Département de Génie Mécanique - Option Aéronautique

Rapport de TP FSI (Interaction Fluide-Structure)

Réalisé par

GARMOUM Mohammed

YAZIDI Hamza

Encadré par

Madame HERMAMA Chaimaa

Année Académique 2025/2026

Table des matières

Table des matières i

Table des figures iii

Liste des tableaux iv

Nomenclature v

I Introduction 1

II Présentation du cas d'étude 2

III Modélisation CFD (ANSYS Fluent) 2

III.1 Nomination des surfaces . . . 4
III.2 Maillage CFD . . . 4
III.3 Conditions aux limites dans Fluent . . . 5
III.4 Paramètres du solveur et convergence (ANSYS Fluent) . . . 6
III.4.1 Choix du solveur et hypothèses . . . 7
III.4.2 Équations gouvernantes . . . 7
III.4.3 Paramètres de convergence . . . 9
III.4.4 Résultats de la simulation CFD . . . 11

IV Analyse Structurelle (ANSYS Mechanical) 11

IV.1 Transfert des charges aérodynamiques . . . 11
IV.2 Configuration du matériau en Engineering Data . . . 12
IV.3 Géométrie et maillage structurel . . . 12
IV.3.1 Préparation de la géométrie . . . 12
IV.3.2 Maillage de l'aile . . . 13
IV.4 Conditions aux limites . . . 13
IV.4.1 Support fixe (Encastrement) . . . 13
IV.4.2 Chargement aérodynamique importé . . . 14
IV.5 Équations gouvernantes pour l'analyse statique . . . 15
IV.5.1 Équations fondamentales . . . 15
IV.5.2 Calcul de la contrainte équivalente de von Mises . . . 17
IV.5.3 Calcul de la déformation totale . . . 17
IV.5.4 Discrétisation par éléments finis . . . 18
IV.6 Résultats de l'analyse structurelle . . . 19
IV.6.1 Déformation totale . . . 19
IV.6.2 Contraintes de von Mises . . . 19

IV.6.3 Analyse des résultats 19
IV.6.4 Interprétation et discussion 20

V Conclusion et perspectives **20**
V.1 Synthèse des résultats 20
V.2 Limitations et interprétation 21
V.3 Perspectives d'amélioration 21
V.3.1 Améliorations méthodologiques 22
V.3.2 Études complémentaires 22
V.3.3 Validations expérimentales 22
V.4 Conclusion générale 22

Table des figures

1 Couplage CFD avec Statique en Workbench 2
2 Dimensions du domaine fluide autour de l'aile dans Discovery 3
3 Domaine fluide autour de l'aile dans Discovery 3
4 Nomination des surfaces : (a) Inlet, (b) Outlet, (c) Wall wing 4
5 (a) Maillage surfacique de l'aile, (b) Maillage volumique du domaine fluide 5
6 Zoom du maillage au niveau de l'aile montrant le raffinement local 5
7 Paramètres de la condition Velocity Inlet dans Fluent 6
8 Domaine fluide dans Fluent avec conditions aux limites 7
9 Évolution des résidus en fonction des itérations 9
10 Convergence des paramètres principaux de la simulation CFD 10
11 Distribution des pressions sur l'aile 11
12 Géométrie de l'aile dans ANSYS Mechanical après suppression du domaine fluide 12
13 Maillage de l'aile pour l'analyse structurelle 13
14 Surface d'encastrement à la racine de l'aile 14
15 Distribution de la pression importée depuis Fluent 15
16 Déformation de l'aile sous charges aérodynamiques 19
17 Distribution des contraintes équivalentes de von Mises 19

Liste des tableaux

1 Paramètres principaux du maillage CFD 4
2 Configuration du solveur Fluent 7
3 Paramètres de convergence du calcul CFD 10
4 Plages de pression obtenues sur l'aile 11
5 Propriétés mécaniques de l'alliage d'aluminium 12
6 Paramètres du maillage structurel 13
7 Paramètres du chargement importé 14
8 Résultats de l'analyse structurelle statique 20

Nomenclature

Acronymes et Abréviations

CAO	Conception Assistée par Ordinateur (Computer-Aided Design)
CFD	Computational Fluid Dynamics (Dynamique des Fluides Numérique)
FEM	Finite Element Method (Méthode des Éléments Finis)
FSI	Fluid-Structure Interaction (Interaction Fluide-Structure)
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes (Moyenne de Reynolds des équations de Navier-Stokes)
SST	Shear Stress Transport (Transport des Contraintes de Cisaillement)

Symboles mathématiques

Symbole	**Unité**	**Description**
ρ	kg/m^3	Masse volumique (densité)
p	Pa	Pression statique
p_{gage}	Pa	Pression relative
p_{dyn}	Pa	Pression dynamique
p_{tot}	Pa	Pression totale
$\mathbf{u}$	m/s	Vecteur vitesse
U_∞	m/s	Vitesse de l'écoulement libre
ν	-	Coefficient de Poisson
ν_t	m^2/s	Viscosité turbulente cinématique
k	m^2/s^2	Énergie cinétique turbulente
ω	1/s	Taux de dissipation spécifique turbulente
μ	Pa · s	Viscosité dynamique
μ_t	Pa · s	Viscosité turbulente

Paramètres structurels

Symbole	Unité	Description
E	GPa, MPa	Module d'Young (module d'élasticité)
G	GPa, MPa	Module de cisaillement
σ	Pa, MPa	Contrainte normale
τ	Pa, MPa	Contrainte de cisaillement
σ_{vm}	Pa, MPa	Contrainte équivalente de von Mises
σ_y	Pa, MPa	Limite élastique (yield strength)
σ_u	Pa, MPa	Résistance ultime (ultimate strength)
$\boldsymbol{\varepsilon}$	-	Tenseur des déformations
ε_{vm}	-	Déformation équivalente de von Mises
δ	m, mm	Déformation totale (déplacement)
$\mathbf{K}$	N/m	Matrice de rigidité
$\mathbf{F}$	N	Vecteur des forces nodales
$\mathbf{U}$	m	Vecteur des déplacements nodaux
C_l	-	Coefficient de portance (lift coefficient)
C_d	-	Coefficient de traînée (drag coefficient)
C_f	-	Coefficient de frottement (friction coefficient)
C_p	-	Coefficient de pression (pressure coefficient)

Indices et notations

Notation	Signification
∇	Opérateur nabla (gradient, divergence)
$\otimes$	Produit tensoriel
$:$	Double produit contracté
$\|\cdot\|$	Norme euclidienne
∂	Dérivée partielle
$\max(\cdot)$	Fonction maximum
$\min(\cdot)$	Fonction minimum
x, y, z	Coordonnées cartésiennes
i, j, k	Indices de sommation
$1, 2, 3$	Directions principales
T	Transposé d'une matrice ou d'un tenseur
∞	Condition à l'infini (écoulement libre)
e	Superscript pour les quantités élémentaires

I Introduction

L'interaction fluide-structure (FSI) constitue un domaine de recherche fondamental en ingénierie aéronautique, particulièrement pour l'étude du comportement des ailes soumises à des charges aérodynamiques. Lorsqu'un fluide s'écoule autour d'une structure flexible comme une aile d'avion, les pressions générées induisent des déformations qui, en retour, modifient l'écoulement du fluide. Cette interaction bidirectionnelle peut avoir des conséquences significatives sur les performances, la stabilité et la sécurité des aéronefs.

Dans le contexte de la conception de drones à voilure fixe, la compréhension des phénomènes FSI devient cruciale pour optimiser la structure tout en garantissant sa résistance mécanique. Les drones, par leur nature légère et leur polyvalence opérationnelle, sont particulièrement sensibles aux charges aérodynamiques lors de missions de surveillance, de transport ou d'observation. Une modélisation précise de la réponse structurelle sous charge aérodynamique permet non seulement de valider la conception, mais aussi d'identifier les zones critiques nécessitant un renforcement ou une optimisation.

Ce travail présente une étude numérique complète du comportement d'une aile de drone soumise à des charges aérodynamiques. L'approche adoptée repose sur une méthodologie de couplage one-way utilisant la plateforme ANSYS Workbench. Dans un premier temps, une simulation CFD (Computational Fluid Dynamics) est réalisée sous ANSYS Fluent pour déterminer la distribution de pression autour de l'aile en incidence. Les résultats de cette simulation sont ensuite transférés vers ANSYS Mechanical pour réaliser une analyse structurelle statique, évaluant ainsi les déformations et contraintes induites.

L'objectif principal de cette étude est double : premièrement, démontrer la faisabilité d'une chaîne de simulation FSI intégrée dans un environnement industriel standard ; deuxièmement, fournir des résultats quantitatifs sur la réponse mécanique d'une aile de drone soumise à des conditions de vol réalistes. Les paramètres étudiés incluent les coefficients aérodynamiques (portance et traînée), la distribution de pression sur la surface de l'aile, ainsi que les déformations et contraintes équivalentes de von Mises dans la structure.

Cette étude s'inscrit dans le cadre plus large de la conception optimisée de drones, où la réduction de masse et l'amélioration des performances sont des enjeux majeurs. Les résultats obtenus permettront d'orienter les choix de conception vers des structures plus légères et efficaces, tout en garantissant la sécurité et la fiabilité des systèmes aéronautiques.

II Présentation du cas d'étude

L'étude concerne une aile modélisée en CAO puis importée dans ANSYS Workbench pour réaliser une simulation aérodynamique et une analyse structurelle. L'aile est placée dans un domaine fluide de type enclosure (boîte), dimensionné de manière à limiter l'influence des frontières sur l'écoulement. Les dimensions du domaine sont choisies avec des marges suffisantes en amont, en aval et sur les côtés par rapport à l'aile.

Le calcul est réalisé en deux étapes. D'abord, un calcul CFD sous ANSYS Fluent est effectué afin d'obtenir les champs de pression et les efforts aérodynamiques sur la surface de l'aile. Ensuite, la pression calculée est transférée vers ANSYS Mechanical sous forme de 'Imported Pressure' pour réaliser une analyse statique de la structure. Cette étape permet d'évaluer la déformation totale et les contraintes équivalentes (Von Mises) afin d'identifier les zones les plus sollicitées.

Dans ce TP, l'approche utilisée correspond à un couplage **one-way** (fluide → structure) : la pression issue de la simulation CFD est appliquée à la structure, sans retour de la déformation vers le calcul fluide. Cette méthodologie représente une première approche simple et efficace pour estimer la réponse mécanique d'une aile soumise à des charges aérodynamiques.

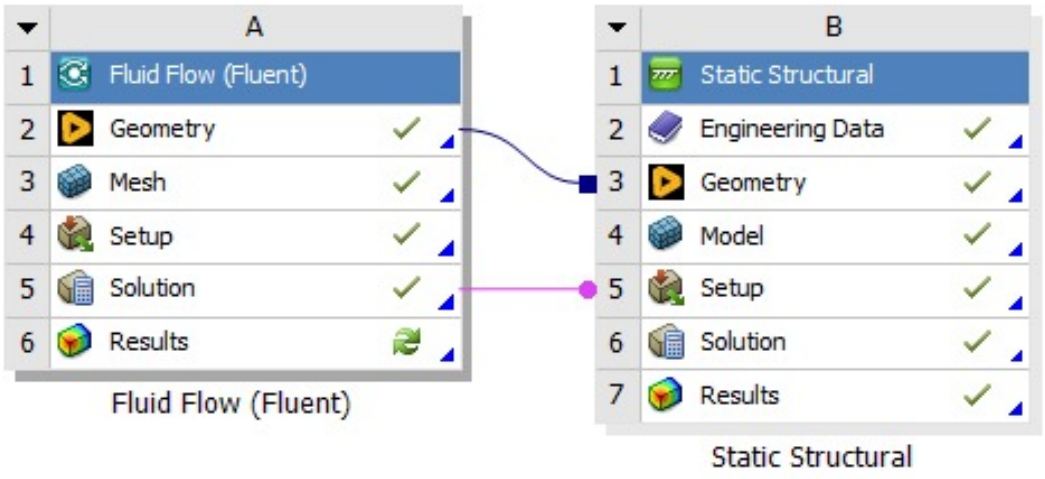


Figure 1 – *Couplage CFD avec Statique en Workbench*

III Modélisation CFD (ANSYS Fluent)

Le domaine fluide a été créé autour de l'aile à l'aide de l'outil Enclosure (boîte de calcul). L'aile est placée à l'intérieur de ce volume afin de représenter l'air environnant et de garantir que les frontières du domaine soient suffisamment éloignées pour ne pas perturber

l'écoulement.

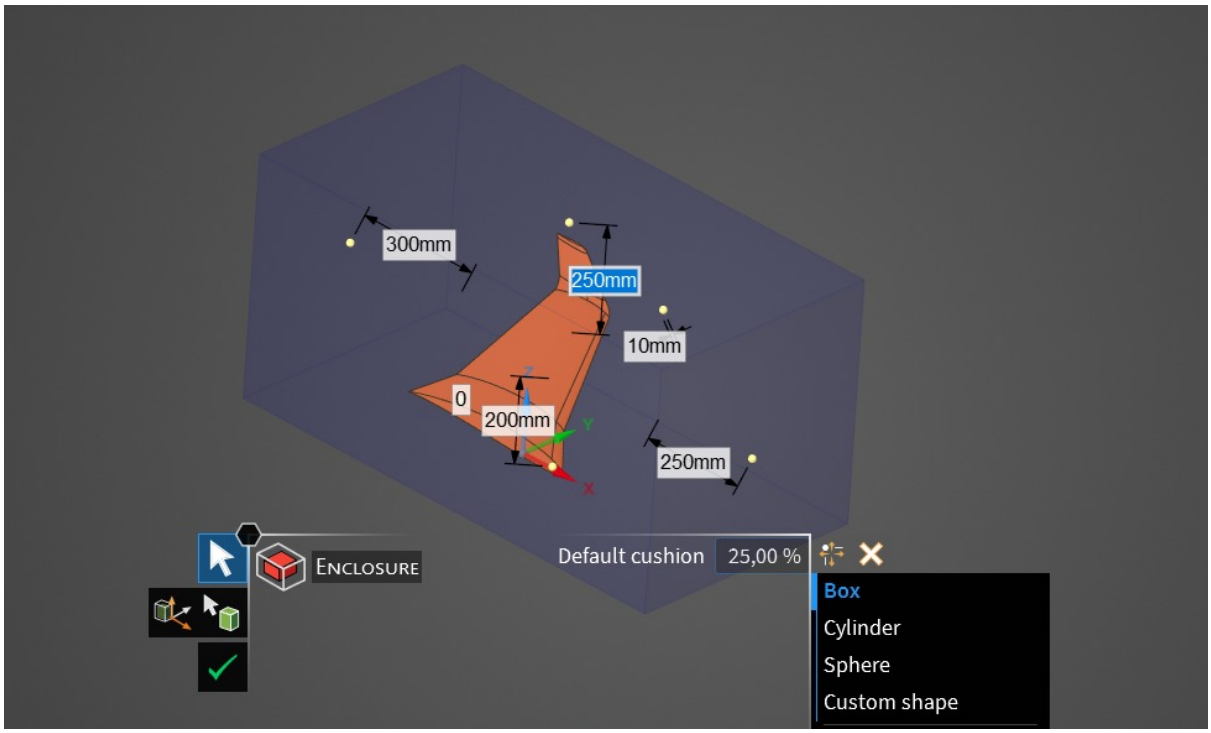


Figure 2 – *Dimensions du domaine fluide autour de l'aile dans Discovery*

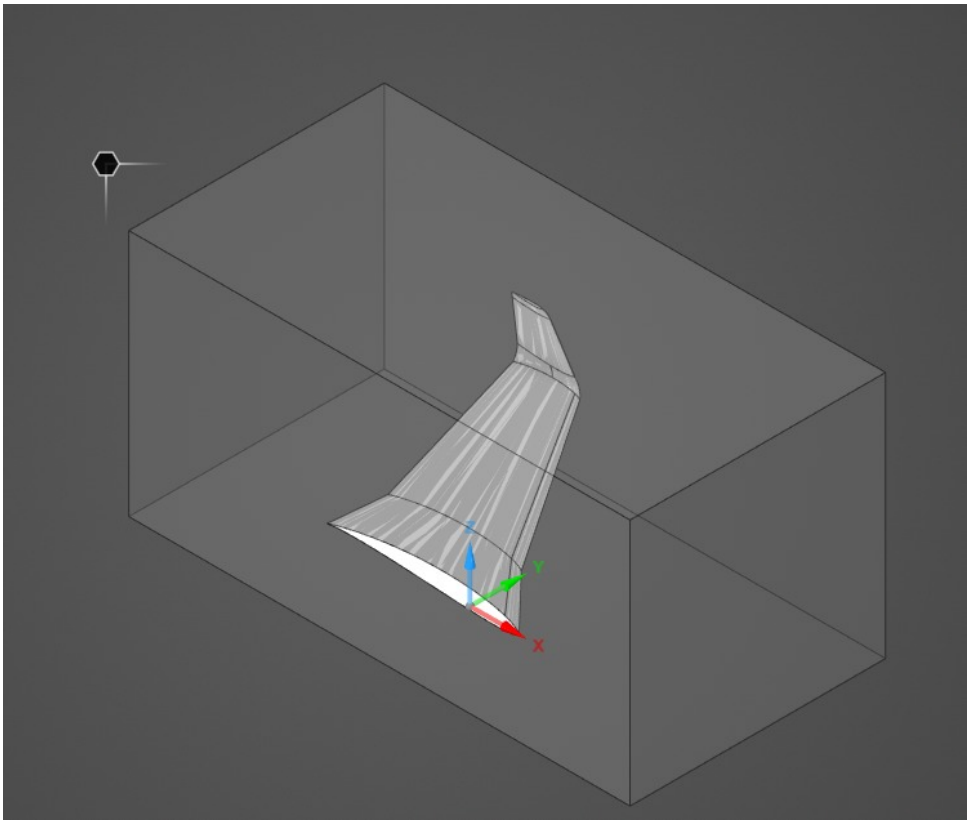


Figure 3 – *Domaine fluide autour de l'aile dans Discovery*

Dans cette étude, le domaine fluide a été défini sans opération booléenne de soustraction explicite au niveau de la géométrie. La séparation entre le fluide et le solide est prise en compte directement dans l'environnement de maillage et dans Fluent : la surface de l'aile est considérée comme une paroi (Wall) qui impose la condition de non-glissement (no-slip), et le volume autour constitue le domaine de calcul.

III.1 Nomination des surfaces

Avant l'envoi vers Fluent, les faces externes du domaine ont été identifiées et nommées pour appliquer facilement les conditions aux limites :

- **Inlet** : entrée de l'écoulement (toutes les surfaces avant l'aile)
- **Outlet** : sortie (surface arrière du domaine fluide)
- **Wall wing** : surface de l'aile (paroi)

La nomination des surfaces a été effectuée dans Discovery pour assurer un transfert correct des conditions aux limites vers Fluent.

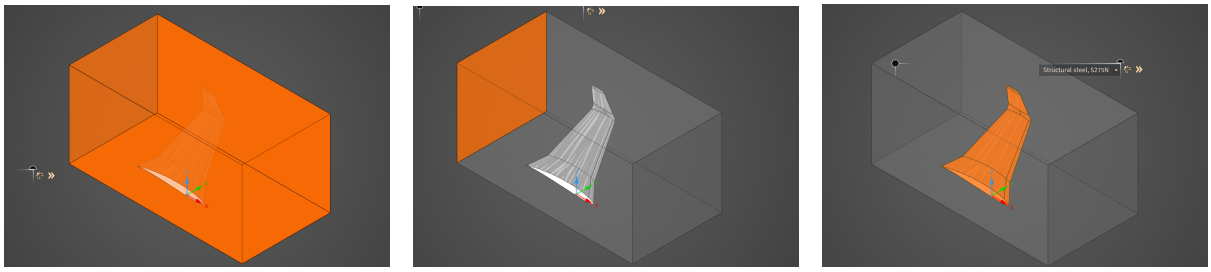


Figure 4 – *Nomination des surfaces : (a) Inlet, (b) Outlet, (c) Wall wing*

III.2 Maillage CFD

Le maillage du domaine fluide a été réalisé dans l'objectif de bien capturer les gradients de vitesse et de pression à proximité de l'aile tout en conservant un coût de calcul raisonnable. Un maillage plus fin est donc appliqué autour de l'aile, tandis qu'un maillage plus grossier est utilisé loin de celle-ci.

Le maillage a été généré en utilisant plusieurs outils de contrôle dans ANSYS Meshing :

Table 1 – *Paramètres principaux du maillage CFD*

Paramètre	Valeur	Commentaire
Méthode	Patch Conforming	Appliquée aux 2 volumes (fluide et solide)
Algorithme	Tetrahedrons	Maillage non structuré
Ordre des éléments	Quadratic	Précision améliorée
Face Meshing	Mapped Face Meshing	Appliqué sur 39 faces
Body Sizing (aile)	5×10^{-3} m	Taille d'élément pour la géométrie de l'aile
Face Sizing (inlet/outlet)	1×10^{-2} m	Taille d'élément pour les surfaces d'entrée/sortie

Les autres paramètres (Defeature Size, Growth Rate, Capture Curvature, etc.) ont été conservés à leurs valeurs par défaut pour garantir une transition progressive entre les zones de maillage raffiné et grossier.

Le maillage de surface de l'aile est principalement triangulaire et suit la courbure de la géométrie, avec un raffinement au niveau des zones sensibles (bord d'attaque, bord de fuite et zones de forte courbure). Le maillage du volume est non structuré et présente une transition progressive entre la zone proche paroi et le reste du domaine.

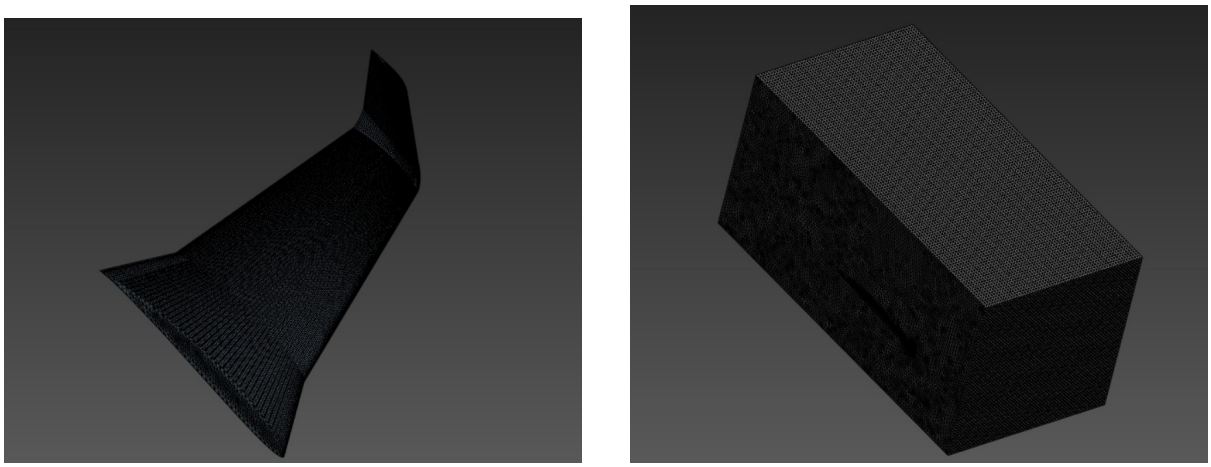


Figure 5 – *(a) Maillage surfacique de l'aile, (b) Maillage volumique du domaine fluide*

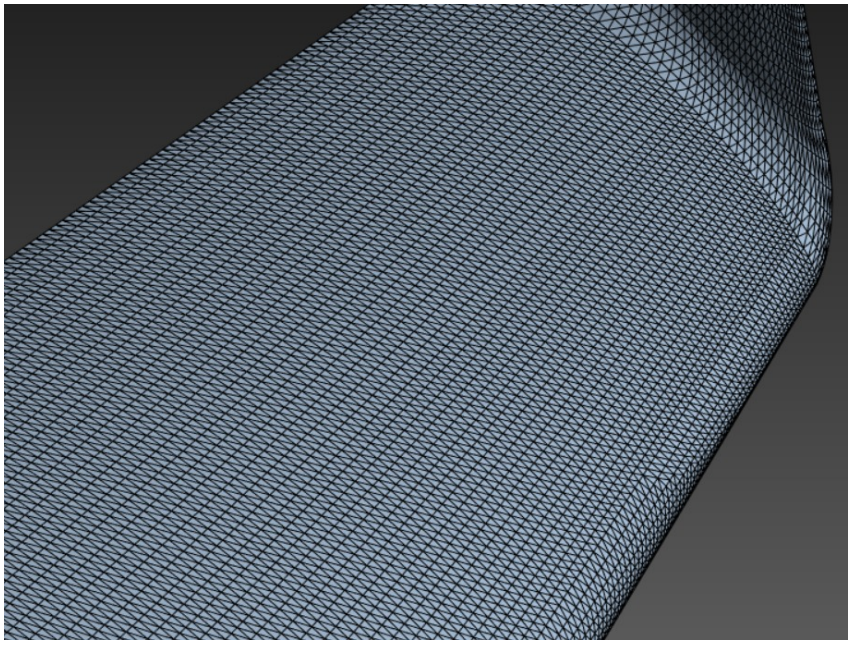


Figure 6 – *Zoom du maillage au niveau de l'aile montrant le raffinement local*

III.3 Conditions aux limites dans Fluent

Les conditions aux limites utilisées sont basées sur un écoulement d'air autour de l'aile avec une incidence de 15°, correspondant aux efforts aérodynamiques les plus forts.

— **Velocity Inlet (Inlet)** : vitesse uniforme U_∞ imposée à l'entrée avec un angle d'attaque de 15°.
  — Norme de vitesse : $U_\infty = 70$ m/s
  — Angle d'attaque : 15° par rapport à l'axe de référence
— **Pressure Outlet (Outlet)** : pression relative fixée à $p_{gage} = 0$ Pa.
— **Wall wing** : surface de l'aile définie comme paroi avec condition de non-glissement (no-slip).

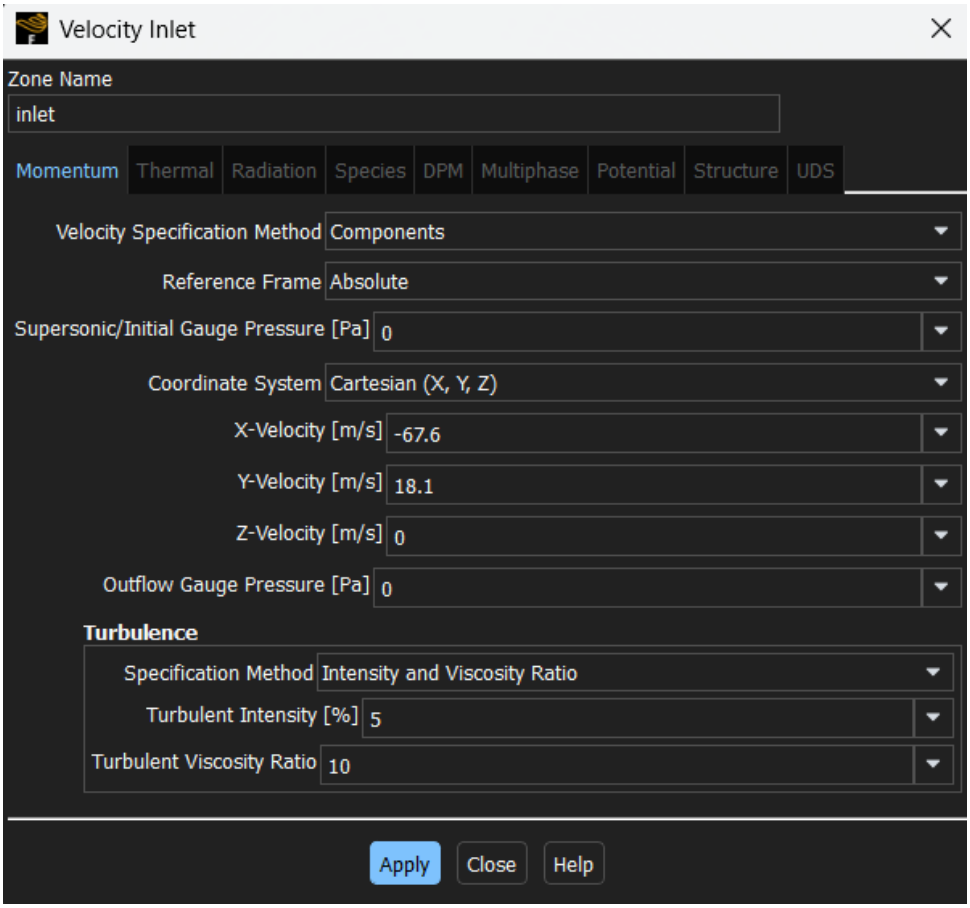


Figure 7 – *Paramètres de la condition Velocity Inlet dans Fluent*

Pour les conditions Outlet et Wall, les paramètres par défaut de Fluent ont été conservés, assurant ainsi une sortie libre pour l'écoulement et une interaction fluide-structure réaliste au niveau de la surface de l'aile.

III.4 Paramètres du solveur et convergence (ANSYS Fluent)

Cette section présente les principaux réglages utilisés dans ANSYS Fluent ainsi que les critères retenus pour valider la convergence du calcul CFD.

III.4.1 Choix du solveur et hypothèses

Le calcul a été réalisé dans ANSYS Fluent en considérant un écoulement d'air autour de l'aile. Le modèle est formulé selon les hypothèses suivantes :

- **Fluide** : air, avec densité constante $\rho = 1.225$ kg/m^3
- **Régime** : stationnaire (steady)
- **Écoulement** : incompressible (le nombre de Mach reste inférieur à 0,3)
- **Turbulence** : modèle RANS k-ω SST
- **Énergie** : équation désactivée pour simplifier la simulation (température non considérée)

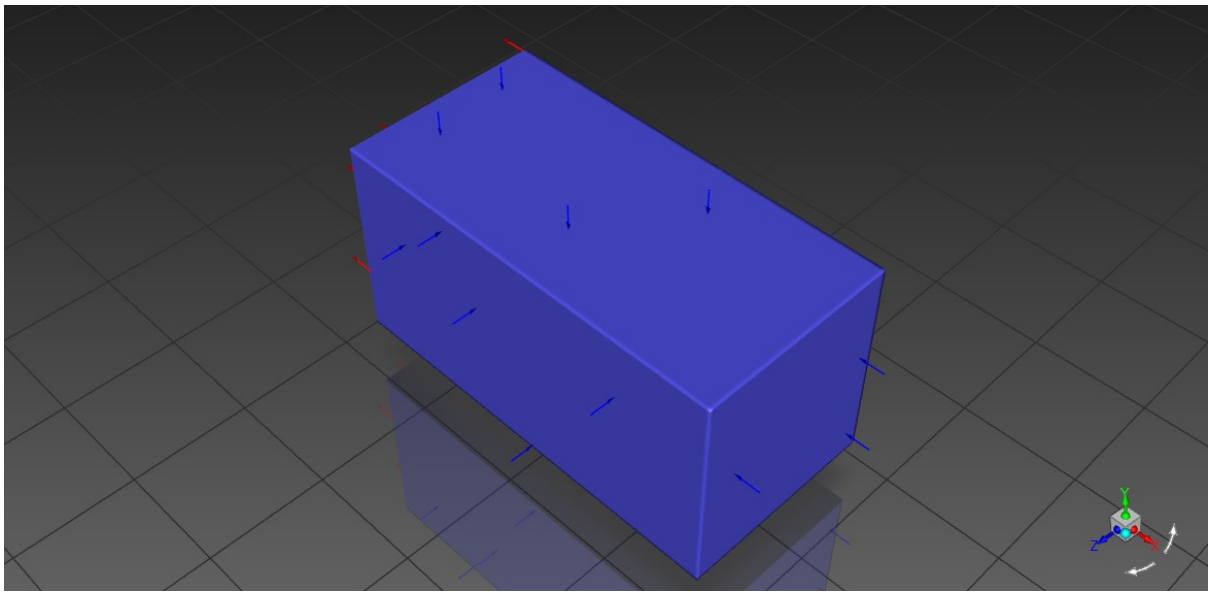


Figure 8 – *Domaine fluide dans Fluent avec conditions aux limites*

Les paramètres du solveur sont configurés comme suit :

Table 2 – *Configuration du solveur Fluent*

Paramètre	Valeur
Type de solveur	Density-Based
Régime temporel	Steady (stationnaire)
Formulation de vitesse	Absolute
Modèle de turbulence	k-ω SST
Initialisation	Standard
Nombre d'itérations	1000

III.4.2 Équations gouvernantes

L'écoulement est modélisé à l'aide des équations de Navier-Stokes moyennées de Reynolds (RANS). Cette approche consiste à décomposer les variables d'écoulement en une composante

moyenne et une composante fluctuante, puis à résoudre les équations pour les valeurs moyennes. Les principales équations utilisées sont :

— **Équation de continuité** (conservation de la masse) :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0$$

— ρ : Densité du fluide (kg/m^3)
— t : Temps (s)
— $\mathbf{u}$: Vecteur vitesse moyenne (m/s)
— $\nabla \cdot (\rho \mathbf{u})$: Divergence du flux de masse

Pour un écoulement stationnaire et incompressible (ρ constant), cette équation se simplifie en :

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0$$

— **Équation de conservation de la quantité de mouvement** :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \mathbf{u}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \otimes \mathbf{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \rho \mathbf{g}$$

— p : Pression statique (Pa)
— $\boldsymbol{\tau}$: Tenseur des contraintes visqueuses (Pa)
— $\mathbf{g}$: Vecteur d'accélération gravitationnelle (m/s^2)
— $\mathbf{u} \otimes \mathbf{u}$: Produit tensoriel des vitesses

Le terme $\nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \otimes \mathbf{u})$ représente le transport convectif de la quantité de mouvement, tandis que $\nabla \cdot \boldsymbol{\tau}$ décrit les effets visqueux.

— **Modèle de turbulence k-ω SST (Shear Stress Transport)** :

Ce modèle combine les avantages des modèles k-ε dans la zone libre de l'écoulement et des modèles k-ω près des parois. Il comprend deux équations de transport :

1. Équation de transport pour l'énergie cinétique turbulente k :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = P_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu + \sigma_k \mu_t)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right]$$

— k : Énergie cinétique turbulente (m^2/s^2)
— P_k : Production d'énergie cinétique turbulente due au cisaillement moyen
— β^* : Coefficient de dissipation (valeur typique : 0,09)
— ω : Taux de dissipation spécifique (1/s)
— μ : Viscosité dynamique moléculaire (Pa · s)
— μ_t : Viscosité turbulente (Pa · s)
— σ_k : Nombre de Prandtl turbulent pour k

2. Équation de transport pour le taux de dissipation spécifique ω :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\omega u_j) = \alpha\frac{\omega}{k}P_k - \beta\rho\omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu + \sigma_\omega\mu_t)\frac{\partial\omega}{\partial x_j}\right]$$

— α : Coefficient de production (fonction du gradient de vitesse)
— β : Coefficient de dissipation pour ω
— σ_ω : Nombre de Prandtl turbulent pour ω

La viscosité turbulente μ_t est calculée comme :

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1\omega, \Omega F_2)}$$

où Ω est l'amplitude du tenseur de rotation et F_2 est une fonction de mélange.

Ces équations permettent de modéliser l'écoulement turbulent autour de l'aile en capturant les phénomènes clés tels que la couche limite, les décollements et les sillages. Le modèle k-ω SST est particulièrement adapté pour les écoulements aérodynamiques avec gradients de pression adverses, comme c'est le cas pour une aile en incidence.

III.4.3 Paramètres de convergence

La simulation a été lancée pour 1000 itérations avec une initialisation standard pour faciliter la convergence. Les critères de convergence suivants ont été utilisés pour valider la solution :

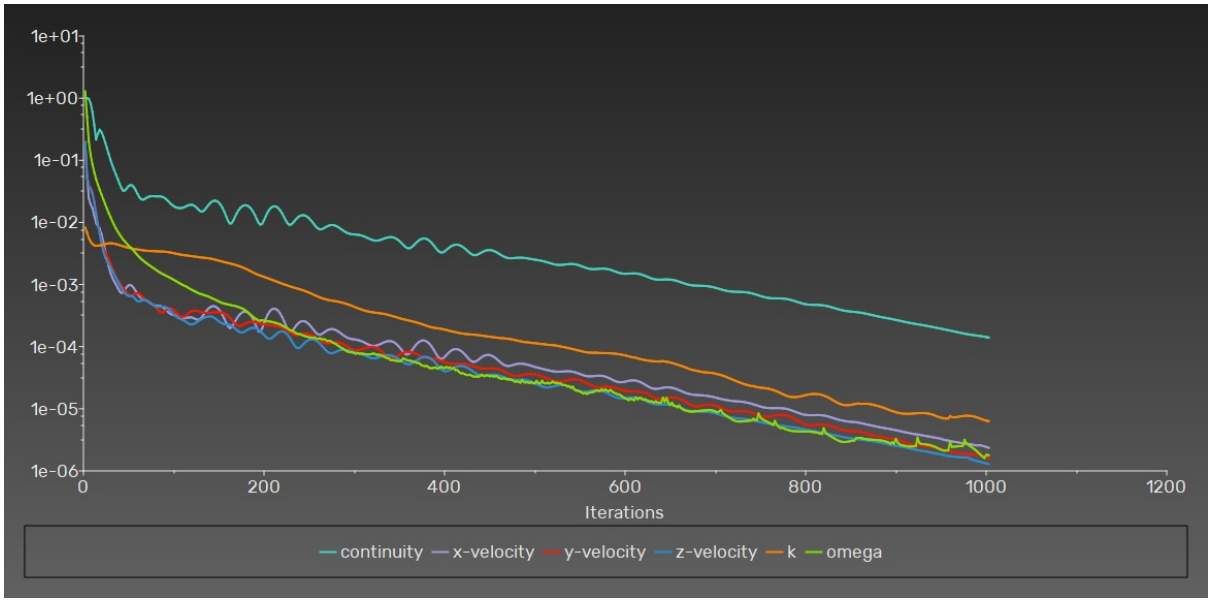
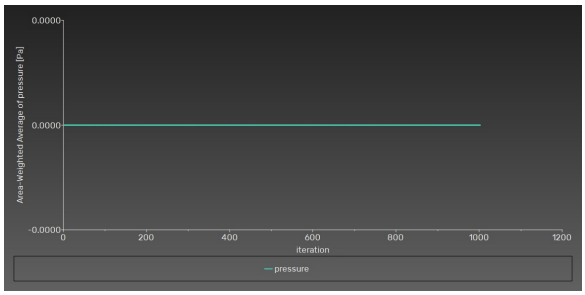


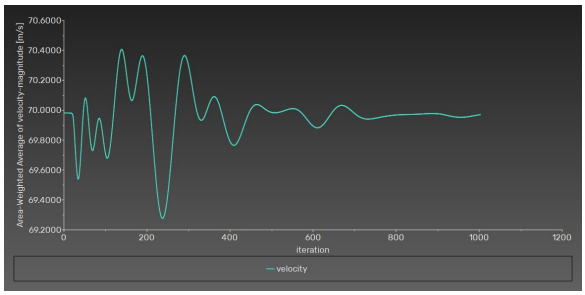
Figure 9 – *Évolution des résidus en fonction des itérations*

Table 3 – *Paramètres de convergence du calcul CFD*

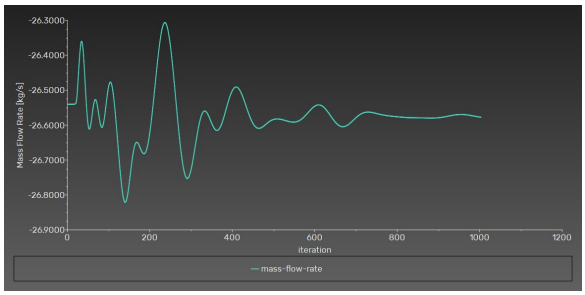
Paramètre	Valeur Cible	Valeur Atteinte
Résidus continuité	10^{-3}	1.3872×10^{-4}
Résidus quantité de mouvement	10^{-3}	1.5770×10^{-6}
Résidus turbulence k	10^{-3}	6.2874×10^{-6}
Résidus turbulence ω	10^{-3}	1.7775×10^{-6}



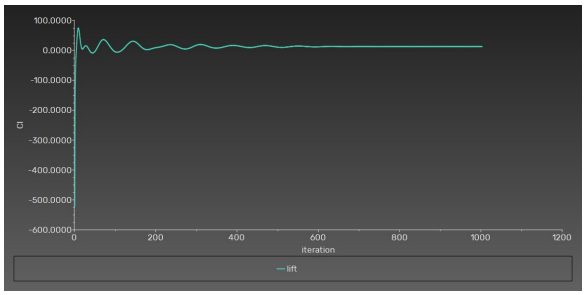
(a) *Pression statique à l'outlet*



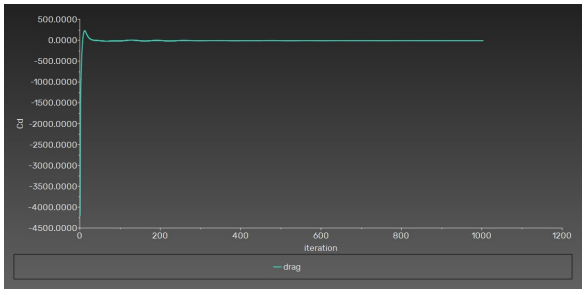
(b) *Vitesse à l'outlet*



(c) *Débit massique à l'outlet*



(d) *Coefficients de portance*



(e) *Coefficient de traînée*

Figure 10 – *Convergence des paramètres principaux de la simulation CFD*

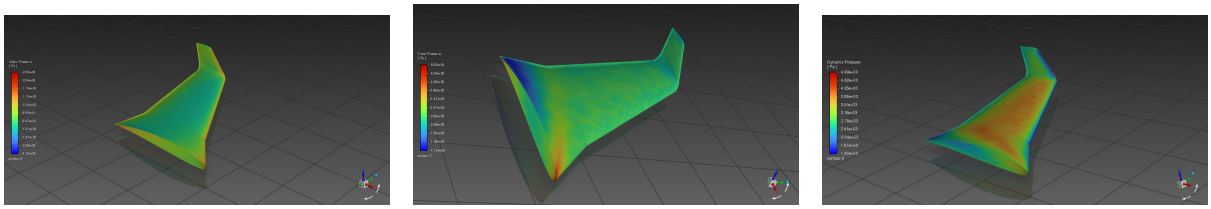
La simulation a convergé après environ 2 heures et 30 minutes de calcul. Les principaux paramètres de convergence sont :

- Pression statique à l'outlet : convergée vers 0 Pa
- Vitesse à l'outlet : convergée vers 70 m/s
- Débit massique à l'outlet : convergé vers -26,54 kg/s (le signe négatif indique que 26,54 kg/s de fluide sort par l'outlet)

— Coefficient de traînée C_d : convergé vers -0,22 (le signe négatif indique que la force de traînée est dans le sens -x)
— Coefficient de portance C_l : convergé vers 1,36

III.4.4 Résultats de la simulation CFD

La simulation CFD a permis d'obtenir les champs de pression autour de l'aile. La distribution de pression obtenue montre un comportement caractéristique d'un profil aérodynamique en incidence positive.



(a) *Pression statique* **(b)** *Pression totale* **(c)** *Pression dynamique*

Figure 11 – *Distribution des pressions sur l'aile*

Les plages de valeurs obtenues pour les différentes pressions sont :

Table 4 – *Plages de pression obtenues sur l'aile*

Type de pression	Valeur min	Valeur max
Pression statique	-3130 Pa	2950 Pa
Pression dynamique	1300 Pa	4990 Pa
Pression totale	1100 Pa	5050 Pa

La pression maximale obtenue sur l'extrados de l'aile (5050 Pa pour la pression totale) est utilisée comme condition de chargement pour l'analyse structurelle. La distribution de pression montre clairement la surpression sur l'intrados et la dépression sur l'extrados, caractéristique d'un profil générant de la portance.

IV Analyse Structurelle (ANSYS Mechanical)

IV.1 Transfert des charges aérodynamiques

Les résultats de pression obtenus de la simulation CFD sont transférés vers ANSYS Mechanical sous forme de 'Imported Pressure'. Cette pression est appliquée sur la surface de l'aile pour simuler l'effet des charges aérodynamiques. Le transfert des données CFD vers l'analyse structurelle permet de réaliser une simulation d'interaction fluide-structure (FSI) en couplage one-way, où les charges aérodynamiques influencent la déformation de la structure, mais où cette déformation n'est pas rétro-propagée vers le calcul CFD.

IV.2 Configuration du matériau en Engineering Data

Pour l'analyse structurelle, un alliage d'aluminium a été sélectionné dans la base de données Engineering Data d'ANSYS. Les propriétés mécaniques définies pour ce matériau sont présentées dans le tableau ci-dessous :

Table 5 – *Propriétés mécaniques de l'alliage d'aluminium*

Paramètre	Valeur	Unité
Densité (ρ)	2770	kg/m^3
Module d'Young (E)	71	GPa
Coefficient de Poisson (ν)	0,33	-
Module de cisaillement (G)	26,7	GPa
Limite élastique en traction	280	MPa
Résistance ultime en traction	310	MPa
Limite élastique en compression	280	MPa
Coefficient de dilatation thermique	2,3×10	°C^1

Ces propriétés correspondent à un alliage d'aluminium typique utilisé dans l'aéronautique, offrant un bon compromis entre résistance mécanique et légèreté.

IV.3 Géométrie et maillage structurel

IV.3.1 Préparation de la géométrie

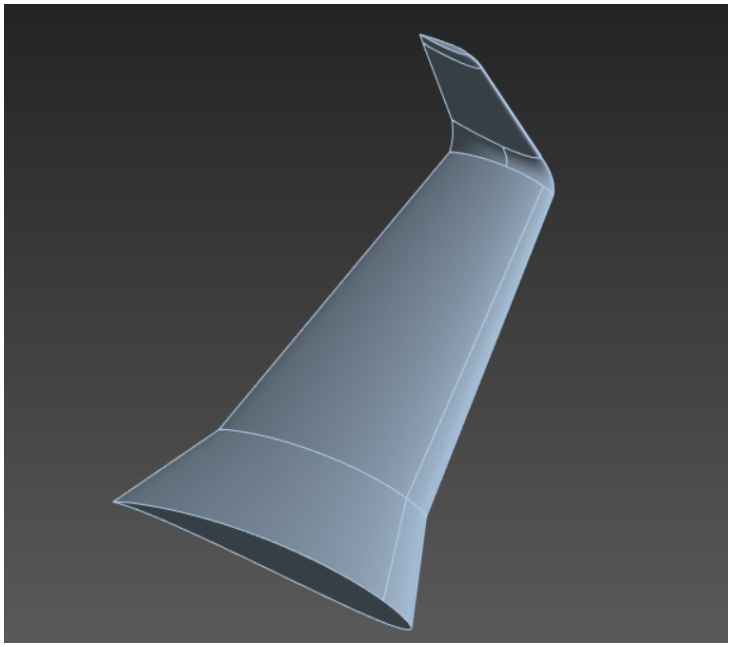


Figure 12 – *Géométrie de l'aile dans ANSYS Mechanical après suppression du domaine fluide*

Pour l'analyse structurelle, le domaine fluide a été supprimé dans ANSYS Mechanical afin de ne conserver que la géométrie de l'aile solide. Cette approche permet de se concentrer sur la réponse mécanique de la structure sous les charges aérodynamiques importées.

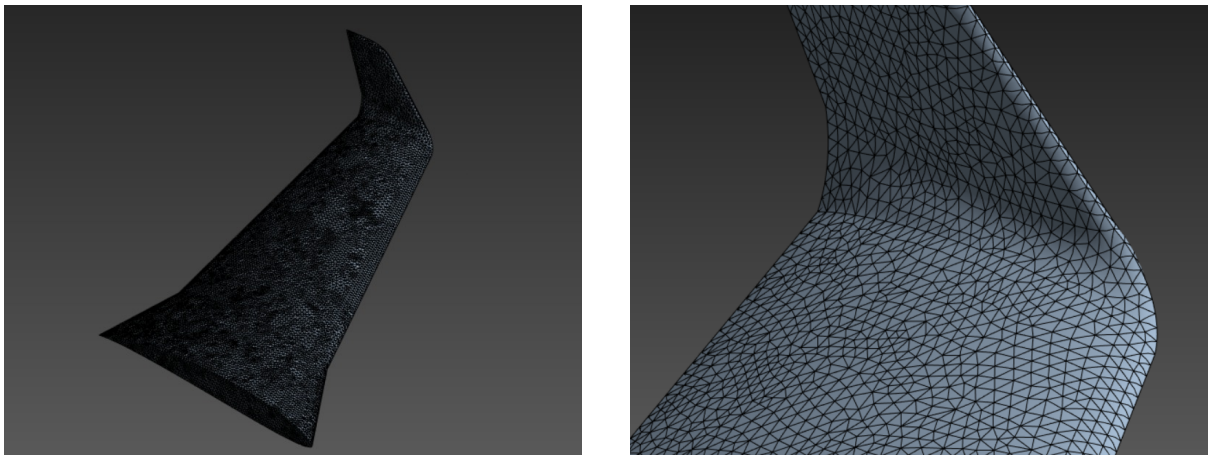
IV.3.2 Maillage de l'aile

Le maillage de l'aile a été réalisé en utilisant une méthode automatique avec un contrôle par Body Sizing pour garantir une discrétisation adéquate des gradients de contraintes. Les paramètres principaux du maillage sont :

Table 6 – *Paramètres du maillage structurel*

Paramètre	Valeur
Méthode de maillage	Automatic
Ordre des éléments	Quadratic
Type d'éléments	Tétraèdres
Taille d'élément (Body Sizing)	$5 \cdot 10^{-3} m$

Le maillage quadratique permet une meilleure précision dans le calcul des déformations et des contraintes, particulièrement important dans les zones de concentration de contraintes.



(a) *Maillage complet de l'aile* **(b)** *Zoom sur le maillage*

Figure 13 – *Maillage de l'aile pour l'analyse structurelle*

IV.4 Conditions aux limites

IV.4.1 Support fixe (Encastrement)

La racine de l'aile, correspondant à la zone de fixation au fuselage, a été entièrement contrainte. Tous les degrés de liberté (translations et rotations) ont été bloqués pour simuler un encastrement parfait.

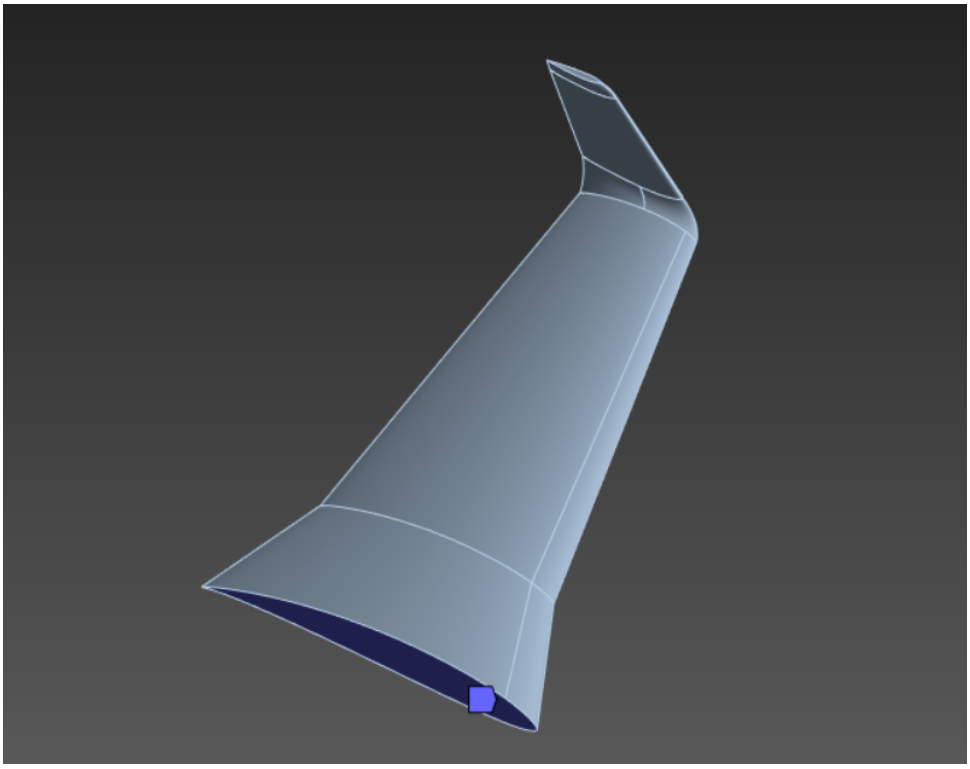


Figure 14 – *Surface d'encastrement à la racine de l'aile*

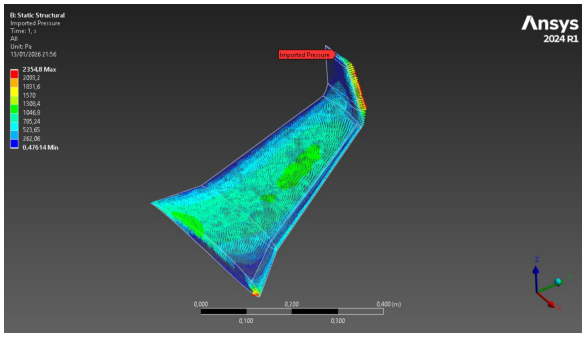
IV.4.2 Chargement aérodynamique importé

Les charges aérodynamiques obtenues de la simulation CFD ont été importées dans ANSYS Mechanical via l'outil 'Imported Pressure'. La pression a été appliquée sur toutes les faces de l'aile en utilisant la surface de contact définie dans Fluent (nommée automatiquement `contact_region src`).

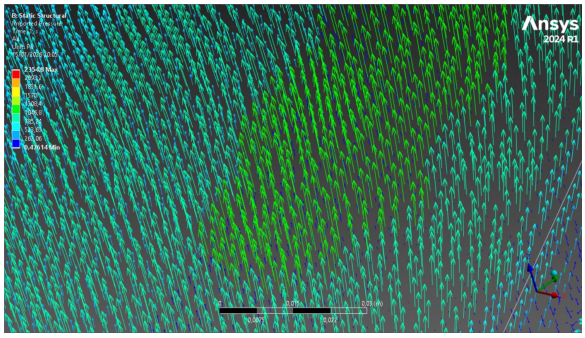
Table 7 – *Paramètres du chargement importé*

Paramètre	Valeur
Type de chargement	Imported Pressure
Surface CFD	contact_region src
Mode d'application	Surface Effect
Nombre de faces chargées	17
Plage de pression	0,47 à 2345 Pa

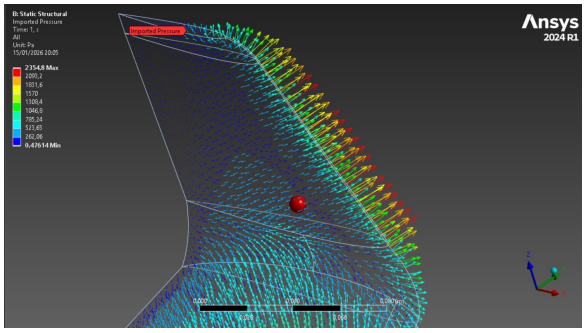
La distribution de pression importée montre une variation cohérente avec les résultats CFD :



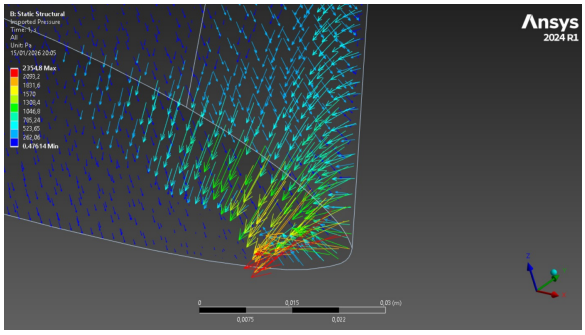
(a) *Pression importée sur l'aile complète*



(b) *Zoom sur la surface principale*



(c) *Zoom sur les ailerons*



(d) *Zoom sur le bord d'attaque*

Figure 15 – *Distribution de la pression importée depuis Fluent*

L'analyse vectorielle de la pression montre que :

- Les vecteurs de pression sont dirigés vers le haut sur la surface principale de l'aile, ce qui est cohérent avec la génération de portance
- Sur les ailerons, les vecteurs sont dirigés vers la gauche, indiquant des efforts latéraux
- Au bord d'attaque, les vecteurs sont dirigés vers l'arrière, correspondant à la traînée de pression

IV.5 Équations gouvernantes pour l'analyse statique

L'analyse structurelle statique est basée sur les équations fondamentales de la mécanique des milieux continus. ANSYS Mechanical résout ces équations par la méthode des éléments finis (FEM) pour déterminer la réponse de la structure aux charges appliquées.

IV.5.1 Équations fondamentales

1. **Équation d'équilibre des forces (statique)** :

   Pour un volume infinitésimal de matériau en équilibre statique, la somme des forces doit être nulle :

$$\nabla \cdot \boldsymbol{\sigma} + \mathbf{f} = 0$$

— $\boldsymbol{\sigma}$: Tenseur des contraintes de Cauchy (symétrique d'ordre 2, 3×3 en 3D)

$$\boldsymbol{\sigma} = \begin{bmatrix} \sigma_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_{zz} \end{bmatrix}$$

où σ_{ii} sont les contraintes normales et τ_{ij} sont les contraintes de cisaillement.

— $\nabla \cdot \boldsymbol{\sigma}$: Divergence du tenseur des contraintes

$$\nabla \cdot \boldsymbol{\sigma} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} \\ \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} \\ \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zz}}{\partial z} \end{bmatrix}$$

— $\mathbf{f}$: Vecteur des forces volumiques ($\mathrm{N/m^3}$)

$$\mathbf{f} = \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix}$$

2. **Relation déformation-déplacement** :

Pour des déformations petites (théorie des petites perturbations), le tenseur des déformations infinitésimales $\boldsymbol{\varepsilon}$ est lié au champ de déplacement $\mathbf{u}$ par :

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \frac{1}{2}\left(\nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T\right)$$

— $\mathbf{u}$: Vecteur déplacement $\mathbf{u} = [u, v, w]^T$

— $\nabla \mathbf{u}$: Gradient du champ de déplacement

$$\nabla \mathbf{u} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u}{\partial x} & \frac{\partial u}{\partial y} & \frac{\partial u}{\partial z} \\ \frac{\partial v}{\partial x} & \frac{\partial v}{\partial y} & \frac{\partial v}{\partial z} \\ \frac{\partial w}{\partial x} & \frac{\partial w}{\partial y} & \frac{\partial w}{\partial z} \end{bmatrix}$$

— Composantes du tenseur des déformations :

$$\varepsilon_{xx} = \frac{\partial u}{\partial x}, \quad \varepsilon_{yy} = \frac{\partial v}{\partial y}, \quad \varepsilon_{zz} = \frac{\partial w}{\partial z}$$

$$\gamma_{xy} = 2\varepsilon_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}, \quad \gamma_{yz} = 2\varepsilon_{yz} = \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y}, \quad \gamma_{zx} = 2\varepsilon_{zx} = \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z}$$

3. **Loi de Hooke généralisée (matériau isotrope élastique linéaire)** :

Pour un matériau isotrope, le tenseur d'élasticité $\mathbf{C}$ ne dépend que de deux

paramètres : le module d'Young E et le coefficient de Poisson ν.

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{C} : \boldsymbol{\varepsilon}$$

Sous forme matricielle, cette relation s'écrit :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{bmatrix} = \frac{E}{(1+\nu)(1-2\nu)} \begin{bmatrix} 1-\nu & \nu & \nu & 0 & 0 & 0 \\ \nu & 1-\nu & \nu & 0 & 0 & 0 \\ \nu & \nu & 1-\nu & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1-2\nu}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1-2\nu}{2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1-2\nu}{2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{bmatrix}$$

IV.5.2 Calcul de la contrainte équivalente de von Mises

Le critère de von Mises est utilisé pour évaluer le risque d'écoulement plastique pour les matériaux ductiles comme l'aluminium. La contrainte équivalente de von Mises σ_{vm} est une valeur scalaire qui combine les effets des contraintes normales et de cisaillement.

1. **À partir des contraintes principales** :

   Si les contraintes principales σ_1, σ_2, σ_3 sont connues (valeurs propres du tenseur des contraintes) :

   $$\sigma_{vm} = \sqrt{\frac{1}{2}\left[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2\right]}$$

2. **À partir des composantes du tenseur des contraintes** :

   Plus généralement, à partir des six composantes indépendantes de $\boldsymbol{\sigma}$:

   $$\sigma_{vm} = \sqrt{\frac{1}{2}\left[(\sigma_{xx} - \sigma_{yy})^2 + (\sigma_{yy} - \sigma_{zz})^2 + (\sigma_{zz} - \sigma_{xx})^2 + 6(\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{zx}^2)\right]}$$

IV.5.3 Calcul de la déformation totale

La déformation totale affichée dans les résultats correspond à la norme du vecteur déplacement en chaque point. ANSYS Mechanical calcule plusieurs types de déformations :

1. **Déformation totale (Total Deformation)** :

   Pour un nœud de coordonnées initiales (x_0, y_0, z_0) se déplaçant en (x, y, z), la

déformation totale est :

$$\delta_{\text{total}} = \|\mathbf{u}\| = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$$

où $u = x - x_0$, $v = y - y_0$, $w = z - z_0$.

2. **Déformation équivalente (von Mises)** :

   Par analogie avec la contrainte de von Mises, on définit une déformation équivalente :

$$\varepsilon_{vm} = \frac{\sigma_{vm}}{E} = \frac{1}{E}\sqrt{\frac{1}{2}\left[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2\right]}$$

IV.5.4 Discrétisation par éléments finis

Le système d'équations différentielles est discrétisé par la méthode des éléments finis. Pour un élément e, on définit :

— Fonctions de forme $\mathbf{N}^e(\mathbf{x})$ reliant les déplacements nodaux $\mathbf{u}^e$ aux déplacements en tout point :

$$\mathbf{u}(\mathbf{x}) = \mathbf{N}^e(\mathbf{x})\mathbf{u}^e$$

— Matrice de rigidité élémentaire :

$$\mathbf{K}^e = \int_{\Omega^e} \mathbf{B}^{e^T} \mathbf{C} \mathbf{B}^e \, d\Omega$$

où $\mathbf{B}^e = \nabla \mathbf{N}^e$ est la matrice d'interpolation des déformations.

— Vecteur des forces élémentaires :

$$\mathbf{F}^e = \int_{\Omega^e} \mathbf{N}^{e^T} \mathbf{f} \, d\Omega + \int_{\Gamma^e} \mathbf{N}^{e^T} \mathbf{t} \, d\Gamma$$

avec $\mathbf{t}$ les forces surfaciques (pression aérodynamique).

L'assemblage de tous les éléments conduit au système global :

$$\mathbf{K}\mathbf{U} = \mathbf{F}$$

où :

— $\mathbf{K}$: Matrice de rigidité globale (symétrique, définie positive)

— $\mathbf{U}$: Vecteur des déplacements nodaux inconnus

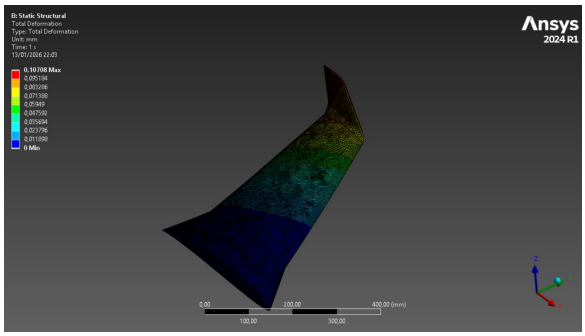
— $\mathbf{F}$: Vecteur des forces nodales équivalentes

La résolution de ce système linéaire donne les déplacements nodaux $\mathbf{U}$, à partir desquels on calcule les déformations et contraintes en tout point de la structure.

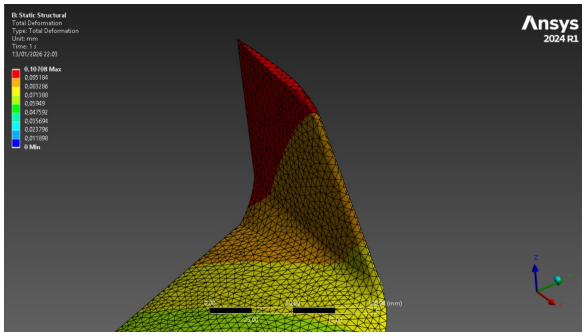
IV.6 Résultats de l'analyse structurelle

IV.6.1 Déformation totale

La déformation totale de l'aile sous l'effet des charges aérodynamiques montre un comportement de flexion caractéristique. La déformation maximale est localisée à l'extrémité de l'aile (saumon), zone la plus éloignée de l'encastrement.



(a) *Déformation totale de l'aile*

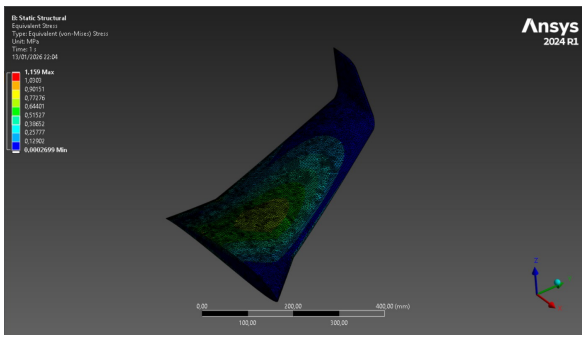


(b) *Zoom sur la déformation maximale*

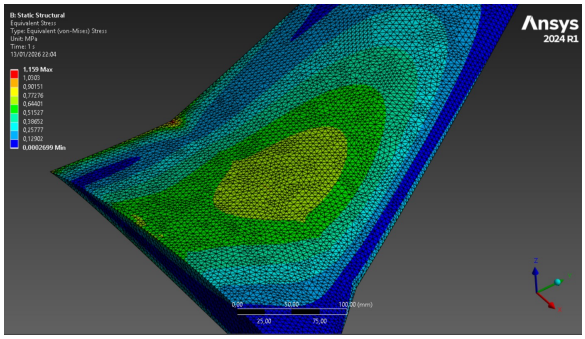
Figure 16 – *Déformation de l'aile sous charges aérodynamiques*

IV.6.2 Contraintes de von Mises

Les contraintes équivalentes de von Mises permettent d'évaluer le risque de plastification du matériau. Les zones les plus sollicitées sont identifiées (prés de l'encastrement) pour vérifier l'adéquation du dimensionnement.



(a) *Contraintes de von Mises sur l'aile*



(b) *Zoom sur la contrainte maximale*

Figure 17 – *Distribution des contraintes équivalentes de von Mises*

IV.6.3 Analyse des résultats

Les résultats principaux de l'analyse structurelle sont résumés dans le tableau suivant :

Table 8 – *Résultats de l'analyse structurelle statique*

Paramètre	Valeur	Commentaire
Déformation maximale	0,1	mm
Contrainte de von Mises maximale	1,16	MPa
Coefficient de sécurité (par rapport à Re = 280 MPa)	241	-

IV.6.4 Interprétation et discussion

Les résultats montrent que l'aile présente une réponse structurelle très satisfaisante sous les charges aérodynamiques appliquées :

- La déformation maximale de 0,1 mm est extrêmement faible, ce qui indique une rigidité élevée de la structure
- La contrainte maximale de 1,16 MPa est très inférieure à la limite élastique de l'aluminium (280 MPa), donnant un coefficient de sécurité de 241
- La distribution des contraintes montre que les zones les plus sollicitées se situent à la racine de l'aile, au niveau de l'encastrement, ce qui est cohérent avec la théorie des poutres en flexion.

Cette analyse révèle cependant que l'aile modélisée comme une géométrie pleine présente une masse élevée et une sur-dimensionnement important. En pratique, les ailes d'avion sont constituées de structures légères comprenant :

- Un revêtement mince (peau)
- Des nervures pour maintenir le profil aérodynamique
- Des longerons principaux pour résister aux efforts de flexion
- Des lisses pour rigidifier la structure

Cette configuration permettrait de réduire significativement la masse de l'aile tout en conservant une résistance suffisante aux charges aérodynamiques. Les faibles niveaux de contrainte obtenus dans cette simulation suggèrent qu'une optimisation de la structure par réduction de matière serait possible sans compromettre l'intégrité structurelle.

V Conclusion et perspectives

V.1 Synthèse des résultats

Cette étude a permis de mettre en œuvre avec succès une chaîne complète de simulation d'interaction fluide-structure (FSI) pour une aile de drone. La méthodologie de couplage one-way adoptée, combinant ANSYS Fluent pour l'analyse aérodynamique et ANSYS Mechanical pour l'analyse structurelle, s'est révélée efficace pour prédire la réponse mécanique de l'aile sous charges aérodynamiques.

Les principaux résultats obtenus peuvent être synthétisés comme suit :

— **Résultats CFD** : La simulation aérodynamique a convergé de manière satisfaisante après 1000 itérations, avec des résidus inférieurs aux critères de convergence fixés. Les coefficients aérodynamiques obtenus ($C_l = 1,36$ et $C_d = -0,22$) sont cohérents avec un profil portant en incidence positive de 15°. La distribution de pression montre clairement la surpression sur l'intrados et la dépression sur l'extrados, caractéristique d'un profil générant de la portance.

— **Résultats structurels** : L'analyse statique a révélé des niveaux de contrainte et de déformation très faibles, avec une contrainte maximale de von Mises de 1,16 MPa et une déformation maximale de 0,1 mm. Ces valeurs sont très inférieures aux limites du matériau (aluminium avec $\sigma_y = 280$ MPa), donnant un coefficient de sécurité de 241.

— **Transfert de charges** : Le transfert des pressions CFD vers l'analyse structurelle via l'outil 'Imported Pressure' a fonctionné correctement, permettant d'appliquer une distribution réaliste des charges aérodynamiques sur la surface de l'aile.

V.2 Limitations et interprétation

Les résultats obtenus, bien que techniquement corrects, mettent en évidence une limitation importante de la modélisation : l'aile a été considérée comme une géométrie pleine en aluminium massif. Cette hypothèse, bien que simplificatrice pour une première approche, ne correspond pas à la réalité des structures aéronautiques qui sont optimisées pour minimiser la masse tout en maximisant la rigidité.

La faible valeur des contraintes obtenues (1,16 MPa contre 280 MPa de limite élastique) indique un important sur-dimensionnement. En pratique, les ailes d'avion et de drones sont constituées de structures légères comprenant :

— Une peau mince en matériau composite ou métallique
— Des nervures pour maintenir le profil aérodynamique
— Des longerons principaux pour résister aux efforts de flexion
— Des raidisseurs pour éviter le flambement

Cette configuration permet de réduire significativement la masse tout en maintenant une résistance suffisante. Les faibles contraintes calculées dans cette étude suggèrent qu'une optimisation de masse serait possible sans compromettre l'intégrité structurelle.

V.3 Perspectives d'amélioration

Pour poursuivre et approfondir cette étude, plusieurs perspectives d'amélioration sont envisageables :

V.3.1 Améliorations méthodologiques

1. **Couplage two-way** : Implémenter un couplage bidirectionnel complet où la déformation de la structure modifie l'écoulement, et vice-versa. Cette approche, bien que plus coûteuse en temps de calcul, permettrait de capturer des phénomènes non linéaires comme le flottement (flutter).
2. **Analyse transitoire** : Étudier la réponse dynamique de l'aile à des variations rapides de charge, particulièrement importantes pour les manœuvres ou les rafales de vent.
3. **Modélisation réaliste de la structure** : Représenter l'aile avec sa structure interne réelle (peau, nervures, longerons) plutôt qu'avec une géométrie pleine.

V.3.2 Études complémentaires

1. **Optimisation de forme** : Utiliser les résultats obtenus pour optimiser la géométrie de l'aile, par exemple en modifiant le profil, l'envergure ou la corde pour améliorer le rapport portance/traînée.
2. **Étude paramétrique** : Analyser l'influence de différents paramètres (angle d'attaque, vitesse, propriétés du matériau) sur la réponse structurelle.
3. **Analyse de fatigue** : Étudier l'effet de charges cycliques sur la durée de vie de la structure, particulièrement important pour les drones en mission de surveillance prolongée.

V.3.3 Validations expérimentales

1. **Essais en soufflerie** : Comparer les résultats numériques avec des mesures expérimentales en soufflerie pour valider les modèles CFD.
2. **Essais structurels** : Réaliser des tests de chargement statique sur une maquette pour vérifier les prédictions de déformation et de contrainte.
3. **Mesures en vol** : Instrumenter un drone réel pour mesurer les déformations en conditions opérationnelles.

V.4 Conclusion générale

Ce travail a démontré la faisabilité et l'intérêt d'une approche numérique intégrée pour l'étude des interactions fluide-structure dans le contexte aéronautique. La méthodologie développée, bien que simplifiée par l'utilisation d'un couplage one-way et d'une géométrie pleine, constitue une base solide pour des études plus approfondies.

Les outils numériques modernes comme ANSYS Workbench offrent des capacités puissantes pour simuler des phénomènes complexes d'interaction fluide-structure, permettant aux

ingénieurs de concevoir des structures plus légères, plus efficaces et plus sûres. Dans le domaine spécifique des drones, où la réduction de masse est un enjeu critique, ces approches numériques sont particulièrement précieuses.

Enfin, cette étude souligne l'importance d'une approche multidisciplinaire en ingénierie aéronautique, où la mécanique des fluides et la mécanique des structures doivent être considérées conjointement pour concevoir des systèmes performants et fiables. Les perspectives ouvertes par ce travail pourraient conduire à des améliorations significatives dans la conception et l'optimisation des drones à voilure fixe pour diverses missions opérationnelles.