

Institut Supérieur de Mécanique de Paris

# Étude Aérodynamique d'un avion à décollage vertical MiniBee

Projet de Synthèse 2016



Pierre BUREAU et Fabien HURAUULT  
25/02/2016

## Table des matières

Remerciement .....	3
Résumé .....	3
Cadre générale .....	3
Notre travail .....	3
Calcul et comparaison de l'aérodynamisme de 3 modèles simple .....	3
Préambule .....	3
Modèle de l'aile simple .....	3
Modèle de l'aile en X.....	4
Modélisation 3D .....	4
Modèle en H.....	5
Étude 3D de l'hélice.....	8
Préambule .....	8
Conception de l'hélice.....	8
Hypothèse .....	8
Contraintes de conceptions.....	9
Présentation de l'hélice.....	10
Les expériences .....	11
Maillage .....	12
Maillage glissant.....	13
Maillage Dynamique.....	14
Modélisation.....	15
Résultats et Interprétation .....	16
Vérification des hypothèses et validation de l'étude :.....	17
Conclusion sur l'étude de l'hélice.....	20
Étude 2D du fuselage.....	21
Objectif .....	21
Modèle 2D .....	21
Étude de la géométrie du nez .....	25
Préambule .....	25
L'étude.....	25
Test des différentes géométries.....	26
Conclusion sur l'étude du nez .....	30
Étude de l'implantation moteur.....	30

Etude 3d de la carène des moteurs horizontaux .....	30
Modélisation.....	30
Résultats .....	33
Interprétation .....	34
Etude 2D de la carène des moteurs et de son influence.....	34
Contexte .....	34
Modélisation.....	35
Etude théorique.....	36
Mise en place du calcul par éléments finis.....	39
Résultats .....	40
Etude du décollage .....	41
Etude du décollage avec une vitesse d'avance. ....	44
Etude de la manœuvre .....	49
Conclusion .....	55
Conclusion générale .....	56
Table de illustrations .....	57
Table des Tableaux .....	59
ANNEXE 1 : Tutorial sur la mise en place de maillage glissant sur fluent .....	60

## Remerciement

Nous souhaitons remercier M. Pierre VINTER pour ces conseils et ces remarques qui nous ont permis de mener à bien ce projet.

## Résumé

### Cadre générale

Le sujet de cette étude est le MiniBee, nouveau concept d'avion. La particularité de ce concept est de proposer un avion à décollage verticale, et pouvant atteindre des vitesses de vols de 300km/h. Ce projet est conduit par un grand nombre d'équipe à l'international et prend place dans le cadre d'un projet PLACIS.

### Notre travail

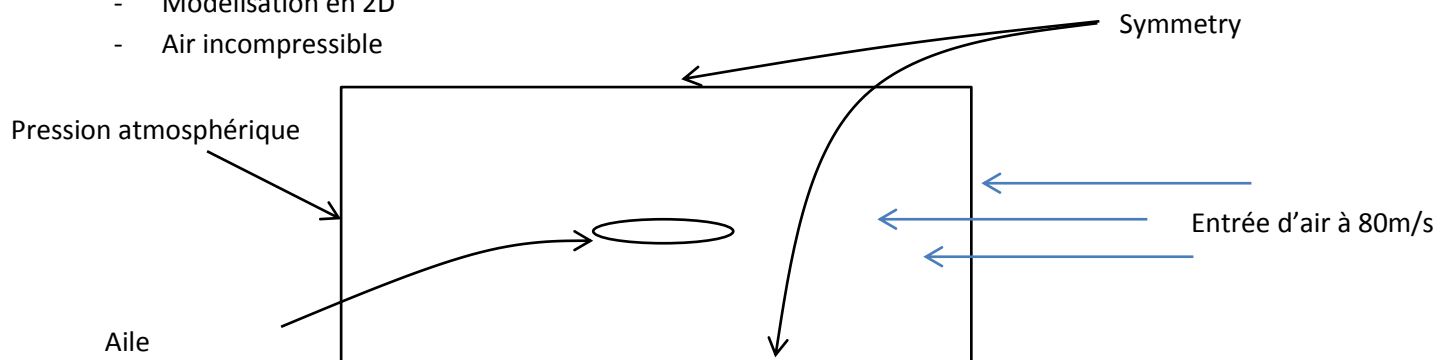
Notre équipe, composée de Fabien HURAUULT et Pierre BUREAU, est d'intervenir en renfort des équipes déjà présentes avec nos savoir-faire dans les domaines de la simulation pour d'une part simuler numériquement et optimiser l'aérodynamisme de l'avion principalement sur le nez et d'autre part simuler les perturbations aérodynamiques dû à l'intégration des moteurs verticaux.

## Calcul et comparaison de l'aérodynamisme de 3 modèles simple

### Préambule

Toutes les modélisations de cette partie sont réalisées de cette manière :

- Modélisation en 2D
- Air incompressible

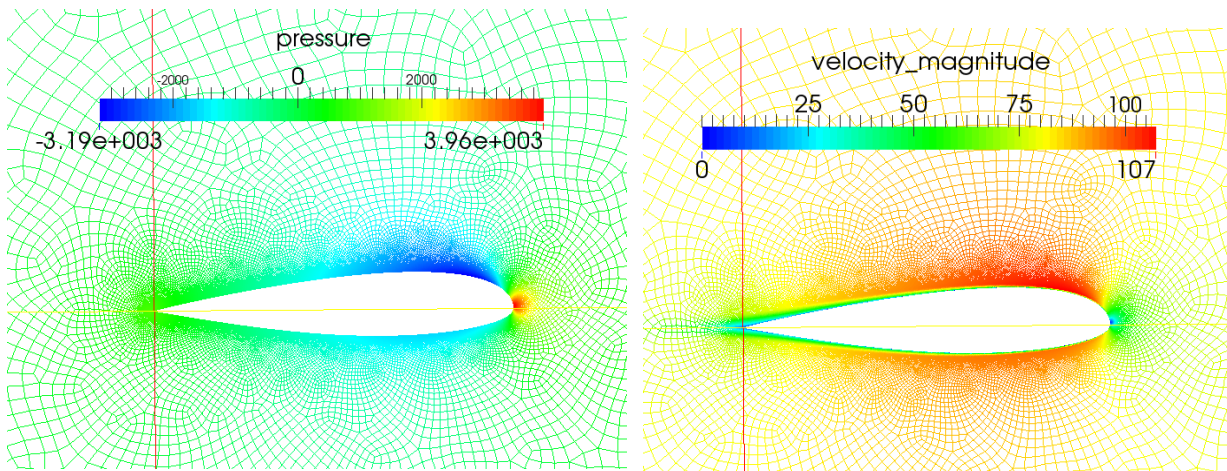


La condition de symmetry pousse les lignes des courants à être tangente à la paroi

### Modèle de l'aile simple

Nous avons commencé par réaliser une étude aérodynamique du profil de l'aile simple. Ceci nous permet d'avoir des valeurs de référence pour les coefficients de trainée et de portance.

Les résultats que nous obtenons sont les suivants :

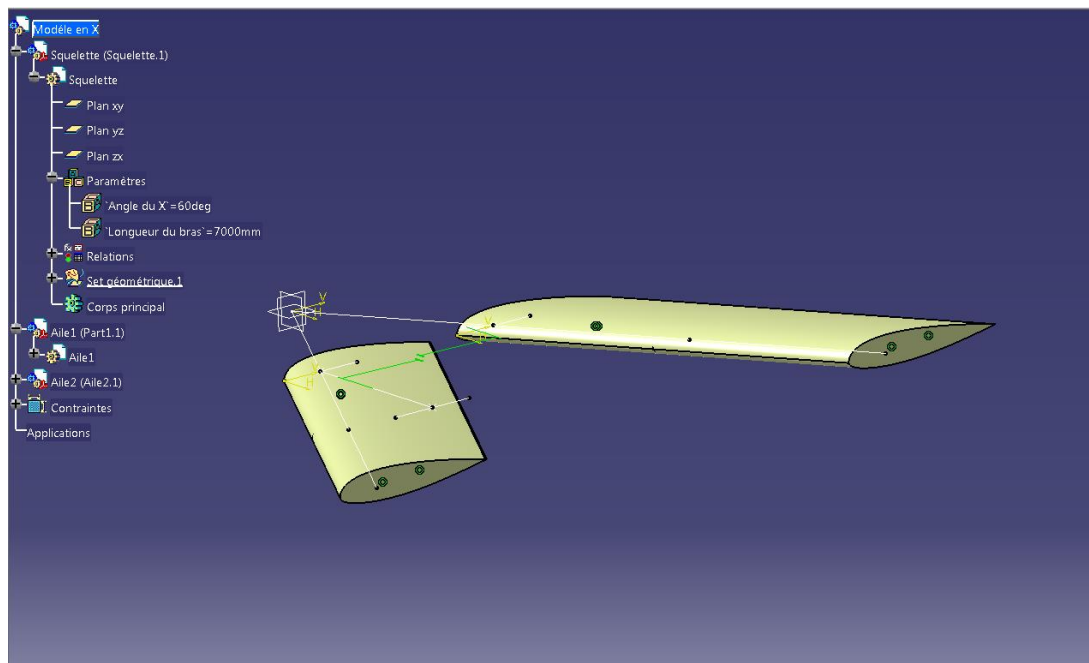


Maitre couple (m <sup>2</sup> )	Coefficient de trainé Cx	Coefficient de portance Cz
0.3586	58.62	473.83

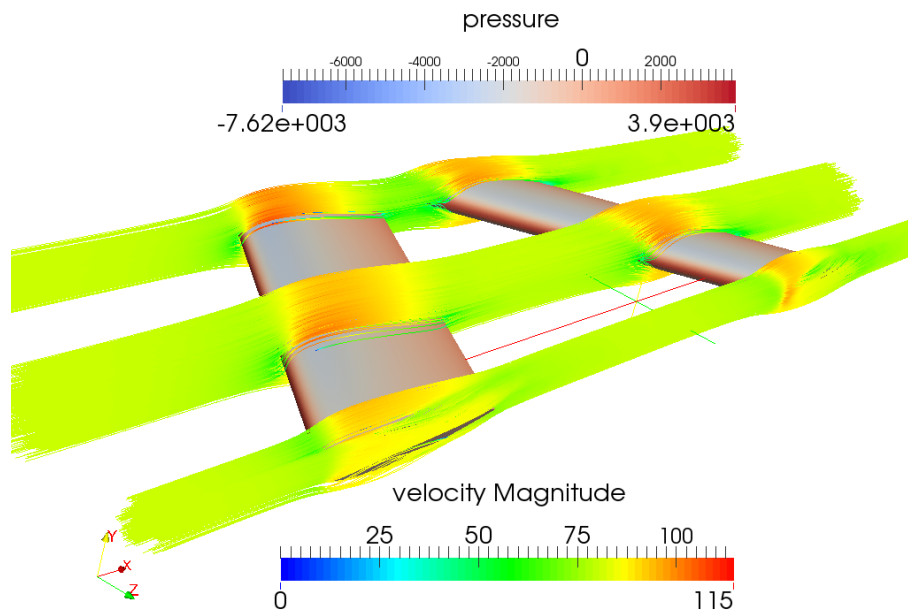
## Modèle de l'aile en X

### Modélisation 3D

Nous avons commencé par modéliser la configuration de l'aile en forme de X en 3D.



Nous avons mis en paramètres l'angle entre les deux ailes et la longueur des bras du squelette. Cependant le maître couple constant car en vue de face la longueur des ailes reste fixe à 4 m. Pour les résultats qui suivent ont été réalisé avec un angle de 60° et une longueur de bras de 7m.

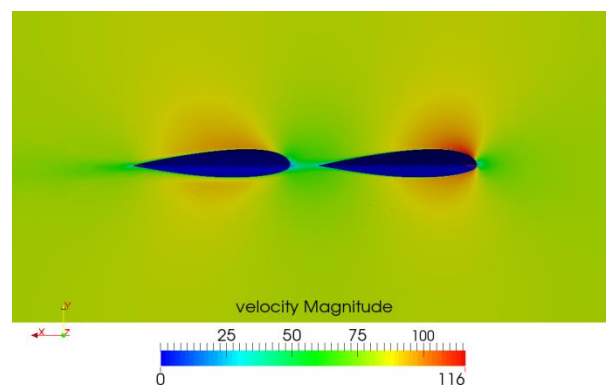
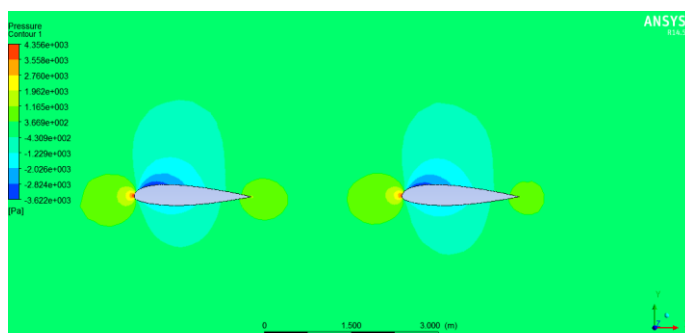


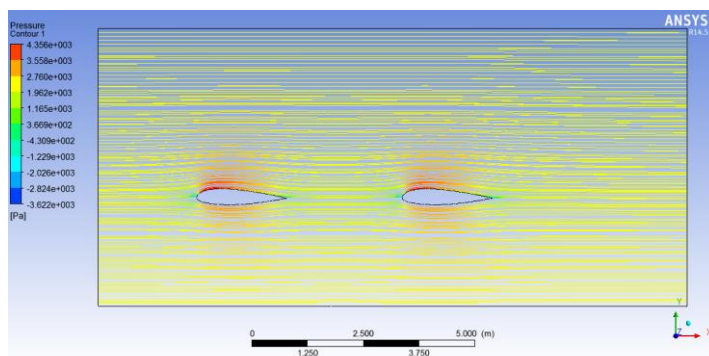
Coefficient de trainée $C_x$	Coefficient de portance $C_z$
2742.61	3540.47

Pour conclure sur ce modèle en X, on constate une influence de la première aile sur la seconde, notamment près du fuselage. La première aile réduit la portance de la seconde. On s'aperçoit aussi que le rapport entre la trainée et la portance en terme de coefficient est moins intéressant dans cette configuration. Pour finir, le profil relativement doux des ailes permet de ne pas avoir de comportement turbulent du fluide.

## Modèle en H

Comme nous ne nous intéressons qu'aux effets d'une aile sur la seconde et non pas aux effets de bords suivant un axe perpendiculaire à l'écoulement nous choisissons de modéliser le modèle en H en 2D.





On remarque que pour cette configuration avec des ailes distante de 4 m on a peu de perturbation au niveau de la seconde aile. La distribution de pression est similaire entre les deux ailes. Malheureusement ce type de configuration coûte deux fois plus en matière.

Trainée	Portance
816.633	10540

## 1. Comparaison des résultats

Nous tenons à rappeler que pour une comparaison des résultats de manière rigoureuse nous devons nous intéresser aux valeurs de :

$C_z S$  et  $C_x S$  avec :

- $C_x$  le coefficient de trainée
- $C_z$  le coefficient de portance
- $S$  une surface de référence utilisée pour les calculs de ces coefs

Or ici pour des simplicités de calcul nous avons choisis de prendre la même surface de référence : Le maître couple de l'aile simple. Donc comparer  $C_z S$  et  $C_x S$  revient à comparer  $C_z$  et  $C_x$  en faisant le quotient.

Nos critères de comparaisons des modèles seront :

- La comparaison des quotients des coefficients aérodynamiques.
- Le prix relatif estimé.
- La stabilité.

On cote de 1 à 3 avec 1 mauvais et 3 bon dans les critères sélectionnés de la manière suivante :

- Plus le quotient des coefficients aérodynamique (trainée/portance) est bas plus la cote sera élevée.
- Plus le prix est bas plus la cote sera élevée.
- Plus la stabilité est haute plus la cote sera élevée.

Modèle	Quotient des coefficients		Prix	stabilité	Résultats multiplication
	Valeur	Cotation			
Aile Simple	0.1237	2	3	2	12
Aile en X	0.77464	1	1	3	3
Aile en H	0.07745	3	1	3	9

A cause de grandes contraintes mécaniques apporté par la présence de réacteur en bout d'aile (bras de levier, poids et force de poussée), on devra pour pallier aux problèmes, multiplier les solutions technologiques, augmenter le volume de matière ou jouer sur des matériaux spécifiques. On estime donc que le prix sera le plus élevé pour les modèles entrant dans cette configuration c'est-à-dire les modèles en X et en H.

Pour les modèles en X et en H, dans le cas où, les profils sont adaptés pour obtenir une répartition des pressions identique sur chaque aile. Nous obtenons une configuration où le centre de gravité du système se retrouve entre deux centres de forces de poussées. Cette configuration amène naturellement plus de stabilité.

Pour conclure sur cette étude le cas classique reste le plus approprié au vue du prix et de valeur de coefficients aérodynamique tout à fait correcte.



## Étude 3D de l'hélice

### Préambule

Dans le cadre d'une étude avancée de l'aérodynamisme de l'avion, nous devons simuler la rotation de l'hélice. Nous avons donc conçu une expérience de simulation, à partir d'une géométrie d'hélice quelconque, pour déterminer la vitesse de rotation de l'hélice permettant de générer une force suffisante pour élever l'avion.

En aucun cas il ne s'agit, ici, d'optimiser la forme de l'hélice. En effet les calculs d'optimisation de forme demandent un nombre d'itération de calcul élevé sur les nombreux paramètres d'hélices, pour déterminer une forme permettant de minimiser la trainée en maximisant le différentiel de pression en aval et amont de l'hélice. Faire autant d'itérations de calculs, même avec les moyens de calcul actuellement disponible, est incompatible avec des modèles CFD complexe qui sont déjà très coûteux en temps de calcul.

### Conception de l'hélice

#### Hypothèse

- L'altitude de vol  $z_{vol} = 1000 \text{ m}$
- Vitesse de rotation  $N$  à déterminer
- Diamètre d'hélice  $d$
- $C_t$  et  $C_p$  les coefficients aérodynamiques de l'hélice sont constants
- Les parois autres que celle de l'hélice sont prises avec une rugosité nulle (pour que ces parois n'influent pas sur la vitesse du fluide)
- Air considéré comme un gaz parfait et incompressible
- Température basé sur le modèle atmosphérique ISA :

$$T = T_0 - 1.98 \frac{z}{1000}$$

Avec  $T$  la température en  $^{\circ}\text{C}$ ,  $z$  l'altitude en mètre, et  $T_0$  la température au niveau de la mer pris habituellement à  $15^{\circ}\text{C}$ .

- la vitesse du son en fonction de la température est :

$$a = 331.5 + 0.607 T$$

Avec  $a$  la vitesse du son en m/s dans l'air et  $T$  la température de l'air en  $^{\circ}\text{C}$ .

## Contraintes de conceptions

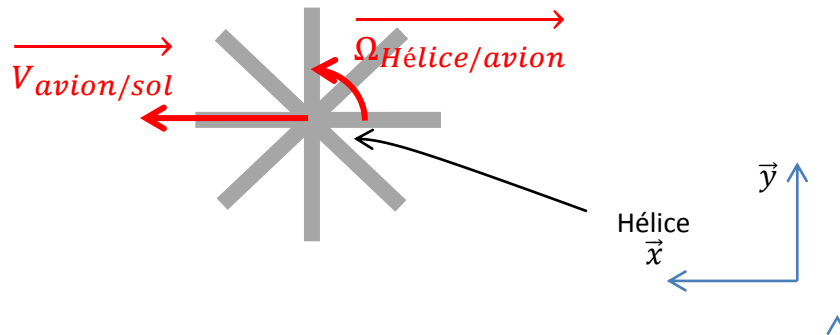


Figure 1 : Hélice horizontale de l'avion en vol de translation

La principale contrainte de conception d'hélice est qu'en aucun cas l'extrémité de pale ne doit dépasser la vitesse du son. Imaginons une hélice tournant à une vitesse de rotation  $N$ . Si cette contrainte n'est pas respectée, à chaque révolution d'hélice il y a l'apparition du phénomène de franchissement du mur du son en bout de pale. Cela engendre des contraintes de fatigue très importantes  $N$  fois par seconde et provoque très rapidement l'endommagement de l'hélice.

Mettons cette contrainte en équation :

En projection sur l'axe  $\vec{x}$  :

$$V_{\text{Extrémité d'hélice/sol}} = V_{\text{avion/sol}} + \frac{d}{2} * \Omega_{\text{Hélice/avion}}$$

Cette vitesse doit être strictement inférieure à la vitesse du son, on prend même, usuellement, une marge de 0.7 fois la vitesse du son :

$$V_{\text{avion/sol}} + \frac{d}{2} * \Omega_{\text{Hélice/avion}} < 0.7 a$$

Soit :

$$(1) : d * \Omega_{\text{Hélice/avion}} < 2 * a - 2 * V_{\text{avion/sol}}$$

On estime qu'une altitude de vol  $z = 1000$  m est suffisante dans le cadre d'utilisation de l'avion. On calcul donc la vitesse du son à cette altitude.

$$T = T_0 - 1.98 \frac{z}{1000} = 15 - 1.98 = 13.02 \text{ } ^\circ\text{C}$$

$$a = 331.5 + 0.607 * 13.02 = 339.4 \text{ ms}^{-1}$$

On prend la vitesse de l'avion égal à 300 km/h comme dans la documentation. Soit une vitesse de 80m/s. On en déduit donc en remplaçant dans l'équation (1) :

$$d * \frac{\Omega_{\text{Hélice}}}{\text{avion}} < 395.16 \text{ ms}^{-1}$$

Nous décidons de fixer de diamètre d'hélice à 1 m on en déduit donc :

$$\Omega_{\text{Hélice/avion}} < 395.16 \text{ rads}^{-1} = 3773 \text{ tr/min}$$

Vitesse de rotation qui ne doit pas être dépassée.

### Présentation de l'hélice

Le principe de fonctionnement de cette hélice, est de propulser l'air dans le sens inverse du déplacement voulu en utilisant principalement le principe d'action-réaction. Pour cela naturellement on conçoit une hélice possédant une géométrie maximisant le déplacement de l'air et donc avec un angle toujours Positif par rapport à l'horizontale. On imagine bien sur cette hélice des problèmes de trainée importante par rapport à une hélice jouant sur le principe de portance.

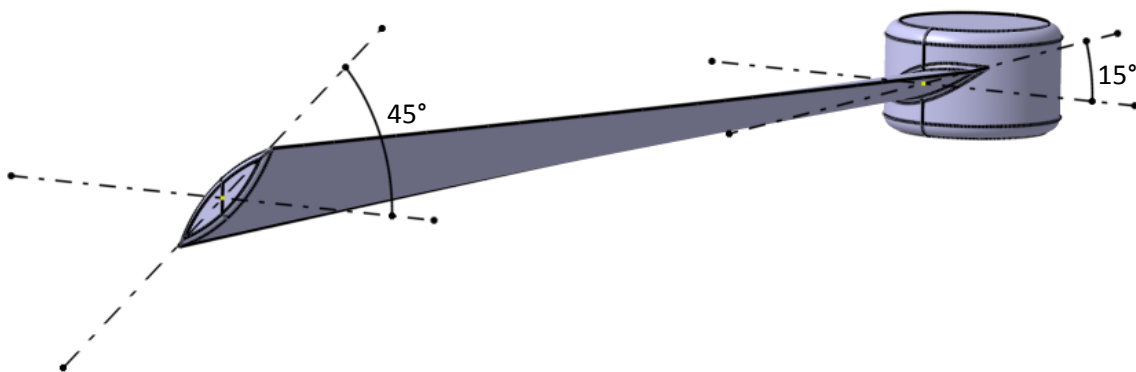


Figure 2 : Pale de l'hélice

## Les expériences

La première expérience effectuée est l'étude de l'hélice dans un domaine libre :

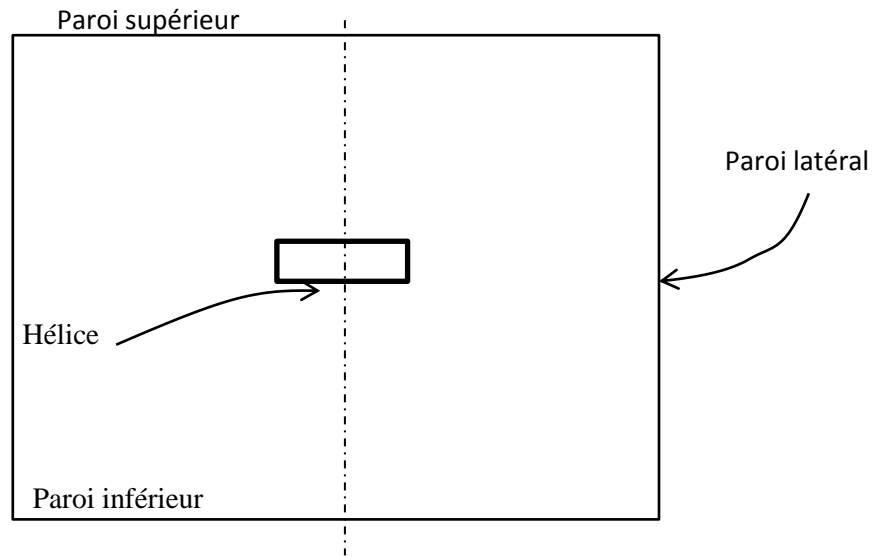


Figure 3 : Schéma de l'expérience hélice dans un domaine libre

L'avantage principale de cette étude est qu'elle gomme les effets des conditions aux limites pour ne se concentrer que sur l'hélice. Cette étude possède malgré tout le gros inconvénient de nécessiter un domaine de calcul énorme par rapport à l'hélice ce qui amène du temps de calcul. La règle de l'art pour choisir la taille de ce domaine est d'effectuer une boucle de simulation-agrandissement du domaine jusqu'à ce que les pressions localement aux bords du domaine soient égales à la pression de référence (Pression atmosphérique) :

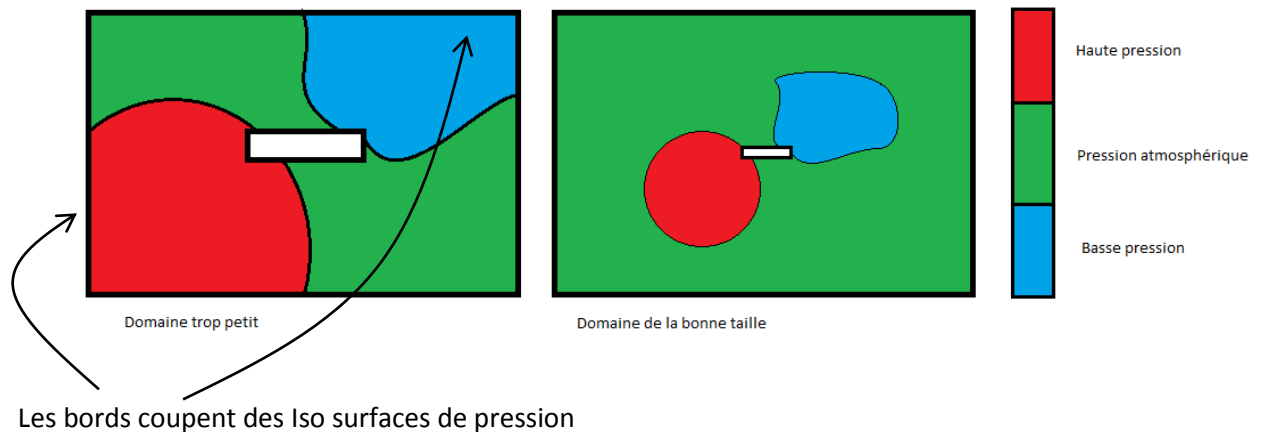


Figure 4 : Exemple de domaines trop petit et de bonne taille

La deuxième étude a été de simuler l'hélice dans un tuyau. Cette étude permet de diminuer largement la taille du domaine mais amène des résultats moins corrects, les parois des tuyaux influant sur l'étude. Néanmoins elle permet d'estimer les capacités de l'hélice à fournir une force suffisante pour élever l'avion ou à donner un ordre de grandeur des paramètres d'hélice.

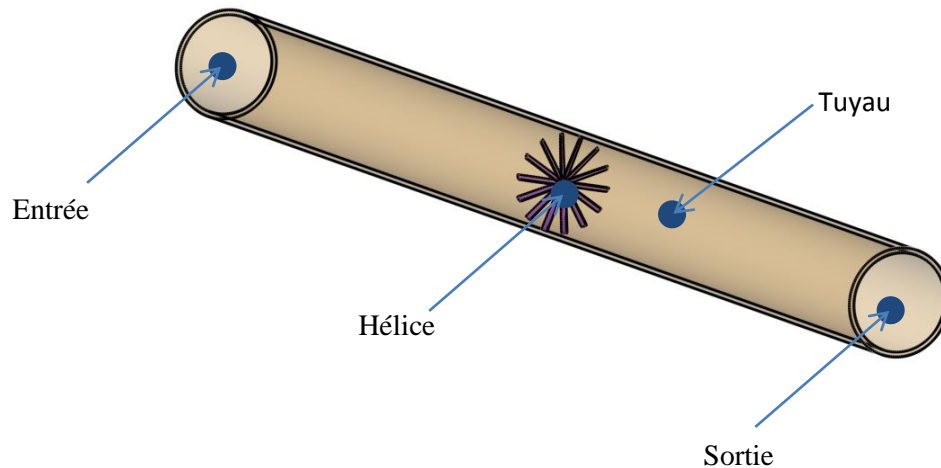


Figure 5 : Schéma de l'expérience hélice dans un tuyau

## Maillage

Pour mailler nos domaines d'expériences on crée deux domaines pour pouvoir modéliser des mouvements de maillage dans notre fluide:

- un domaine fixe pour la plus grande partie
- un domaine mobile local à l'hélice

Afin de faire interagir le maillage de ces deux domaines, deux options s'offrent à nous :

- Le maillage glissant
- Le maillage Dynamique

Pour des raisons de diminution de temps de calcul seule la méthode du maillage glissant sera utilisée lors des simulations. Néanmoins nous expliquerons les deux méthodes dans les parties suivantes.

A chaque conditions aux limites de type «wall » on met en place un maillage en couche limite. En effet la répartition de la vitesse localement autour d'une paroi possède en chaque point la forme suivante :

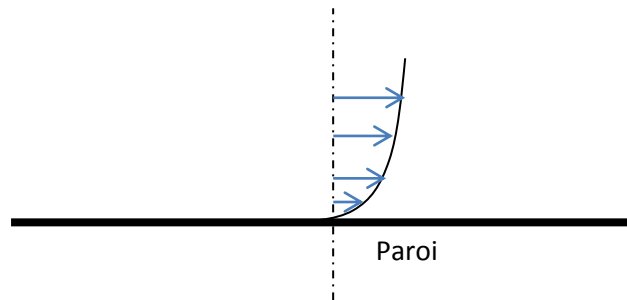


Figure 6 : Tendance de la vitesse localement à une paroi

Il est donc indispensable que le maillage s'adapte à cette géométrie particulière. C'est le but du maillage en couche limite qui va forcer les mailles à être de plus en plus fines à proximité de la paroi où la variation de la vitesse est de plus en plus importante:

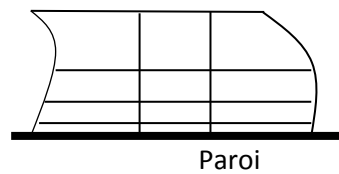


Figure 7 : Exemple de maillage en couche limite

### Maillage glissant

Le principe de maillage glissant est qu'à chaque itération de temps le maillage mobile glisse sur le maillage fixe :

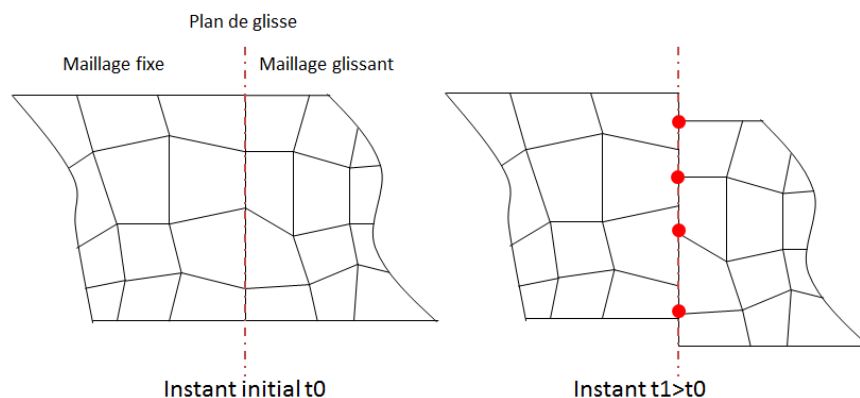


Figure 8 : Evolution du maillage glissant entre deux instants

Le problème majeur de ce type de maillage est qu'il est non-conforme<sup>1</sup>. Un maillage non-conforme peut engendrer des erreurs de résidus numériques localement autour de l'interface (plan de glisse). Il est alors nécessaire, à cet endroit, de raffiner le maillage. De plus ce genre de maillage ne peut être résolu que par un certain type de code élément finis, bien sûr le code FLUENT en fait partie. L'avantage de ce maillage est qu'il permet de gagner du temps de calcul contrairement au maillage dynamique.

### Maillage Dynamique

Lorsque l'on utilise ce maillage à chaque itération de temps et donc à chaque mouvement d'objet dans le fluide on recalcule le maillage pour qu'il soit compatible.

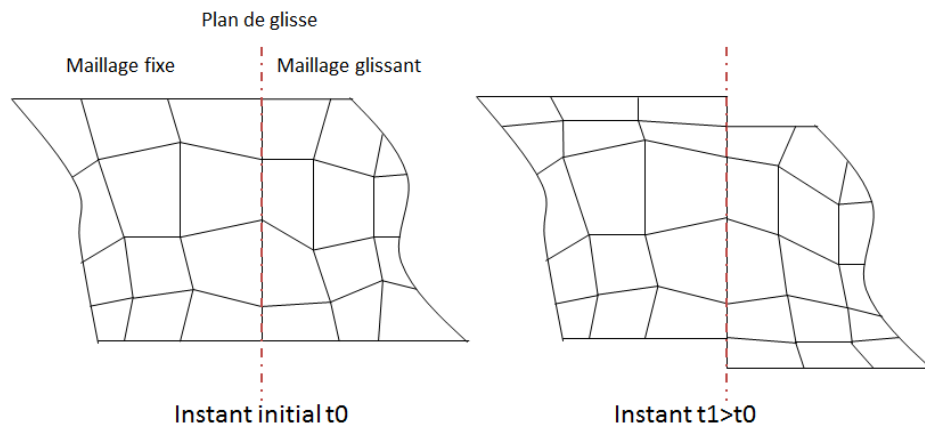


Figure 9 : Evolution du maillage dynamique entre deux instants

Ce genre de technique pose des problèmes en temps de calcul mais permet d'éviter les problèmes numériques du maillage glissant.

<sup>1</sup> Un maillage est dit non-conforme quand au moins un de ses nœuds se trouve sur une de ses arêtes. Dans le cas contraire il est dit conforme.

## Modélisation

On modélise les deux expériences en utilisant des maillages glissant. On effectuera notre étude en régime transitoire. La résolution du régime transitoire dans ANSYS/Fluent fonctionne comme si à chaque pas de temps il effectuait une petite simulation en régime stationnaire.

Fluent est un code de calcul itératif. Au début il commence le calcul à partir d'une distribution de pression arbitraire. Chaque itération consiste, à partir d'une distribution de pression initiale de déduire une distribution de vitesse et de calculer l'erreur qu'il a commise par rapport à la solution. Enfin, il retire une portion de l'erreur de la distribution de pression initiale et passe à l'itération suivante. Petit à petit, il finit par converger vers la solution finale.

### *Modélisation de l'hélice dans le domaine libre*

Les conditions aux limites de cette expérience sont répertoriées dans le tableau suivant :

Nom du Bord	Type	Commentaire
Paroi latéral	Symmetry	Pousse les lignes de courants à être tangentes à la paroi
Paroi supérieure	Velocity_Inlet	Impose une vitesse sur la paroi
Paroi inférieur	Pressure_Outlet	Impose une pression sur la paroi
Paroi d'hélice	Wall	Simple mur
Frontière domaine de l'hélice/reste du domaine	Interface	Permet aux parois des domaines fixe et glissant de communiquer

Lors de cette expérience l'hélice tourne à une vitesse de 1 tr/s. La durée de simulation a été de 50 heures pour cinq pas de temps pour simuler 5 révolutions complètes de l'hélice.

### *Modélisation de l'hélice dans le tuyau*

Les conditions aux limites de cette expérience sont répertoriées dans le tableau suivant :

Nom du Bord	Type	Commentaire
Tuyau	Wall	Simple mur sans rugosité
Entrée	Velocity_Inlet	Impose une vitesse sur la paroi
sortie	Pressure_Outlet	Impose une pression sur la paroi
Paroi d'hélice	Wall	
Frontière domaine de l'hélice/reste du domaine	Interface	Permet aux parois des domaines fixe et glissant de communiquer

Lors de cette expérience l'hélice tourne à 75 tr/s. La simulation à durée moins de temps : 5 heures pour simuler 2 révolutions complètes de l'hélice



## Résultats et Interprétation

Avec fluent on peut extraire la force que l'hélice est capable de délivrer et le moment résistant de l'hélice. A chaque extraction Fluent nous affiche le billet suivant :

Forces - Direction Vector		Axe voulu					
Zone	Forces (n)	Pressure	Viscous	Total	Coefficients Pressure	Viscous	Total
wall_helice	1110.0917	-7.9103203	1102.1814	2307.6364	-16.443816	2291.1926	
Net	1110.0917	-7.9103203	1102.1814	2307.6364	-16.443816	2291.1926	

Zone de calcul

Valeur de la force en newton

Sachant que l'avion a une masse de 2000kg, il faut, en considérant les symétries de l'appareil, une force de réaction  $F = 5000$  N sur chaque hélice pour l'élever. On définit  $C_t$  le coefficient aérodynamique de l'hélice et  $C_p$  son coefficient de puissance :

$$F = \rho C_t N^2 D^4 \text{ et } P = \rho C_p N^3 D^5$$

Avec :

- $F$  la force aérodynamique de l'hélice en Newton.
- $P$  la puissance nécessaire sur l'arbre moteur pour mettre en mouvement l'hélice en Watt.
- $\rho$  la masse volumique du fluide.
- $N$  la vitesse de rotation de l'hélice en tr/s.
- $D$  le diamètre de l'hélice en m.

On déduit dans un premier temps, de ces formules, en remplaçant les termes par leurs valeurs numériques précédemment déterminées par l'expérience :

$$C_t = \frac{F}{\rho N^2 D^4} \quad C_p = \frac{P}{\rho N^3 D^5}$$

Soit :

Expérience	$C_t$	$C_p$
Domaine libre	1.5	2.4
Tuyaux	0.2	0.4

On peut ainsi calculer la vitesse de rotation minimale pour contrecarrer le poids de l'avion et la puissance nécessaire sur l'arbre moteur:

$$N = \sqrt{\frac{F}{\rho C_t D^4}} \text{ et } P = \rho C_p N^3 D^5$$

Soit

Expérience	$N$	$P$
Domaine libre	3000tr/min	400kW
Tuyaux	9585tr/min	2000kW

## Vérification des hypothèses et validation de l'étude :

On se rend compte que les résultats sont différents de ce que nous nous attendions. On remarque par exemple que dans les deux expériences les vitesses de rotation qui ont été calculées et qui permette d'élever l'avion sont différentes alors qu'elle ne le devrait pas. Cela vient de différentes hypothèses que nous avons faites et de la modélisation. En effet :

- $C_t$  et  $C_p$  ne sont réellement pas constants
- Au vu des vitesses l'air est compressible
- Les conditions aux limites agissent sur les résultats

Nous expliquerons ces différents points dans les paragraphes suivant.

### $C_t$ et $C_p$ ne sont pas constants

On sait que  $C_t$  et  $C_p$  dépendent de la géométrie vue par le fluide, expliquons donc pourquoi ils ne sont pas constants.

On définit  $S$  la surface frontale ou le maître couple d'un objet. Il s'agit de la projection normale de l'objet étudié, sur un plan (en 3D) ou une droite (en 2D), perpendiculaire au vecteur vitesse du fluide :

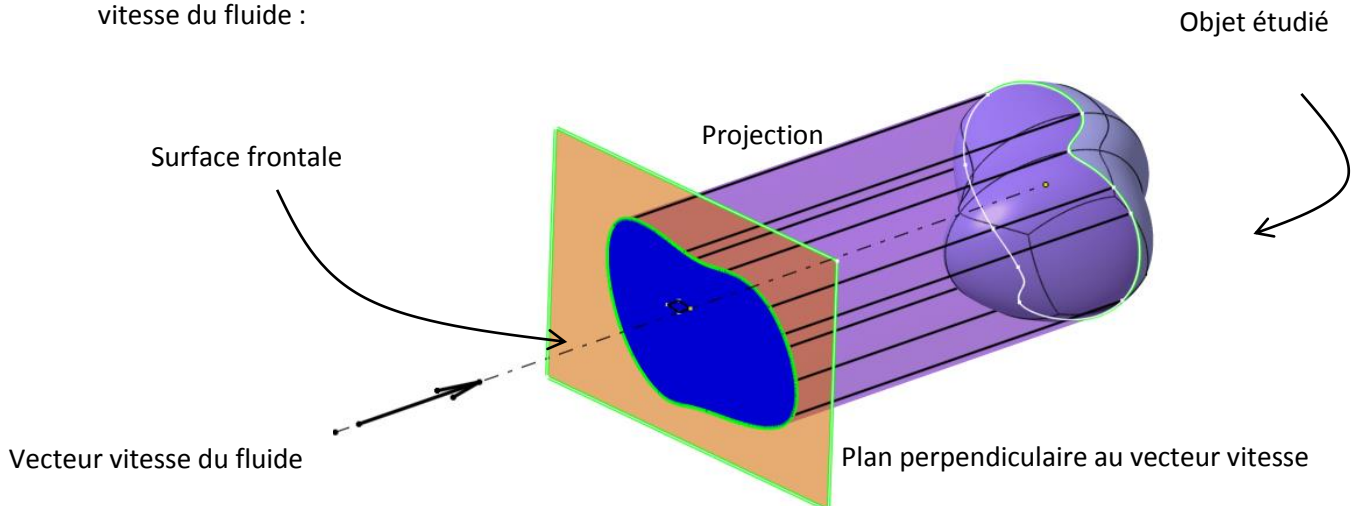


Figure 10 : Définition du maître couple

Cette surface purement théorique est très souvent utilisée comme référence pour les calculs en aérodynamique. Elle représente la surface que présente l'objet au fluide.

Pour simplifier l'explication, nous ne travaillons que sur une section d'hélice en 2D. Le maître couple  $S$  est donc un segment. A l'instant où le mouvement de rotation de l'hélice par rapport au sol commence, on peut négliger les forces d'aspiration du fluide créées par l'hélice. La vitesse du fluide vu par rapport à l'hélice est donc simplement l'opposé de la vitesse de l'hélice par rapport au sol. On en déduit le maître couple,  $S$ , suivant :

$$\overrightarrow{V_{\text{fluide} \in \text{fluide/hélice}}^A} = -\overrightarrow{V_{\text{hélice} \in \text{hélice/avion}}^A}$$

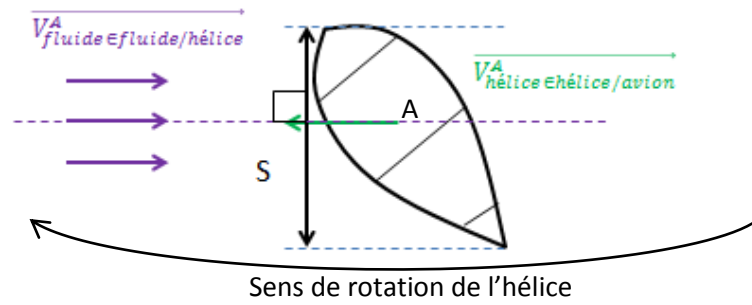


Figure 11 : Section de pale d'une hélice en rotation

A un instant ultérieur, lorsque la vitesse de rotation de l'hélice atteint sa valeur nominale nous ne négligeons plus les phénomènes d'aspiration de l'air. On remarque dans cette configuration que la vitesse de l'hélice est telle qu'elle crée un différentiel de pression en bleu et rouge sur l'image ci-dessous. Ce différentiel de pression provoque alors le déplacement du fluide en jaune du haut vers le bas et va se composer avec le phénomène précédent (vecteurs violets) pour modifier l'incidence du fluide vu par l'hélice (vecteur vert).

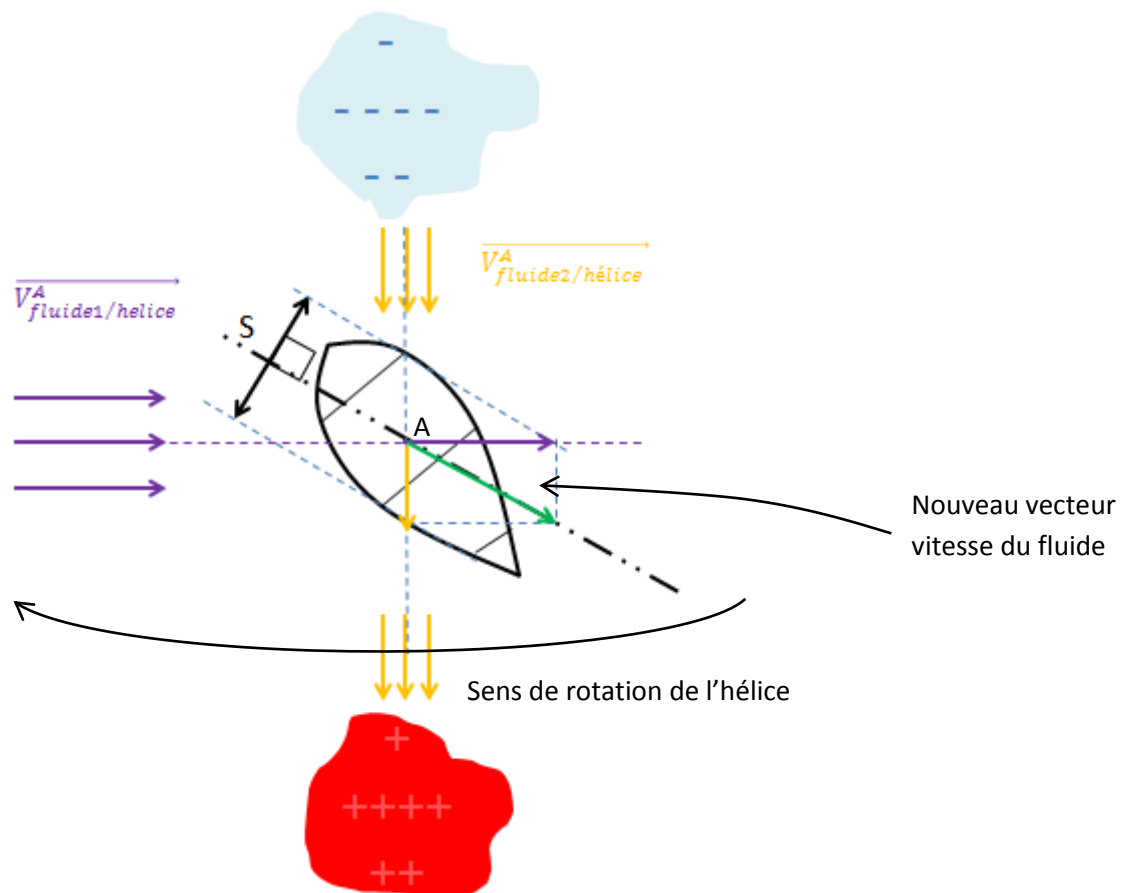


Figure 12 : Section de pale avec les effets d'aspiration

En jouant sur la vitesse de rotation de l'hélice on peut jouer sur la prépondérance des phénomènes d'aspiration par rapport à la vitesse de l'hélice, ce qui vient modifier l'incidence du vecteur vitesse du fluide et donc le maître couple. Les coefficients  $C_t$  et  $C_p$  qui dépendent principalement de la géométrie vu par le fluide sont donc, aussi modifiés.

### *L'air est compressible*

Pour vérifier cette hypothèse il suffit tout simplement de calculer le nombre de mach maximal atteint en extrémité de pale. Le nombre de mach représente la prépondérance de la vitesse du fluide par rapport à la vitesse du son dans ce fluide. Il est donc relié aux phénomènes de compression de l'air.

$$Ma = \frac{V_{fluide}}{a}$$

Avec :

- $Ma$  le nombre de Mach sans unités
- $V_{fluide}$  la vitesse maximale du fluide  $ms^{-1}$
- $a$  la vitesse du fluide en  $ms^{-1}$

Lors de l'expérience la vitesse du son est prise à sa valeur de référence à 20°C de  $340 s^{-1}$ . Usuellement on considère que l'air est incompressible pour :

$$Ma < 0,3$$

$$\Leftrightarrow \frac{V_{fluide}}{a} < 0,3$$

$$\Leftrightarrow V_{fluide} < 0,3a$$

$$\Leftrightarrow \boxed{V_{fluide} < 102 ms^{-1}}$$

Pour une hélice de diamètre 1 mètre on a donc :

$$\boxed{\Omega_{hélice} < 204 rad s^{-1} = 1950 tr/min}$$

Ce qui est bien inférieur à ce que nous préconise nos calculs pour obtenir une force de propulsion suffisante. De plus la compressibilité de l'air va dégrader le comportement aérodynamique de l'hélice. Il va donc falloir une vitesse de rotation encore plus grande.

### Conception de l'hélice

Regardons la répartition de la pression sur une pale de l'hélice :

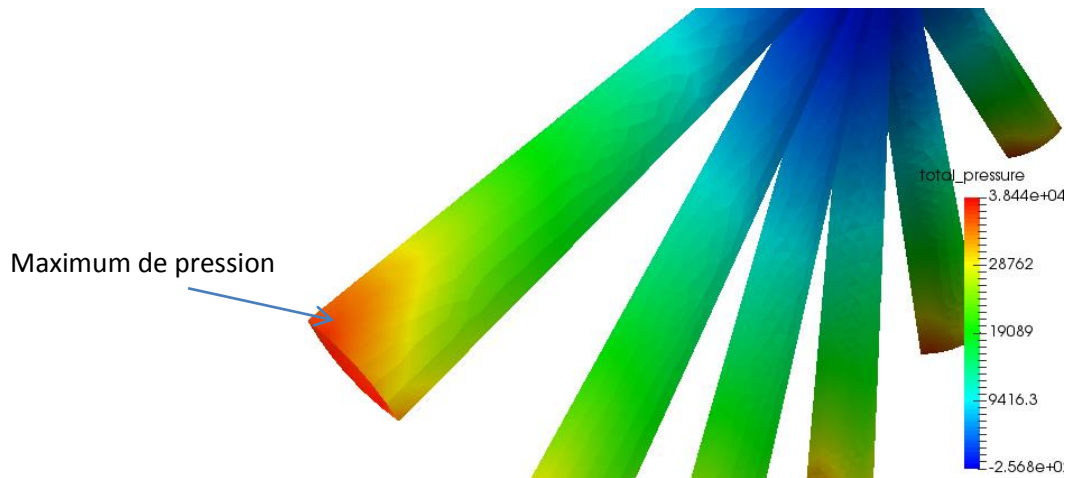


Figure 13 : Répartition de la pression sur l'hélice

Il est intéressant de constater qu'avec cette géométrie d'hélice, le maximum de contrainte est obtenu en extrémité de pale. Ce genre de phénomène amène de lourdes contraintes mécaniques de type bras de levier sur les pales. On pense donc que, lors de la conception d'une pale, on aurait préféré répartir la pression plus équitablement et donc il aurait fallu avoir un angle d'hélice qui diminue le long d'une pale au lieu de le faire augmenter. On peut même avoir un bout de pale horizontale :

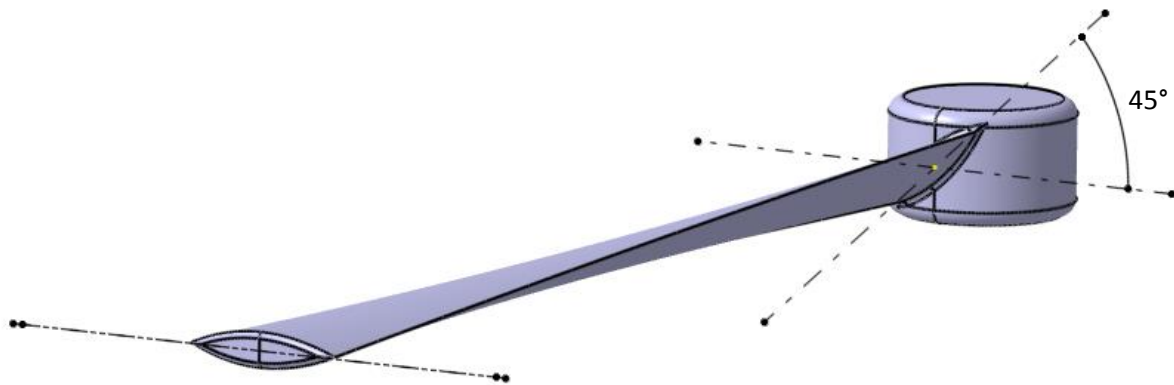


Figure 14 : Exemple d'une meilleure géométrie de pale

On aurait pu également penser à avoir une hélice possédant un profil aérodynamique comme une aile d'avion pour générer des effets de portance.

### Conclusion sur l'étude de l'hélice

Pour conclure, nous avons vu précédemment que les résultats ne sont pas satisfaisants. Ces problèmes sont principalement dus aux hypothèses qui ont été prises. On remarque que l'air est compressible aux vues des vitesses du système et que  $C_t$  et  $C_p$  dépendent de la vitesse de rotation.

Il a été choisi de mailler grossièrement (on voit bien Figure 13 : Répartition de la pression sur l'hélice, une facettisation de l'hélice) et de travailler sur des domaines relativement petits pour des

raisons de diminution de temps calcul. Malheureusement une telle proximité des conditions aux limites avec l'hélice influe radicalement sur la distribution de pression. Tous ces choix de diminution de la qualité du modèle entraînent irrémédiablement des résultats très critiquables.

Néanmoins cette étude n'a pas la prétention de vouloir donner des résultats corrects vis-à-vis de la réalité mais de proposer une démarche permettant de déterminer les différents paramètres de l'hélice et le choix des moteurs verticaux. Et surtout, cette étude démontre qu'il est possible de mettre en place dans Fluent des mouvements du maillage pour simuler les effets dynamiques 3D des hélices. Les principaux points à améliorer sont :

- Faire une étude sur un domaine grand par rapport à l'hélice
- Mailler très finement
- Laisser calculer jusqu'à une convergence totale des résultats
- Utiliser un pas de temps beaucoup plus fin par rapport aux effets dynamique de l'hélice
- Analyser les variations de  $C_p$  et  $C_t$  en fonction de la vitesse de rotation de l'hélice
- Effectuer une analyse en utilisant les équations compressibles de la mécanique des fluides

La correction des différents points entrainera que la vitesse réellement nécessaire pour élever l'avion sera plus grande que celles précédemment déterminées car les effets de compressibilité de l'air vont dégrader l'aérodynamisme. Une telle vitesse est un problème pour l'avion car nous nous rapprochons trop près de la vitesse de son. Malgré tout la forme d'hélice étudiée n'est pas du tout optimal et une bonne optimisation d'hélice pourrait permettre de satisfaire cette contrainte.

## Étude 2D du fuselage

### Objectif

L'objectif de l'étude du fuselage est de valider la géométrie de point de vu de la mécanique des fluides et notamment de vérifier si celle-ci ne dégrade pas les performances de vol. En effet, la conception initial de l'avion ne se base pas entièrement sur des formes courante que l'on peut trouver dans l'aéronautique, il est donc nécessaire de tester et simuler les géométries de l'avion.

### Modèle 2D

Afin de simuler le fuselage sous un flux d'air, nous avons réalisé une étude en deux dimensions. Cette simplification est suffisante pour étudier et obtenir les résultats qui nous intéressent. Nous avons donc récupéré la forme du fuselage au niveau du plan de symétrie de l'avion.

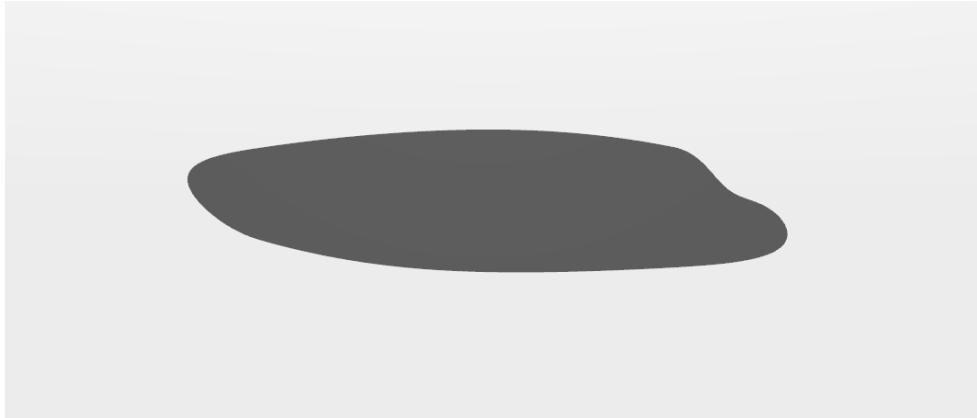


Figure 15 : Géométrie du fuselage en 2D

Le domaine de maillage que nous avons réalisé à une taille de 30x12 m. Ce domaine est suffisant pour s'affranchir des effets de bord. Le maillage est composé de 99 433 éléments et de 101 213 nœuds.

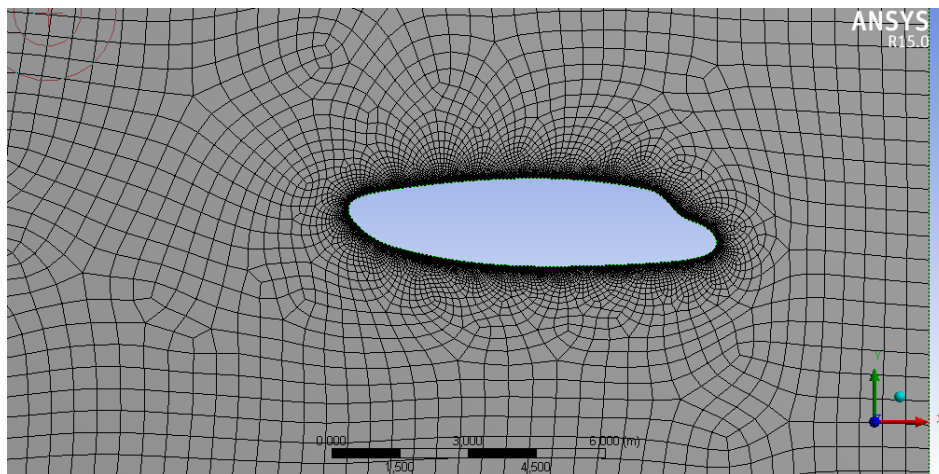


Figure 16 : Domaine de maillage de la géométrie 2D du fuselage

Les hypothèses de simulation sont les suivantes :

- On considère l'air comme incompressible.
- On considère la présence de phénomène turbulent, on utilise donc l'algorithme k-epsilon.

Les conditions et paramètres du calcul sont les suivants. On impose une vitesse de  $80 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$  en entrée selon  $-\vec{x}$ . Ceci nous permet de simuler le comportement du fuselage à la vitesse maximal de l'avion.

## Résultats

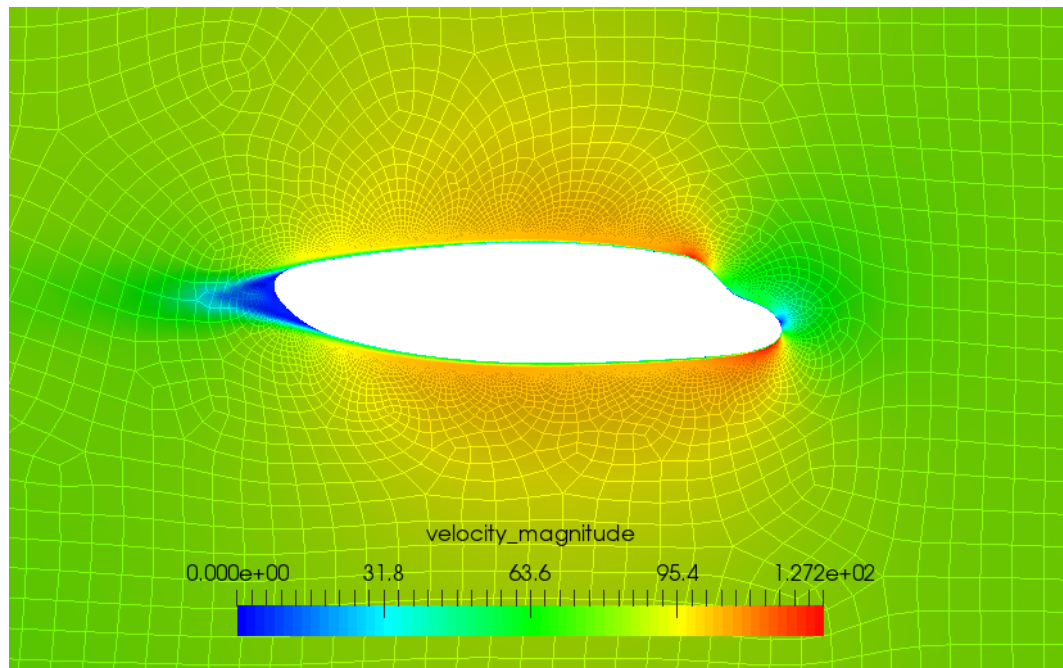


Figure 17 : Résultats de l'étude 2D du fuselage sur la vitesse en m/s

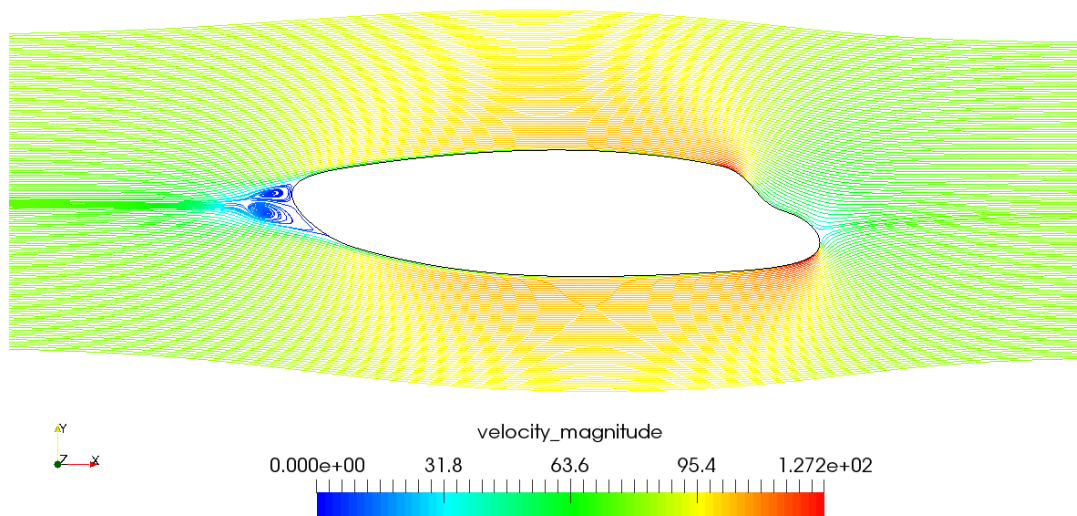


Figure 18 : Résultats de l'étude 2D du fuselage sur la vitesse et les lignes de courant en m/s



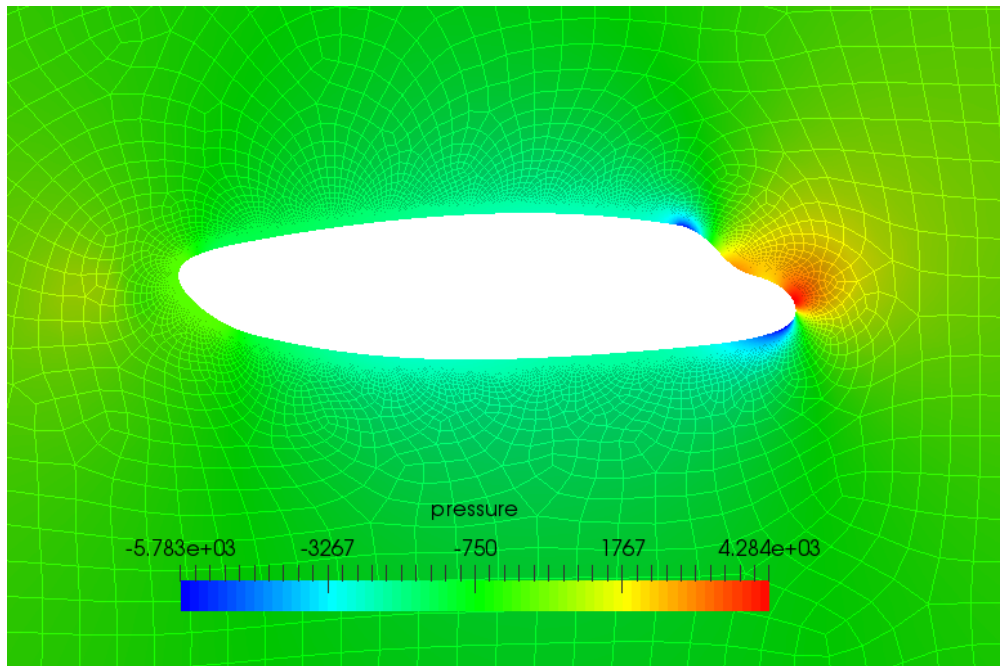


Figure 19 : Résultats de l'étude 2D du fuselage sur la pression en Pa

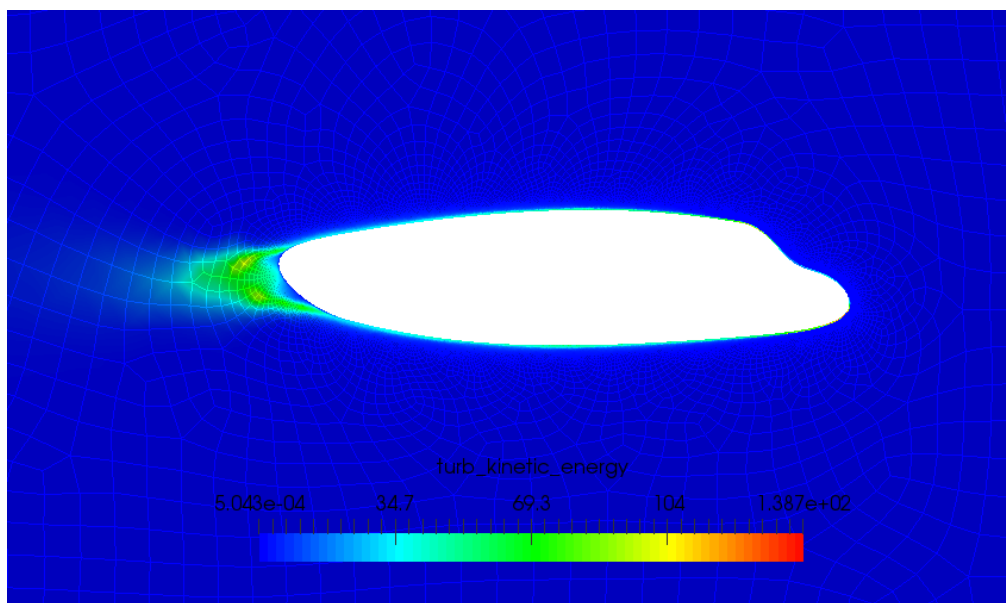


Figure 20 : Résultats de l'étude 2D du fuselage sur l'énergie turbulente en J/kg

Forces - Direction Vector (0 1 0)			
	Forces (n)		
Zone	Pressure	Viscous	Total
wall	-6552.2061	6.002285	-6546.2038
-----			
Net	-6552.2061	6.002285	-6546.2038

L'information qui a motivé cette étude est la suivante, le fuselage provoque une force de 6546 N dirigé vers le bas.

## Interprétation

L'information sur la force est capitale, car elle nous permet de voir que la forme du fuselage dégrade beaucoup les performances de vol de l'avion. Ceci s'explique par la forme du nez de l'appareil. En effet comme le montre les résultats sur la pression, la géométrie provoque une suppression au-dessus et une dépression en dessous du fuselage. Ces résultats montrent qu'il est nécessaire de modifier la géométrie du fuselage et de minimiser les éléments défavorables aux performances de vol.

## Étude de la géométrie du nez

### Préambule

Le but de cette étude est d'analyser l'influence de la courbure du ventre et du dos de l'avion sur les efforts aérodynamiques. Cette étude permettra de choisir les paramètres de courbure pour minimiser la traînée et maximiser la portance. Dans le cas absolu une portance proche de zéro newton est acceptable mais pas une portance négative. Une portance négative créerait une force qui s'oppose aux conditions de vol de l'avion.

### L'étude

Nous étudions la géométrie de la coupe du nez classique ci-dessous :

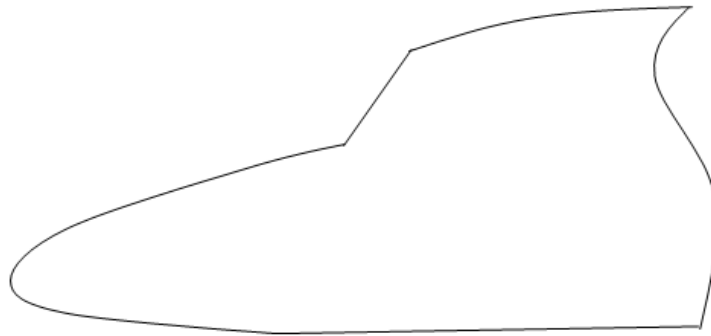


Figure 21 : Géométrie initiale du nez

On remarque que pour un bon comportement aérodynamique, il faut que la normal à la surface de l'avion soit toujours dirigée vers l'avant, ce qui était contraire à ce qui avait été réalisé sur la première maquette au niveau du parebrise. En effet si cette contrainte n'est pas respectée on aurait la création de phénomènes de surpression importante.

Qualitativement avec ce type de géométrie on pense obtenir la répartition des pressions suivantes sur le fuselage du nez :

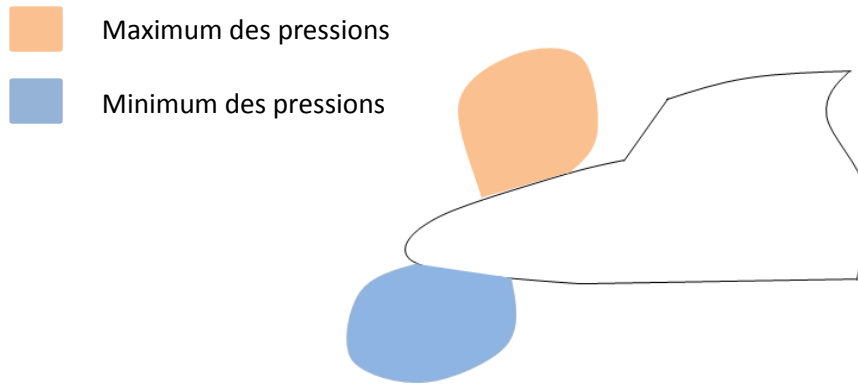


Figure 22 : Répartition de la pression

Afin de remplir nos objectifs il faut minimiser la pression dans la zone rouge et la maximiser dans la zone bleue. Pour ce faire on peut jouer sur les forces de trainée et de portance en agissant sur :

- La courbure. Plus la courbure est élevée plus le fluide est accéléré le long de la courbe. Ce phénomène permet de générer des sous-pressions importantes localement aux courbes. Il est entre autre utilisé pour générer les phénomènes de portance des ailes.
- Les surface en vis-à-vis du fluide. Ce phénomène s'appuie sur l'action/réaction du fluide sur le nez et génère des surpressions localement aux surfaces qui sont quasi normale au fluide. Ce phénomène permettrait donc de « pousser » l'avion vers le haut lors de son vol. Malheureusement c'est également générateur de grande trainée.

Pour réaliser cette étude nous intégrons les paramètres suivants pour jouer sur la courbure des courbes sup et inf :

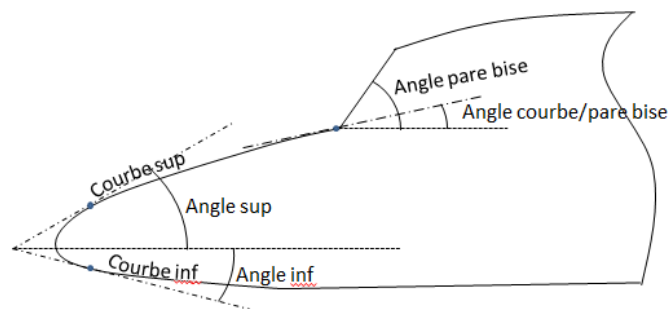


Figure 23 : Paramètres du nez

### Test des différentes géométries

Cinq géométries ont été testées dans fluent en agissant sur les paramètres précédents. Ces géométries peuvent être répertoriées en deux familles, la famille dite classique et la famille « Canadair ». Nous construisons nos modèles de la manière suivante :

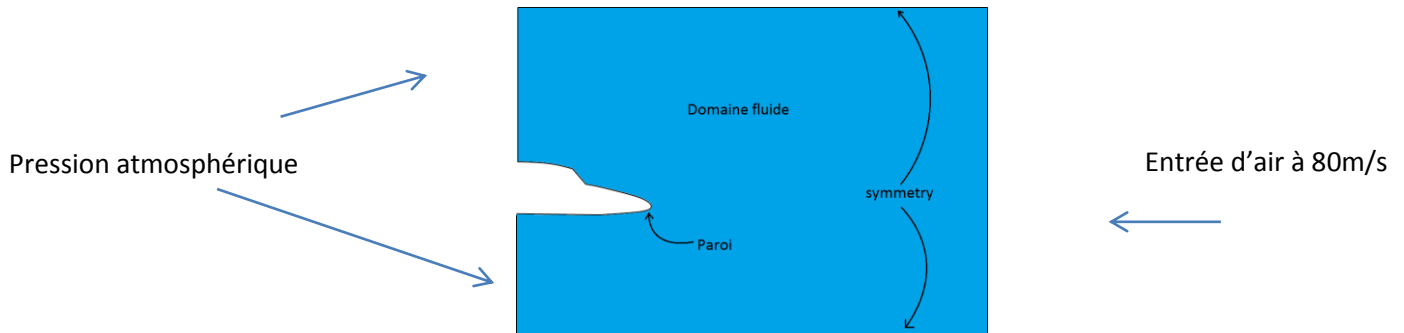


Figure 24 : Modèle de calcul du nez

Nous rappelons que la condition aux limites de type « symmetry » pousse les lignes de courant à être tangentes à la paroi. Le domaine fluide est choisi assez grand pour que les conditions aux limites n'influent pas sur la répartition de la pression et de la vitesse du fluide. Et enfin notre étude est faite en utilisant les versions incompressibles des équations de Navier-Stokes et mode stationnaire.

## Géométrie classique

Il s'agit d'une géométrie possédant un nez en pointe. Le but de cette géométrie est de minimiser la traînée et jouer sur la courbure du ventre et du dos pour répartir la pression de manière intelligente. On pense donc pour cette géométrie :

- Maximiser la courbure du dos (courbe Sup + parebrise) pour maximiser la vitesse du fluide et donc minimiser la pression au-dessus de l'avion
- Minimiser la courbure du ventre (courbe inf) pour minimiser la vitesse du fluide et donc maximiser la pression en dessous de l'avion

La répartition de la pression de cette géométrie nous donne initialement dans fluent :

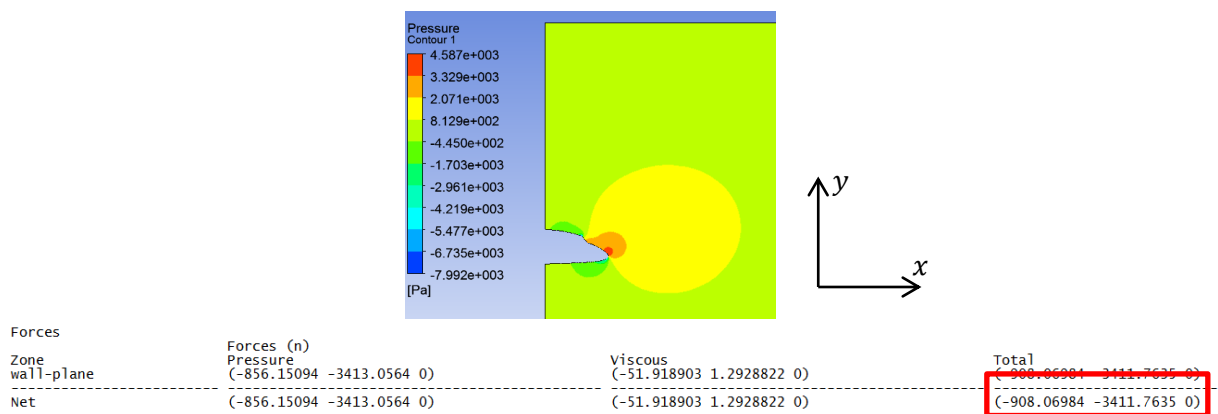


Figure 25 : Nez classique

Ce résultat sera notre référence de comparaison. Il est intéressant de notifier que la répartition de la pression est similaire à ce qui avait été prédit. De plus ce fuselage qui est pourtant d'une forme classique, est naturellement aspiré vers le bas (voir encadrée en rouge, le vecteur force aérodynamique du fluide sur le fuselage).

Le tableau suivant compare les différents modèles au modèle précédent :

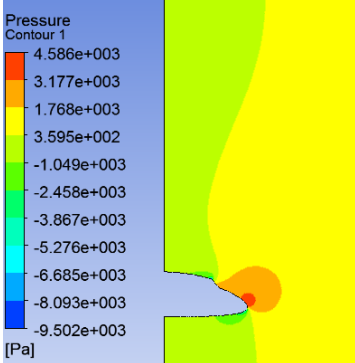
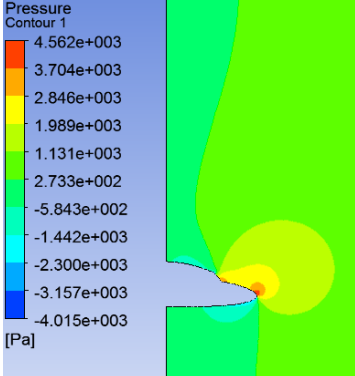
Modification	Répartition de la pression	Portance et trainée	Commentaires
Augmentation de la courbure au niveau du parebrise		Portance = -3598N Trainée = 855N	Cette modification entraîne une diminution de la trainée mais l'avion est encore plus aspiré vers le bas.
Augmentation de la courbure de la courbe inf		Portance = -4390N Trainée = -854N	La trainée est naturellement diminuée. Malheureusement le nez étant plus courbé en dessous l'aspiration vers le bas est plus importante

Tableau 1 : Comparaison des modèles de nez classique

## Géométrie Canadair

Cette géométrie s'appuie sur le principe d'action/réaction du fluide sur le fuselage (trainée) pour propulser l'avion vers le haut lors des phases de vol. Le problème principal de cette géométrie est qu'elle crée des trainées importantes et donc nécessite un moteur plus gros pour mouvoir l'avion. Pour utiliser la trainée on a la géométrie suivante :

Forces permettant de propulser l'avion vers le haut

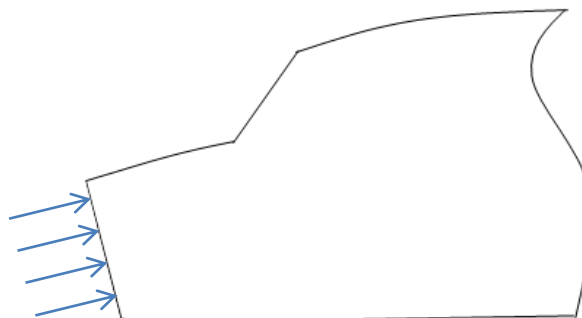


Figure 26 : Nez de type canadair

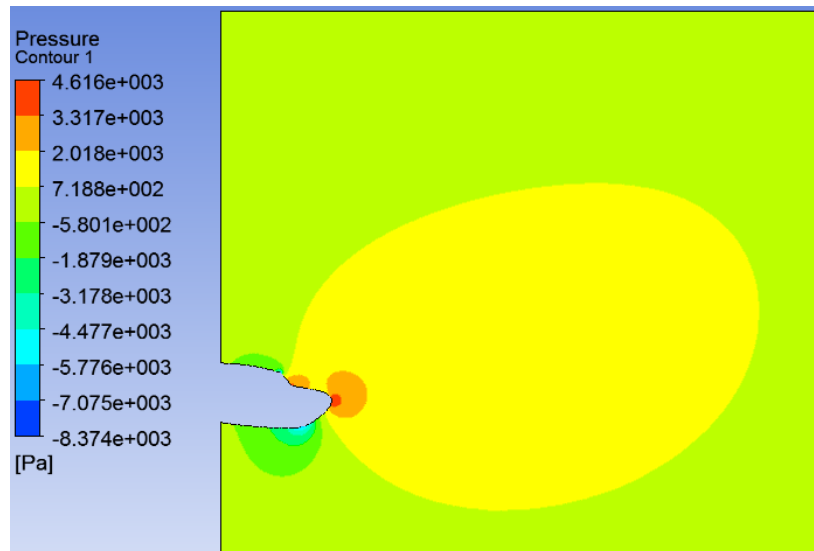


Figure 27 : Première étude géométrie canadair

Dans un premier temps pour réaliser cette géométrie, on augmente largement la courbure inférieure. Cette modification entraîne la création de sous pression très importante en dessous de l'avion (en bleu sur l'image) et donc aspire l'avion vers le bas. La force d'aspiration est de 5200 Newton ce qui bien plus important que toutes les études précédentes. Pour résoudre ce problème nous décidons de couper le nez comme sur la figure 19.

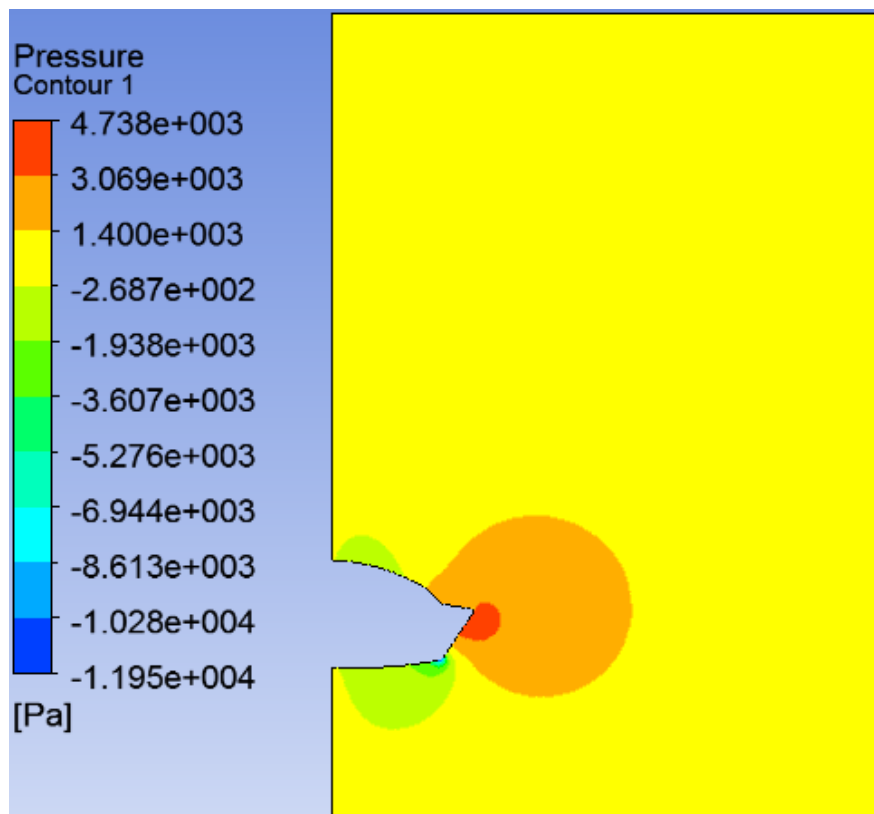


Figure 28 : Etude nez coupé géométrie canadair

La première remarque est que les iso surfaces des sous pressions sont bien moins importantes que toutes les études précédentes. En effet on a « cassé » la vitesse au niveau de la courbe inférieur et donc annuler la force d'aspiration. Extrayons les efforts aérodynamiques :

Forces	Forces (n)		
Zone	Pressure	Viscous	Total
wall-plane	(-1442.9313 -233.23402 0)	(-24.728111 -3.8864319 0)	(-1467.6594 -237.12046 0)
surface_body	(148.0181 -2382.9016 0)	(-13.920283 -0.60464382 0)	(134.09781 -2383.5063 0)
Net	(-1294.9132 -2616.1356 0)	(-38.648395 -4.4910758 0)	(-1333.5616 -2620.6267 0)

Figure 29: Force du nez coupé

Comme la surface de l'avion en vis-à-vis avec le fluide a été augmentée, nous avons également augmenté la trainée aérodynamique. Mais la présence de la surface inclinée judicieusement en bout de nez permet de créer une force de pression qui pousse l'avion vers le haut et diminuant ainsi l'aspiration.

## Conclusion sur l'étude du nez

Avec toutes les géométries précédentes nous ne sommes pas parvenus à créer une géométrie porteuse. Ce qui est étonnant c'est que même un nez de forme classique est aspiré vers le bas. Il apparaît que ce problème est dû à l'accident de forme du parebrise. Néanmoins il convient de créer un nez minimisant la trainée pour faciliter le choix de la motorisation de l'avion. Pour cela une architecture de nez en pointe semble la plus appropriée. La taille et la forme de cette pointe, ne sont, d'après la littérature, pas choisis en fonction des problématiques aérodynamiques mais plutôt en fonction de la hauteur de pont voulu ou de l'encombrement de la motorisation à l'avant. Le seul domaine qui se soucie d'une optimisation complète de l'aérodynamique de la pointe avant est le domaine du supersonique or ici nous sommes bien en subsonique et une optimisation complète sera de la sur qualité et n'amènera pas de grandes différences. Dans notre domaine une pointe avant régulière et sans variation brusque de tangence suffit.

## Étude de l'implantation moteur

### Etude 3d de la carène des moteurs horizontaux

#### Modélisation

Nous avons réalisé le design des carènes pour les moteurs qui serviront au décollage et au pilotage de l'avion. Nous avons donné un profil symétrique à la géométrie, afin de minimiser la trainée la portance de ce support moteur. Nous avons conçu l'implantation moteur ainsi :

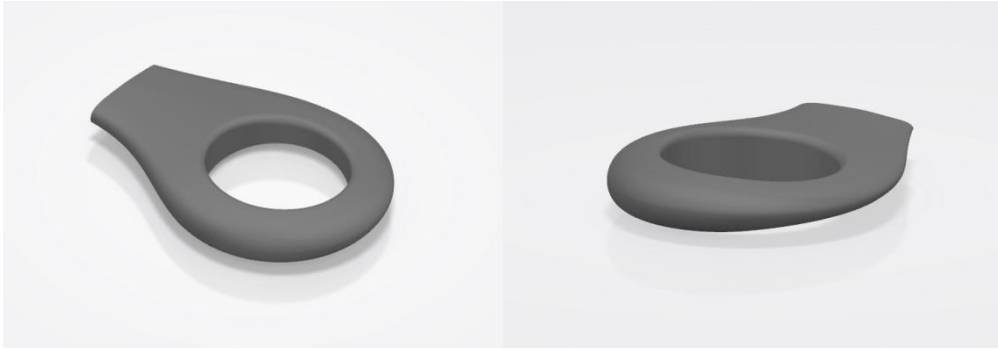


Figure 30 : Modèle 3D de la carène des moteurs

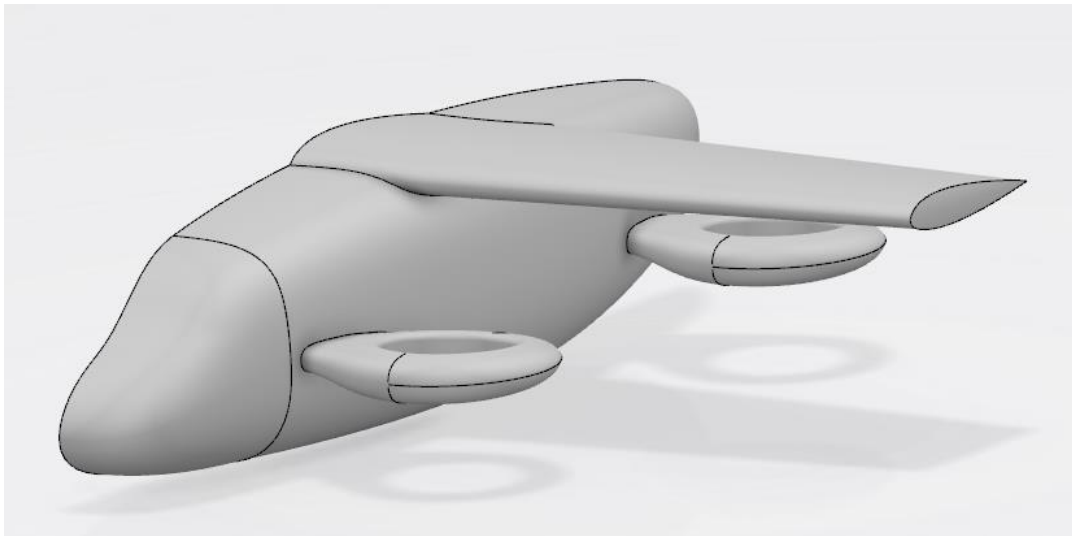


Figure 31 : Modèle 3D complet de l'avion

Nous avons commencé l'étude de l'implantation moteur d'un point de vue aérodynamique en réalisant une simulation sur la géométrie 3D de la carène seule. Cette première étude a pour objectif de valider la géométrie que nous avons réalisée du point de vue de la mécanique des fluides.

Les hypothèses de calcul sont les suivantes :

- On considère l'air comme incompressible.
- On considère la présence de phénomène turbulent, on utilise donc l'algorithme k-epsilon.

Pour cette étude nous avons réalisé le maillage du domaine autour de la géométrie. Ce domaine est un pavé de 9x4x7 m.



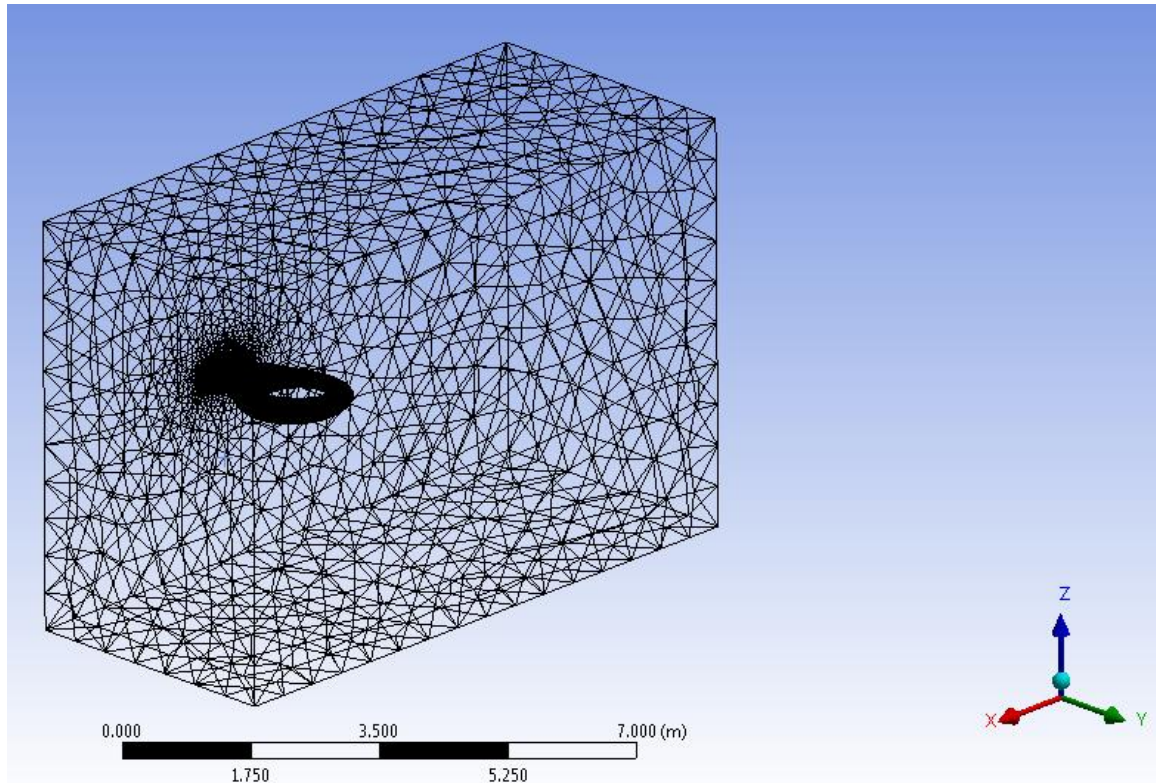


Figure 32 : Maillage de l'étude 3D de la carène

Sur ce modèle la carène est fixée sur le côté du domaine et on impose des conditions de tangence pour le fluide sur ce côté, on se rapproche ainsi du comportement du fluide si on intégrait le fuselage de l'avion dans le modèle. Ici nous avons choisi de réaliser cette étude sans le fuselage car celui n'est pas définitivement défini, nous avons donc voulu nous affranchir de ce paramètre.

Le maillage est composé de 2 244 588 éléments et de 580 193 nœuds. Le résultat concernant la conservation de la masse, lors du calcul, nous indique que les résultats obtenus sont fiables. En effet, on a une fluctuation de la masse totale du fluide de  $10^{-5} \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$ , ce qui est négligeable.

Les conditions de la simulation sont les suivantes : On impose une vitesse de l'air de  $80 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$  en entrée selon  $-\vec{x}$ . Ces conditions permettent de simuler le comportement du fluide lorsque l'avion est en palier à une vitesse de  $288 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ .

Il s'agit juste ici de simuler le comportement du fluide autour de la carène sans la présence d'une hélice ou d'une poussée quelconque.

## Résultats

Les résultats que nous obtenons sont les suivants :

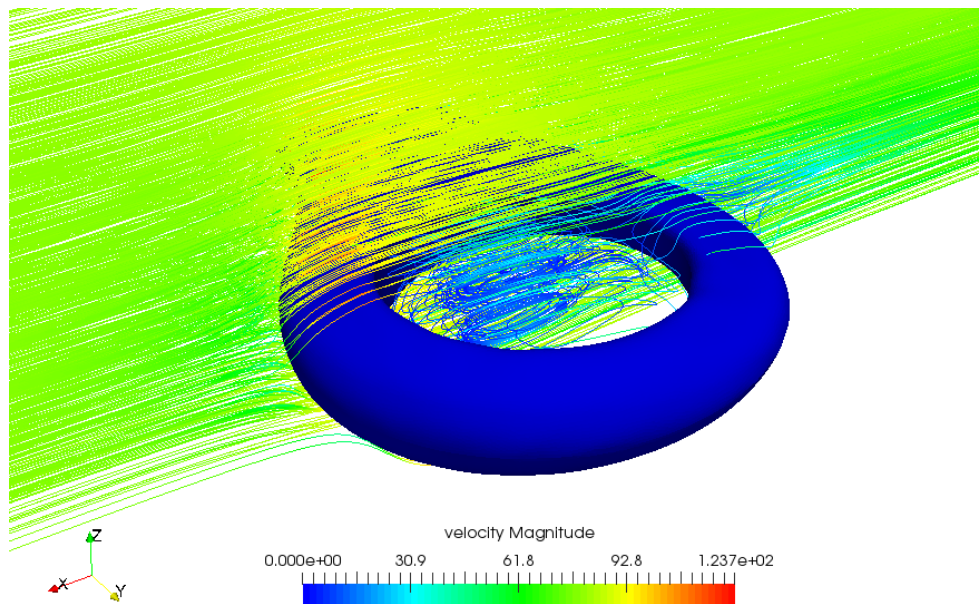


Figure 33 : Résultats de l'étude 3D sur la vitesse en m/s

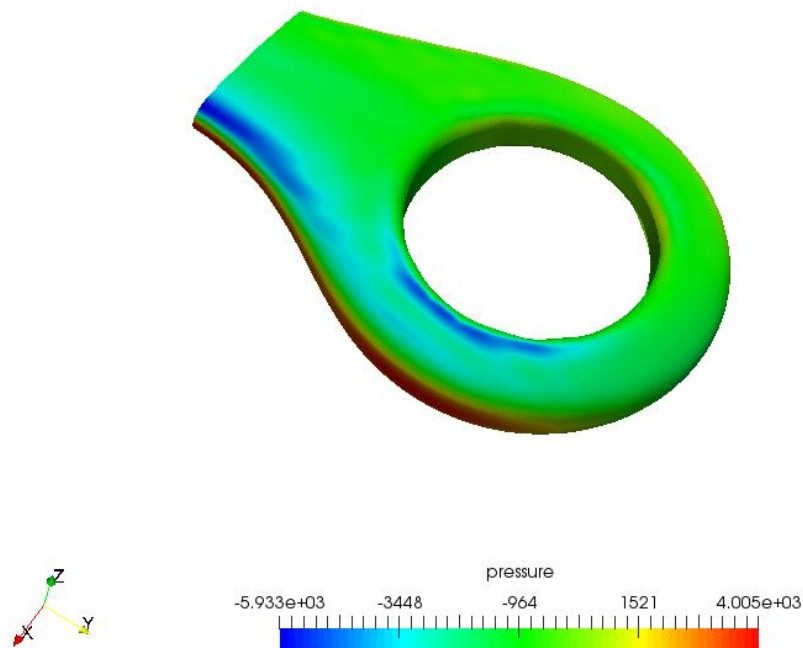


Figure 34 : Résultats de l'étude 3D sur la pression en Pa

**Tableau 2 : Résultats de l'étude 3D des moteurs**

Force de trainée	Force de Portance	Maître couple
506 N	22 N	0,625 m <sup>2</sup>

### Interprétation

La force de trainée est de 506 N et la portance est de 22 N. Ce qui nous fait si l'on considère les quatre moteurs 2024 N de trainée et 88 N de portance. La trainée est dû à la partie cylindrique au milieu de la géométrie qui produit des turbulences dans le fluide.

Les pressions que subit la géométrie se situent entre -5933 Pa et 4005 Pa autour de la pression atmosphérique. Ces informations nous seront utiles dans la continuité du projet pour réaliser la conception interne de ces carènes et l'étude en résistance des matériaux.

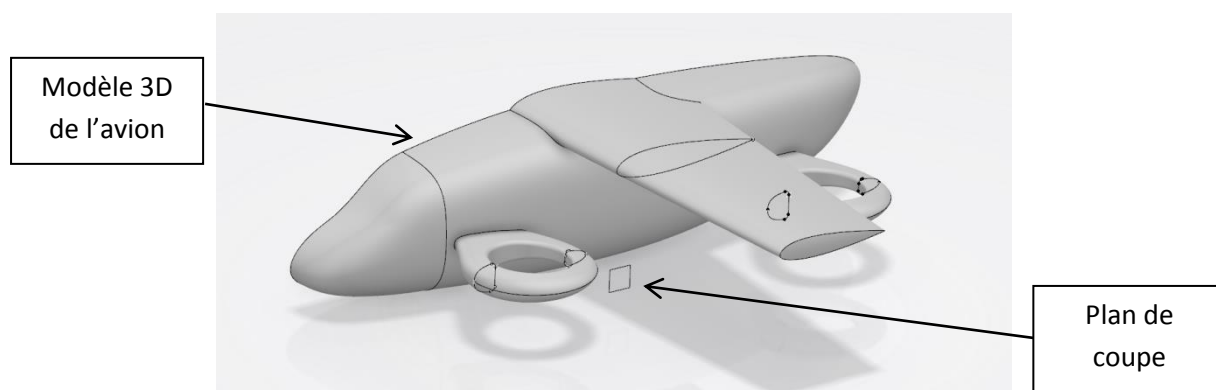
Les valeurs que nous obtenons avec cette simulation, nous confortent dans le design de la carène car les forces induites sont faibles notamment sur la portance. Le but étant d'influencer au minimum le comportement de l'avion.

### Etude 2D de la carène des moteurs et de son influence.

#### Contexte

Nous avons ensuite voulu simuler le comportement de l'avion avec deux moteurs et l'aile en utilisant son plan de symétrie. Nous nous sommes vite rendu compte que la complexité du maillage et la taille du domaine nous poseraient des problèmes au vu des moyens et de la puissance informatique dont nous disposons. Nous avons donc mis en place des modèles 2D pour simuler différents cas de vol et ainsi obtenir des résultats. Grâce au modèle 2D, on peut se permettre d'utiliser de grand domaine avec des maillages assez légers. La limite de cette simplification se situe dans les résultats car les phénomènes turbulents en 3D ne sont pas pris en compte. Nous allons donc exploiter les résultats en gardant à l'esprit cette limitation.

Pour la géométrie de la modélisation 2D de l'implantation moteur, nous nous sommes placés dans le plan qui coupe les carènes au milieu des cylindres. On récupère également la géométrie de l'aile pour les simulations que nous allons réaliser. Dans notre cas, les deux moteurs sont à une distance de 4,16m.


**Figure 35 : Mise en place de la géométrie de l'étude 2D des moteurs**

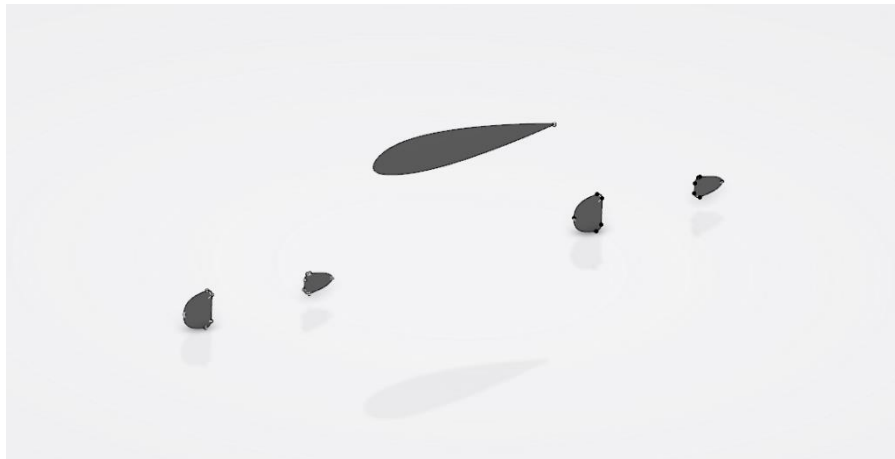


Figure 36 : Géométrie issus de l'intersection pour l'étude 2D des moteurs

### Modélisation

Les hypothèses de travail pour les simulations qui vont suivre sont les même que pour l'étude 3D.

Nous sommes également concentrés sur l'étude d'une seule configuration dans nos calculs. Il s'agit de la configuration avec une aile centrale et 4 moteurs fixés sur le fuselage. Comme le montre les vues 3D précédentes.

La modélisation que nous avons retenue pour simuler le comportement des moteurs est basée sur une différence de pression. En effet l'idée ici est de s'affranchir du comportement de l'hélice et de sa rotation. Ainsi, On impose une différence de pression entre l'entrée du moteur et la sortie d'air. Il est possible de réaliser cette modélisation en créant des frontières dans la partie centrale des carènes. On définit ensuite ces frontières comme des entrée et sortie de ventilation avec les conditions « Exhaust-Fan » et « Intake-Fan » qui sont déjà prédéfini dans le module de simulation Fluent. On applique ensuite les conditions aux limites en pressions, qui nous intéressent, sur ces frontières.

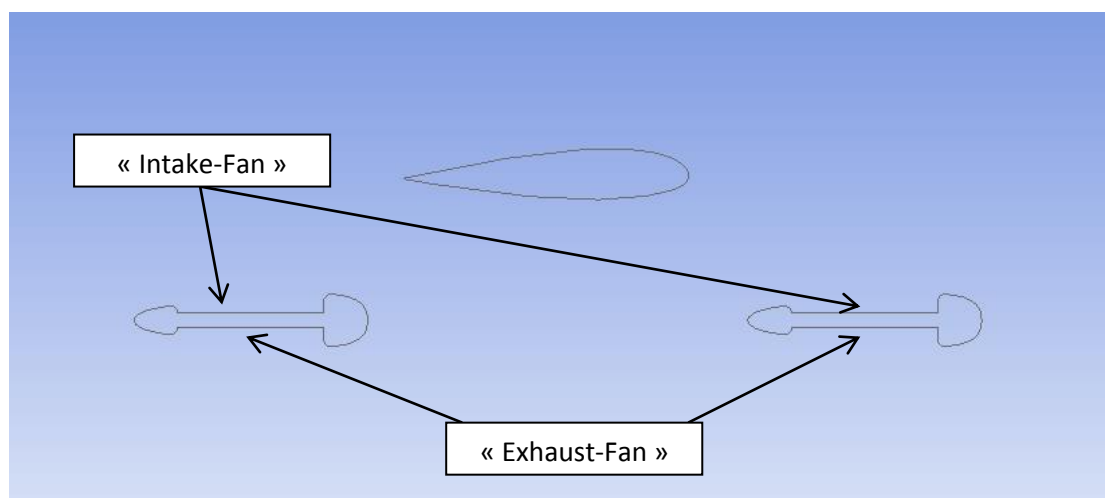


Figure 37 : Modélisation de l'étude 2D des moteurs

A présent, il est nécessaire de savoir quelles valeurs de pression à appliquer sur ces frontières. Pour cela, nous avons réalisé une étude sur le comportement de l'air autour d'une hélice.

## Etude théorique

On réalise l'étude d'une hélice en 2D dimension.

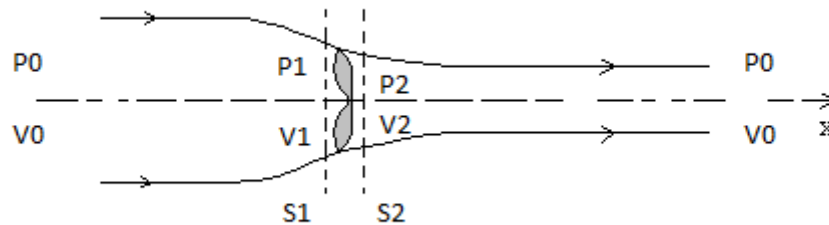


Figure 38 : Schéma de l'étude théorique d'une hélice

On considère dans notre cas, vu de la géométrie des carènes que  $S_1 = S_2 = S$ .

Les paramètres de l'étude sont les suivants :

- $P_0$  : Pression loin de l'hélice en Pa
- $V_0$  : Vitesse loin de l'hélice en Pa
- $S$  : Surface du cylindre en  $m^2$
- $P_1$  : Pression à l'entrée de l'hélice en Pa
- $V_1$  : Vitesse à l'entrée de l'hélice en  $m.s^{-1}$
- $P_2$  : Pression à la sortie de l'hélice en Pa
- $V_2$  : Vitesse du fluide à la sortie de l'hélice en  $m.s^{-1}$
- $F$  : Force de poussée en N

La théorie sur l'étude d'une hélice nous donne les formules suivantes :

$$P_2 - P_1 = \rho \frac{V_2^2 - V_1^2}{2}$$

$$F = \rho S \frac{V_2^2 - V_1^2}{2}$$

La force est dans la direction du fluide et dans le sens inverse de la vitesse.

### Etude d'une manœuvre de l'avion

Dans un premier temps, on s'intéresse à un cas simple de manœuvre c'est-à-dire que l'on considère que l'avion pivote autour de l'axe de son fuselage.

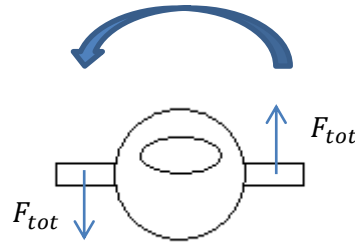


Figure 39 : Schéma de l'étude de la manœuvre

La force  $F$  correspond à la force fournie par un moteur. Pour notre étude nous considérons 2 moteurs de chaque côté de l'avion qui fonctionnent ensemble :

$$F_{tot} = 2 \rho S \frac{V_2^2 - V_1^2}{2}$$

On calcule le moment induit par les quatre moteurs de l'avion.

$$M_{tot} = 2 d F_{tot}$$

Avec  $d$  la distance entre le centre des moteurs et l'axe du fuselage, c'est-à-dire le bras de levier, en m.

On utilise ensuite le principe fondamental de la dynamique sur l'axe de rotation.

$$J \ddot{\theta} = M_{tot}$$

Pour simplifier le calcul, on approxime la forme de l'avion à un cylindre qui correspond au fuselage, on a donc :

$$J = \frac{m}{4} \left( R^2 + \frac{h^2}{3} \right)$$

Avec  $m$  la masse de l'avion en Kg,  $R$  le rayon approché du fuselage en m et  $h$  la longueur de l'avion en m.

Le PFD s'écrit donc :

$$\frac{m}{4} \left( R^2 + \frac{h^2}{3} \right) \ddot{\theta} = 4 \rho S \frac{V_2^2 - V_1^2}{2}$$

On fait l'hypothèse dans un premier temps que la vitesse en entrée est nulle :  $V_1 = 0$

On calcule ensuite  $V_2$  :

$$V_2 = \sqrt{\frac{m}{4} \left( R^2 + \frac{h^2}{3} \right) \ddot{\theta} \frac{1}{2 \rho S}}$$

On réalise l'application numérique avec

- $M = 2000 \text{ kg}$
- $R = 1.1 \text{ m}$
- $H = 8 \text{ m}$
- $\ddot{\theta} = 1 \text{ rad/s}^2$
- $D = 2 \text{ m}$
- $\rho = 1.225 \text{ kg.m}^{-3}$
- $S = 1.57 \text{ m}^2$

On obtient donc :

$$V_2 = 54 \text{ m.s}^{-1}$$

Toujours avec la même hypothèse sur  $V_1$ , on calcul la différence de pression que la vitesse induit :

$$\Delta P = \rho \frac{V_2^2}{2}$$

On obtient :

$$\Delta P = 1786 \text{ Pa}$$

Pour simuler une manœuvre, on impose donc une différence de pression de 1786 Pa avec

$$P_1 = -893 \text{ Pa et } P_2 = 893 \text{ Pa}$$

On inversement en fonction du sens que l'on souhaite donner à la force.

### *Etude du décollage de l'avion*

On utilise ensuite les mêmes équations pour trouver la différence de pression nécessaire pour simuler un décollage.

Le poids de l'avion est donné par :

$$P = m g$$

Avec  $g$  la constante d'accélération de l'apesanteur,  $g = 9.81 \text{ m.s}^{-2}$

La force des moteurs doit réussir au minimum à contrer ce poids, avec l'hypothèse que  $V_1$  est nulle pour faire le calcul, on obtient :

$$m g = 4 \rho S \frac{V_2^2}{2}$$

D'où

$$V_2 = \sqrt{\frac{m g}{2 \rho S}}$$

L'application numérique nous donne une vitesse :

$$V_2 = 101 \text{ m.s}^{-1}$$



On obtient grâce à la valeur de cette vitesse :

$$\Delta P = 6248 \text{ Pa}$$

Pour simuler un décollage, on impose donc une différence de pression de 6248 Pa avec :

$$P_1 = -3124 \text{ Pa et } P_2 = 3124 \text{ Pa.}$$

Nous avons ainsi calculé des pressions à partir de certaines hypothèses. Ces valeurs vont nous permettre de renseigner le logiciel et ainsi réaliser les simulations.

### Mise en place du calcul par éléments finis

Pour les études 2D que nous avons réalisé, nous avons un maillage sur de grand domaine. En effet, le domaine à pour dimension 120x100 m. Seul une modélisation en 2 dimensions nous permet d'utiliser des domaines aussi grand.

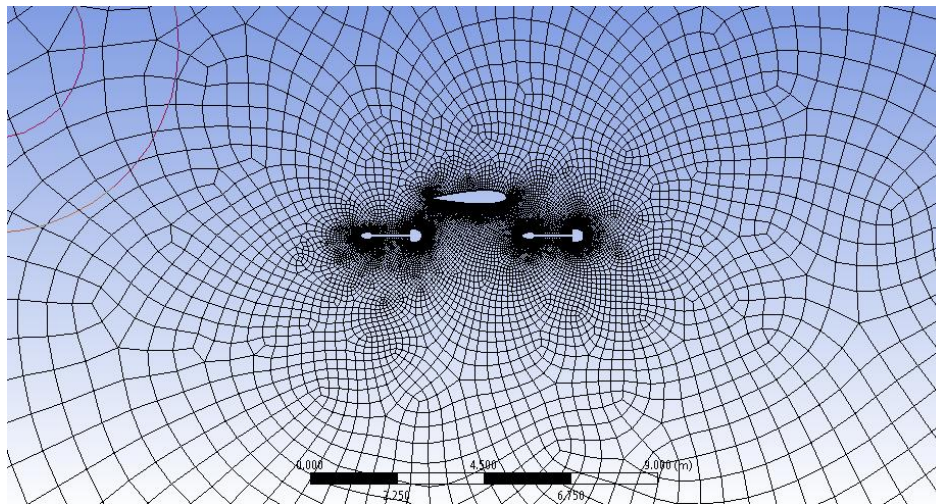


Figure 40 : Maillage des études 2D sur les moteurs

Pour la suite des résultats, il est nécessaire de mettre en place une échelle de fiabilité. En effet, nous avons été confrontés à certains problèmes notamment sur la convergence des résultats. Il en résulte que tous les résultats qui suivent n'ont pas le même niveau de fiabilité.

L'échelle que l'on a mise en place est la suivante :

Qualificatif	Très fiable	fiable	Peu fiable	Pas fiable
Note	4	3	2	1

Cette échelle prend en compte les résultats sur la conservation de la masse, la résolution de la couche limite du fluide et la convergence des résultats.



## Résultats

### Etude de la géométrie seule

Il s'agit de simuler ici le comportement de l'air autour de la géométrie 2D complète, avec les deux moteurs et l'aile. L'objectif de cette simulation est de mettre en place des valeurs de référence sur la géométrie avant la mise en place du comportement des moteurs.

Les paramètres d'entrées pour cette simulation correspondent à ceux utilisés pour le modèle 3D de la carène du moteur. On impose une vitesse d'entrée de  $80 \text{ m.s}^{-1}$  selon l'axe des  $-\vec{x}$ . En se basant sur l'échelle de valeur établit précédemment, ce calcul à une note de 2.

Les résultats obtenus sont les suivants :

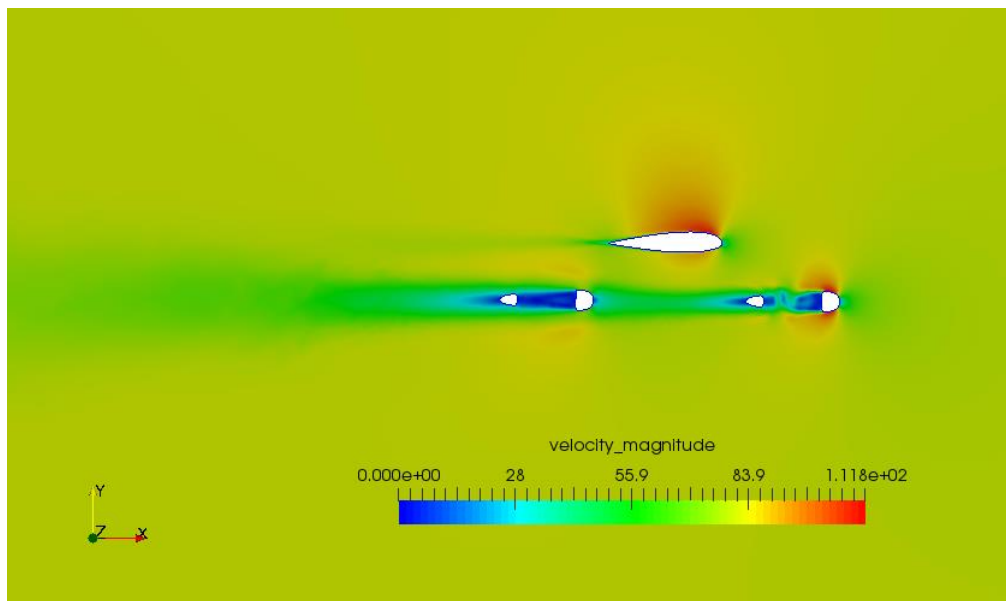


Figure 41 : Résultats de l'étude 2D de la géométrie sur la vitesse en m/s

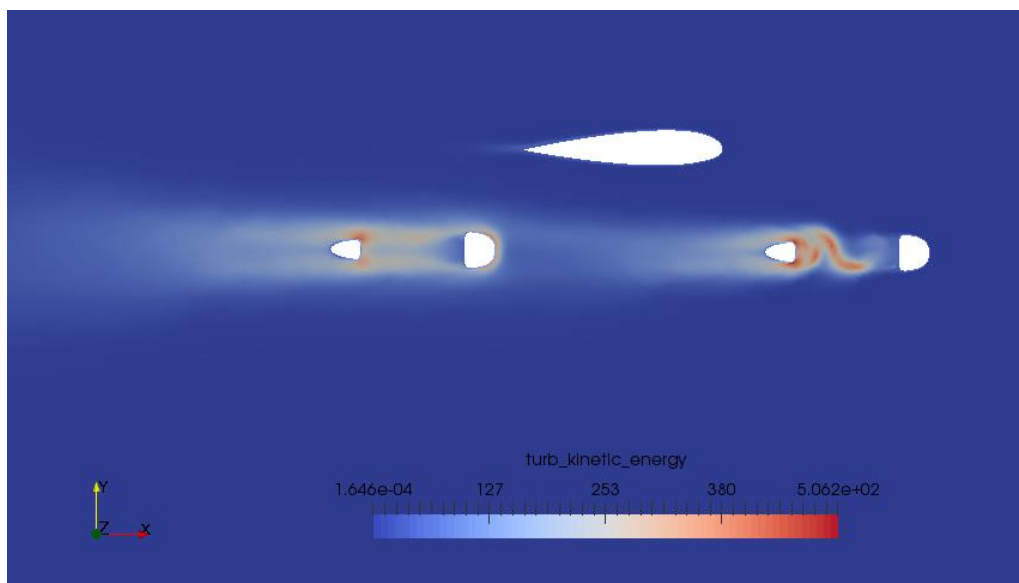


Figure 42 : Résultats de l'étude 2D de la géométrie sur l'énergie turbulente en J/Kg

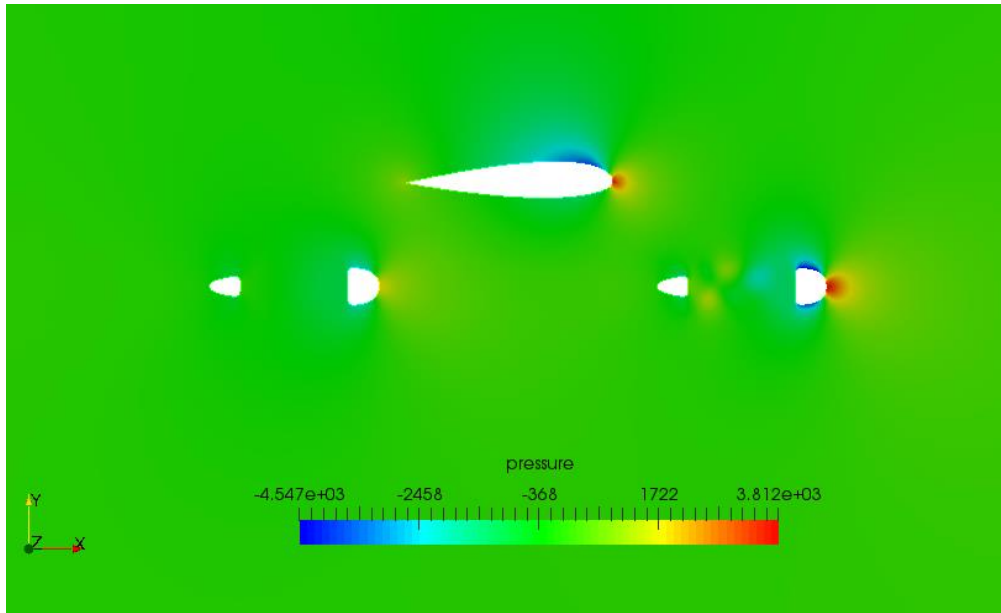


Figure 43 : Résultats de l'étude 2D de la géométrie sur la pression en Pa

Tableau 3 : Résultats de l'étude 2D de la géométrie

Force de trainée	Force de portance	Coefficient de trainée	Coefficient de portance	Maitre couple
1491 N	2718 N	2704	4929	0.9 m

### Interprétation

Les valeurs ici correspondent à ce que l'on peut trouver dans la littérature avec une portance plus importante que la trainée. Cependant le faible ratio entre les deux forces s'explique par le fait que la géométrie des moteurs apporte surtout de la trainée au système global.

### Etude du décollage

Il s'agit de simuler ici le comportement de l'air lors de la phase de décollage vertical, sans déplacement horizontal. L'objectif de cette simulation est d'observer le comportement de l'air au niveau de l'aile lors de cette phase.

On a simulé ici deux configurations différentes, la première simulation comprend seulement les deux moteurs et la seconde simulation comprend le modèle complet, moteur plus aile. Il n'y a pas de vitesse d'avance dans ces simulations, mais une vitesse de décollage que l'on a fixé à  $3 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$  selon l'axe des  $-\vec{y}$ . On impose ici la différence de pression que nous avons calculée et qui correspond au décollage au niveau des moteurs, c'est-à-dire  $P_1 = -3124 \text{ Pa}$  et  $P_2 = 3124 \text{ Pa}$ .

En se basant sur l'échelle de valeur établit précédemment, le calcul avec seulement les deux moteur à une note de 3. Le calcul avec l'ensemble du modèle à une note de 2.

Les résultats obtenus sont les suivants :

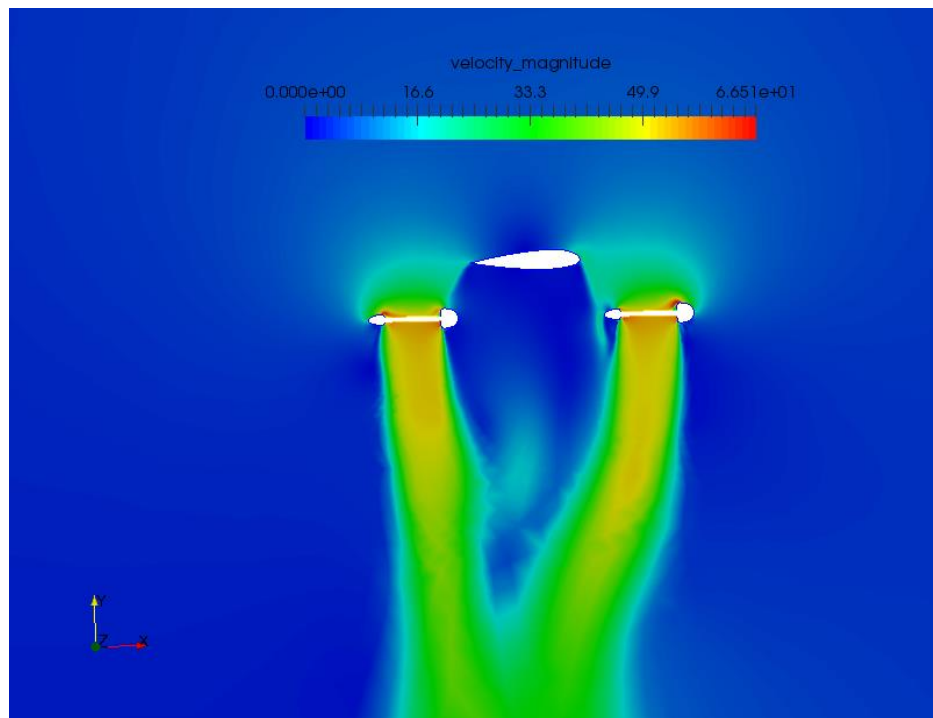


Figure 44 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec l'aile sur la vitesse en m/s

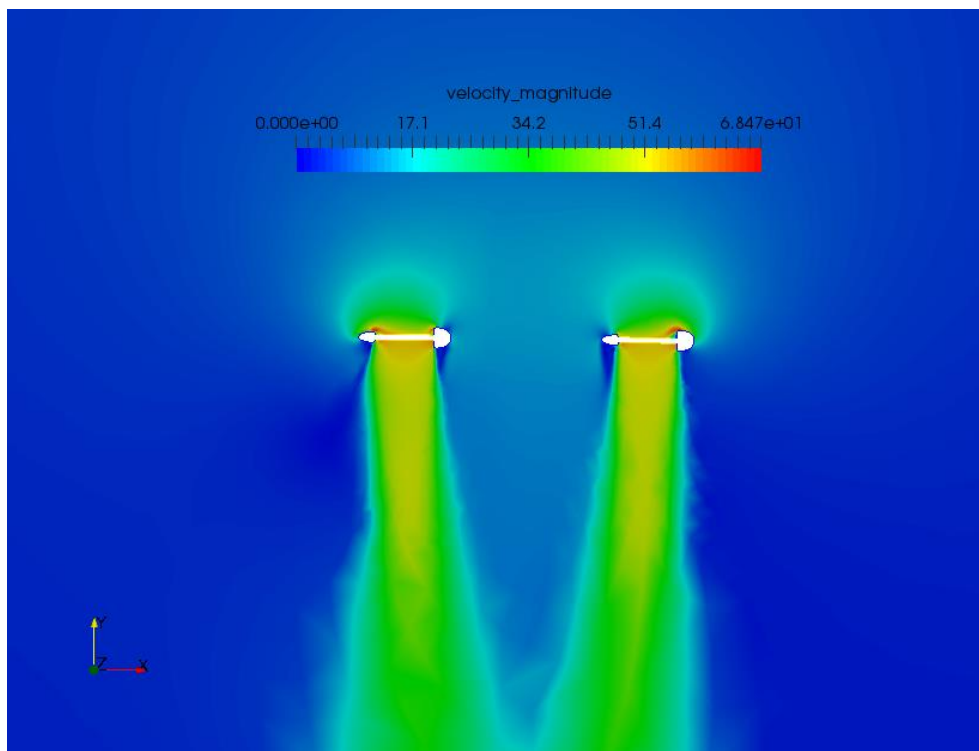


Figure 45 : Résultats de l'étude 2D du décollage sans l'aile sur la vitesse en m/s

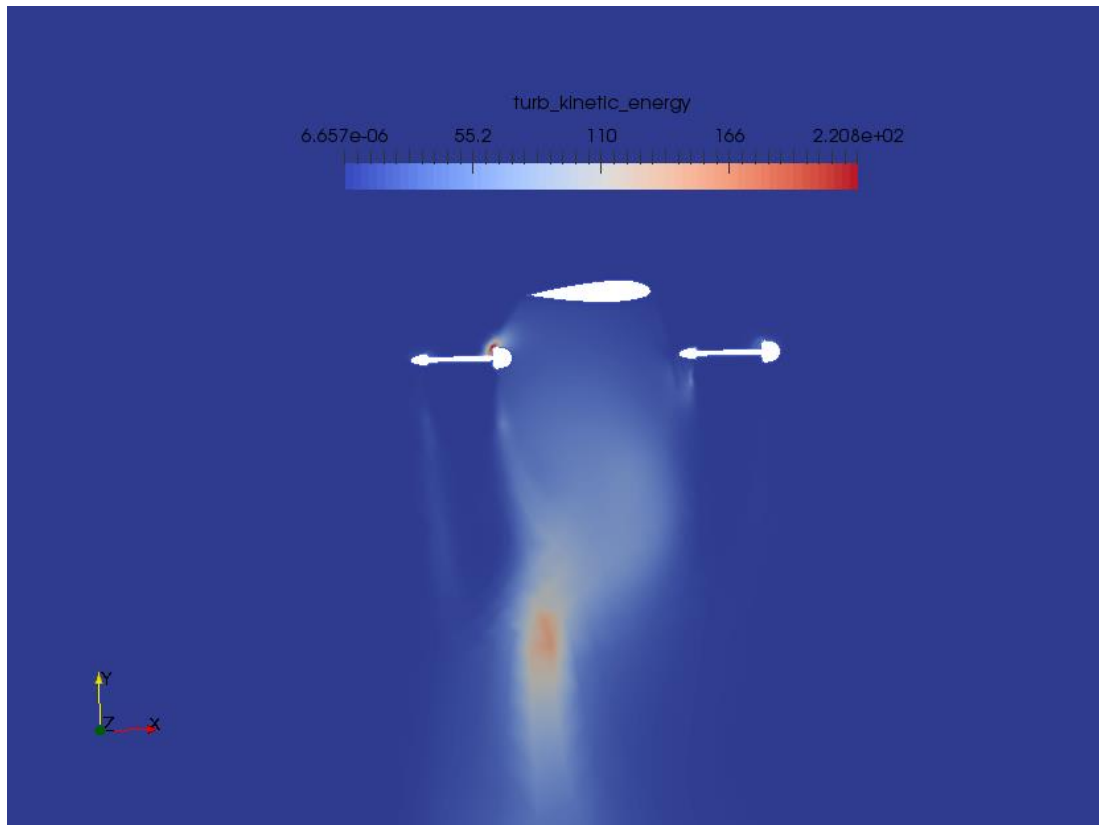


Figure 46 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec l'aile sur l'énergie turbulente en J/kg

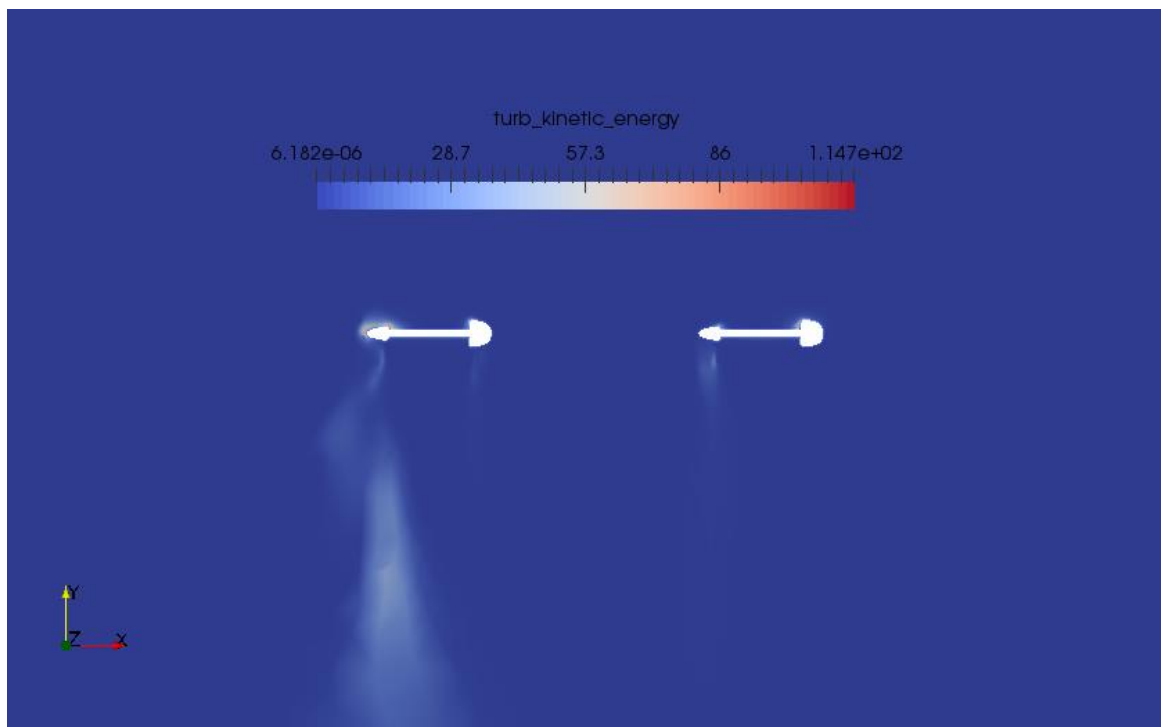


Figure 47 : Résultats de l'étude 2D du décollage sans l'aile sur l'énergie turbulente en J/kg

Tableau 4 : Résultats de l'étude 2D sur le décollage

Modèle	Force de trainée	Force de décollage	Maitre couple
Avec l'aile	384 N	627 N	2.5 m
Sans l'aile	471 N	1270 N	0.5 m

### Interprétation

Les résultats sur les vitesses montrent que la présence de l'aile vient perturber l'arrivée d'air des moteurs. Mais sa présence permet également de réduire la trainée de l'ensemble. Ce dernier résultat est plutôt contre intuitif et peut s'explique par la modification de l'écoulement d'air au niveau des moteurs.

Les résultats sur l'énergie turbulente montrent que la présence de l'aile multiplie par le deux la quantité d'énergie perdue dans la turbulence de l'air. Ce résultat est en accord avec les valeurs de forces pour le décollage car on passe de 1270 N à 627 N. Ceci s'explique par la résistance que produit l'aile à l'air.

On s'aperçoit avec ce calcul que l'aile à grande influence sur le décollage de l'avion.

### Etude du décollage avec une vitesse d'avance.

Il s'agit de simuler ici le comportement de l'air lors de la phase de décollage avec différentes vitesses d'avance. L'objectif de cette simulation est d'observer le comportement de l'avion lorsqu'il prend de la vitesse avec les pressions du décollage.

On a simulé ici trois configurations différentes, avec trois vitesses d'avance différentes selon l'axe  $-\vec{x}$ . Ces trois vitesses sont  $5 m.s^{-1}$ ,  $40 m.s^{-1}$  et  $80 m.s^{-1}$ . On impose ici la différence de pression qui correspond au décollage au niveau des moteurs.

En se basant sur l'échelle de valeur établit précédemment, ces trois calcul ont une note de 3.

Les résultats obtenus sont les suivants:

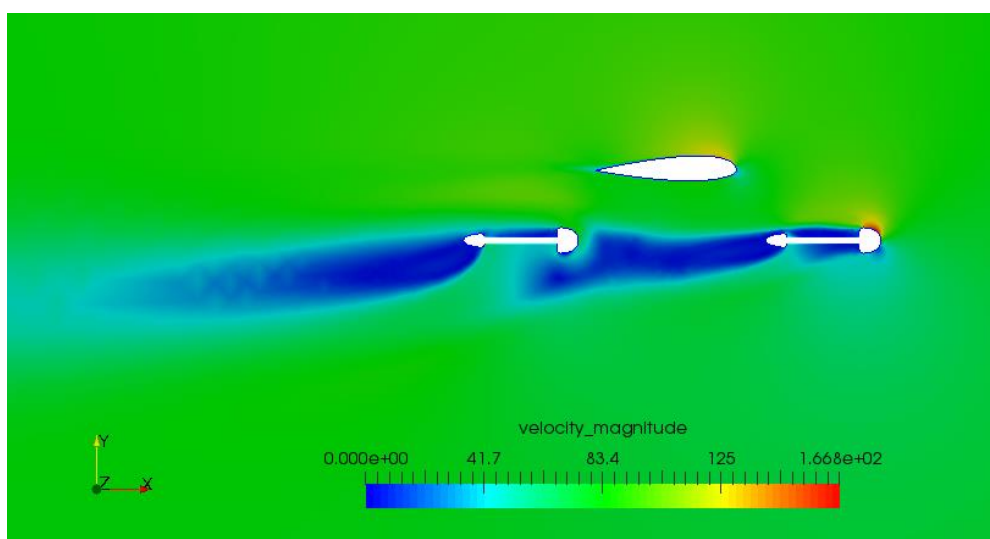


Figure 48 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 80m/s sur la vitesse en m/s

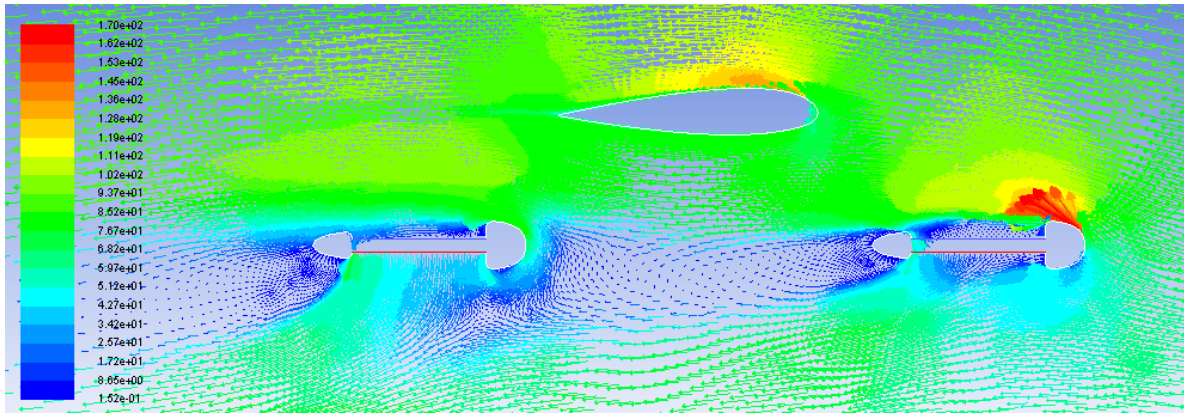


Figure 49 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 80m/s sur les vecteurs vitesses en m/s

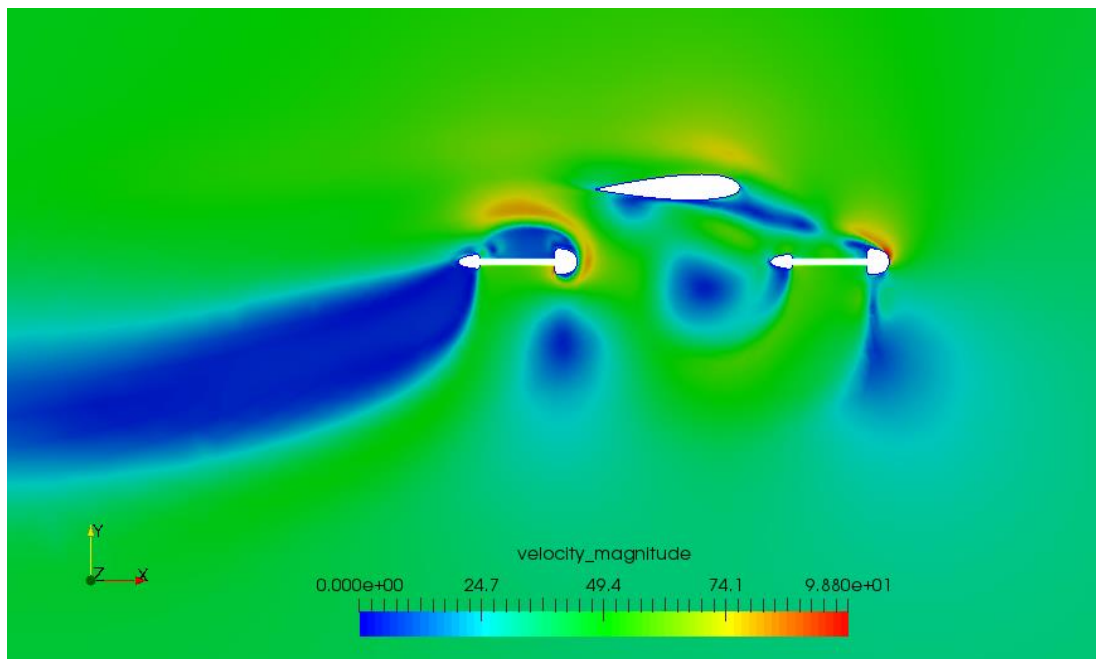


Figure 50 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 40m/s sur la vitesse en m/s

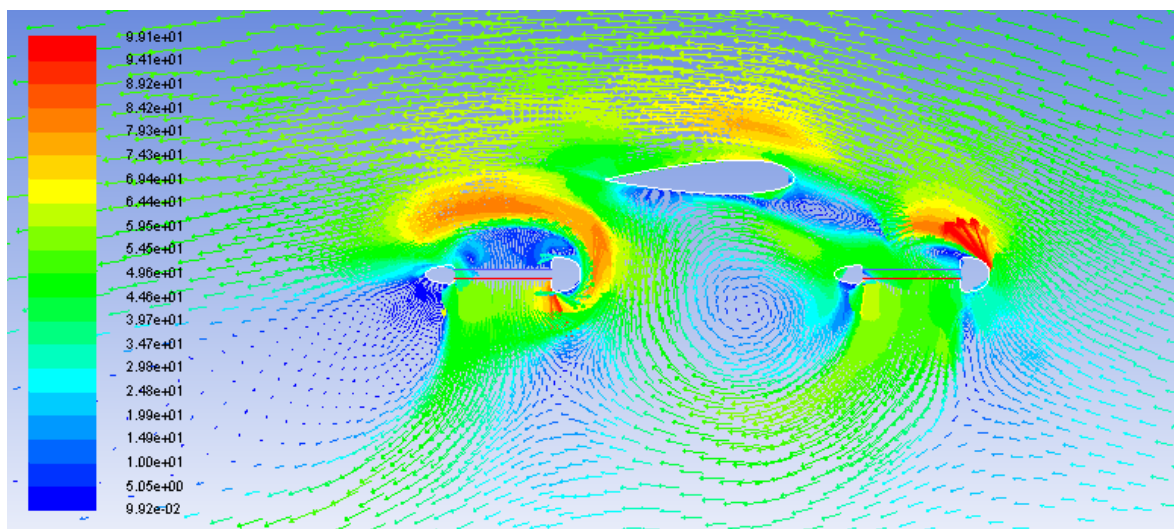


Figure 51 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 40m/s sur les vecteurs vitesses en m/s



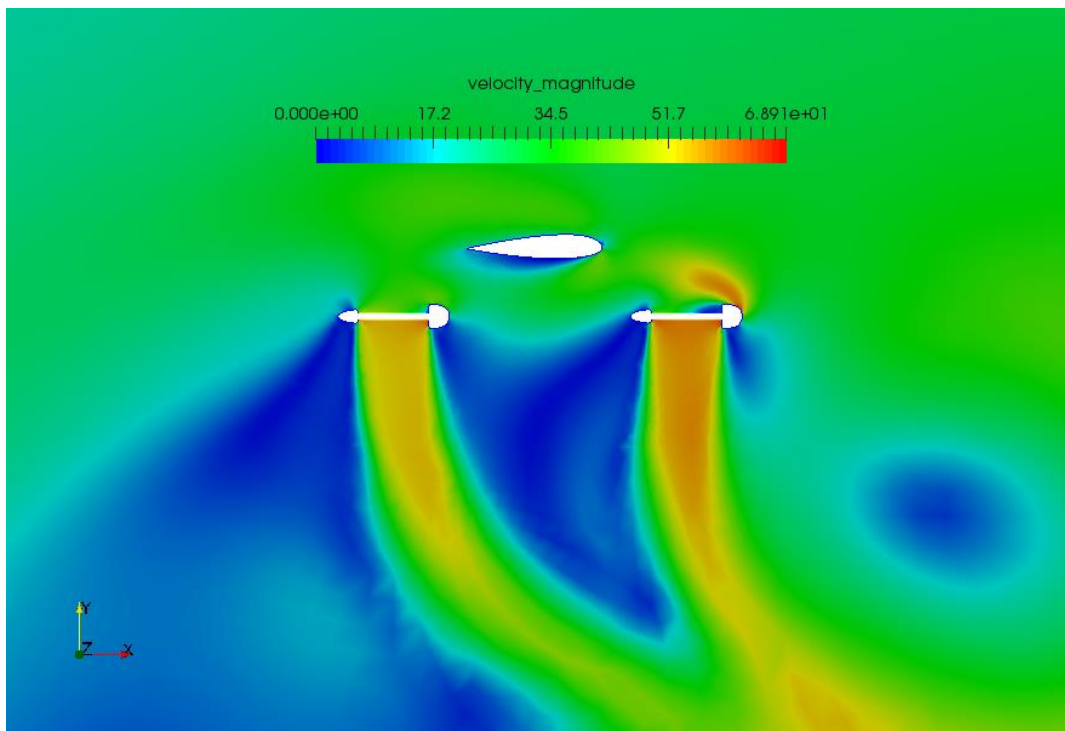


Figure 52 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 5m/s sur la vitesse en m/s

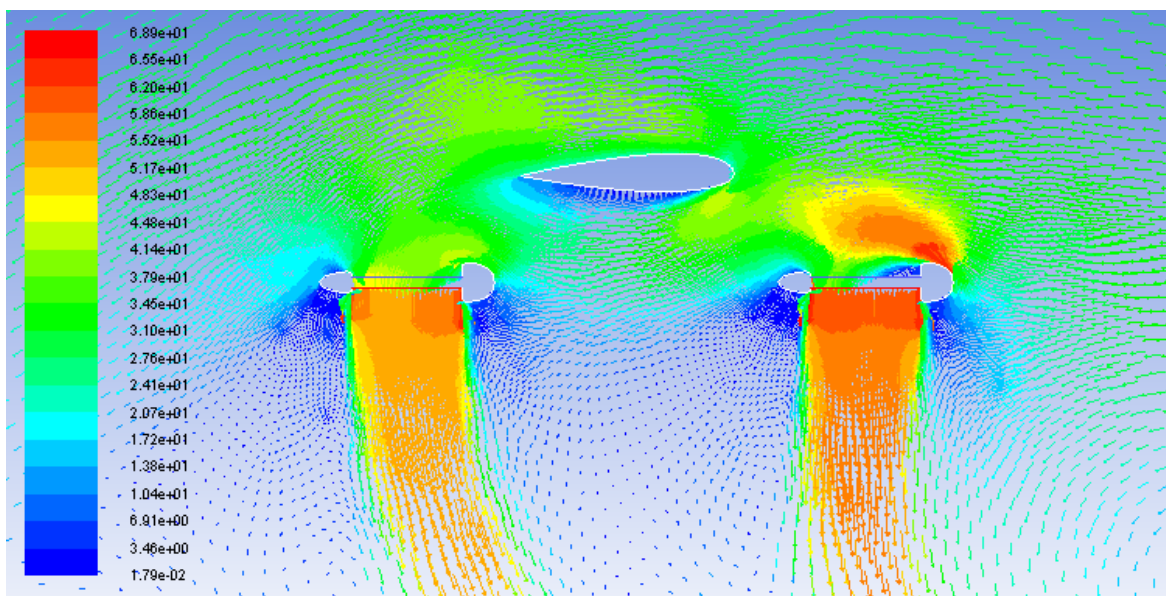


Figure 53 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 5m/s sur les vecteurs vitesses en m/s

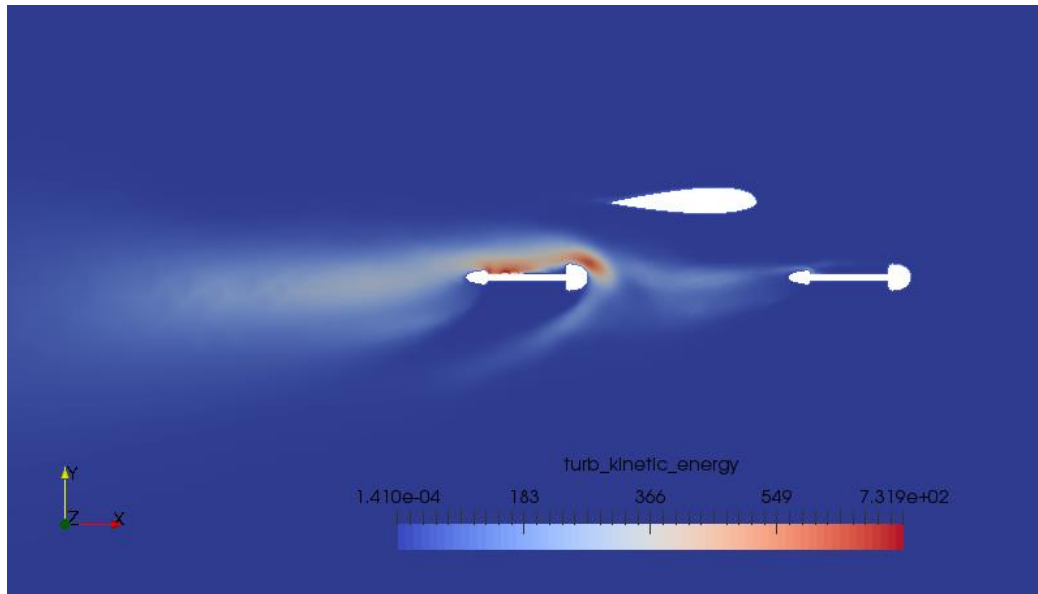


Figure 54 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 80m/s sur l'énergie turbulente en J/kg

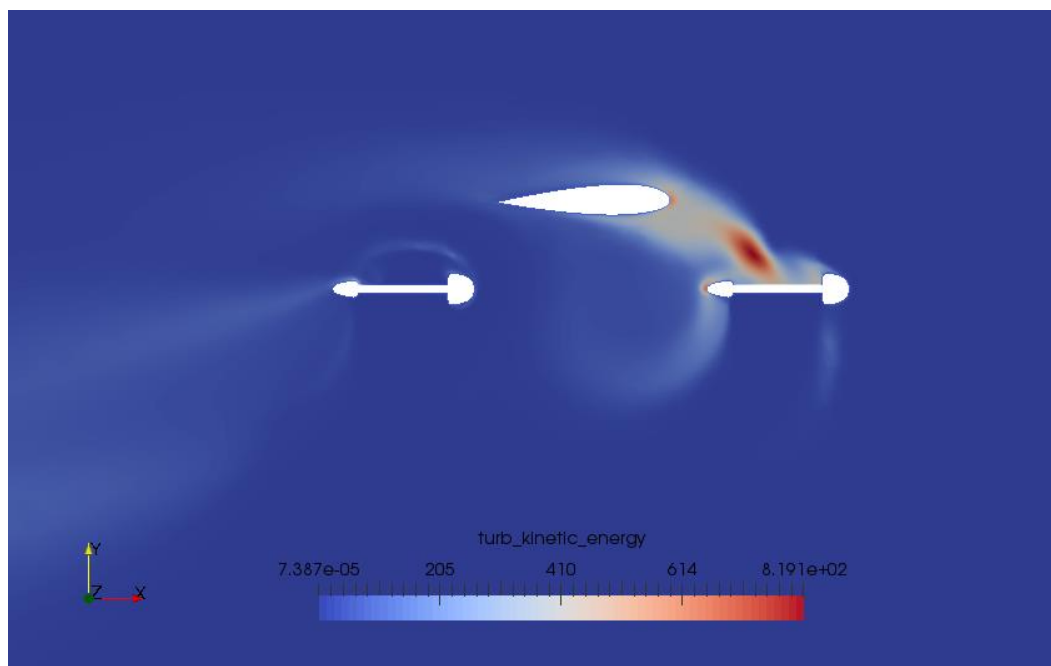


Figure 55 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 40 m/s sur l'énergie turbulente en J/kg



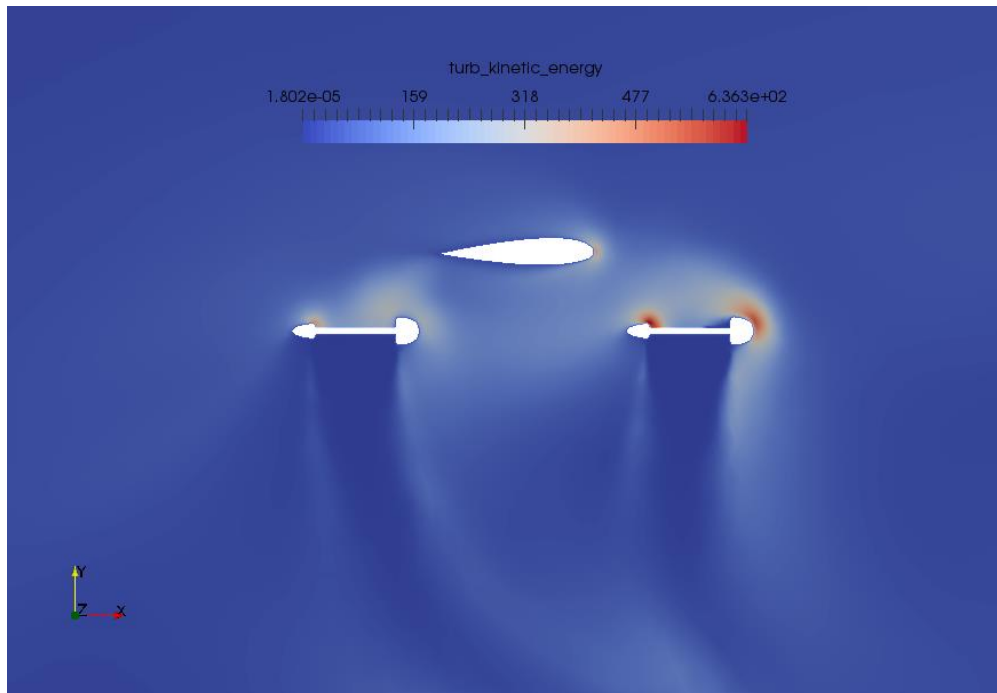


Figure 56 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 5 m/s sur l'énergie turbulente en J/kg

Tableau 5 - Résultats de l'étude 2D sur le décollage

Vitesse d'avance	Force de trainée	Force de Portance	Maitre couple
80 m/s	1710 N	12598 N	0.9 m
40 m/s	1954 N	4610 N	
5 m/s	223 N	526 N	

## Interprétation

Les résultats que nous obtenons sur le comportement de l'air au niveau des vitesses et des vecteurs associés est particulièrement intéressante. En effet, on s'aperçoit que l'air est beaucoup perturbé lorsque la vitesse est de  $40 \text{ m.s}^{-1}$ . Ceci se traduit également dans les valeurs de l'énergie turbulente car on atteint un maximum de  $819.1 \text{ J/kg}$ . Intuitivement on peut s'attendre à une diminution de la trainée et de l'énergie turbulente avec la diminution de la vitesse d'avance, or ici on s'aperçoit que pour la deuxième simulation il n'en est rien. La trainée et l'énergie turbulente sont les plus élevés dans le cas où la vitesse est de  $40 \text{ m.s}^{-1}$ . De plus, la force de portance est divisée par 3 entre les deux premières simulations. Ces constatations nous montrent une certaine non linéarité dans les résultats que nous obtenons et il existe des configurations de vol pour lesquelles les performances de vol sont très dégradées.

Ensuite, on s'aperçoit également que la force de portance, lorsque la vitesse d'avance est de  $5 \text{ m.s}^{-1}$ , est de 526 N or lors de l'étude du décollage seul sans vitesse d'avance, la force obtenue était de 627. On a donc une perte de portance lorsque l'avion commence à avancer.

### Etude de la manœuvre

Il s'agit de simuler ici le comportement de l'avion lors de la manœuvre simple dont nous avons calculé les paramètres précédemment. Cette manœuvre est la rotation de l'avion autour de l'axe du fuselage. L'objectif de cette simulation est d'observer l'influence des manœuvres sur la portance.

Nous avons réalisé pour l'étude de la manœuvre 4 calculs. Les paramètres que l'on utilise pour les deux premiers sont dans un premier temps la différence de pression correspondant à la manœuvre que l'on impose sur les moteurs, c'est-à-dire avec  $P_1 = -893 \text{ Pa}$  et  $P_2 = 893 \text{ Pa}$ . On impose ensuite deux vitesses d'avance différentes :  $40 \text{ m.s}^{-1}$  et  $80 \text{ m.s}^{-1}$ .

On réalise ensuite deux autres calculs avec les mêmes vitesses d'avance mais en inversant la pression sur les moteurs de telle façon à simuler les deux côtés de l'avion car d'un côté les moteur pousse et de l'autre il tire l'avion pour initier le mouvement de rotation.

En se basant sur l'échelle de valeur établit précédemment, ces quatre calculs ont une note de 4.

### Résultat moteurs qui poussent

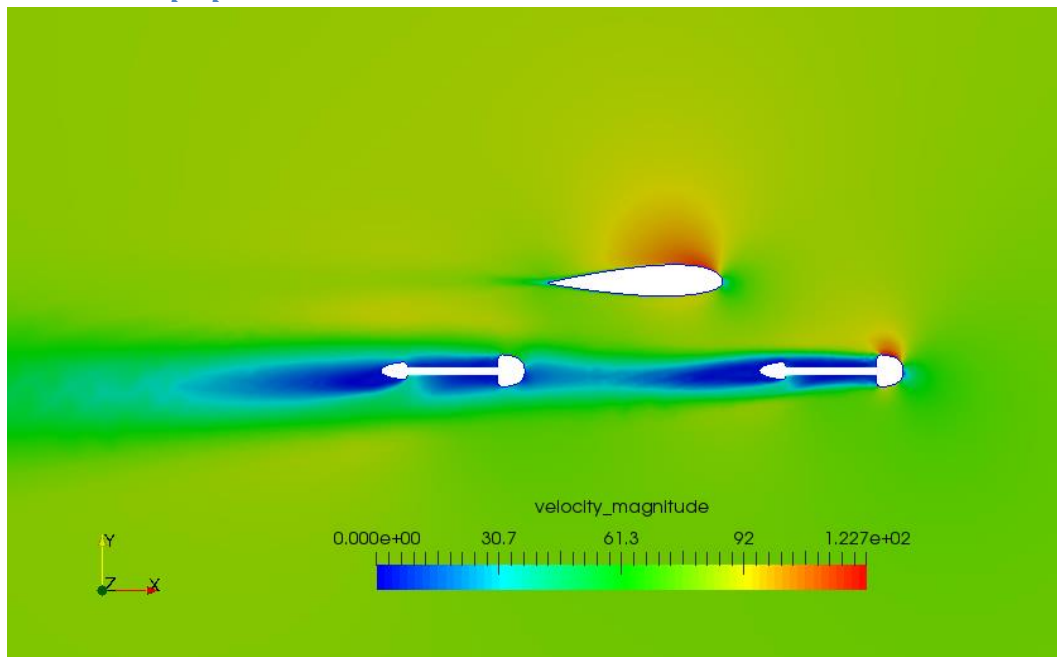


Figure 57 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre avec une vitesse de 80m/s sur la vitesse en m/s

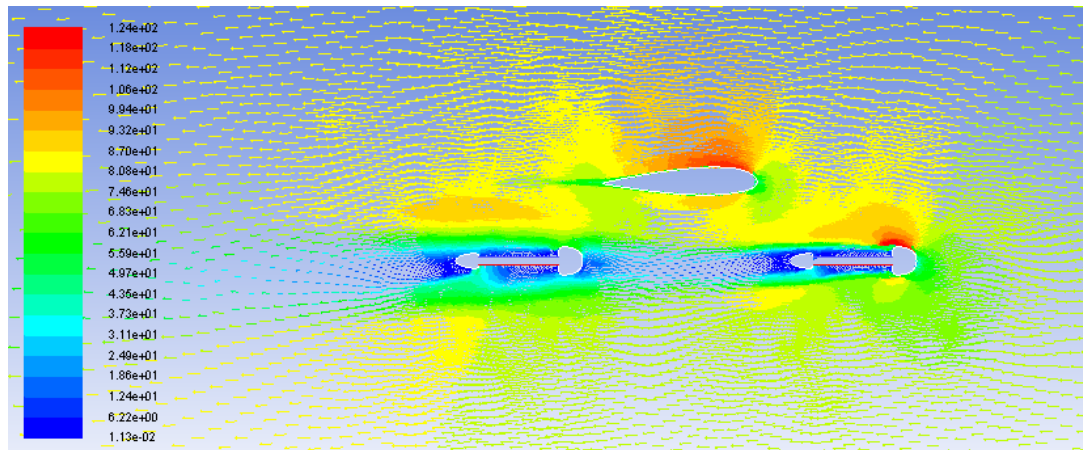


Figure 58 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre avec une vitesse de 80m/s sur les vecteurs vitesses en m/s

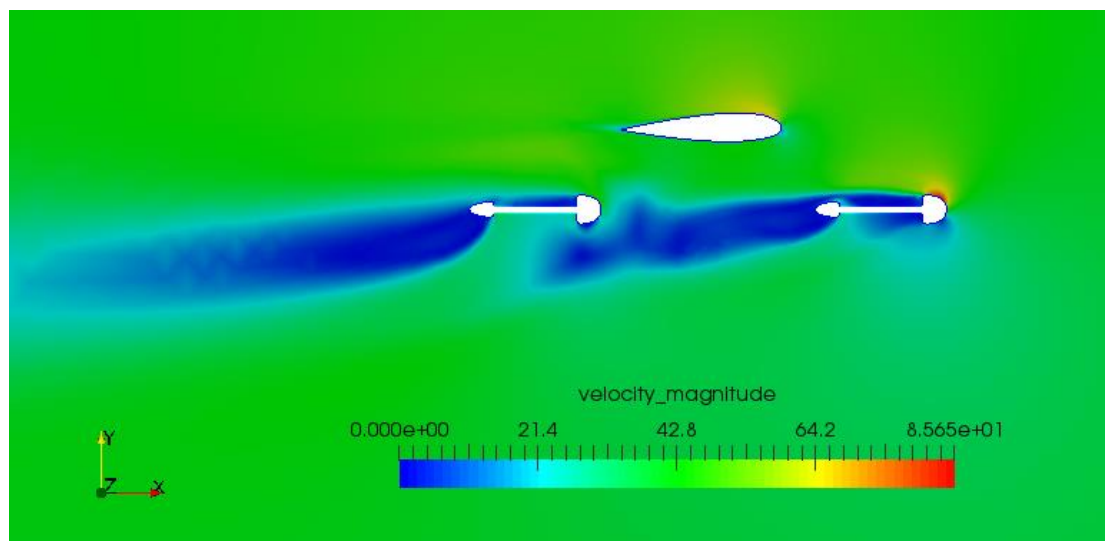


Figure 59 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre avec une vitesse de 40m/s sur la vitesse en m/s

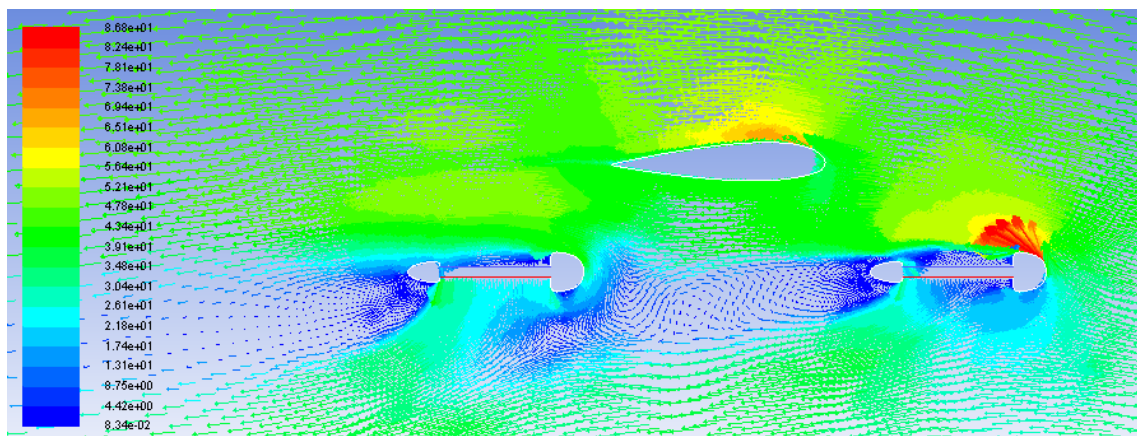


Figure 60 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre avec une vitesse de 40m/s sur les vecteurs vitesses en m/s

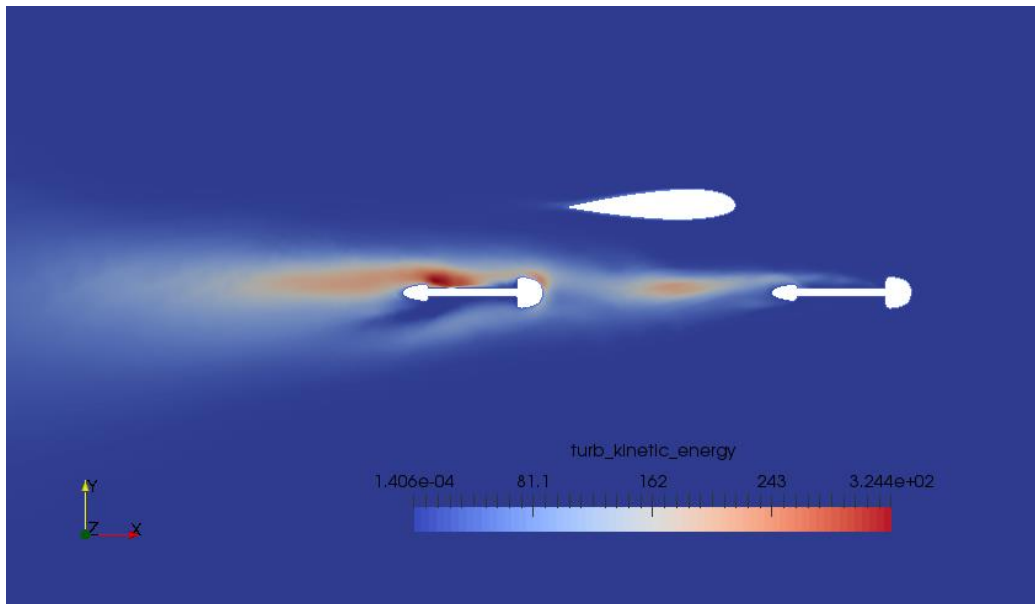


Figure 61 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre avec une vitesse de 80 m/s sur l'énergie turbulente en J/kg

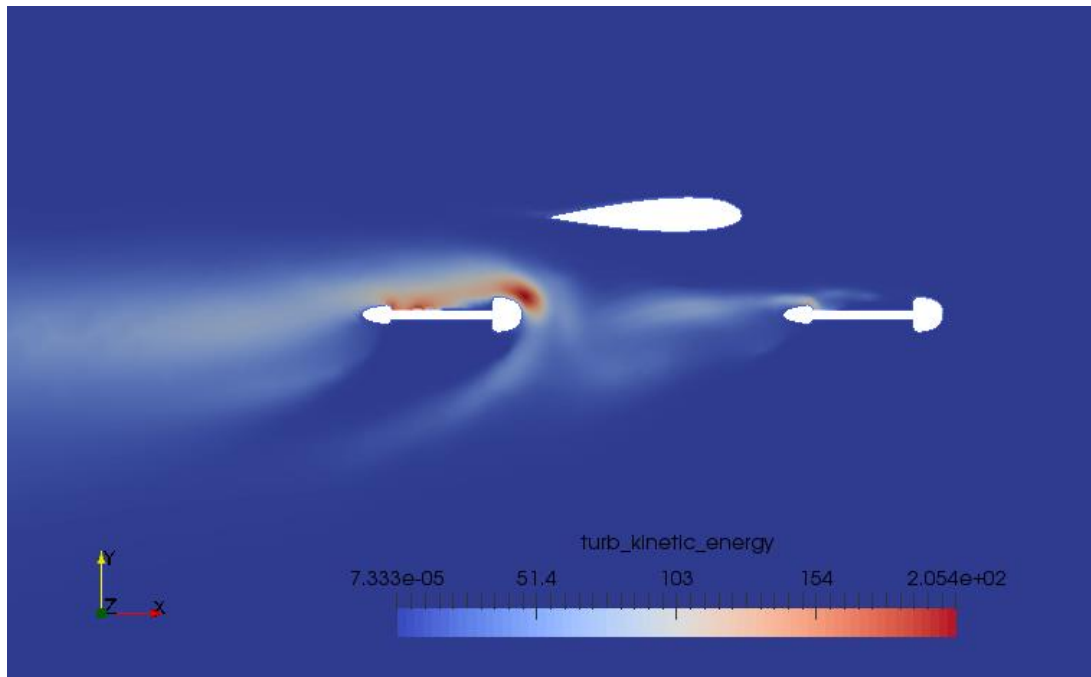


Figure 62 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre avec une vitesse de 40 m/s sur l'énergie turbulente en J/kg

Tableau 6 - Résultats sur l'étude 2D de la manœuvre

Vitesse d'avance	Force de trainée	Force de Portance	Coefficient de trainée	Coefficient de portance	Maitre couple
80 m/s	465 N	5413 N	844	9820	0.9 m
40 m/s	517 N	3373 N	938	6180	

### Interprétation

Les résultats que l'on obtient sur la répartition des vitesses et les vecteurs associés montrent que l'on a moins de phénomène turbulent que pour l'étude précédente. Cependant, il y a toujours de l'énergie perdu en turbulence comme le montrent les résultats et notamment avec le cas où la vitesse est de  $80 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ .

On constate également une augmentation de la traînée lorsque l'on diminue la vitesse. En effet on passe de 465 N à 517 N lorsque l'on divise la vitesse par deux, soit une augmentation de 18%. Dans le même temps, on a une perte de portance de 38%.

Si l'on compare ces résultats à ceux obtenus pour l'étude de la géométrie, on remarque que dans ce cas on a 3 fois moins de traînée et 2 fois plus de portance. Ces facteurs s'expliquent d'une part par la modélisation, car il n'y a plus de turbulence dans la partie cylindrique des moteurs en raison des conditions aux limites, et d'autre part par les pressions appliquées sur les moteurs qui viennent ici pousser, on a donc plus d'effort pour la portance. On a donc ici 2709 N qui sont apportés par les moteurs.

### Résultat moteurs qui tirent

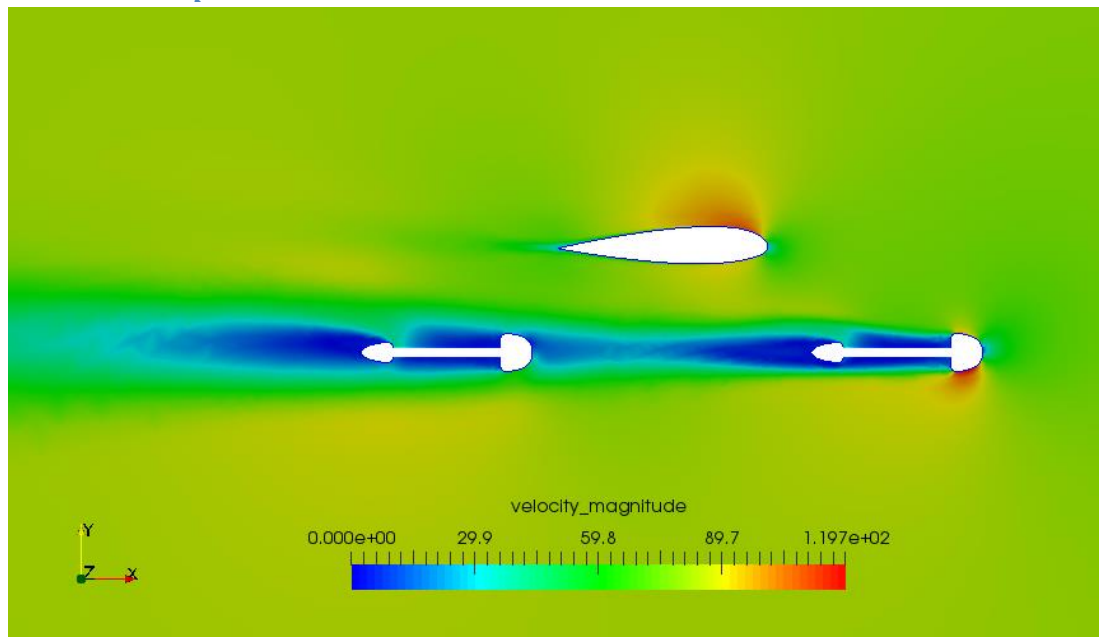


Figure 63 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre inverse avec une vitesse de 80m/s sur la vitesse en m/s



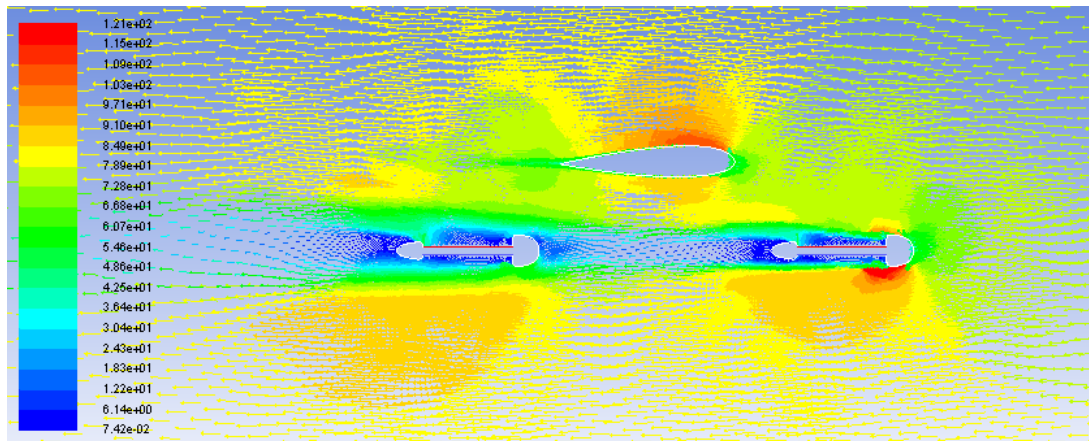


Figure 64 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre inverse avec une vitesse de 80m/s sur les vecteurs vitesses en m/s

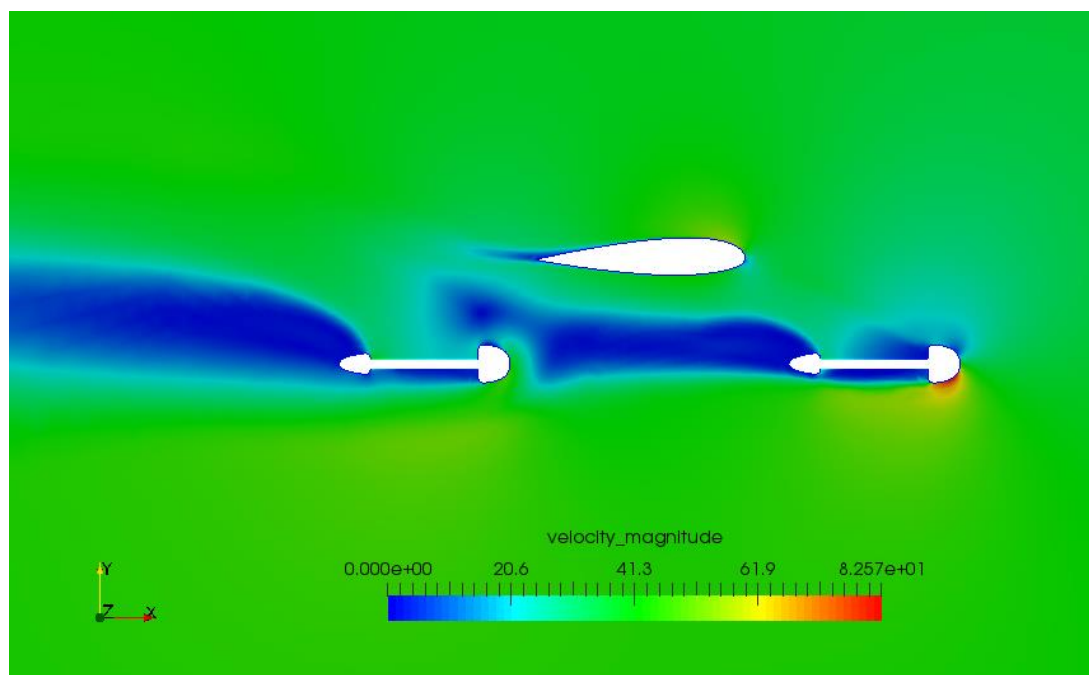


Figure 65 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre inverse avec une vitesse de 40m/s sur la vitesse en m/s

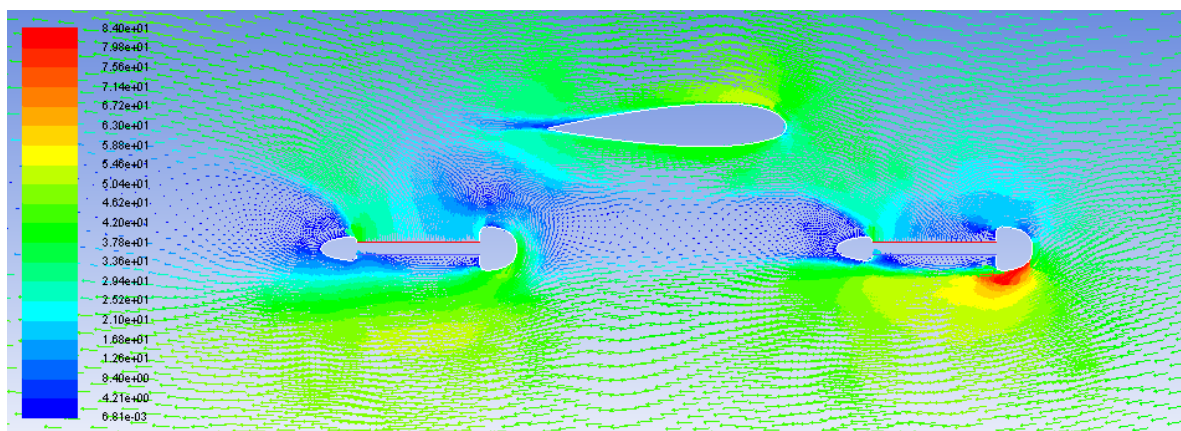


Figure 66 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre inverse avec une vitesse de 40m/s sur les vecteurs vitesses en m/s

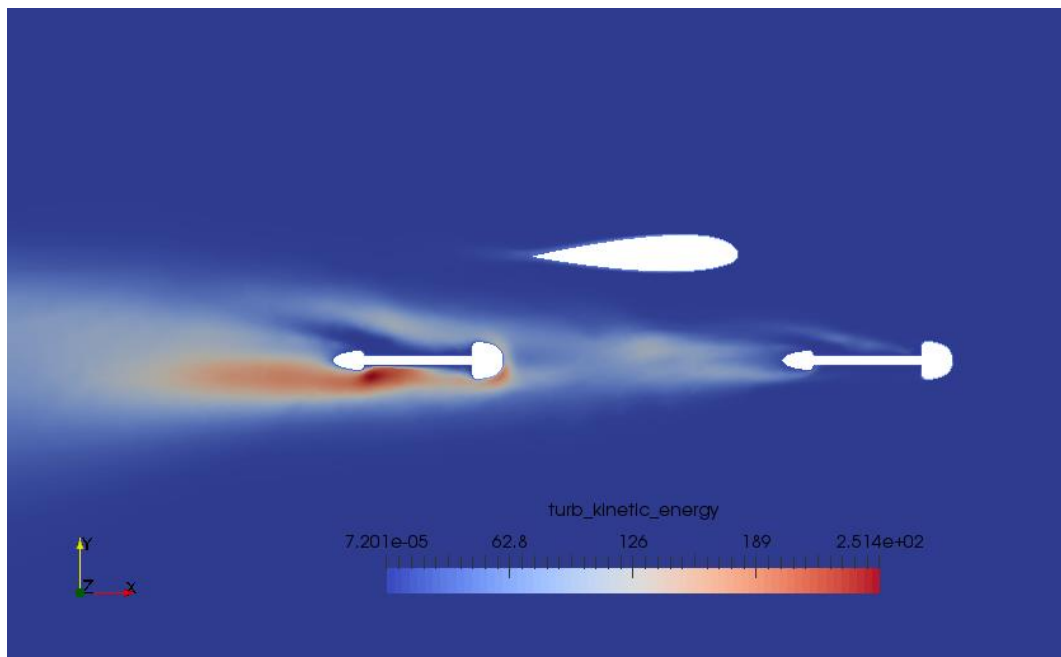


Figure 67 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre inverse avec une vitesse de 80 m/s sur l'énergie turbulente en J/kg

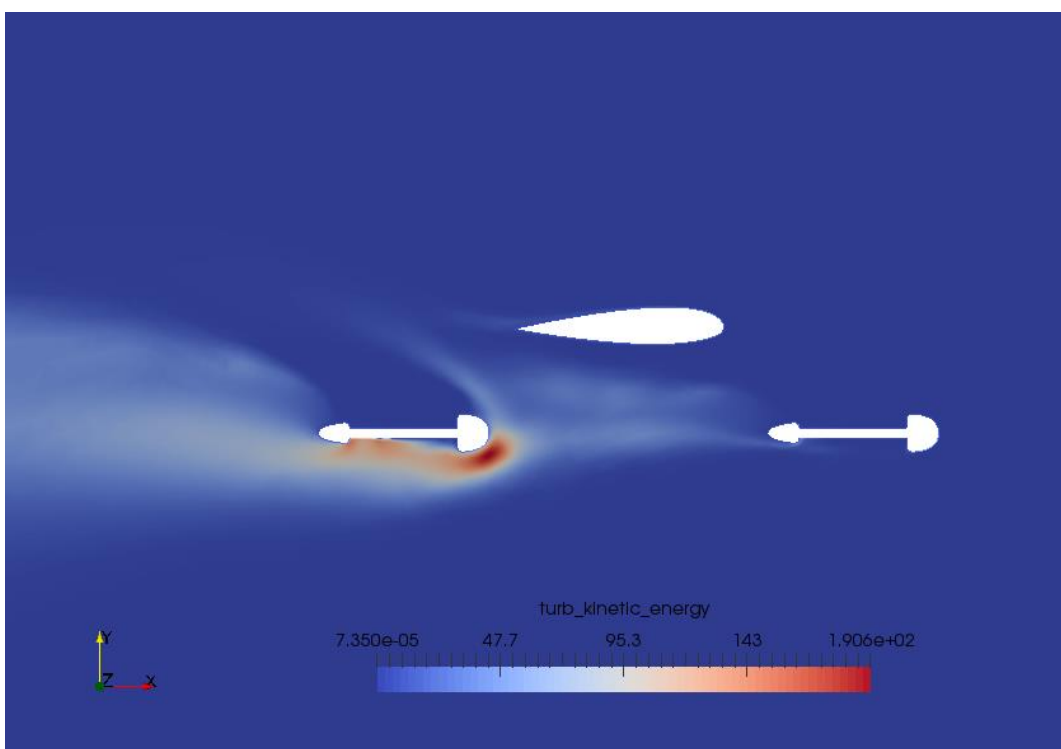


Figure 68 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre inverse avec une vitesse de 40 m/s sur l'énergie turbulente en J/kg

Tableau 7 : Résultats sur l'étude 2D de la manœuvre inverse

Vitesse d'avance	Force de trainée	Force de Portance	Coefficient de trainée	Coefficient de portance	Maitre couple
80 m/s	421 N	339 N	763	614	0.9 m
40 m/s	595 N	-1048 N	947	-2153	

### Interprétation

Les résultats que l'on obtient sur la répartition des vitesses et les vecteurs associés montrent que l'on a moins de phénomène turbulent que pour l'étude du décollage. Cependant, il y a toujours de l'énergie perdue en turbulence comme le montrent les résultats et notamment avec le cas où la vitesse est de  $80 \text{ m.s}^{-1}$ . Cependant ces pertes sont moins importantes que pour le calcul de la manœuvre.

On constate également une augmentation de la traînée lorsque l'on diminue la vitesse. En effet on passe de 421 N à 595 N lorsque l'on divise la vitesse par deux, soit une augmentation de 29%. Dans le même temps, on a une perte de portance de 309%. Ces résultats s'expliquent par le fait que l'air remonte sur l'aile, comme le montre les images sur les vitesses. Cette remontée d'air vient totalement perturber le comportement de l'aile.

Si l'on compare ces résultats à ceux obtenus pour l'étude de la géométrie, on remarque que dans ce cas, comme pour le précédent, on a 3 fois moins de traînée. et 1.5 fois moins de portance. Ces facteurs s'expliquent d'une part par la modélisation, car il n'y a plus de turbulence dans la partie cylindrique des moteurs en raison des conditions aux limites, et d'autre part par les pressions appliquées sur les moteurs qui viennent ici tirées, on a donc moins d'effort pour la portance, ce qui s'ajoute à la perturbation du comportement de l'aile. On a donc ici une force de 2365 N dirigée vers le bas qui est provoquée par les moteurs.

Pour résumer on a donc d'un côté, une force qui pousse avec 2709 N et de l'autre une force qui tire avec 2365 N. On s'aperçoit que les pressions mises en place pour effectuer une manœuvre simple induisent des phénomènes complexes de mécanique des fluides et on n'obtient pas l'égalité en norme des forces. L'avion peut donc tourner sur lui-même dans ce cas mais pas autour de l'axe de son fuselage.

### Conclusion

Pour conclure sur les études numériques que nous avons réalisées sur les différentes géométries de l'avion ainsi que pour plusieurs configurations de vol, nous permettent d'obtenir les premiers résultats sur le comportement de cet avion à décollage vertical. Cependant ces études ne nous renseignent que sur certains points et parfois les résultats manquent de précision, notamment à cause de problèmes de modélisation ou de convergence des résultats. De plus, nous avons réalisé ici des études en deux dimensions ce qui en soi est également une limite car beaucoup de phénomènes, notamment turbulents, évoluent en trois dimensions.



## Conclusion générale

Notre étude aérodynamique des différents cas d'aile montre que l'aile simple reste le modèle le plus adapté à notre problème pour de condition de vol à une vitesse de 300 km/h. Dans les autres cas il y a apparition de phénomène de perturbation de la première aile sur la seconde.

Pour la mise en place d'une étude aérodynamique poussée il est important de pouvoir modéliser les effets dû à la rotation de l'hélice. Pour ce faire une méthodologie permettant de déterminer les paramètres d'hélice a été développée. Cette étude montre qu'une bonne optimisation d'hélice est importante, comme par exemple repartir la pression sur la surface de l'hélice de manière homogène, afin de satisfaire la contrainte de conception principale qui est que : En aucun cas l'extrémité de pôle ne doit dépasser la vitesse du son.

Notre première étude du fuselage montre qu'il dégrade les conditions de vol. Il est apparu que ce problème était issu de la forme du nez. Il est important que la normale à la surface soit toujours tournée vers l'extérieur de l'avion or ici ce n'était pas le cas. Après une étude de différentes formes du nez il est apparu qu'une optimisation complète n'est pas nécessaire. Il suffit d'avoir un nez suffisamment régulier dans le cadre subsonique. On montre qu'un nez d'une forme classique n'est pas portant et qu'il est uniquement conçu pour satisfaire des contraintes de dimensionnement et non aérodynamique.

Notre étude sur l'implantation des moteurs verticaux à travers des études en 2 et 3 dimension nous ont permis d'obtenir des résultats sur le comportement de l'avion et notamment sur l'influence des moteurs sur l'aile. La géométrie seule des carènes de moteurs permettent de minimiser, par leurs profils, leurs impacts aérodynamiques sur l'avion. Les résultats obtenus par simulation en 2D pour différent cas de vols nous montrent que les phénomènes aérodynamiques mis en jeu sont complexe et que dans le cadre de cette modélisation il n'est pas possible de simuler l'ensemble des phénomènes associés comme par exemple les effets de vorticités perpendiculaire au plan et dû à l'hélice.

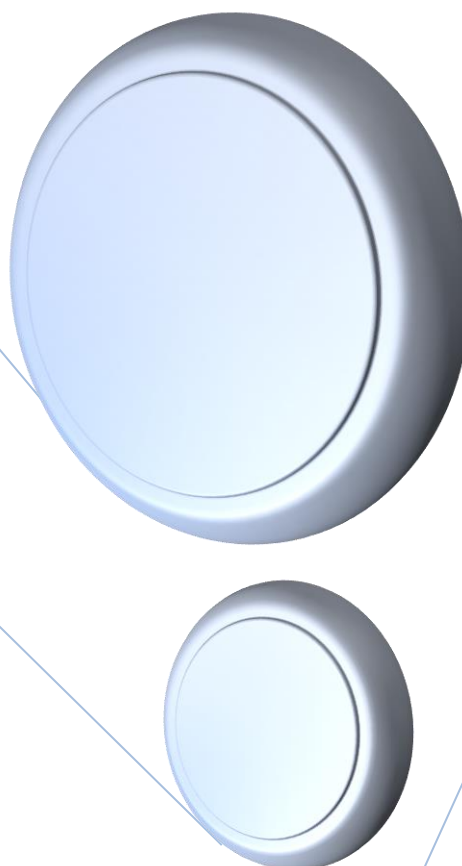
## Table de illustrations

Figure 1 : Hélice horizontale de l'avion en vol de translation .....	9
Figure 2 : Pale de l'hélice.....	10
Figure 3 : Schéma de l'expérience hélice dans un domaine libre .....	11
Figure 4 : Exemple de domaines trop petit et de bonne taille.....	11
Figure 5 : Schéma de l'expérience hélice dans un tuyau.....	12
Figure 6 : Tendance de la vitesse localement à une paroi .....	13
Figure 7 : Exemple de maillage en couche limite .....	13
Figure 8 : Evolution du maillage glissant entre deux instants.....	13
Figure 9 : Evolution du maillage dynamique entre deux instants.....	14
Figure 10 : Définition du maitre couple .....	17
Figure 11 : Section de pale d'une hélice en rotation.....	18
Figure 12 : Section de pale avec les effets d'aspiration .....	18
Figure 13 : Répartition de la pression sur l'hélice .....	20
Figure 14 : Exemple d'une meilleure géométrie de pale .....	20
Figure 15 : Géométrie du fuselage en 2D.....	22
Figure 16 : Domaine de maillage de la géométrie 2D du fuselage.....	22
Figure 17 : Résultats de l'étude 2D du fuselage sur la vitesse en m/s .....	23
Figure 18 : Résultats de l'étude 2D du fuselage sur la vitesse et les lignes de courant en m/s .....	23
Figure 19 : Résultats de l'étude 2D du fuselage sur la pression en Pa.....	24
Figure 20 : Résultats de l'étude 2D du fuselage sur l'énergie turbulente en J/kg.....	24
Figure 21 : Géométrie initiale du nez .....	25
Figure 22 : Répartition de la pression .....	26
Figure 23 : Paramètres du nez.....	26
Figure 24 : Modèle de calcul du nez.....	27
Figure 25 : Nez classique .....	27
Figure 26 : Nez de type canadair .....	28
Figure 27 : Première étude géométrie canadair .....	29
Figure 28 : Etude nez coupé géométrie canadair.....	29
Figure 29: Force du nez coupé .....	30
Figure 30 : Modèle 3D de la carène des moteurs .....	31
Figure 31 : Modèle 3D complet de l'avion .....	31
Figure 32 : Maillage de l'étude 3D de la carène .....	32
Figure 33 : Résultats de l'étude 3D sur la vitesse en m/s.....	33
Figure 34 : Résultats de l'étude 3D sur la pression en Pa .....	33
Figure 35 : Mise en place de la géométrie de l'étude 2D des moteurs.....	34
Figure 36 : Géométrie issus de l'intersection pour l'étude 2D des moteurs.....	35
Figure 37 : Modélisation de l'étude 2D des moteurs.....	35
Figure 38 : Schéma de l'étude théorique d'une hélice.....	36
Figure 39 : Schéma de l'étude de la manœuvre.....	37
Figure 40 : Maillage des études 2D sur les moteurs .....	39
Figure 41 : Résultats de l'étude 2D de la géométrie sur la vitesse en m/s .....	40
Figure 42 : Résultats de l'étude 2D de la géométrie sur l'énergie turbulente en J/Kg.....	40
Figure 43 : Résultats de l'étude 2D de la géométrie sur la pression en Pa .....	41
Figure 44 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec l'aile sur la vitesse en m/s.....	42

Figure 45 : Résultats de l'étude 2D du décollage sans l'aile sur la vitesse en m/s.....	42
Figure 46 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec l'aile sur l'énergie turbulente en J/kg .....	43
Figure 47 : Résultats de l'étude 2D du décollage sans l'aile sur l'énergie turbulente en J/kg .....	43
Figure 48 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 80m/s sur la vitesse en m/s.....	44
Figure 49 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 80m/s sur les vecteurs vitesses en m/s.....	45
Figure 50 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 40m/s sur la vitesse en m/s.....	45
Figure 51 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 40m/s sur les vecteurs vitesses en m/s.....	45
Figure 52 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 5m/s sur la vitesse en m/s.....	46
Figure 53 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 5m/s sur les vecteurs vitesses en m/s.....	46
Figure 54 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 80m/s sur l'énergie turbulente en J/kg .....	47
Figure 55 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 40 m/s sur l'énergie turbulente en J/kg .....	47
Figure 56 : Résultats de l'étude 2D du décollage avec une vitesse de 5 m/s sur l'énergie turbulente en J/kg .....	48
Figure 57 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre avec une vitesse de 80m/s sur la vitesse en m/s.....	49
Figure 58 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre avec une vitesse de 80m/s sur les vecteurs vitesses en m/s.....	50
Figure 59 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre avec une vitesse de 40m/s sur la vitesse en m/s.....	50
Figure 60 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre avec une vitesse de 40m/s sur les vecteurs vitesses en m/s.....	50
Figure 61 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre avec une vitesse de 80 m/s sur l'énergie turbulente en J/kg .....	51
Figure 62 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre avec une vitesse de 40 m/s sur l'énergie turbulente en J/kg .....	51
Figure 63 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre inverse avec une vitesse de 80m/s sur la vitesse en m/s.....	52
Figure 64 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre inverse avec une vitesse de 80m/s sur les vecteurs vitesses en m/s .....	53
Figure 65 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre inverse avec une vitesse de 40m/s sur la vitesse en m/s.....	53
Figure 66 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre inverse avec une vitesse de 40m/s sur les vecteurs vitesses en m/s .....	53
Figure 67 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre inverse avec une vitesse de 80 m/s sur l'énergie turbulente en J/kg .....	54
Figure 68 : Résultats de l'étude 2D de la manœuvre inverse avec une vitesse de 40 m/s sur l'énergie turbulente en J/kg .....	54
Figure 1 : Domaine 1 .....	63
Figure 2 : Domaine 2 .....	63

## Table des Tableaux

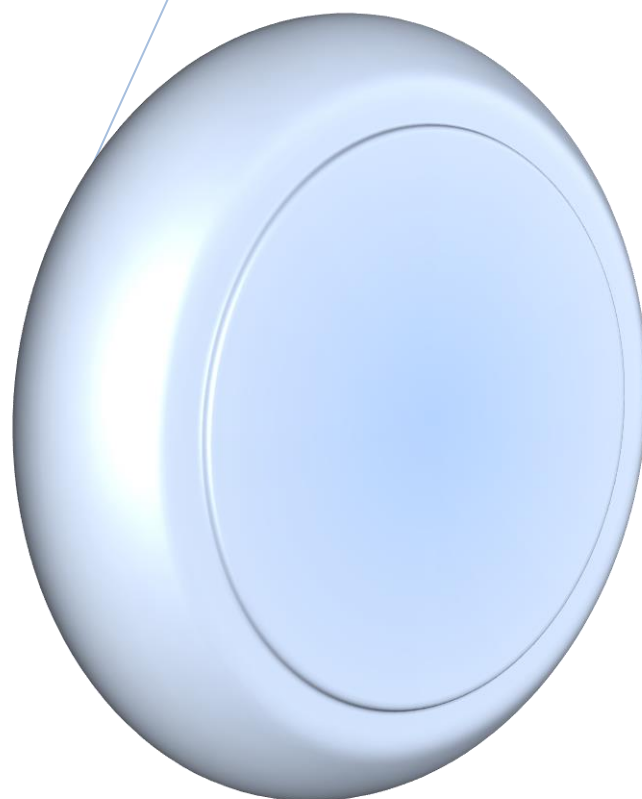
Tableau 1 : Comparaison des modèles de nez classique .....	28
Tableau 2 : Résultats de l'étude 3D des moteurs.....	34
Tableau 3 : Résultats de l'étude 2D de la géométrie .....	41
Tableau 4 : Résultats de l'étude 2D sur le décollage.....	44
Tableau 5 - Résultats de l'étude 2D sur le décollage.....	48
Tableau 6 - Résultats sur l'étude 2D de la manœuvre .....	51
Tableau 7 : Résultats sur l'étude 2D de la manœuvre inverse.....	54



## **ANNEXE 1 : Tutorial sur la mise en place de maillage glissant sur fluent**

Projet de Synthèse 2016

**Pierre BUREAU et Fabien HURAUULT**  
**25/02/2016**



## Contenu

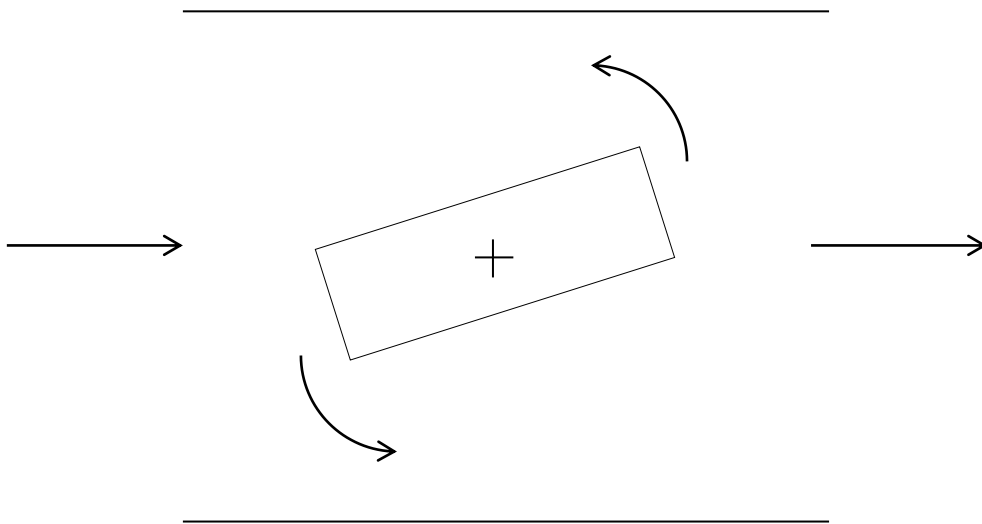
Prérequis .....	62
Préambule .....	62
Design Modeler .....	63
Maillage de la géométrie.....	64
Fluent.....	66

## Prérequis

Modéliser un système simple en régime stationnaire dans ANSYS/Design Modeler, ANSYS/Meshing et ANSYS/fluent.

## Préambule

Le but de ce tuto n'est pas d'entrer dans les détails de réglage de simulation ou de raffinement du maillage, mais d'appréhender les différentes étapes clés pour créer des pièces en mouvements dans fluent (maillage glissant) tel que des hélices. Tout au long du tuto l'exemple suivant sera mis en avant : Rectangle tournant en 2D.



## Design Modeler

Pour modéliser le système on crée deux domaines dans Design Modeler, un fixe et un tournant. Le premier domaine, voir Figure 69 : Domaine 1, représente le domaine fixe et sera notre référence :

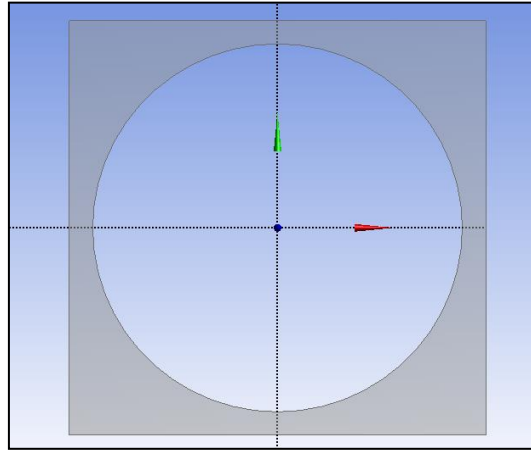


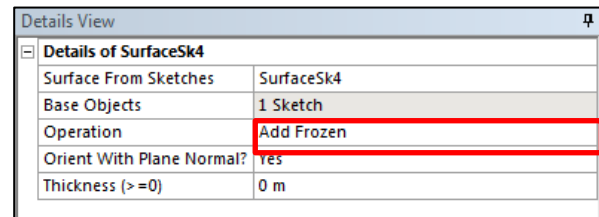


Figure 69 : Domaine 1

Pour dessiner ceci on commence par sélectionner le plan XY puis on clique sur sketch . Après obtention de l'esquisse on clique sur  **Surfaces From Sketches** clique sur dans « Concept ».

Au niveau du masque « Details View » on indique « Add Frozen » dans « Operation » pour créer un corps indépendant.



Avec la même démarche on construit le second domaine, voir Figure 70 : Domaine 2, qui sera le domaine fluide en mouvement. Il faut que les frontières communes, ici les cercles, des deux domaines coïncident exactement :

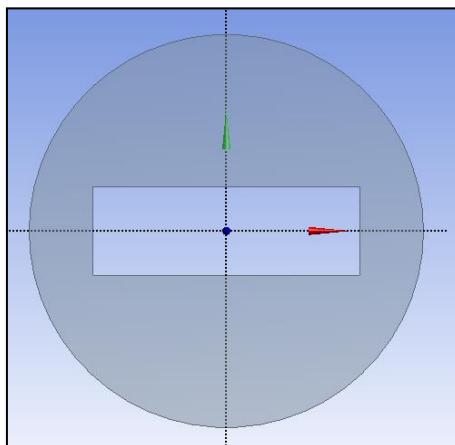
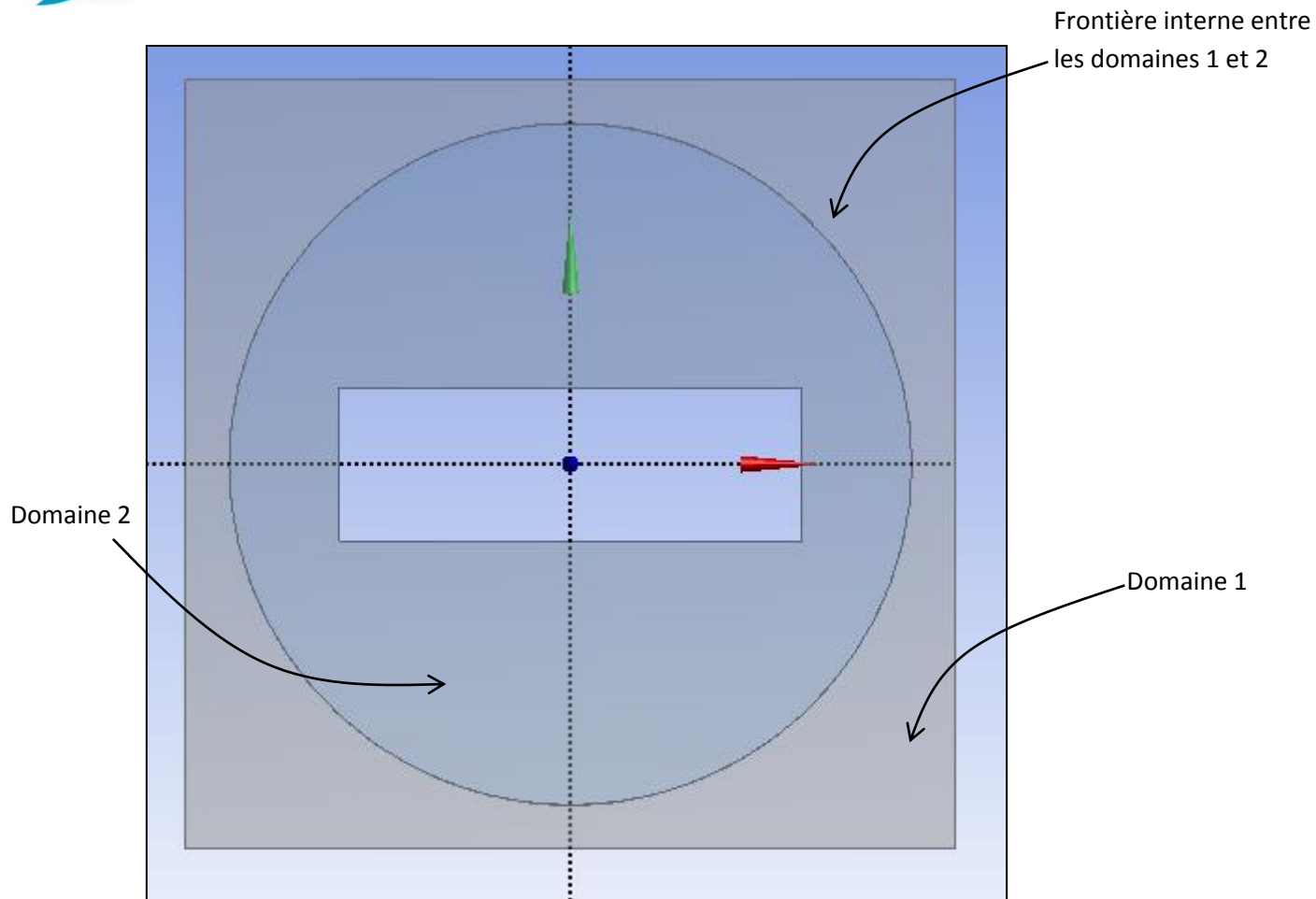


Figure 70 : Domaine 2





Voilà pour la partie modélisation de la géométrie.


## Maillage de la géométrie

On ouvre l'atelier « Meshing » Dans Workbench. Après lecture de la géométrie il est important de bien comprendre un point. Au niveau de la frontière interne, 2 arêtes superposées sont présentes :

- Une arête circulaire appartenant au domaine 1.
- Une arête circulaire appartenant au domaine 2.

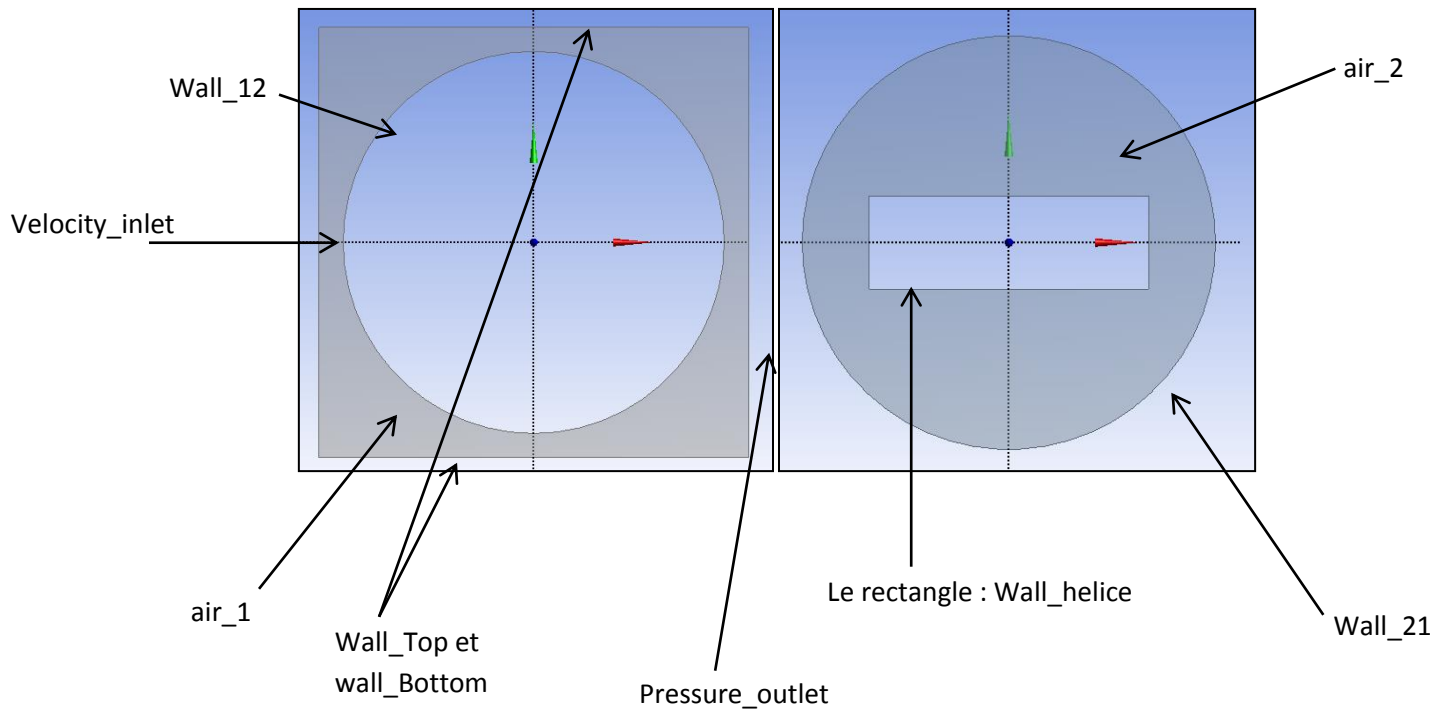
La première étape est de créer des « Named selection » pour faciliter la sélection des éléments dans les différentes opérations de maillage. Un autre avantage des « Named selection » est que, par la suite, fluent reliera certain nom à un type de condition aux limites. Par exemple si on nomme un élément géométrique « wall\_quelquechose », fluent lui attribuera, par défaut une condition aux limite de type wall (parois).

Rappelons également que la barre  permet de sélectionner respectivement un

sommet, une arête, une face, ou un domaine complet. Enfin l'icône  située en bas à gauche de

la représentation 3D, permet de sélectionner les géométries cachées successives à l'endroit où l'on a cliqué.

Revenons au maillage : on renseigne les « named selection » de la manière suivante :



Dans un premier temps les arrêtes internes frontières des domaines sont renseignés comme parois on modifiera ça plus tard dans fluent.

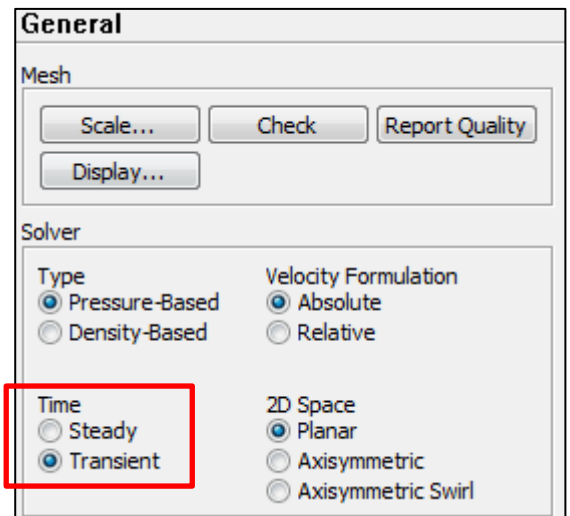
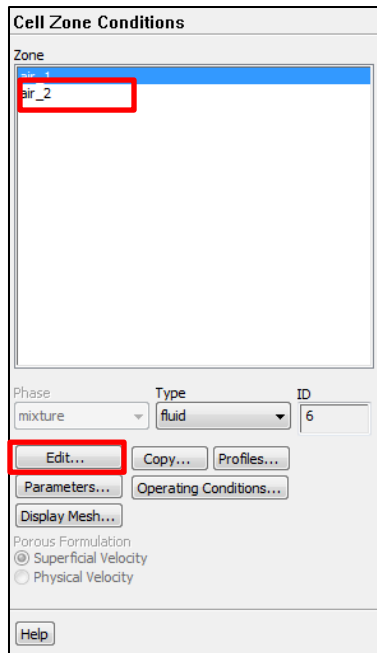
Si la géométrie est propre, le module de maillage détecte bien que les domaines sont en contact :



Il est possible de mailler les deux domaines différemment.

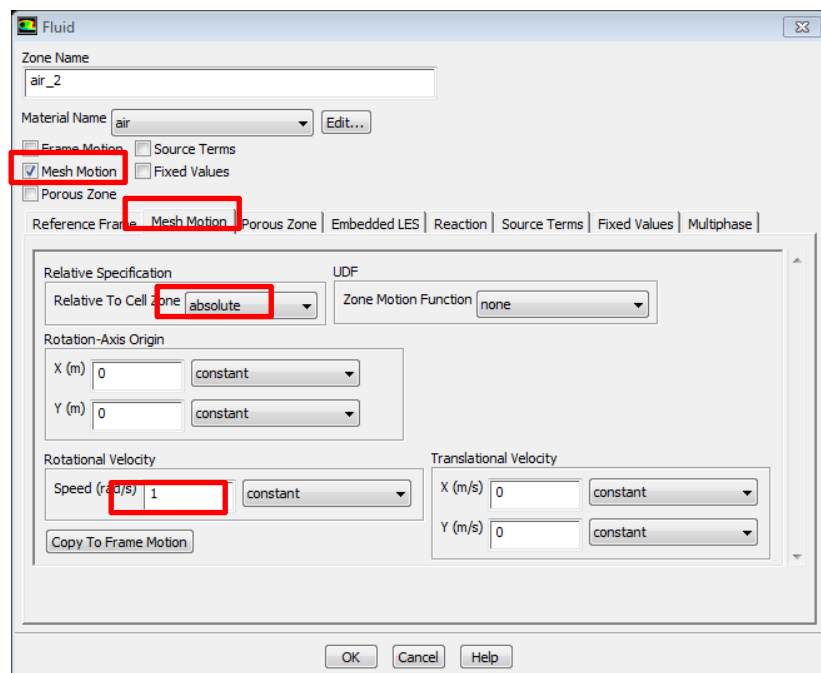
## Fluent

Dans fluent la première chose à faire est de basculer l'étude en mode transitoire dans « General ».

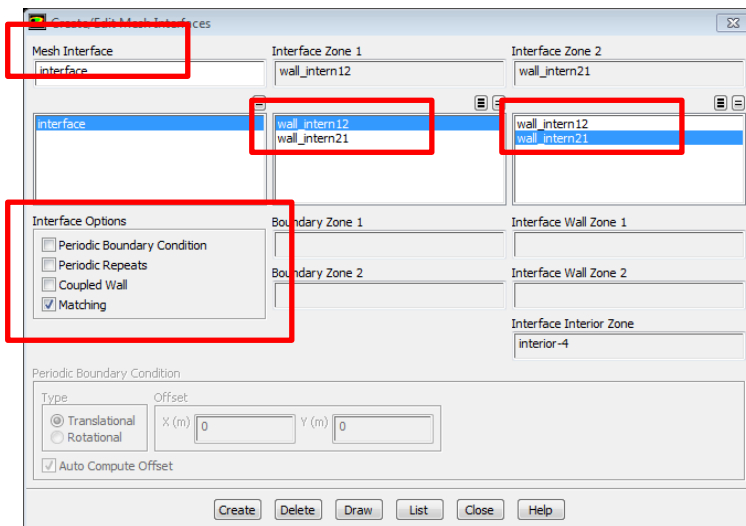
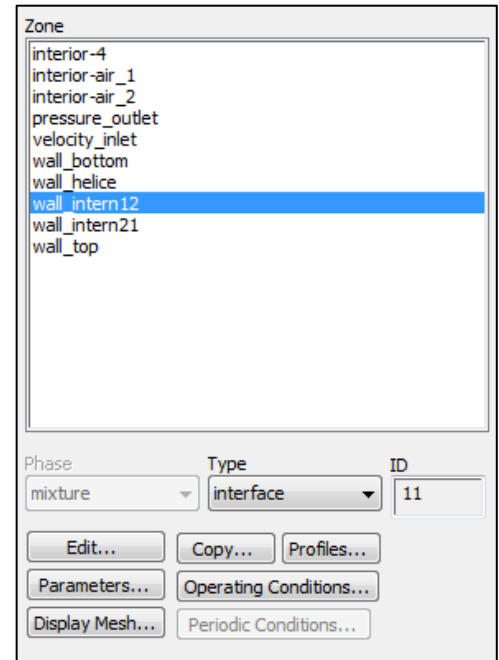


On remarque dans « Cell Zone Conditions » que les 2 domaines fluides sont bien implantés. On clique sur le domaine « air\_2 » puis sur « Edit » pour indiquer que ce maillage tourne.

On coche alors « Mesh Motion » puis on sélectionne une référence de mouvement dans « Relative Specification », «Relative to Cell Zone ». Enfin on indique pour ce cas, une vitesse de rotation. C'est tout pour ce masque.



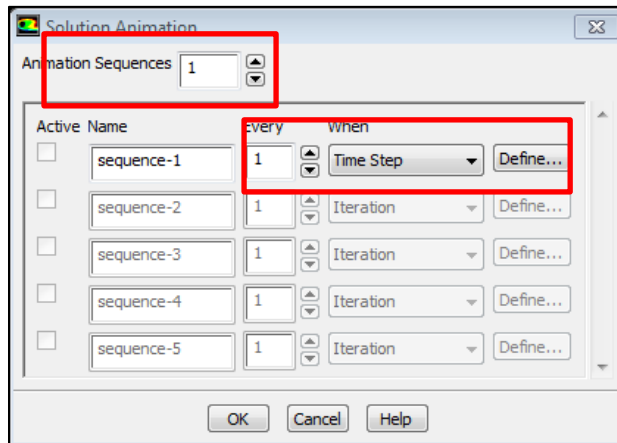
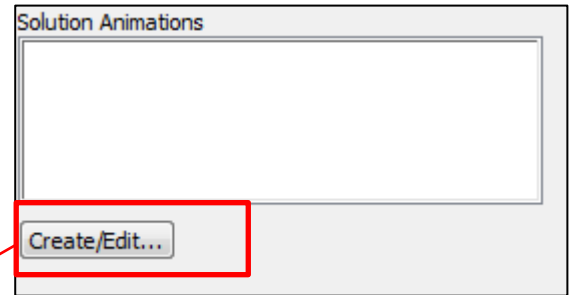
On Vérifie les Conditions aux limites dans « Boundary Conditions ». On doit modifier les conditions de Wall\_21 et Wall\_12 en « Interface ». Pour faire communiquer ces interfaces dans « Mesh Interface » on clique sur « Create/Edit »



Dans ce nouveau masque ou peut sélectionner les différentes géométries devant communiquer ensemble, donner un nom à l'interface et son « Interface Option » (non-obligatoire). Les types d'« Interface Option » sont détaillés dans la documentation de FLUENT (Bouton help en bas à droite de la fenêtre)

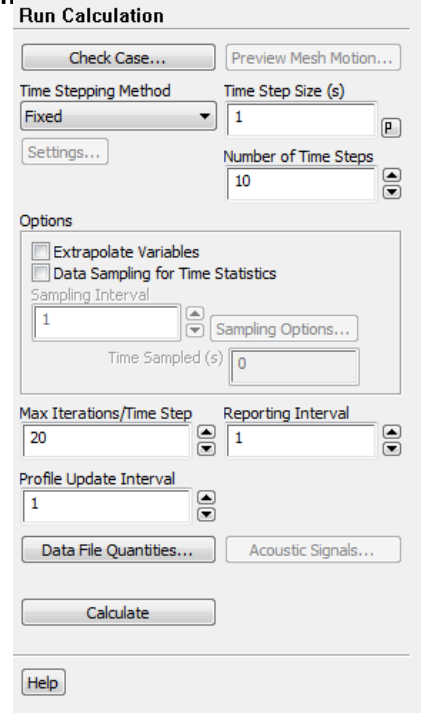
Après réglage des différents paramètres habituels (vitesse d'entrée, type de fluide, modèle de turbulence, etc.) on peut initialiser la solution.

Il est alors possible dans « Calculation Activity » d'implanter une animation de la solution. En dessous de « Solution Animation » on clique sur « create/edit... »



On renseigne après « Animation Sequences » le nombre d'animation voulu, puis sous « Active Name » à quel moment (« When ») et tous les nombres d'itération (« every ») où l'on veut prendre une image de notre système. On clique ensuite sur « Define » pour renseigner quelles informations doivent être affichées mais ceci est assez claire et personnalisable à souhait il n'est donc pas nécessaire de l'expliquer.

Pour finir il faut régler les paramètres dans « Run Calculation ». Le pas de Temps « Time Step Size », le nombre de Pas de temps « Number of Time Steps » et le nombre d'itération par pas de temps « Max Iterations/Time Step » en effet fluent se comporte comme s'il faisait plein de petite simulation en régime stationnaire à chaque pas de temps. Ici il peut être rigoureux de définir un « Convergence criterion » car il n'est pas possible de changer le nombre d'itération entre chaque pas de temps. En réglant « Number of time Steps » sur 0 le calcul continue à l'instant  $t$  où il s'était arrêté.



**Run Calculation**

Check Case... Preview Mesh Motion...

Time Stepping Method: Fixed Time Step Size (s): 1 [P]

Settings... Number of Time Steps: 10 [▲] [▼]

Options

☐ Extrapolate Variables

☐ Data Sampling for Time Statistics

Sampling Interval: 1 [▲] [▼] Sampling Options...

Time Sampled (s): 0

Max Iterations/Time Step: 20 [▲] [▼] Reporting Interval: 1 [▲] [▼]

Profile Update Interval: 1 [▲] [▼]

Data File Quantities... Acoustic Signals...

Calculate

Help

Rappel : Tant que l'on n'a pas réinitialisé la solution, le calcul reprend à l'itération et au moment où le calcul précédent s'était arrêté. Il est donc possible en jouant sur « Number of Time Steps » et plus particulièrement en le mettant à 0, de pouvoir affiner le calcul au temps  $t$  en cours. Il suffit dans ce cas de relancer le calcul avec plus d'itération puis quand on veut passer à l'instant suivant remettre « number of time steps » à 1 ou plus. Cette démarche permet de régler globalement le nombre d'itération par pas de temps.