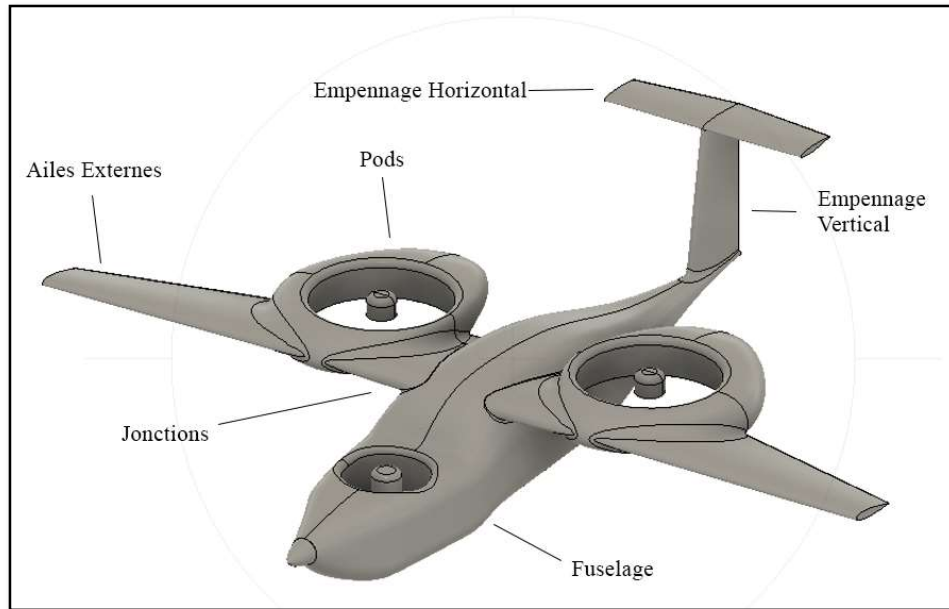


Figure 3-1 Géométrie du concept d'aéronef générée pour la simulation numérique.

Plusieurs données géométriques comme les aires des sections ou les cordes géométriques moyennes sont nécessaires au calcul des différents coefficients. Également, à partir de ces données géométriques, il est possible de donner un intervalle de nombre de Reynolds pour l'aéronef. En effet, pour la vitesse amont de 200 km/h, cette valeur de 30 millions.

### 3.3 Montage numérique

#### 3.3.1 Domaine de calcul

La géométrie de l'aéronef est placée dans un domaine de calcul rectangulaire, tel que présenté sur la figure 3-2. Ce domaine est analogue à une section d'essai de soufflerie et contient le fluide dans lequel plonge l'aéronef. Les dimensions de ce dernier doivent être assez grandes pour éviter d'avoir des interactions entre l'aéronef et les parois, ce qui ferait apparaître des instabilités qui pourraient fausser les résultats. L'aéronef est placé vers l'entrée et le haut de la veine afin de réduire le nombre de cellules de maillage, car il suffit seulement de laisser assez d'espace pour initialiser l'écoulement amont. L'espace en aval de l'aéronef permet de bien capturer le sillage et l'espace en bas permet aux colonnes d'air sortantes des soufflantes carénées de se développer.

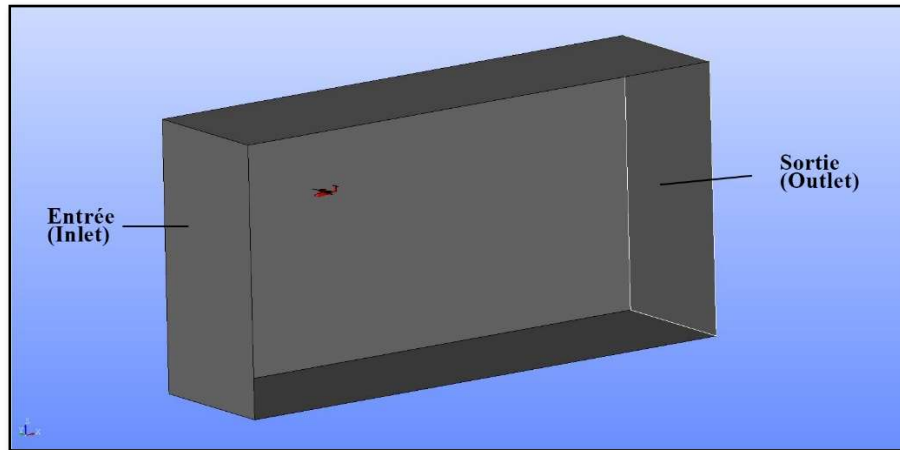


Figure 3-2 L'aéronef placé dans le domaine de calcul

Le système de référence par défaut d'OpenFoam est celui relié au corps de l'avion, présenté dans la figure 3-2. L'origine ici est définie comme étant au nez de l'aéronef. L'axe des  $x$  se situe dans le plan de symétrie de l'avion et pointe de façon positive vers l'arrière de ce dernier. L'axe des  $z$  est perpendiculaire à l'axe des  $x$ , pointe positivement vers le haut et se situe dans le plan de symétrie également. L'axe des  $y$  est perpendiculaire à au plan  $x$ - $z$  et sort positivement vers l'aile droite de l'avion. Afin de définir les forces aérodynamiques exercées sur l'avion, il est nécessaire de définir un autre système de référence : le système de référence relié au vent. L'axe des  $x$  est relié au vecteur vitesse de l'écoulement, pointant positivement dans le même sens. L'axe des  $z$  est perpendiculaire à l'axe des  $x$ , pointant positivement vers le haut et se situant dans le plan de symétrie de l'avion. L'axe des  $y$  est le même que dans le repère avion lorsqu'il n'y a pas une composante de dérapage. Afin de passer du système de référence corps au système de référence vent, l'angle d'attaque ( $\alpha$ ) est utilisé.

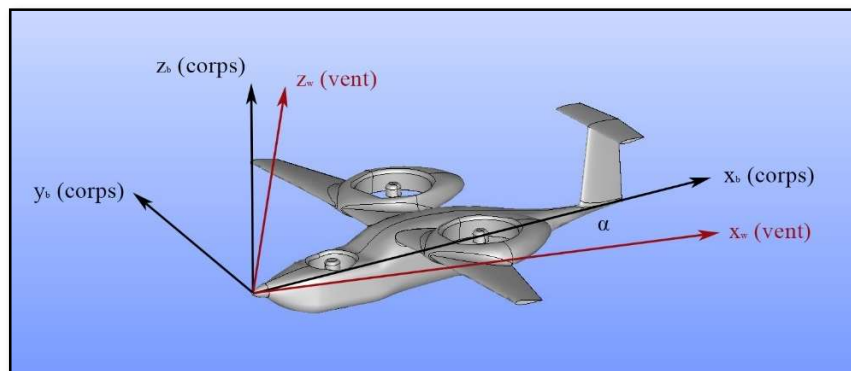


Figure 3-3 Systèmes de référence utilisés dans OpenFoam

### 3.3.2 Maillage surfacique

Afin de pouvoir mailler la géométrie OpenFoam, il est nécessaire de créer un pré-maillage surfacique. Le logiciel Salome est utilisé ici pour faire cela. Un exemple de pré-maillage surfacique sur l'aile est présenté à la figure 3-4. Il offre plusieurs algorithmes de pré-maillage et celui utilisé dans ce cas est Mefisto. Le tout est alors par la suite exporté en format *.fms* pour être utilisé comme entrée dans OpenFoam. C'est le format de lecture préféré par le logiciel de maillage utilisé.

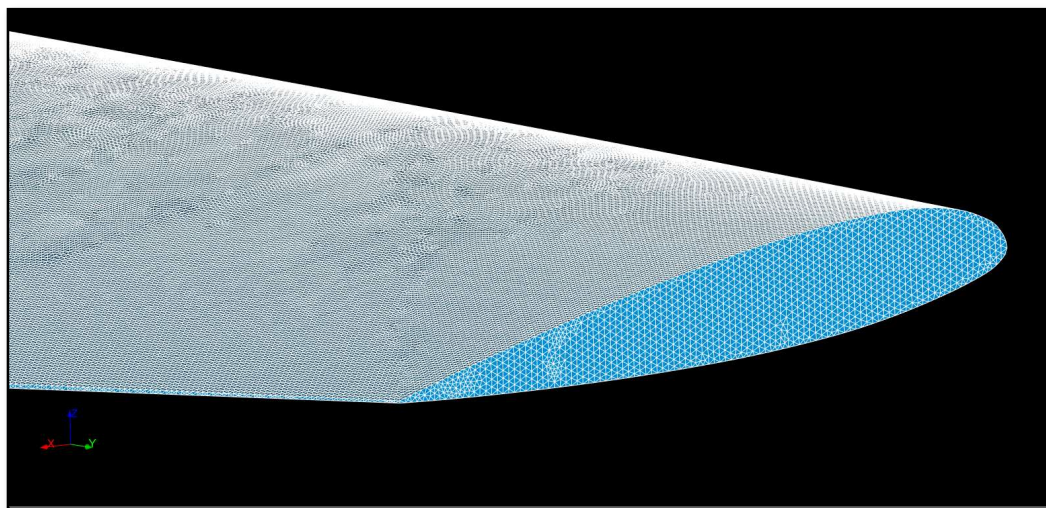


Figure 3-4 Exemple de pré-maillage surfacique sur l'aile externe

### 3.3.3 Maillage volumique

L'extension d'OpenFoam utilisé pour le maillage est *cfMesh*. C'est une base d'algorithmes qui permettent de créer des mailles de différents types (hexaédrique, tétraédrique et polyédrique) rapidement et avec peu d'efforts. En effet, il suffit seulement d'indiquer les surfaces à mailler et de définir les différents paramètres. Un maillage hexaédrique, aussi appelé maillage structuré, est choisi ici, car il permet d'obtenir une plus grande précision des résultats et une meilleure convergence. Contrairement aux maillages tétraédriques, les prismes sont plus souvent réguliers et placés dans le sens de l'écoulement. Les calculateurs auront plus de facilité à transférer les équations à travers les cellules grâce à la régularité des formes. Il est facile de prédire les emplacements des autres mailles contrairement à la nature non structurée des maillages tétraédriques où les positions doivent être stockées par les calculateurs. Les maillages tétraédriques

sont souvent utilisés lorsque la géométrie est trop compliquée pour être définie par des prismes réguliers, mais ce n'est pas le cas pour cette géométrie.

Le maillage volumique est présenté à la figure 3-5. Pour le domaine de calcul global, une taille maximale de cellule de 1.5 mètre est choisie, ce qui permet d'obtenir une bonne résolution du domaine sans alourdir le maillage. Cette taille est utilisée pour mailler l'écoulement lointain. Les raffinements additionnels sur les surfaces et dans la couche limite sont faits par rapport à cette valeur et par niveaux dans *cfMesh*. Le tableau 3-1 donne les différents niveaux de raffinement utilisés par section pour le maillage ainsi que les longueurs de cellule associées. Chaque niveau est égal à une division par deux de la taille du niveau précédent. Pour les surfaces de l'aéronef, un niveau de raffinement de six est utilisé, ce qui permet aux surfaces d'avoir une bonne définition. Pour la couche limite, la taille de la plus petite cellule est définie directement. Une taille minimale de 0.0005 mètre permet d'obtenir les valeurs de  $y^+$  autour de 1 nécessaire à la résolution de la couche limite. Une explication en détail des valeurs de  $y^+$  peut être retrouvée dans l'annexe C. Le temps de création d'un maillage est assez court, habituellement en moins d'une heure, ce qui permet de créer plusieurs itérations afin d'obtenir les meilleurs résultats.

Tableau 3-1 Paramètres de raffinement pour le maillage

Section	Niveau de raffinement	Taille des cellules (m)
<b>Écoulement lointain</b>	0	1.5
<b>Sillage</b>	5	0.047
<b>Géométrie (aéronef)</b>	6	0.023
<b>Intérieur des carènes</b>	6	0.023
<b>Couche limite</b>	-	0.0005
<b>Bords de fuite</b>	9	0.0029



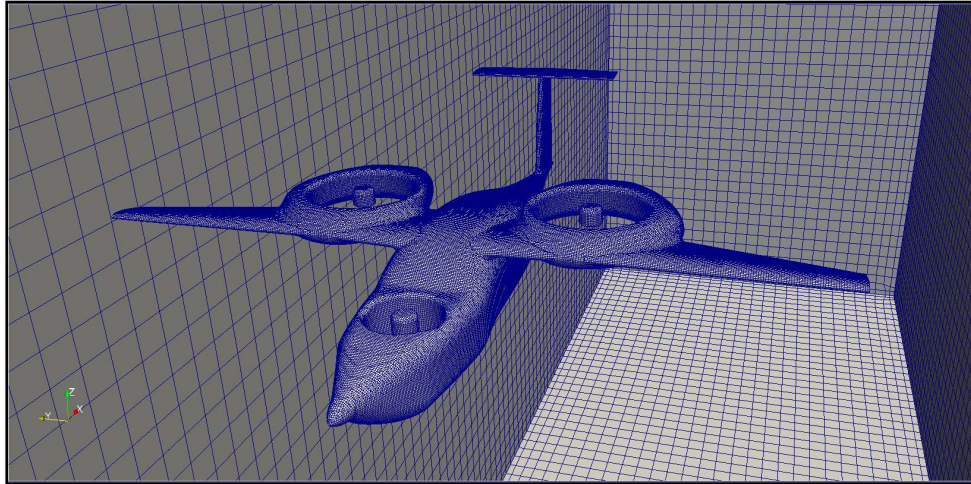


Figure 3-5 Maillage volumique du concept d'aéronef

Certaines zones de la géométrie sont trop petites pour les niveaux de raffinement utilisés sur les surfaces, comme par exemple les bords de fuite des ailes et des empennages. Pour résoudre ce problème, il est possible d'exporter les faces concernées et d'indiquer au logiciel de maillage de raffiner précisément ces zones. Un niveau de raffinement de 9 est ensuite appliqué. Cela permet d'avoir une bonne résolution des zones problématiques sans faire exploser le nombre global de cellules. Idéalement, le niveau de raffinement devrait être homogène sur toute la géométrie. Cependant, c'est la solution qui donnait les meilleurs résultats, car d'autres solutions comme l'utilisation d'autres types de maillages ont amené des divergences au niveau des calculs. Des exemples de ces zones plus raffinées peuvent être retrouvés dans les figures 3-6 et 3-7.

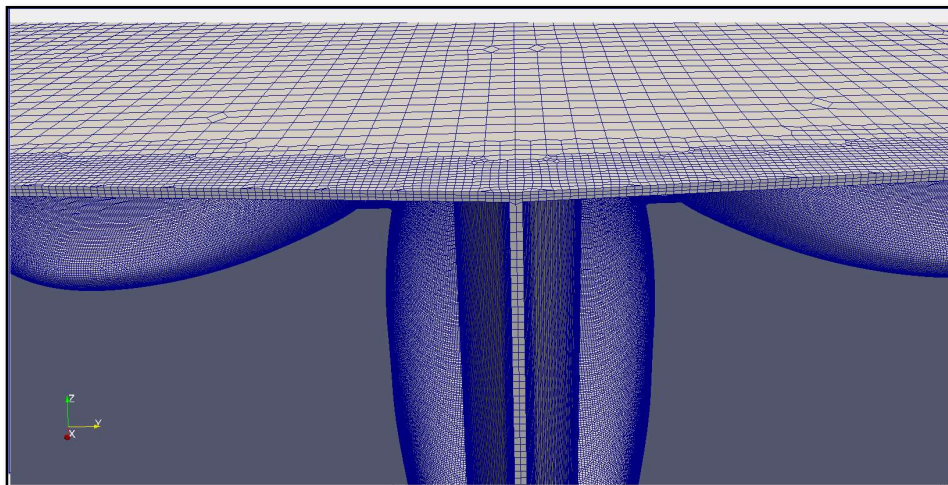


Figure 3-6 Exemple de raffinement additionnel sur les bords de fuite des empennages



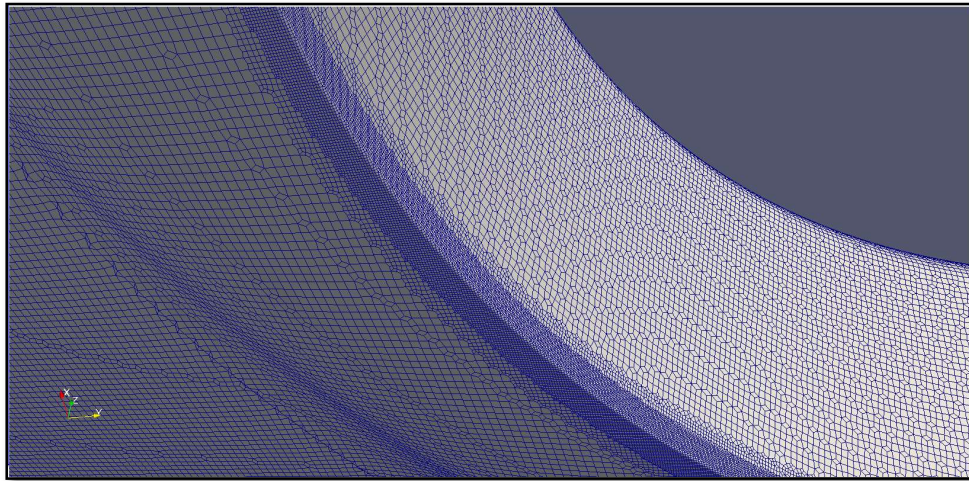


Figure 3-7 Exemple de raffinement additionnel sur les bords de sortie des carènes

L'extension de maillage *cfMesh* permet également de définir des zones de raffinement avec des formes différentes : des boîtes, des cônes, des sphères, des lignes, etc. Cette fonction sera particulièrement utile dans la définition d'une boîte de raffinement de niveau 5 entourant l'aéronef et en se prolongeant loin derrière afin de bien capturer le sillage. Cette zone est également étendue vers le bas pour bien capturer les colonnes d'air lors des phases de vol verticales et de transition. Également, trois zones de raffinement cylindriques de niveau six seront définies, ce qui permettra de raffiner l'intérieur des carènes qui incluent les soufflantes. C'est une zone restreinte où il y aura potentiellement plus de phénomènes dans l'écoulement, d'où l'importance d'avoir une plus grande résolution à ces endroits. Ces zones de raffinement sont présentées dans les figures 3-8 et 3-9.

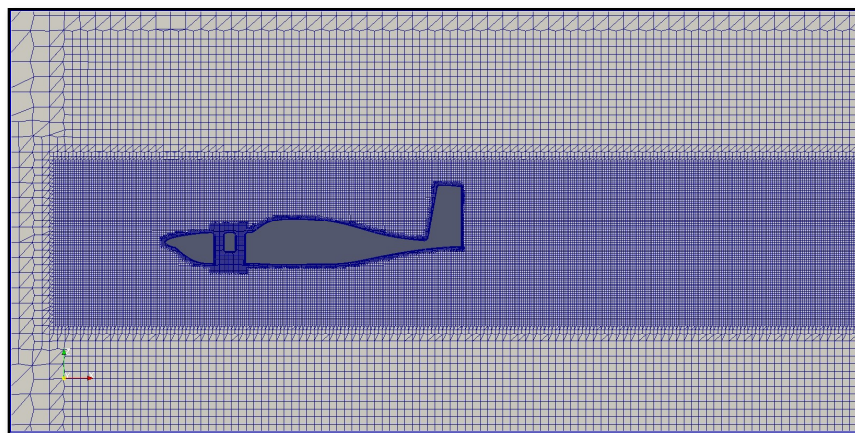


Figure 3-8 Exemple de boîte de raffinement pour capturer le sillage

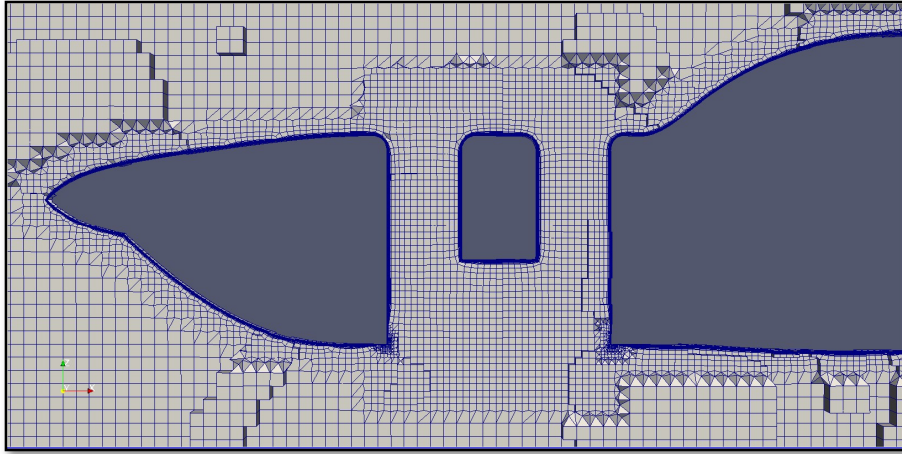


Figure 3-9 Exemple de cylindre de raffinement dans les carènes

Une fois le maillage terminé, une autre extension d'OpenFoam, *checkMesh*, permet de vérifier le maillage par différents critères dont les plus importants sont les suivants : l'*aspect ratio*, la *non-orthogonality*, le *skewness* et les *faces pyramids*. L'*aspect ratio* donne le ratio entre les différentes longueurs d'une cellule. En d'autres termes, elle donne l'étirement de la cellule. Idéalement, cette valeur devrait être de 1, mais des cellules plus allongées comme celles dans la couche limite ne donnent pas nécessairement un mauvais maillage. La *non-orthogonality* est l'angle entre le vecteur liant deux cellules et la normale sortant du bord. C'est le critère qui est souvent le plus difficile à faire descendre en dessous du seuil d'acceptabilité et celui qu'on essaie d'améliorer le plus possible sans toutefois arriver au seuil. Par contre, un maillage avec une valeur maximale de 85 ne devrait pas être utilisé. Le *skewness* donne la mesure de l'équilatéralité des cellules. Les *faces pyramids* donne un indicateur sur la présence de cellules avec un volume négatif. Aucun calcul ne devrait être lancé sans que cette valeur soit nulle, car cela entraînerait la divergence directe du calcul. L'extension *checkMesh* compare les valeurs de ces paramètres avec les valeurs cibles à atteindre afin de vérifier la validité d'un maillage. Il est possible de lancer des calculs sans atteindre ces critères ou encore de les modifier les valeurs directement dans le code, mais il est toujours mieux d'avoir le meilleur maillage possible. *checkMesh* donne également des statistiques intéressantes sur le maillage comme le nombre de cellules. Ce dernier a un effet important sur le temps de simulation et donc le coût des calculs. Il est donc important de réduire cette valeur au niveau le plus bas possible sans autant perdre en précision de calcul. Le tableau 3-2 donne les informations renvoyées par *checkMesh* pour le maillage final. Il est alors possible de voir que le

maillage passe les critères de validité. L'étude de sensibilité au maillage peut être retrouvée dans l'annexe C.

Tableau 3-2 Tableau donnant les critères de validation du maillage

Critère	Seuil	Valeur maximale obtenue
Aspect Ratio	120.00	116.04
Non-Orthogonality	70.00	78.03
Skewness	4.00	3.13
Face Pyramids	1e-13	0
<b>Nombre de cellules total : 17 119 692</b>		

### 3.3.4 Conditions Limites

Les propriétés de l'air entrées dans OpenFoam sont celles de l'atmosphère standard au niveau de la mer. La densité est de  $1.225 \text{ kg/m}^3$  et la viscosité dynamique est de  $1.789 \times 10^{-5} \text{ N}\cdot\text{s/m}^2$ . Le modèle de transport utilisé est qualifié de Newtonien, car le fluide étudié possède une viscosité constante et sa variation en température devrait être négligeable. Les conditions appliquées en entrée sont des conditions de Dirichlet, c'est-à-dire des valeurs constantes.

Afin de pouvoir bien décrire les performances aérodynamiques de l'avion, il est nécessaire de simuler plusieurs vitesses de vol, plusieurs puissances de soufflante et plusieurs angles d'attaque différents selon les phases de vol. Les différents paramètres de vol sont donnés dans le tableau 3-3.

Tableau 3-3 Tableau contenant les conditions limites pour les simulations

Variables	Unités	Valeurs
<b>Vol vertical</b>		
<b>Vitesse de vol</b>	km/h	0
<b>Angle d'attaque</b>	°	0
<b>État des soufflantes</b>	-	ON
<b>Poussée par soufflante</b>	N	250, 500, 1000
<b>Vol de transition</b>		
<b>Vitesse de vol</b>	km/h	150
<b>Angle d'attaque</b>	°	0
<b>État des soufflantes</b>	-	ON
<b>Poussée par soufflante</b>	N	500
<b>Vol horizontal</b>		
<b>Vitesse de vol</b>	km/h	200
<b>Angle d'attaque</b>	°	-5, -2.5, 0, 2.5, 5, 7, 9, 11
<b>État des soufflantes</b>	-	OFF
<b>Poussée par soufflante</b>	N	0

La valeur de vitesse de l'écoulement amont est définie comme vitesse à l'entrée (*inlet*). Les autres parois du domaine de calcul ont une caractéristique *zeroGradient*, qui définit le gradient de vitesse normal à la surface égal à 0, une hypothèse classique pour les parois du domaine. Au niveau

des parois de l'aéronef, la valeur de la vitesse est définie comme étant nulle. Pour la pression, elle est nulle sur toutes les parois du domaine sauf à l'entrée, où la condition est *zeroGradient*. OpenFoam utilise 0 comme valeur de référence et calcule la différence de pression par rapport à cette valeur. Cette hypothèse est valide, car seul le gradient de pression est important pour la résolution d'un écoulement incompressible. Pour obtenir la valeur absolue de la pression, il suffit d'ajouter la pression atmosphérique. Il est important de mentionner que les valeurs de pression retournées par OpenFoam sont divisées par la densité. Il est alors nécessaire de multiplier les résultats de pression par la densité afin d'obtenir les valeurs en pascal.

Pour l'utilisation du modèle K-Oméga SST, plusieurs paramètres reliés à la turbulence de l'écoulement doivent être définis : l'intensité de la turbulence ( $k$ ), le taux de dissipation spécifique de la turbulence ( $\omega$ ) et la viscosité turbulente modifiée ( $\nu$ ). Les variables de turbulence sont difficiles à quantifier de façon exacte. Afin de définir ces valeurs, des formules analytiques peuvent être utilisées. Ces équations permettent simplement de faire une déduction à partir de valeurs plus facilement identifiables. Dans les formules (3.1) et (3.2),  $U$  est égale à la valeur moyenne de la vitesse de l'écoulement,  $I$  est l'intensité de turbulence, et  $l$  est l'échelle de la longueur de turbulence. Pour un cas considéré comme étant peu turbulent, comme le cas d'un écoulement externe sur un avion où le fluide à l'origine est stationnaire, la valeur de l'intensité de turbulence est bien en deçà de 1%. L'échelle de la longueur de turbulence définit quant à elle la longueur des tourbillons principaux dans l'écoulement. Elle devrait être une fraction de la longueur totale de la géométrie. En pratique, il n'y a pas de façon absolue d'être confiant sur les choix posés. Par contre, le calcul devrait bien converger et donner les mêmes résultats sur une certaine plage de valeurs et diverger lorsqu'on sort de cette plage. Au niveau de la paroi,  $k$  est un nombre très grand et  $\omega$  est théoriquement à 0.

$$k = \frac{3}{2}(UI)^2 \quad (3.1)$$

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

Comme mentionné plus tôt, les valeurs du nombre de Reynolds sont entre 13 millions et 30 millions. Dans ce cas, un modèle de transition n'est pas nécessaire, car l'écoulement est pleinement turbulent à partir d'un nombre de Reynolds de 1 million. La valeur de  $y^+$  cible de 1 signifie également que des lois de paroi ne sont pas utilisées. Ces dernières utilisent des équations

empiriques afin de modéliser les écoulements proche paroi. Dans le cas de cette recherche, la couche limite sera résolue directement, car les lois de paroi ne sont pas adaptées aux phénomènes de séparation de l'écoulement qui peuvent apparaître, notamment au niveau des pods.

### 3.3.5 Schémas Numériques

En plus de posséder une grande flexibilité, le modèle de turbulence K-Oméga SST est robuste dans les cas où le gradient de pression est fort et où il y a beaucoup de décollement, ce qui en fait un bon choix pour les besoins de cette étude. Le modèle est en quelque sorte une combinaison des autres modèles disponibles et permet à la fois de bien capturer les effets lointains et les effets proche parois. C'est pour ces raisons qu'aujourd'hui il est le plus répandu en industrie. Les schémas numériques utilisés sont d'ordre deux. Une description en détail selon les définitions d'OpenFoam peut être retrouvée dans l'annexe B. Pour un calcul RANS, une convergence absolue des résultats de la simulation est recherchée. Environ 1500 itérations devraient suffire afin d'atteindre la convergence, mais il est possible que le solveur ait besoin de plus d'itérations. Dans ces cas, les simulations sont laissées jusqu'à la convergence. OpenFoam calcul en temps réel à chaque itération les résidus sur toutes les variables. La fonction *gnuplot* permet de tracer les courbes de convergence à partir des résidus. Les simulations seront convergées lorsque les courbes seront constantes avec des valeurs de résidus idéalement en dessous de  $1e-4$ . Les calculs sont lancés avec le solveur *simpleFoam*, le solveur incompressible d'OpenFoam, car les vitesses d'écoulement sont en deçà de Mach 0.3. Il sera nécessaire de vérifier dans les résultats de champs de vitesse si cette hypothèse est toujours valide, car les vitesses peuvent augmenter autour des profils portants et à l'intérieur des carènes. Des paramètres liés aux tolérances peuvent être modifiés si jamais le solveur a des difficultés à atteindre une convergence, mais les paramètres par défaut sont utilisés pour les études menées ici.

### 3.3.6 RotorDisk

Il était nécessaire de trouver une façon simple de modéliser la poussée des soufflantes sans passer par un calcul instationnaire avec un maillage tournant. La façon la plus simple serait de résumer la poussée à sa forme la plus simple et de créer un disque contenant un saut de pression. Cependant, cette méthode n'était pas assez précise pour les besoins de cette étude.



Une extension d'OpenFoam appelée *rotorDisk* est utilisée pour modéliser les soufflantes. Cette dernière a été proposée par Capitaio Patrao (2018). Elle combine les théories de *l'Actuator Disk* et du *Blade Element Method*. *L'Actuator Disk* remplace la soufflante par un disque contenant son effet sur l'écoulement. De ce fait, il n'est pas nécessaire de modéliser une soufflante avec un maillage tournant ce qui simplifie beaucoup les calculs. Cela est possible en insérant un terme source dans les équations de quantité de mouvement pour simuler les forces. Le *Blade Element Method* (BEM) quant à lui permet de diviser les pales en plusieurs petites sections sur lesquelles seront calculées les forces. Ces dernières sont calculées à partir de plusieurs paramètres comme la vitesse locale, l'angle de l'écoulement, l'angle de la pale, la corde et les coefficients aérodynamiques. Les forces sont déterminées sur ces sections, puis intégrées sur la longueur de la pale pour avoir le total. Cela permet d'avoir un comportement non axisymétrique de la soufflante ainsi qu'une rotation de l'écoulement à la sortie de cette dernière, ce qui résulte en une modélisation plus précise pour l'application en cours.

Afin d'appliquer la classe *rotorDisk*, il faut d'abord créer des zones tournantes couvrant les surfaces balayées par les soufflantes et ayant une cellule d'épaisseur où seront appliquées les quantités de mouvement, ce qui revient à mettre en pratique la théorie de *l'Actuator Disk*. Les figures 3-10 et 3-11 montrent ces zones tournantes. Par la suite, il est nécessaire de définir un fichier *fvOptions* qui inclut les paramètres des pales des soufflantes. Ces paramètres sont définis par section selon la méthode BEM. Ces dernières ne sont pas finales dans le processus de design. On y définit également le nombre de *revolutions per minute* (RPM) qui se traduit à travers la classe *rotorDisk* directement en poussée soufflante.

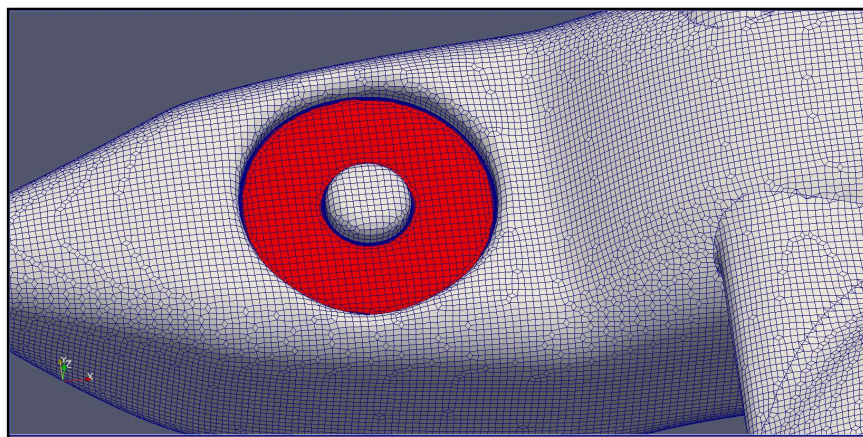


Figure 3-10 Zone tournante de la soufflante avant, en rouge

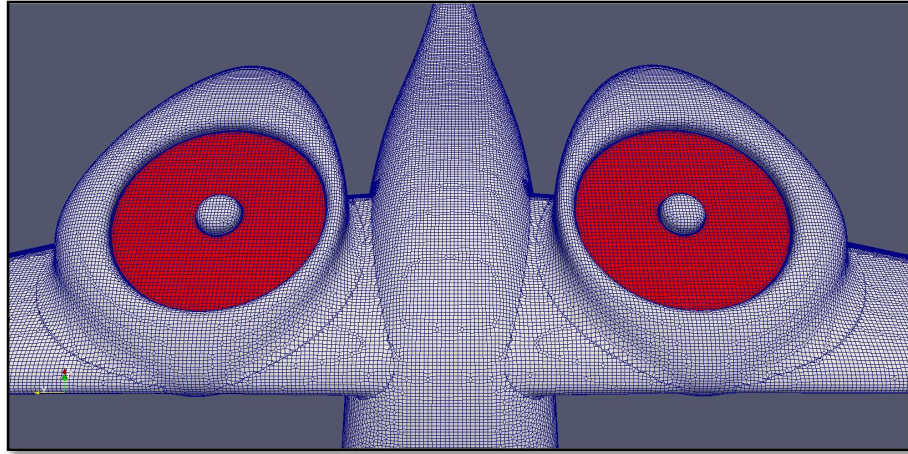


Figure 3-11 Zones tournantes des fan-in-wing, en rouge

### 3.3.7 Plateforme de calcul

Les calculs sont réalisés en *cloud computing* sur les serveurs de la compagnie Qarnot. Cela permet d'obtenir de grandes capacités de calcul pour un coût modeste. Les simulations sont lancées sur des machines virtuelles ayant des processeurs physiques de modèle AMD Ryzen ThreadRipper 2990WX avec 32 cœurs et 64 threads. Ces derniers agissent comme une boîte noire. Les cas sont téléversés sur des serveurs de stockage, aussi appelés *buckets*, où l'ordinateur de calcul lance les commandes. Il suffit alors de prédéfinir un fichier d'exécution avec toutes les commandes OpenFoam à lancer. Un exemple peut être retrouvé dans l'annexe D. Avant de lancer les simulations, le maillage est divisé en 64 parties à l'aide de la commande *decomposePar* afin de pouvoir paralléliser le calcul sur tous les processeurs.

### 3.3.8 Extraction des résultats

OpenFoam inclut des extensions capables de calculer les forces et les coefficients aérodynamiques directement à chaque itération. Il suffit d'invoquer dans le dictionnaire de contrôle de la simulation les extensions *forces* ou *forceCoeffs*. Les forces sont divisées en deux parties : les composantes de pression et les composantes de viscosité. Les formules utilisées par les extensions sont les formules (3.3) et (3.4), où  $\rho$  est la densité,  $\mathbf{s}_{f,i}$  le vecteur de surface,  $p$  la pression,  $\mu$  la viscosité dynamique et  $\mathbf{R}_{dev}$  le tenseur de contraintes. Il est possible de comprendre ici également les raisons pour lesquelles les forces de pressions sont beaucoup plus faciles à simuler numériquement en RANS, car elles ne dépendent que de la pression. Les forces de traînée sont



plus influencées par les forces visqueuses qui dépendent du tenseur de contrainte qui est lié directement à la turbulence.

$$F_p = \sum_i \rho_i s_{f,i} (p_i - p_{ref}) \quad (3.3)$$

$$F_v = \sum_i s_{f,i} \cdot (\mu R_{dev}) \quad (3.4)$$

Les forces données lors des dernières itérations des simulations devraient être les résultats finaux, car une convergence est attendue pour des simulations RANS en régime permanent. L'extension *forceCoeffs* calcule les coefficients aérodynamiques directement à partir de ces forces grâce aux formules décrites dans l'annexe A. Le logiciel Paraview, qui est également un logiciel *open source*, permet par la suite d'extraire des coupes des champs reliées aux différentes variables comme la vitesse ou la pression. Il permet aussi de tracer les lignes de courant et les isosurfaces, ce qui sera utile pour l'analyse du comportement du fluide.

### 3.4 Validation de la méthodologie

Étant donné que des tests expérimentaux en soufflerie lors de ce projet de recherche ne seront pas possibles en raison de coût et de disponibilité, il est important de valider la méthodologie avant de lancer des simulations pour avoir le plus confiance possible sur les résultats. En effet, les simulations par CFD s'insèrent dans un processus d'étude avec les tests expérimentaux et les calculs analytiques. Si les deux autres façons ne sont pas disponibles, il faut s'assurer que la méthodologie soit la meilleure possible. Il est alors important de vérifier que les méthodes utilisées dans cette recherche soient capables de simuler un cas connu et vérifié expérimentalement.

Afin de vérifier la validité des calculs à venir, un cas test est effectué sur le profil NACA0012 qui a été également utilisé par la NASA pour vérifier plusieurs codes de CFD différents. Les paramètres utilisés dans ces simulations 2D sont les mêmes que ceux décrits ci-dessus. Les données expérimentales sont tirées des études menées par Ladson (1988) à un nombre de Reynolds de  $6e6$ . Les résultats *tripped* sont utilisés ici, car ils représentent mieux les modèles de turbulence paramétrés dans OpenFoam. Les profils *tripped* ajoutent alors un artéfact au bord d'attaque pour déclencher la turbulence dès le début. Le modèle K-Oméga SST est un modèle pleinement turbulent, alors que dans la réalité, la couche limite n'est pas pleinement turbulente et possède une zone de transition.

La géométrie a été extraite directement à l'aide des points cartésiens donnés sur le site *AirfoilTools*. Le profil possède une corde de 1 mètre. OpenFoam traite les cas 2D d'une façon un peu différente des autres solveurs : le cas est 3D avec une seule cellule dans l'axe de l'épaisseur. L'équation exacte utilisée pour reproduire le profil est donné par la formule (3.5). La figure 3-12 montre le maillage du profil 2D NACA0012.

$$y = \pm 0.6(0.2969\sqrt{x} - 0.1260x - 0.3516x^2 + 0.2843x^3 - 0.1015x^4) \quad (3.5)$$

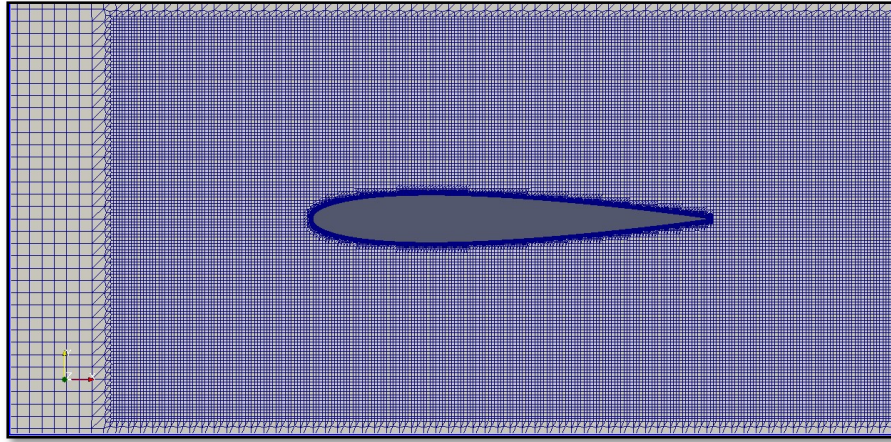


Figure 3-12 Maillage 2D du profil NACA0012

Afin de valider les simulations numériques, une étude de sensibilité du maillage a été effectuée à  $10^\circ$  d'angle d'attaque. La taille maximale des cellules a diminué de 30%. Les cellules raffinées ont vu leur taille être réduite d'un même pourcentage, car ces dernières dépendent de la taille maximale. Le tableau 3-4 présente les résultats de cette étude. Il est possible d'affirmer que les résultats sont indépendants du maillage, car les erreurs relatives sont inférieures 5% entre la référence et le maillage raffiné, le seuil habituellement acceptable. Par la suite, la convergence est démontrée par la courbe des résidus présentée dans la figure 3-13. Ces derniers sont bien en deçà des valeurs habituellement admissibles pour une bonne convergence.

Tableau 3-4 Tableau présentant les résultats de l'étude de sensibilité

	CFD (Grossier)	CFD (Référence, moyen)	CFD (Raffiné)
Coefficient de portance	1.0512	1.0597	1.0557
Coefficient de traînée	0.0152	0.0148	0.0145

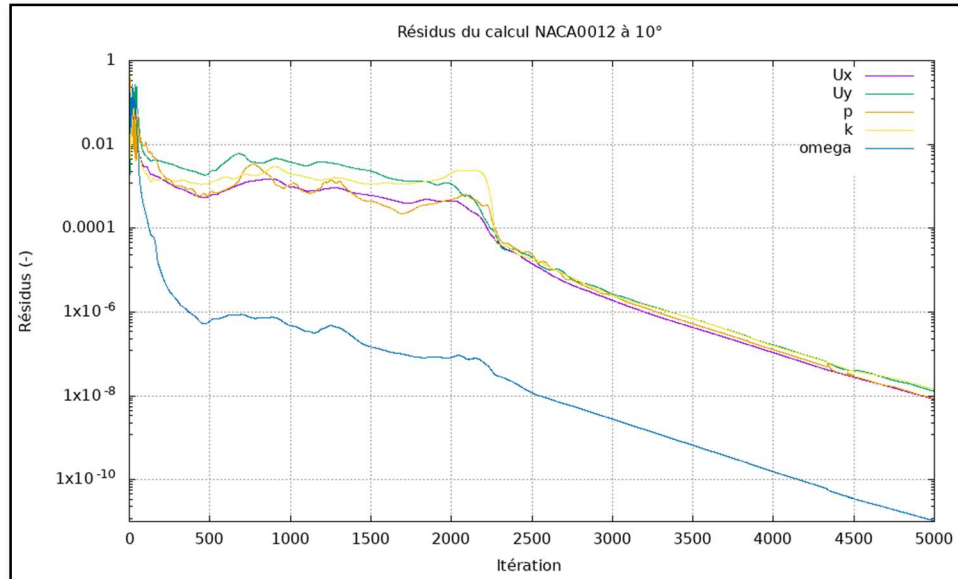


Figure 3-13 Résidus du calcul du NACA0012 à 10°

La vitesse en entrée est choisie de manière à atteindre le même nombre de Reynolds que Ladson (1988), c'est-à-dire  $6 \times 10^6$ . Les figures 3-14 à 3-17 présentent les résultats des simulations 2D du NACA0012 sous la forme de champ de vitesse et de champ de pression et ce à 0° et à 10° d'angle d'attaque. Ces dernières correspondent bien au comportement d'une aile 2D à différents angles d'attaque. Le profil NACA0012 est un profil symétrique, ce qui explique les comportements dans les figures 3-14 et 3-16. Lorsqu'il possède un angle d'attaque, la zone de basse pression sur l'extrados se déplace vers l'avant et conséquemment la zone de haute vitesse également, car une augmentation de la vitesse du fluide résulte en une baisse de sa pression et vice versa.

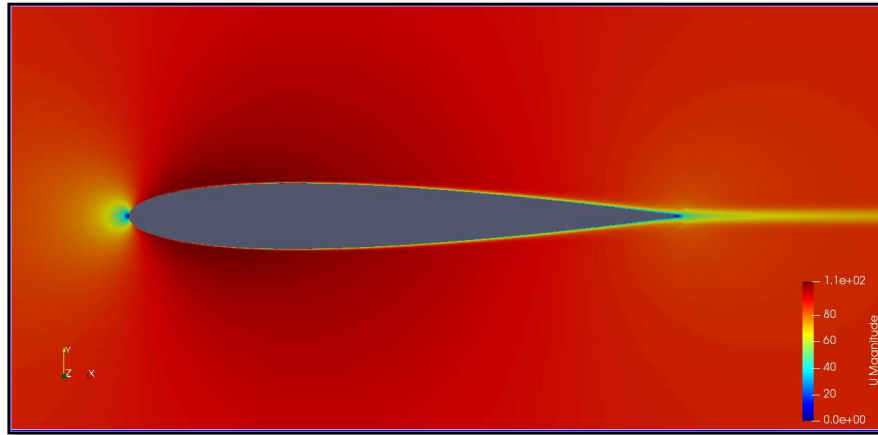


Figure 3-14 Champ de vitesse (en m/s) du profil NACA0012 à  $0^\circ$

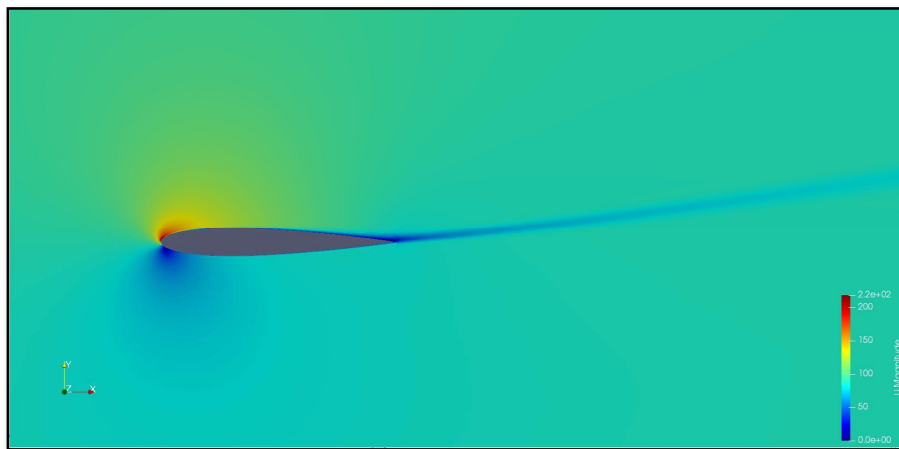


Figure 3-15 Champ de vitesse (en m/s) du profil NACA0012 à  $10^\circ$

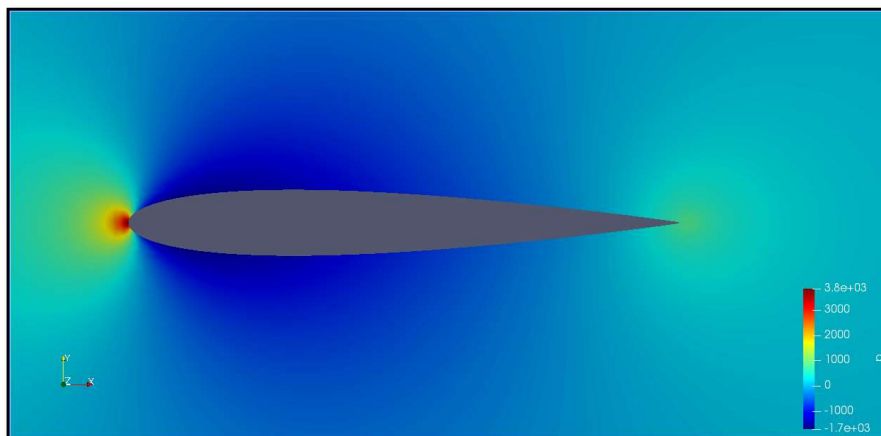


Figure 3-16 Champ de pression du profil NACA0012 à  $0^\circ$

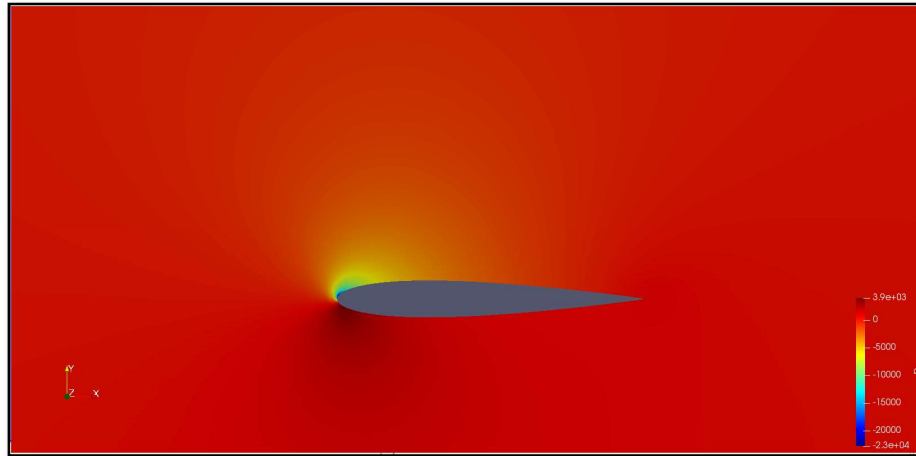


Figure 3-17 Champ de pression du profil NACA0012 à 10°

Il est possible de voir selon les résultats de la courbe  $C_L$  versus  $\alpha$  présenté dans la figure 3-18 que, comme prévu par la théorie discutée antérieurement, les résultats de portance sont très proches des résultats expérimentaux. Par contre, on peut observer un début de divergence vers 13°. Cela est normal contenu des limites du RANS à bien capturer certains phénomènes de turbulence, notamment les écoulements décrochés, et du fait qu'autour de l'angle de décrochage, les comportements s'éloignent du 2D lors des tests expérimentaux. La courbe de traînée, présentée dans la figure 3-19, quant à elle montre plus de divergence. Cela est dû encore une fois à la modélisation de la turbulence dans les calculs RANS. Il est normal dans la littérature de trouver d'autres résultats où la traînée commence à diverger à certains angles d'attaque. Par exemple, Ke et Edwards (2013) comparèrent des simulations RANS avec des simulations de *Large Eddy Simulation (LES)* pour des profils autour des angles de décrochage. Ils trouvèrent que les simulations LES donnaient des résultats très proches des études en soufflerie, mais que les simulations RANS surestimaient les contraintes de tension de Reynolds, ce qui se traduit en une surestimation de la traînée. Les courbes de coefficient de pression à 0° et à 10°, présentées respectivement dans les figures 3-20 et 3-21, montrent une très bonne validation avec les résultats expérimentaux.

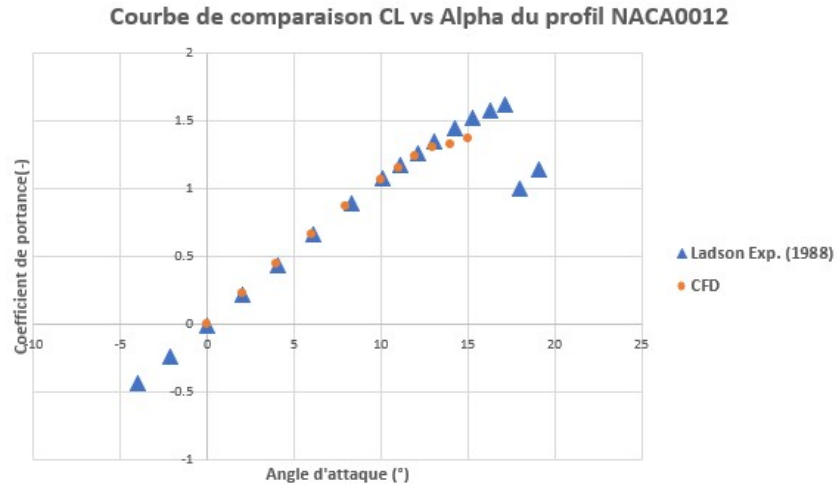


Figure 3-18 Courbe de comparaison CL vs Alpha

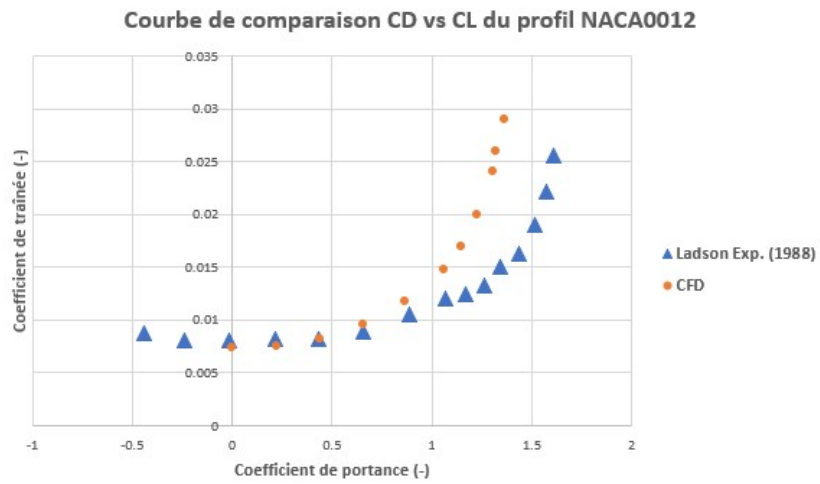


Figure 3-19 Courbe de comparaison CD vs CL

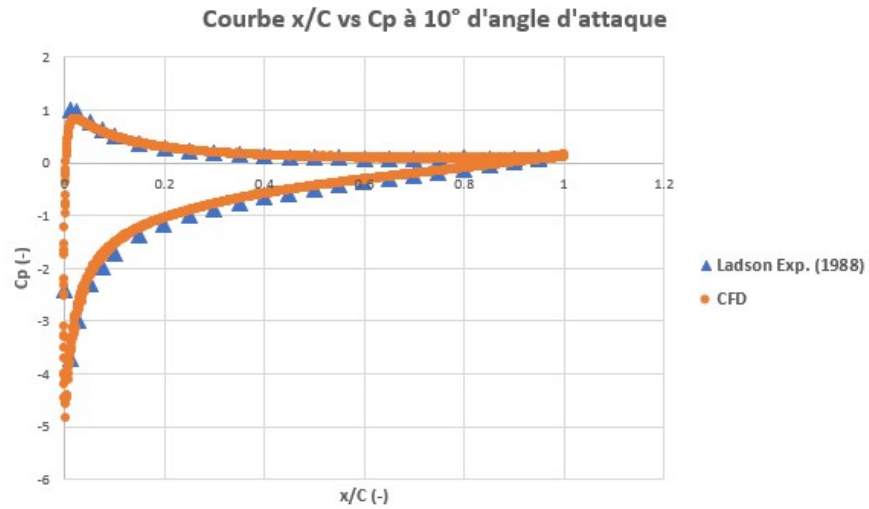


Figure 3-20 Courbe de comparaison de  $C_p$  à  $0^\circ$  d'angle d'attaque

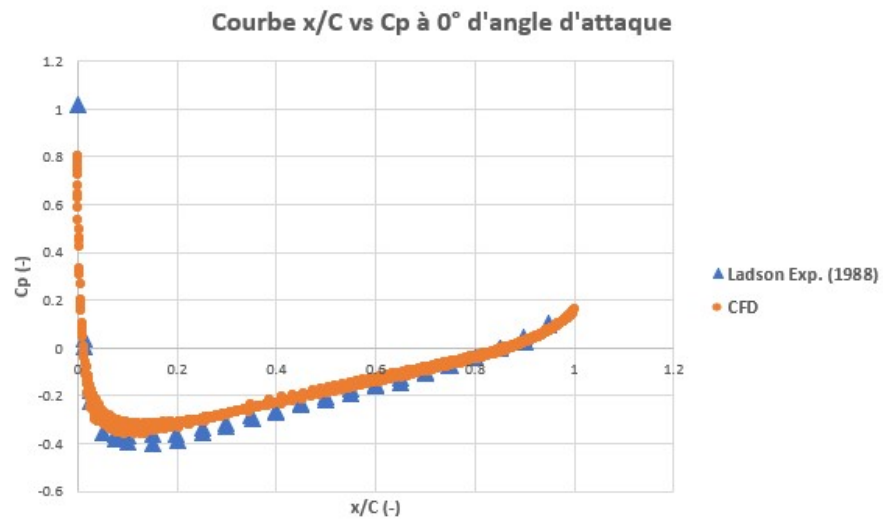


Figure 3-21 Courbe de comparaison de  $C_p$  à  $10^\circ$  d'angle d'attaque

## CHAPITRE 4 RÉSULTATS

### 4.1 Évaluation des simulations

Les simulations numériques ont été complétées dans un temps raisonnable. En effet, le serveur de calcul prenait entre 24h et 48h pour résoudre les cas. Ces temps de calcul résultent en un coût monétaire par cas raisonnable. Ces critères permettent de bien insérer la méthodologie utilisée dans le contexte des boucles de design rapides.

À la suite des simulations, plusieurs critères comme les résidus et l'étude de sensibilité au maillage sont observés afin de les valider. Ces résultats peuvent être retrouvés dans l'annexe C. L'hypothèse de l'écoulement incompressible est également validée, car le nombre de Mach maximal dans le domaine est de 0.25.

### 4.2 Plan des coupes

Tout au courant de ce chapitre, des coupes seront faites dans le logiciel Paraview afin d'étudier les champs de vitesse et les champs de pressions à plusieurs endroits précis sur l'aéronef. La figure 4-1 présente les plans des principales coupes qui sont parallèles au plan x-z. Le plan (A) passe directement par le milieu de l'aéronef dans son plan de symétrie. Il sera utilisé notamment afin d'observer les phénomènes se produisant dans la carène au niveau du fuselage. Le plan (B) traverse le centre du pod et permettra d'observer l'écoulement dans les soufflantes carénées de l'aile. Finalement, le plan (C) traverse l'aile externe. De plus, il est utile de définir des plans de coupe parallèles au plan x-y afin de visualiser les champs au niveau des soufflantes. La figure 4-2 présente ces derniers. Le plan (D) passe par la soufflante dans le fuselage et le plan (E) passe par les soufflantes dans les ailes.



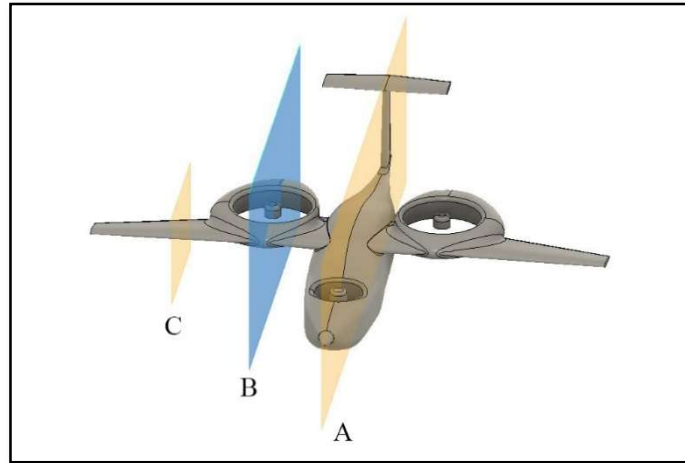


Figure 4-1 Placement des plans de coupe (A), (B) et (C)

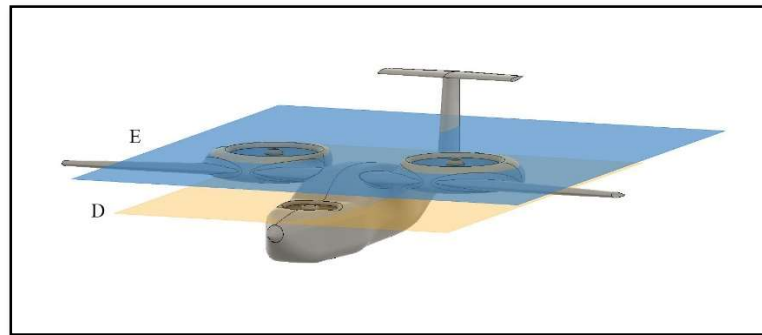


Figure 4-2 Placement des plans de coupe (D) et (E)

## 4.3 Vol horizontal

### 4.3.1 Forces de portance

Le coefficient de portance est d'abord calculé par OpenFoam à partir des forces de portance et des données géométriques des surfaces respectives présentées dans le tableau 3-1. La figure 4-3 présente la courbe du coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque à une vitesse de vol de 200 km/h. Elle possède une tendance classique avec une partie linéaire et un pic autour du point de décrochage.

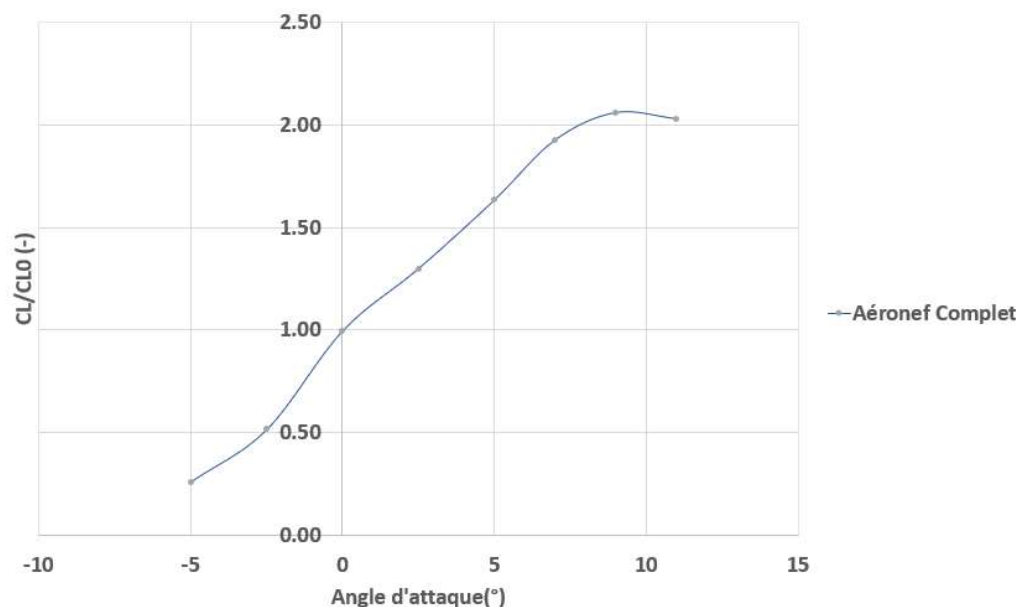


Figure 4-3 Graphique de la courbe  $C_L/C_{L0}$  vs Alpha de l'aéronef à 200 km/h

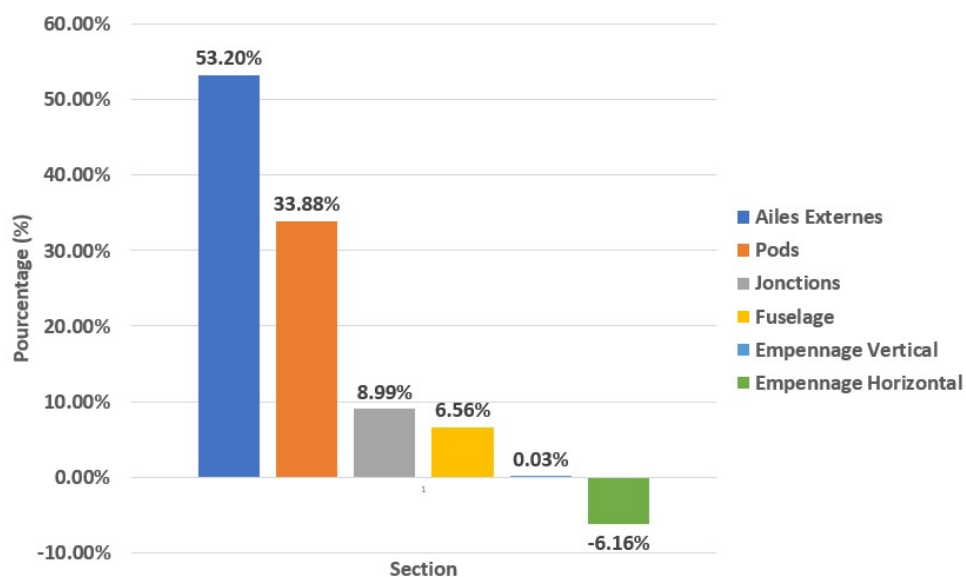


Figure 4-4 Graphique de la contribution des différentes sections à la portance à 200 km/h

On s'intéresse également à la contribution en portance des différentes sections avec la figure 4-4. Il est possible de remarquer que les ailes et les carènes sont les deux sections qui contribuent de loin le plus à la portance. Cela est normal, car elles ont été conçues en conséquence et possèdent toutes les deux des profils effilés. Par ailleurs, les carènes semblent contribuer de manière non négligeable, même avec un trou. Cela peut être dû au fait que l'écoulement reste attaché, notamment au bord d'attaque, et qu'il suit de manière générale la forme du profil. Également, par

le champ de pression montré à la figure 4-6, il est possible de remarquer des zones où la pression est plus faible sur l'extrados, notamment sur la lèvre du bord de fuite. Cela crée un effet de succion qui crée une force vers le haut. Les lignes de courant autour du pod sont présentées dans la figure 4-5. Les angles d'attaques mentionnés dans les descriptions des figures font référence à l'angle d'attaque global de l'avion. Les pourcentages restent à peu près constants en fonction de l'angle d'attaque. Il est important de noter que le calcul des pourcentages ne peut pas s'effectuer avec les valeurs des coefficients de portance des sections, surtout s'ils sont calculés avec leurs surfaces de référence respectives, car ils ne peuvent pas s'additionner. Il est intéressant de remarquer que l'empennage horizontal contribue négativement à la portance. Étant donnée sa position, cette portance négative aura un effet néfaste sur la contrôlabilité de l'avion. Ce point sera développé ultérieurement dans la section 4.3.3. Les figures 4-7 et 4-8 montrent les champs de vitesse et de pression au niveau des ailes. Les comportements observés sont normaux pour un écoulement autour d'une aile ayant un profil NACA23015. En effet, l'écoulement est accéléré sur l'extrados du profil et une zone de basse pression est créée. Étant donné que le profil possède un léger calage, cette zone est proche du bord d'attaque de l'aile.

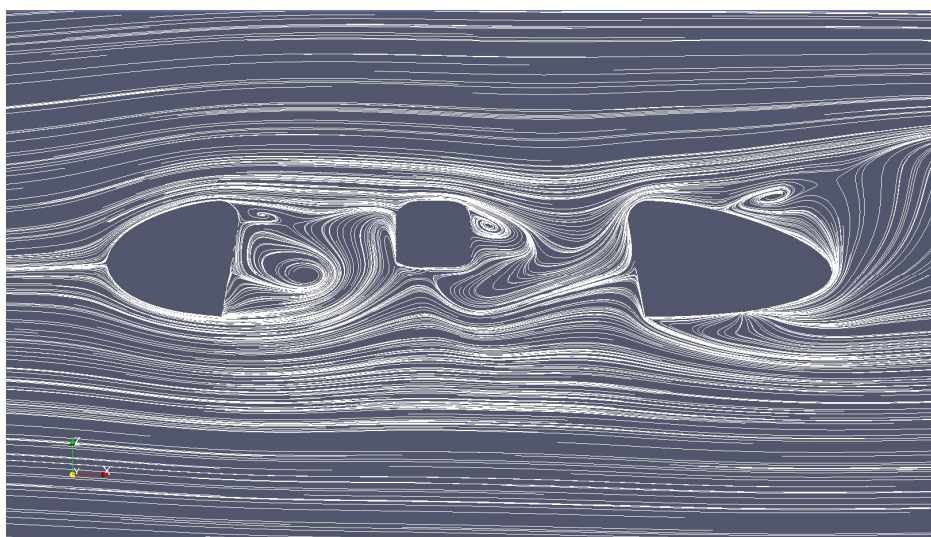


Figure 4-5 Lignes de courant au niveau du plan (B) à 200 km/h, 0° d'angle d'attaque

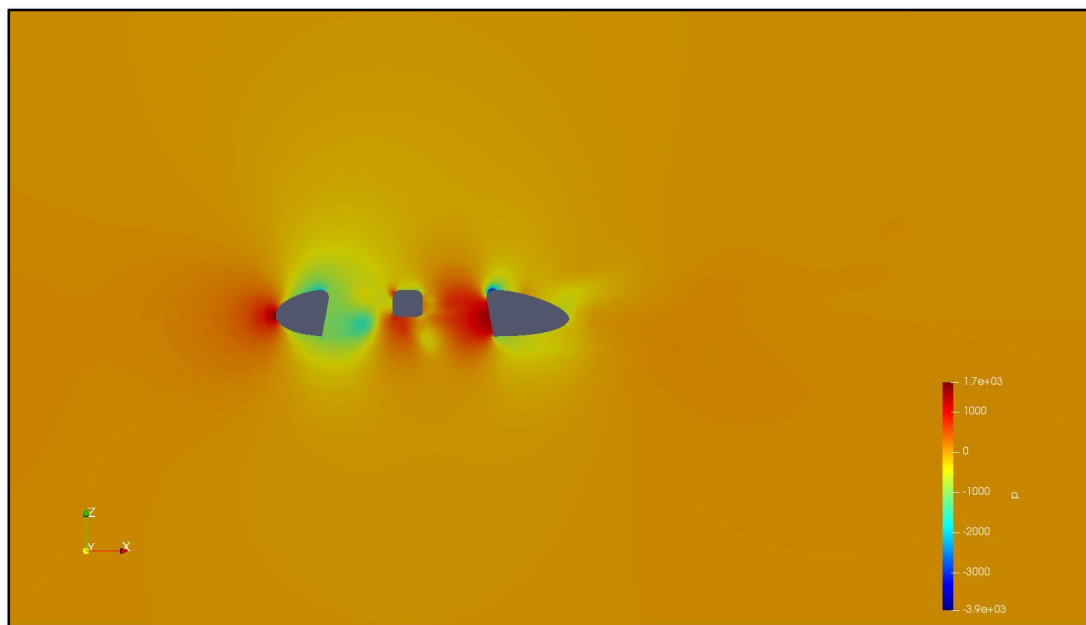


Figure 4-6 Champ de pression au niveau du plan (B) à 200 km/h,  $0^\circ$  d'angle d'attaque

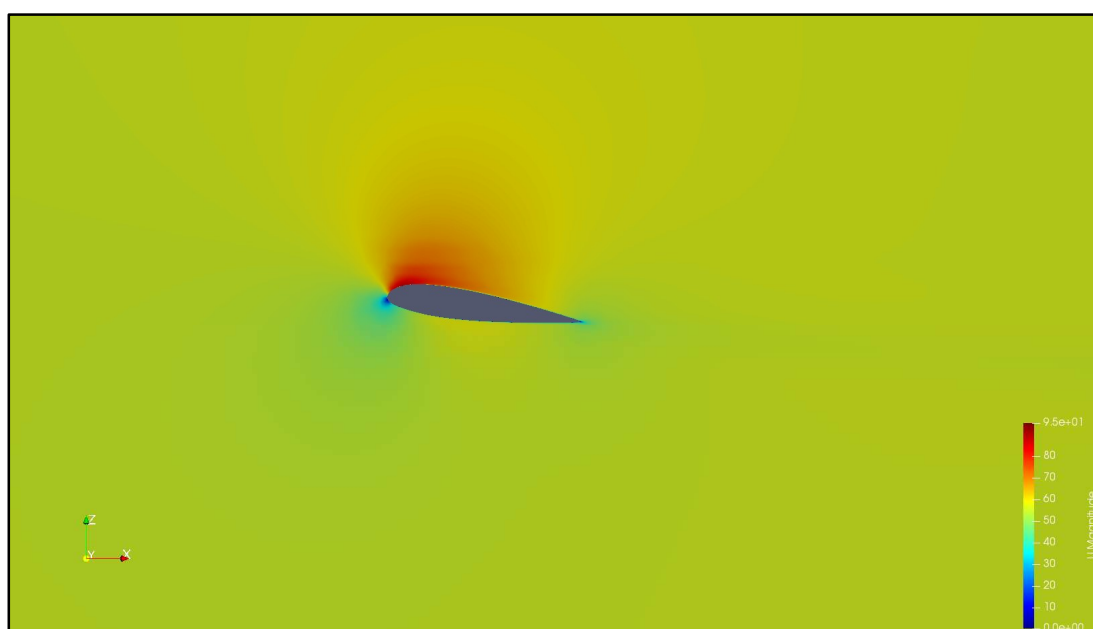


Figure 4-7 Champ de vitesse au niveau plan (C) à 200km/h,  $0^\circ$  angle d'attaque

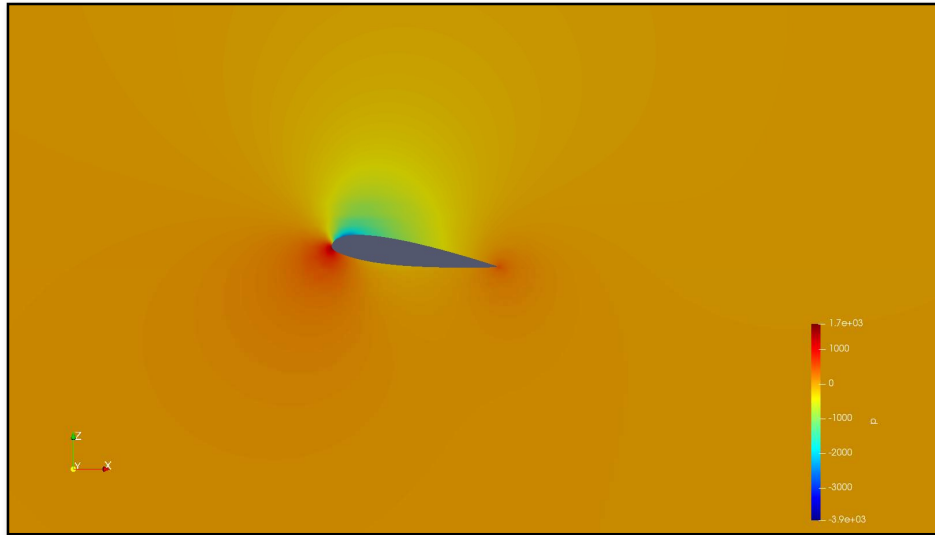


Figure 4-8 Champ de pression au niveau du plan (C) à 200km/h, 0° angle d'attaque

Selon la figure 4-2, on remarque le point où la portance plafonne et où s'amorce le décrochage. La comparaison entre les courbes des coefficients de portance des ailes externes et des pods, présentée dans la figure 4-9, montre la raison de la diminution du coefficient de portance global. En effet, le coefficient de portance du pod diminue à cet angle, mais pas celui des ailes externes. Ce dernier décroche alors en premier. Cette diminution de portance suggère un décollement autour du profil et une perte de portance. Le champ de vitesse de la figure 4-10 valide cette hypothèse.

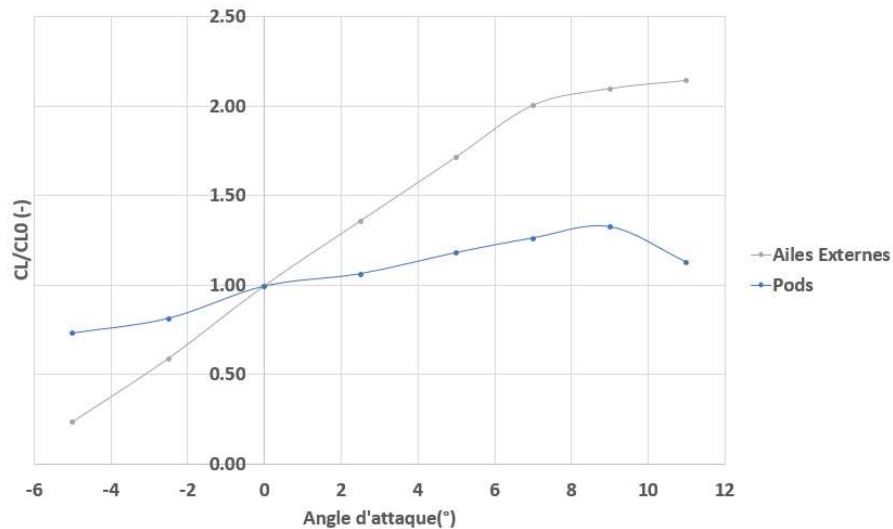


Figure 4-9 Comparaison des courbes de  $CL/CL_0$  vs Alpha entre les ailes externes et les pods arrières à 200 km/h

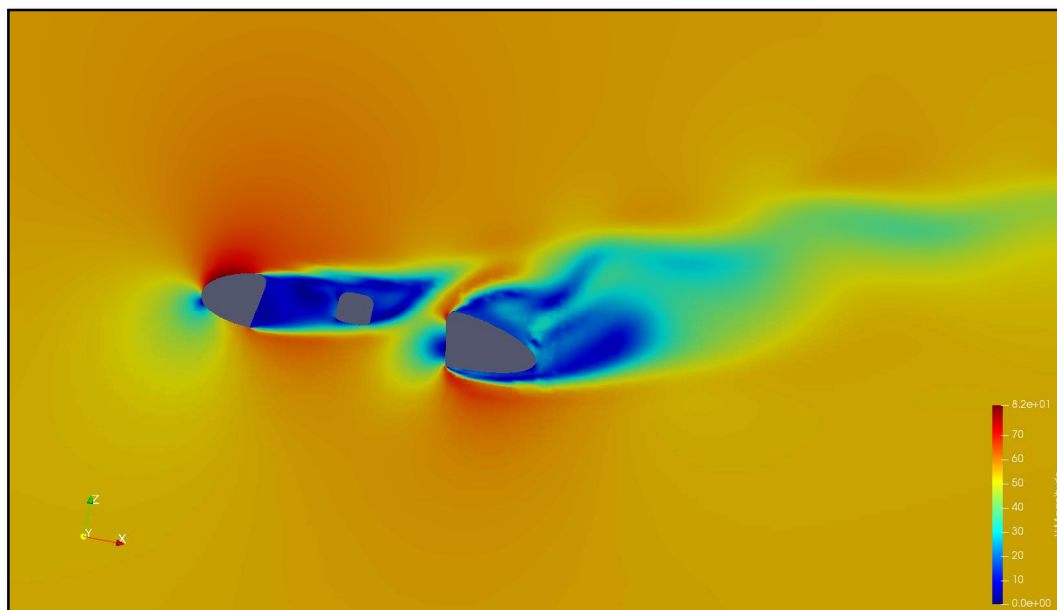


Figure 4-10 Champ de vitesse au niveau du plan (B) à 200 km/h, 11° d'angle d'attaque

### 4.3.2 Forces de traînée

De même, les coefficients de traînée des différentes composantes sont établis à l'aide de leurs forces de traînée, mais adimensionnés par une surface de référence commune, ce qui permet aux  $C_D$  de s'additionner. De ce fait, il est possible de définir la traînée totale comme étant la somme des traînées de chaque section et d'une traînée parasite globale à l'avion. La surface choisie est celle des ailes externes, mais cela est seulement une convention parmi d'autres. Les figures 4-11 et 4-12 montrent les courbes des valeurs du coefficient de traînée total en fonction de l'angle d'attaque et du coefficient de portance total. Les angles d'attaque positifs montrent une distribution assez classique des valeurs du coefficient de traînée, avec une augmentation exponentielle. Cependant, le coefficient de traînée augmente plus lentement entre 0° et 5° que sur une courbe de traînée classique. De plus, ce coefficient diminue avec les angles négatifs. Ces variations peuvent provenir du fait que le modèle choisi ait de la difficulté à bien capturer la traînée, notamment avec la présence d'écoulement turbulent. Une analyse plus détaillée sera nécessaire pour trouver la source de ces différences.

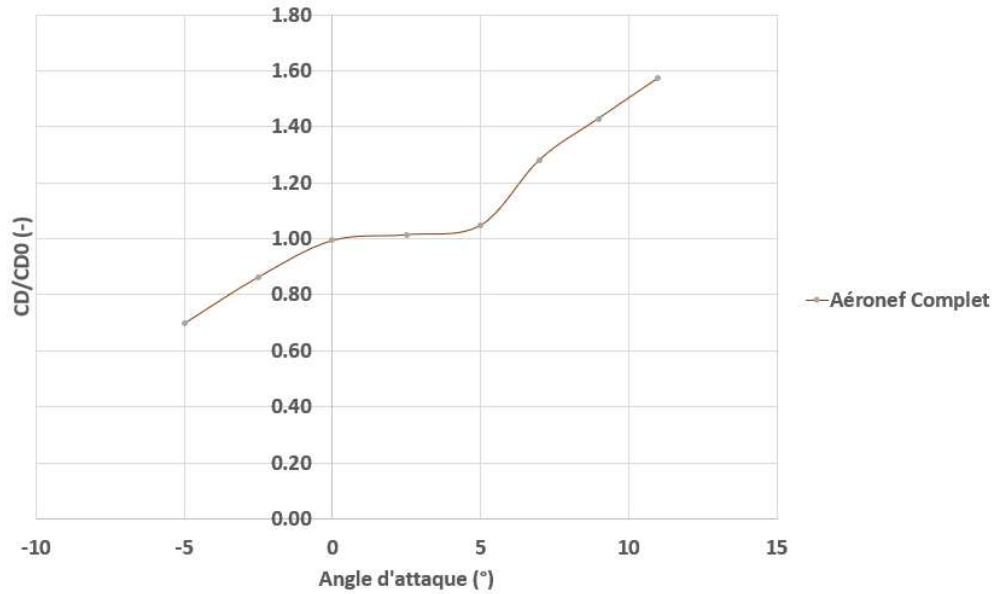


Figure 4-11 Graphique de la courbe  $C_D/C_{D0}$  vs Alpha à 200 km/h

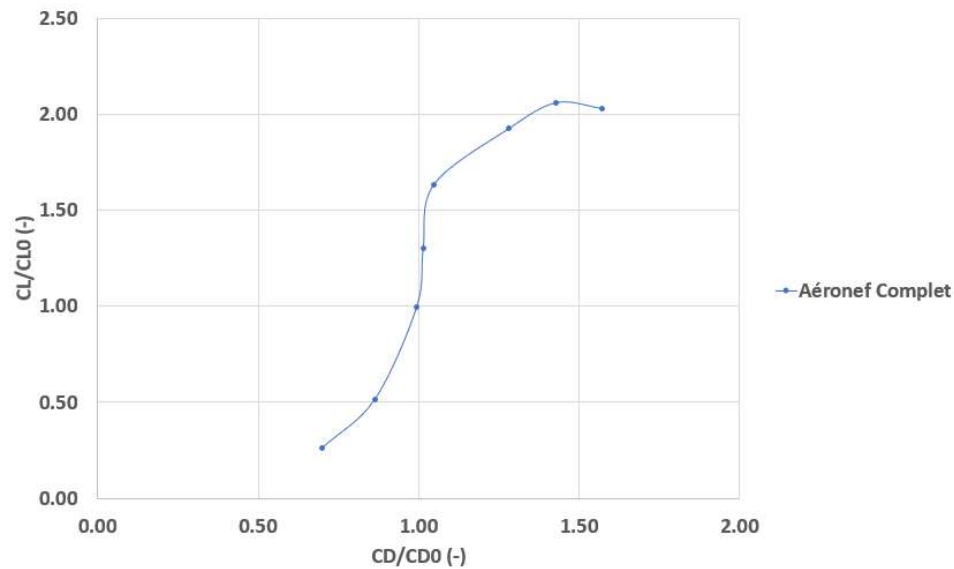


Figure 4-12 Graphique de la courbe  $C_L/C_{L0}$  vs  $C_D/C_{D0}$  à 200 km/h

De même qu'avec la portance, on s'intéresse à la contribution en traînée des différentes sections dans la figure 4-13. Il est possible de constater que les carènes ouvertes génèrent près du trois quarts de la traînée globale. Malgré la présence d'instabilités dans l'écoulement de ces régions, la valeur de ce pourcentage est assez élevée. Cela pourrait découler du fait que le modèle RANS surestime la traînée lorsque des écoulements turbulents sont présents, comme vu dans le cas de validation. Le fuselage contribue également de manière non négligeable à la traînée. Afin

d'expliquer ces comportements, les champs de vitesse et de pression seront analysés dans les figures 4-14 à 4-17.

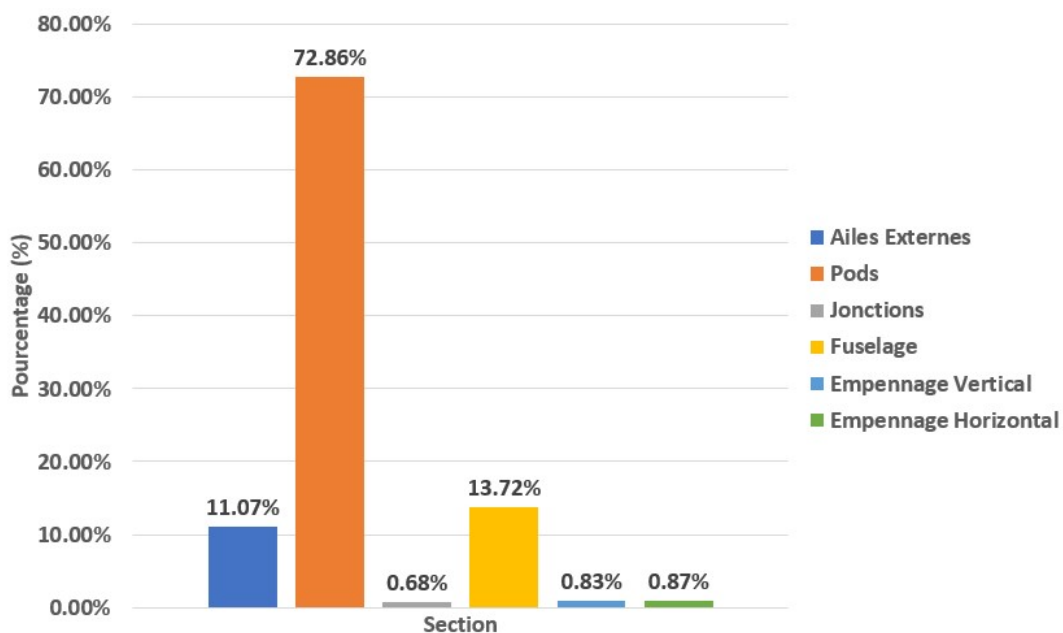


Figure 4-13 Graphique de la contribution des différentes sections à la traînée

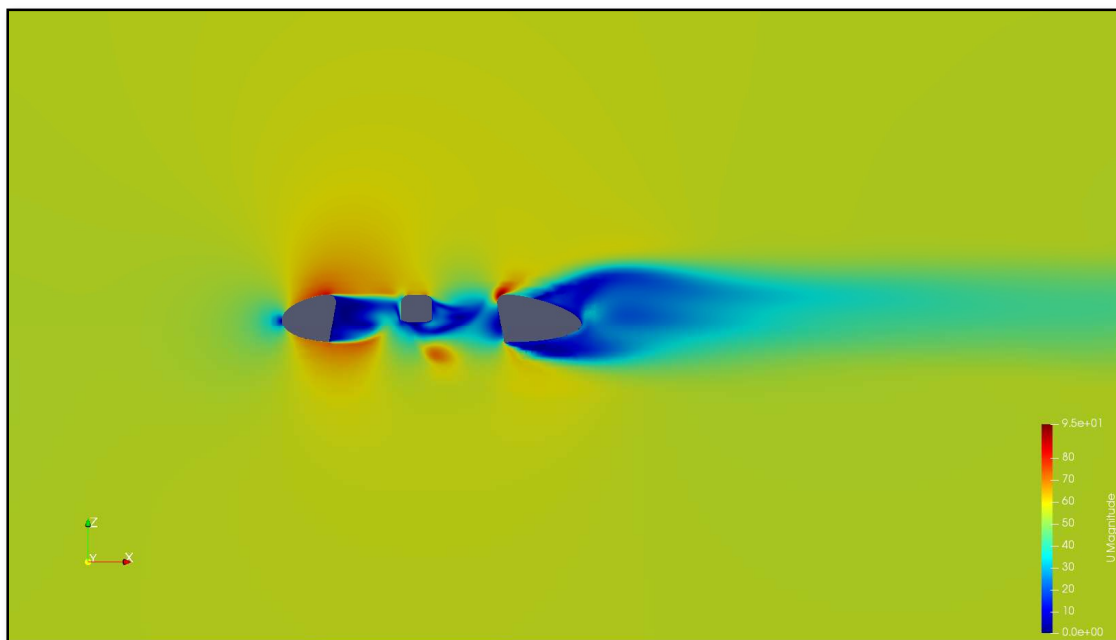


Figure 4-14 Champ de vitesse au niveau du plan (B) à 200 km/h, 0° d'angle d'attaque



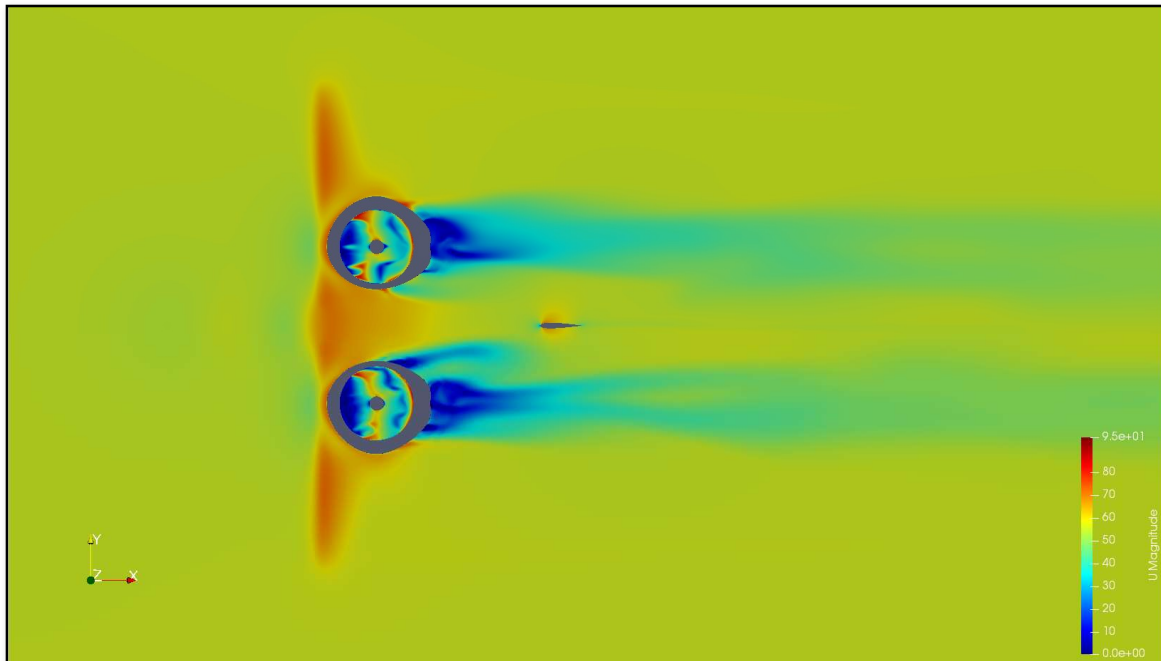


Figure 4-15 Champ de la vitesse avec vu du dessus des carènes à 200 km/h, 0° d'angle d'attaque

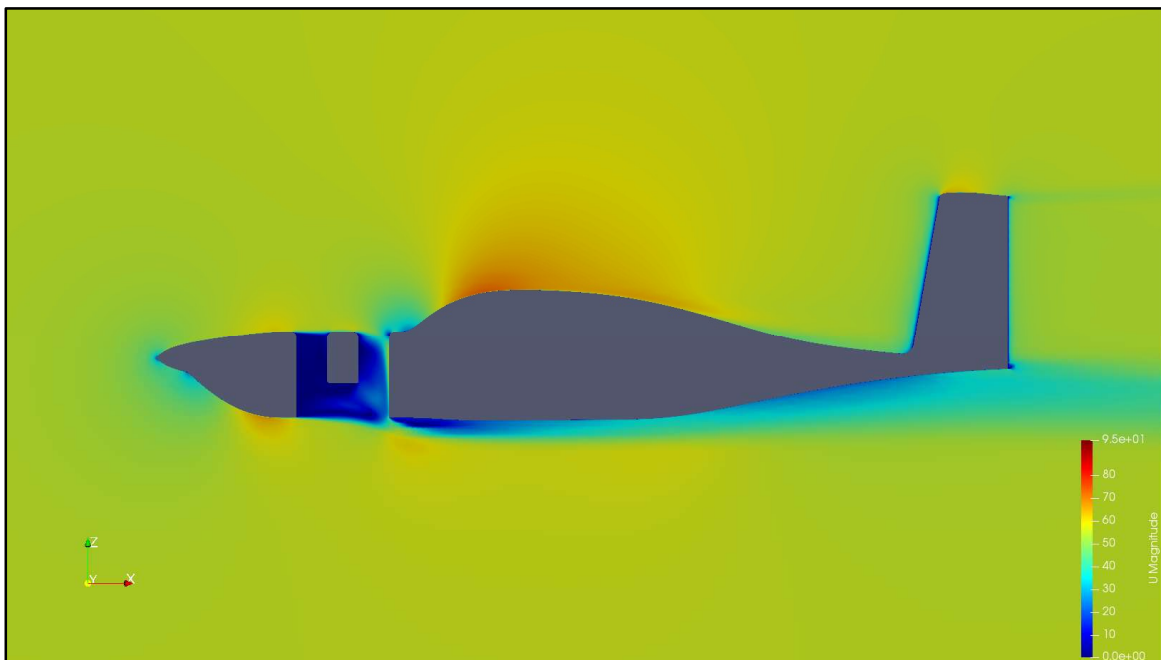


Figure 4-16 Champ de vitesse au plan (A) à 200 km/h, 0° d'angle d'attaque

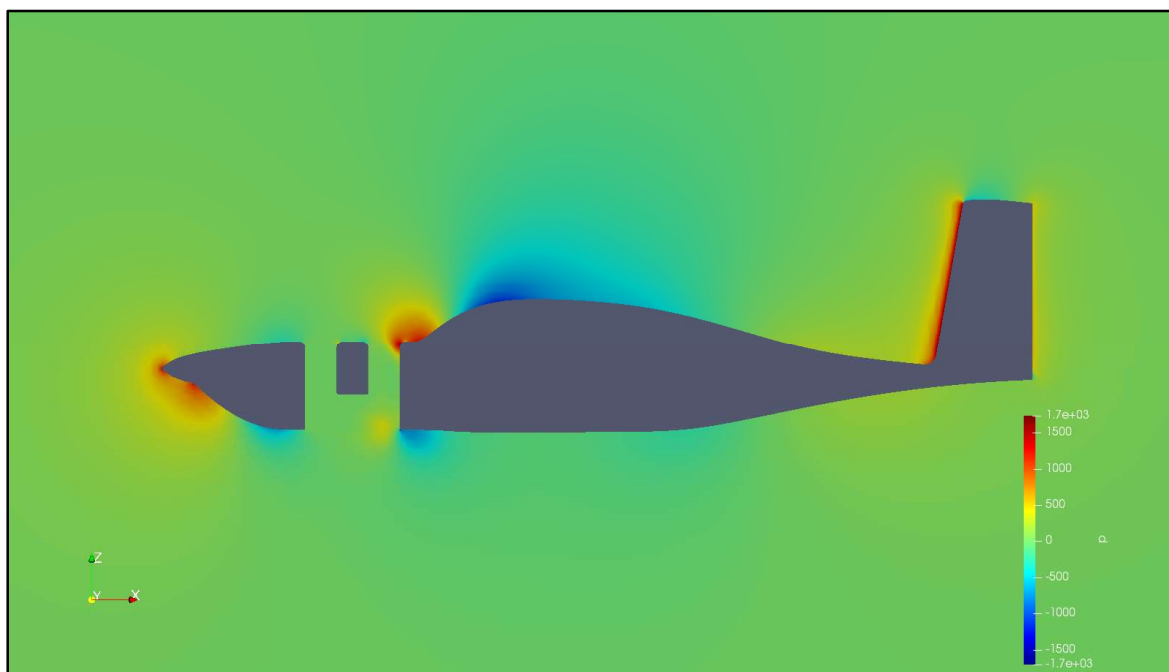


Figure 4-17 Champ de pression au plan (A) à 200 km/h, 0° d'angle d'attaque

Il est d'abord possible de remarquer des zones de vitesse nulle à l'intérieur des carènes des soufflantes avant et arrières dans les figures 4-14 et 4-16. Ce comportement est analogue au cas d'un écoulement au-dessus d'une marche qui est bien référencé dans la littérature. Il en résulte en des zones de recirculation à basse pression dans les carènes arrières situées derrière le bord d'attaque, derrière le corps central et sur l'extrados du bord de fuite. Ces dernières sont bien visibles dans la figure 4-5 où les lignes de courant sont présentées. Des écoulements turbulents en découlent alors à l'arrière de ces zones, bien visibles dans les figure 4-14 et 4-15, et cela crée des forces de traînée importantes. Cela est notamment visible au niveau de la partie arrière des carènes où l'écoulement entre en collision avec la carène et créer des tourbillons. Ce comportement est analogue à un écoulement qui frappe une plaque plane de face. Il serait alors intéressant d'étudier le compromis entre laisser les carènes ouvertes pendant le vol ou concevoir un système mécanique qui permettrait de fermer les trous, au détriment d'une plus grande complexité et d'une masse additionnelle. Le fuselage possède également plusieurs points saillants, visibles dans les figures 4-16 et 4-17, notamment au niveau de la lèvre de carène arrière et à la jonction en le nez et la pointe. Un lissage de ces points lors des prochaines versions de l'aéronef permettrait peut-être d'améliorer les performances en traînée.

### 4.3.3 Moments

Le coefficient de moment peut être déterminé de la même manière que les deux coefficients précédents, mais la corde géométrique moyenne des sections est ajoutée aux équations. La figure 4-18 montre la partie linéaire de la courbe du coefficient de moment.

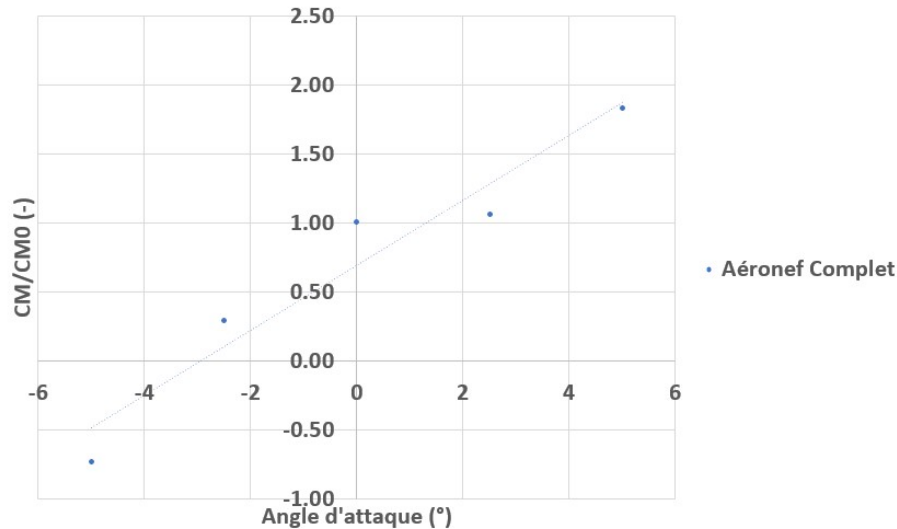


Figure 4-18 Graphique de la courbe  $C_M/C_{M0}$  vs Alpha à 200 km/h

La valeur de la pente de cette courbe divisée par le  $C_{L\alpha}$  est définie comme étant la marge statique. Une pente négative signifie que l'aéronef a plus tendance à piquer alors qu'une pente positive signifie une tendance à cabrer. Habituellement, les valeurs acceptables de marge statique se situent en 10% et 30%. Des valeurs en dessous signifieraient que l'aéronef serait instable et des valeurs au-dessus signifieraient que l'aéronef serait trop stable et qu'il demanderait beaucoup de force afin de le contrôler. Dans ce cas, il est possible de remarquer que la pente est positive, ce qui n'est pas un comportement désiré. La marge statique calculée est de -33.6%. Cela est dû à la force de portance négative de l'empennage horizontal qui pousse ce dernier vers le bas, ce qui induit un moment à cabrer. Une façon de régler ce problème lors des prochaines itérations serait de changer le calage du profil afin d'augmenter sa portance. D'autres solutions pourraient être de modifier les valeurs des surfaces des ailes afin de modifier les coefficients de portance locaux ou de modifier le centre de gravité, ce qui aura un impact direct sur la marge statique.

Afin de déterminer le centre aérodynamique, on doit trouver la position où le coefficient de moment ne change pas en fonction de l'angle d'attaque. Le moment retourné par OpenFoam est

défini par rapport au centre de gravité. On définit également le moment comme étant la force multipliée par le bras de levier, qui est donné ici comme étant la distance entre le centre de gravité et le centre aérodynamique, point où sont appliquées les forces aérodynamiques. On trouve le coefficient de moment résultant en la différence de ces deux définitions de moment avec comme seule variable inconnue étant la position du centre aérodynamique. Il est possible ensuite de tracer la courbe de ces valeurs en fonction de l'angle d'attaque et de modifier les valeurs de position jusqu'à ce que la pente de la courbe soit nulle. Le tableau 4-1 présente les positions du centre aérodynamique trouvées pour les surfaces portantes ainsi que les valeurs des positions en x qui délimitent chaque section de l'aéronef. Habituellement, le centre aérodynamique est situé à 25% de la corde pour une aile classique. Il est possible de remarquer que les positions trouvées ne sont pas trop éloignées du comportement attendu.

Tableau 4-1 Tableau présentant les positions des centres aérodynamiques

<b>Section</b>	<b>% de la corde</b>
<b>Aile externe</b>	59%
<b>Pods</b>	12%
<b>Jonction</b>	43%
<b>Empennage horizontal</b>	138%

## 4.4 Vol vertical

Le deuxième objectif de cette section est de vérifier que la carène contribue bien à la poussée et dans les mêmes proportions que discuté dans le chapitre 2. La figure 4-19 donne les pourcentages par rapport à la poussée totale du système des soufflantes et de leurs carènes.

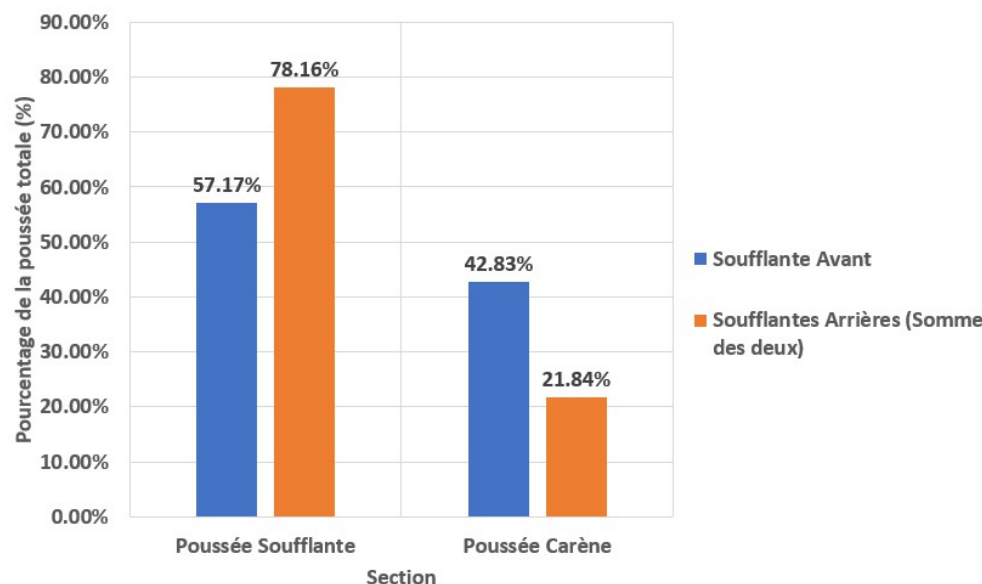


Figure 4-19 Graphique montrant la contribution à la portance des soufflantes et des carènes

Il est déjà possible de remarquer que même si les soufflantes arrières possèdent une plus grande poussée que la soufflante avant, les carènes arrières donnent au total quasiment la même poussée que la carène avant. Ce n'est pas le comportement attendu, car les carènes arrières devraient contribuer au minimum de façon identique proportionnellement à l'augmentation de la poussée soufflante. Par la suite, afin de comparer les ratios théoriques et les ratios obtenus, les aires de soufflantes et de sortie de carènes doivent être déterminées et appliquées aux formules. Le tableau 4-2 donne les valeurs géométriques, les valeurs calculées et une comparaison avec les valeurs tirées des simulations numériques. Le cas avec 500N de poussée du fan avant et 1000N de poussée fan arrière est considéré comme le cas à basse puissance. Les deux autres poussées sont considérées comme le cas à haute puissance. Il est important de rappeler que la métrique recherchée est le ratio entre la poussée soufflante et la poussée totale. Le ratio obtenu ne devrait pas changer selon la poussée soufflante en entrée selon l'équation (2.1), car il dépend seulement du ratio des aires. Ces résultats sont analysés pour deux poussées soufflantes différentes afin d'analyser l'influence de la poussée soufflante sur le ratio des poussées. Les ratios obtenus ne varient pas en fonction de la poussée soufflante, ce qui est un résultat attendu selon l'équation (2.1). Les carènes des soufflantes avant donnent des ratios de poussée assez proche des valeurs calculés, mais les carènes des soufflantes arrières ne poussent pas assez. L'analyse des champs de vitesse et de pression dans les figures 4-20 à 4-23 permet de trouver les causes.

Tableau 4-2 Tableau comparant les résultats des ratios de poussée

Soufflante	Cas d'étude	Ratio des aires (-)	Ratio calculé (-)	Ratio obtenu (-)	Erreur
Avant	Basse puissance	1.00	0.50	0.57	12%
Avant	Haute puissance	1.00	0.50	0.53	6%
Arrière	Basse puissance	1.17	0.43	0.78	45%
Arrière	Haute puissance	1.17	0.43	0.77	44%

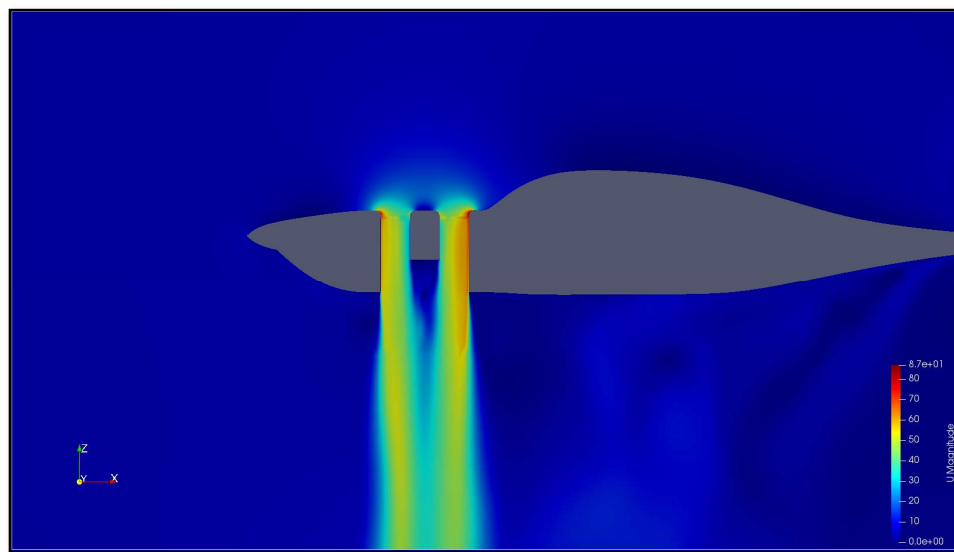


Figure 4-20 Champ de vitesse de la soufflante avant au niveau du plan (A) avec 710N de poussée

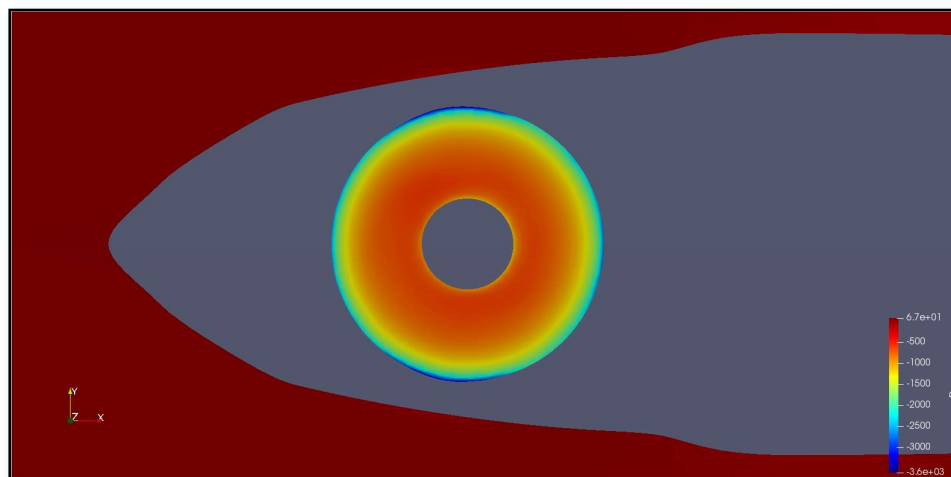


Figure 4-21 Champ de pression de la soufflante avant au niveau du plan (D) avec 710N de poussée

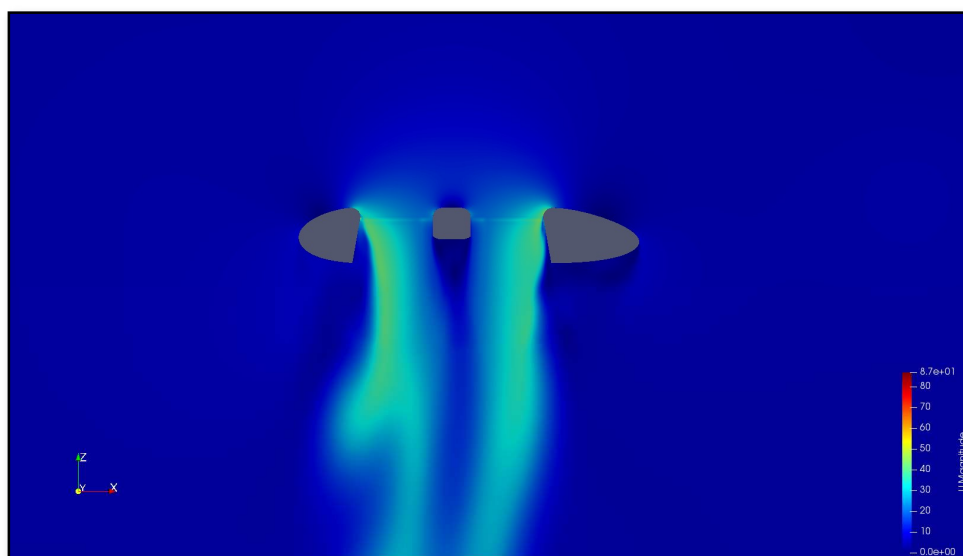


Figure 4-22 Champ de vitesse d'une soufflante arrière au niveau du plan (B) avec 950N de poussée

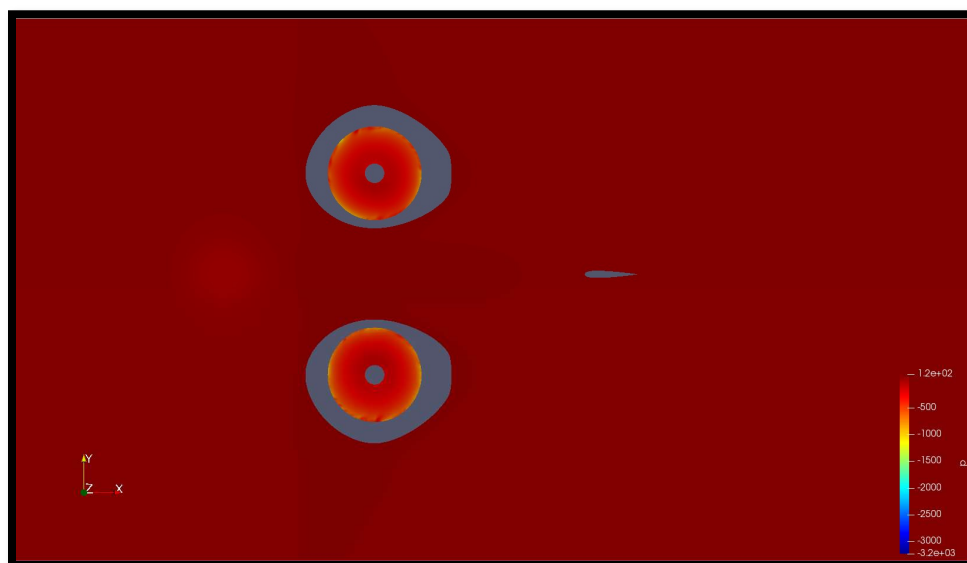


Figure 4-23 Champ de pression des soufflantes arrières au niveau du plan (E) avec 950N de poussée

Pour l'analyse des coupes, il est nécessaire tout d'abord de regarder le comportement à l'intérieur de la carène. Pour la partie avant dans les figures 4-20 et 4-21, l'écoulement est bien uniforme et colle bien à la paroi. Le disque de pression est bien uniforme avec un gradient dans l'axe radial. Cela résulte alors en un ratio de poussée proche des valeurs analytiques. Par contre, pour les soufflantes arrières dans les figures 4-22 et 4-23, l'écoulement est décollé des parois. Il n'exerce alors pas ou très peu de force sur la carène, ce qui en résulte en une contribution beaucoup moindre qu'attendu. Cela peut être dû aux rayons de lèvre qui sont trop petits par rapport à l'angle de divergence. La littérature ne donne pas de valeurs cibles du rayon de lèvre, alors il sera nécessaire de valider avec d'autres valeurs. Une erreur de simulation numérique pourrait également être en cause, mais cela est moins probable étant donné que les calculs ont été capables de bien modéliser l'écoulement dans la carène avant.

## 4.5 Vol de transition

Afin d'analyser les effets de la colonne d'air lorsque celle-ci est mise en vol d'avancement, il est nécessaire d'abord de simuler l'aéronef avec une vitesse d'avancement et sans poussée soufflante. Par la suite, il suffira de comparer les résultats avec et sans poussée pour obtenir les contributions sur la portance, la traînée et les moments. La comparaison sera faite en premier lieu pour l'avion



complet dans le tableau 4-3, puis pour les pods dans le tableau 4-4 et finalement pour le fuselage dans le tableau 4-5.

Tableau 4-3 Comparaison des résultats pour l'aéronef complet à 150 km/h et les soufflantes à basse puissance

<b>Variable</b>	<b>Écart avec l'ajout de la poussée soufflante</b>
<b>Portance</b>	25%
<b>Traînée</b>	73%
<b>Moment</b>	466%

Tableau 4-4 Comparaison des résultats pour les Pods à 150 km/h et les soufflantes à basse puissance

<b>Variable</b>	<b>Écart avec l'ajout de la poussée soufflante</b>
<b>Portance</b>	31%
<b>Traînée</b>	84%
<b>Moment</b>	34%

Tableau 4-5 Comparaison des résultats pour le fuselage à 150 km/h et les soufflantes à basse puissance

<b>Variable</b>	<b>Écart avec l'ajout de la poussée soufflante</b>
<b>Portance</b>	57%
<b>Traînée</b>	144%
<b>Moment</b>	-73%

Pour les trois sections décrites dans les tableau 4-3 à 4-5, il est possible de remarquer une augmentation de la portance dans tous les cas, ce qui est un résultat attendu compte tenu de l'activation des soufflantes. La traînée quant à elle augmente pour toutes les parties. L'augmentation de la traînée pour les pods et le fuselage est significative et peut être attribuée aux colonnes d'air (*jet-in-crossflow*). L'étude des lignes de courant pour le vol de transition dans la figure 4-24 montre un écoulement beaucoup plus attaché que pour le vol horizontal seul, présenté dans la figure 4-5. Il se peut que dans ce cas, la poussée de la soufflante vers le bas permet de rattacher l'écoulement sur l'extrados du bord de fuite. Pour les résultats de moments, il y a un moment à cabrer additionnel pour l'avion complet et les pods. Pour le fuselage, il y a un moment à piquer. L'étude des lignes de courant au niveau de la soufflante du fuselage présenté dans la figure 4-25 démontre les mêmes comportements que trouvés par Thouault et al.(2008) avec une zone décollement dans la carène et une zone vide en arrière de la colonne d'air. Cependant, la zone dans la carène est beaucoup plus décollée. De plus, il est possible de remarquer dans la figure 4-26 les perturbations sur la soufflante avant prédites par les études antérieures sur le *fan-in-wing* par Schaub (1968), Diedrich (1975) et Thouault et al. (2008). On observe bien le décollement dans la demie avant de la carène, comparément au disque uniforme présenté dans la figure 4-21. Une modification du rayon de lèvre d'entrée pourrait aider à éviter ce décollement. Malgré les quelques comportements attendus, il est de mise de prendre les résultats avec prudence, car la méthode RANS peut avoir des limites avec des écoulements turbulents et détachés.

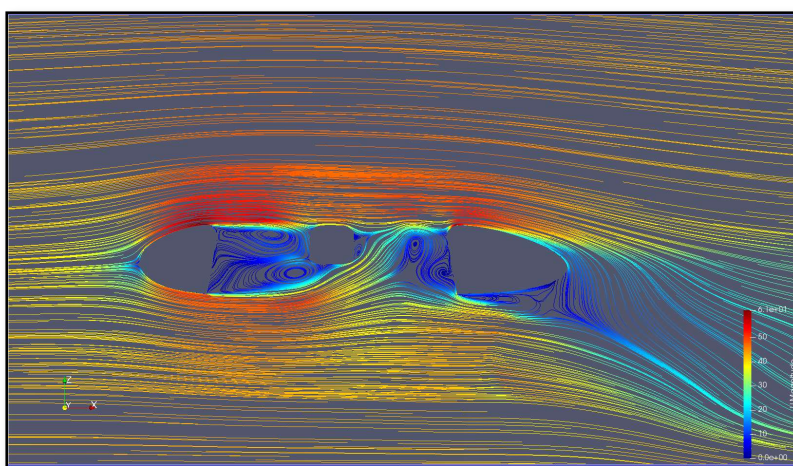


Figure 4-24 Lignes de courant au niveau du plan (B), à 150 km/h

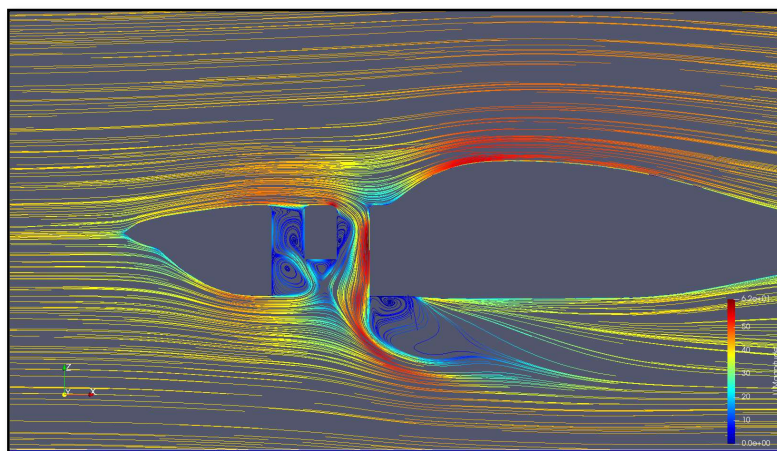


Figure 4-25 Lignes de courant au niveau du plan (A), à 150 km/h

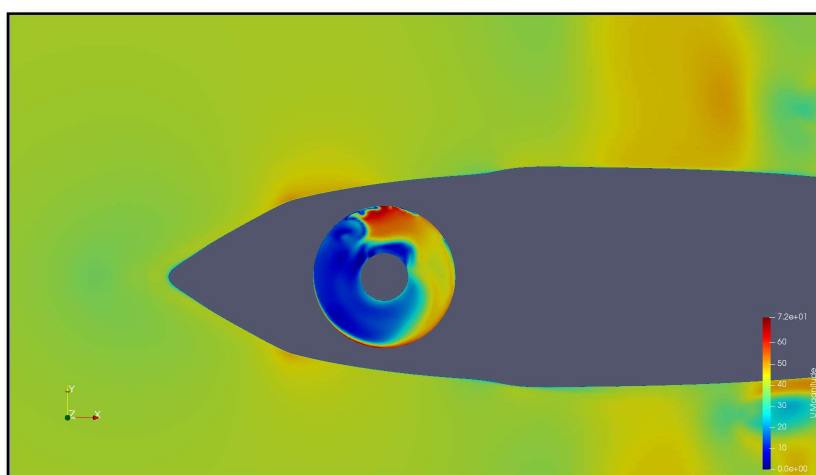


Figure 4-26 Perturbations de l'écoulement amont sur la soufflante avant à 150 km/h

## CHAPITRE 5 CONCLUSION

### 5.1 Retour sur la recherche

#### 5.1.1 Travaux réalisés

Lors de cette recherche, des simulations numériques avec la méthode RANS ont été effectuées afin de mieux comprendre les comportements aérodynamiques du concept d'aéronef à décollage et à atterrissage vertical d'Ascendance Flight Technologies. Il a été possible de tirer des conclusions pour chacune des parties de la mission.

- Pour le vol vertical, les simulations montrent un écoulement collé pour la carène avant, mais pas pour les deux carènes arrières. Il en résulte en une bonne contribution de la carène à la portance dans le premier cas et en une moindre contribution pour le deuxième. Les comparaisons des ratios de poussées avec les résultats analytiques confirment ces observations.
- Pour le vol de transition, les comportements d'un *jet-in-crossflow* ont été retrouvés avec notamment des augmentations de la traînée. L'écoulement amont crée également une perturbation sur la partie avant de la soufflante.
- Pour le vol horizontal, les courbes des coefficients de portance et de traînée ont été sorties. Les contributions des différentes sections ont été analysées et des recommandations ont été émises pour améliorer les performances de l'aéronef en vol de croisière. Il a été trouvé que les soufflantes carénées possède une énorme traînée par rapport au reste de l'avion. Finalement, l'analyse des moments a permis d'observer un comportement instable.

Somme toute, la méthodologie utilisée dans cette recherche a permis de comprendre les phénomènes globaux autour de l'aéronef à un niveau qui est acceptable pour les phases d'avant-projet compte-rendu de la rapidité avec laquelle il est possible d'appliquer la méthodologie. Les calculs ont également été complétés dans un temps raisonnable pour les ressources disponibles.

### 5.1.2 Limites de l'étude

Il est clair qu'une des limites importante de l'étude est le fait qu'il n'est pas possible de valider les résultats numériques avec des tests expérimentaux. De plus, les observations faites sur les champs montrent que les comportements dans les carènes ouvertes en vol d'avancement et les colonnes d'air en vol de transition démontrent des comportements hautement turbulents et des zones décollées. Il est possible alors mettre en question la précision des résultats RANS dans de tels contextes. Le modèle de validation utilisé pour vérifier la méthodologie peut être moins pertinent compte tenu des résultats obtenus. Plusieurs écoulements détachés ont été trouvés, alors que les simulations sur le NACA0012 montraient des écoulements assez bien attachés. Cela apporte alors des doutes sur les résultats obtenus.

## 5.2 Recommandations

### 5.2.1 Autre cas de validation

Il serait intéressant de trouver d'autres cas de validation qui créent des écoulements décollés afin de vérifier la méthodologie. Un cas possible serait l'étude des profils d'aile tronqués réalisée par Wentz (1993). Il tronqua des profils à différents pourcentages de la corde et cela est très proche de ce qui est retrouvé au niveau des pods. Les profils tronqués vont créer des tourbillons périodiques au niveau du bord de fuite. Il sera alors intéressant de vérifier si la méthodologie est capable de bien capturer ces tourbillons et dans le cas négatif, quantifier la variation possible avec les valeurs réelles.

### 5.2.2 Simulations instationnaires

OpenFoam intègre plusieurs méthodes et solveurs différents. Il est donc capable d'effectuer des simulations instationnaires en *Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (URANS). Le premier permet d'ajouter une composante instationnaire au calcul. Il serait intéressant alors de mettre en place un cas test utilisant la méthode URANS et de le comparer avec les résultats obtenus dans cette recherche. Une attention particulière pourrait être apportée au niveau des besoins additionnels en temps et en ressource de calcul. Les calculs instationnaires permettraient aussi d'intégrer les pales lorsque leur design sera figé.

### 5.2.3 Soufflerie

Les simulations CFD s'insèrent dans une démarche qui inclut des calculs analytiques et des études expérimentales pour valider les résultats obtenus. Il serait alors intéressant de comparer les résultats obtenus par simulation numérique avec des tests en soufflerie. Étant donné que ces derniers demandent beaucoup de ressources en temps et en capital, il serait plutôt judicieux de les faire une fois la configuration du concept figé et les boucles d'études terminées. La méthodologie inclurait la création d'une maquette à échelle réduite par usinage, l'investigation d'une veine de soufflerie qui convient aux besoins et la rédaction d'un cahier des charges. Afin de simuler le vol de transition, des petites soufflantes avec des moteurs électriques peuvent être placées dans les carènes de la maquette. Lors des simulations, ces soufflantes peuvent être actionnées avec différentes vitesses de rotation, ce qui provoquerait des poussées différentes.

### 5.2.4 Effets de *windmilling*

Laisser les carènes ouvertes pendant le vol horizontal fera en sorte que les soufflantes seront libres de tourner si un mécanisme de verrouillage n'est pas mis en place. Dans cette recherche, la modélisation des pales des soufflantes a été omise afin de simplifier le problème. Cependant, la rotation des pales aura certainement un effet sur l'écoulement, la portance, la traînée et les moments en vol d'avancement. Ce phénomène peut se rapprocher du *windmilling* des turbosoufflantes, sauf que l'écoulement est parallèle au sens de rotation des soufflantes. Il sera alors intéressant d'étudier et de quantifier ces effets.

## RÉFÉRENCES

United Nations Department of Economic and Social Affairs. (2011). *World Urbanization Prospects, The 2011 Revision*. Tiré de :

[https://www.un.org/en/development/desa/population/publications/pdf/urbanization/WUP2011\\_Report.pdf](https://www.un.org/en/development/desa/population/publications/pdf/urbanization/WUP2011_Report.pdf)

Reed, D. (22 janvier 2019) Too Big To Fail : Projected Flying Cars Market Is So Big That A Few Of The 135 Makers Will Succeed. *Forbes*. Tiré de :

<https://www.forbes.com/sites/danielreed/2019/01/22/to-big-to-fail-projected-flying-cars-market-is-so-big-that-a-few-of-the-135-makers-will-succeed/#3cc50e235411>

Kasliwal, A., Furbush, N., Gawron, J., McBride, J., Wallington, T., De Kleine, R., Kim, Hyung et Keoleian, G. (9 avril 2019) Role of flying cars in sustainable mobility. *Nature Communications*. Tiré de :

<https://www.nature.com/articles/s41467-019-09426-0#Sec2>

Lineberger, R., Hussain, A., Metcalfe, Matt. et Rutgers, V. (30 mai 2019) Infrastructure barriers to the elevated future of mobility. *Deloitte Insights*. Tiré de :

<https://www2.deloitte.com/us/en/insights/focus/future-of-mobility/infrastructure-barriers-to-urban-air-mobility-with-VTOL.html>

Bacchini, A. et Cestino, E. (28 février 2019) Electric VTOL Configurations Comparison. *Politecnico Di Torino*. DOI : 10.3390/aerospace6030026

Hovey, R. (1977) *Ducted Fans For Light Aircraft* (4ème éd). États-Unis : Zenith Aviation Books.

Weir, R. (1988) *Aerodynamic Design Considerations For A Free-Flying Ducted Propeller*. Communication présentée à la Atmospheric Flight Mechanics Conference, Minneapolis, Minnesota, États-Unis. (p. 420-431) DOI : 10.2514/6.1988-4377

Abrego, A. et Bulaga, R. (2002) *Performance study of a Ducted Fan System*. Communication présentée au American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialists Meeting, San Francisco, Californie, États-Unis. Tiré de : [https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Abrego2\\_AHS02.pdf](https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Abrego2_AHS02.pdf)

Pereira, J. (2008) *Hover and wind-tunnel testing of shrouded rotors for improved micro air vehicle design*. (Thèse de doctorat, University of Maryland, College Park, MD). Tiré de :

<https://cpb-us-e1.wpmucdn.com/blog.umd.edu/dist/c/362/files/2016/03/Pereira-PhD-2008-t4vjbq.pdf>

Schaub, U. (1968) Experimental Investigation of Flow Distortion in Fan-In-Wing Inlets. *J. Aircraft* 5(5). DOI : 10.2514/3.43969

Diedrich, J. (1975) *Summary of model VTOL lift fan tests conducted at NASA Lewis Research Center*. (Rapport n°TM X-71778, NASA). Tiré de :

<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19750021033.pdf>

Gerdes, R. (1993) *Lift-Fan Aircraft – Lessons Learned, The Pilot's Perspective*. (Rapport n°177620, NASA). Tiré de :

<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19940011477.pdf>

Deckert, W. (1995) *The Lift-Fan Aircraft : Lessons Learned*. (Rapport n°196694, NASA). Tiré de :

<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19950020723.pdf>

Thouault, N., Gologan, C., Breitsamter, C. et Adams, N.A. (2008) Aerodynamic Investigations On A Generic Fan-In-Wing Configuration. *International Congress of the Aeronautical Sciences*. Tiré de : [https://www.icas.org/ICAS\\_ARCHIVE/ICAS2008/PAPERS/519.PDF](https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2008/PAPERS/519.PDF)

Capitao Patrao, A. (2018) *Description and validation of the rotorDiskSource class for propeller performance estimation*. (Chalmers University of Technology) DOI : 10.17196/OS\_CFD#YEAR\_2017

Ladson, C. (1988) *Effects of independent variation of Mach and Reynolds numbers on the low-speed aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil section*. (Rapport n°TM-4074, NASA). Tiré de : <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19880019495.pdf>

Wentz, W. (1993) Aerodynamic Characteristics of Truncated Airfoils at High Angle of Attack. *SAE Transactions. Volume* (102). 93-100. Tiré de : <https://www.jstor.org/stable/44739958>



Ke, J. et Edwards, J. (2013) *RANS and LES/RANS Simulation of Airfoils under Static and Dynamic Stall*. (North Carolina State University) DOI : 10.2514/6.2013-955

Liu, F. (2017) *A Thorough Description Of How Wall Functions Are Implemented In OpenFoam*.

Tiré de :

[http://www.tfd.chalmers.se/~hani/kurser/OS\\_CFD\\_2016/FangqingLiu/openfoamFinal.pdf](http://www.tfd.chalmers.se/~hani/kurser/OS_CFD_2016/FangqingLiu/openfoamFinal.pdf)

Clarkson University. The NACA Airfoil Series. *Clarkson University*. Tiré de :

<https://people.clarkson.edu/~pmarzocc/AE429/The%20NACA%20airfoil%20series.pdf>

Juretic, F. (2015) *cFMesh User Guide*. Tiré de :

[http://cfmesh.com/wp-content/uploads/2015/09/User\\_Guide-cfMesh\\_v1.1.pdf](http://cfmesh.com/wp-content/uploads/2015/09/User_Guide-cfMesh_v1.1.pdf)

NASA Langley Research Center (2019) Turbulence Modeling Resource. Tiré de :

[https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012\\_val.html](https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html)

Engineering.com (2015) 3 Criteria for Assessing CFD Convergence. Tiré de :

<https://www.engineering.com/DesignSoftware/DesignSoftwareArticles/ArticleID/9296/3-Criteria-for-Assessing-CFD-Convergence.aspx>

Leap Australia (2019) Tips & Tricks : Turbulence Part 1 – Introduction to turbulence modelling

Tiré de : <https://www.computationalfluidynamics.com.au/turbulence-modelling/>

OpenFoam User Guide (2016-2017) *Inlet Conditions*. Tiré de :

<https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/guide-bcs-derived-inlet.html>

OpenFoam User Guide (2016-2017) *Turbulent intensity kinetic energy*. Tiré de :

<https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/guide-bcs-inlet-turbulent-k-turbulent-intensity-kinetic-energy.html>

Aviation Chef (2018) *Angle of attack*. Tiré de : <http://www.aviationchief.com/angle-of-attack.html>

## ANNEXE A AÉRODYNAMIQUE EXTERNE

Il est avant tout important de bien comprendre la base des conditions de simulation. Les principales valeurs recherchées et qui donnent les performances aérodynamiques de l'aéronef sont la portance, la traînée et les moments. Les théories données ici sont pour un écoulement incompressible, car les vitesses de vols sont bien en-dessous de Mach 0.3.

### A.1 Portance

Un des objectifs de cette recherche sera de caractériser la courbe  $C_L$  – Alpha de l'aéronef, tant en décrivant la partie linéaire qu'en estimant la période où s'amorcera le décrochage. L'équation (A.1) permet de décrire les forces de portance, où  $\rho$  est la densité de l'air,  $V$  la vitesse,  $S$  la surface et  $C_L$  le coefficient de portance. Il est important de noter que la portance globale de l'avion est une somme des portances de chacune des sections.

$$F_L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (\text{A.1})$$

Pour un profil donné, le coefficient de portance varie linéairement en fonction de l'angle d'attaque, qui est l'angle entre l'avion et le vecteur vitesse de l'air, avant le décrochage. L'équation pour la partie linéaire de la courbe est alors donnée par la formule (A.2). La figure A-1 donne un exemple de courbe de portance.

$$C_L = C_{L\alpha} \alpha + C_{L0} \quad (\text{A.2})$$

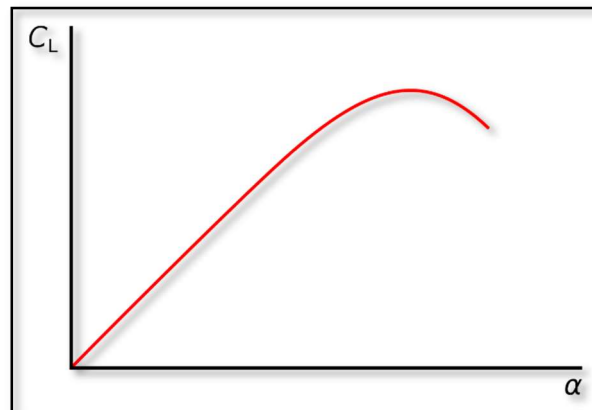


Figure A-1 Exemple de courbe  $C_L$  - Alpha

## A.2 Traînée

La traînée est la force qui s'oppose au mouvement de l'aéronef. Il est alors crucial de réduire cette valeur. Sa valeur est donné par la formule (A.3), où  $C_D$  est le coefficient de traînée.

$$F_D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (\text{A.3})$$

La traînée se décompose en trois parties : la traînée parasite, la traînée induite et la traînée d'onde. La dernière est seulement présente dans des écoulements transsoniques et supersoniques, alors elle ne s'applique pas dans le cas présent. La traînée parasite,  $C_{D,0}$  se divise elle-même en deux parties : la traînée de forme et la traînée de frottement. Son équation est donné par la formule (A.4). La traînée de forme est reliée directement à la forme et à section transversale de la géométrie. Plus elle est effilée, plus la traînée de forme sera petite. La traînée de friction quant à elle provient du frottement entre l'écoulement et la surface de l'objet. La traînée induite,  $C_{D,i}$  provient elle de la composante de la portance dans l'axe de la traînée.

$$C_D = C_{D,0} + C_{D,i} \quad (\text{A.4})$$

Il est alors possible de trouver la valeur de la traînée parasite en trouvant le point où la traînée induite est nulle sur la courbe  $C_D$  en fonction de  $C_L$ .

## A.3 Turbulence

Une des valeurs les plus importantes en aérodynamique externe est le nombre de Reynolds. C'est un nombre adimensionnel décrivant le ratio des forces inertielles aux forces visqueuses et qui permet de prédire l'état de turbulence de l'écoulement. Sa grandeur est donné par la formule (A.5), où  $\rho$  est la densité de l'air,  $V$  sa vitesse,  $L$  la longueur caractéristique et  $\mu$  la viscosité dynamique.

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (\text{A.5})$$

Habituellement, un écoulement possédant un nombre de Reynolds inférieur à 300 000 est considéré comme laminaire, c'est-à-dire que le comportement de l'écoulement est ordonné est facilement prédictible. Au-delà de cette valeur, l'écoulement amorce une transition et devient peu à peu pleinement turbulent. L'écoulement turbulent est défini avec un nombre de Reynolds supérieur à 1 million. Le nombre de Reynolds découlant de l'étude de l'écoulement autour de l'aéronef est critique, car le choix des modèles de turbulence dépend de cette valeur. Par exemple, le modèle K-

Oméga SST possède deux formulations, une à bas et une à haut nombre de Reynolds. Le choix du bon modèle est primordial pour caractériser le plus précisément possible les phénomènes en jeux.

Les équations de Navier-Stokes données par les formules (A.6) à (A.10) permettent de décrire la physique des écoulements fluidiques. Cependant, étant donné la nature des équations en question, il est pratiquement impossible de trouver des solutions analytiques quoi que plusieurs cas utilisant des simplifications sur les termes non-linéaires sont bien documentés dans la littérature comme l'écoulement de Poiseuille et l'écoulement de Couette.

$$\rho \left( \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = \rho g_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (\text{A.6})$$

$$\rho \left( \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = \rho g_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left( \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad (\text{A.7})$$

$$\rho \left( \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) = \rho g_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad (\text{A.8})$$

$$\rho \frac{dV}{dt} = \rho g - \nabla p + \mu \nabla^2 V \quad (\text{A.9})$$

$$V(u, v, w) \quad (\text{A.10})$$

Plusieurs approches en simulation numériques sont possibles pour résoudre les équations de Navier-Stokes : le Reynolds-Averaged Navier-Stokes, le *Large Eddy Simulation* (LES) et le *Direct Numerical Simulation* (DNS). Le premier utilise une moyenne temporelle des équations. Le deuxième permet de calculer les grandes échelles de turbulence et le dernier, comme son nom l'indique, calcule toutes les échelles de turbulence. Cependant, ces deux derniers demandent une capacité en ressources de calcul très importante, quoi que les simulations LES deviennent de plus en plus utilisées avec les avancements récents en processeurs et en puissance de calcul. Dans le cadre de cette recette, la solution RANS sera retenue étant donné la limitation en puissance de calcul et en temps. Elle permet toutefois d'avoir une bonne approximation des phénomènes en jeux.

La turbulence est un phénomène chaotique et déterminer les valeurs en un point précis à un temps donné est extrêmement difficile. Les calculs RANS quant à eux approxime ces phénomènes en les décomposant la vitesse en une valeur moyenne et des fluctuations autour de cette valeur. Pour la plupart des problèmes et plus particulièrement l'aérodynamique externe, ces fluctuations peuvent être négligeables ou de faible valeur. Il reste alors une seule variable à déterminer pour

fermer les équations : les contraintes. Afin de simuler numériquement des problèmes complexes, des modèles de turbulence ont dû être développés et utilisés afin de déterminer ces valeurs. Les principaux sont présentés dans le tableau A-1 avec leurs caractéristiques particulières.

Tableau A-1 Tableau comparant les différents modèles de turbulence

Modèle	Particularités
Spalart-Allmaras	Modèle à une équation.
K-Epsilon	Modèle à deux équations. Permet de bien modéliser les écoulements loin des parois.
K-Oméga	Modèle à deux équations. Permet de bien capturer les écoulements proche paroi.
SST (Shear Stress Transport)	Modèle à deux équations. Combine les modèles K-Epsilon et K-Oméga. C'est le modèle le plus utilisé aujourd'hui en recherche et en industrie.

## A.4 Moments

L'analyse des moments permet de donner un aperçu de la stabilité et de la contrôlabilité de l'appareil. Les moments sont donnés par la formule (A.11), où  $c$  est la corde géométrique et  $C_m$  le coefficient de moment.

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S c C_m \quad (\text{A.11})$$

Pour un profil classique, le centre aérodynamique, qui est le point où est appliqué les forces aérodynamiques, est placé à environ 25% de la corde par rapport au bord d'attaque. Le coefficient de moment est directement lié au centre aérodynamique, car c'est le point où il ne varie pas avec l'angle d'attaque. Également, la courbe du coefficient de moment versus l'angle d'attaque permet de déterminer la stabilité et elle devrait être linéaire. Sa pente est définie comme étant la marge statique. Une valeur positive signifie que l'aéronef possède un comportement *nose-up* et une valeur négative signifie un comportement *nose-down* qui est plus désirable.

## A.5 Blade Element Theory

Il est nécessaire de trouver une méthode simple afin de modéliser le mouvement des soufflantes dans les simulations vu que des maillages tournant ne seront pas utilisés. Le *Blade Element Theory* permet de bien avoir une approximation tout en étant facile à modéliser. Le principe consiste à décomposer une pale en plusieurs sections différentes. La figure A-2 donne un exemple de décomposition de pale et la figure A-3 donne un exemple du calcul des forces. Les forces sont déterminées sur ces sections à partir de différents paramètres comme l'angle d'attaque de la pale, sa corde et sa vitesse locale, puis intégrés sur la longueur de la pale pour avoir le total. Les effets 3D ne sont par contre pas pris en compte dans ce modèle, d'où l'approximation. Habituellement, la poussée sera légèrement surestimée par rapport à sa valeur réelle et son couple sera légèrement sous-estimé. Il est évident que plus le nombre de décompositions sera grand, plus les résultats seront précis.

Cette théorie peut également être utilisée de façon analytique afin d'estimer la poussée totale ou encore de trouver la vitesse de rotation des pales qui résultera en une poussée donnée. Il suffit alors de résoudre une série d'équations. La première relie la poussée et le couple à la portance et à la traînée des sections. La deuxième relie la poussée et le couple aux quantités de mouvement au niveau axial et angulaire.

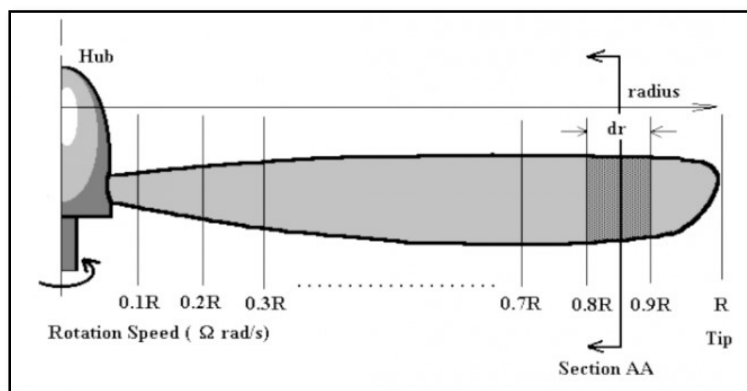


Figure A-2 Exemple de décomposition d'une pale avec la méthode BEM<sup>12</sup>

<sup>12</sup> Source : <http://www.aerodynamics4students.com/propulsion/blade-element-propeller-theory.php>

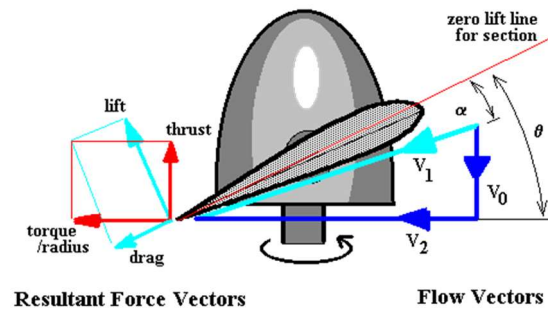


Figure A-3 Calcul des forces à partir des différents paramètres<sup>13</sup>

<sup>13</sup> Source : <http://www.aerodynamics4students.com/propulsion/blade-element-propeller-theory.php>

## ANNEXE B SCHÉMAS NUMÉRIQUES

Le tableau B-1 donne les schémas numériques utilisés dans OpenFoam pour les simulations.

Tableau B-1 Tableau des schémas numériques utilisés dans OpenFoam

Variable	Schéma numérique
Temps	steadyState
Gradient	cellLimited leastSquares 1.0
Divergence (U)	bounded Gauss linearUpwindV grad(U)
Divergence (k)	bounded Gauss upwind
Divergence (Omega)	bounded Gauss upwind
Laplacien	Gauss linear limited 0.5



## ANNEXE C VALIDATION DES SIMULATIONS

Avant de prendre les résultats donnés par OpenFoam pour l'analyse, il est nécessaire de vérifier si les simulations sont valides. Cela est possible par plusieurs critères tant numériques que qualitatifs.

Le premier critère à vérifier à la suite d'une simulation numérique est la convergence des résultats. En effet, les études menées dans cette recherche sont définies comme étant stationnaires, c'est-à-dire que les calculs résultent en un état statique et qui est indépendant du temps. À travers des itérations, les calculs doivent alors converger vers une seule valeur. Ci-dessous sont les graphiques montrant l'évolution des forces à travers les itérations. Un autre valeur numérique à surveiller lors de simulations sont les résidus. Ces derniers donnent les erreurs des simulations numériques et sont donnés pour chaque paramètre du fluide : la pression, la vitesse, l'intensité de turbulence et l'échelle de longueur de turbulence. Idéalement, les résidus devraient être autour de  $1e4$ , mais des valeurs plus hautes ne signifient pas nécessairement que le calcul n'est pas bon. Dans les cas considérés ici, les résidus se situent entre  $1e3$  et  $1e4$  et sont convergés, ce qui est assez pour accepter ce critère. Pour les cas du vol horizontal, la convergence est atteinte après 1500 itérations. Pour les cas du vol vertical, la convergence est atteinte dès 500 itérations. La figure C-1 donne un exemple de convergence pour le vol horizontal.

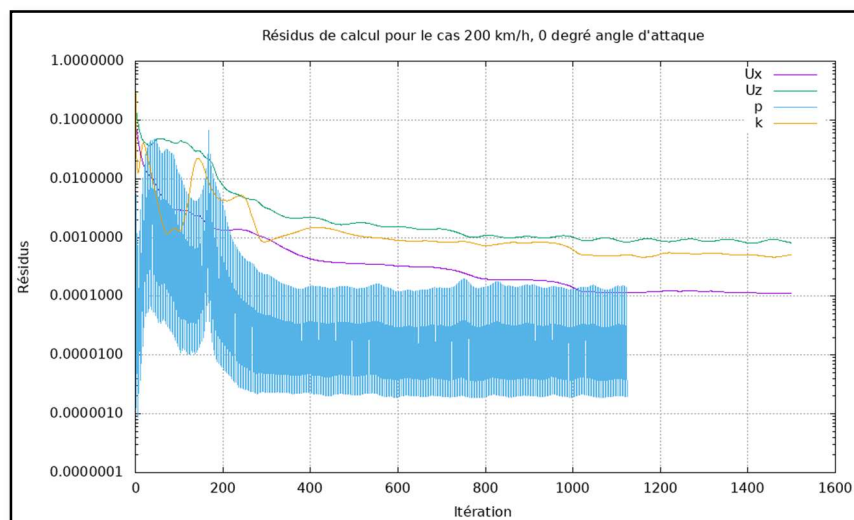


Figure C-1 Exemple de convergence des résidus pour le vol horizontal

Pour la couche limite, le critère le plus important est la valeur du  $y^+$  qui devrait être autour de 1, car les lois de paroi ne sont pas utilisées, mais dont il est acceptable de monter jusqu'à 10. Les raffinements du maillage ont été choisis en fonction de ce critère et il est nécessaire de valider à la fin du calcul s'il est bien respecté. Le tableau C-1 montre les valeurs de  $y^+$  en sortie. Il est possible de remarquer que les valeurs sont bien respectées.

Tableau C-1 Valeur des  $y^+$  pour les différentes sections

Section	$y^+$ Vol Vertical	$y^+$ Vol Horizontal	$y^+$ Vol de Transition
<b>Ailes Externes</b>	0.81	3.25	2.29
<b>Pods</b>	2.68	4.90	4.87
<b>Jonctions</b>	2.06	8.8	5.92
<b>Fuselage</b>	3.14	8.24	5.75
<b>Empennage Vertical</b>	0.39	3.23	2.14
<b>Empennage Horizontal</b>	0.96	5.13	3.26

Une des études les plus importantes à réaliser à la suite d'une simulation numérique est une étude de sensibilité de maillage. Elle permet de vérifier de confirmer que maillage n'a pas d'impact sur les résultats de la simulation. En effet, lorsque le maillage est raffiné, il vient un moment où les résultats convergent vers les mêmes valeurs et sont indépendants de la taille des éléments dans le maillage. Afin de faire ce test, il suffit de raffiner le maillage et de comparer les résultats. Les résultats pour trois raffinements différents sont comparés. Habituellement, une erreur de moins de 5% sur un raffinement de 30% de la taille des cellules permet de valider la sensibilité au maillage. À travers les essais de maillage, il a été remarqué que ce dernier était très sensible aux valeurs de la taille maximale des cellules, c'est-à-dire celle qui est utilisée pour découper le domaine et l'écoulement lointain. Plusieurs valeurs de taille maximale des cellules résultaient en un maillage non valide au niveau des 4 critères de validité. Il y a alors un écart de 50% entre les tailles

maximales. Le maillage plus grossier possède 7 629 248 cellules, le maillage nominal utilisé dans cette recherche possède 17 119 696 cellules et le maillage raffiné possède 37 284 731 cellules. Il est possible de trouver dans le tableau C-2 les résultats de l'étude de sensibilité. On remarque bien que les valeurs sont stabilisés entre le cas nominal et le cas raffiné.

Tableau C-2 Résultat de l'étude de sensibilité de maillage

<b>Variables</b>	<b>Cas grossier</b>	<b>Cas nominal</b>	<b>Cas raffiné</b>
<b>Portance totale (N)</b>	-16%	-	-2%
<b>Traînée totale (N)</b>	-4%	-	-9%

## ANNEXE D SCRIPT DE CALCUL

Le script ci-dessous contient les commandes utilisés par le serveur de calcul afin de lancer les différentes étapes des simulations.

Maillage volumique

```
cartesianMesh >outputMesh/cartesian.log 2>&1
```

Vérification du maillage

```
checkMesh -writeSets vtk >outputMesh/meshcheck.log 2>&1
```

Création de la zone tournant pour la classe *rotorDisk* (seulement pour le vol vertical et le vol de transition)

```
topoSet -dict system/rotatingZone.topoSetDict > outputMesh/rotatingZone.log 2>&1
```

Décomposition du maillage en 64 parties

```
decomposePar >output/decomposePar.log 2>&1
```

Initialisation des champs

```
mpirun -np 64 potentialFoam -parallel >output/potentialFoam.log 2>&1
```

Simulation RANS incompressible

```
mpirun -np 64 simpleFoam -parallel >output/simpleFoam.log 2>&1
```

Reconstruction du maillage

```
reconstructPar >output/reconstructPar.log 2>&1
```