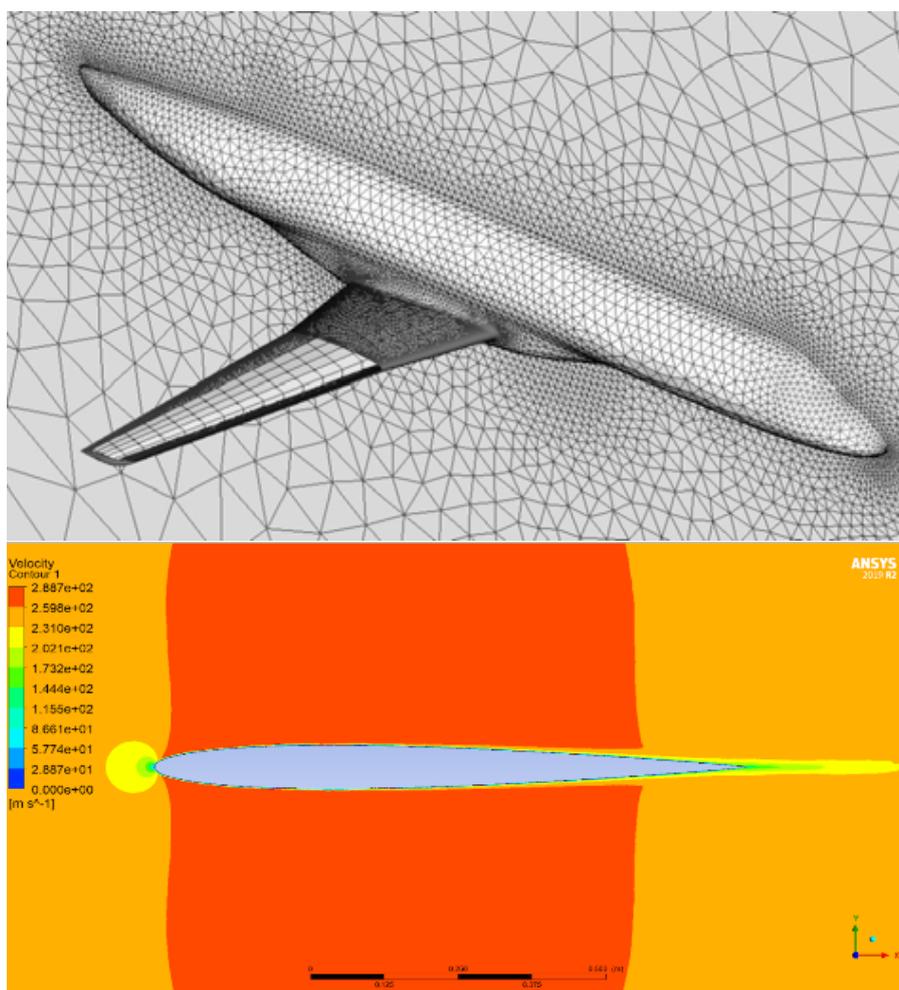


Découverte de l'aérodynamique



Étudiants :

Constance BAU
Yannick BRONZARD
Tasim KABIR
Alexis LAMOTTE
Tanguy MAILLACH
Paulin MUHLHOFF
Anaëlle THUET

Enseignant-responsable du projet :

Andrei-Silviu MILEA

Date de remise du rapport : 11/06/2022

Référence du projet : STPI/P6/2022 – 12

Intitulé du projet : Découverte de l'aérodynamique

Type de projet : Bibliographie et simulation CFD

Objectifs du projet :

- Découvrir ce qu'est l'aérodynamique
- Découvrir le logiciel Ansys
- Faire des simulations d'écoulement d'air

Mots-clés du projet :

- Mécanique des fluides
- Simulation numérique

INSTITUT NATIONAL DES SCIENCES APPLIQUÉES DE ROUEN
DÉPARTEMENT SCIENCES ET TECHNIQUES POUR L'INGÉNIEUR
685 AVENUE DE L'UNIVERSITÉ BP 08 - 76801 SAINT-ÉTIENNE-DU-ROUVRAY
TÉL : +33 2 32 95 66 21 - FAX : +33 2 32 95 66 31

Table des matières

Notations et Acronymes	3
Introduction	4
Organisation du travail	5
1 Théorie de l'aérodynamisme	6
1.1 Description du mouvement d'un fluide	6
1.1.1 Description Lagrangienne	6
1.1.2 Description Eulérienne	6
1.2 Différents types d'écoulement	7
1.2.1 Ecoulement stable ou instable, laminaire ou turbulent	7
1.2.2 Echelles de Kolmogorov et nombre de Reynolds	8
1.2.3 Nombre de Mach	9
1.3 Equation de conservation	9
1.3.1 Equation de continuité	9
1.3.2 Equation de Navier-Stokes	9
1.3.3 Equation de conservation de l'énergie	10
1.4 Portance et traînée	10
1.4.1 Origines	10
1.4.2 Equations de la portance et de la traînée	11
2 Théorie de la simulation numérique	12
2.1 Maillage	12
2.2 Méthodes de résolution des turbulences	12
2.2.1 Simulation numérique directe (DNS)	12
2.2.2 Simulation des grandes structures de la turbulence (LES)	12
2.2.3 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)	13
2.3 Modèles de viscosité de la méthode RANS	14
2.3.1 k-epsilon	14
2.3.2 k-omega	14
2.3.3 Spalart-Allmaras	14
2.3.4 SST	14
3 Application de l'aérodynamisme dans l'industrie	15
3.1 Eléments aérodynamiques d'un avion	15
3.2 Fuselages classiques et innovants	16
4 Simulations sur Ansys Fluent	17
4.1 Présentation Ansys Fluent	17
4.2 Simulations des différents objets	17
4.3 Comparaison de la finesse des avions	18
Conclusion et perspectives	19
Bibliographie	20
5 Annexes	21

Notations et Acronymes

- C_{d_i} : coefficient de traînée ()
 C_{l_i} : coefficient de portance ()
 D : dimension linéaire caractéristique (m)
 D_h : diamètre hydraulique (m)
 D_i : traînée (Drag) (N)
 f_D : coefficient de perte de charge de Darcy ()
 k : énergie cinétique turbulente ($\frac{1}{2}\overline{u'_i u'_i}$) ($m^2.s^{-2}$)
 L : grande échelle de longueur (conduite par exemple) (m)
 L_i : portance (Lift) (N)
 m : masse (kg)
 Ma : nombre de Mach ()
 p : pression ($Pa = kg.m^{-1}.s^{-2}$)
 P : tenseur des contraintes (Pa)
 Re : nombre de Reynolds ()
 S : surface de référence (m^2)
 T : température (K)
 \bar{u} : valeur moyenne de u dans le temps
 u' : valeur de fluctuation
 V : volume (m^3)
- δ_{ij} : symbole de Kronecker ($\delta_{ij} = 1$ si $i = j$ et $\delta_{ij} = 0$ si $i \neq j$) ()
 ΔH : perte de charge (hauteur) (m)
 ε : taux moyen de dissipation d'énergie cinétique de turbulence par unité de masse ($m^2.s^{-3}$)
 η : échelle de longueur de Kolmogorov (m)
 μ : viscosité dynamique ($kg.m^{-1}.s^{-1}$)
 μ_t : viscosité dynamique turbulente ($kg.m^{-1}.s^{-1}$)
 ν : viscosité cinématique ($m^2.s^{-1}$)
 ν_t : viscosité cinématique turbulente ($m^2.s^{-1}$)
 ω : taux spécifique de dissipation ($\frac{\varepsilon}{k}$) (s^{-1})
 ρ : masse volumique ($kg.m^{-3}$)
 τ_η : échelle de temps de Kolmogorov (s)
 u_η : échelle de vitesse de Kolmogorov ($m.s^{-1}$)
- \vec{f} ou \vec{F}_{ext} : forces extérieures ($\|\vec{F}_{ext}\|$ en N)
 \vec{q} : flux de chaleur dû à la conduction ($\|\vec{q}\|$ en $J.s^{-1}$)
 \vec{q}_R : flux de chaleur dû au rayonnement ($\|\vec{q}_R\|$ en $J.s^{-1}$)
 \vec{V} : vecteur vitesse ($V_x; V_y; V_z$), ($\|\vec{V}\|$ en $m.s^{-1}$)
 $\vec{A} \cdot \vec{B}$: produit scalaire entre \vec{A} et \vec{B} ($\sum A_i B_i$)
 $\vec{\nabla}$: opérateur nabla ($\frac{\partial}{\partial x}; \frac{\partial}{\partial y}; \frac{\partial}{\partial z}$) en coordonnées cartésiennes
 $\vec{\Delta}$: opérateur laplacien ($\frac{\partial^2}{\partial x^2}; \frac{\partial^2}{\partial y^2}; \frac{\partial^2}{\partial z^2}$) en coordonnées cartésiennes
 $\vec{\nabla} \vec{A}$: gradient de \vec{A}
 $\vec{\nabla} \cdot \vec{A}$: divergence de \vec{A}

Introduction

La mécanique des fluides est un domaine de la physique consacré à l'étude du comportement des fluides et aux forces internes associées. Elle comprend deux sous-domaines : la statique des fluides, qui est l'étude des fluides au repos, et la dynamique des fluides, qui est l'étude des fluides en mouvement.

L'aérodynamique, une sous-discipline de la dynamique des fluides, se caractérise par l'étude des écoulements d'air autour d'un élément solide. Elle s'applique alors aux déplacements des véhicules tels que les avions ou les automobiles. Ainsi, cette filière fait l'objet de nombreuses recherches en ingénierie puisqu'elle est au cœur d'enjeux climatiques et économiques actuels. En effet, l'avion est le moyen de transport le plus polluant de tous : on estime qu'un vol produit en effet 285g de CO_2 par km et par passager. En comparaison, le train n'en produit que 14.

Par ailleurs, l'arrivée du numérique a grandement modifié les études de l'aérodynamique. En particulier, la simulation informatique de l'écoulement des fluides permet d'étudier le comportement de ces derniers dans des conditions précises sans avoir recours à la modélisation matérielle qui peut s'avérer coûteuse à grande échelle.

C'est pourquoi l'objectif de ce projet est de réaliser la simulation numérique du comportement de l'air à proximité d'un avion. Pour ce faire, nous allons dans un premier temps étudier les principaux aspects théoriques de l'aérodynamique. Nous nous attarderons ensuite sur le fonctionnement du logiciel Ansys pour enfin réaliser des simulations.

Organisation du travail

Pendant les premières séances, notre projet s'est axé sur la recherche documentaire concernant la théorie de l'aérodynamique ainsi que le fonctionnement du logiciel ANSYS Fluent. Nous avons réparti les thèmes des recherches entre nous. Les séances étaient pour nous l'occasion de partager nos recherches à nos camarades.

Par la suite, nous avons changé de salle et avons commencé à manipuler le logiciel ANSYS Fluent qui permet de réaliser des simulations informatiques. Nous avons commencé par réaliser des simulations en $2D$ puis en $3D$. Durant la prise en main du logiciel, l'entraide a été très importante au sein du groupe lors des séances et a permis à tout le monde de réaliser au moins une simulation en $2D$ ou en $3D$.

En parallèle, nous avons tous avancé sur la rédaction du rapport : la théorie de l'aérodynamique a été rédigée par Paulin, Tanguy et Alexis. Yannick, Constance et Tasim se sont occupés de la théorie de la simulation numérique ainsi que de l'analyse et de l'interprétation des résultats avec Alexis. La partie des applications dans l'industrie a été prise en charge par Anaëlle et Paulin. Enfin, la mise en page du rapport a été réalisée par Tanguy.

Durant toutes ses étapes, nous avons envoyé un compte-rendu hebdomadaire à notre professeur référent qui nous permettait de lui partager l'avancée de notre projet et de lui faire part de nos éventuelles difficultés.

Chapitre 1

Théorie de l'aérodynamisme

1.1 Description du mouvement d'un fluide

Une particule fluide est un élément infinitésimal devant la dimension du système fluide étudié contenant cependant un nombre de molécules suffisamment conséquent pour que :

- Les propriétés thermodynamiques puissent être définies
- La notion de masse volumique puisse être elle aussi définie comme $\rho = \lim_{dV \rightarrow 0} \frac{dm}{dV}$

Chaque particule d'un fluide est soumise à trois grands types de force :

- Les forces de volume qui s'appliquent en chaque point du système fluide (gravité, forces d'inertie, forces magnétiques)
- Les forces de surface qui s'appliquent sur la frontière du domaine considéré
- Les forces intérieures correspondant à des interactions moléculaires pouvant être considérées comme nulles (si non dissipatives) par le biais de la loi de l'action et de la réaction.

Dans certains cas, il existe des forces qui s'opposent aux déformations du fluide. Certains fluides sont plus visqueux que d'autres. Cette aptitude est mesurée par le coefficient de viscosité dynamique (en *Pa.s*). Cette grandeur mesure l'aptitude du fluide à se déformer sous l'action d'une contrainte mécanique à une température et pression données. La viscosité dynamique est définie comme le rapport entre la contrainte de cisaillement et le gradient de vitesse perpendiculaire au plan de cisaillement.

En revanche, la viscosité cinématique mesure la capacité d'écoulement d'un liquide en présence de gravité. Elle s'obtient en divisant la viscosité dynamique par la densité du fluide.

Deux descriptions différentes d'un mouvement coexistent, chacune avec ses avantages et inconvénients. On appelle ces descriptions les descriptions Lagrangienne et Eulérienne du mouvement.

1.1.1 Description Lagrangienne

La description Lagrangienne est plus adaptée à la description d'un solide. La description de Lagrange s'intéresse à la trajectoire d'un solide dans l'espace, c'est-à-dire comment l'objet varie dans l'espace. Par conséquent, la description Lagrangienne a une unité limitée car elle nécessite de suivre la position et la vitesse de chaque particule de fluide en fonction du temps.

1.1.2 Description Eulérienne

La description eulérienne considère un élément de volume dans l'écoulement, et elle mesure le mouvement ou les propriétés des particules qui traversent cette région. On travaille en un point constant, qui n'est jamais occupé par la même particule. Cette description repose sur la connaissance au cours du temps de grandeurs macroscopiques locales telles que T, p, V en chaque point de l'espace.

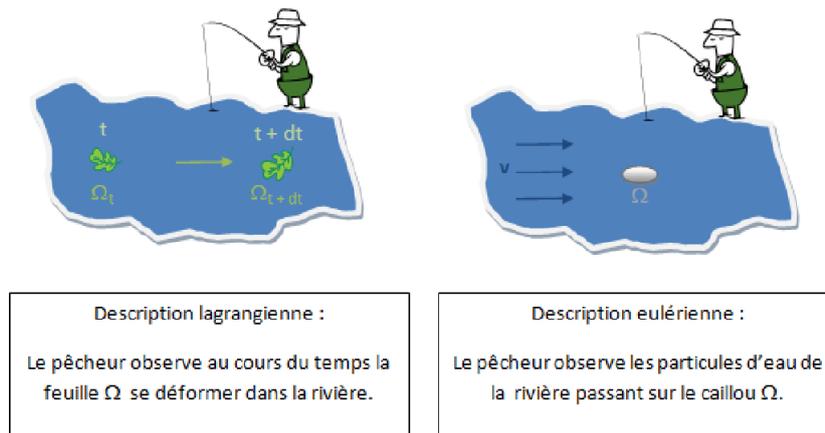


FIGURE 1.1 – Les deux types de description

1.2 Différents types d'écoulement

1.2.1 Écoulement stable ou instable, laminaire ou turbulent

Dans un écoulement stable, la vitesse du fluide est la même en tout point. L'écoulement est alors uniforme. Au contraire, l'écoulement est dit instable lorsque la vitesse du fluide n'est pas la même en tout point de l'écoulement.

Un écoulement est dit laminaire si l'ensemble du fluide s'écoule plus ou moins dans la même direction. Généralement, les écoulements laminaires se produisent lorsque le fluide possède une faible vitesse et une viscosité élevée. Dans les écoulements laminaires, les tubes de courant ne se mélangent pas : ils glissent les uns par rapport aux autres sans jamais s'entrecroiser. On va chercher à se rapprocher le plus possible de cet écoulement car il permet de réduire les effets de perte de charge et est plus stable. L'écoulement laminaire est réversible : si on modifie l'écoulement, il reste laminaire. En fait, l'écoulement laminaire est une solution stable des équations de Navier-Stokes.

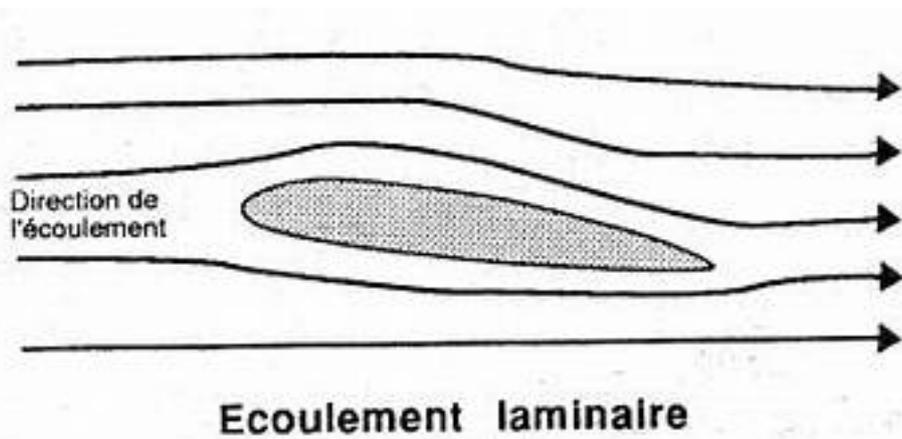


FIGURE 1.2 – Ecoulement laminaire

Un écoulement est dit turbulent si les petits éléments du fluide sont animés d'un mouvement tourbillonnaire ; les tubes de courants s'entrecroisent et de l'énergie s'échange (phénomène de perte de charge). Les écoulements turbulents se produisent à vitesse élevée et viscosité faible. Les caractéristiques d'un flux turbulent sont : sa diffusivité, son irrégularité, sa rotationnalité et sa dissipation. Contrairement à l'écoulement laminaire, l'écoulement turbulent est irréversible. Le caractère turbulent dépend de : la vitesse d'écoulement, la taille caractéristique de l'écoulement, la masse volumique du liquide et sa viscosité. Par ailleurs, les plus petites échelles en écoulement turbulent sont les échelles de Kolmogorov.

1.2.2 Echelles de Kolmogorov et nombre de Reynolds

Les échelles de Kolmogorov sont définies par une échelle de temps, de longueur et de vitesse telles que :

- Echelle de longueur de Kolmogorov : $\eta = \sqrt[4]{\frac{\nu^3}{\epsilon}}$
- Échelle de temps de Kolmogorov : $\tau_\eta = \sqrt{\frac{\nu}{\epsilon}}$
- Echelle de vitesse de Kolmogorov : $u_\eta = \sqrt[3]{\nu\epsilon}$

avec

- ϵ : taux moyen de dissipation d'énergie cinétique de turbulence par unité de masse ($m^2.s^{-3}$)
- ν : viscosité cinématique du fluide ($m^2.s^{-1}$)

Le rapport entre les échelles de longueur les plus grandes et les plus petites dans le flux turbulent est proportionnel au nombre de Reynolds (Re) :

$$\frac{L}{\eta} \sim (\text{Re})^{\frac{3}{4}}$$

Pour caractériser la nature de l'écoulement, on utilise le nombre de Reynolds. Ce nombre adimensionné mesure le rapport des forces d'inertie à celui des forces visqueuses. Il est défini comme étant :

$$\text{Re} = \frac{\rho \|\vec{V}\| D}{\mu} = \frac{\|\vec{V}\| D}{\nu}$$

- $\|\vec{V}\|$: vitesse d'écoulement ($m.s^{-1}$)
- D : dimension linéaire caractéristique (longueur parcourue du fluide, diamètre hydraulique...) (m)
- ρ : densité du fluide ($kg.m^{-3}$)
- μ : viscosité dynamique ($kg.m^{-1}.s^{-1}$)
- ν : viscosité cinématique ($m^2.s^{-1}$)

Si $\text{Re} < 2000$, l'écoulement est laminaire. Si $\text{Re} > 3000$, l'écoulement est turbulent. Entre ces deux valeurs, on dit que l'écoulement est en transition vers la turbulence.

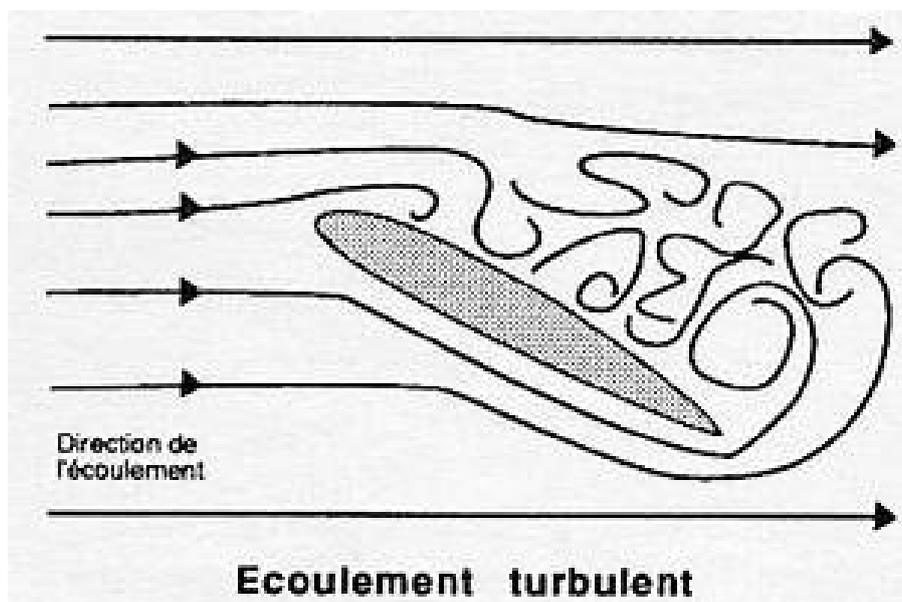


FIGURE 1.3 – Ecoulement turbulent

1.2.3 Nombre de Mach

Le nombre de Mach (Ma) mesure le rapport entre les forces liées au mouvement et la compressibilité du fluide. Il est défini comme suit :

$$\text{Ma} = \frac{\|\vec{V}\|}{a}$$

- $\|\vec{V}\|$: vitesse de l'objet (par rapport à son environnement) ($m.s^{-1}$)
- a : vitesse de propagation ou célérité du son dans l'environnement considéré ($m.s^{-1}$)

Le champ d'études de l'air peut se subdiviser en deux types : compressible et incompressible.

L'aérodynamique compressible peut se subdiviser en plusieurs catégories :

- Si $\text{Ma} < 0,3$, l'écoulement étudié peut être considéré comme incompressible
- Si $0,3 < \text{Ma} < \text{Ma}^*$, on se place dans l'aérodynamique subsonique
- Si $\text{Ma}^* < \text{Ma} < 1$, on se situe dans l'aérodynamique transsonique
- Si $1 < \text{Ma} < 5$, on est dans le cas d'un écoulement supersonique
- Au delà, l'écoulement est caractérisé comme hypersonique

Remarque :

Ma^* correspond au nombre de Mach critique. Le Mach critique est le nombre de Mach le plus bas à partir duquel l'écoulement de l'air atteint la vitesse du son en au moins un point de l'appareil.

1.3 Equation de conservation

1.3.1 Equation de continuité

L'équation de continuité est une conséquence de la conservation de la masse du fluide. Par exemple, elle met en évidence que la quantité de fluide qui entre dans un tube est la même qui sort de celui-ci.

Cette équation s'écrit :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) = 0$$

1.3.2 Equation de Navier-Stokes

En mécanique des fluides, les équations de Navier-Stokes sont des équations aux dérivées partielles non linéaires décrivant le mouvement des fluides newtoniens. Ces équations sont nommées ainsi en hommage au mathématicien et ingénieur Henri Navier et au physicien George Gabriel Stokes. Ces deux équations décrivent, d'un point de vue macroscopique, le mouvement d'un fluide, liquide ou gaz. On les utilise notamment pour calculer les écoulements de l'air autour d'une aile d'avion.

1.3.2.1 Ecoulement compressible

Un fluide est compressible lorsqu'une variation de pression entraîne une variation de la masse volumique du fluide. Les hypothèses de l'équation de Navier-Stokes en compressible sont que le fluide est newtonien, isotrope (mêmes caractéristiques physiques dans toutes les directions) et que la contrainte est invariante galiléenne (mêmes propriétés dans tous les référentiels inertiels). L'équation de Navier Stokes est alors :

$$\rho \left(\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \vec{\nabla}) \vec{V} \right) = -\vec{\nabla} p + \mu \left(\Delta \vec{V} + \frac{1}{3} \vec{\nabla} (\vec{\nabla} \cdot \vec{V}) \right) + \rho \vec{F}_{ext}$$

Cette équation énonce la conservation de la quantité de mouvement. Elle est analogue à la seconde loi de Newton :

$$\vec{F}_{ext} = m \vec{a}$$

Explication et origine des différents termes :

- Le terme $\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V}$ correspond à l'accélération de la loi de Newton. Le terme d'inertie $(\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V}$ apparaît car, contrairement à la mécanique Newtonienne où l'accélération est celle d'une particule le long de sa trajectoire, ici, on se place en un point fixe de l'espace.
- Le terme \vec{F}_{ext} regroupe les forces extérieures au fluide (on considère souvent qu'il n'y a que le poids). Les deux autres forces expriment les forces exercées par le fluide sur lui-même : celles induites par les variations de pression $-\nabla p$, et celles dues à la nature visqueuse du fluide : $\mu \left(\Delta \vec{V} + \frac{1}{3} \nabla (\nabla \cdot \vec{V}) \right)$ (où μ est le coefficient de viscosité dynamique).

Le terme non-linéaire $(\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V}$ est à l'origine des phénomènes de turbulence qui rendent si difficiles la résolution des équations de Navier-Stokes.

1.3.2.2 Ecoulement incompressible

En prenant l'équation de Navier Stokes en compressible et la propriété d'un fluide incompressible $(\nabla \cdot \vec{V} = 0)$, on obtient l'équation de Navier Stokes en incompressible, à savoir :

$$\rho \left(\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} \right) = -\nabla p + \mu \Delta \vec{V} + \rho \vec{F}_{ext}$$

1.3.3 Equation de conservation de l'énergie

L'équation de conservation de l'énergie en mécanique des fluides peut s'écrire sous de nombreuses formes. Sous forme scalaire, elle peut s'écrire de la façon suivante :

$$\rho \left(\frac{\partial e}{\partial t} + \vec{V} \cdot \nabla e \right) = \nabla \cdot (P \cdot \vec{V}) - (\nabla \cdot P) \cdot \vec{V} + \nabla \cdot \vec{q} + \nabla \cdot \vec{q}_R$$

- $\rho \left(\frac{\partial e}{\partial t} + \vec{V} \cdot \nabla e \right)$: variation d'énergie interne par unité de volume
- $\nabla \cdot (P \cdot \vec{V})$: puissance des forces visqueuses par unité de volume
- $-(\nabla \cdot P) \cdot \vec{V}$: puissance des forces de pression par unité de volume
- $\nabla \cdot \vec{q}$: flux de chaleur dû à la conduction thermique par unité de volume
- $\nabla \cdot \vec{q}_R$: flux de chaleur au rayonnement par unité de volume

1.4 Portance et traînée

1.4.1 Origines

La portance et la traînée sont des forces dites aérodynamiques. Elles sont donc induites par le déplacement de l'avion dans l'air. Le but premier d'un avion est de voler, ce qui se traduit par la nécessité de contrebalancer le propre poids de l'avion. Pour ceci, les ailes d'avions adoptent une forme bien particulière, leur permettant de modifier la vitesse de l'air et ainsi changer la pression autour des ailes, ce qui va avoir pour effet de créer une force orientée vers le haut ; cette force est appelée portance. La traînée est due aux frottements qui sont causés par la collision entre l'avion et les molécules d'air ainsi que par l'air, qui aura envie de se coller à la surface de l'aile à cause de la viscosité de l'air, freinant ainsi l'avion.

Pour résumer, l'avion va fournir une force de traction nécessaire pour contrebalancer la traînée qui s'y oppose. En avançant, l'avion va générer une force de portance qui s'oppose au poids de l'avion. Ci dessous un schéma expliquant les forces qui s'appliquent sur l'avion :

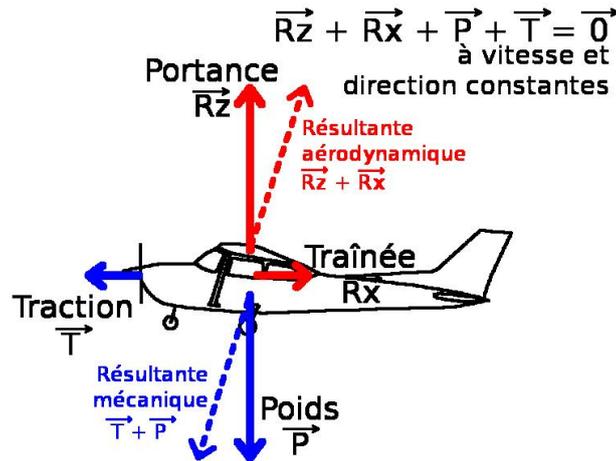


FIGURE 1.4 – Bilan des forces

1.4.2 Equations de la portance et de la traînée

Les équations sont de la forme :

$$L_i = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_{li} \cdot S \cdot \|\vec{V}\|^2 \quad \text{et} \quad D_i = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_{di} \cdot S \cdot \|\vec{V}\|^2$$

- L_i : portance (Lift), égale à $\|\vec{Rz}\|$ (en N)
- D_i : traînée (Drag), égale à $\|\vec{Rx}\|$ (en N)
- ρ : densité de l'air
- C_{li} et C_{di} : coefficients de portance et de traînée dépendent dans l'angle d'incidence i et de la forme de l'avion
- S : surface de référence (portance : surface des ailes ; traînée de pression : surface frontale ; traînée de frottement : surface totale de l'avion)
- $\|\vec{V}\|$: vitesse de l'écoulement de l'air

Le coefficient de traînée C_{di} prend en compte : la traînée liée au frottement visqueux (ou friction) et la traînée liée à la pression (traînée de forme). Sa valeur se situe entre 0,005 à 0,010 en vol, selon le nombre de Reynolds et la laminarité de l'écoulement.

Le coefficient de portance C_{li} d'une aile se trouve entre 0,3 et 0,7 en vol de croisière, et peut atteindre 2,3 à 2,7 avec les systèmes hypersustentateurs (becs, volets à fente) sur les avions de ligne, par exemple.

On définit un nombre adimensionnel qui caractérise le rapport entre la portance et la traînée. Ce rapport est appelé la finesse et se calcule simplement par :

$$\text{finesse} = \frac{L_i}{D_i}$$

La finesse peut être associée à l'efficacité aérodynamique d'un fuselage, c'est donc un nombre qu'on cherche à augmenter en permanence. Nous en reparlerons dans la suite du rapport, au niveau des fuselages innovants.

Chapitre 2

Théorie de la simulation numérique

2.1 Maillage

Un espace est composé d'une infinité de points. Cependant, sur un tel modèle composé d'une infinité de points, on ne peut résoudre les équations aux dérivées partielles de Navier-Stokes simulant mathématiquement l'écoulement d'un fluide. C'est pourquoi on choisit de modéliser numériquement l'espace par une structure découpée en un nombre fini de points répartis suivant une géométrie de forme assez simple. On appelle cette structure le maillage ou « mesh » du modèle. Il se décompose en éléments de formes et de tailles différentes appelés mailles et limités par des nœuds, comme on peut le voir sur les images ci-dessous. A chaque nœud du maillage sont associées les inconnues du problème (déplacements, température,...) appelées degrés de liberté. Sur l'image ci-dessous, on remarque que les mailles sont plus fines au niveau du contour du fuselage pour plus de précision à cet endroit de l'espace.

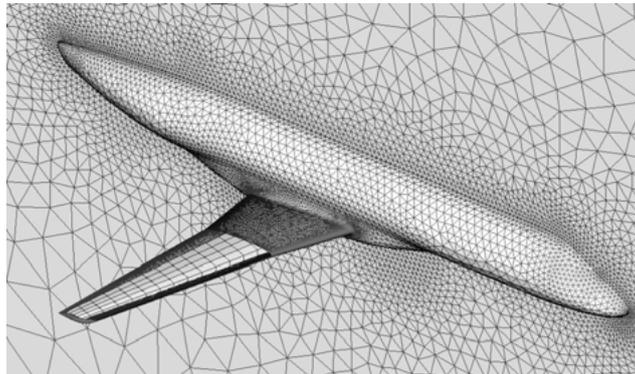


FIGURE 2.1 – Maillage

2.2 Méthodes de résolution des turbulences

2.2.1 Simulation numérique directe (DNS)

La méthode DNS utilise un mesh très fin pour prendre en compte dans la simulation toutes les turbulences attendues. Elle consiste à résoudre directement les équations de Navier-Stokes à toutes les échelles de mouvement jusqu'à l'échelle de Kolmogorov décrite plus haut et à retrouver les conditions initiales et les conditions limites. Cette méthode ne nécessite aucune modélisation et est extrêmement précise, présentant un très grand nombre d'informations par points dans la grille de maillage (mesh). Elle est de ce fait coûteuse en temps et en ressources et peu adaptée au contexte de l'industrie, sauf dans le besoin d'une précision extrême de la simulation, dans quel cas la simulation sera limitée à une petite échelle compte tenu du coût et des ressources exorbitants qu'exige une telle simulation.

2.2.2 Simulation des grandes structures de la turbulence (LES)

La méthode LES se rapproche de la méthode DNS mais elle ne résout les équations de Navier-Stokes qu'à grande échelle, c'est-à-dire pour des turbulences supérieures à la taille de la plus petite maille du maillage. Les

turbulences plus petites sont modélisées selon un modèle RANS. Le terme “Eddy” du nom de la méthode se réfère aux tourbillons de turbulences que l’on peut observer dans un écoulement fluide. Elle est moins coûteuse que la méthode DNS, mais la quantité de ressources informatiques nécessaires à l’utilisation de ce modèle reste trop élevée pour la plupart des simulations réalisées dans l’industrie.

2.2.3 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)

Cette approche, bien que moins précise que les précédentes, est moins coûteuse en temps et en argent, ce qui en fait la méthode privilégiée dans le cadre industriel pour simuler des écoulements fluides.

La méthode RANS se base sur la décomposition de Reynolds. Elle consiste à décomposer une grandeur u de la manière suivante :

$$u(x, t) = \bar{u}(x) + u'(x, t)$$

- \bar{u} : composante moyenne dans le temps
- u' : composante de fluctuation (écart par rapport à la moyenne)

Cette méthode va utiliser cette décomposition pour les variables de l’équation de Navier-Stokes ($u = \|\vec{V}\|, p, T$) afin de les simplifier. La décomposition permet d’obtenir la moyenne de Reynolds (Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations).

Pour un fluide newtonien incompressible en écoulement stationnaire, les équations de Navier-Stokes moyennées en coordonnées cartésiennes sont :

$$\rho \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = \rho \bar{f}_j + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[-\bar{p} \delta_{ij} + \mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \rho \overline{u'_i u'_j} \right]$$

- $-\rho \overline{u'_i u'_j}$: tenseur de Reynolds

Pour résoudre les équations de RANS, il faut exprimer le tenseur de Reynolds. Il existe plusieurs catégories de modèles de turbulence pour calculer le tenseur de Reynolds. Une de ces méthode est basée sur l’hypothèse de Boussinesq qui propose d’écrire ce tenseur comme le tenseur des contraintes dans le cas d’un fluide newtonien en faisant intervenir une viscosité de turbulence μ_t :

$$\tau_{ij} = \mu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_t \frac{\partial \bar{u}_l}{\partial x_l} \delta_{ij} - \underbrace{\frac{1}{3} \rho \overline{u'_i u'_i}}_{\frac{2}{3} \rho k} \delta_{ij}$$

$$\left(\mu_t = \rho \nu_t = 0,038 \rho \nu \text{Re} \left(\frac{f_D}{8} \right)^{\frac{1}{2}} \text{ avec } f_D = \frac{2g \cdot \Delta H \cdot D_h}{L \cdot V^2} \right)$$

Eddy Viscosity Model		Other
$k - \epsilon$		Reynolds Stress
$k - \omega$ SST	Spalart Allmaras	Full Sub-grid Scale
Smagorinsky	Dynamic Smagorinsky	Cubic $k - \epsilon$

FIGURE 2.2 – Eddy Viscosity Model

Le problème est réduit à la connaissance de k et μ_t .

Il existe beaucoup de modèles de ce type qui sont classé selon le nombre d’équation de transport résolu en plus des équations de RANS : modèles à une équation (modèle de Spalart-Allmaras...), modèles à deux équations ($k-\epsilon$, $k-\omega$, $k-\omega$ SST...).

2.3 Modèles de viscosité de la méthode RANS

2.3.1 k-epsilon

Le modèle de turbulence k-epsilon est le modèle le plus couramment utilisé dans la dynamique des fluides pour modéliser les écoulements avec un flux entièrement turbulent. Il s'agit d'un modèle à deux équations qui donne une description générale de la turbulence au moyen de deux équations de transport. La première variable est l'énergie cinétique turbulente (k). La deuxième variable est le taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente (ε). Le modèle k - ε se concentre sur les mécanismes qui affectent l'énergie cinétique turbulente. On suppose que le fluide présente les mêmes propriétés physiques dans toutes les directions.

Le modèle de turbulence k-epsilon (k - ε) est le modèle le plus couramment utilisé dans l'industrie pour modéliser l'écoulement à flux turbulent. Il exploite les équations suivantes :

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - \rho \varepsilon$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_1 \frac{\varepsilon}{k} 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - C_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k}$$

Les coefficients du modèle k - ε sont les coefficients de Launder et Sharma qui sont les plus à jour.

Le modèle k - ε est utile pour les fluides turbulents car il n'a que besoin des conditions limites. Il est utile pour les écoulements de couches à cisaillement libre avec des variations de pression négligeables. Cependant, ce modèle rencontre ses limites lorsque l'on étudie : les flux non définis, les couches limites circulaires, les flux rotatifs. De plus, k - ε n'est pas capable de correctement prédire les couches limites avec des gradients de pression défavorables. Par exemple, cela se produit lorsqu'une aile a un angle d'attaque important. Ainsi il faut trouver un meilleur modèle pour l'aérodynamique et la turbomachine.

2.3.2 k-omega

Suite à la découverte des limites du modèle k - ε , plusieurs modèles ont été proposés pour améliorer les résultats obtenus autour des couches limites soumises à des gradients de pression défavorables. Des modèles tels que le modèle Spalart-Allmaras ou le modèle k - ω ...

Le modèle k - ω décrit la turbulence avec deux équations pour deux variables. La première grandeur k représente l'énergie cinétique de turbulence et la deuxième grandeur ω est le taux spécifique de dissipation :

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_j)}{\partial x_j} = \rho P - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \sigma_k \frac{\rho k}{\omega} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]; \text{ avec } P = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}$$

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

2.3.3 Spalart-Allmaras

Le modèle Spalart-Allmaras est un modèle à une équation qui résout une équation de transport modélisée pour la viscosité cinématique turbulente des tourbillons. Il a été conçu spécifiquement pour les applications aérospatiales pour des écoulements limités aux parois et pour les couches limites soumises à des gradients de pression défavorables.

2.3.4 SST

Le modèle de turbulence SST (Shear Stress Transport) est un modèle de turbulence à deux équations. Le modèle combine le modèle de turbulence k-omega et le modèle de turbulence k-epsilon de telle sorte que le modèle k-oméga est utilisé dans la région intérieure de la couche limite et passe au k-epsilon dans les couches limites.

Chapitre 3

Application de l'aérodynamisme dans l'industrie

3.1 Eléments aérodynamiques d'un avion

Les avions que nous cherchons à simuler sont composés de différents éléments. Bien que les formes de ces derniers puissent différer d'un avion à l'autre, la présence de ces éléments est commune à tous les avions. Nous nous attarderons dans ce paragraphe aux éléments extérieurs principaux des avions qui jouent un rôle dans l'aérodynamisme de ce dernier.

Le fuselage représente l'élément principal qui compose un avion. Sa forme est très variable d'un avion à un autre (cf paragraphe suivant) mais il est toujours composé de trois parties appelées fuselage avant, fuselage arrière et fuselage central (qui est lui-même parfois divisé en plusieurs parties).

Les ailes sont rattachées au fuselage avant. En fonction du type d'avion, elles peuvent se trouver en position haute, basse, médiane ou encore surélevées au-dessus du fuselage. Les ailes se composent de surfaces mobiles et de gouvernes qui permettent de modifier le portance et la traînée de l'avion.

On distingue notamment :

- Les winglets : des ailettes verticales situées au bout des ailes qui permettent un gain d'efficacité par la réduction de la traînée
- Les ailerons haute et basse vitesse : des gouvernes qui permettent les changements de direction par un mouvement de roulis de l'avion
- Les aérofreins : des panneaux encastrés qui permettent d'augmenter rapidement la traînée d'un avion, et ainsi de faire chuter sa vitesse
- Les volets hypersustentateurs et les becs : ils augmentent les coefficients de portance lorsque l'avion est à une faible vitesse.

Le fuselage arrière, lui, est relié aux empennages verticaux et horizontaux, à savoir les gouvernes de profondeur et les gouvernes de direction qui permettent la stabilité de l'avion. Enfin, les réacteurs sont reliés au fuselage arrière dans la majorité des cas.

Il est à noter que de nouvelles études proposent des alternatives à ces dispositifs. Par exemple, les winglets existent sous différentes formes. Les premières formes à exister s'appuient sur le principe du biomimétisme et imitent les ailes des aigles. Il existe aujourd'hui de nouvelles formes comme les winglets spiroïdes.

Pour simplifier les calculs sur notre logiciel, il est commun de ne pas représenter toutes les pièces qui composent un avion mais uniquement celles qui influent fortement sur les résultats de la simulation. De plus, les avions étant symétriques, les simulations sont généralement réalisées sur des demi-avions pour diminuer le nombre de calculs. C'est pourquoi il est commun de simuler l'ensemble demi fuselage et aile. Étant donné le nombre de calculs à réaliser, très peu d'études simulent l'ensemble ailes/réacteurs/fuselage/empennages.

3.2 Fuselages classiques et innovants

À l’heure actuelle, le fuselage des avions de transport de passagers est classique. Nous pourrions le décrire par un tube cylindrique avec un avant et un arrière profilés. De nombreux projets envisagent un nouveau fuselage plus efficace aérodynamiquement.

L’exemple du MAVERIC de chez Airbus utilise les fuselages dits “Blended Wing Body” (BWB). Ce changement lisse entre le corps et les ailes permet de réduire la traînée d’interférence, causée par la discontinuité entre l’aile et le corps, et donc d’économiser 20 à 30% de carburant en théorie. À noter qu’une telle structure permet d’alléger le poids de l’aéronef. En revanche, cette forme non-cylindrique et large diminue la résistance de la structure à la pressurisation par l’intérieur et pose problème pour les manœuvres sur les pistes de circulation et sur la piste d’atterrissage. De plus, en cas d’incident, il est difficile de satisfaire les exigences de sécurité sur l’évacuation de l’engin.

Plus récemment, un avion a terminé ses phases de test fin 2021 et devrait entrer en production en 2025. Il s’agit du Celera 500L par Otto Aviation, un avion avec un fuselage en forme de zeppelin. Il peut atteindre de grandes performances comme une très nette augmentation de la distance parcourue pour une même quantité de carburant en comparaison à un avion classique. Il est annoncé une autonomie de 8 000 km avec une diminution de la consommation de carburant de 80% en comparaison d’autres avions similaires.

Nous pouvons trouver un autre type de fuselage qui essaye d’assembler fuselage et propulsion en rapprochant le plus possible les moteurs du fuselage. C’est le fuselage propulsif du projet européen Centreline, qui propose un troisième moteur arrière électrique utilisant la méthode BLI “Boundary Layer Ingestion”, c’est-à-dire qu’il va utiliser l’air glissant le long du fuselage comme entrée d’air. Ce qui va transformer la couche limite qui produit sans ce système des turbulences derrière le fuselage, en un flow de propulsion.

Nous aborderons enfin un fuselage classique TAW, qui a la particularité d’avoir un corps plus large, ce qui lui permet de générer des forces de portance grâce au fuselage et de posséder plus de places à l’intérieur. C’est le cas du “Double Bubble D8” de la NASA et du MIT, un projet utilisant un fuselage large et qui, de surcroît, fonctionne en BLI, ce qui augmente de 10% les performances et a des ailes longues et fines pour diminuer le poids et la traînée.

Finalement, de nombreux fuselages sont en cours de développement pour améliorer la finesse de l’avion. Cela a pour but d’économiser du carburant et ainsi de réduire les émissions de CO_2 et de NO_x .



(a) Airbus MAVERIC



(b) Celera 500L



(c) Centreline



(d) Double Bubble D8

FIGURE 3.1 – Fuselages innovants

Chapitre 4

Simulations sur Ansys Fluent

4.1 Présentation Ansys Fluent

Ansys Fluent, le logiciel que nous avons utilisé pour nos simulations numériques, est un logiciel de simulation de fluides. Il s'agit d'un sous-logiciel du célèbre logiciel Ansys (voir sa présentation en annexe). Il permet de modéliser des écoulements diphasiques (miscibles, non miscibles, cavitation, solidification), des turbulences (LES, k-epsilon, k-omega, SA, Reynolds...), des transferts de chaleur, des transports de particules... Il possède par ailleurs des modèles de maillages mobiles et dynamiques avec reconstruction du maillage. Le logiciel est utilisé dans de nombreuses applications industrielles allant de l'écoulement externe d'air autour d'une aile d'avion, de l'écoulement interne d'air dans un habitacle de voiture, au calcul de l'homogénéité à l'intérieur d'un four, de la simulation du flux sanguin, à la conception de salles blanches ou encore aux usines de traitement des eaux usées. Il fait partie des logiciels les plus utilisés pour les simulations en matière de mécanique des fluides.

4.2 Simulations des différents objets

Nous avons commencé par nous entraîner sur des modèles simples d'avions et profils d'ailes naca pour nous habituer à la simulation numérique sur Ansys fluent. Nous nous sommes ensuite tournés vers des modèles 3D plus complexes pour étudier un écoulement turbulent autour de ces corps. Une sélection de nos simulations est présentes dans les annexes.

Le processus de modélisation d'un écoulement turbulent se fait en 5 étapes (voir Annexe 1) :

- Création de la géométrie
- Génération du maillage
- Configuration de Ansys Fluent
- Résolution numérique
- Affichage et visualisation des résultats

Simulations en 2D :

- Annexe 2 : NACA 0008

Simulations en 3D :

- Annexe 3 : Sphère
- Annexe 4 : Avion de ligne MD11
- Annexe 5 : F-16 Fighting Falcon
- Annexe 6 : DLR F6
- Annexe 7 : Mirage 2000
- Annexe 8 : Avion de ligne (sans modèle)

Les analyses des simulations sont dans les annexes.

Les simulations de Yannick et Constance sont à la fin du rapport.

4.3 Comparaison de la finesse des avions

Lors des simulations, nous nous sommes intéressés aux différences aérodynamiques entre les modèles, plus précisément à l'influence de la forme de ces avions sur l'air. Nous avons relevé la portance et la traînée qui sont des grandeurs caractéristiques liées à l'aile d'un avion. La finesse est une caractéristique aérodynamique définie comme le rapport entre la portance et la traînée. La finesse est donc une grandeur adimensionnelle qui est caractéristique de l'avion. Les valeurs obtenues de celles-ci sont :

Modèle	DLR F6	F16 Fighting Falcon	Mirage 2000
l'angle d'attaque α (°)	0	0	20
la finesse (L/D)	12.81	4.83	2670

FIGURE 4.1 – Finesses

On remarque que les finesesses des avions sont dans le bon ordre de grandeur. La finesse d'un avion de ligne est une valeur comprise entre 12 et 20. De plus, on remarque que le rapport est petit pour les avions qui ont été conçus pour atteindre des vitesses dépassant la vitesse du son. Par exemple, la finesse maximale du Concorde est environ 7 et il a une vitesse de croisière de mach 2, alors que la MD11 a une finesse de 16,1 à sa vitesse de croisière de mach 0,86. Ainsi les résultats obtenus par le CFD sont en accord avec les valeurs expérimentales disponibles sur Internet. Enfin, la finesse du mirage est très élevée à cause de l'angle d'inclinaison.

Conclusion et perspectives

Ce projet nous a permis d'approfondir nos connaissances de l'aérodynamique (équations de Navier-Stokes, nombres de Mach et Reynolds, finesse...), d'avoir une première utilisation du logiciel de modélisation Ansys Fluent, que la majorité du groupe réutilisera dans la suite de leur formation à l'INSA.

De plus, ce travail de groupe a contribué à notre développement au niveau de l'organisation, de l'esprit critique, de l'échange de connaissances, de l'ouverture aux autres. Nous avons aussi gagné en autonomie, par le biais de nos nombreuses recherches. Celles-ci nous ont aidé à comprendre quels sont les enjeux de la recherche en aérodynamique. Le plus majeur étant environnemental, nous cherchons à optimiser tous les objets volants (avions, fusées...) pour réduire la consommation de carburant. Ainsi, cela permet d'économiser de l'argent, des ressources et de lutter contre le changement climatique.

Beaucoup des membres du groupe souhaitent poursuivre leur formation dans les départements Energétique et Propulsion ou Mécanique. Ce projet a pu montrer à quoi peut ressembler la suite de leurs enseignements à l'INSA.

Enfin, notre groupe est unanime pour dire que ce projet a été essentiel dans notre formation d'ingénieur, pour toutes les raisons citées précédemment.

Pour conclure, nous tenons à remercier notre enseignant référent, Andrei-Silviu Milea, qui a su nous accompagner tout au long du semestre pour que ce projet soit une réussite.

Bibliographie

Livres :

- *Mécanique des fluides : Cours*, Sébastien Candell, édition Dunod

Sites Internet :

- <https://www.lavionnaire.fr/AerodynTrainee.php>
- https://fr.wikipedia.org/wiki/Coefficient_de_tra%C3%AEn%C3%A9
- <https://l-aerodynamisme.webnode.fr/introduction/>
- https://fr.wikipedia.org/wiki/%C3%89quations_de_Navier-Stokes
- <https://www.youtube.com/watch?v=nRSWIndKiiA&t=115s>
- <https://www.youtube.com/watch?v=r0Wws1p8wbY>
- <https://lesfluides8sciences.weebly.com/types-deacutecoulement.html>
- <https://www.techno-science.net/definition/5794.html>
- <https://www.youtube.com/watch?v=7bKGPKJagMI>
- <https://www.thermal-engineering.org/fr/quest-ce-quun-ecoulement-turbulent-definition/>
- <https://perso.crans.org/mbertin/fluide.pdf>
- <https://www.youtube.com/watch?v=gBHU0QIM3Ik>
- <https://www.thermal-engineering.org/fr/quest-ce-que-kolmogorov-microscale-definition/>
- <https://spiegato.com/fr/quelle-est-la-difference-entre-la-viscosite-dynamique-et-cinematique>
- https://fr.wikipedia.org/wiki/Viscosit%C3%A9_dynamique
- https://fr.abcdef.wiki/wiki/Spalart%E2%80%93Allmaras_turbulence_model
- <https://fluidenewtonien.jimdofree.com/les-fluides/newtoniens/>
- https://en.wikipedia.org/wiki/Navier%E2%80%93Stokes_equations
- https://fr.abcdef.wiki/wiki/K%E2%80%93omega_turbulence_model
- https://fr.wikipedia.org/wiki/Coefficient_de_tra%C3%AEn%C3%A9
- https://fr.wikipedia.org/wiki/Coefficient_de_portance
- <https://fr.wikipedia.org/wiki/A%C3%A9rodynamique>
- <https://forums.futura-sciences.com/physique/81539-formule-de-portance.html>
- <https://downloads.hindawi.com/archive/2012/528418.pdf>
- http://servidor.demec.ufpr.br/disciplinas/TM257/Bibliografia/Johnson_et_al_2005.pdf
- <https://tel.archives-ouvertes.fr/tel-00598800/document>
- https://publications.polymtl.ca/1123/1/2013_QuentinLux.pdf
- http://yann.marchesse.free.fr/Site/Enseignements_files/CFD.pdf
- <https://www.cadlog.fr/key-topics/logiciel-cfd/>
- <https://eolios.fr/quest-ce-que-la-simulation-cfd/>
- <https://www.lavionnaire.fr/PhenomSillage.php>
- http://thesesups.ups-tlse.fr/1237/1/Nybelen_Laurent.pdf
- <https://bu.umc.edu.dz/theses/gmecanique/BEK5449.pdf>
- <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1000936114002271>
- <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-03391566/document>
- https://www.researchgate.net/publication/274705623_Multi-disciplinary_Design_and_Feasibility_Study_of_Distributed_Propulsion_Systems
- <http://www.aircraftdesign.ca/research/research.html>
- <https://www.nasa.gov/content/the-double-bubble-d8-0>
- <https://www.irjet.net/archives/V4/i1/IRJET-V4I140.pdf>

Chapitre 5

Annexes

Annexe 1

Les 5 étapes de la modélisation d'un écoulement turbulent :

1. Création de la géométrie :

- Nous avons utilisé Ansys DesignModeler pour générer les géométries 2D, 3D et le volume fluide. Il est également possible d'importer des géométries depuis des logiciels de CAO comme SolidWorks ou Catia.

2. Génération du maillage :

- Nous procédons à la génération de maillage à partir de la géométrie générée dans l'étape précédente. Il fallait trouver le compromis entre un maillage assez fin autour de la géométrie et avoir un maillage peu grossier sur les zones qui nous intéressent moins.

3. Configuration de Ansys Fluent :

- Dans cette partie nous précisons les caractéristiques de la simulation. C'est-à-dire, définir tous les paramètres pour avoir une modélisation cohérente et assez représentative du comportement réel du fluide. Il faut également définir les conditions limites. Nous avons la possibilité de choisir les échelles, les unités, le modèle d'écoulement, les matériaux... Après avoir finalisé ces choix, nous procédons à l'initialisation.

4. Résolution numérique :

- L'ordinateur exécute la simulation demandée et affiche la solution.

5. Affichage et visualisation des résultats :

- Une fois la simulation terminée, nous affichons les résultats dans CFD-Post (les contours, courbes de niveaux, champs de vecteurs...)

Annexe 2

Aile NACA 0008 (2D) (Alexis)

1) Maillage

- Type : Non structuré
- Nombre d'éléments : 333100
- Nombre de noeuds : 168874

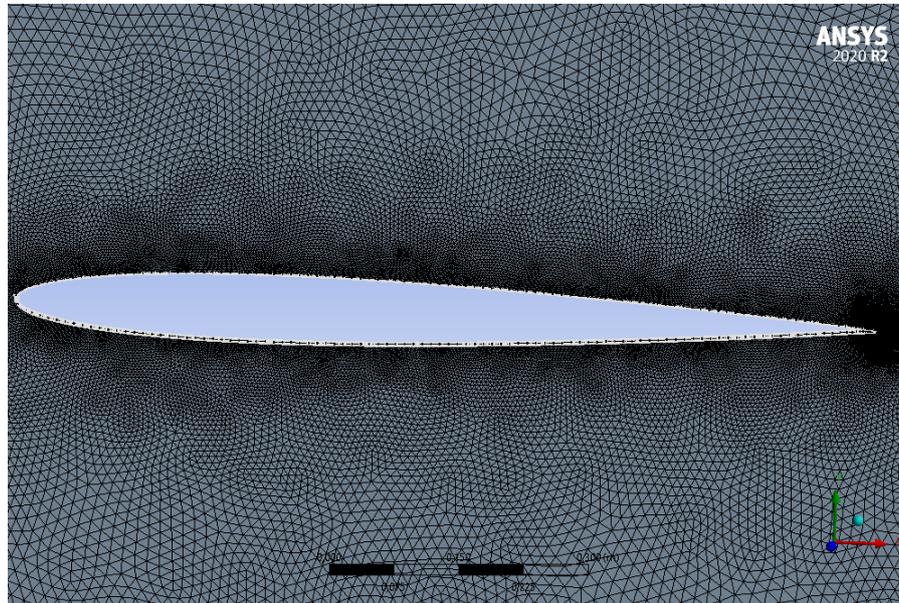


FIGURE 5.1 – Maillage Aile

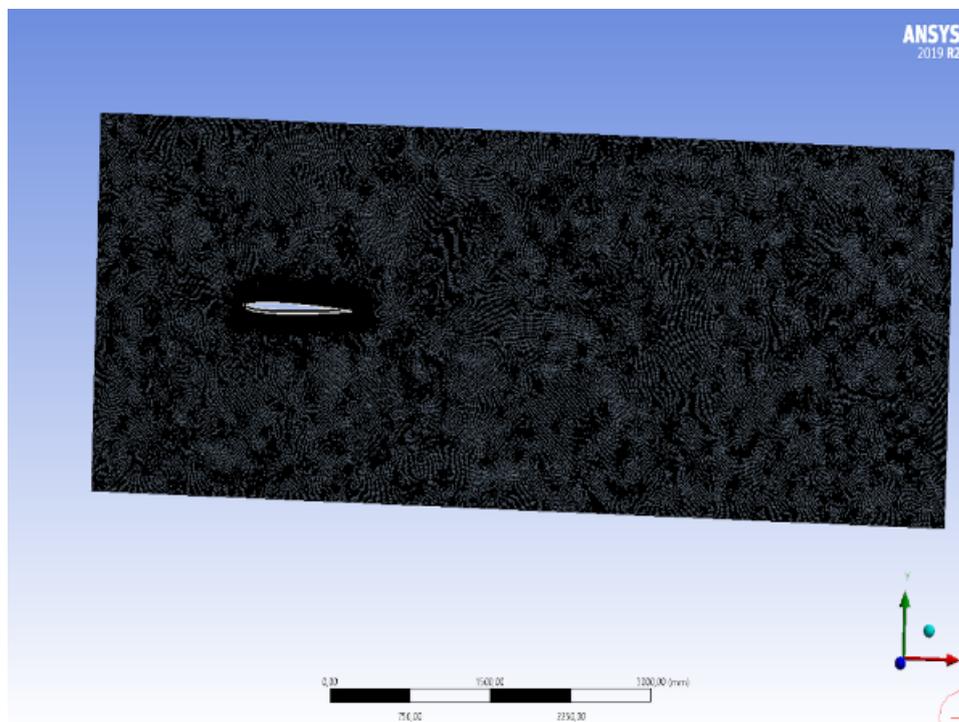


FIGURE 5.2 – Surface fluide

2) Simulation

- Longueur de la corde de l'aile : 1 m
- Vitesse du vent : 255 m.s^{-1} (venant de la gauche)
- Type des murs : Wall
- Nombre de Reynolds : $1,425 \times 10^7$
- Ecoulement : incompressible
- Méthode numérique : RANS (k-omega SST)
- Nombre d'itérations : 1100
- Convergence : Second ordre

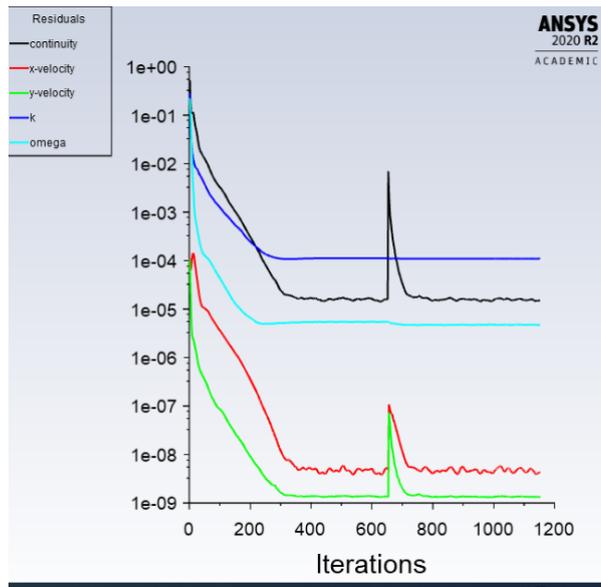


FIGURE 5.3 – Résidus pour la convergence de la solution

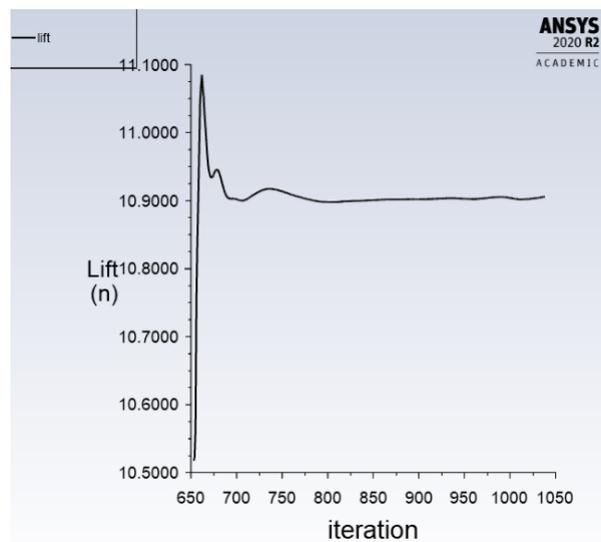


FIGURE 5.4 – Evolution de la portance en fonction du nombre d'itérations

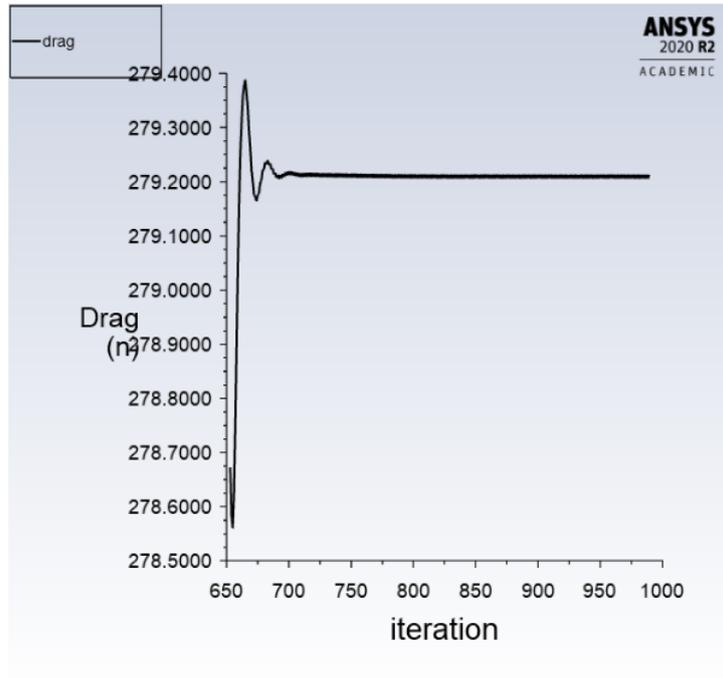


FIGURE 5.5 – Evolution de la traînée en fonction du nombre d’itérations

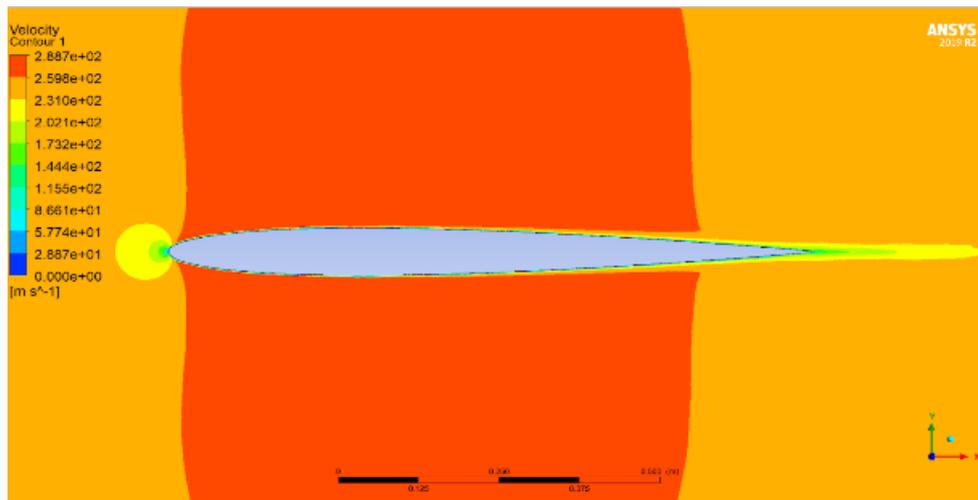


FIGURE 5.6 – Lignes de vitesses

3) Analyse

On peut remarquer en bleu très clair au bord du profil NACA l’apparition de la couche limite. De plus, il apparaît une zone d’augmentation de vitesse (zone de dépression) sur le profil de l’extrados et de l’intrados ainsi qu’une diminution de vitesse (zone de surpression) près du bord d’attaque. Cependant, on devrait observer une zone de dépression sur le profil de l’intrados qui ferait apparaître le phénomène de portance.

On trouve également que le rapport des forces de portance et de traînée vaut :

$$\frac{L}{D} = \frac{10,9}{279,2} = 0,039$$

Annexe 3

Illustration de l'effet Magnus avec une sphère (3D) (Tanguy)

1) Maillage

- Type : Non structuré
- Nombre d'éléments : 241879
- Nombre de noeuds : 345044

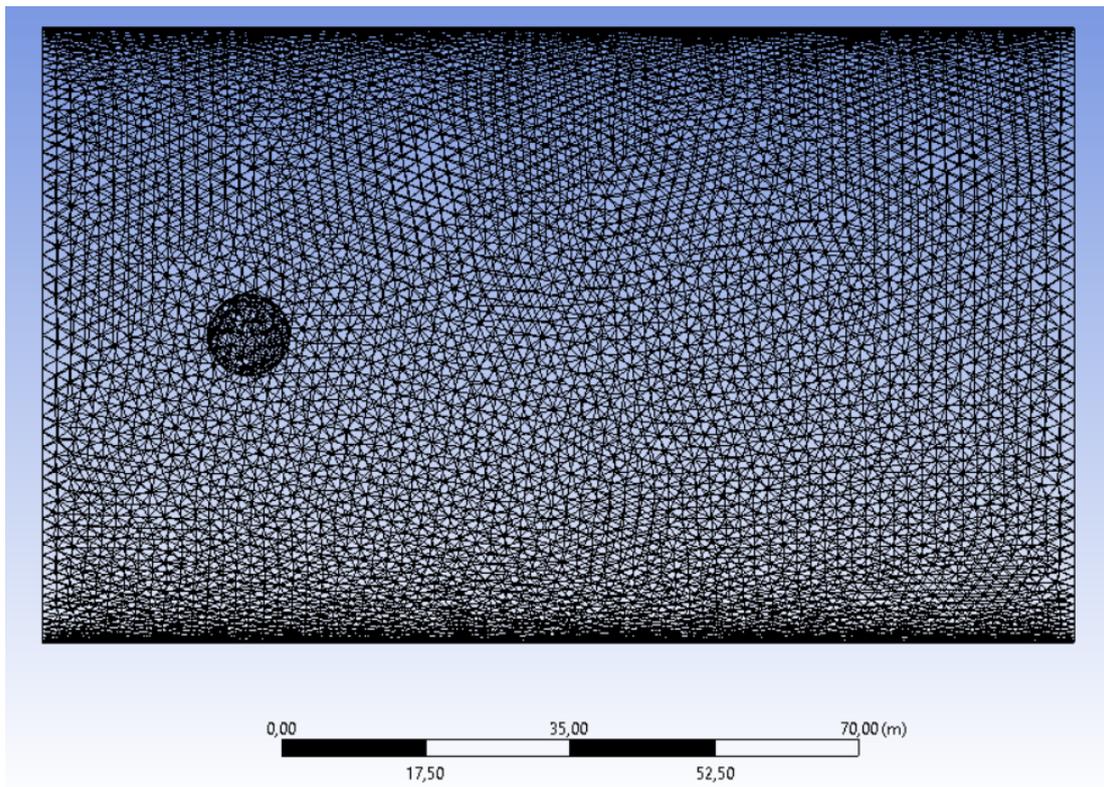


FIGURE 5.7 – Maillage de la sphère

2) Simulation

- Diamètre : 10 m
- Vitesse du vent : 100 $m.s^{-1}$ (venant de la gauche)
- Vitesse de rotation : 100 $tours.s^{-1}$ (dans le sens trigonométrique)
- Type des murs : Wall
- Nombre de Reynolds : $6,844 \times 10^7$
- Ecoulement : incompressible
- Méthode numérique : RANS (k-omega SST)
- Nombre d'itérations : 200
- Convergence : Second ordre

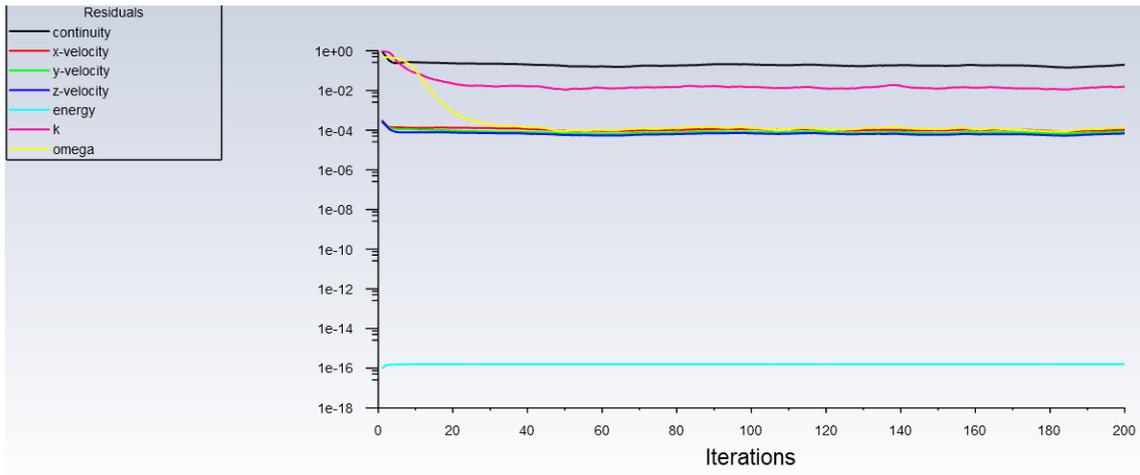


FIGURE 5.8 – Résidus pour la convergence de la solution

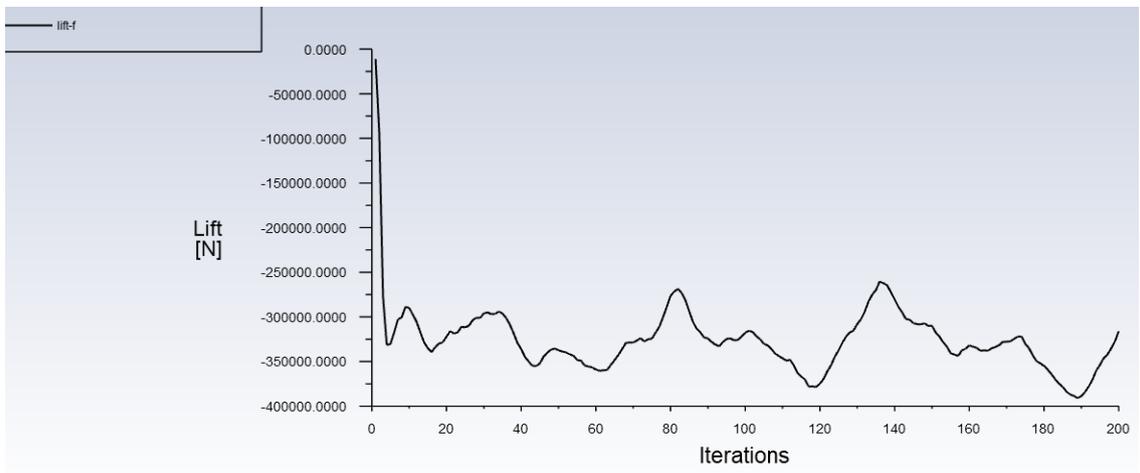


FIGURE 5.9 – Evolution de la portance en fonction du nombre d'itérations

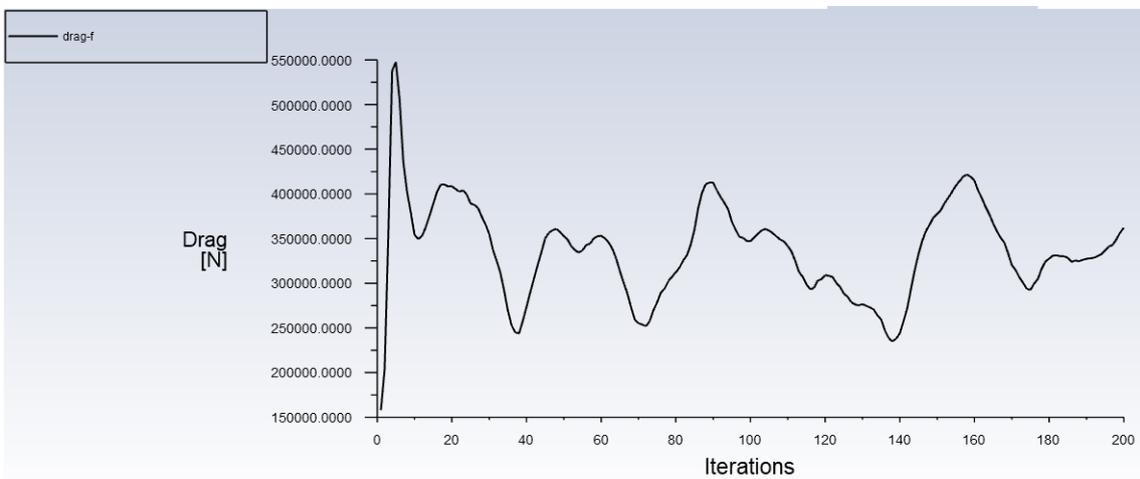


FIGURE 5.10 – Evolution de la traînée en fonction du nombre d'itérations

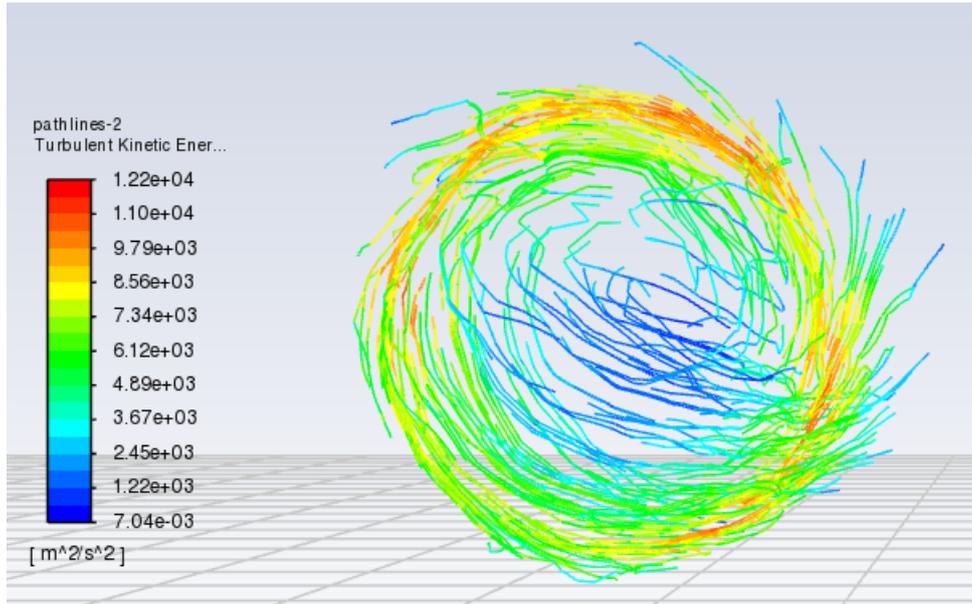


FIGURE 5.11 – Lignes de turbulences

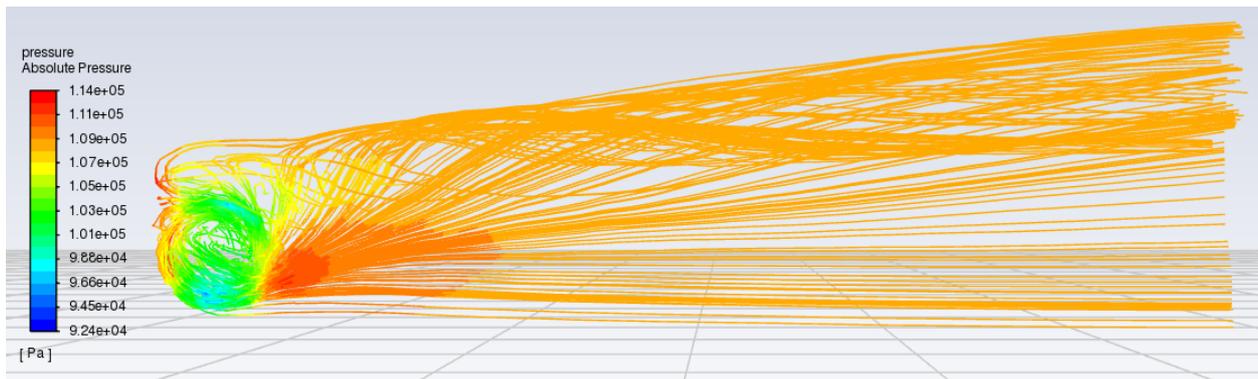


FIGURE 5.12 – Lignes de pressions

3) Analyse

On peut voir sur la figure 4.5 qu'il y a beaucoup de turbulences, générées par les frottements visqueux, sur la partie supérieure de la sphère. Ainsi, comme nous pouvons le voir sur la figure 4.6, la pression au-dessus de la sphère est plus élevée qu'en-dessous. En conséquence, la sphère sera attirée vers le bas (figure 4.3), la portance étant négative. Ce phénomène s'appelle l'effet Magnus, qui a bien entendu son application dans tous les sports de balle (ou ballon) tels que le tennis et le football par exemple.

La simulation a été faite pour un grand objet sur la version Student de Ansys Fluent, qui est une contrainte pour la taille des éléments du maillage, ce qui engendre une imprécision importante sur les résultats.

Annexe 4

Avion de ligne MD11 (3D) (Alexis)

Le McDonnell Douglas MD-11 est un avion triréacteur long-courrier du constructeur aéronautique américain McDonnell Douglas. Son 1^{er} vol a eu lieu le 10 janvier 1990 avant sa mise en service par Finnair le 20 décembre 1990. Sa production cessera en 2000 après 200 exemplaires fabriqués.

1) Maillage

- Type : Non structuré
- Nombre d'éléments : 2.283.835
- Nombre de noeuds : 444.877

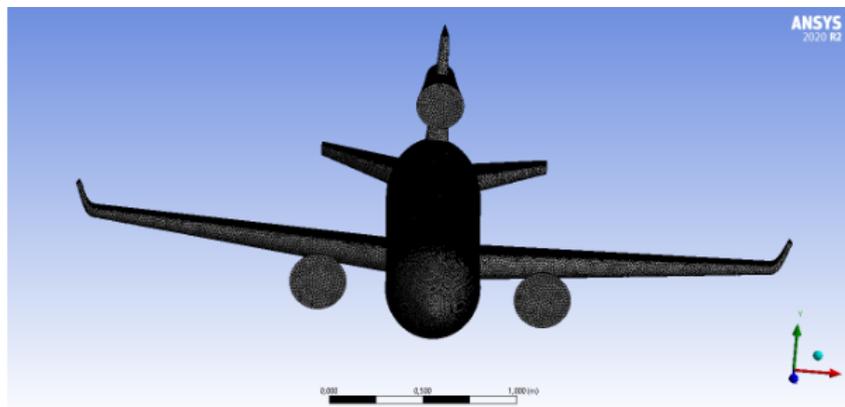


FIGURE 5.13 – Maillage non structuré du MD11

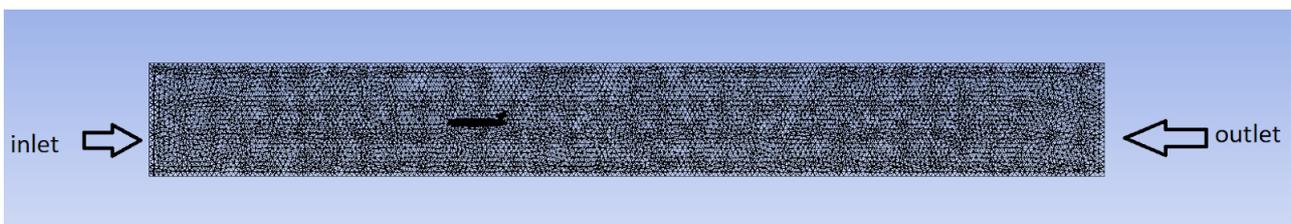


FIGURE 5.14 – Représentation de l'entrée et sortie d'air

2) Simulation

- Longueur du modèle : 3.7 m
- Envergure du modèle : 3.82 m
- Angle d'attaque : 0°
- Vitesse du vent : 100 $m.s^{-1}$ (venant de la gauche)
- Type des murs : Wall
- Nombre de Reynolds : 1.004×10^7
- Écoulement : incompressible
- Méthode numérique : RANS (k-omega SST)
- Nombre d'itérations : 300
- Convergence : Second ordre

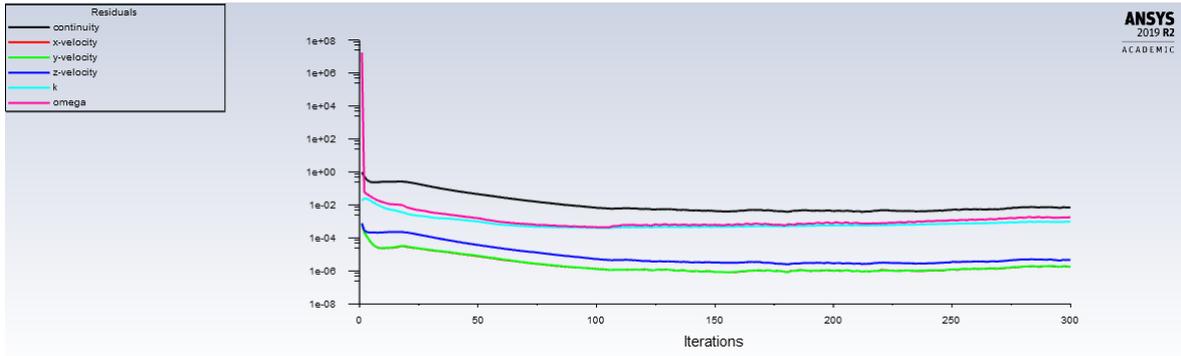


FIGURE 5.15 – Résidus pour la convergence de la solution

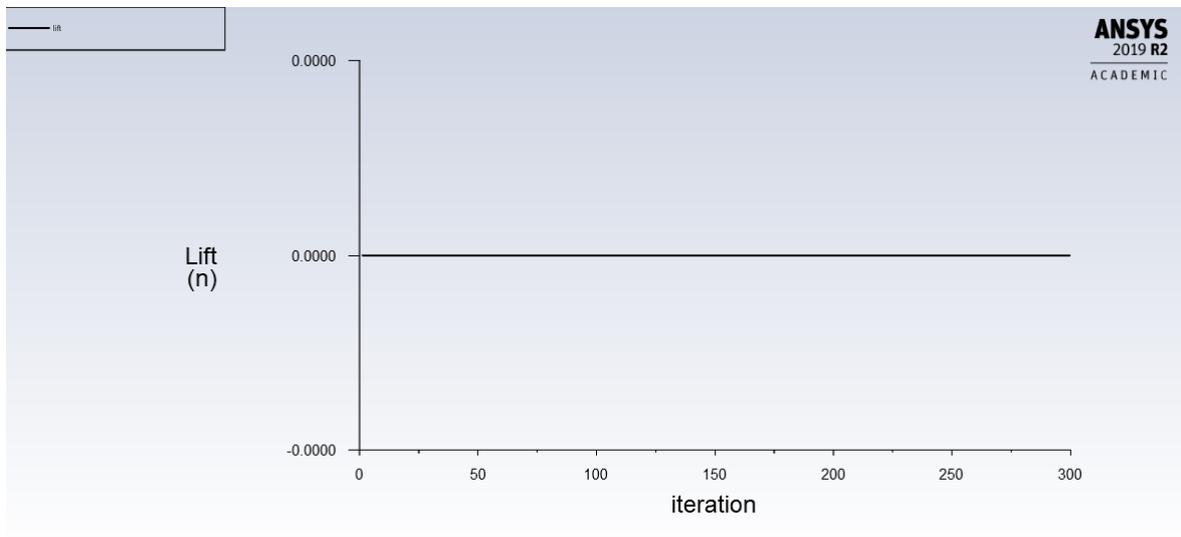


FIGURE 5.16 – Evolution de la portance en fonction du nombre d'itérations

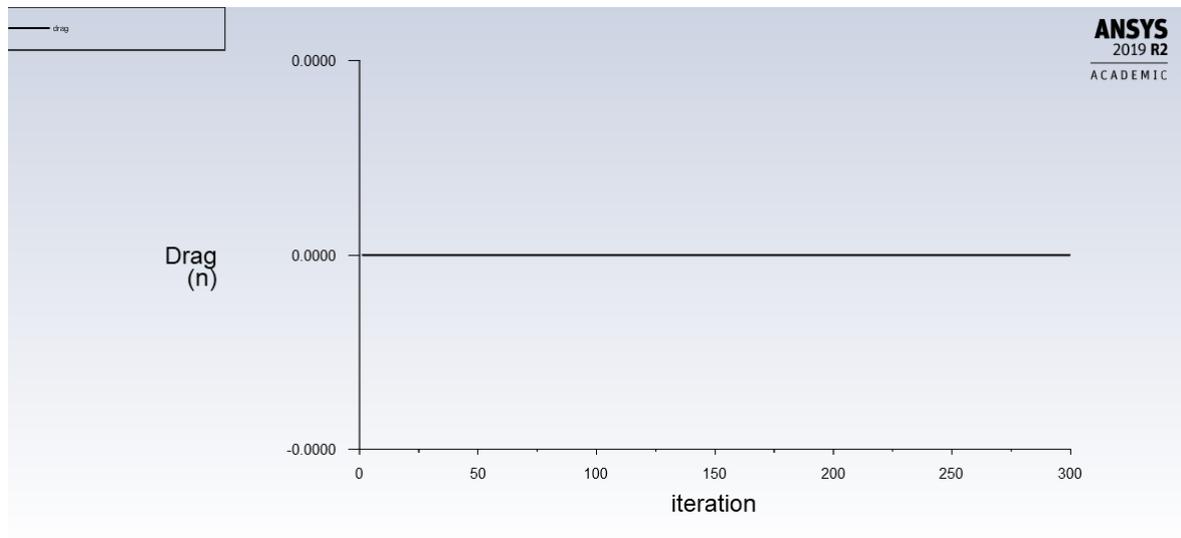


FIGURE 5.17 – Evolution de la traînée en fonction du nombre d'itérations

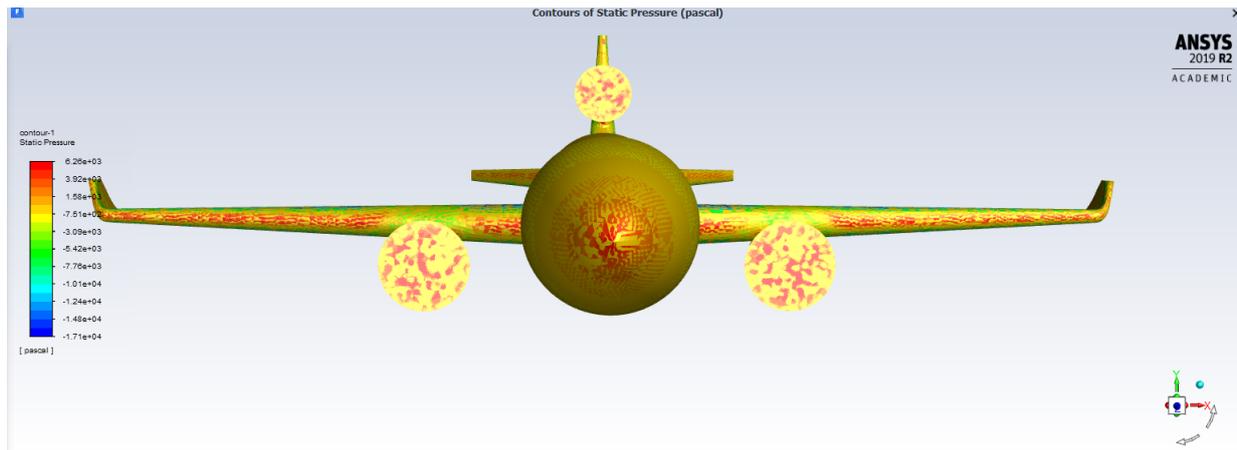


FIGURE 5.18 – Contour de pressions

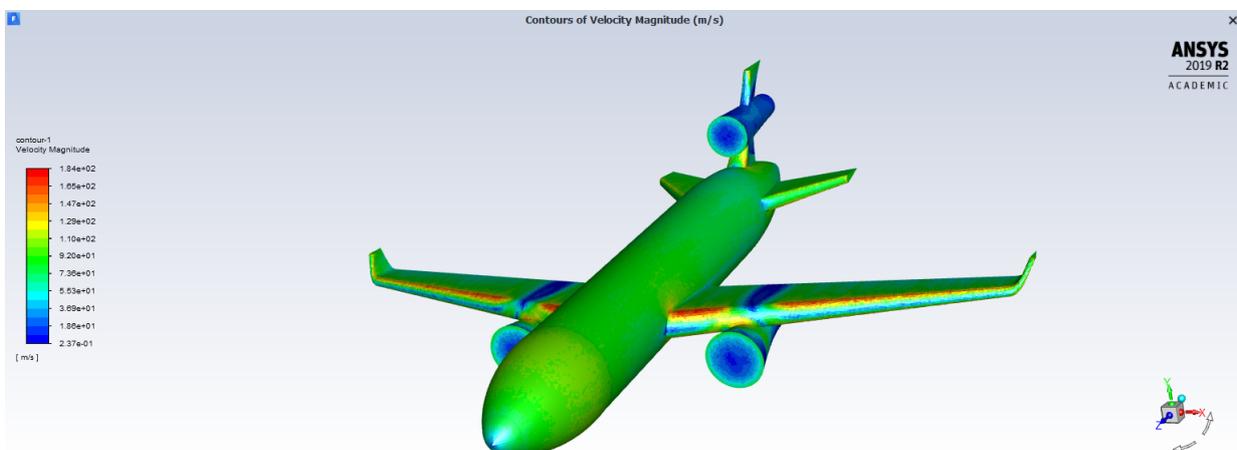


FIGURE 5.19 – Contour de vitesses

3) Analyse

Premièrement, les forces de traînée et de portance restent nulles tout au long de la simulation : la surface de calcul a sûrement été mal définie. Ensuite, on peut remarquer sur la figure contour de vitesse et celle des lignes de courant que nous avons la vitesse la plus élevée au niveau de l'extrados et la vitesse la plus faible au niveau de l'intrados et des réacteurs. Inversement, on observe une zone de forte pression au niveau de l'intrados et une zone de faible pression au niveau de l'extrados.

Ces résultats sont logiques ! En effet, l'air va plus vite au-dessus de l'aile qu'en dessous. On crée donc une dépression. Et avec une dépression, l'aile est "aspirée" vers le haut. Ces résultats nous montrent alors comment vole un avion !

Annexe 5

F-16 Fighting Falcon (3D) (Alexis)

Le F-16 Fighting Falcon est un avion de combat multirôle développé par General Dynamics (aujourd'hui Lockheed Martin) pour les États-Unis dans les années 1970. Le F-16 est l'avion de chasse le plus utilisé dans le monde.

1) Maillage

- Type : Non structuré
- Nombre d'éléments : 4.530.956
- Nombre de noeuds : 864.905

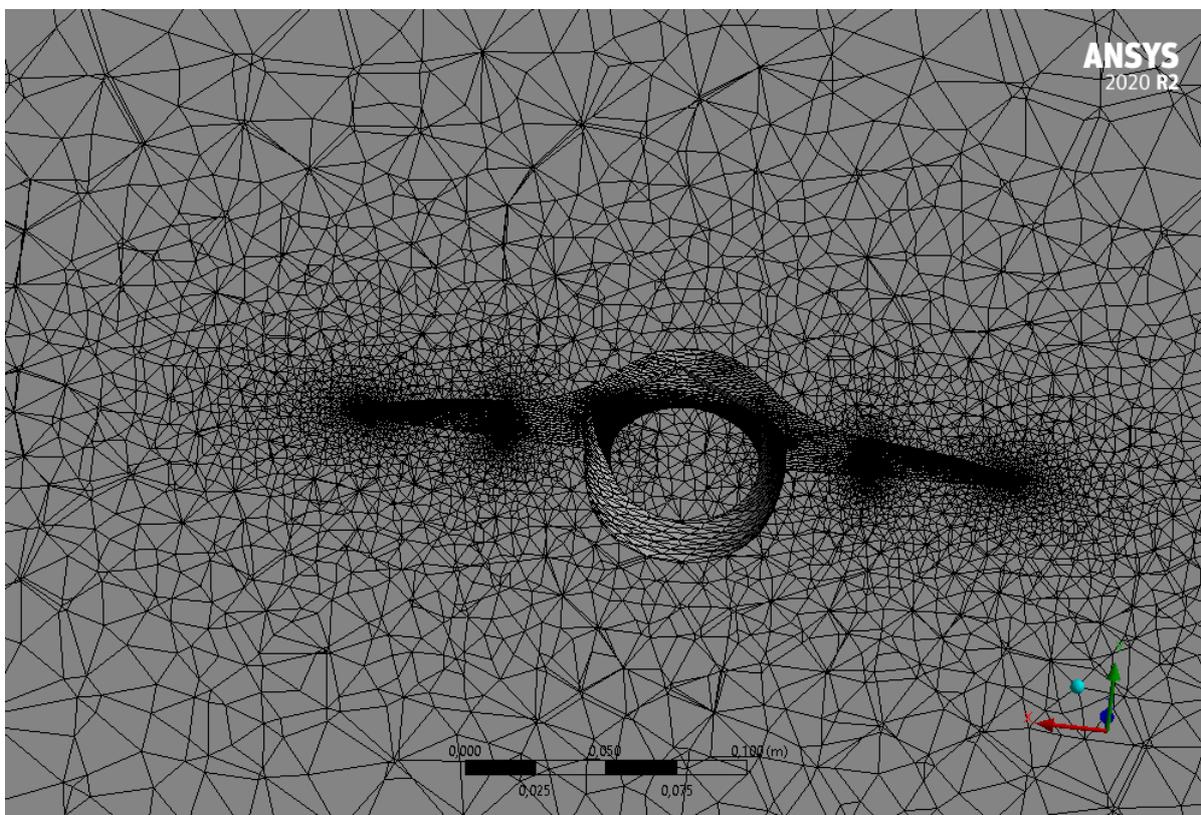


FIGURE 5.20 – Maillage non structuré du F-16 à l'intérieur de son volume fluide

2) Simulation

- Longueur du modèle : 670 mm
- Envergure du modèle : 460 mm
- Angle d'attaque : 0°
- Vitesse du vent : 100 $m.s^{-1}$ (venant de la gauche)
- Type des murs : Wall
- Nombre de Reynolds : 1.81×10^6
- Écoulement : incompressible
- Méthode numérique : RANS (k-omega SST)
- Nombre d'itérations : 300
- Convergence : Second ordre

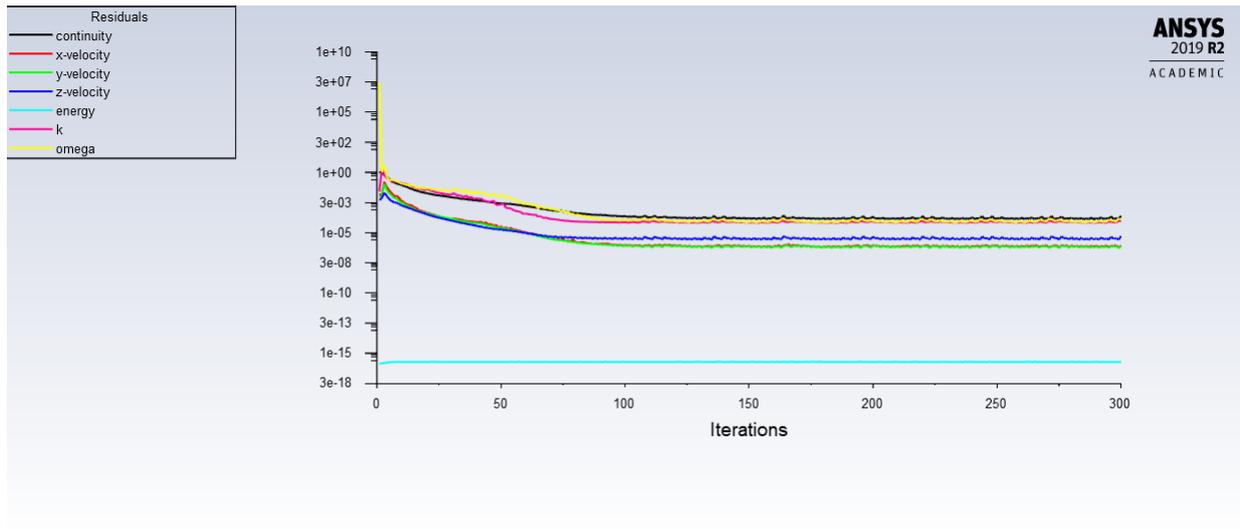


FIGURE 5.21 – Résidus pour la convergence de la solution

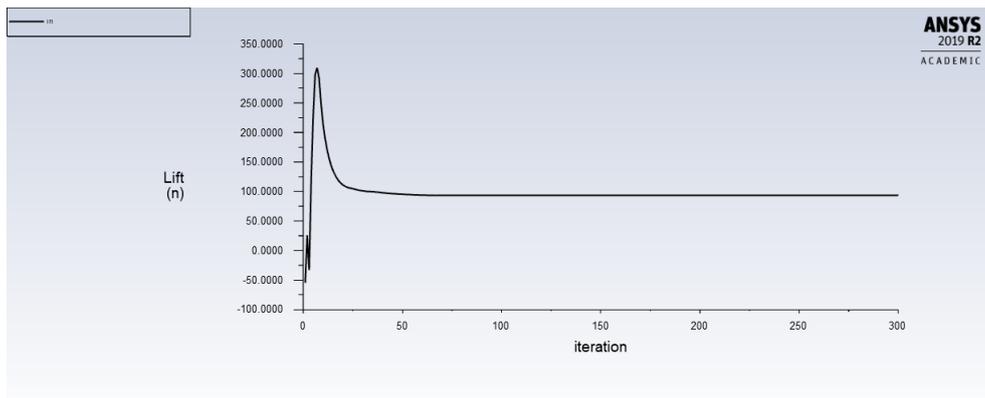


FIGURE 5.22 – Evolution de la portance en fonction du nombre d'itérations

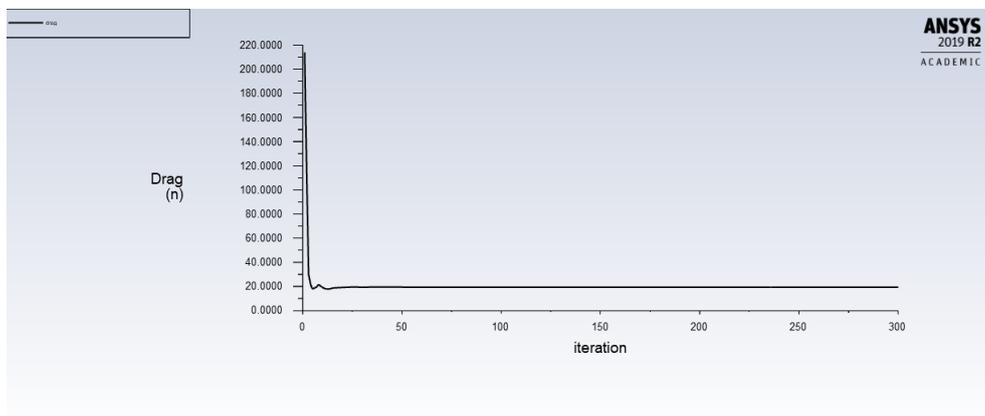


FIGURE 5.23 – Evolution de la traînée en fonction du nombre d'itérations

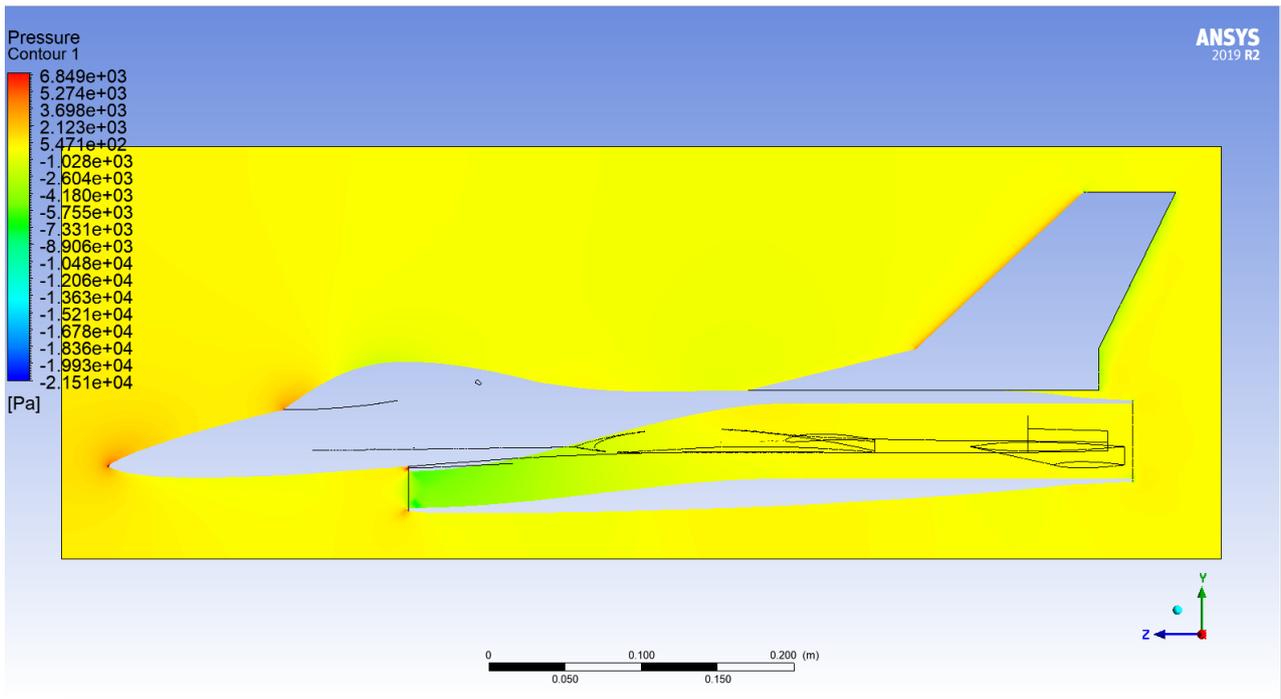


FIGURE 5.24 – Contour de pressions

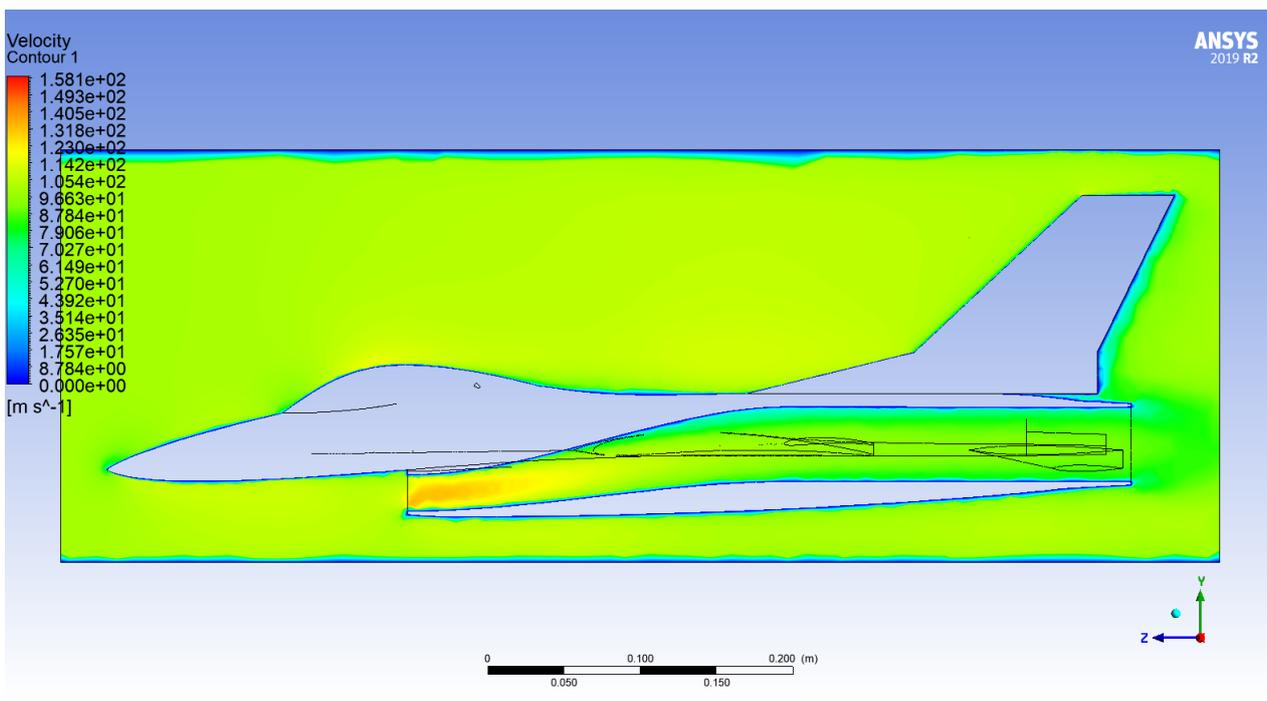


FIGURE 5.25 – Contour de vitesses

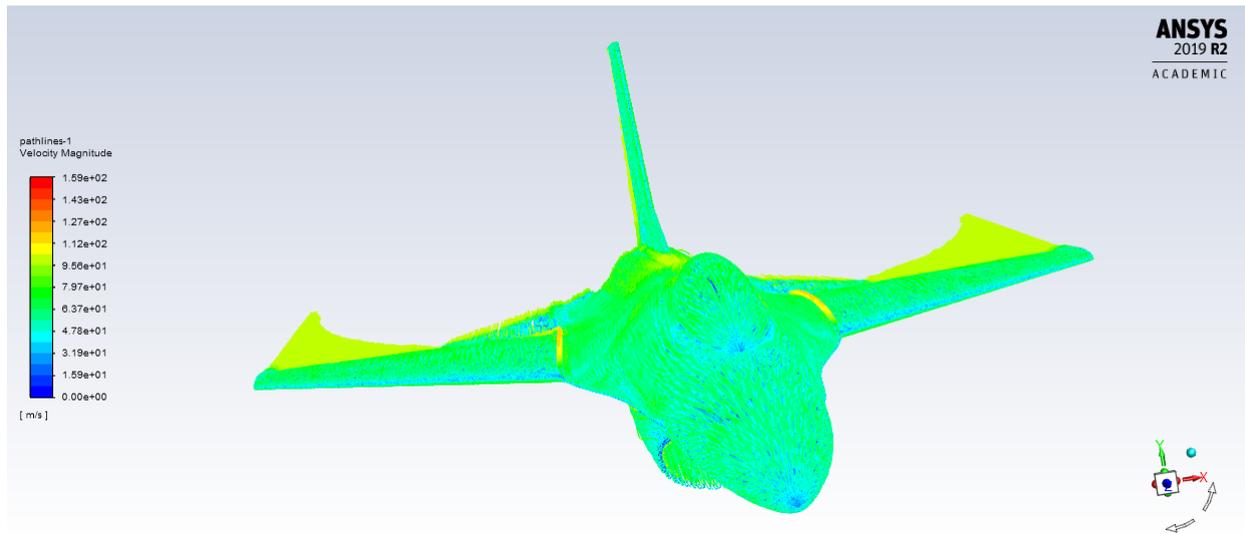


FIGURE 5.26 – Lignes de vitesses

3) Analyse

La figure Contour de vitesse nous montre parfaitement la couche de vitesse nulle (couche limite) qui entoure l'avion. On remarque une zone de vitesse élevée et de pression faible au niveau de la "poche ventrale" de l'avion, ce qui est recherché pour la propulsion de l'avion. De plus, on constate une augmentation drastique de la pression près du bord d'attaque et au niveau de la fenêtre de vision du pilote.

On trouve également que le rapport des forces de traînées et de portance vaut :

$$\frac{L}{D} = \frac{93,44}{19,34} = 4,83$$

Console	

	Lift (n)
aircraft	93.439659

	Drag (n)
aircraft	19.343814

FIGURE 5.27 – Portance et traînée à la dernière itération

Annexe 6

DLR F6 (3D) (Tasim)

1) Maillage

- Type : Non structuré
- Nombre d'éléments : 9.037.183
- Nombre de noeuds : 3.163.605

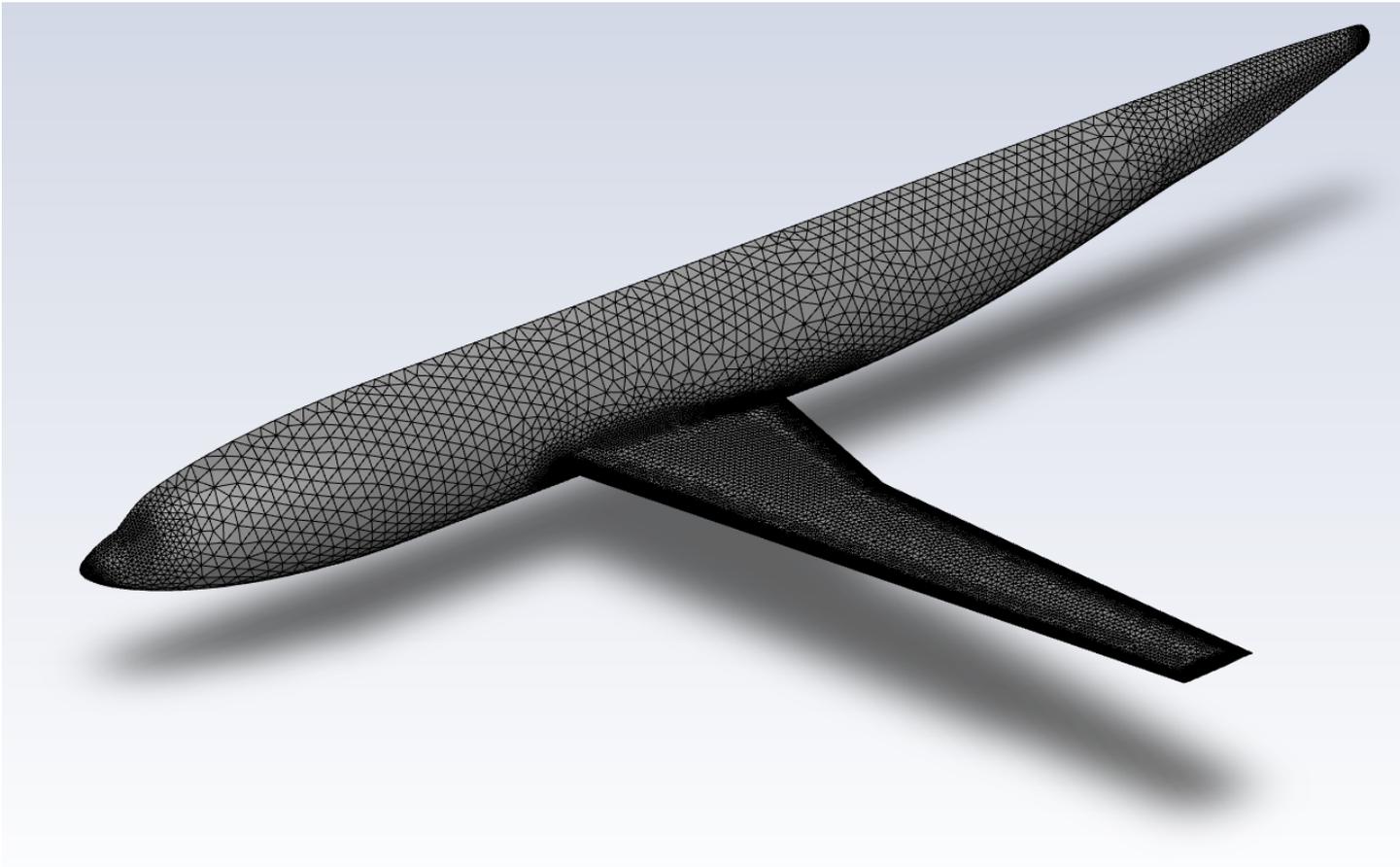


FIGURE 5.28 – Maillage DLR F6

2) Simulation

- Longueur du modèle :
- Angle d'attaque : 0°
- Vitesse du vent : 100 m.s^{-1} et 255 m.s^{-1}
- Type des murs : Pressure far field
- Ecoulement : incompressible
- Méthode numérique : RANS (k-omega SST)
- Nombre d'itérations : 30
- Convergence : Second ordre

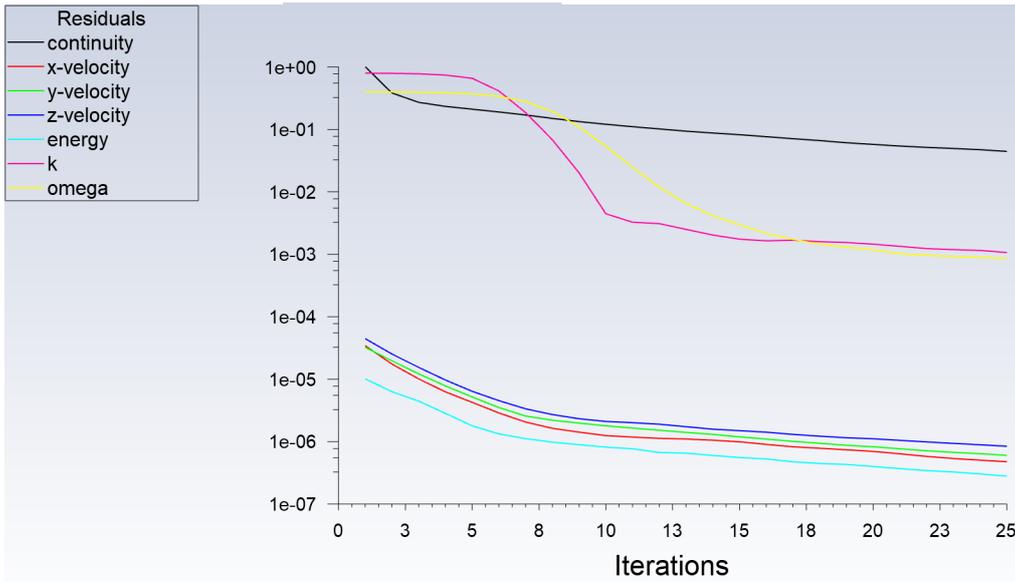


FIGURE 5.29 – Résidus pour la convergence de la solution

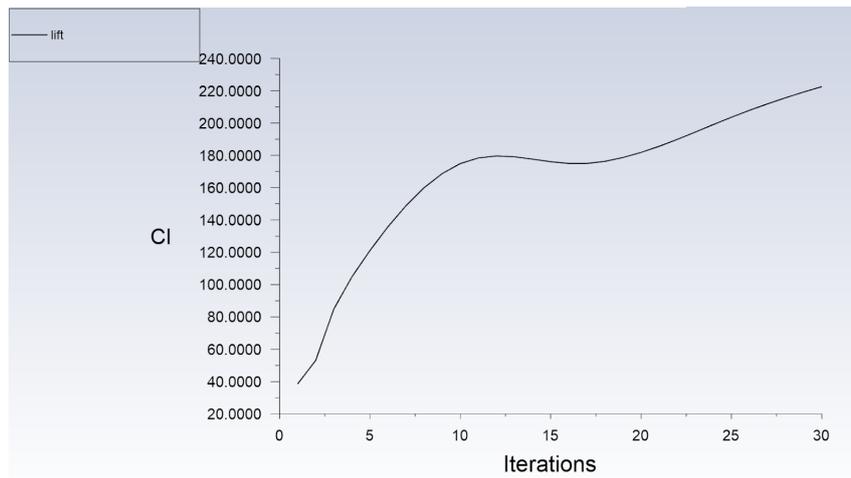


FIGURE 5.30 – Evolution du coefficient de portance en fonction du nombre d'itérations

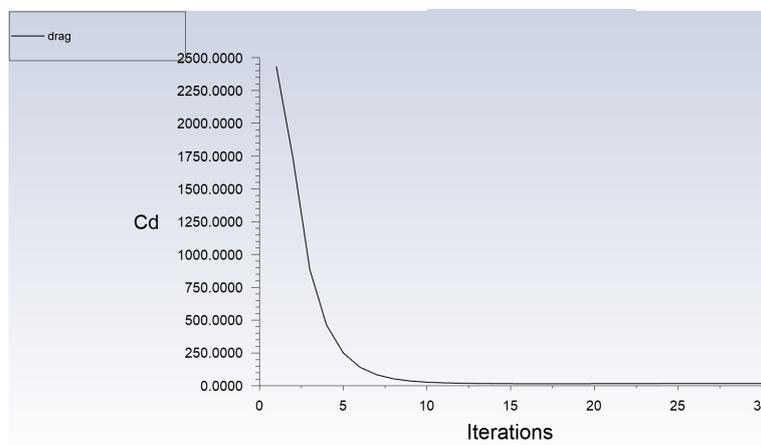


FIGURE 5.31 – Evolution du coefficient de traînée en fonction du nombre d'itérations

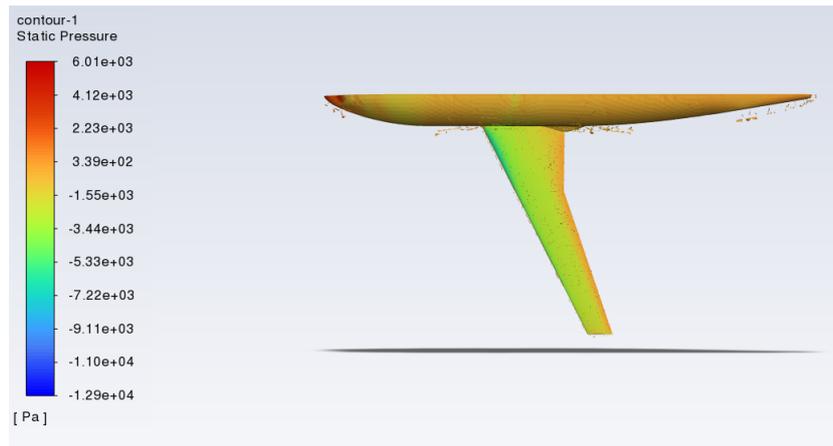


FIGURE 5.32 – Contour de pressions statiques

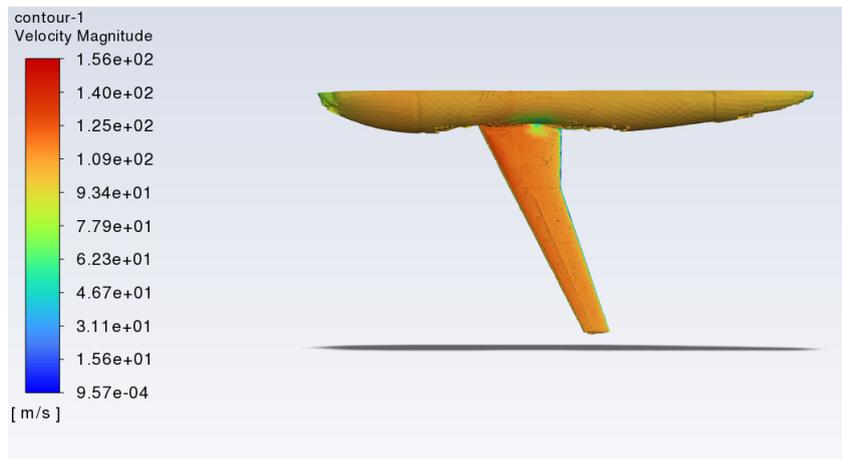


FIGURE 5.33 – Contour de vitesses

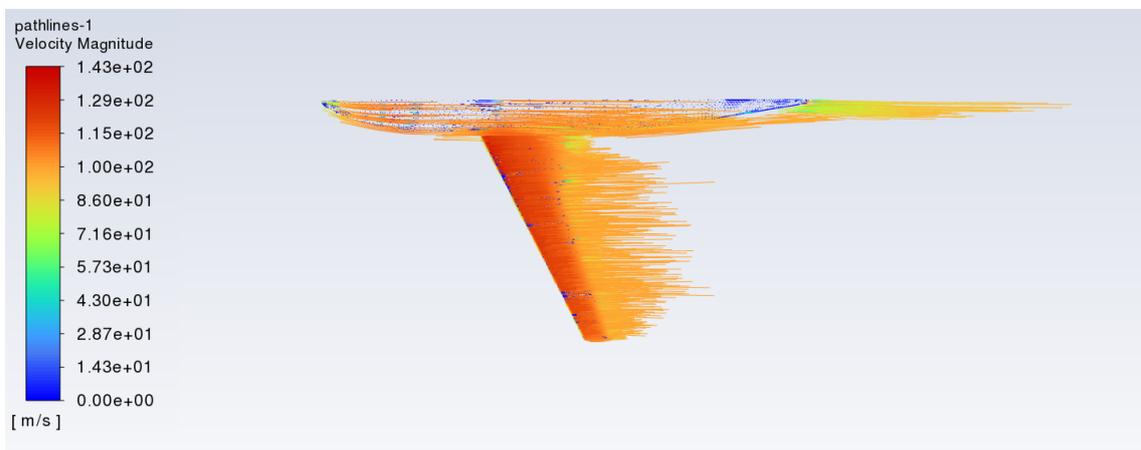


FIGURE 5.34 – Lignes de vitesses $v = 100 \text{ m.s}^{-1}$

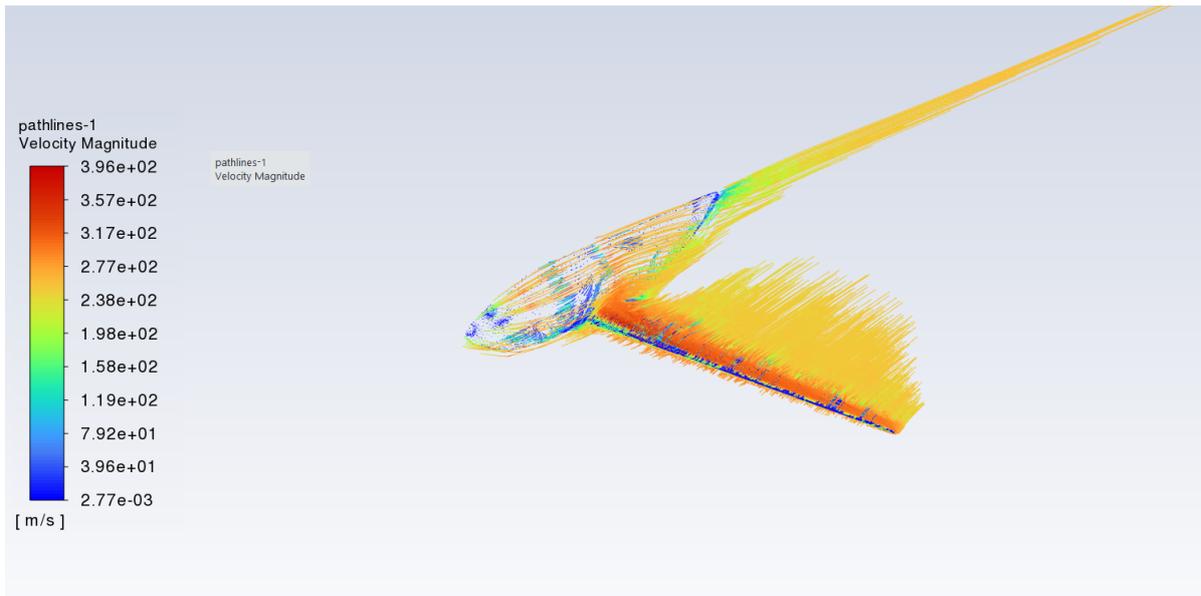


FIGURE 5.35 – Lignes de vitesses pour $v = 255 \text{ m.s}^{-1}$

3) Analyse

La figure

On trouve également que le rapport des forces de traînées et de portance vaut, pour la dernière itération :

$$\frac{L}{D} = \frac{222,5}{17,93} = 12,41$$

Report Name	Value	Unit
drag	17.933157	
lift	222.49791	

FIGURE 5.36 – Portance et traînée à la dernière itération

Annexe 7

Mirage 2000 (3D) (Paulin)

Le but de cette simulation était d'étudier l'aérodynamisme d'un Mirage 2000 en phase d'approche d'atterrissage.

1) Maillage

- Type : Non structuré
- Nombre d'éléments : 848.987
- Nombre de noeuds : 1.182.393

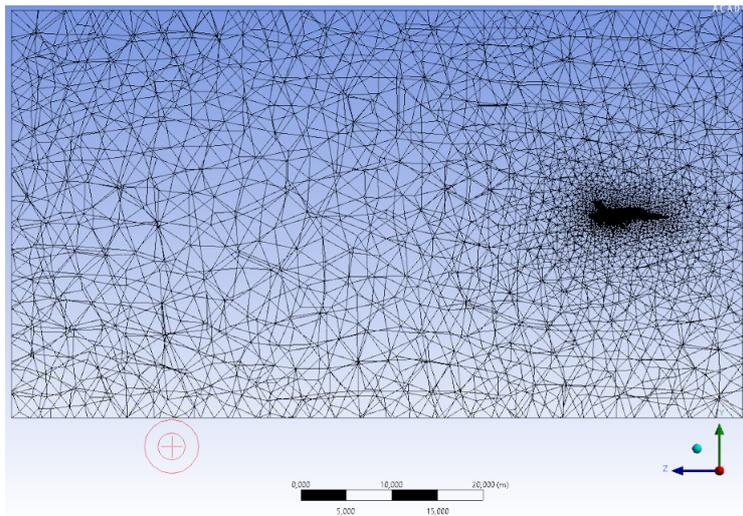


FIGURE 5.37 – Vue de coupe du maillage du Mirage 2000 (image empruntée)
<https://arxiv.org/pdf/2004.04817.pdf>

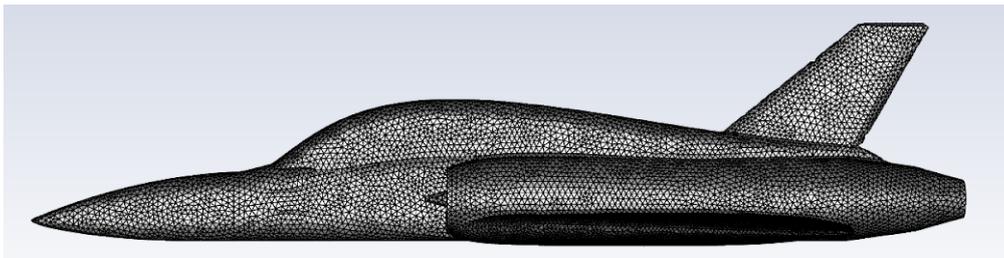


FIGURE 5.38 – Maillage surfacique du Mirage 2000 (image empruntée)
<https://arxiv.org/pdf/2004.04817.pdf>

2) Simulation

- Longueur du modèle : 8,6 m
- Envergure du mod
- Angle d'attaque : 20°
- Vitesse du vent : 80 $m.s^{-1}$
- Nombre de Reynolds : $4,54 \times 10^7$
- Type des murs : Wall
- Ecoulement : incompressible
- Méthode numérique : RANS (k-omega SST)
- Nombre d'itérations : 600
- Convergence : Second ordre

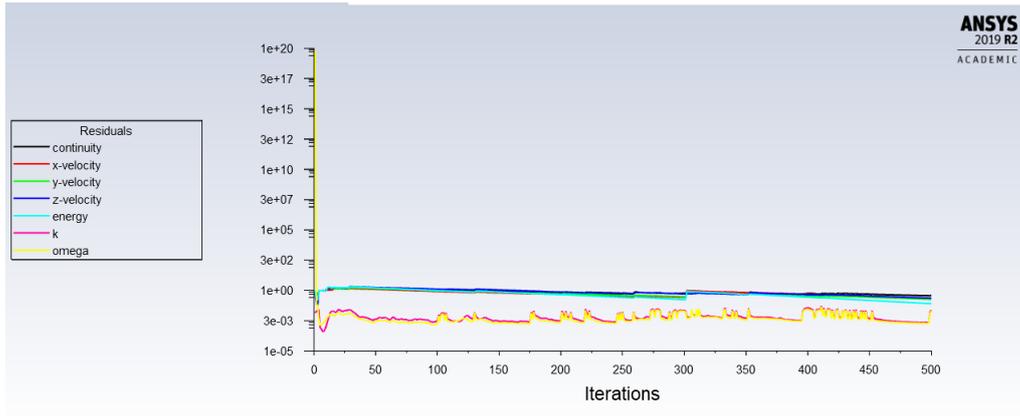


FIGURE 5.39 – Résidus pour la convergence de la solution

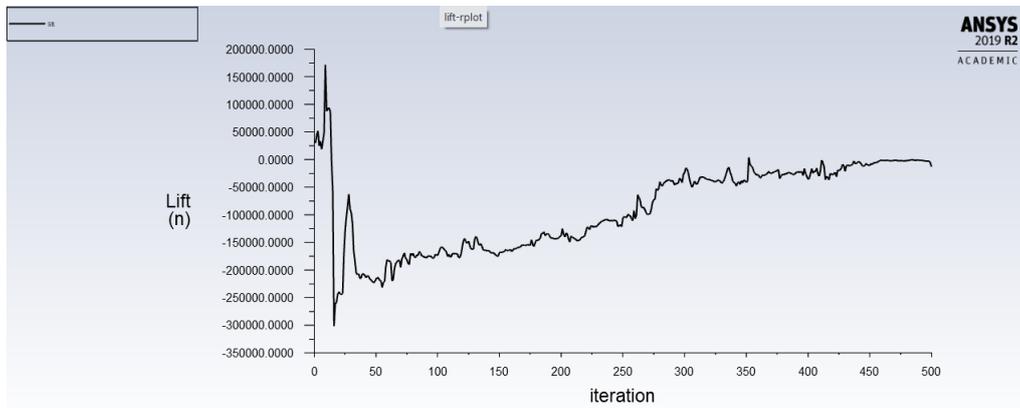


FIGURE 5.40 – Evolution du coefficient de portance en fonction du nombre d'itérations

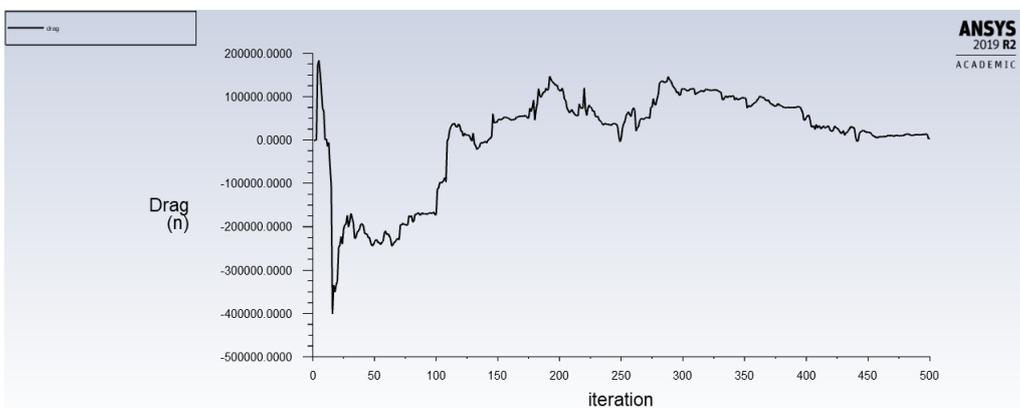


FIGURE 5.41 – Evolution du coefficient de traînée en fonction du nombre d'itérations

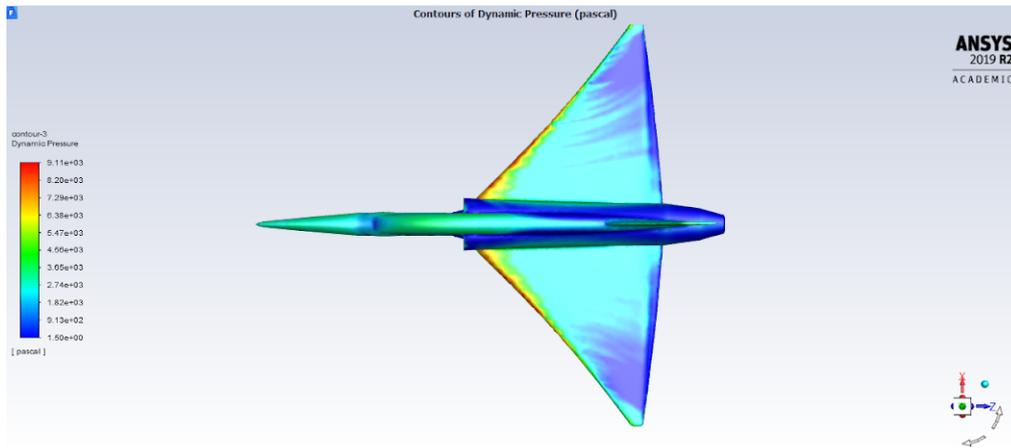


FIGURE 5.42 – Contour de pressions dynamiques (vue du dessus)

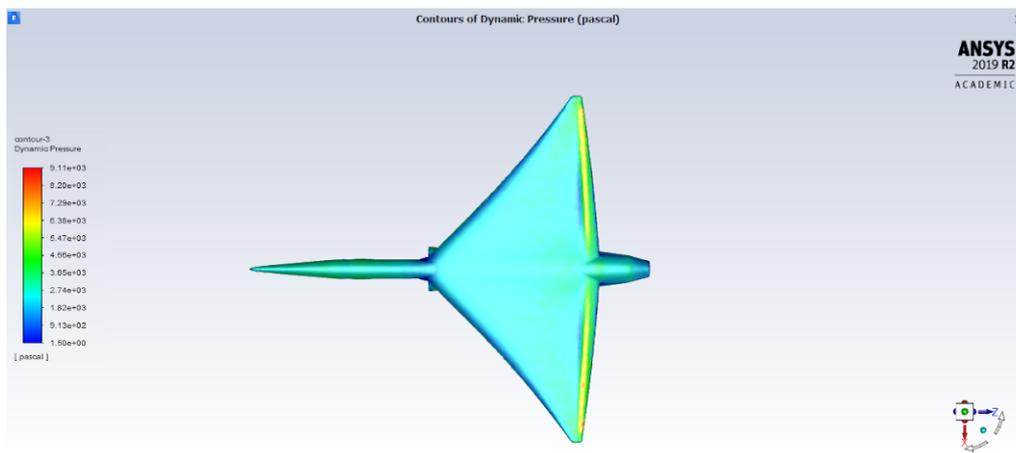


FIGURE 5.43 – Contour de pressions dynamiques (vue du dessous)

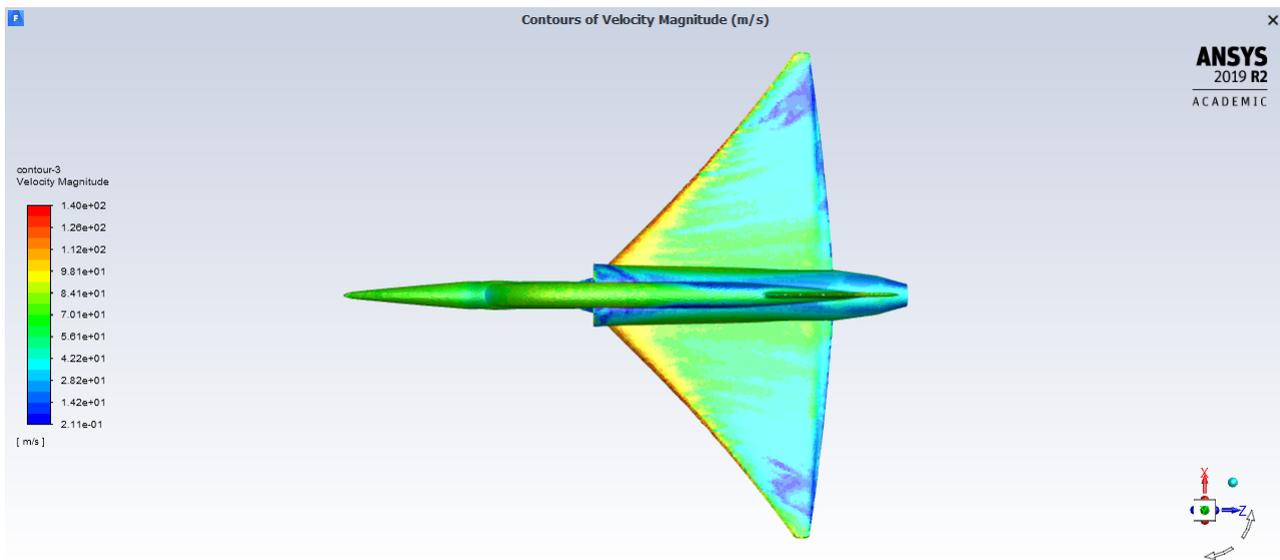


FIGURE 5.44 – Contour de vitesses (vue du dessus)

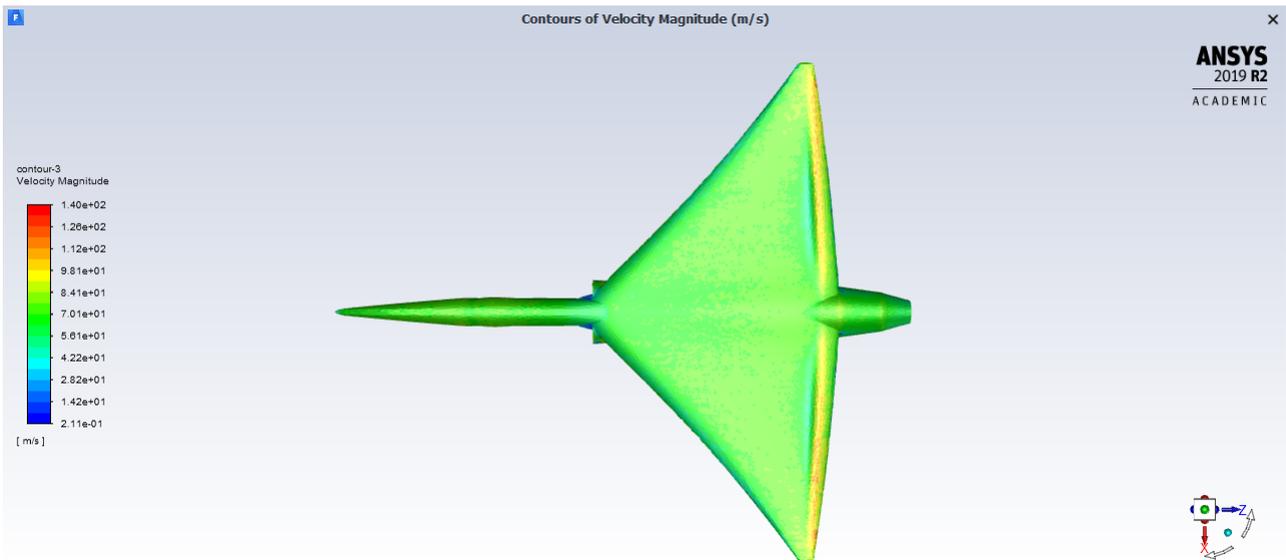


FIGURE 5.45 – Contour de vitesses (vue du dessous)

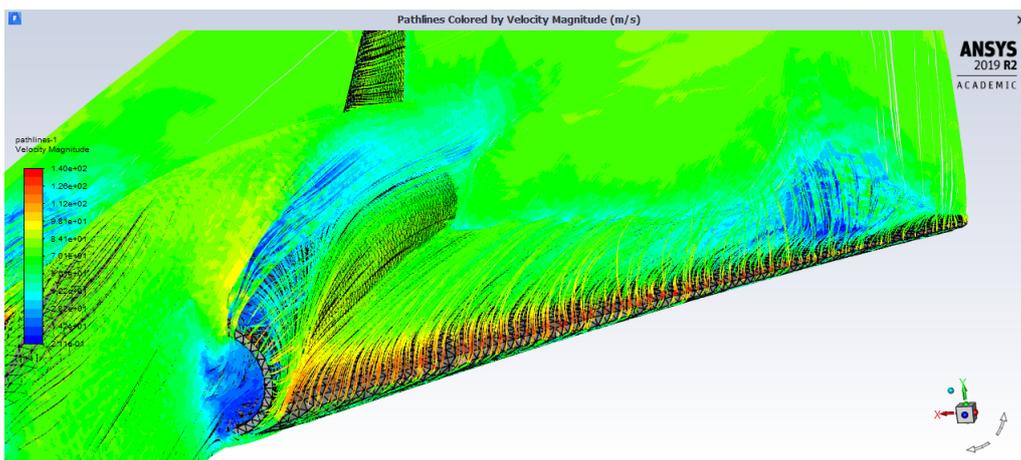


FIGURE 5.46 – Lignes de vitesses

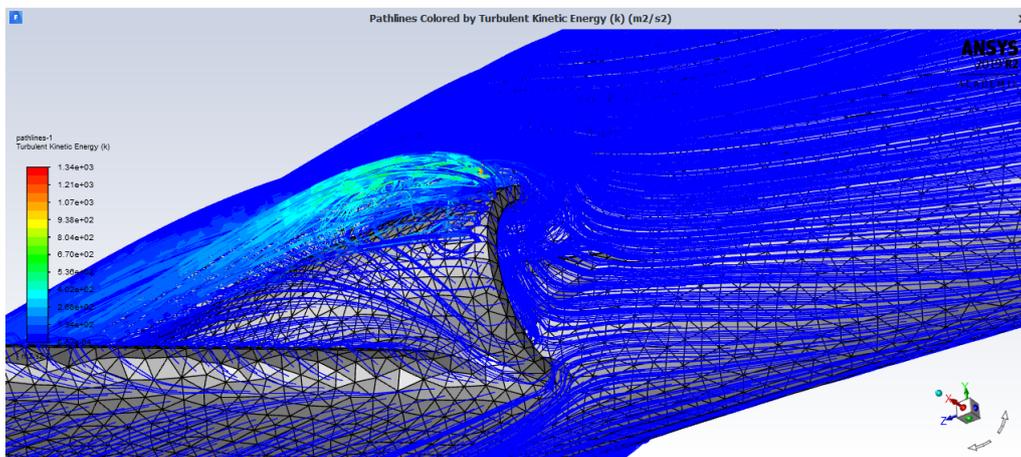


FIGURE 5.47 – Lignes d'énergies cinétiques turbulentes

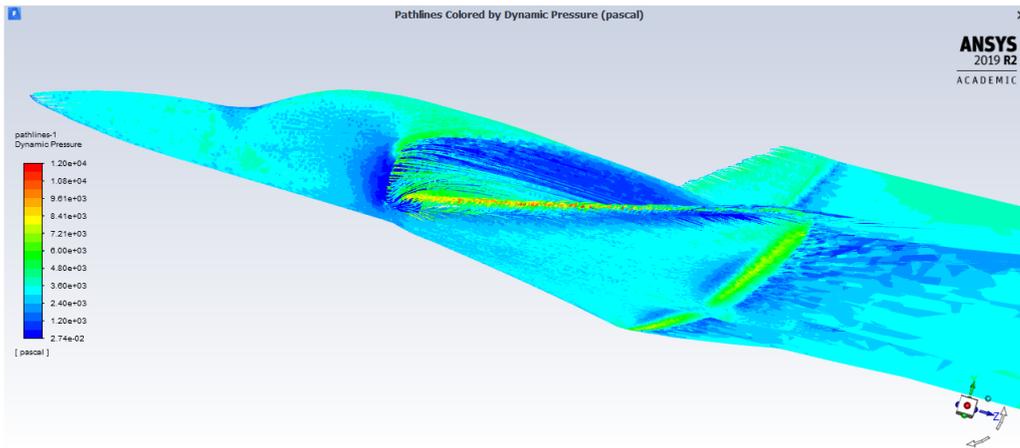


FIGURE 5.48 – Lignes de pressions dynamiques

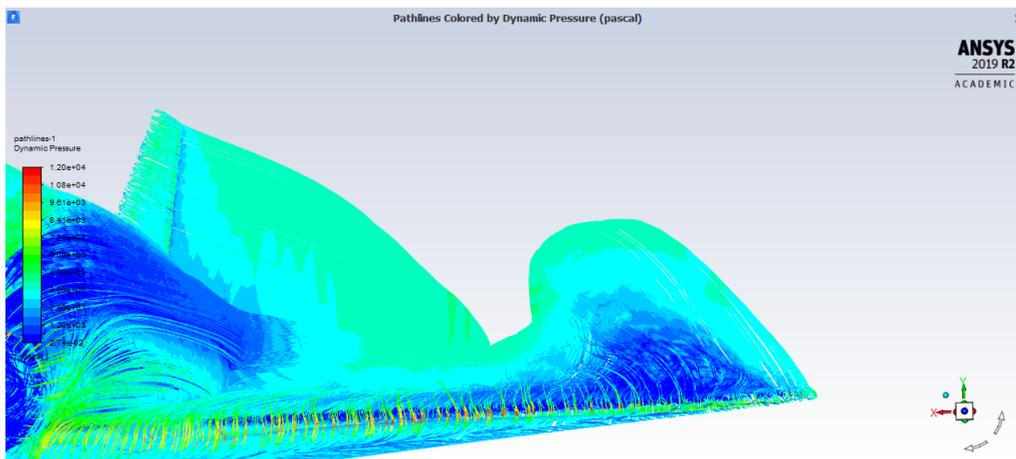


FIGURE 5.49 – Lignes de pressions dynamiques (2)

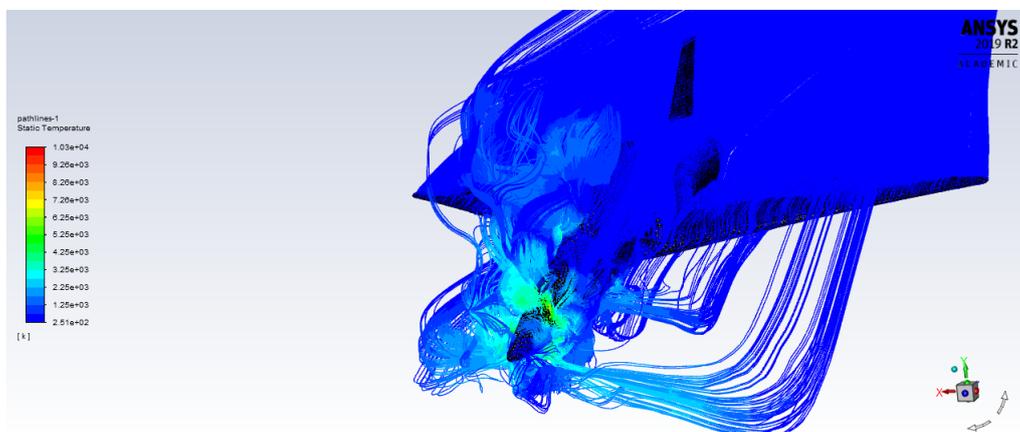


FIGURE 5.50 – Lignes de températures statiques

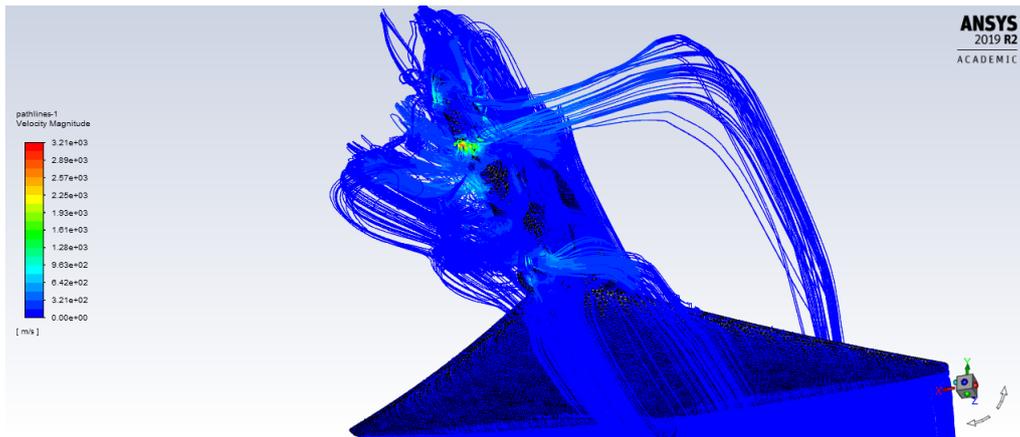


FIGURE 5.51 – Lignes de vitesses (2)

De nouveaux calculs ont été réalisés pour déterminer la traînée et la portance du modèle. Tous les paramètres sont à l'identique.

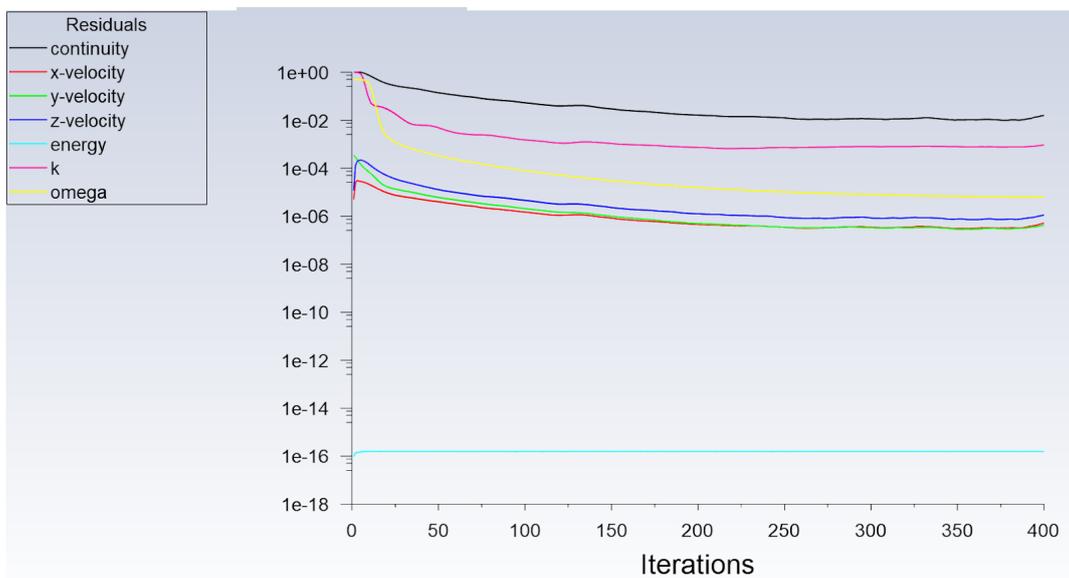


FIGURE 5.52 – Résidus pour la convergence de la solution (2)

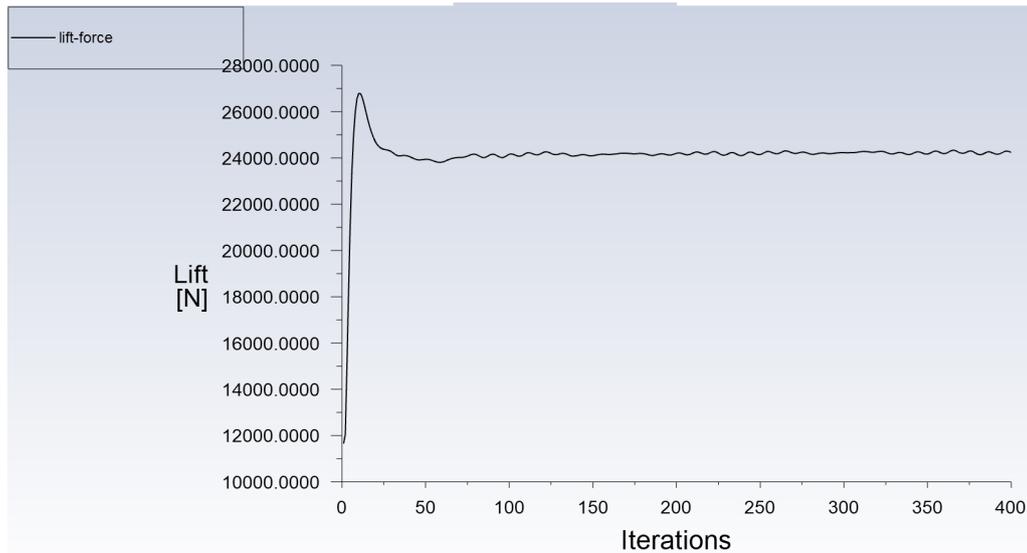


FIGURE 5.53 – Evolution de la portance en fonction du nombre d’itérations (2) ($L = 24000N$)

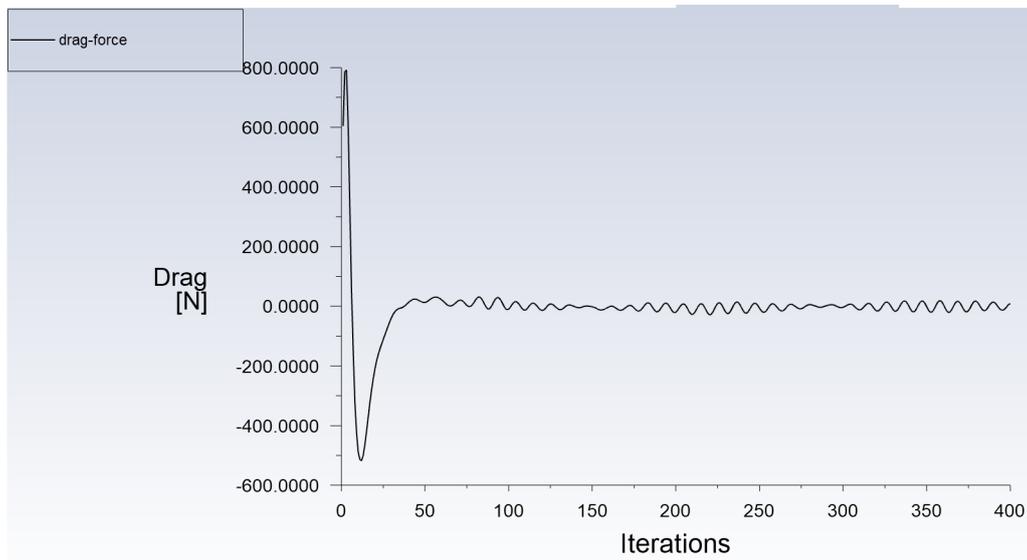


FIGURE 5.54 – Evolution de la traînée en fonction du nombre d’itérations (2) ($D = 9N$)

3) Analyse

Cette simulation a permis de mettre en avant premièrement une forte pression au niveau des bords d’attaque des ailes ainsi qu’au niveau des volets à l’arrière de l’avion, lors de sa phase d’approche pour l’atterrissage. Dans un second temps, on peut observer grâce à la vue de face, des turbulences se former sur le bout des ailes. Ce modèle n’est pas parfait car il ne comporte pas de réelles entrées d’air mais plutôt des cavités, ce qui provoque des turbulences au-dessus de ces entrées d’air. D’autres simulations sur ce modèle n’ont pas abouti pour cause de non convergence des résidus, d’un calcul de 3h ainsi que l’impossibilité d’accès au logiciel à cause des salles fermées dues au violent orage.

Annexe 8

Avion de ligne (3D) (Anaëlle)

Corps de l'avion réalisé sur Solidworks, sans modèle.

1) Maillage

- Type : Non structuré
- Nombre d'éléments : 332082
- Nombre de noeuds : 58970

2) Simulation

- Vitesse du vent : 255 m.s^{-1}
- Type des murs : Far field
- Nombre de Reynolds : $1,63 \times 10^7$
- Ecoulement : incompressible
- Méthode numérique : RANS (k-omega SST)
- Nombre d'itérations : 100
- Convergence : Second ordre

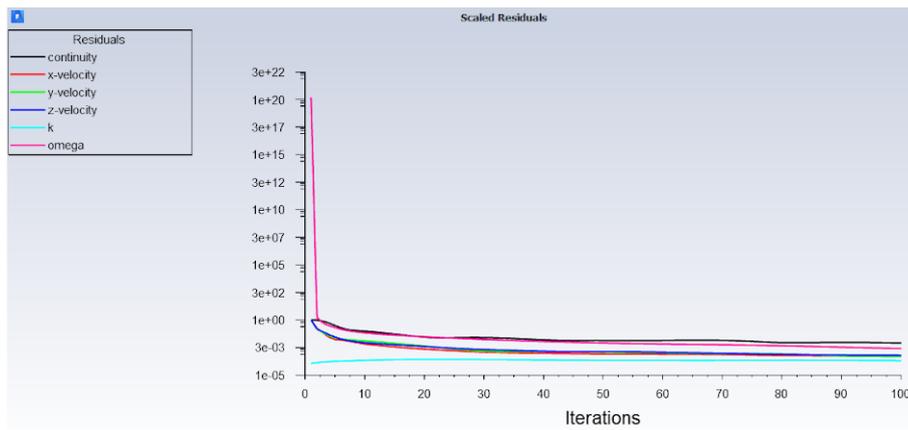


FIGURE 5.55 – Résidus pour la convergence de la solution

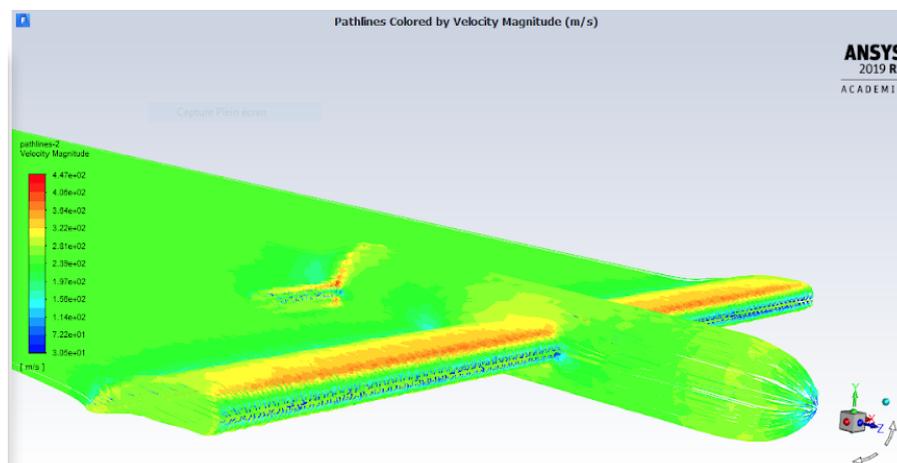


FIGURE 5.56 – Lignes de vitesses

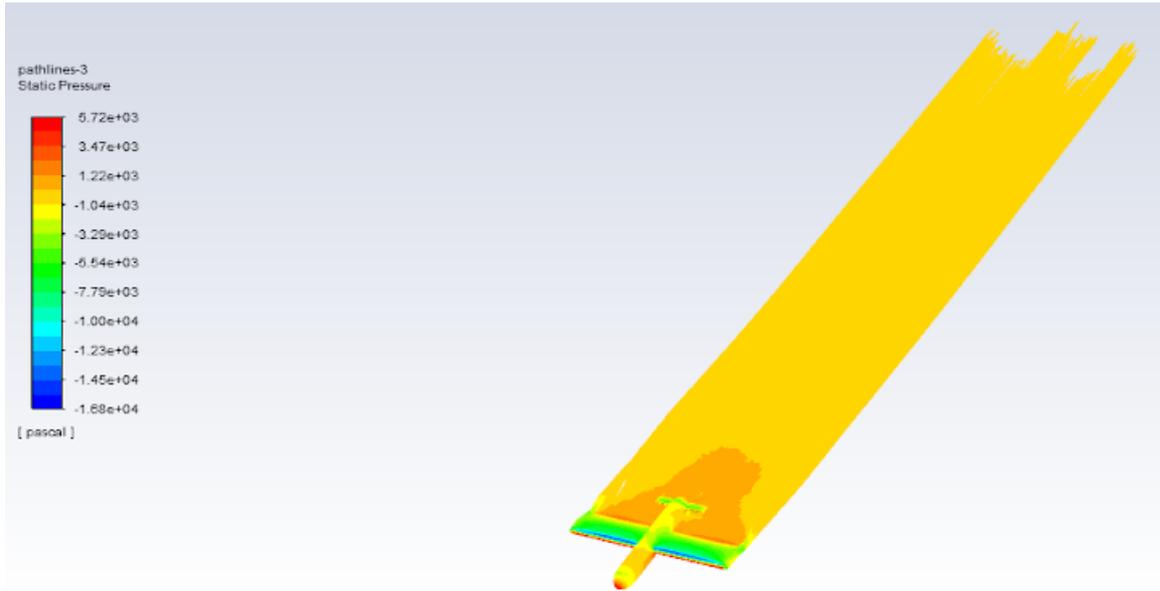


FIGURE 5.57 – Lignes de pressions statiques

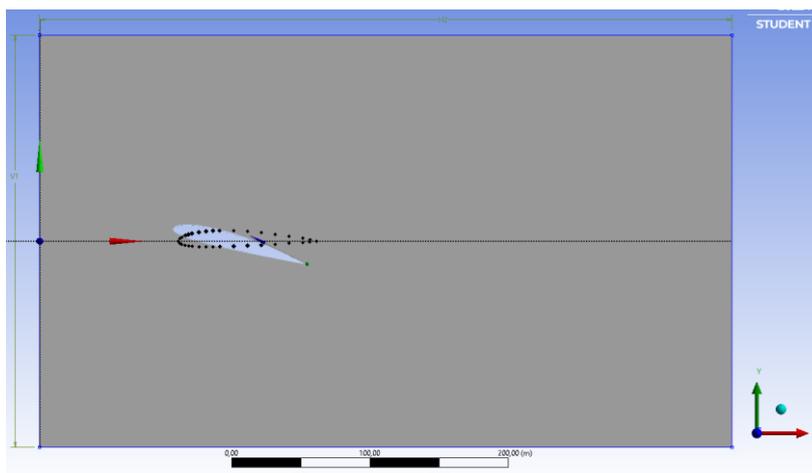
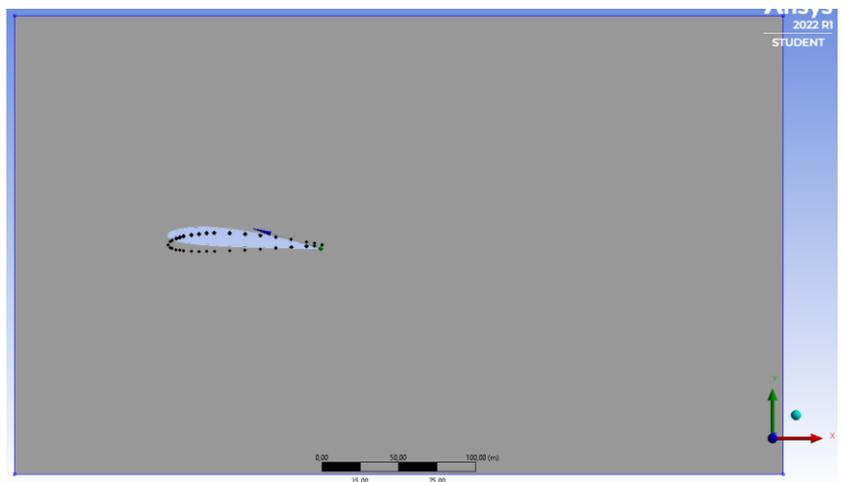
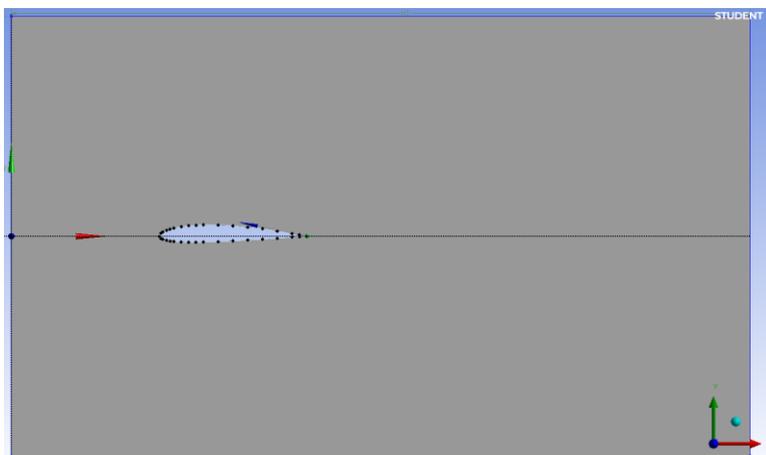
3) Analyse

On constate que la plus grande vitesse se trouve sur l'extrados de l'aile, ce qui est parfaitement cohérent avec le fonctionnement d'un avion. Cependant, nous pouvons émettre quelques remarques quant à cette simulation. D'une part, le nombre de Mach de cette simulation est supérieur à 0.3. L'hypothèse selon laquelle l'air est incompressible n'est donc plus valable. D'autre part, la représentation des lignes de courant à l'arrière de l'avion ne permet pas une bonne analyse car elles sont trop nombreuses et toutes identiques.

Aile NACA_2412 RANS

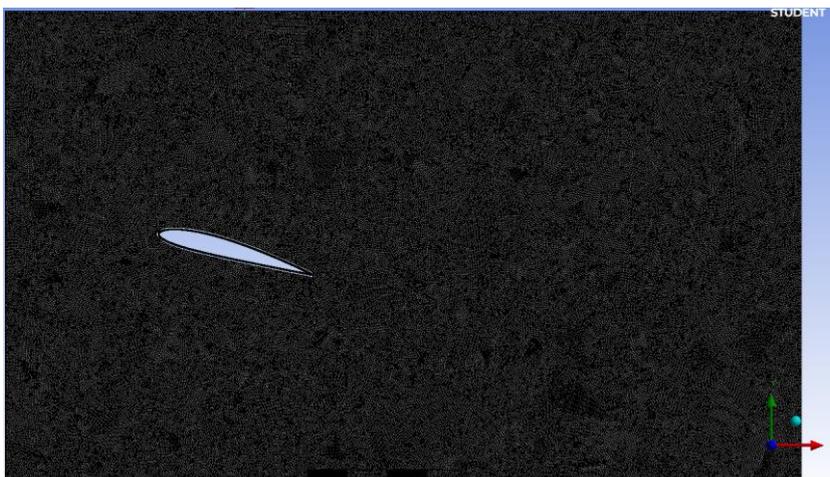
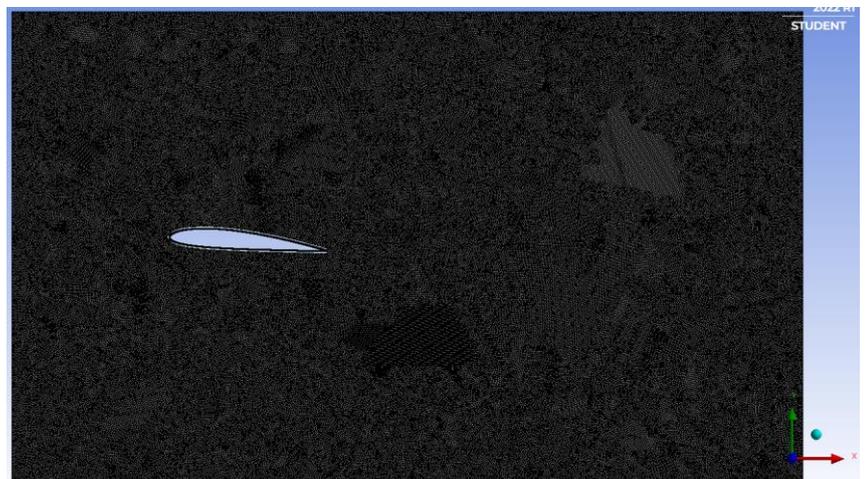
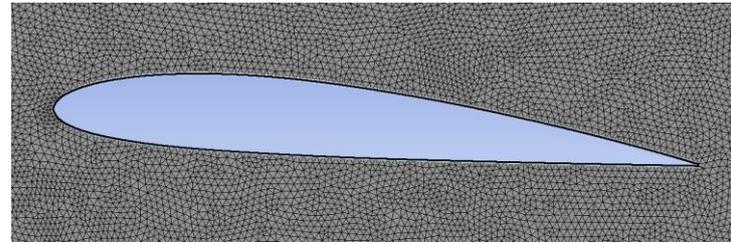
I - Géométrie

- **Nombre de Dimensions** : 2D - Vue de profil
- **Dimensions de la géométrie** : Longueur = 100 m
- **Dimensions du volume fluide** : Rectangulaire - 500*300 m²
- **Echelle par rapport à la réalité** : /
- **Autres détails** : 3 angles d'inclinaison de l'aile ont été simulés
- **Image de la Géométrie** :



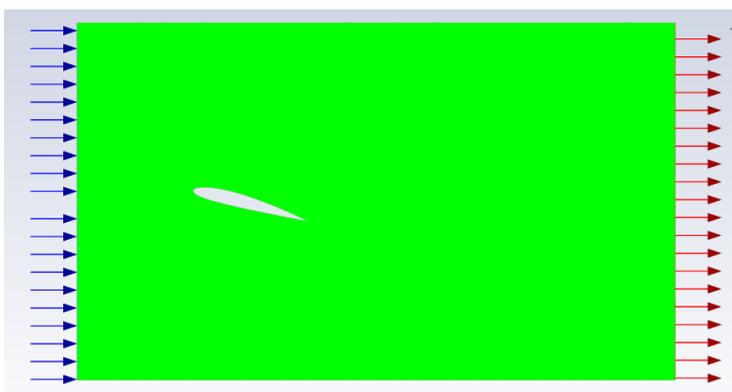
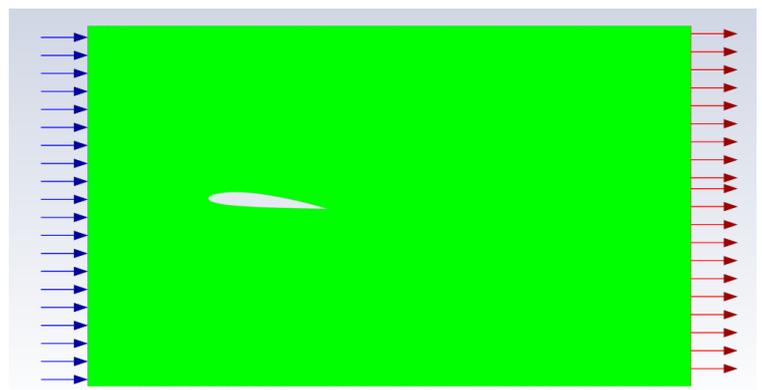
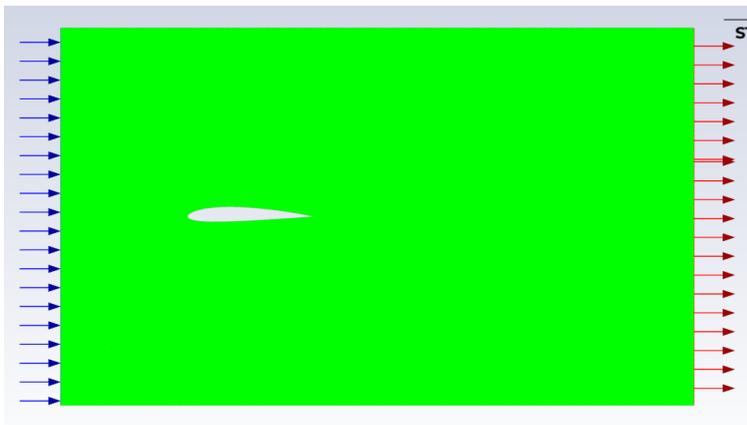
II - Mesh

- **Type** : Non structuré - Uniforme
- **Forme des éléments** : Triangulaires
- **Taille de la plus fine maille** : 1 m
- **Nombre d'éléments** : 314090 - 311568 - 313387
- **Nombre de nœuds** : 161016 - 159755 - 160615
- **Taux de croissance** : 1,2
- **Autres détails** : /
- **Image du Mesh** :



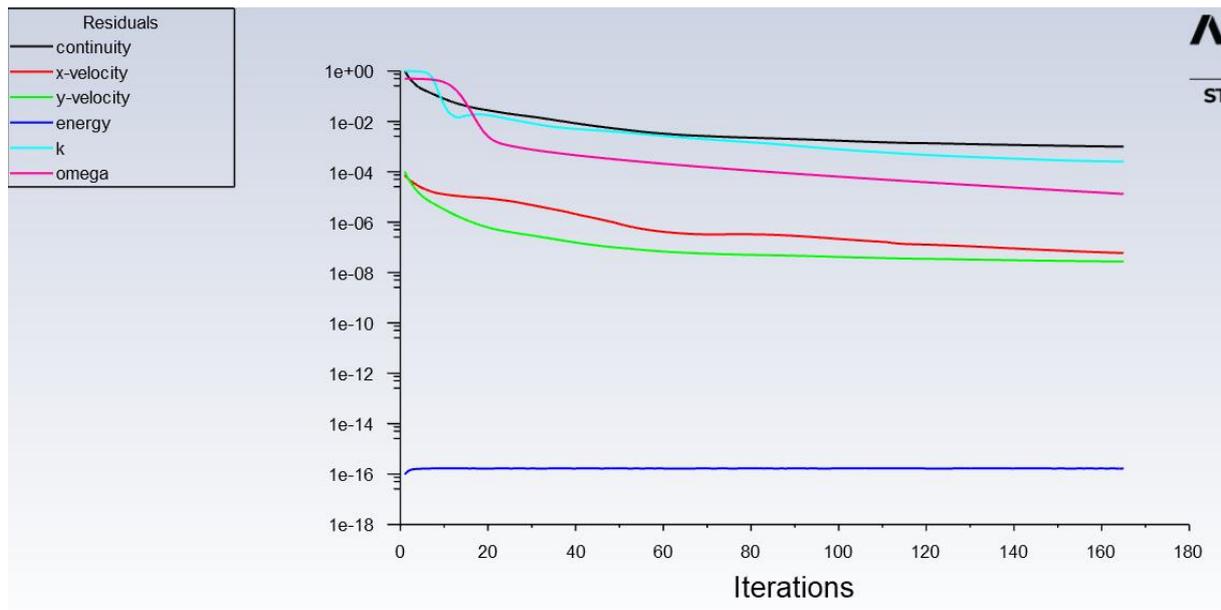
III - Configuration de calcul

- **Compressibilité** : Incompressible
- **Stationnarité** : Stationnaire
- **Méthode de résolution** : RANS
- **Modèle de viscosité** : $k-\omega$ SST
- **Conditions limites** : Latéraux \rightarrow Walls ; Avant \rightarrow Inlet ; Arrière \rightarrow Outflow
- **Vitesse d'entrée de l'air en inlet** : 100 m/s
- **Angle d'attaque** : 0° - 5° - 15°
- **Nombre de Mach** : 0,29
- **Nombre de Reynolds** : $7,000 \cdot 10^8$
- **Ordre de convergence** : Second ordre
- **Autres détails** : Le nombre de Mach inférieur à 0,3 justifie l'hypothèse d'incompressibilité de l'écoulement d'air.
- **Image** :



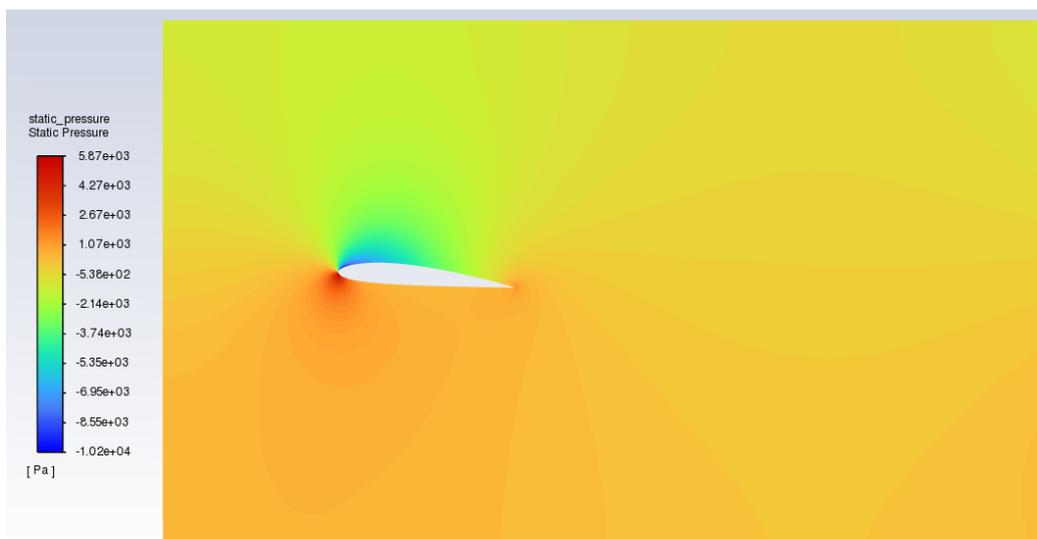
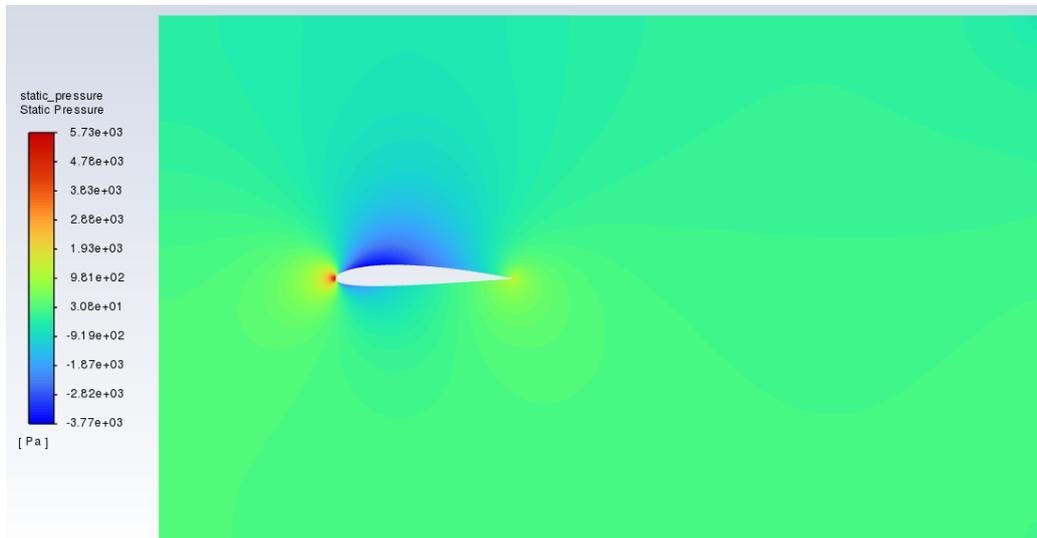
IV - Calcul

- **Nombre d'itérations** : 200
- **Temps approximatif de calcul** : 5 min
- **Convergence** : Atteinte (interruption automatique du calcul avant les 200 itérations)
- **Erreur maximale** : 10^{-2}
- **Erreur minimale (hors énergie)** : 10^{-7}
- **Autres détails** : Le graphe ici présent est celui du calcul pour un angle d'attaque à 5° . Cependant, ceux pour les autres angles d'attaque restent relativement identiques.
- **Graphe de convergence** :

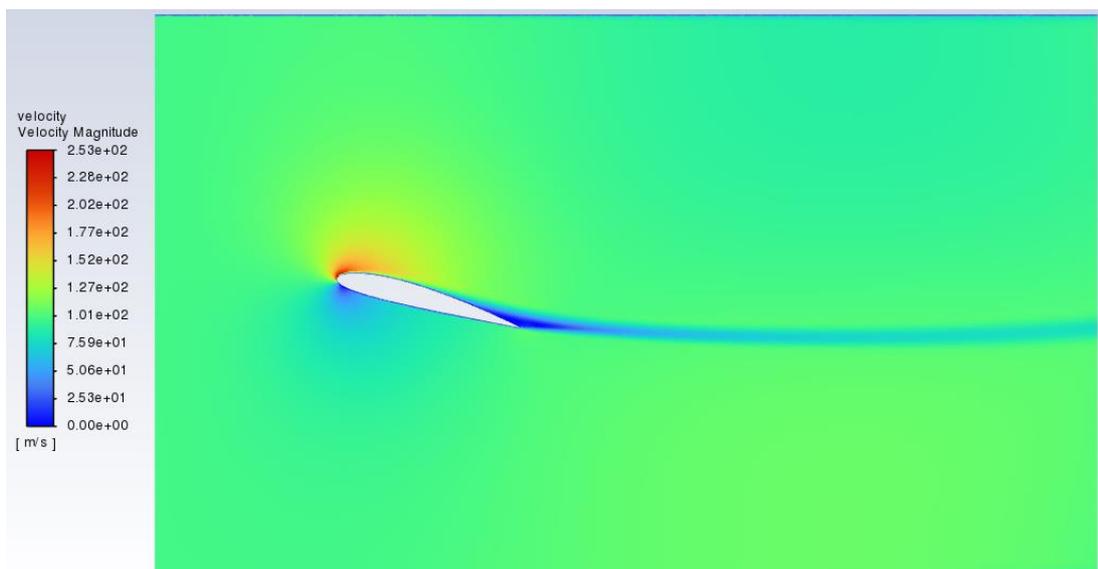
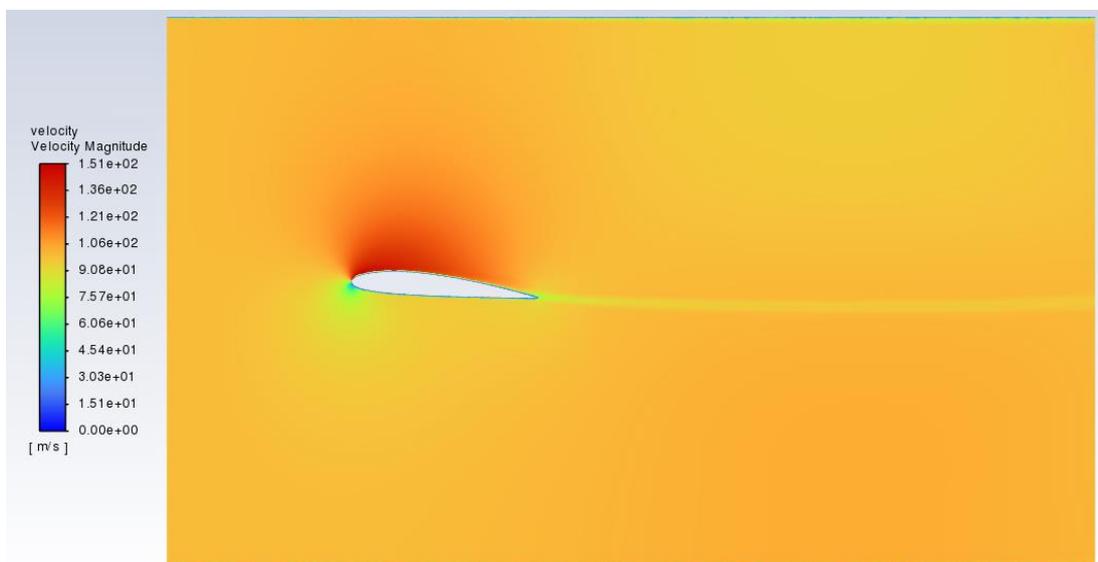
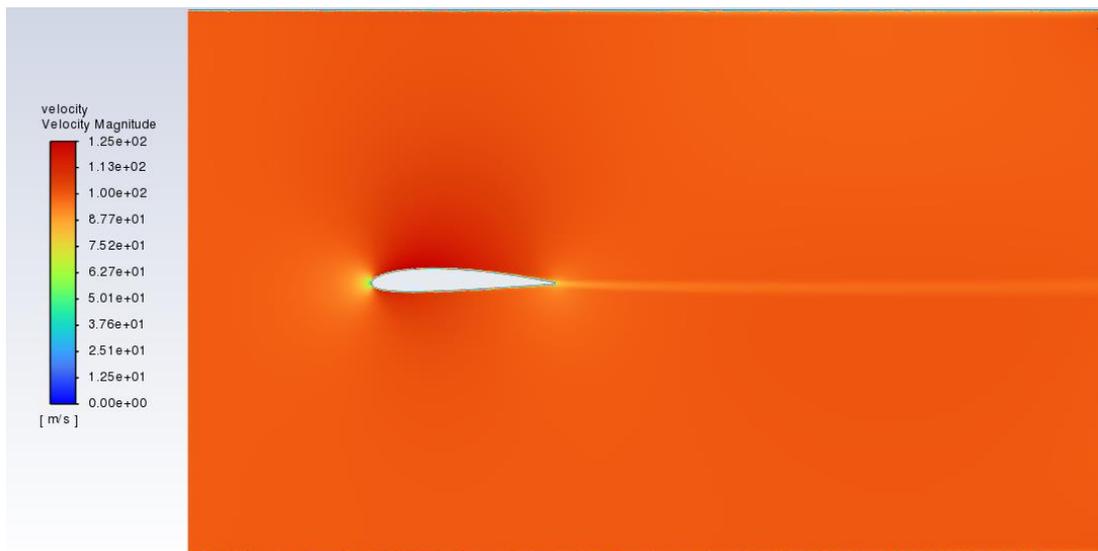


V - Analyse

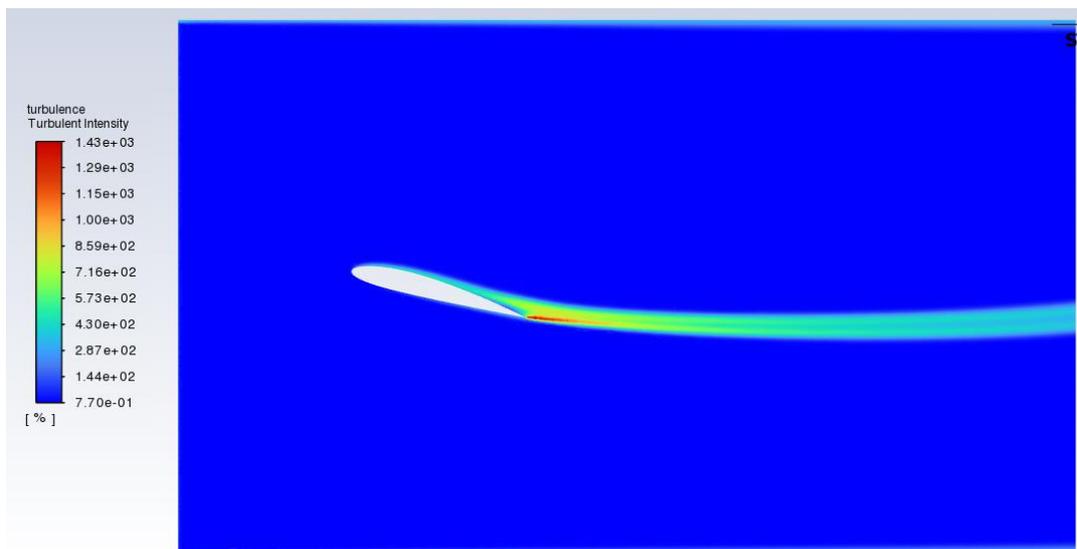
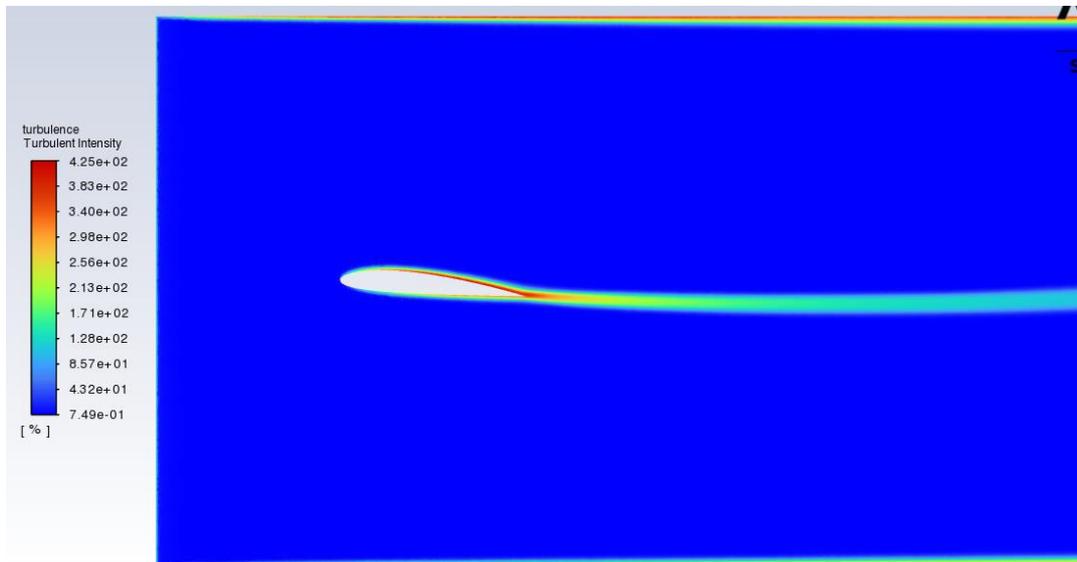
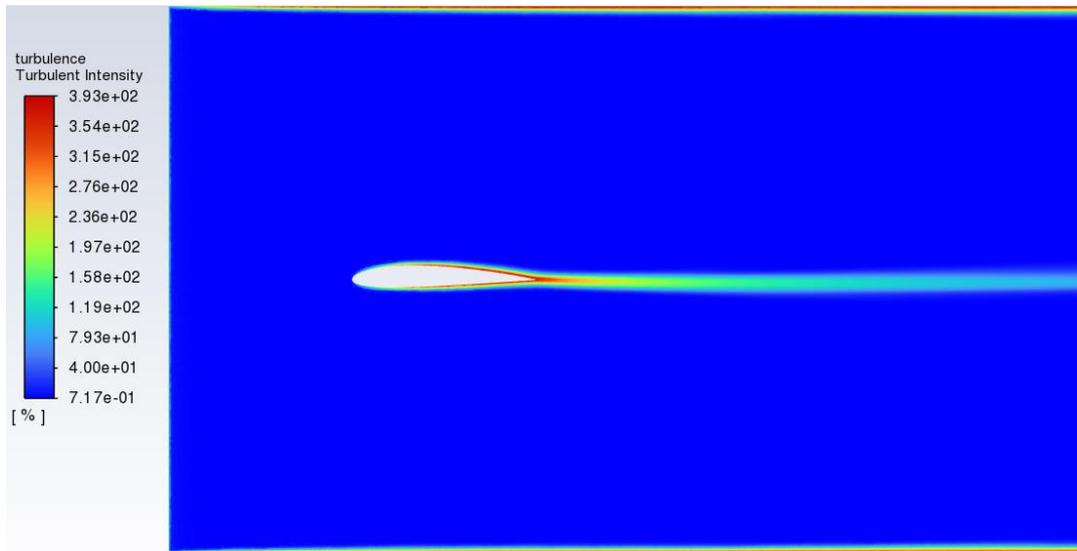
- Image du champ de pression statique :



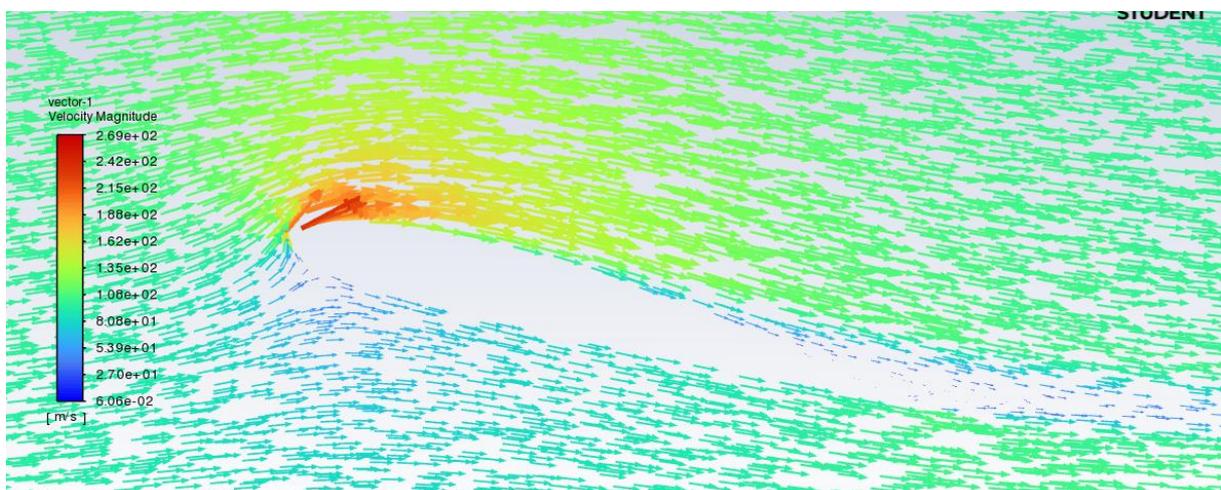
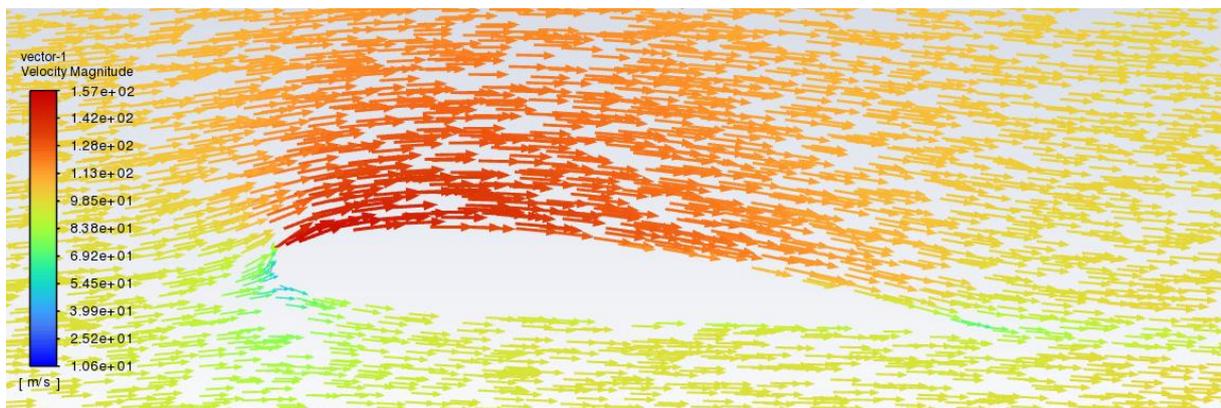
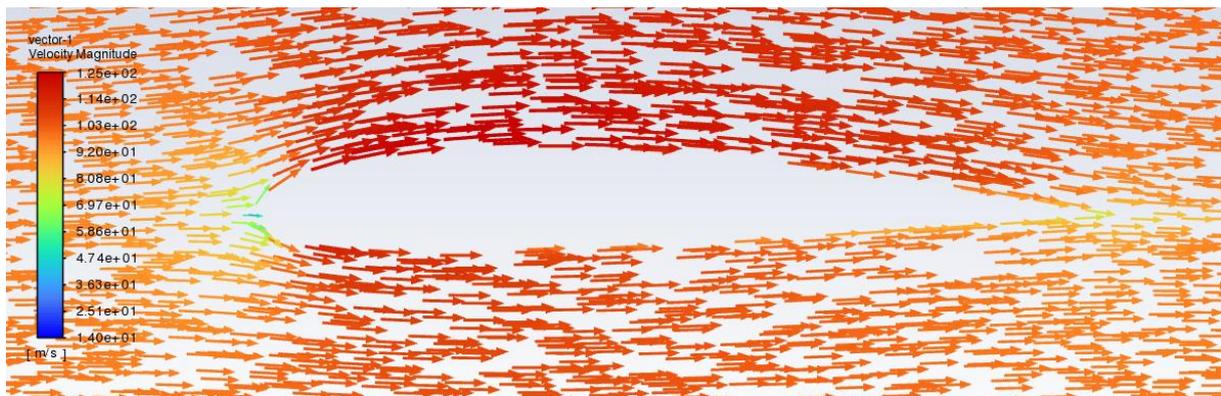
- **Image du champ des normes de vitesses :**



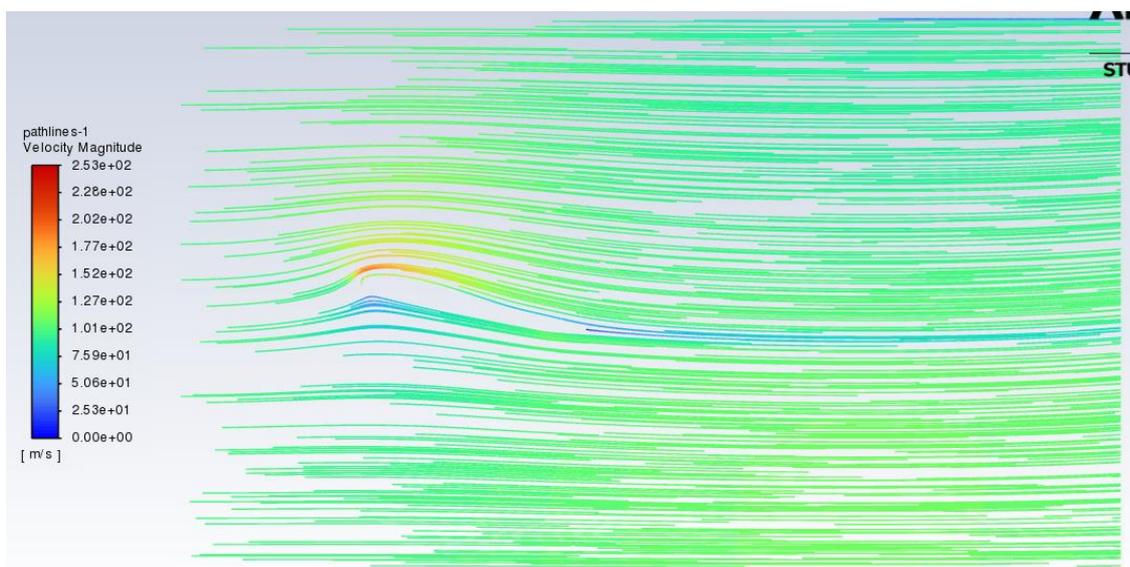
- **Image des résidus de turbulence selon leur intensité :**



- **Image du champ des vitesses :**



- **Image des lignes de courant colorées selon la norme de la vitesse :**

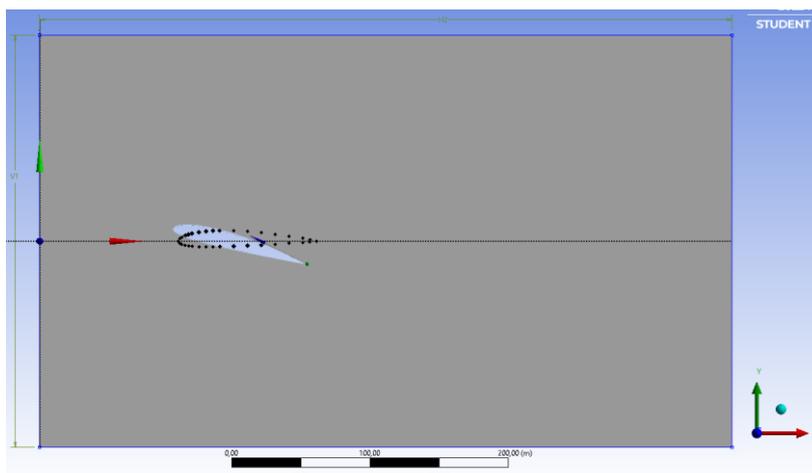
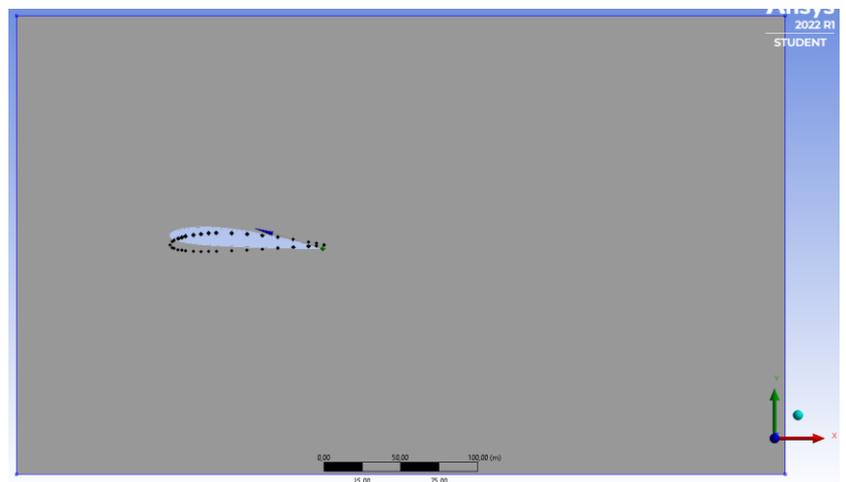
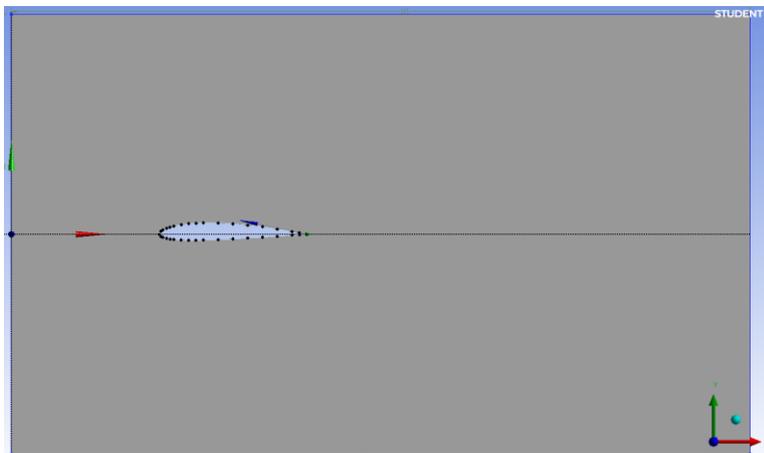


- **Force de portance aérodynamique (3D uniquement) :** /
- **Force de trainée aérodynamique (3D uniquement) :** /
- **Rapport portance/trainée :** /
- **Observations :** Cette simulation a permis de visualiser de profil l'écoulement de l'air autour d'une aile NACA. On remarque que le flux d'air semble peu perturbé, voire même laminaire, ce qui témoigne d'un bon aérodynamisme de ce profil d'aile.
- **Critiques et précisions :** Précisons tout de même que cette simulation reflète peu la réalité car elle est réalisée en 2D et ne rend pas alors compte des phénomènes aérodynamiques survenant sur des ailes 3D. On ne peut d'ailleurs ici pas calculer la portance ni la trainée puisque le contour du profil d'aile n'est pas considéré comme une surface.

Aile NACA_2412 DES

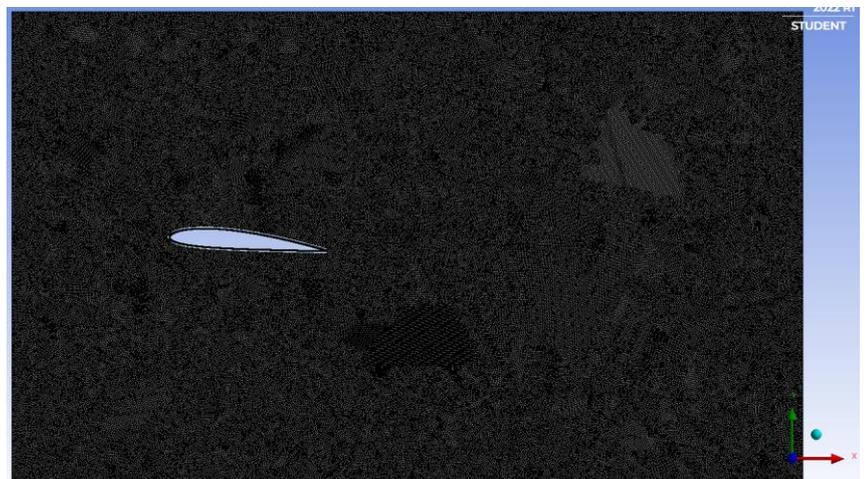
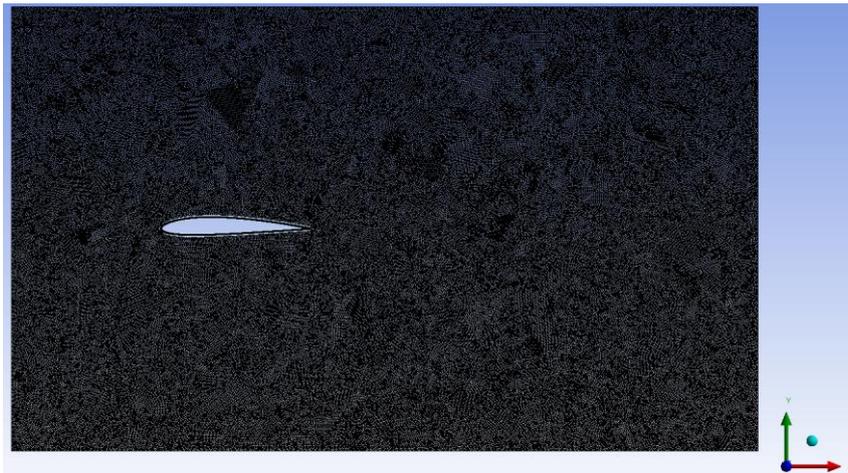
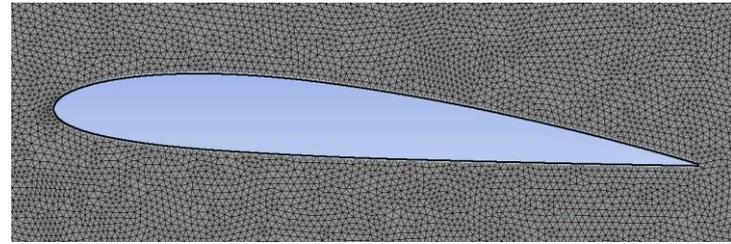
I - Géométrie

- **Nombre de Dimensions** : 2D - Vue de profil
- **Dimensions de la géométrie** : Longueur = 100 m
- **Dimensions du volume fluide** : Rectangulaire - 500*300 m²
- **Echelle par rapport à la réalité** : /
- **Autres détails** : 3 angles d'inclinaison de l'aile ont été simulés
- **Image de la Géométrie** :



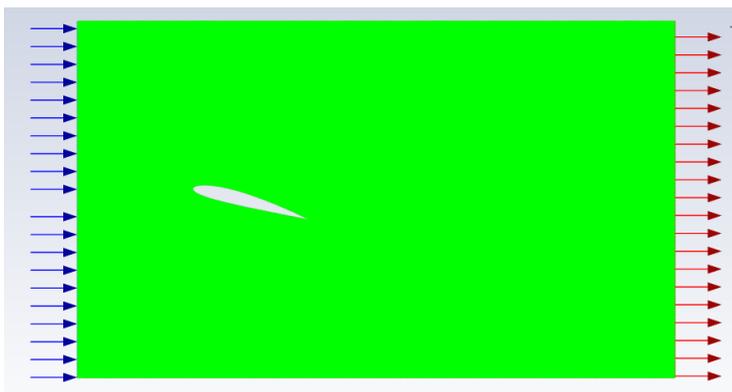
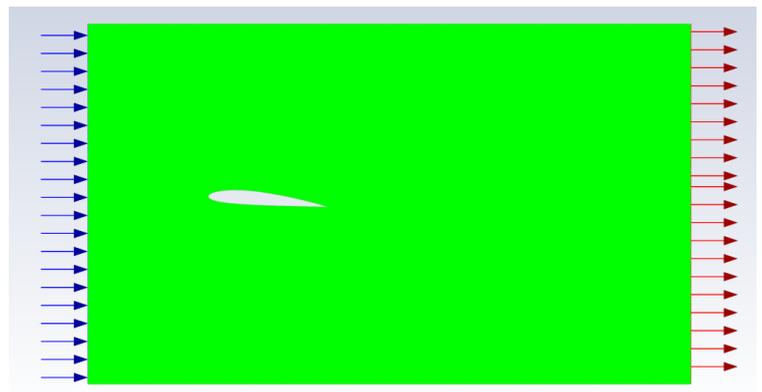
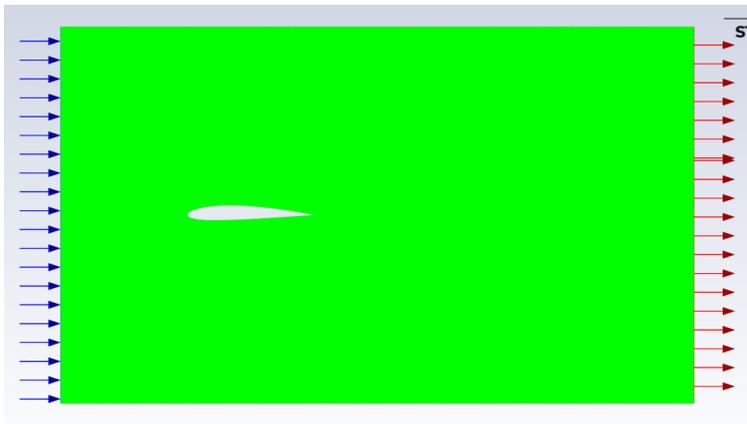
II - Mesh

- **Type** : Non structuré - Uniforme
- **Forme des éléments** : Triangulaires
- **Taille de la plus fine maille** : 1 m
- **Nombre d'éléments** : 314090 - 311568 - 313387
- **Nombre de nœuds** : 161016 - 159755 - 160615
- **Taux de croissance** : 1,2
- **Autres détails** : /
- **Image du Mesh** :



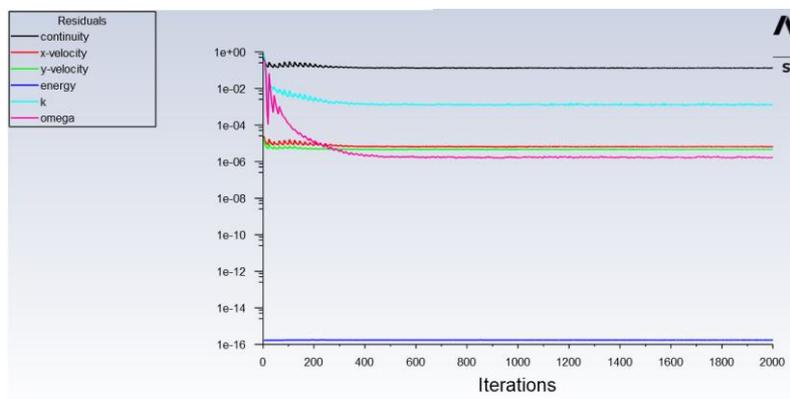
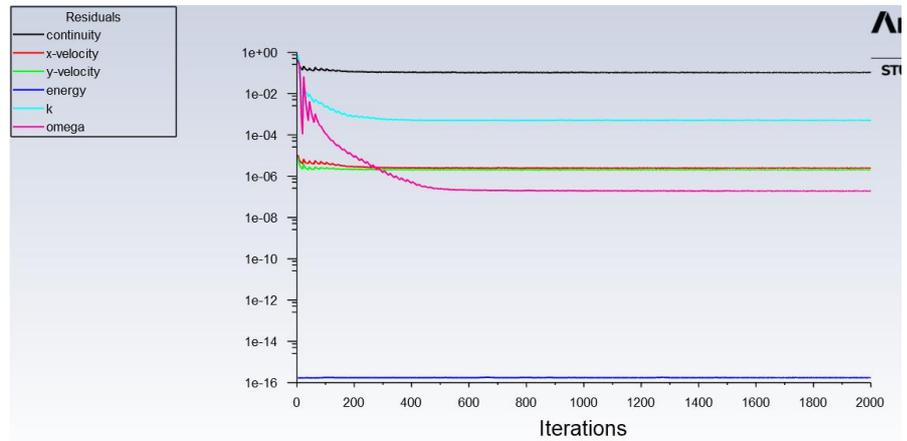
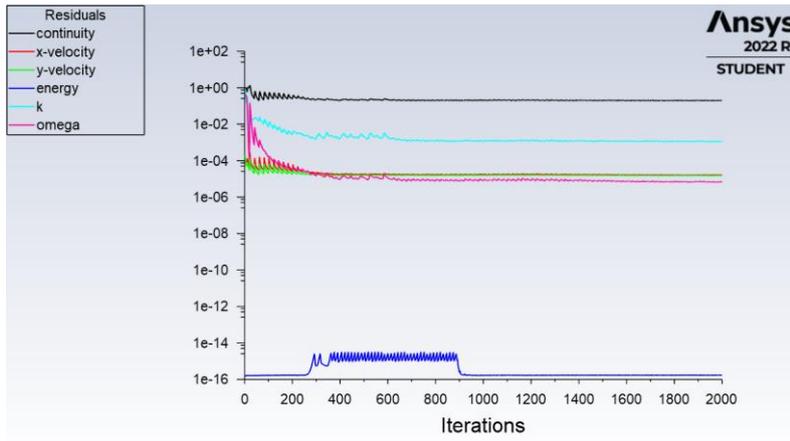
III - Configuration de calcul

- **Compressibilité** : Incompressible
- **Stationnarité** : Instationnaire
- **Méthode de résolution** : DES (+ RANS en dessous de la plus fine maille)
- **Modèle de viscosité** : DES (+ $k-\omega$ SST)
- **Conditions limites** : Latéraux \rightarrow Walls ; Avant \rightarrow Inlet ; Arrière \rightarrow Outflow
- **Vitesse d'entrée de l'air en inlet** : 100 m/s
- **Angle d'attaque** : 0° - 5° - 15°
- **Nombre de Mach** : 0,29
- **Nombre de Reynolds** : $7,000 \cdot 10^8$
- **Ordre de convergence** : Second ordre
- **Autres détails** : Le nombre de Mach inférieur à 0,3 justifie l'hypothèse d'incompressibilité de l'écoulement d'air
- **Image** :



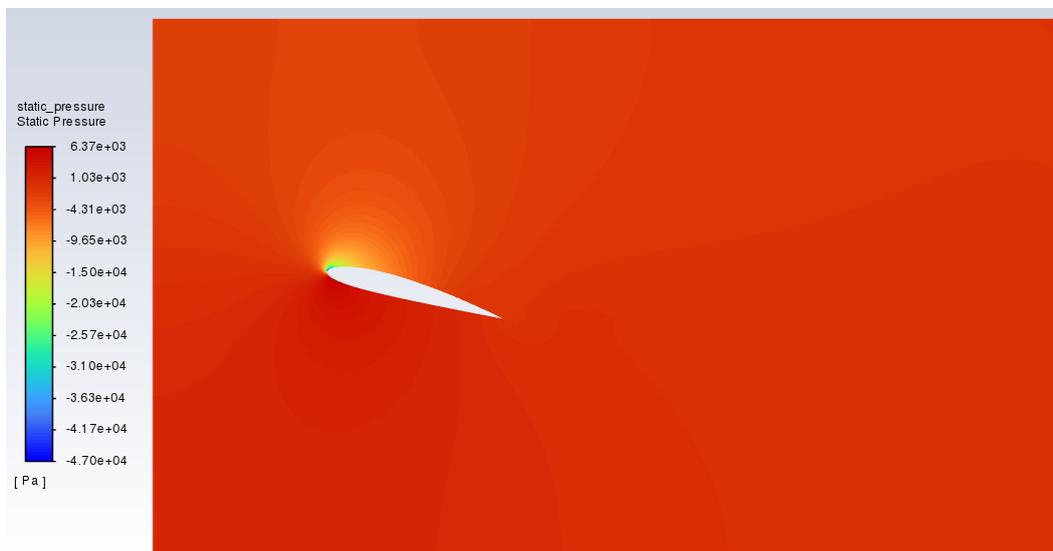
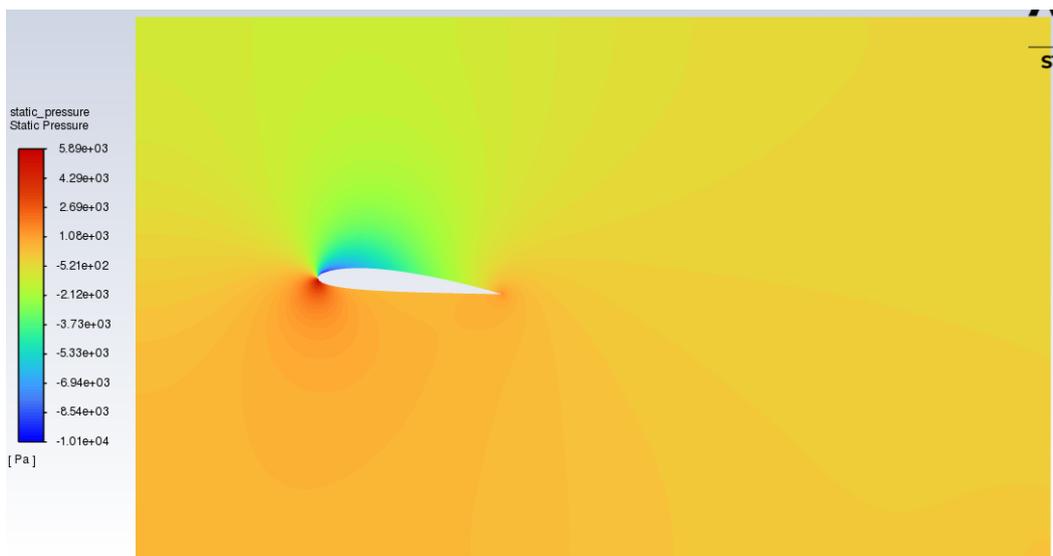
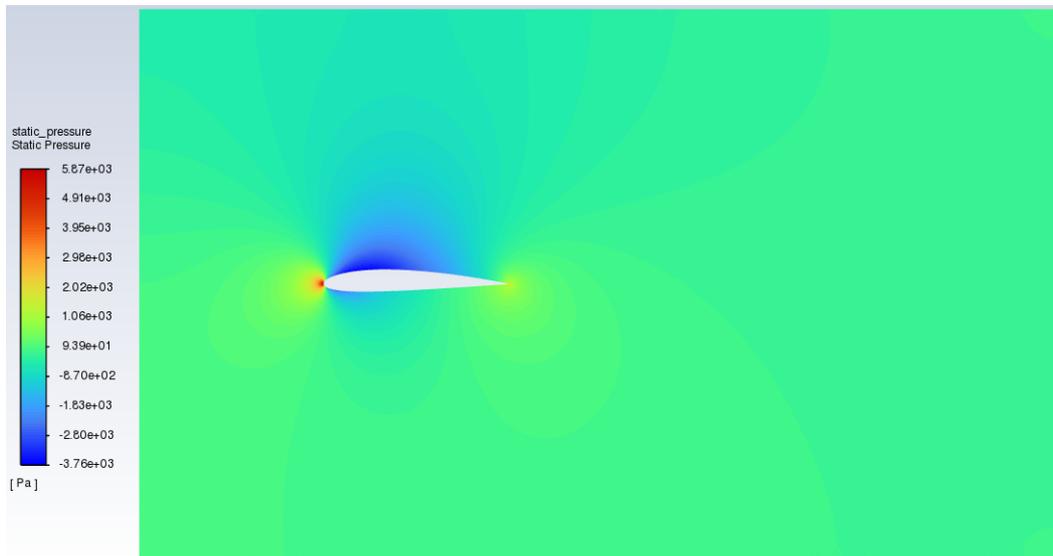
IV - Calcul

- **Nombre d'itérations** : 2000
- **Temps approximatif de calcul** : 30 min
- **Convergence** : Atteinte
- **Erreur maximale** : 10^{-1}
- **Erreur minimale (hors énergie)** : 10^{-5} - 10^{-7} - 10^{-6}
- **Autres détails** :
- **Graphe de convergence** :

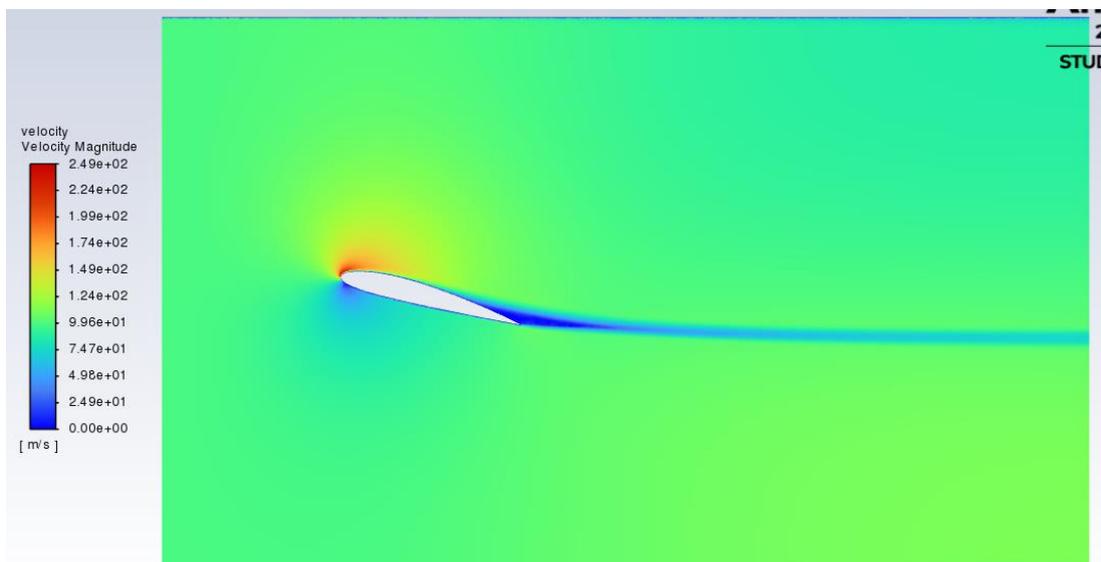
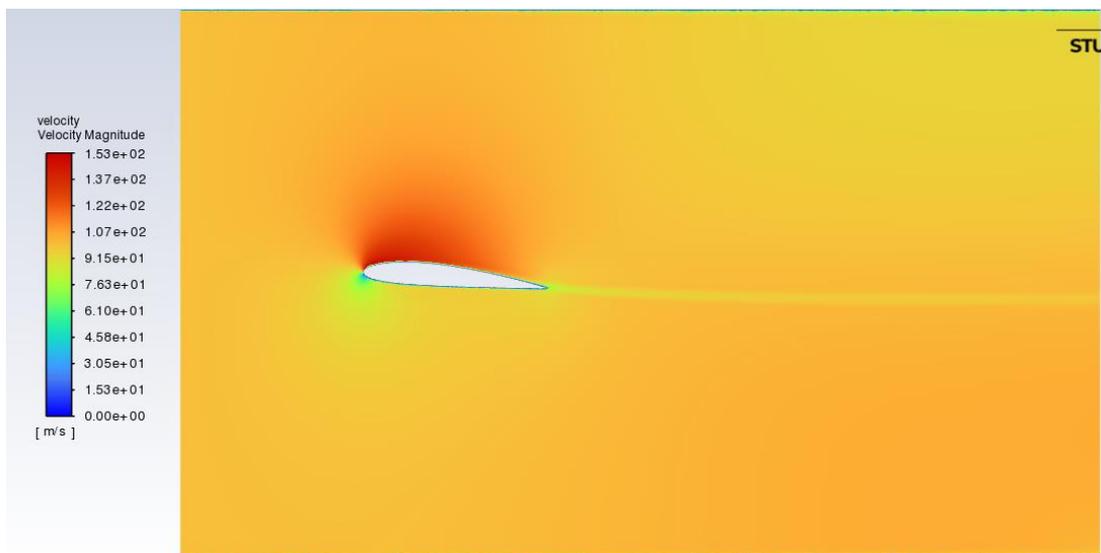
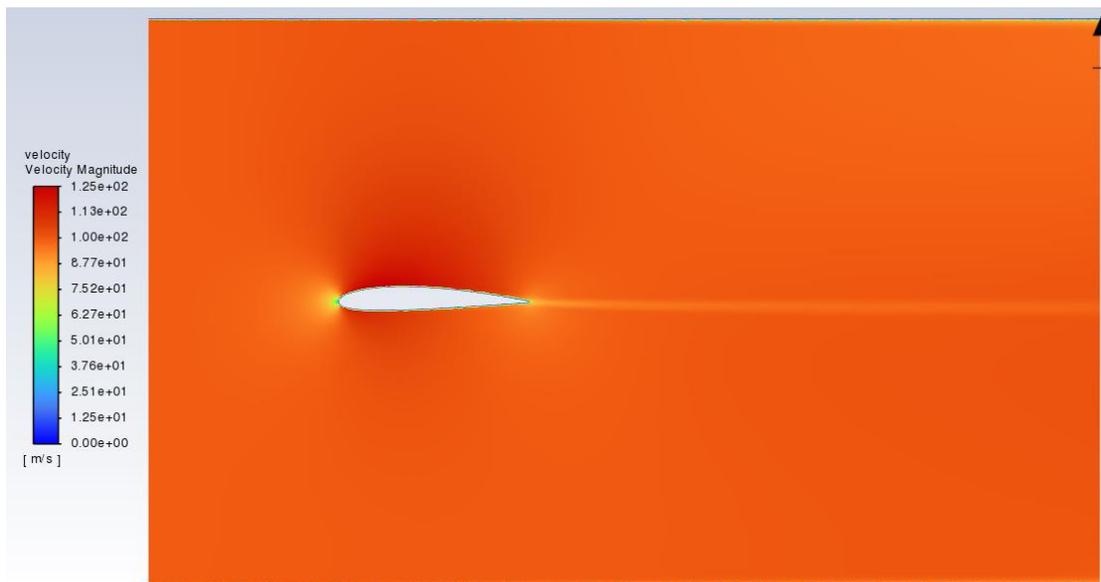


V - Analyse

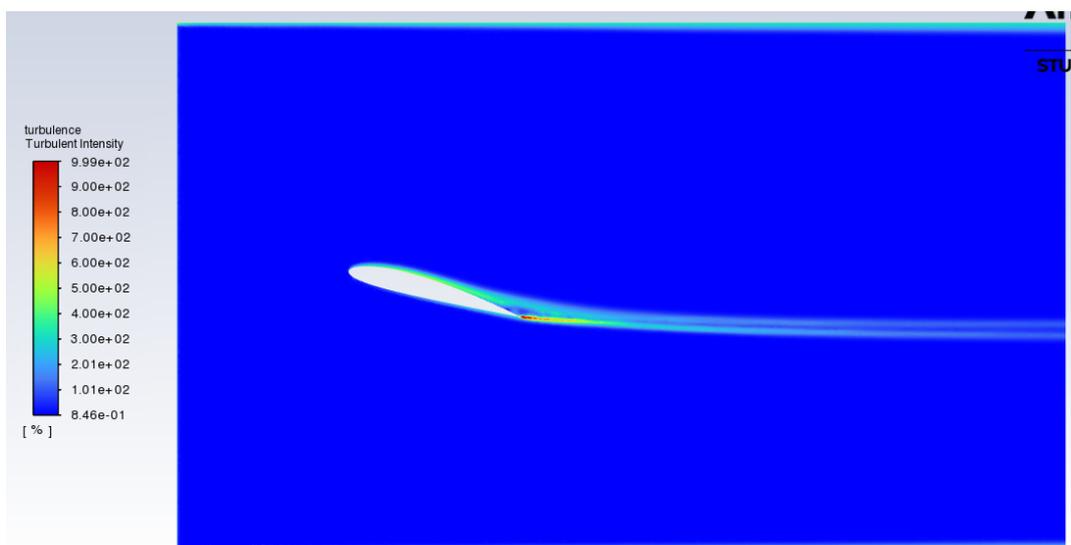
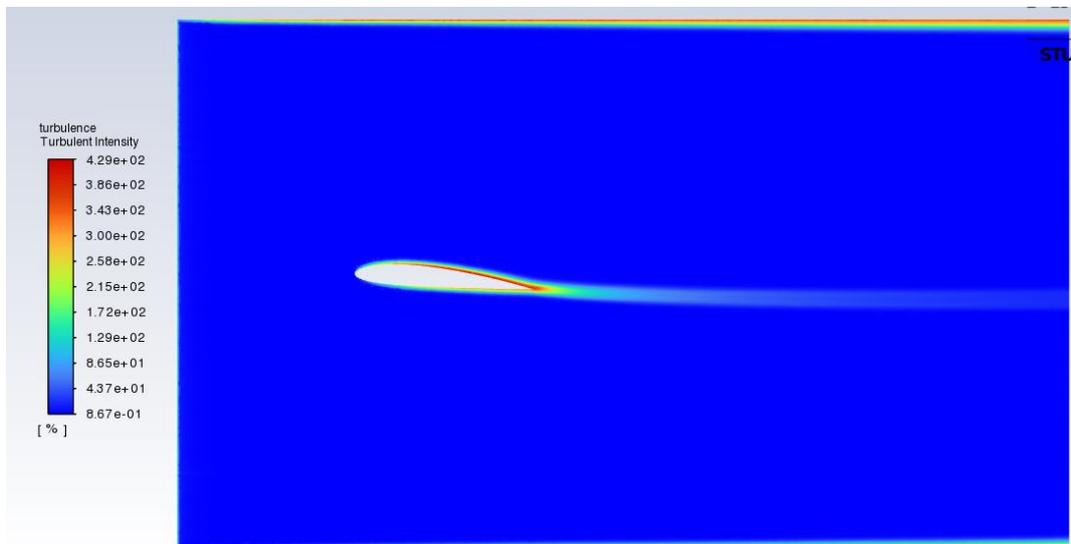
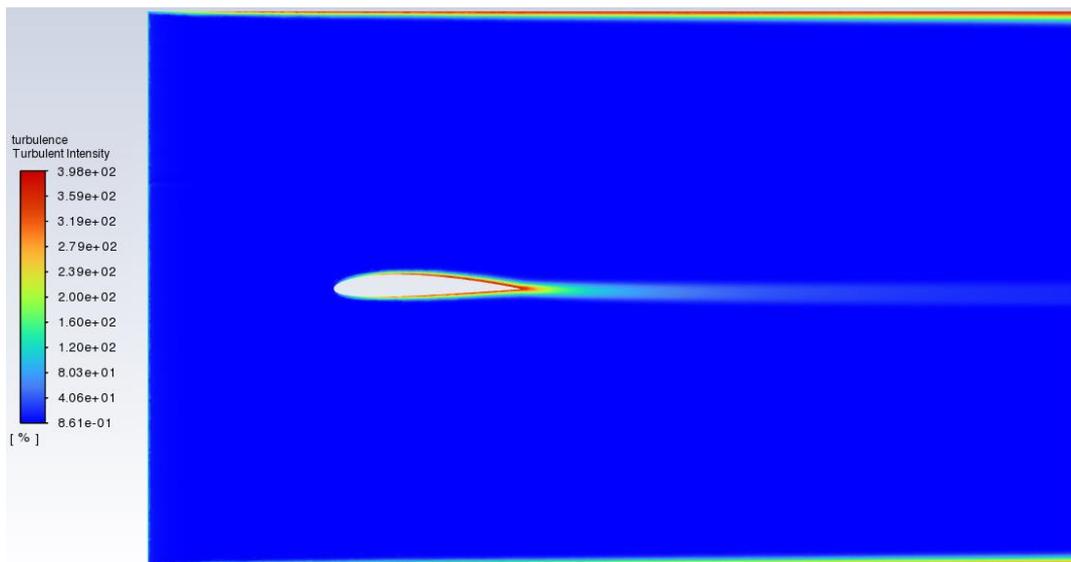
- Image du champ de pression statique :



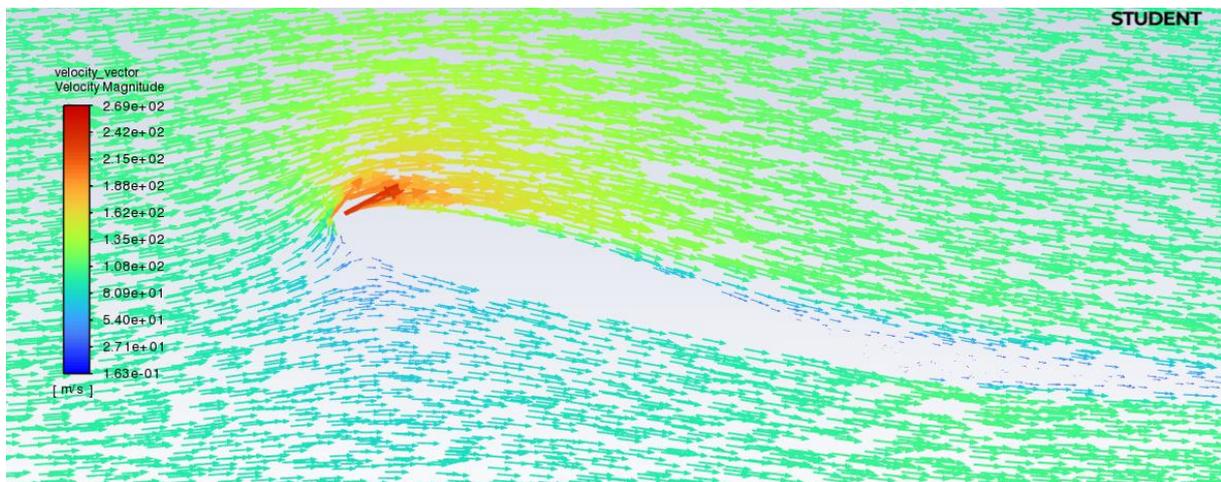
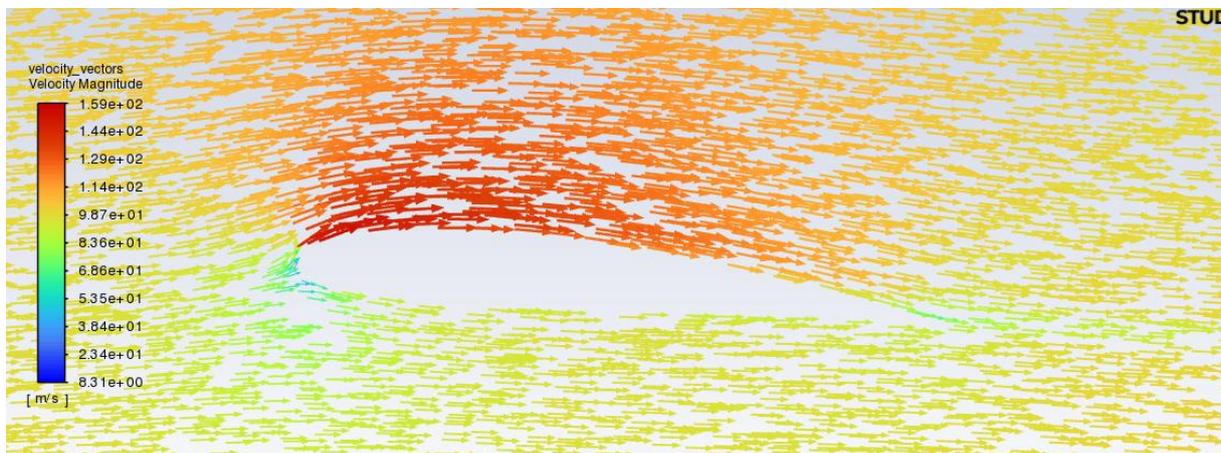
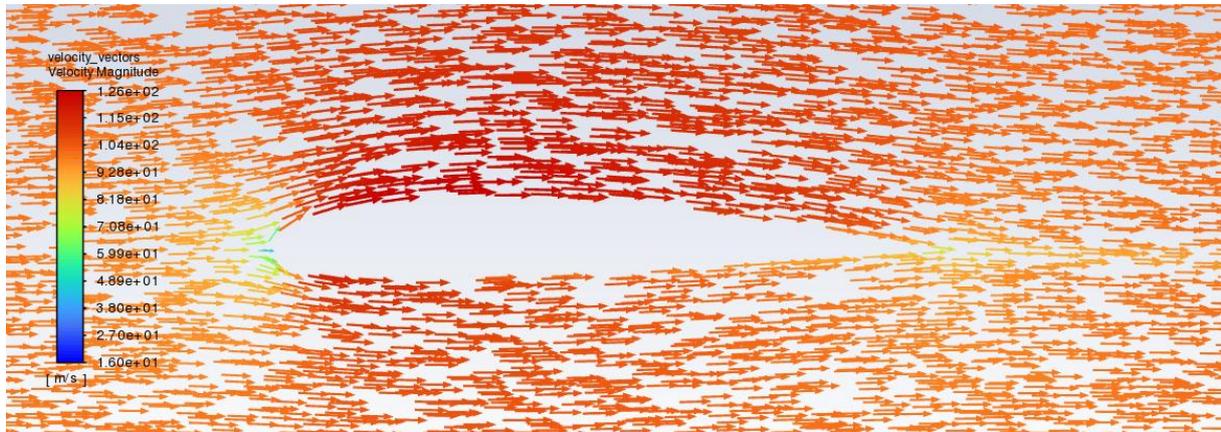
- **Image du champ des normes de vitesses :**



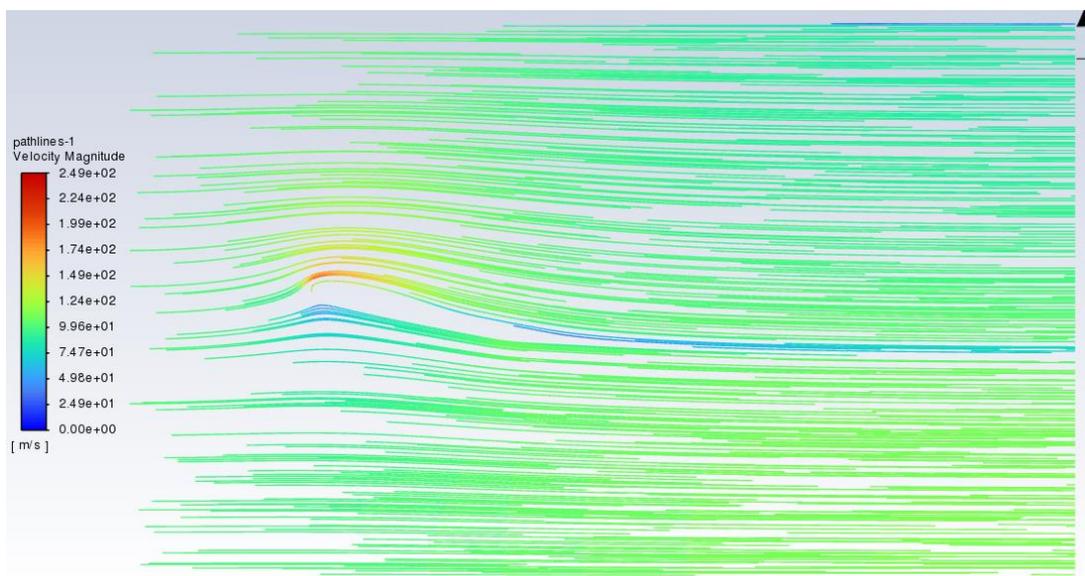
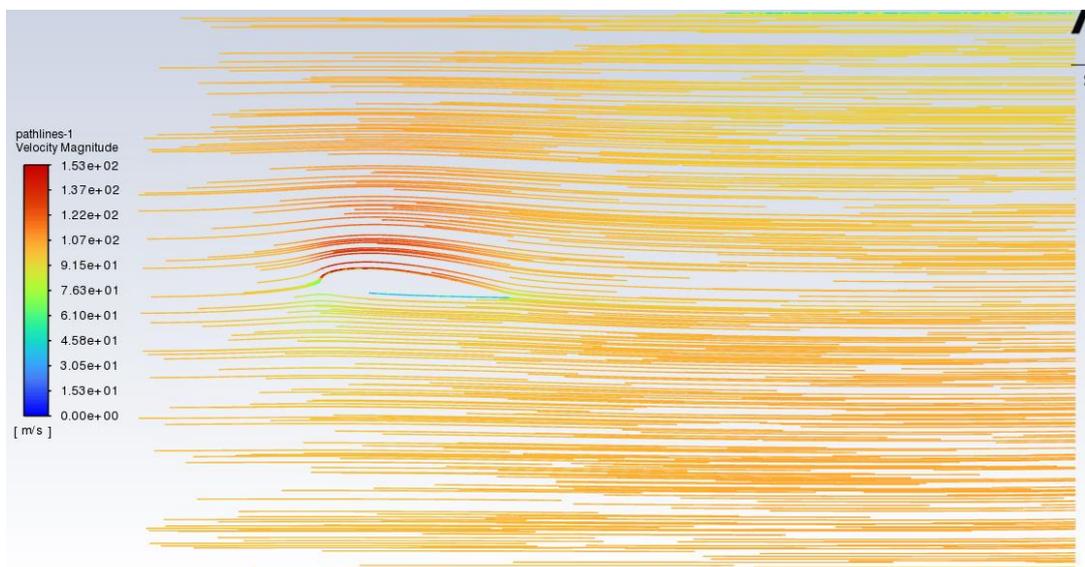
- **Image des résidus de turbulence selon leur intensité :**



- **Image du champ des vitesses :**



- **Image des lignes de courant colorées selon la norme de la vitesse :**

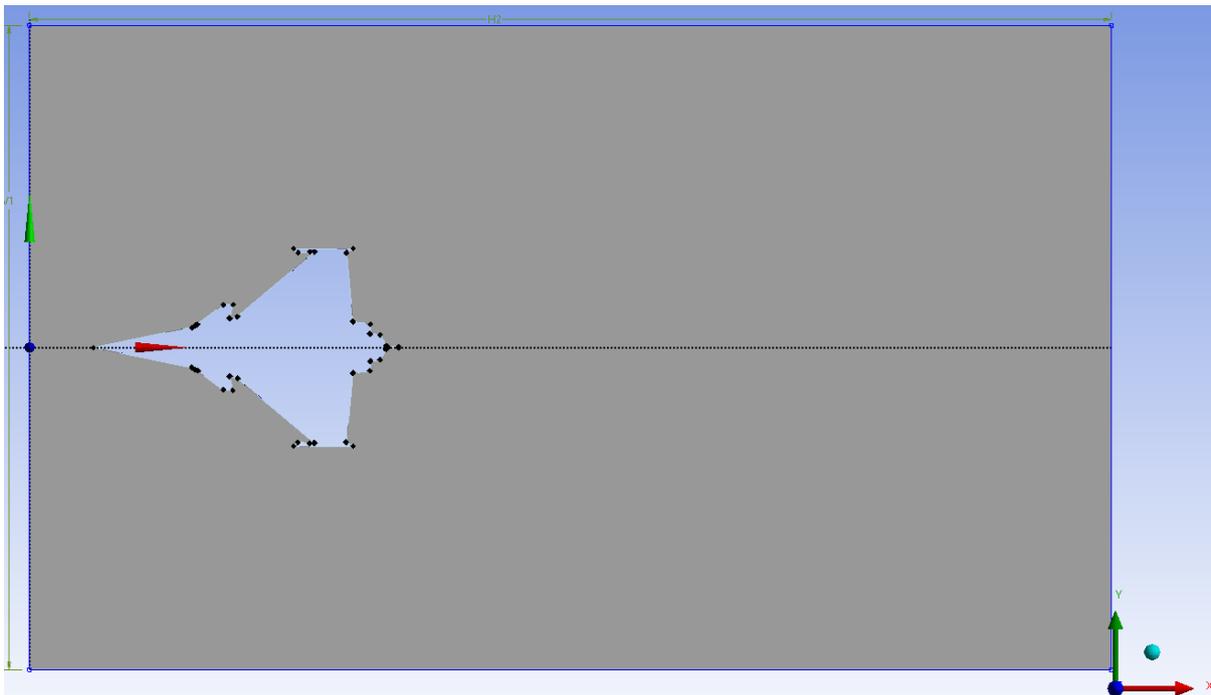


- **Force de portance aérodynamique (3D uniquement) :** /
- **Force de trainée aérodynamique (3D uniquement) :** /
- **Rapport portance/trainée :** /
- **Observations :** La version résolue en DES se rapproche beaucoup de la version RANS, bien qu'elle permette d'observer de très légères turbulences supplémentaires, ce qui se rapproche plus de réalité que la version RANS. On en conclut que l'aile NACA possède un excellent profil aérodynamique. L'inclinaison de l'aile fait par ailleurs augmenter la différence de pression entre l'extrados et l'intrados, ce qui augmente la portance. Néanmoins, comme le montrent les images basées sur le champ de vitesse, la trainée s'en voit augmentée également, et à des angles d'attaque supérieurs à 15° , l'avion est susceptible de décrocher. Le meilleur angle d'attaque semble donc être 5° à la vitesse air de 100 m/s.
- **Critiques et précisions :** Les précisions restent les mêmes que pour la version RANS, mais ajoutons que vouloir simuler de façon plus précise requiert bien plus de rigueur dans l'ensemble du travail pré-calculatoire qui n'a pas vraiment été respectée ici, le but de ces simulations n'étant purement que de découvrir la CFD.

Dassault Rafale RANS

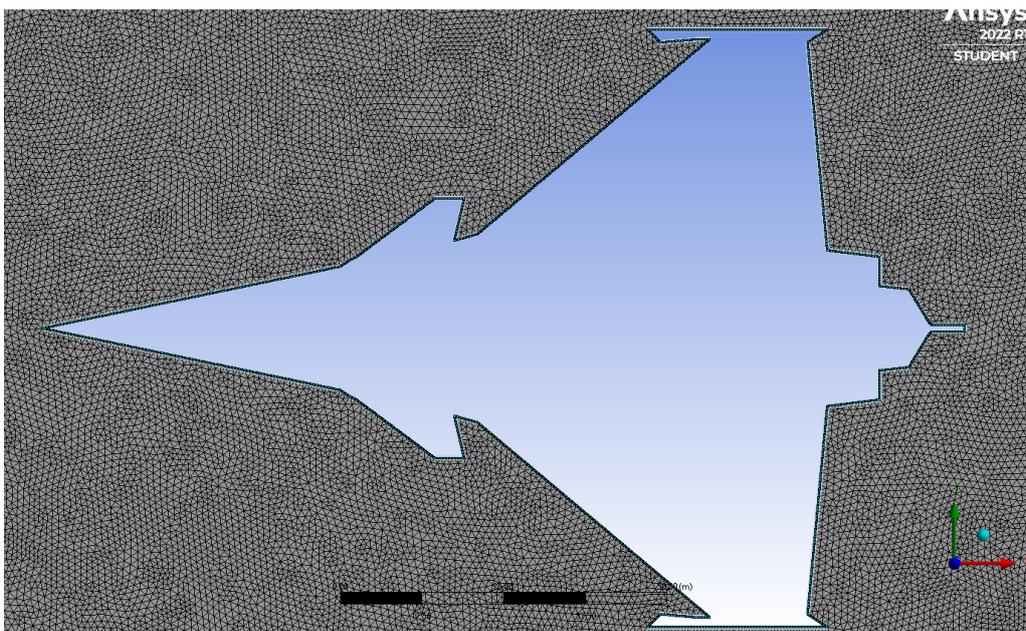
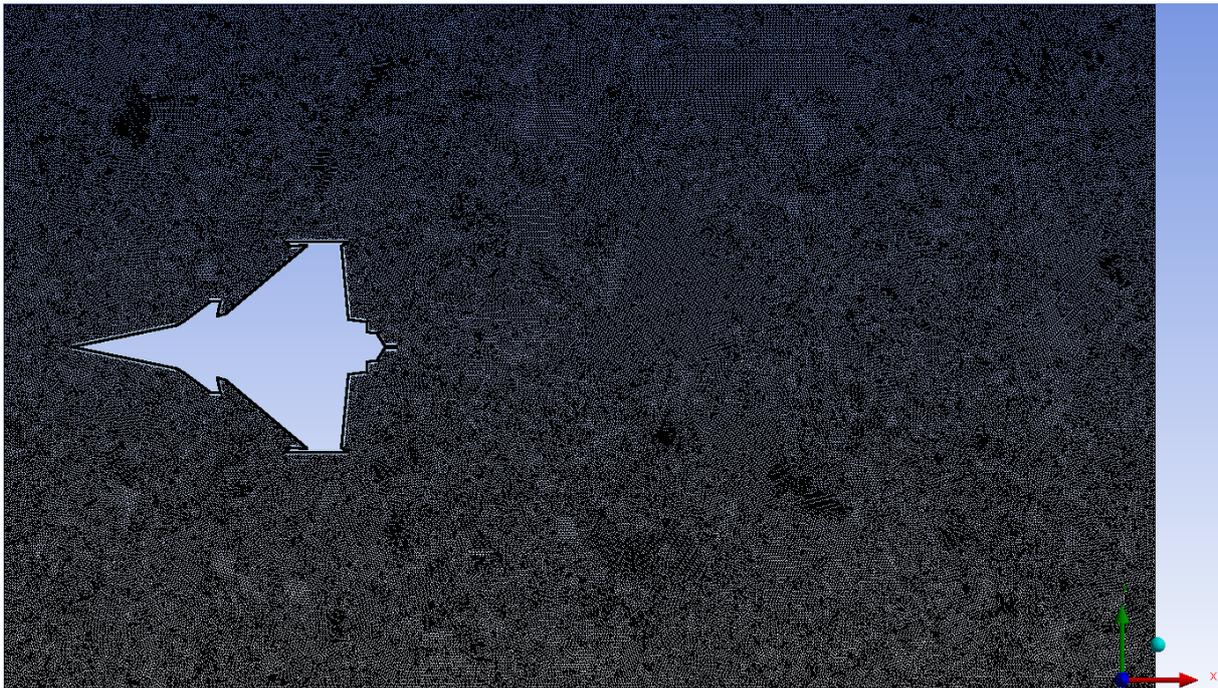
I - Géométrie

- **Nombre de Dimensions** : 2D - Vue de dessus
- **Dimensions de la géométrie** : Longueur = 141 m - Envergure = 92 m
- **Dimensions du volume fluide** : Rectangulaire - 500*300 m²
- **Echelle par rapport à la réalité** : [9 : 1]
- **Autres détails** : /
- **Image de la Géométrie** :



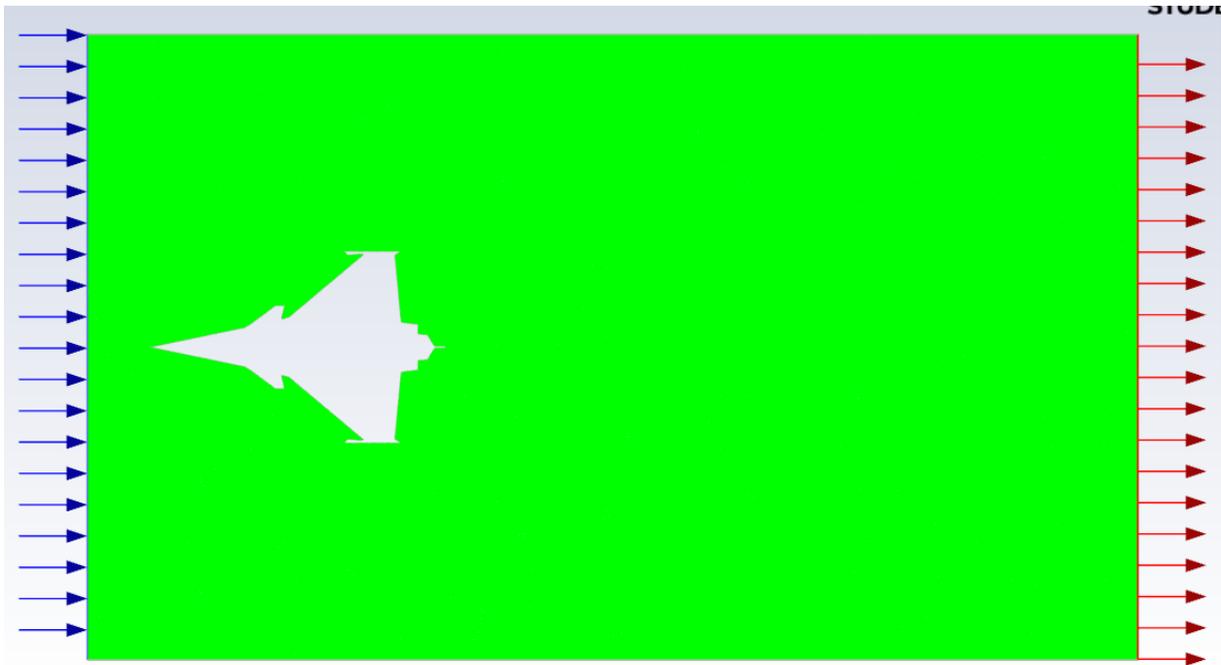
II - Mesh

- **Type** : Non structuré - Uniforme
- **Forme des éléments** : Triangulaires
- **Taille de la plus fine maille** : 1 m
- **Nombre d'éléments** : 306925
- **Nombre de nœuds** : 161288
- **Taux de croissance** : 1,2
- **Autres détails** : /
- **Image du Mesh** :



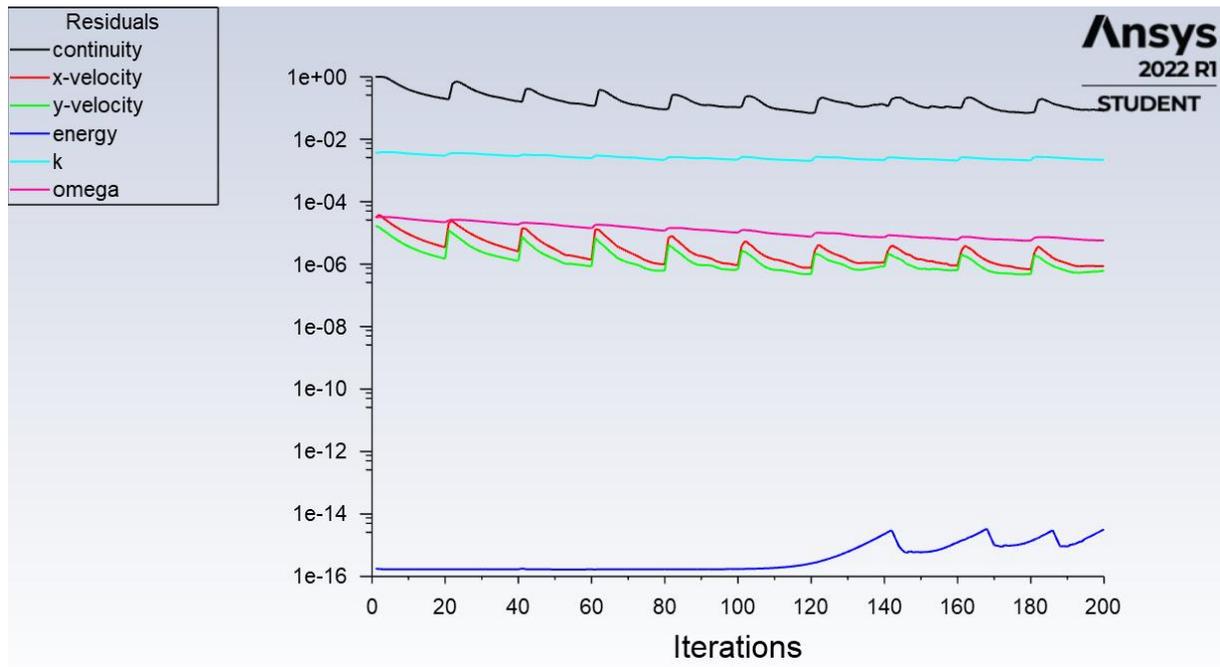
III - Configuration de calcul

- **Compressibilité** : Incompressible
- **Stationnarité** : Stationnaire
- **Méthode de résolution** : RANS
- **Modèle de viscosité** : $k-\omega$ SST
- **Conditions limites** : Latéraux \rightarrow Walls ; Avant \rightarrow Inlet ; Arrière \rightarrow Outflow
- **Vitesse d'entrée de l'air en inlet** : 100 m/s
- **Angle d'attaque** : 0°
- **Nombre de Mach** : 0,29
- **Nombre de Reynolds** : $9,870 \cdot 10^8$
- **Ordre de convergence** : Second ordre
- **Autres détails** : Le nombre de Mach inférieur à 0,3 justifie l'hypothèse d'incompressibilité de l'écoulement d'air
- **Image** :



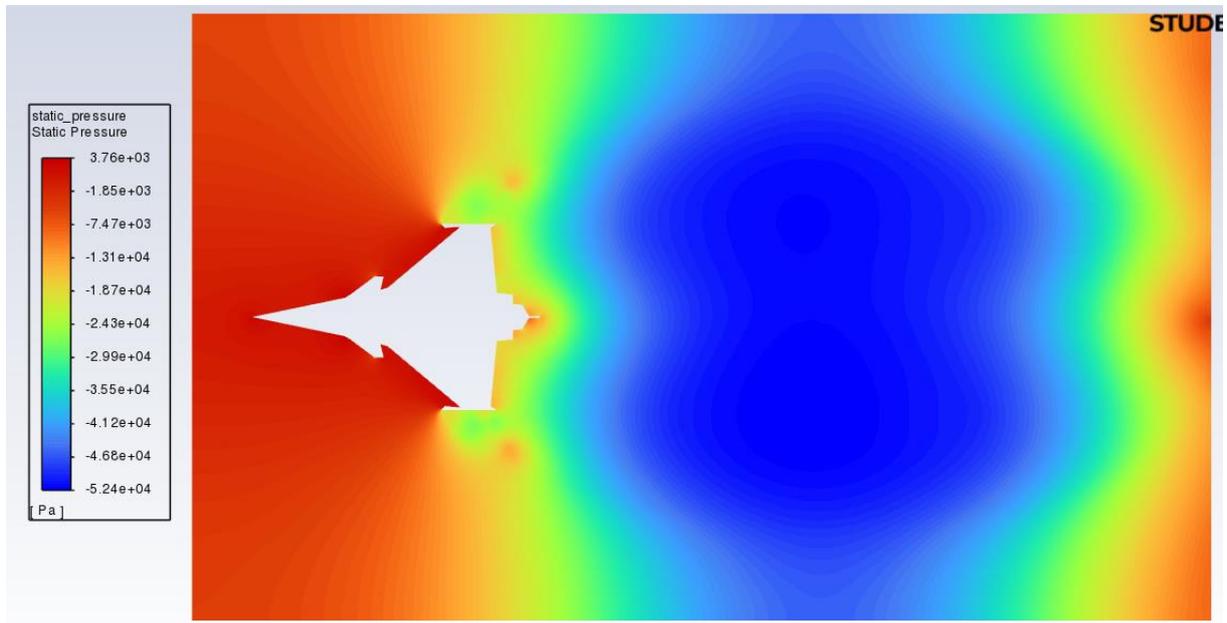
IV - Calcul

- **Nombre d'itérations** : 200
- **Temps approximatif de calcul** : 20 min
- **Convergence** : Tendance à converger (sauf énergie)
- **Erreur maximale** : 10^{-1}
- **Erreur minimale (hors énergie)** : 10^{-6}
- **Autres détails** :
- **Graphe de convergence** :

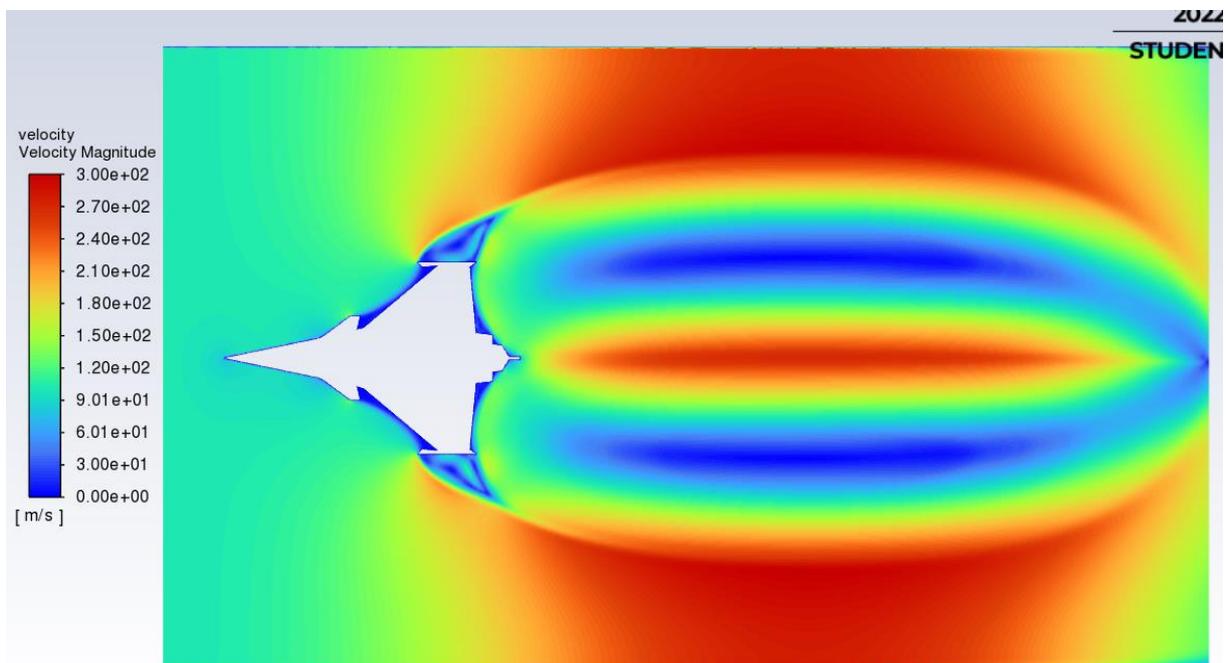


V - Analyse

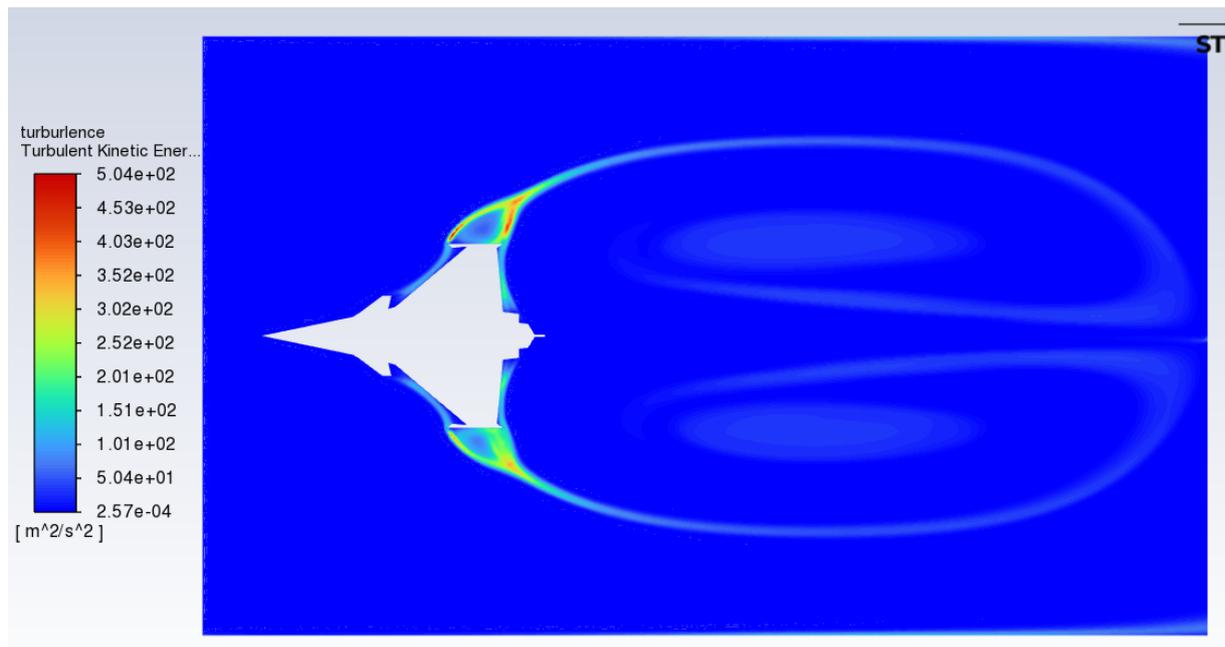
- Image du champ de pression statique :



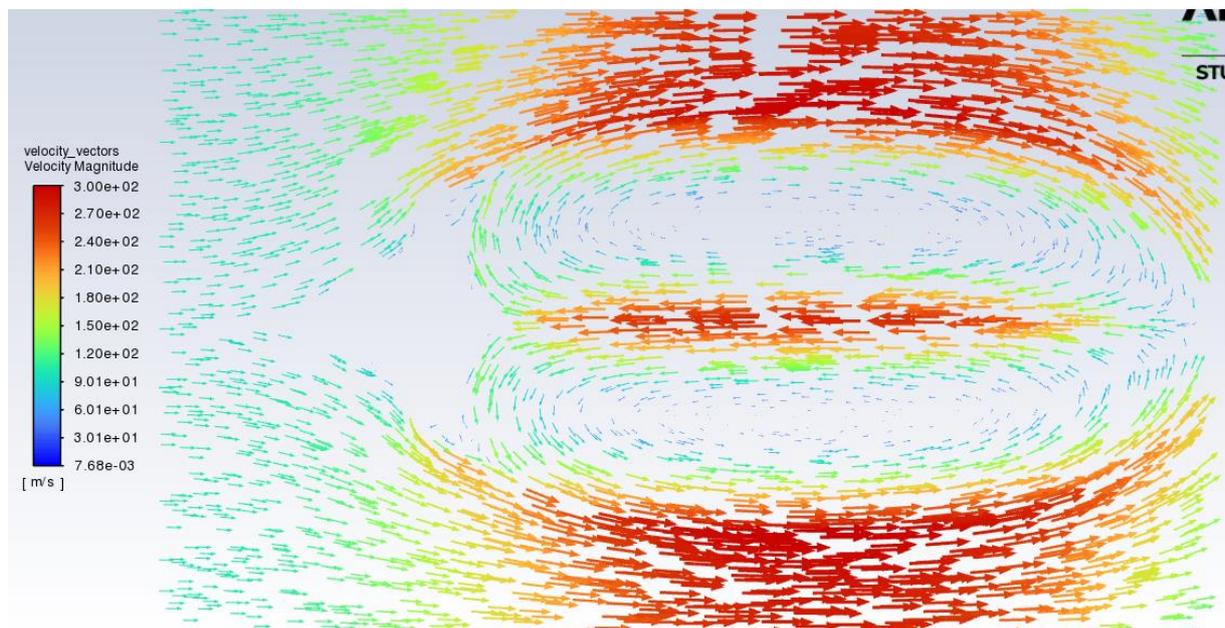
- Image du champ des normes de vitesses :



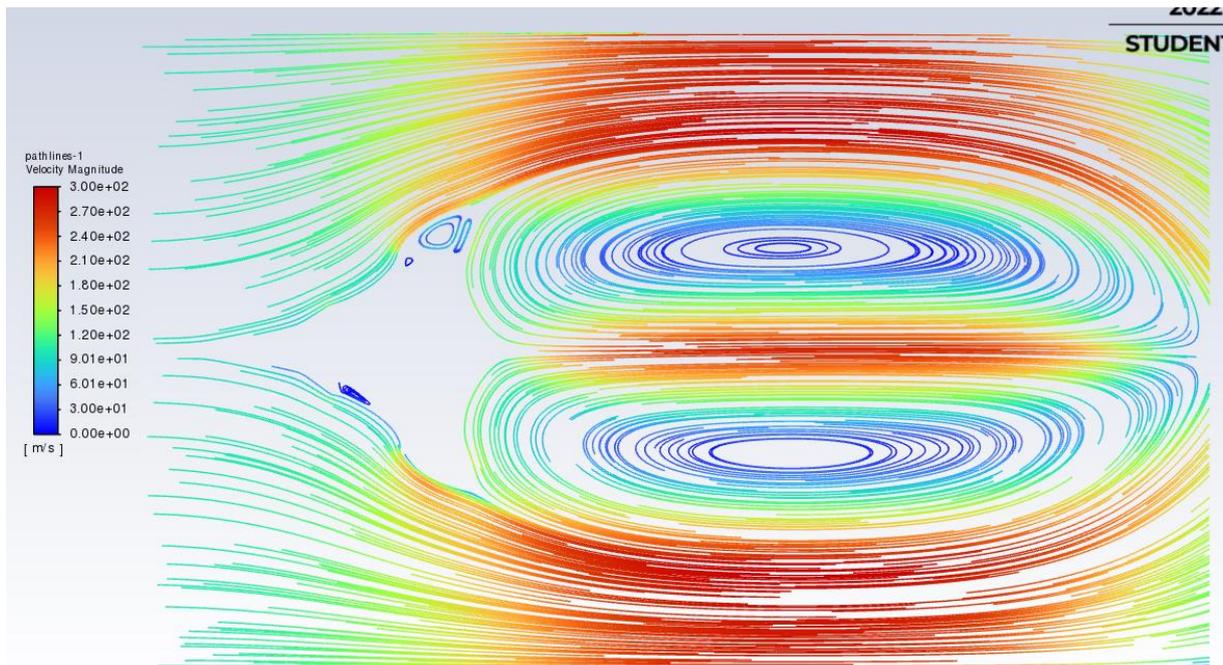
- **Image des résidus de turbulence selon leur énergie cinétique :**



- **Image du champ des vitesses :**



- **Image des lignes de courant colorées selon la norme de la vitesse :**

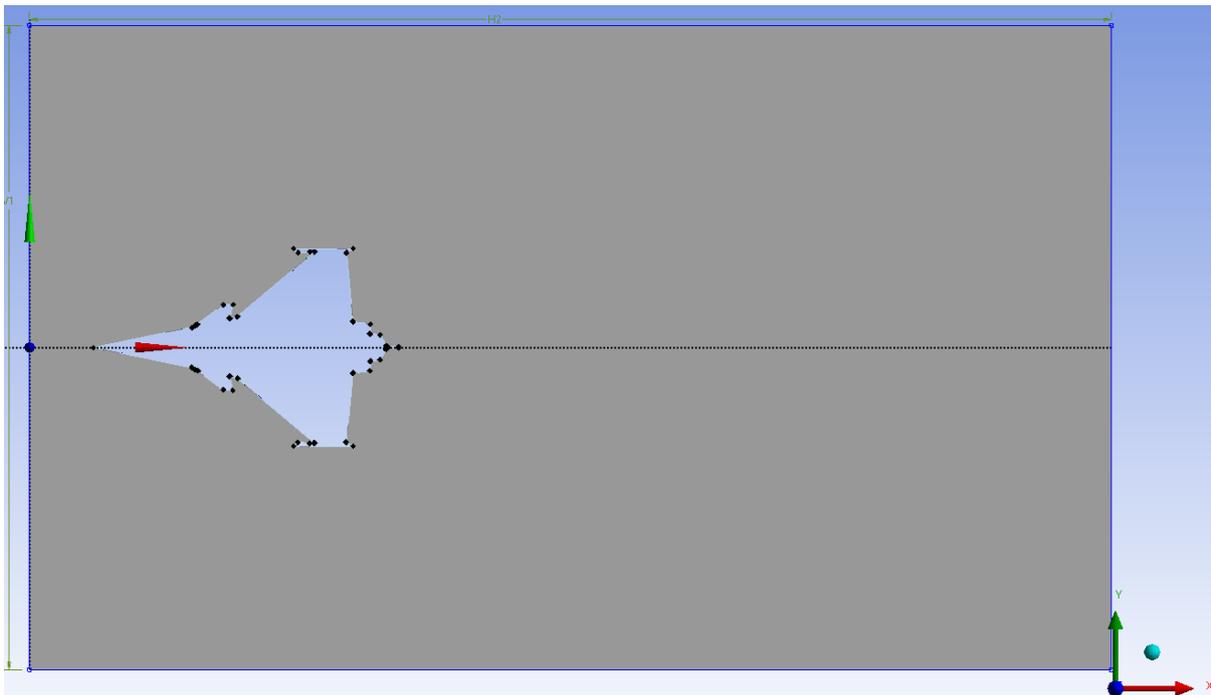


- **Force de portance aérodynamique (3D uniquement) :** /
- **Force de trainée aérodynamique (3D uniquement) :** /
- **Rapport portance/trainée :** /
- **Observations :** Cette simulation a permis de visualiser de dessus l'écoulement de l'air autour d'un avion militaire. On remarque que le flux d'air est assez perturbé, ce qui occasionne des zones de dépression et de turbulences semblables à des vortex dans le sillage du Rafale.
- **Critiques et précisions :** Précisons tout de même que cette simulation reflète peu la réalité de par son échelle surdimensionnée, la simplification du tracé de l'avion ainsi que le placement des ailes delta ainsi que des canards dans le même plan d'écoulement.

Dassault Rafale DES

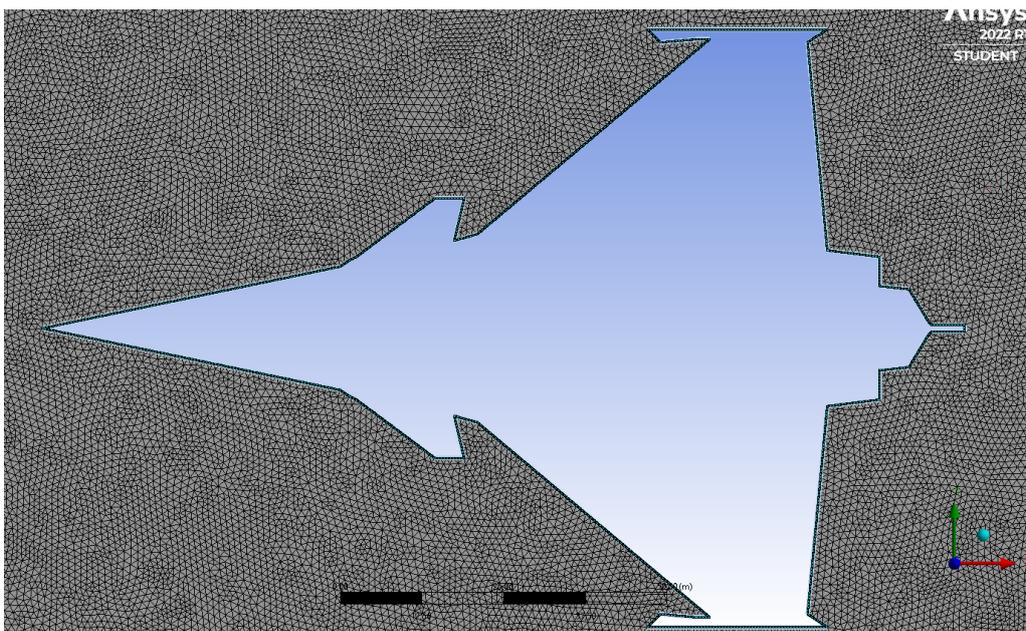
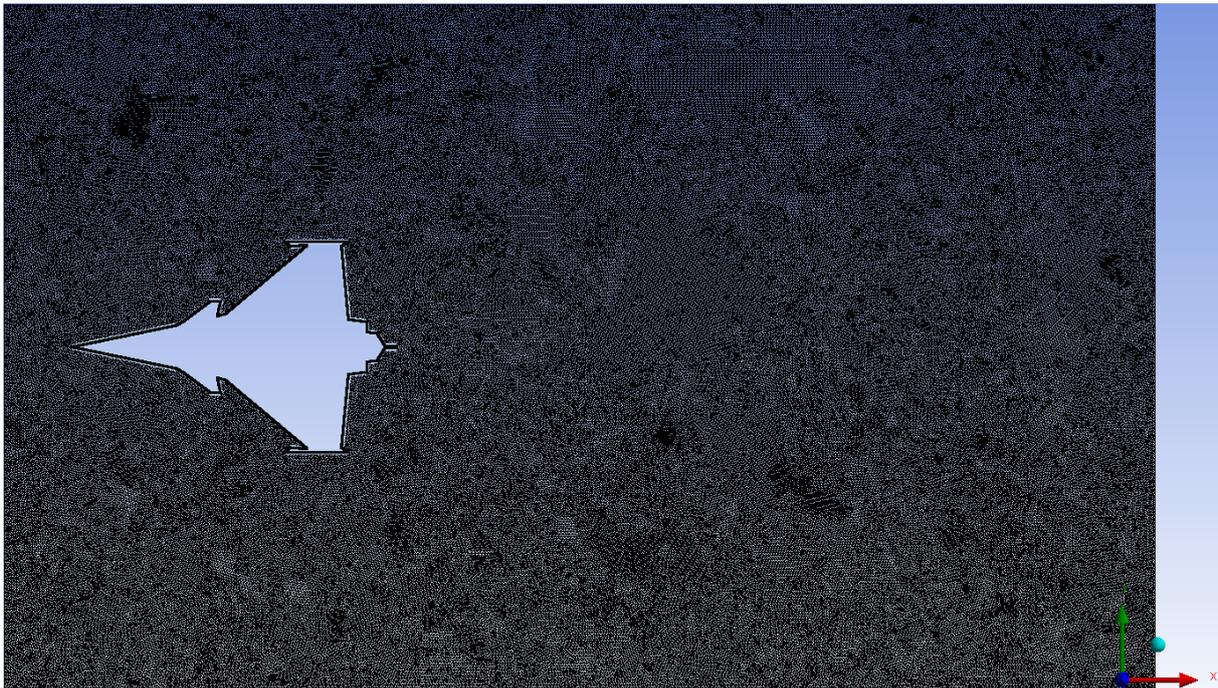
I - Géométrie

- **Nombre de Dimensions** : 2D - Vue de dessus
- **Dimensions de la géométrie** : Longueur = 141 m - Envergure = 92 m
- **Dimensions du volume fluide** : Rectangulaire - 500*300 m²
- **Echelle par rapport à la réalité** : [9 : 1]
- **Autres détails** : /
- **Image de la Géométrie** :



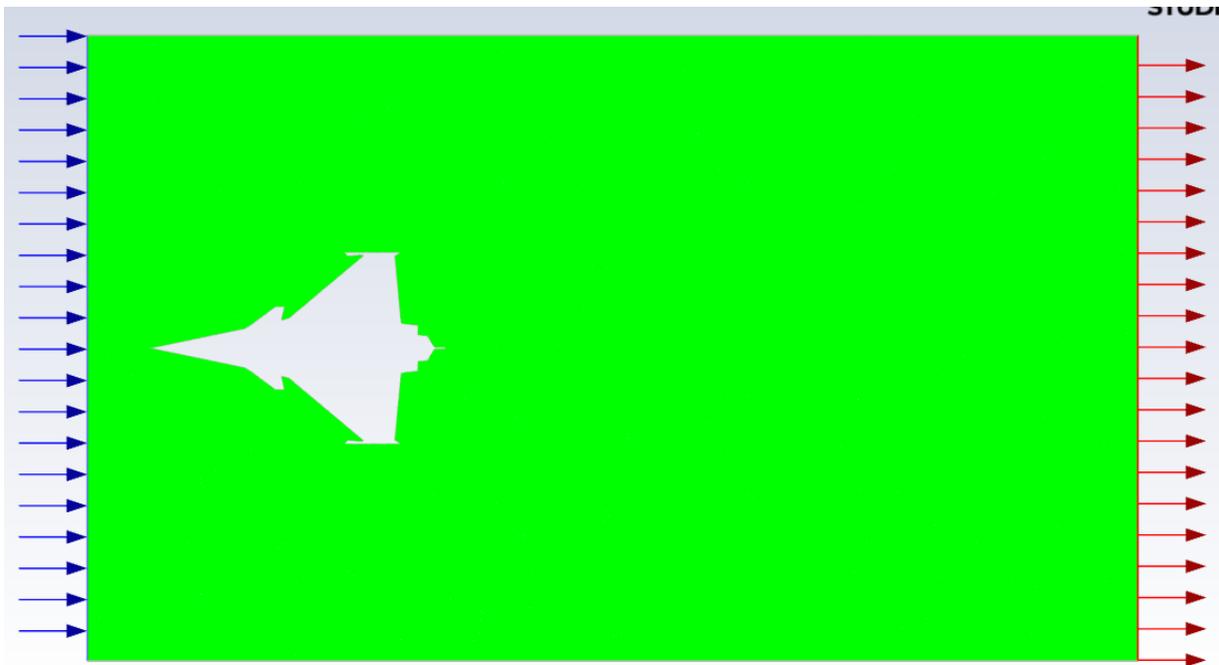
II - Mesh

- **Type** : Non structuré - Uniforme
- **Forme des éléments** : Triangulaires
- **Taille de la plus fine maille** : 1 m
- **Nombre d'éléments** : 306925
- **Nombre de nœuds** : 161288
- **Taux de croissance** : 1,2
- **Autres détails** : /
- **Image du Mesh** :



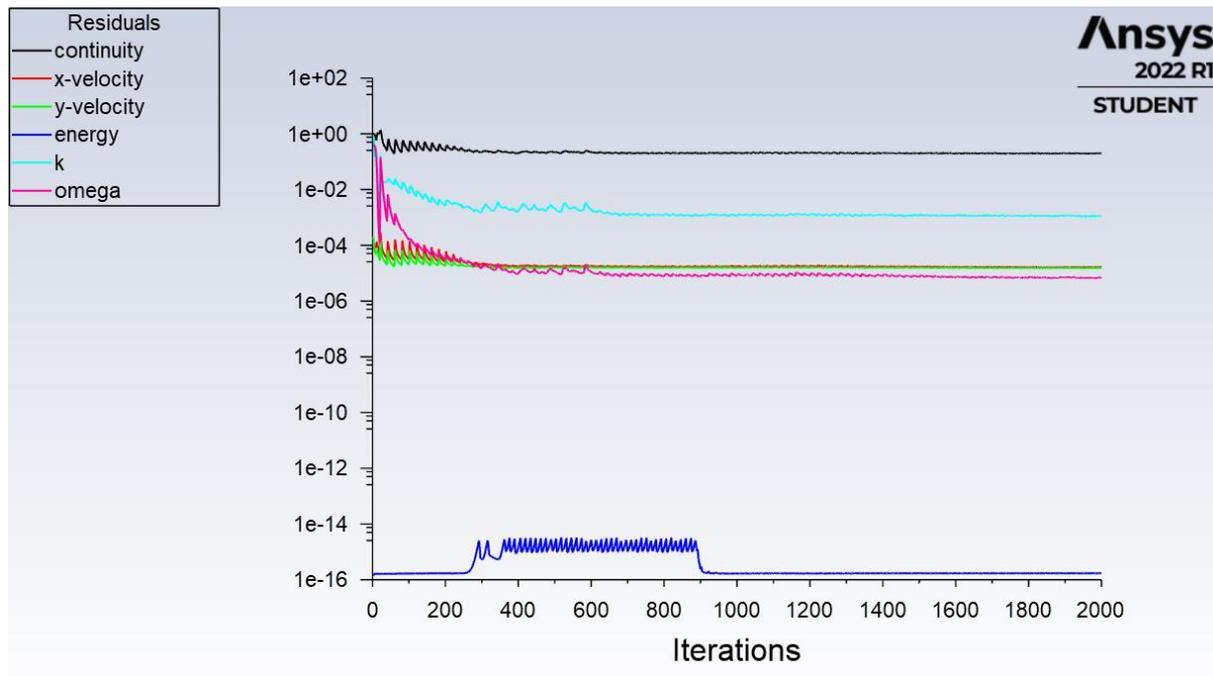
III - Configuration de calcul

- **Compressibilité** : Incompressible
- **Stationnarité** : Instationnaire
- **Méthode de résolution** : DES (+ RANS en dessous de la plus fine maille)
- **Modèle de viscosité** : DES (+ $k-\omega$ SST)
- **Conditions limites** : Latéraux \rightarrow Walls ; Avant \rightarrow Inlet ; Arrière \rightarrow Outflow
- **Vitesse d'entrée de l'air en inlet** : 100 m/s
- **Angle d'attaque** : 0°
- **Nombre de Mach** : 0,29
- **Nombre de Reynolds** : $9,870 \cdot 10^8$
- **Ordre de convergence** : Second ordre
- **Autres détails** : Le nombre de Mach inférieur à 0,3 justifie l'hypothèse d'incompressibilité de l'écoulement d'air
- **Image** :



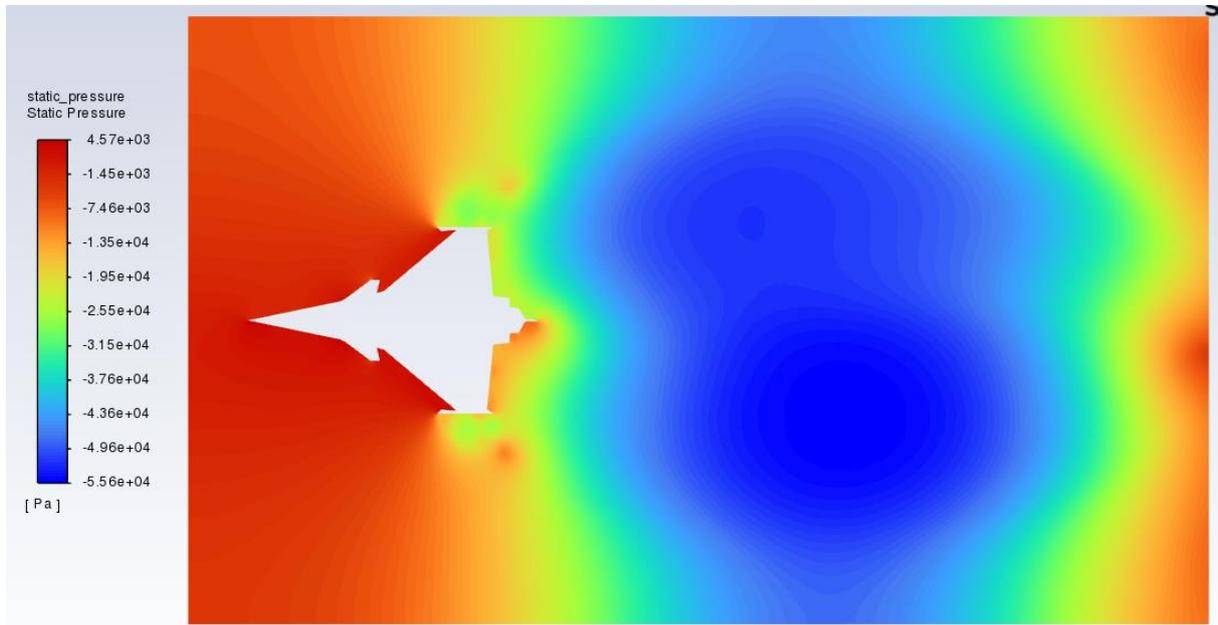
IV - Calcul

- **Nombre d'itérations** : 2000
- **Temps approximatif de calcul** : 50 min
- **Convergence** : Atteinte
- **Erreur maximale** : 10^{-1}
- **Erreur minimale (hors énergie)** : 10^{-5}
- **Autres détails** : /
- **Graphe de convergence** :

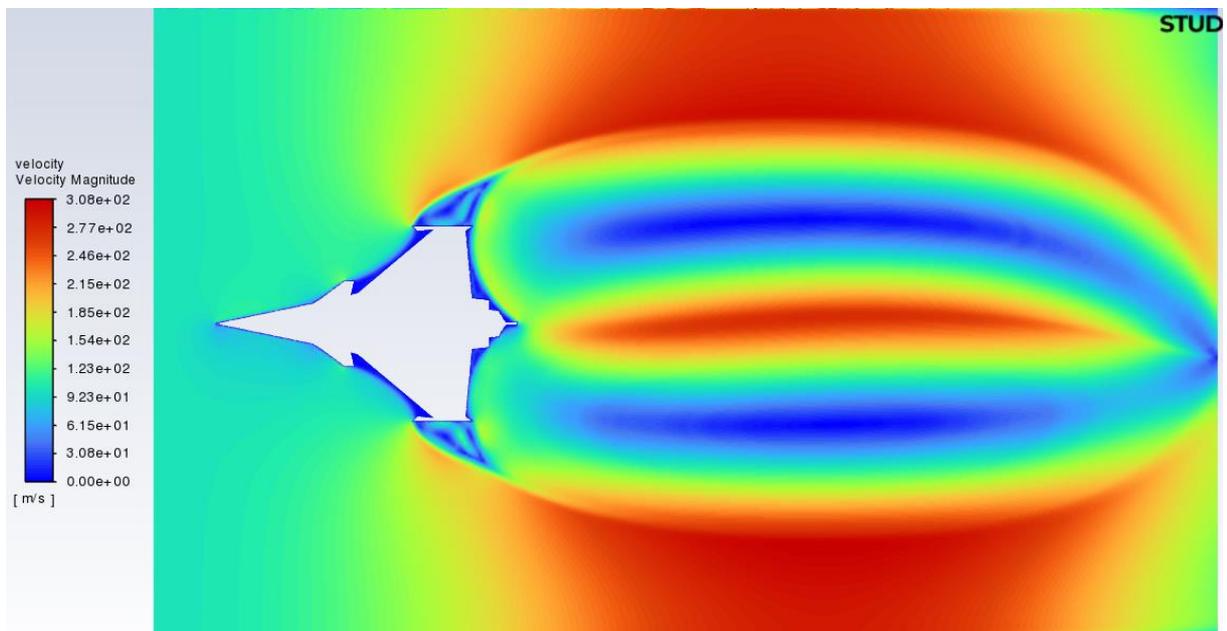


V - Analyse

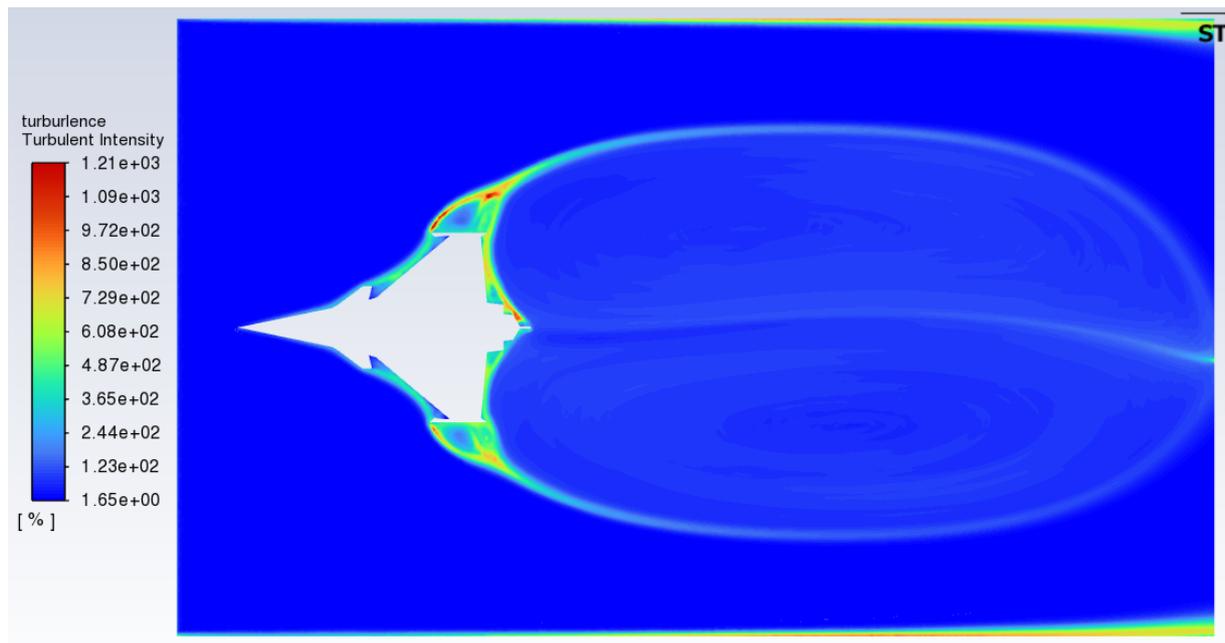
- Image du champ de pression statique :



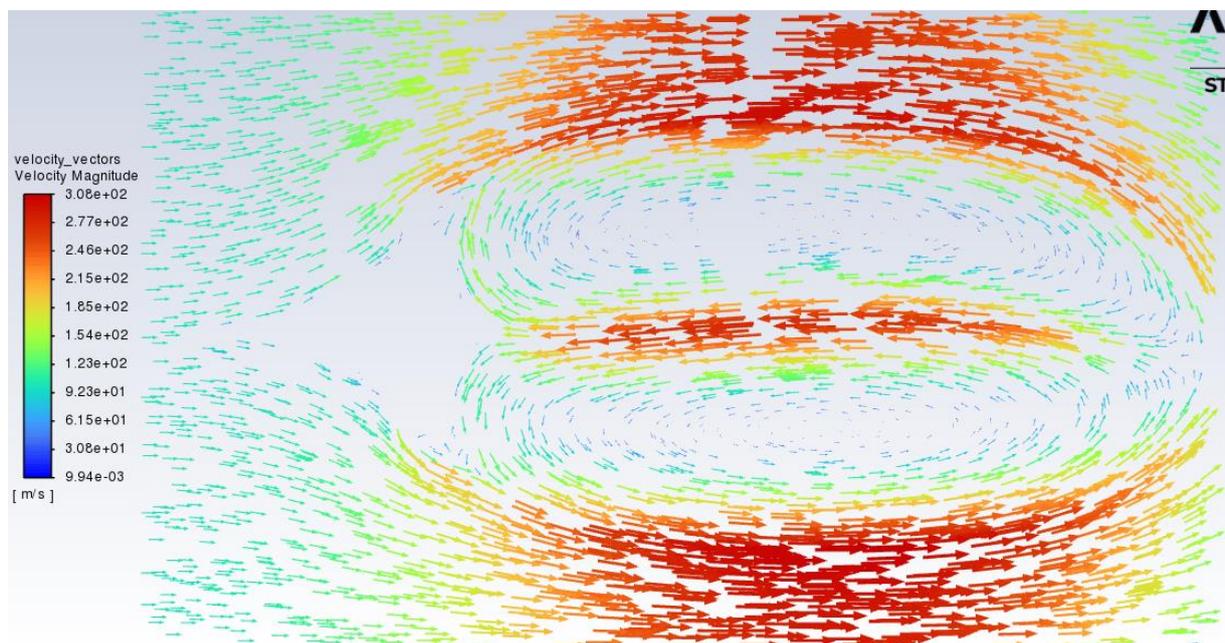
- Image du champ des normes de vitesses :



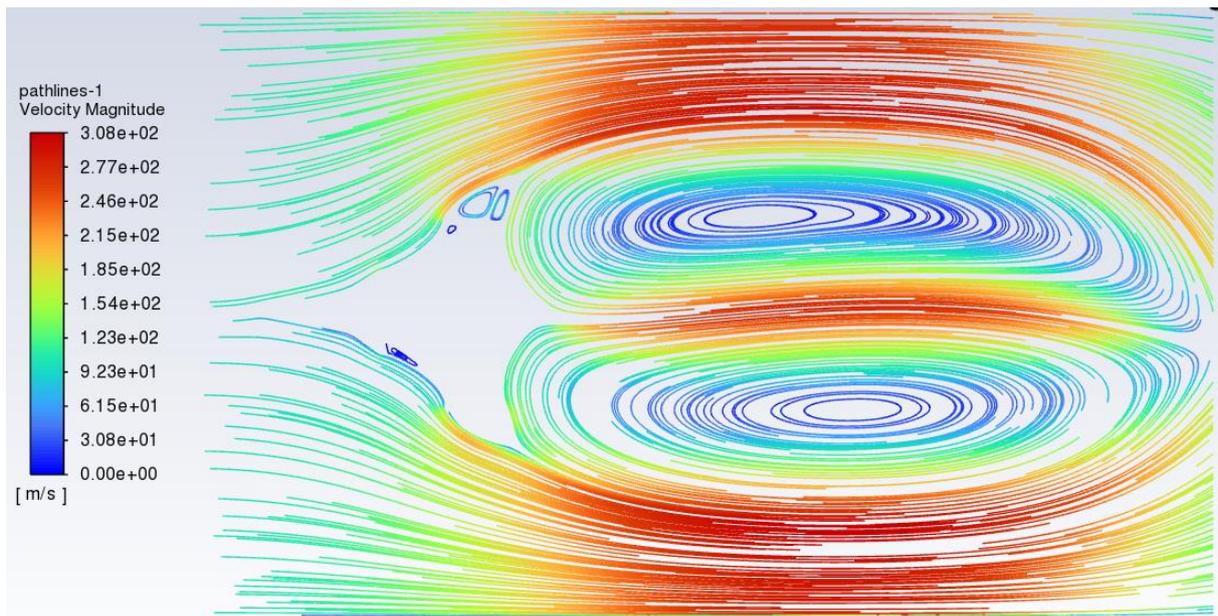
- **Image des résidus de turbulence selon leur intensité :**



- **Image du champ des vitesses :**



- **Image des lignes de courant colorées selon la norme de la vitesse :**

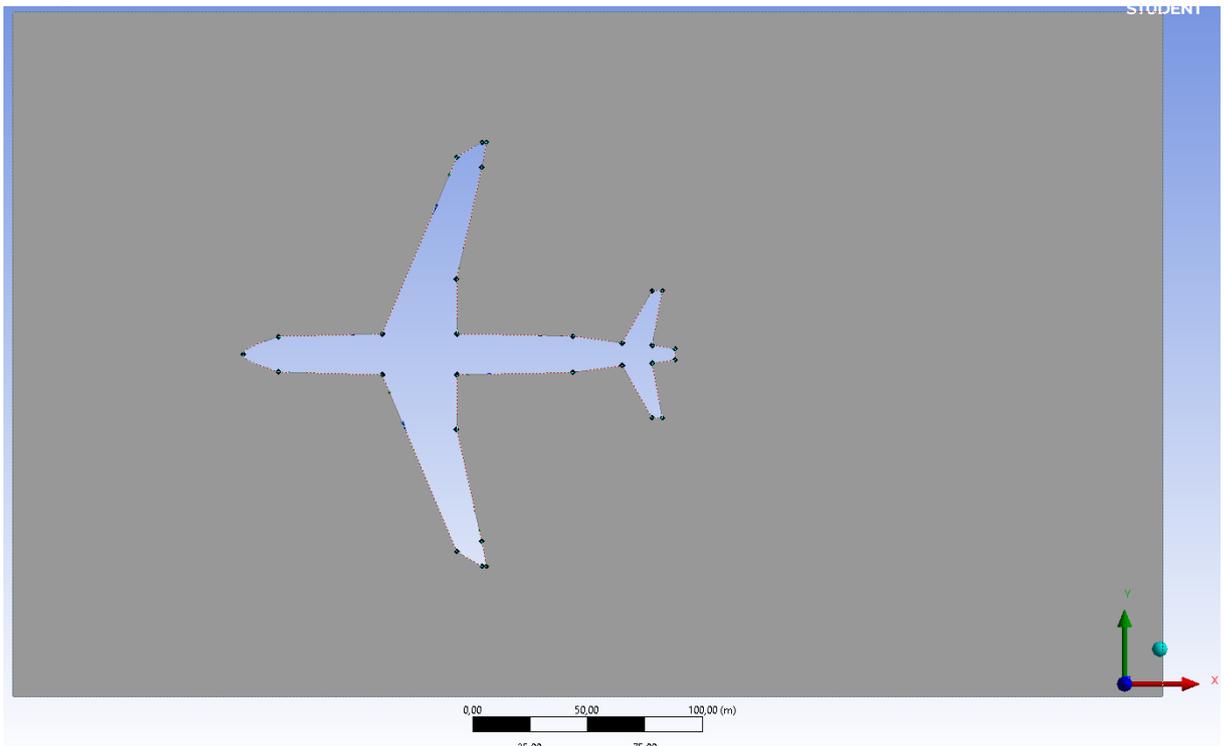


- **Force de portance aérodynamique (3D uniquement) :** /
- **Force de traînée aérodynamique (3D uniquement) :** /
- **Rapport portance/trainée :** /
- **Observations :** La version résolue en DES permet d'observer plus de turbulences et et plus d'irrégularité dans l'écoulement, ce qui se rapproche plus de la réalité que la version RANS.
- **Critiques et précisions :** Les précisions restent les mêmes que pour la version RANS, mais ajoutons que vouloir simuler de façon plus précise requiert bien plus de rigueur dans l'ensemble du travail pré-calculatoire qui n'a pas vraiment été respectée ici, le but de ces simulations n'étant purement que de découvrir la CFD.

A320 RANS

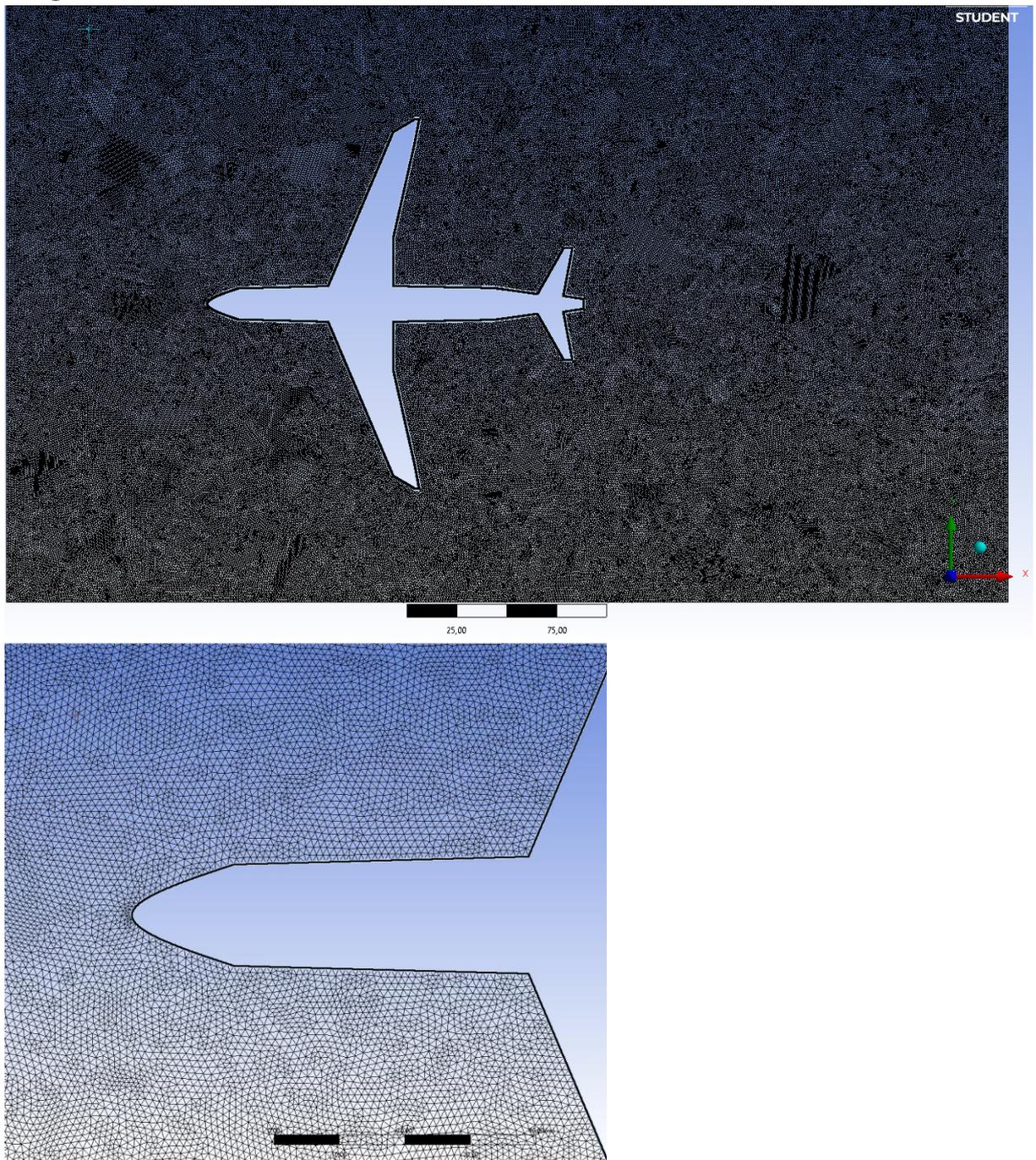
I - Géométrie

- **Nombre de Dimensions** : 2D - Vue de dessus
- **Dimensions de la géométrie** : Longueur = 188 m - Envergure = 186 m
- **Dimensions du volume fluide** : Rectangulaire - 500*300 m²
- **Echelle par rapport à la réalité** : [5 : 1]
- **Autres détails** : /
- **Image de la Géométrie** :



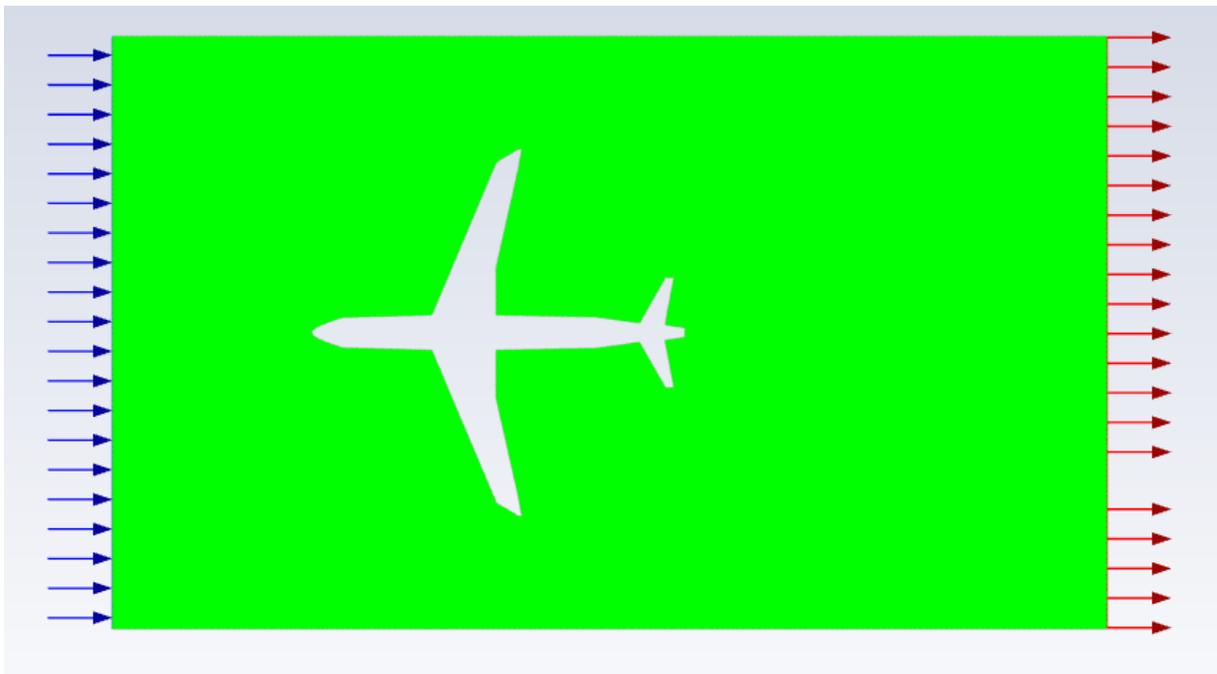
II - Mesh

- **Type** : Non structuré - Uniforme
- **Forme des éléments** : Triangulaires
- **Taille de la plus fine maille** : 1 m
- **Nombre d'éléments** : 306925
- **Nombre de nœuds** : 166820
- **Taux de croissance** : 1,2
- **Autres détails** : /
- **Images du Mesh** :



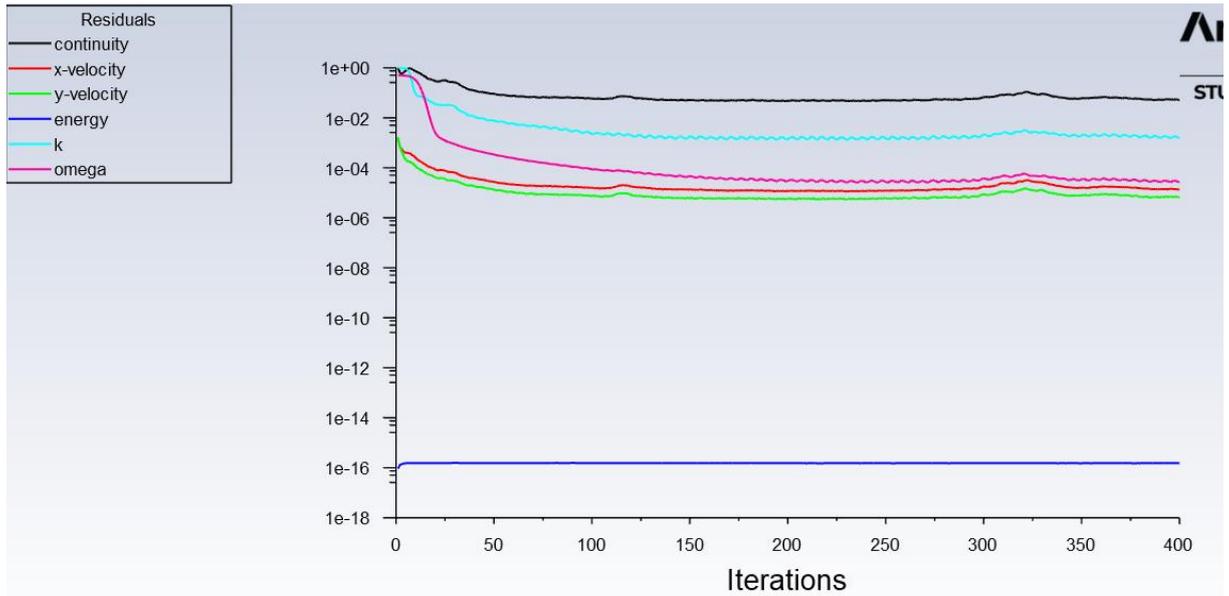
III - Configuration de calcul

- **Compressibilité** : Incompressible
- **Stationnarité** : Stationnaire
- **Méthode de résolution** : RANS
- **Modèle de viscosité** : $k-\omega$ SST
- **Conditions limites** : Latéraux \rightarrow Walls ; Avant \rightarrow Inlet ; Arrière \rightarrow Outflow
- **Vitesse d'entrée de l'air en inlet** : 100 m/s
- **Angle d'attaque** : 0°
- **Nombre de Mach** : 0,29
- **Nombre de Reynolds** : $1,316 \cdot 10^9$
- **Ordre de convergence** : Second ordre
- **Autres détails** : Le nombre de Mach inférieur à 0,3 justifie l'hypothèse d'incompressibilité de l'écoulement d'air
- **Image** :



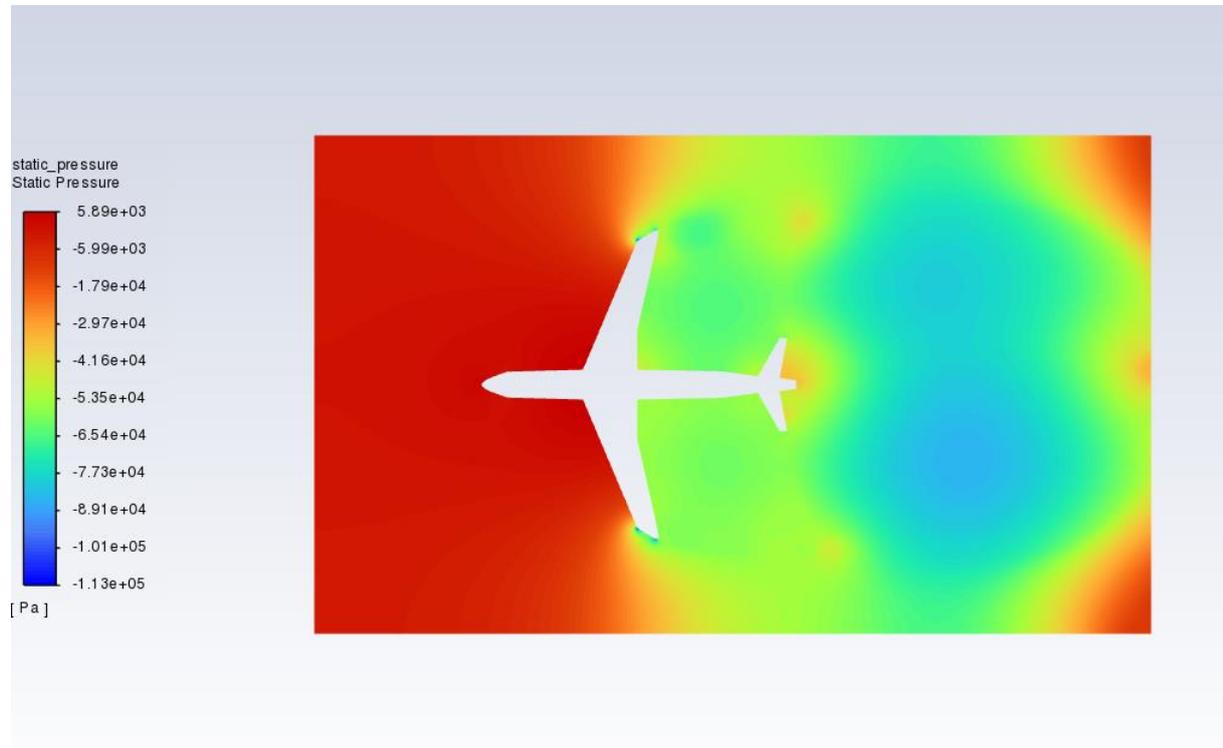
IV - Calcul

- **Nombre d'itérations** : 400
- **Temps approximatif de calcul** : 20 min
- **Convergence** : Tendance à converger
- **Erreur maximale** : 10^{-1}
- **Erreur minimale (hors énergie)** : 10^{-5}
- **Autres détails** :
- **Graphe de convergence** :

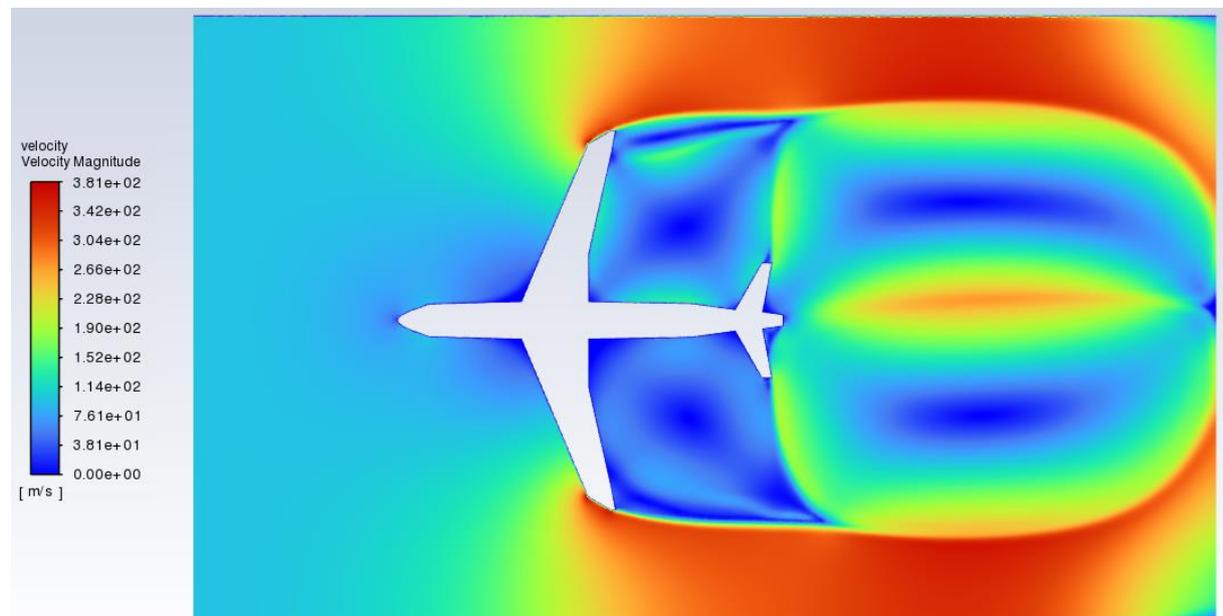


V - Analyse

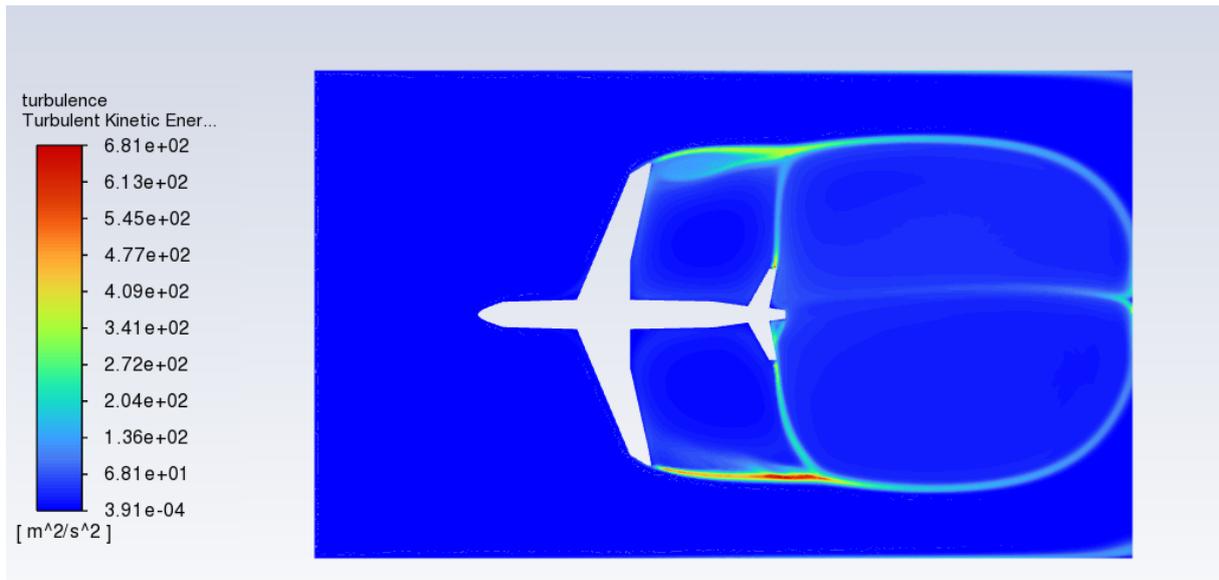
- Image du champ de pression statique :



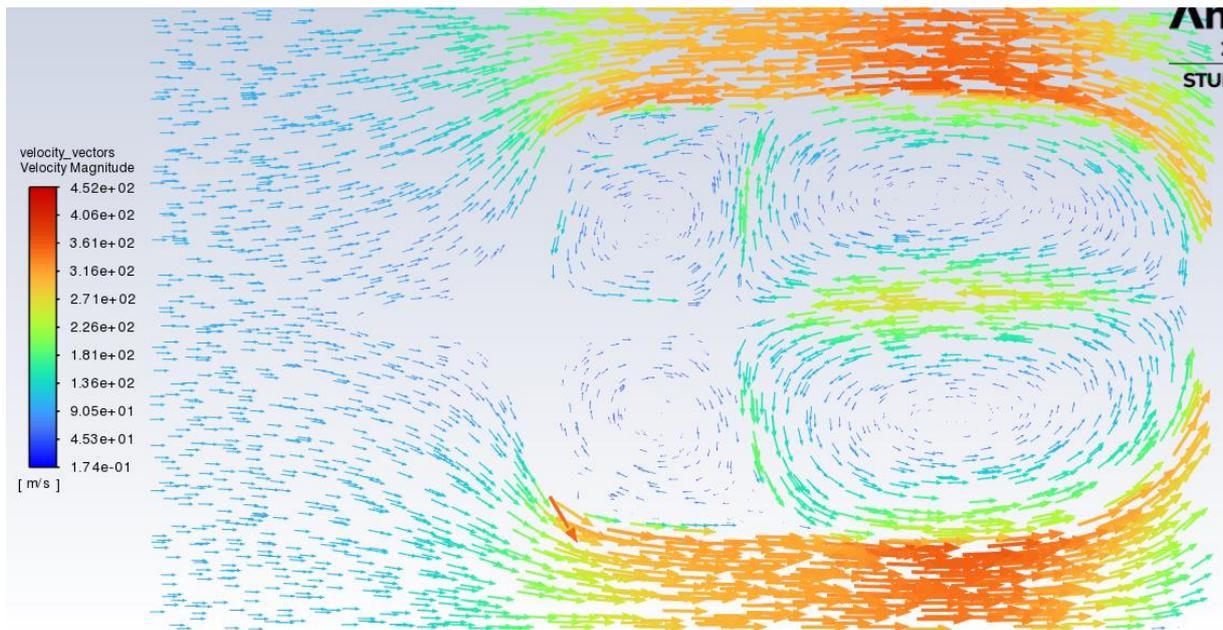
- Image du champ des normes de vitesses :



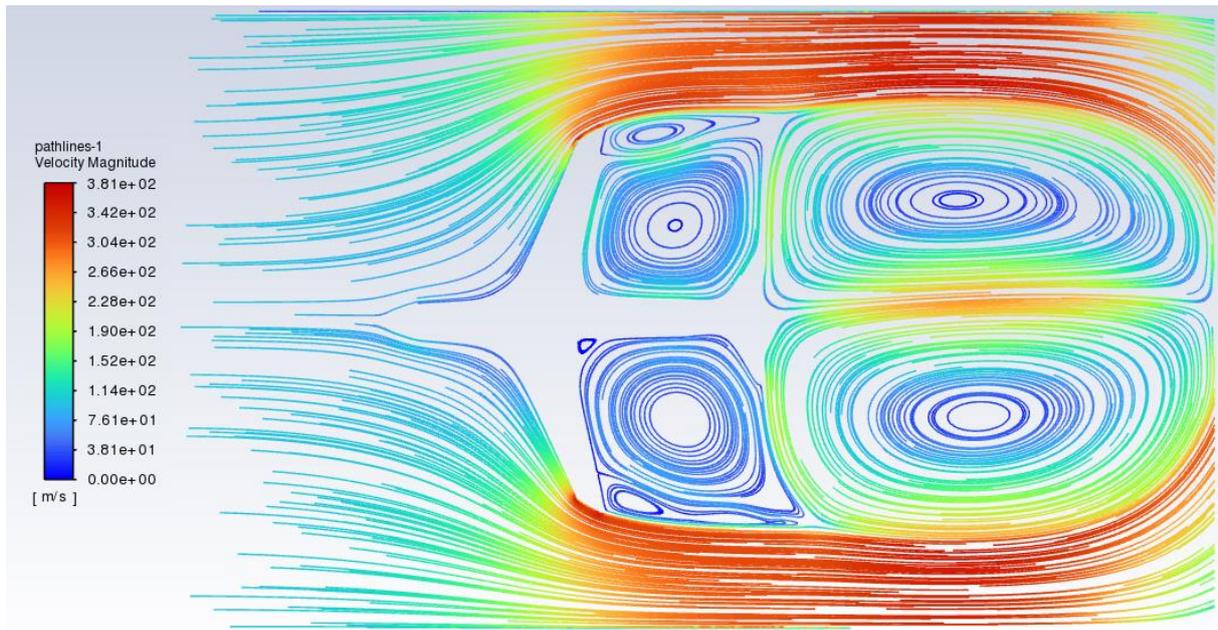
- **Image des résidus de turbulence selon leur énergie cinétique :**



- **Image du champ des vitesses :**



- **Image des lignes de courant colorées selon la norme de la vitesse :**

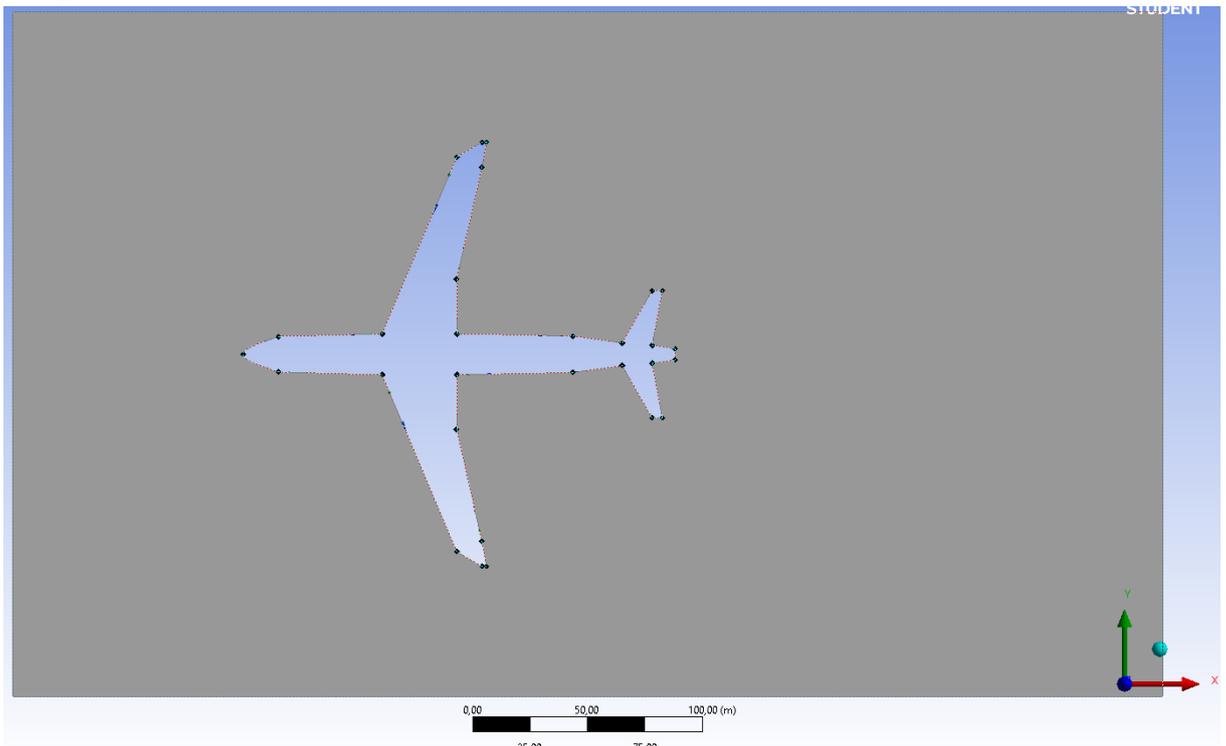


- **Force de portance aérodynamique (3D uniquement) :** /
- **Force de trainée aérodynamique (3D uniquement) :** /
- **Rapport portance/trainée :** /
- **Observations :** Cette simulation a permis de visualiser de dessus l'écoulement de l'air autour d'un avion de ligne. On remarque que le flux d'air est assez perturbé, ce qui occasionne des zones de dépression et de turbulences semblables à des vortex dans le sillage de l'A320.
- **Critiques et précisions :** Précisons tout de même que cette simulation reflète peu la réalité de par son échelle surdimensionnée, la simplification du tracé de l'avion ainsi que le placement des ailes ainsi que des gouvernes de profondeur dans le même plan d'écoulement.

A320 DES

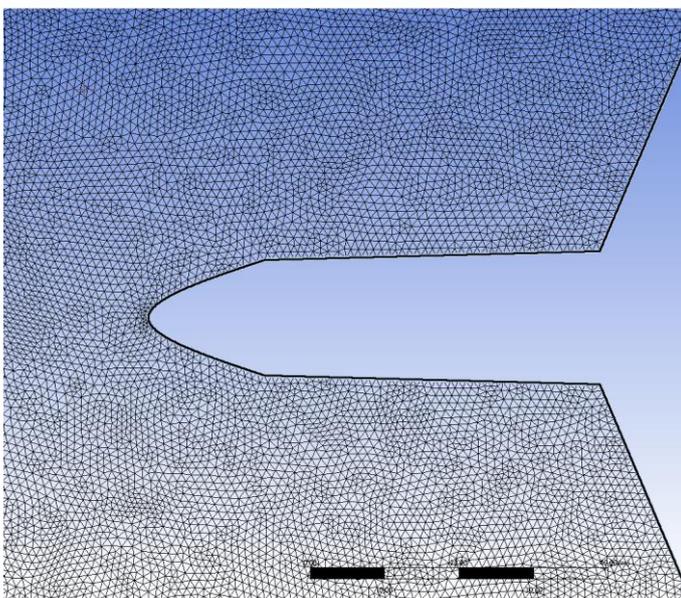
I - Géométrie

- **Nombre de Dimensions** : 2D - Vue de dessus
- **Dimensions de la géométrie** : Longueur = 188 m - Envergure = 186 m
- **Dimensions du volume fluide** : Rectangulaire - 500*300 m²
- **Echelle par rapport à la réalité** : [5 : 1]
- **Autres détails** : /
- **Image de la Géométrie** :



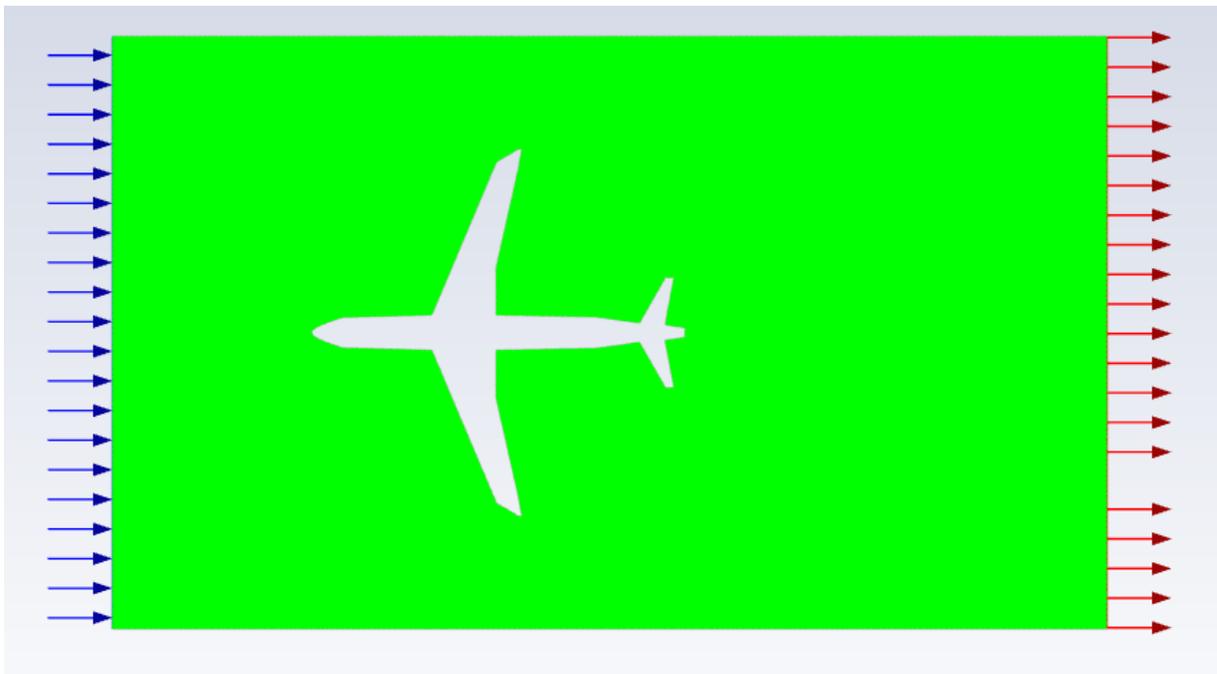
II - Mesh

- **Type** : Non structuré - Uniforme
- **Forme des éléments** : Triangulaires
- **Taille de la plus fine maille** : 1 m
- **Nombre d'éléments** : 306925
- **Nombre de nœuds** : 166820
- **Taux de croissance** : 1,2
- **Autres détails** : /
- **Images du Mesh** :



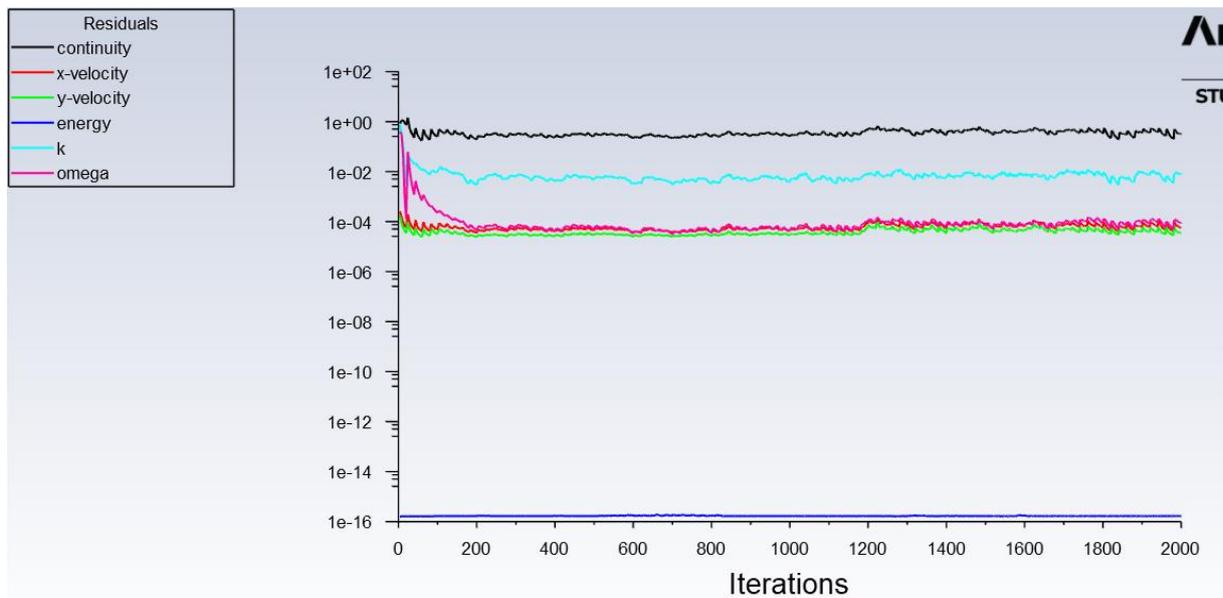
III - Configuration de calcul

- **Compressibilité** : Incompressible
- **Stationnarité** : Instationnaire
- **Méthode de résolution** : DES (+ RANS en dessous de la plus fine maille)
- **Modèle de viscosité** : DES (+ $k-\omega$ SST)
- **Conditions limites** : Latéraux \rightarrow Walls ; Avant \rightarrow Inlet ; Arrière \rightarrow Outflow
- **Vitesse d'entrée de l'air en inlet** : 100 m/s
- **Angle d'attaque** : 0°
- **Nombre de Mach** : 0,29
- **Nombre de Reynolds** : $1,316 \cdot 10^9$
- **Ordre de convergence** : Second ordre
- **Autres détails** : Le nombre de Mach inférieur à 0,3 justifie l'hypothèse d'incompressibilité de l'écoulement d'air
- **Image** :



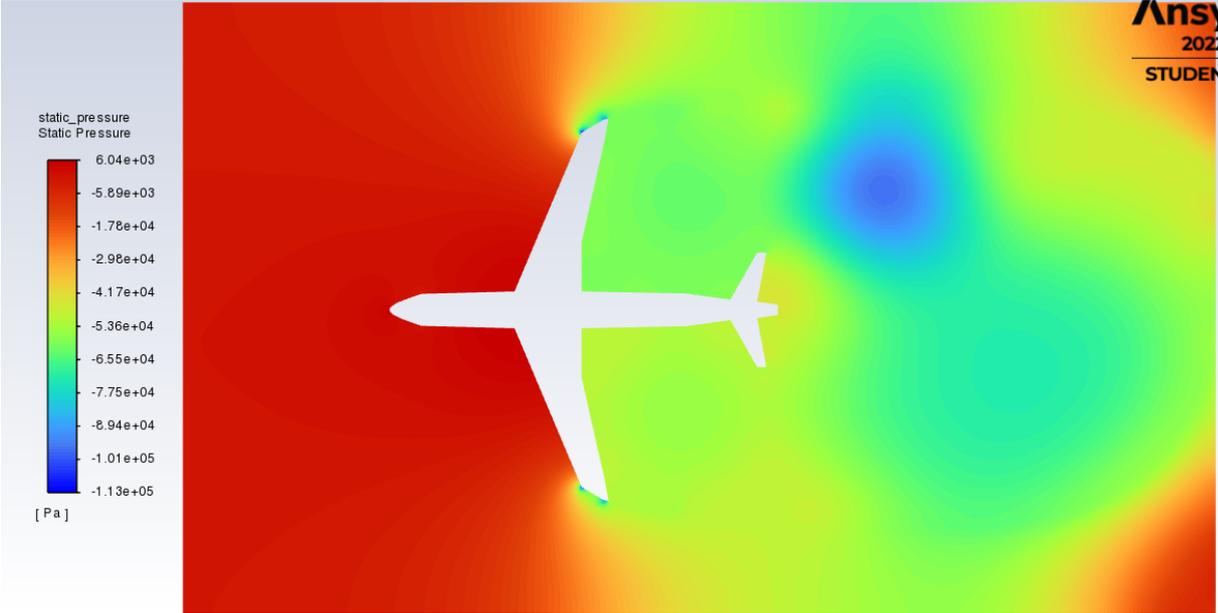
IV - Calcul

- **Nombre d'itérations** : 2000
- **Temps approximatif de calcul** : 50 min
- **Convergence** : Atteinte
- **Erreur maximale** : 10^{-1}
- **Erreur minimale (hors énergie)** : 10^{-5}
- **Autres détails** :
- **Graphe de convergence** :

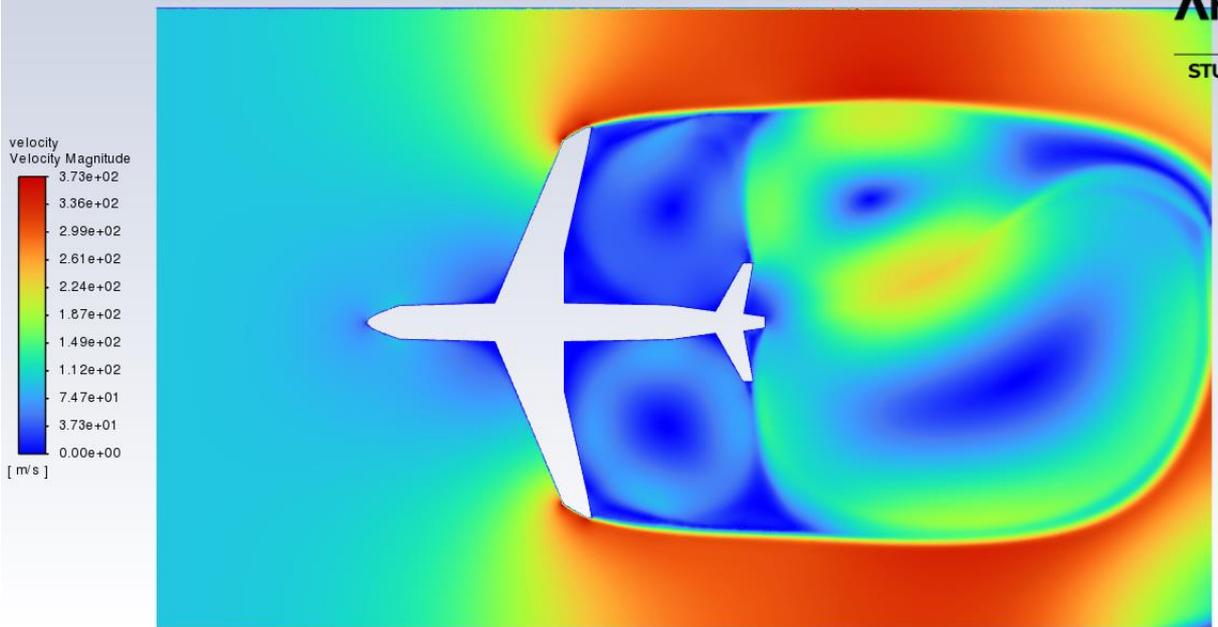


V - Analyse

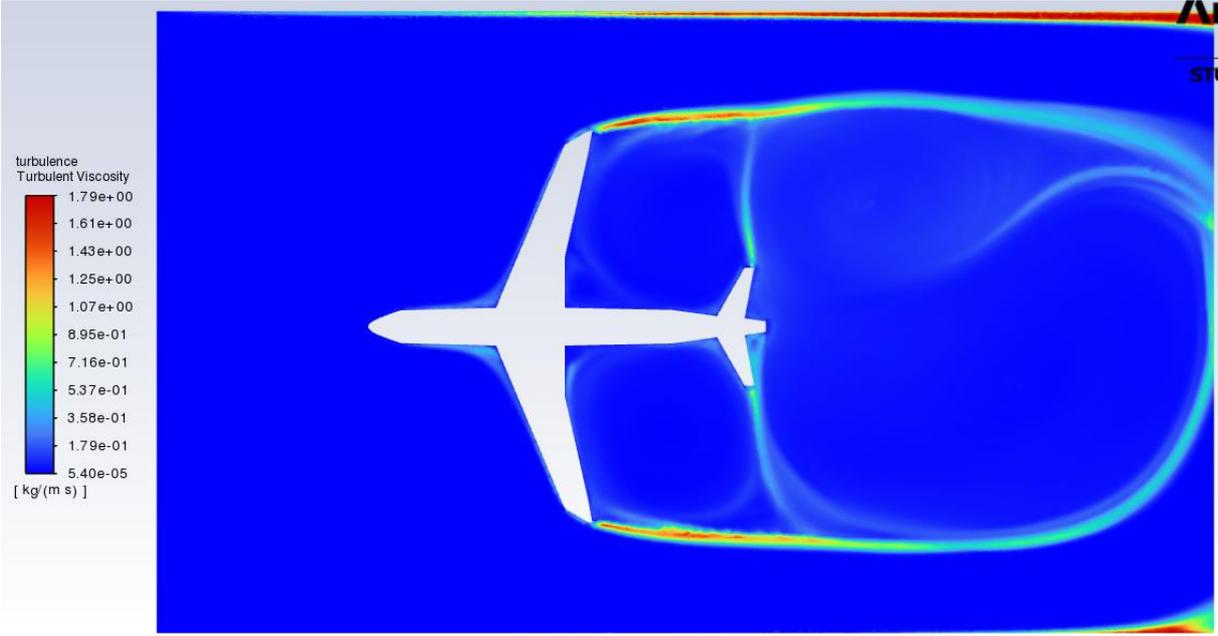
- Image du champ de pression statique :



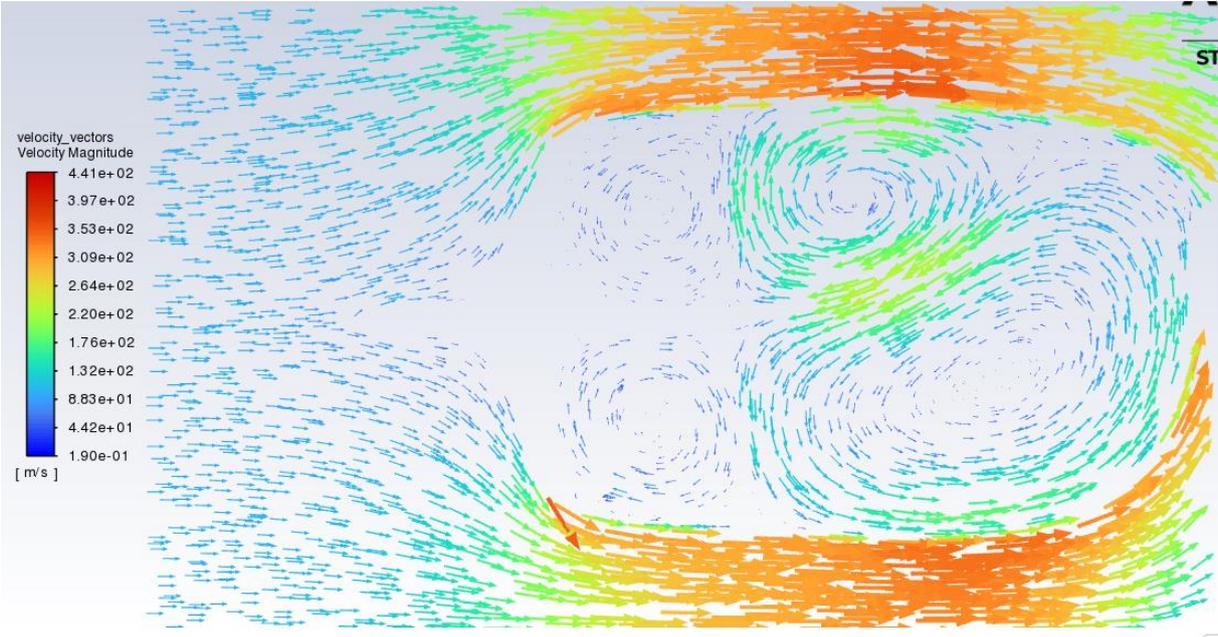
- Image du champ des normes de vitesses :



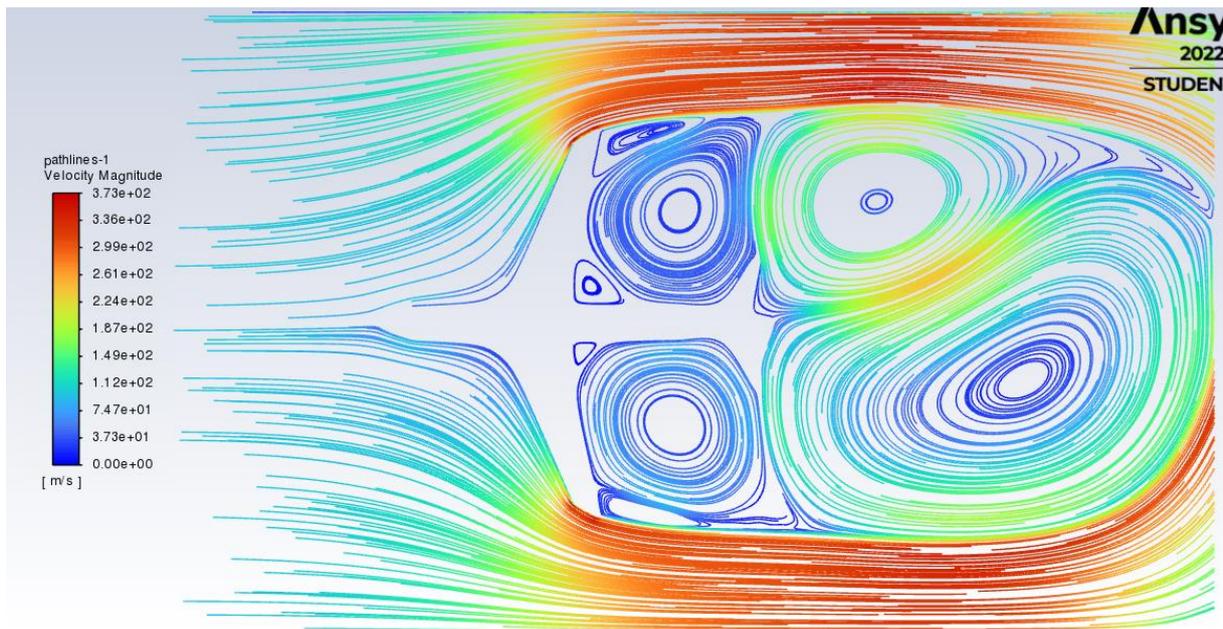
- Image des résidus de turbulence selon leur viscosité :



- Image du champ des vitesses :



- **Image des lignes de courant colorées selon la norme de la vitesse :**

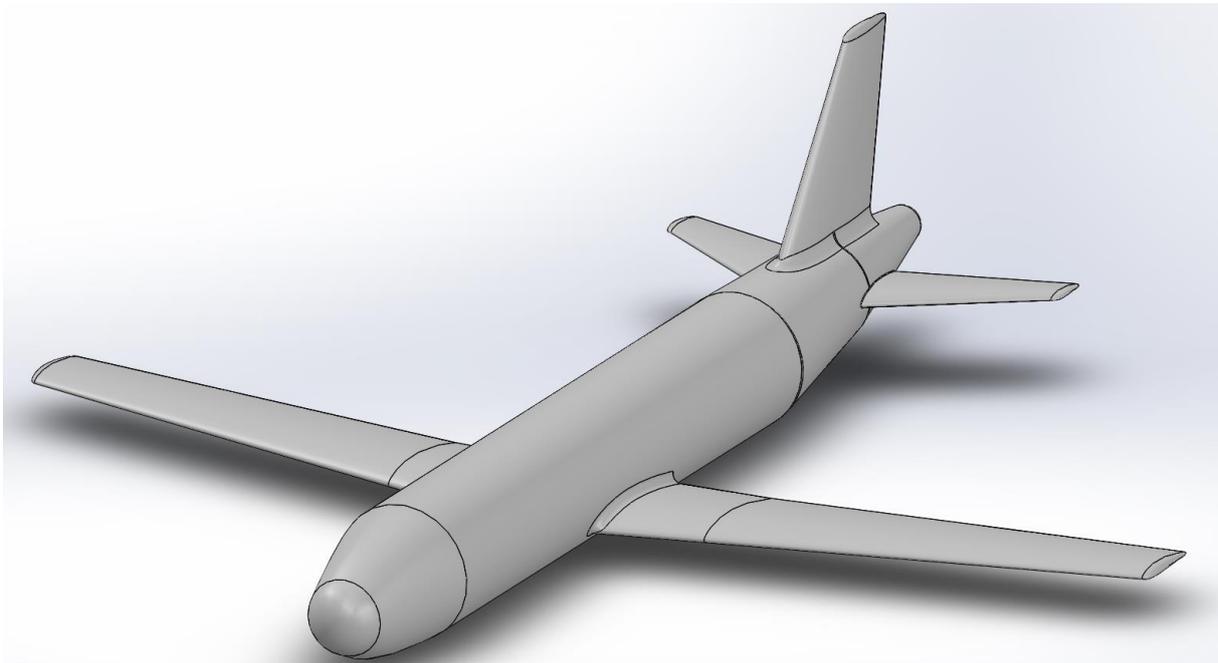


- **Force de portance aérodynamique (3D uniquement) :** /
- **Force de trainée aérodynamique (3D uniquement) :** /
- **Rapport portance/trainée :** /
- **Observations :** La version résolue en DES permet d'observer plus de turbulences et plus d'irrégularité dans l'écoulement, ce qui se rapproche plus de la réalité que la version RANS. On observe par ailleurs la formation d'un tourbillon de Von Karman, tout comme lorsque l'on simule un écoulement d'air autour d'un cercle en 2D.
- **Critiques et précisions :** Les précisions restent les mêmes que pour la version RANS, mais ajoutons que vouloir simuler de façon plus précise requiert bien plus de rigueur dans l'ensemble du travail pré-calculatoire qui n'a pas vraiment été respectée ici, le but de ces simulations n'étant purement que de découvrir la CFD.

Plane 3D RANS

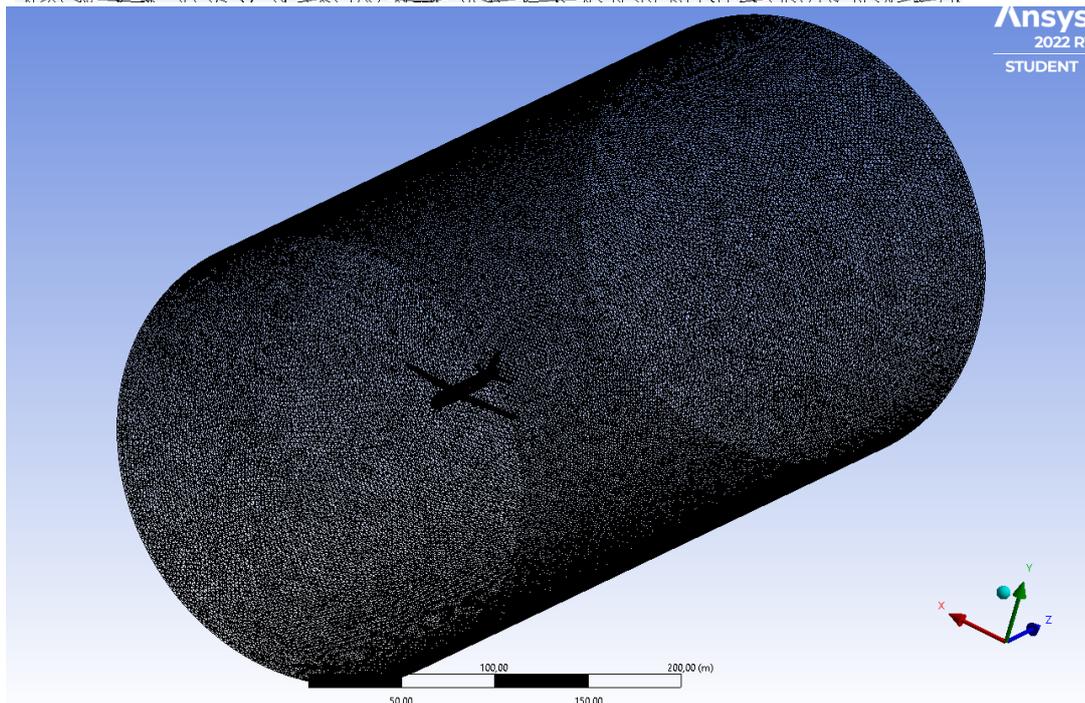
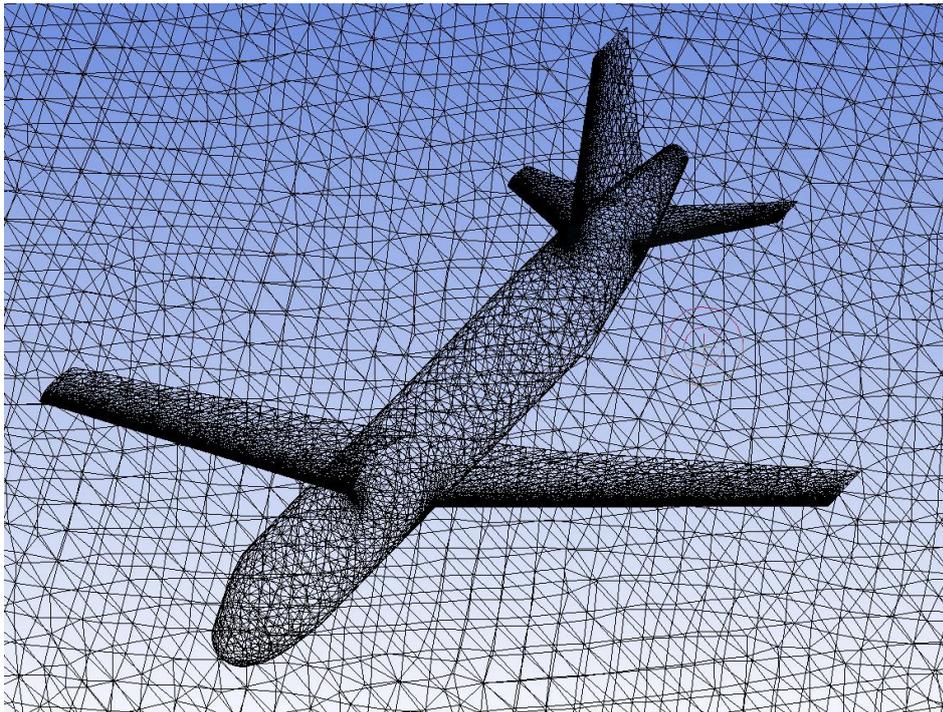
I - Géométrie

- **Nombre de Dimensions** : 3D
- **Dimensions de la géométrie** : Longueur = 68,75 m - Envergure = 70 m
- **Dimensions du volume fluide** : Cylindrique - Diamètre = 250 m - Hauteur = 500 m
- **Echelle par rapport à la réalité** : /
- **Autres détails** : Les profils d'ailes sont les profils NACA_2412 de la simulation 2D
- **Image de la Géométrie** :



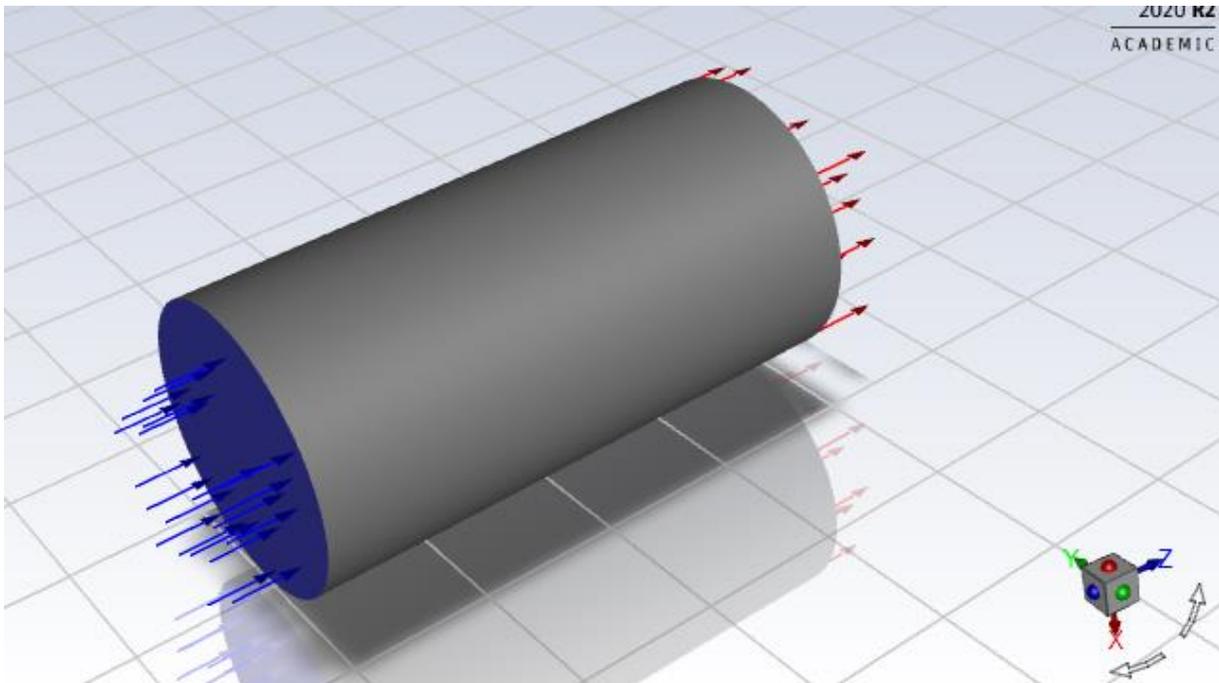
II - Mesh

- **Type** : Non structuré - Uniforme
- **Forme des éléments** : Tétraédrique
- **Taille de la plus fine maille** : 3 m
- **Nombre d'éléments** : 3 718 115
- **Nombre de nœuds** : 5 158 944
- **Taux de croissance** : 1,2
- **Autres détails** : /
- **Images du Mesh** :



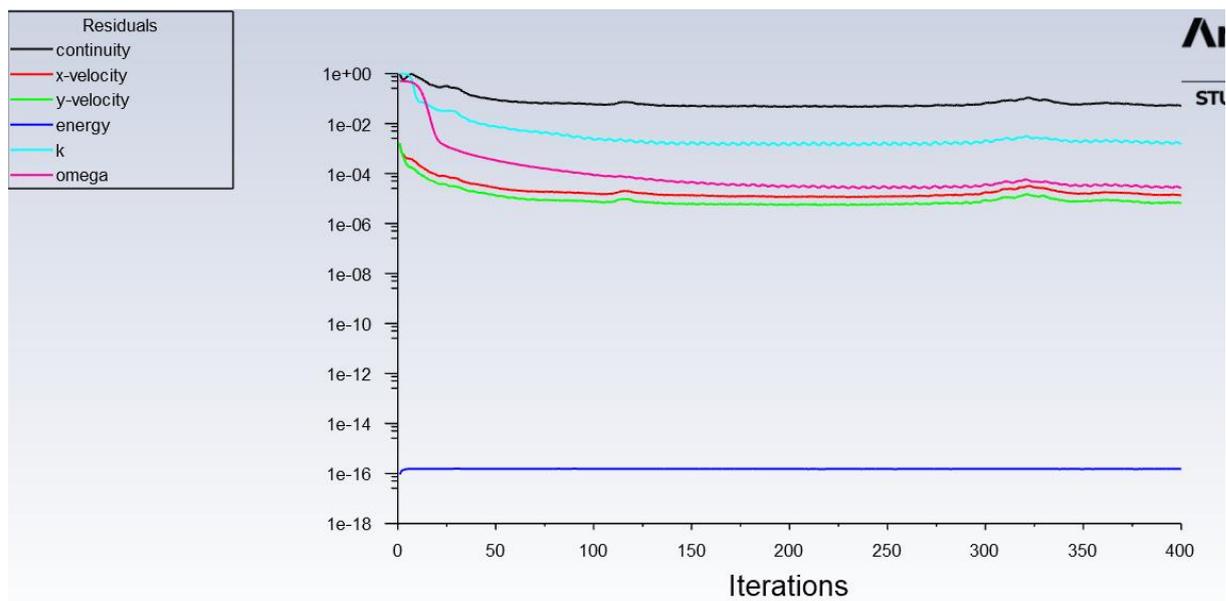
III - Configuration de calcul

- **Compressibilité** : Incompressible
- **Stationnarité** : Stationnaire
- **Méthode de résolution** : RANS
- **Modèle de viscosité** : $k-\omega$ SST
- **Conditions limites** : Latéraux \rightarrow Walls ; Avant \rightarrow Inlet ; Arrière \rightarrow Outflow
- **Vitesse d'entrée de l'air en inlet** : 100 m/s
- **Angle d'attaque** : 0°
- **Nombre de Mach** : 0,29
- **Nombre de Reynolds** : $4,8125 \cdot 10^8$
- **Ordre de convergence** : Second ordre
- **Autres détails** : Le nombre de Mach inférieur à 0,3 justifie l'hypothèse d'incompressibilité de l'écoulement d'air
- **Image** :



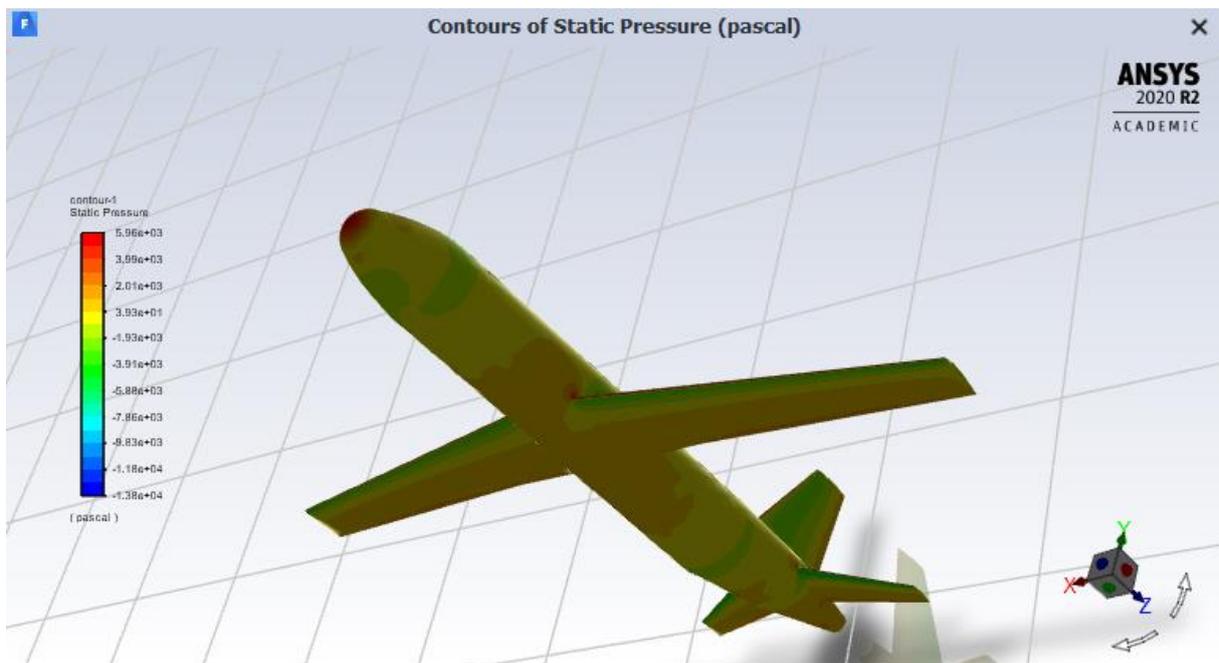
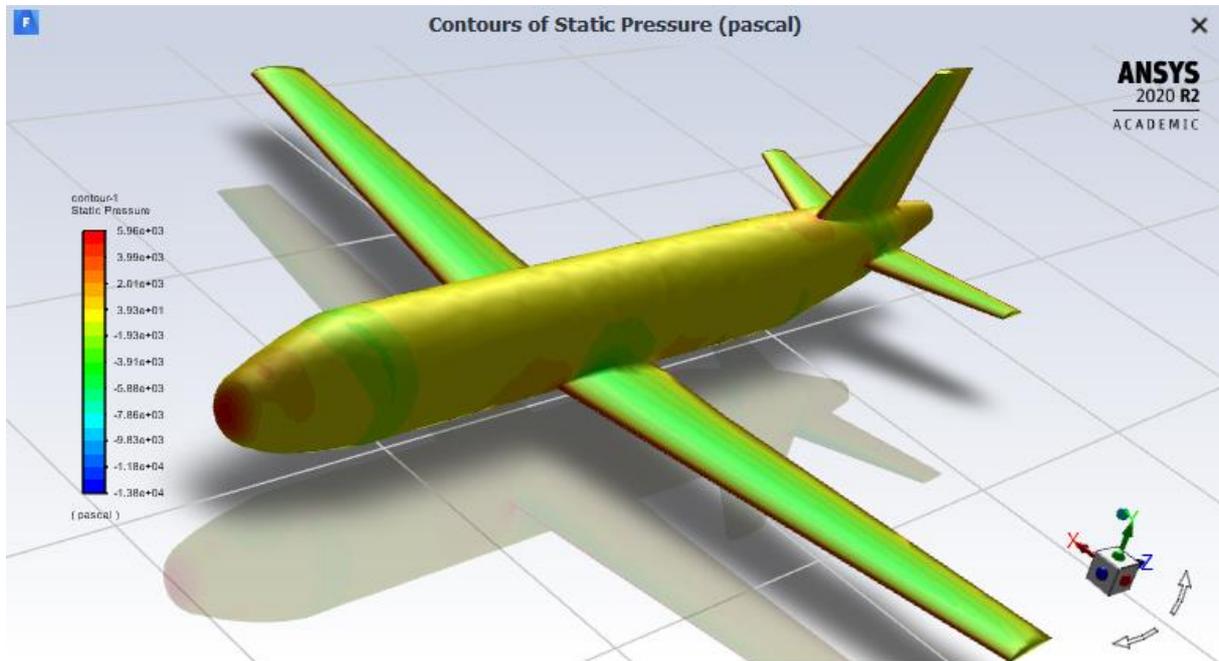
IV - Calcul

- **Nombre d'itérations** : 400
- **Temps approximatif de calcul** : 25 min
- **Convergence** : Tendance à converger
- **Erreur maximale** : 10^{-1}
- **Erreur minimale (hors énergie)** : 10^{-5}
- **Autres détails** :
- **Graphe de convergence** :

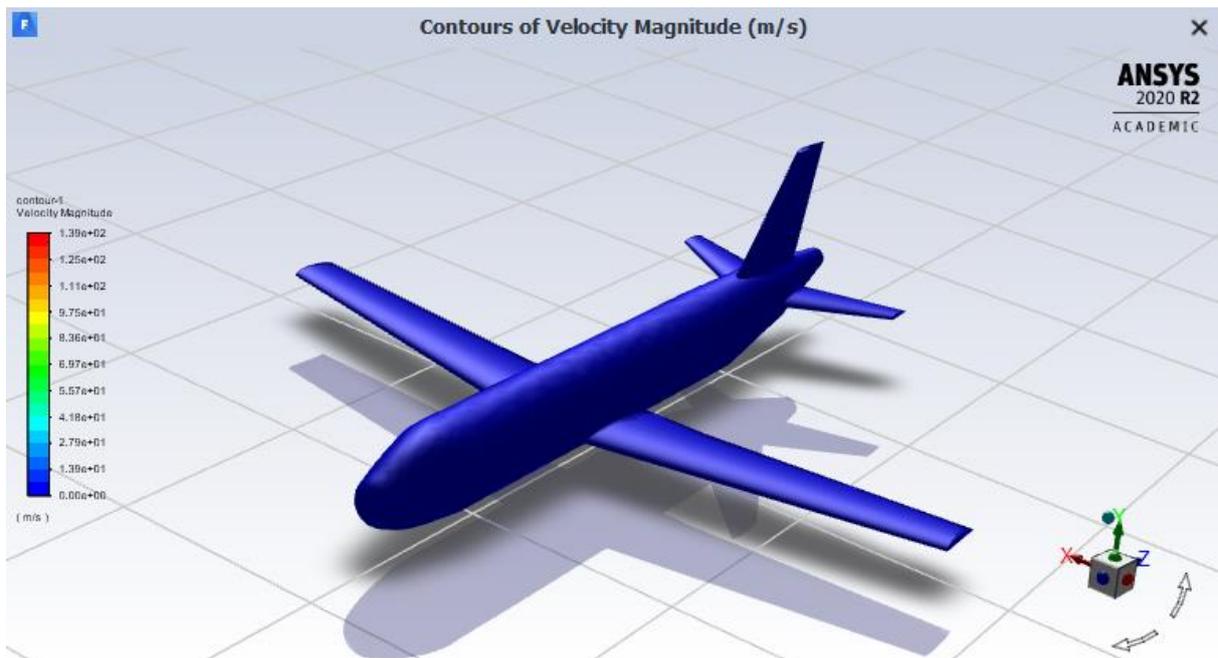


V - Analyse

- Image du contour de pression statique :

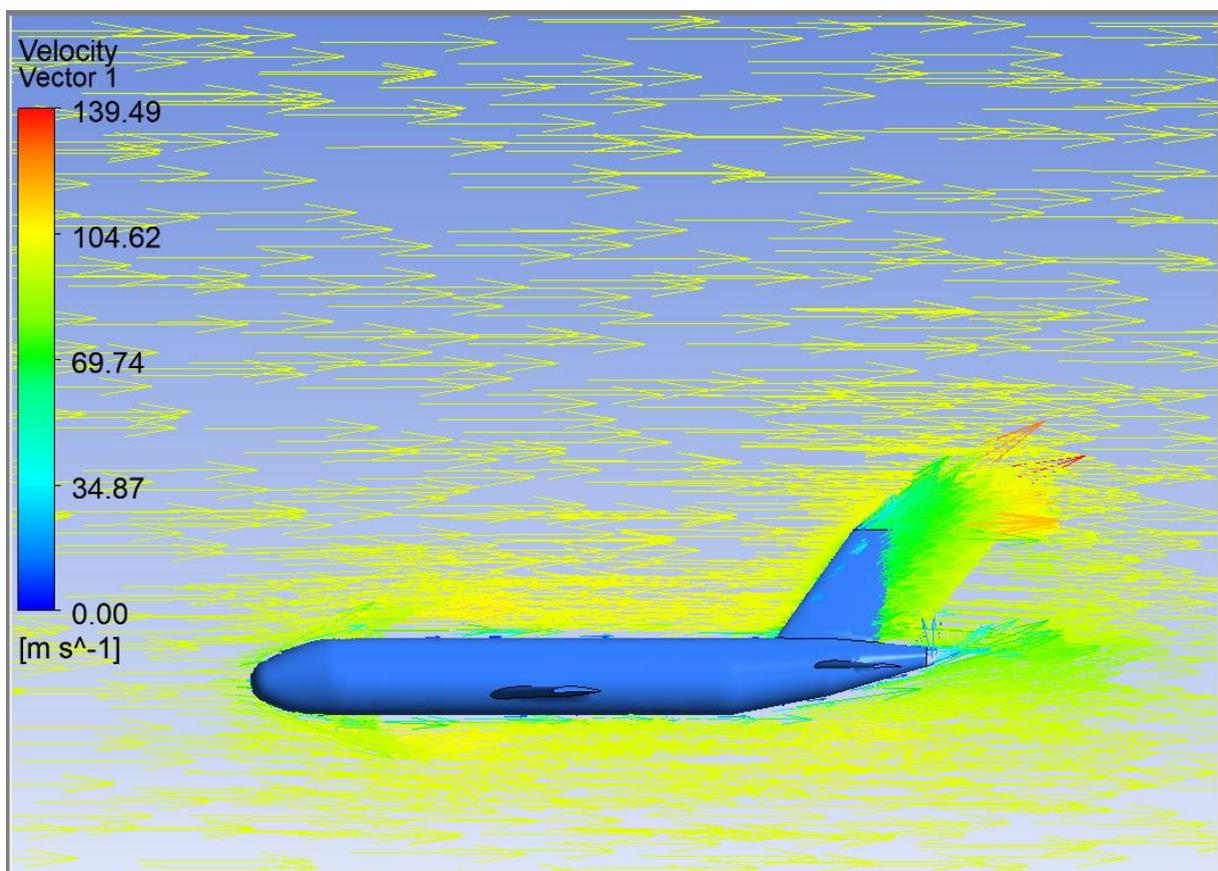


- **Image du contour des normes de vitesses :**

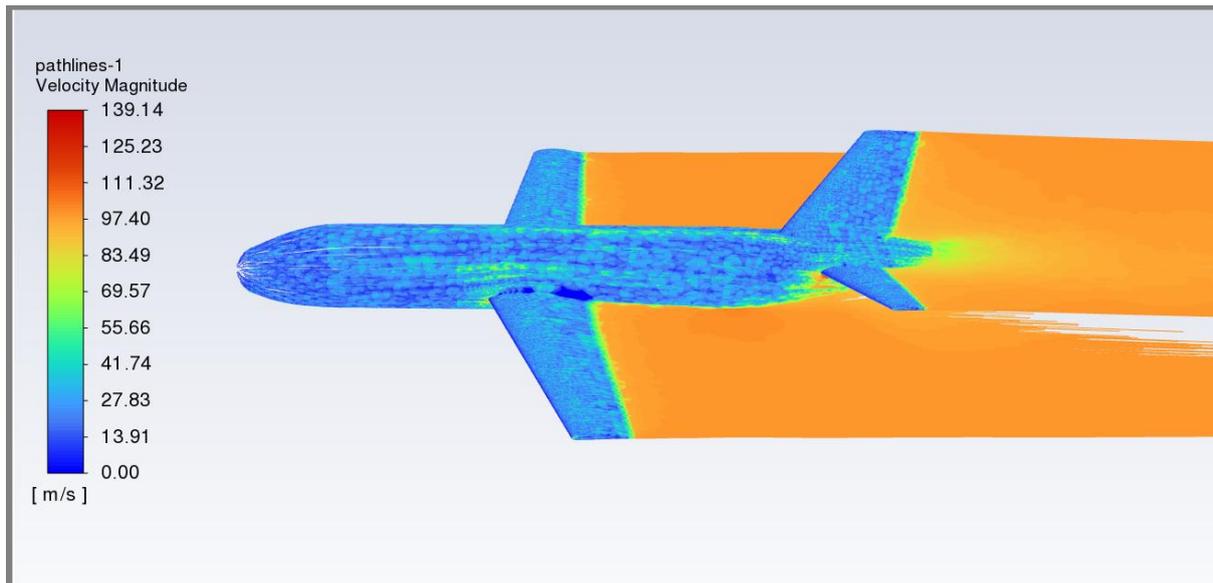


Correspond ici à la couche limite en contact avec la surface de l'avion. D'où la vitesse nulle.

- **Image des résidus de turbulence selon leur énergie cinétique : /**
- **Image du champ des vitesses :**



- **Image des lignes de courant colorées selon la norme de la vitesse :**



- **Force de portance aérodynamique (3D uniquement) :** 1 250 387 N
- **Force de trainée aérodynamique (3D uniquement) :** 84 575 N
- **Rapport portance/trainée :** 14,784
- **Observations :** Cette simulation a permis de visualiser l'écoulement de l'air autour d'un modèle 3D d'avion de ligne. On remarque que l'écoulement paraît peu perturbé, voire même laminaire, ce qui témoigne encore une fois et en 3D d'un bon aérodynamisme des profils NACA. On note aussi que la portance est 15 fois supérieure à la trainée, ce qui se place plutôt au niveau de la moyenne des rapports L/D (lift/drag) des avions commerciaux actuels :

Exemples de rapports L / D

- Moineau domestique : 4: 1
- Goéland argenté 10: 1
- Sterne pierregarin 12: 1
- Albatros 20: 1
- Wright Flyer 8.3: 1
- Boeing 747 en croisière 17.7: 1, [6]
- Airbus A380 de croisière 20: 1 [7]
- Concorde au décollage et à l'atterrissage 4: 1, augmentant à 12: 1 à Mach 0,95 et 7,5: 1 à Mach 2 [8]
- Hélicoptère à 100 noeuds (190 km / h) 4,5: 1 [9]
- Cessna 172 vol à voile 10,9: 1 [10]
- Croisière Lockheed U-2 25,6: 1 [11]
- Rutan Voyager 27: 1
- Virgin Atlantic GlobalFlyer 37: 1 [12]

Jetliner	croisière L / D	Premier vol
L1011 -100	14,5	16 novembre 1970
DC-10 -40	13,8	29 août 1970
A300 -600	15,2	28 octobre 1972
MD-11	16,1	10 janv.1990
B767 -200ER	16,1	26 sept. 1981
A310 -300	15,3	3 avr.1982
B747 -200	15,3	9 févr.1969
B747-400	15,5	29 avr.1988
B757 -200	15,0	19 févr.1982
A320 -200	16,3	22 févr.1987
A330 -300	18,1	2 novembre 1992
A340 -200	19,2	1 avr.1992
A340 -300	19,1	25 octobre 1991
B777 -200	19,3	12 juin 1994

- **Critiques et précisions :** Précisons tout de même que cette simulation reflète peu la réalité de par la simplification du tracé de l'avion et l'utilisation unique de la méthode de résolution RANS.