

République Algérienne démocratique et populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



SIMULATION NUMERIQUE D' L' ECOULEMENT
D' AIR AUTOUR D' UN AVION DE TYPE CASA C-295

BELHADJ Zakaria

Mémoire

Présenté pour l'obtention du diplôme d'Ingénieur d'Etat en Génie Mécanique

Proposé et Encadré par: Dr A.Smaili
Mr A.Kherrat

Soutenu le 04 Juillet 2011

RESUMES

ملخص:

يتمثل هذا العمل في الدراسة العددية لتدفق الهواء حول طائرة من صنف C ASAC-295 بهدف تحديد مواقع انابيب totiP. لهذا, تم استخدام معادلات reivaN-sekotS. التدفق المضطرب الناتج, تم تمثيله بواسطة نماذج الاضطراب الملائمة. المعادلات الناتجة تم تحويلها الى برنامج tneulF. تم تحقيق محاكيتين عدديتين ثنائية و ثلاثية الابعاد. تطابقات معتبرة لوحظت بين النتائج المتحصل عليها و المواقع الحقيقية.

الكلمات المفتاحية: الميكانيك الهوائية, معادلات Stokes-Navier, نماذج التدفق المضطرب, المحاكاة العددية,
C ASAC-295

Résumé

Ce travail consiste en l'étude numérique, de l'écoulement d'air autour du CASA C-295, afin de localiser les positions des tubes de Pitot. Pour ce faire, les équations de Navier-Stokes ont été considérées. L'écoulement turbulent résultant, a été décrit par les modèles de turbulence appropriés. Les équations du modèle mathématique résultant, ont été implantées dans FLUENT. Des simulations d'écoulement d'air 2D et 3D ont été effectuées. De bonnes concordances ont été notées, entre les positions prédites et les positions réelles.

Mots clés : Aérodynamique, Equations de Navier-Stokes, Modélisation de turbulence, Simulation Numérique, CASA C-295

Abstract

This work deals with the numerical study of the airflow around the CASA C-295 aircraft, in order to determine the Pitot tube positions. To do this, Navier-Stokes equations have been considered. The resulting turbulent flow has been described through appropriate turbulence models. The resulting equations of the mathematical model have been implanted in FLUENT. 2D and 3D simulations of the airflow have been carried out. Good agreements have been noted between predicted and real positions.

Keywords: Aerodynamics, Navier-Stokes Equations, Turbulence Modeling, Numerical Simulation, CASA C-295

Remerciements

Avant tout commencement, je tiens à remercier toutes les personnes qui m'ont aidé ou participé de près ou de loin à l'élaboration de cette recherche que j'espère, contribuera un tant soit peu à l'avancée du savoir dans notre pays.

Je remercie d'abord Mr SMAILI Arezki pour l'encadrement efficace qu'il m'a assuré, sa présence, son dévouement ainsi que la confiance qu'il m'a accordé tout au long de ce travail. Je remercie aussi Mr. KHERRAT Abdelkader pour son assistance, ses orientations constructives et le temps qu'il m'a consacré pour mener à bien mon projet.

Je remercie avec reconnaissance Mr BENNOUR pour l'aide documentaire et ses conseils qui m'ont permis de mener à bien mon projet. Je remercie également Mr BENAMOÛR pour sa contribution savante et la considération qu'il a accordé à mon travail.

Mes remerciements s'adressent individuellement, à Mr BENBRAÏKA et à tous les membres du Jury, qui ont accepté d'évaluer ce travail, ainsi qu'à l'ensemble des enseignants de l'école, pour la qualité de l'enseignement dispensé.

Je remercie également, Mr TAHI Ali, Enseignant Chercheur à l'université de Blida, d'avoir accepté de faire partie du Jury.

Les simulations numériques ont été effectuées, à l'aide du logiciel Fluent sous une licence de l'Ecole Militaire Polytechnique de Bordj el Bahri. Ceci n'aurait eu lieu sans la collaboration, du Professeur S. Hanchi et le Docteur H. Oualli que nous remercions vivement.

Je remercie tout particulièrement, sans savoir le faire assez, mes parents pour leur aide inconditionnelle.

Dédicaces

Je dédie ce travail à :

Ma chère mère Hanifa et mon cher père Madjid, pour l'amour et le soutien qu'ils me portent depuis toujours dans tout ce que j'entreprends.

A mes quatre sœurs Nabila, Akila, Souad et Dalel.

A mon oncle Abderrahim

A ma nièce Chéraz et mes neveux Hani, Issam et Khalil

A mes amis : Hassan, Racim, Oussama, Nassim, Imad, Bachir, Nadir, Mehdi, Yacine, Nadia et Nazim

Enfin je dédie particulièrement ce travail à YASMINE pour son soutien et sa présence

BELHADJ Zakaria

TABLE DES MATIERES

INTRODUCTION	1
1. Généralités	3
1.1 Introduction.....	3
1.2 Description du CASA C-295	4
1.3 Description des tubes de Pitot.....	7
1.4 Coefficient de pression	12
1.5 Description d'un écoulement de fluide réel	13
2. Modèle mathématique	15
2.1 Equations gouvernant le problème physique	15
2.2 Le modèle de turbulence de Spalart-Allmaras.....	16
2.3 Le modèle de turbulence $k - \epsilon$ standard	18
3. Méthode numérique	21
3.1 Présentation du logiciel GAMBIT	21
3.2 Construction de la géométrie	24
3.3 Maillage	29
3.4 Conditions aux limites et définition des frontières	33
3.5 Réalisation de la simulation sous FLUENT.....	35
4. Analyse et discussion des résultats	42
4.1 Résultats de la simulation 2D.....	43
4.2 Résultats de la simulation 3D.....	51
4.3 Comparaison des deux simulations :.....	55
CONCLUSION	58
REFERENCES	59

LISTE DE FIGURES

Fig 1.1: Vues et dimensions du CASA C-295	6
Fig 1.2: Schéma représentatif d'un tube de Pitot	10
Fig 1.3: La sonde statique de Pitot	11
Fig 1.4: Description d'un problème d'écoulement libre d'un fluide réel	14
Fig 2.1 : Subdivision de la couche limite turbulente	20
Fig 3.1: Interface graphique de GAMBIT	22
Fig 3.2: Modèle 3D du CASA C-295 conçu sur SolidWorks 2010.....	24
Fig 3.3: position du repère orthonormé	25
Fig 3.4: Simplification de la géométrie	25
Fig 3.5: Dimensions du domaine de Calcul.	27
Fig 3.6: Coupes horizontales prévues pour la simulation (2D)	28
Fig 3.7: Géométrie Finale (3D)	29
Fig 3.8: Maillage structuré (2D)	30
Fig 3.9: Maillage non structuré (3D)	31
Fig 3.10: Conditions aux limites (2D)	33
Fig 3.11: Conditions aux limites (3D)	34
Fig 3.12: Démarche générale sous FLUENT	36
Fig 3.13: Ecran de suivi de la convergence	41
Fig 4.1: L'évolution des résidus (2D)	43
Fig 4.2: Coefficients de Portance et de traînée (2D)	44
Fig 4.3: Conservation du débit massique (2D)	44
Fig 4.4: Champs des pressions statique et totale (2D)	46
Fig 4.5: Repérage des isobares P_t^∞ et P_s^∞ (2D)	47
Fig 4.6: Cordonnées de la position optimale pour P_s^p (2D)	48
Fig 4.7: Distance de séparation entre la sonde de pression et la paroi	49
Fig 4.8: Profil de vitesse suivant la ligne L	50
Fig 4.9: évolution des résidus (3D)	51
Fig 4.10: Coefficients de portance et de traînée (3D)	52
Fig 4.11: Conservation du débit massique (3D)	52
Fig 4.12: Distribution des pressions statique et totale (3D)	53
Fig 4.13: Repérage des Isobares P_s^∞ et P_t^∞ (3D)	54
Fig 4.14: Graphe Comparatif des deux simulations 2D et 3D	55

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 1.1: Spécifications du CASA C-295	5
Tableau 3.1: Commandes de création de la géométrie	23
Tableau 3.2: Commandes de génération du maillage	23
Tableau 3.3: Commandes de spécifications des conditions aux limites	23
Tableau 3.4: l’outil “Geometry Clean Up”	26
Tableau 4.1: Tableau Récapitulatif des résultats obtenus pour la simulation 2D	50

NOMENCLATURE

Lettres latines

a	Vitesse du son	(m/s)
g	Gravité	(m/s ²)
k	Energie cinétique de turbulence	(m ² /s ²)
p	Pression	(Pa)
T	Température absolue	(K)
u	Vitesse de l'écoulement	(m/s)
V	Vitesse	(m/s)
x, y, z	Coordonnées cartésiennes	(m)

Lettres grecs

α	Angle d'incidence	(°)
γ	Rapport des chaleurs spécifiques	
δ_{ij}	Symbole de Kroënecker	
ε	Taux de dissipation	(m ² /s ³)
μ	Viscosité dynamique	(kg/m.s)
μ_t	Viscosité turbulente	(kg/m.s)
ρ	Masse volumique	(kg/m ³)
τ	Contraintes visqueuses	(Pa)

Nombres adimensionnels

C_p	Coefficient de pression
Ma	Nombre de Mach
Re	Nombre de Reynolds

Indices

i, j	Directions de l'écoulement
∞	Infini amont
s	Pression statique
p	Pression totale

INTRODUCTION

L'appellation "CFD" (Computational Fluid Dynamics) est utilisée depuis les années 1970, pour désigner la science qui combine, la physique, l'analyse numérique et la puissance de l'outil informatique pour la simulation des écoulements des fluides. On cite parmi ses premières applications, la résolution en 1980, des équations bidimensionnelles et tridimensionnelles d'Euler. Il a fallu ensuite une dizaine d'années aux chercheurs en CFD pour réussir la simulation complète d'un écoulement incompressible non visqueux autour d'un avion [1]. La CFD est une science étroitement liée au développement technologique du matériel informatique en termes de puissance, c'est ce qui a permis d'ailleurs, d'étendre le domaine d'application de cette science à tous les types et les régimes d'écoulements.

Cependant, au niveau des laboratoires de recherche universitaires, la disponibilité du matériel informatique nécessaire à une simulation correcte et complète de n'importe quel problème d'écoulement, n'est pas toujours assurée. Dans le cadre de ce travail, nous allons réaliser une simulation et une analyse CFD bidimensionnelle et tridimensionnelle de l'écoulement d'air autour d'un avion type CASA C-295 [2] à l'aide d'une station de travail standard (PC de bureau doté de 3Go de mémoire vive et un microprocesseur 2X1.66GHz), un logiciel de CAO (SolidWorks 2010) et deux logiciels de CFD (GAMBIT 2 et FLUENT 6). Ceci dans le but de mettre au point une méthode d'analyse CFD fiable et moins gourmande en termes de temps de calcul et de ressources matérielles. En effet, le temps nécessaire à une simulation CFD tridimensionnelle de l'écoulement d'air autour d'un avion gros porteur peut atteindre plusieurs mois de calculs [3].

Il est clair que cette approche bidimensionnelle ne peut en aucun cas remplacer la simulation de l'écoulement en trois-dimensions et être généralisée pour n'importe quel autre problème d'aérodynamique, mais du moins, pour notre cas, qui est principalement le positionnement des sondes de pression statique et les tubes de Pitot, cette approche peut légitimement être considérée comme une méthode simple et peu onéreuse vu les résultats qu'elle fournit.

Ce mémoire comprend quatre chapitres. Le chapitre 1 présente quelques généralités sur les notions fondamentales relatives à notre étude, on présentera brièvement le CASA C-295, les tubes de Pitot et leur principe de fonctionnement et enfin un bref aperçu sur la modélisation de l'écoulement d'un fluide réel. Le chapitre 2 portera sur le modèle mathématique, les équations gouvernantes de Navier-Stokes y seront présentées, ainsi que les modèles de turbulence choisis pour les deux simulations. Le chapitre 3 est consacré à la méthode numérique adoptée, nous commencerons par la présentation des deux logiciels Gambit et Fluent, nous allons ensuite citer les différentes étapes nécessaires à la réalisation des maillages, ainsi qu'aux paramétrages du solveur associés aux deux simulations 2D et 3D. Enfin, le chapitre 4 présente une analyse des résultats obtenus des deux simulations, qui seront ensuite comparés aux données relatives aux positions réelles des sondes de pression statique et les tubes de Pitot sur le CASA C-295.

Chapitre 1 :

Généralités

1. Généralités

1.1 Introduction

Depuis la conception des premiers prototypes d'avions en 1903, jusqu'à présent, les études menées dans le domaine l'aérodynamique ont joué un rôle très important dans l'amélioration et le perfectionnement de ces derniers. Traditionnellement, les designers avaient recours aux tests en vol et aux essais en souffleries [4], qui leurs offraient un moyen d'étude systématique pour la réalisation des ajustements aux paramètres de contrôle en matière de design. A présent, avec la CFD (Computational Fluid Dynamics) et le développement sans cesse de la technologie et de l'outil informatique, les machines et les logiciels de calcul sont de plus en plus performants, et les designers disposent d'un outil supplémentaire pour compléter l'étude expérimentale, et surtout, réduire le cout des tests et le temps nécessaire à la réalisation des prototypes.

La mesure de la vitesse de déplacement des appareils est une opération très importante dans le domaine aéronautique du fait que la détermination des efforts aérodynamiques auxquels est soumis l'appareil en vol, repose essentiellement sur la connaissance de sa vitesse de déplacement. Cela nécessite donc, une grande précision de la part des designers pour le repérage des zones optimales pour le montage des instruments de mesures, qui permettent une lecture correcte de la vitesse de déplacement.

Pour mener notre étude, nous avons obtenu la géométrie complète du CASA C-295 donnée sous forme de fichier "IGS" ainsi que toutes les informations relatives au positionnement des sondes de pressions statique et des tubes de Pitot, nécessaires à la validation des résultats obtenus [5].

1.2 Description du CASA C-295

1.2.1 Présentation

Basé sur l'expérience et la réputation prouvée de l'EADS CASA sur les plans design, manufacture et les supports universels apportés à l'aviation militaire, le C-295 est la réponse à la demande sans cesse grandissante des forces armées mondiales. Un avion de transport versatile capable de jouer plusieurs rôles comme les opérations tactiques et logistiques ainsi que la participation aux opérations multinationales « Peace Keeping » dans n'importe quel environnement.

- Les critères de conception du C-295 conduisent aux principales caractéristiques :
- Cabine de cargaison large et dégagée
- Courtes distances de décollage et d'atterrissage
- Indépendance du soutien terrestre
- Excellente qualité de pilotage
- Prix d'acquisition relativement bas

Le C-295 militaire moyen transport est le successeur du célèbre CN-235, réputé mondialement pour sa fiabilité et son endurance lors de ses opérations militaires et gouvernementales dans vingt-quatre pays différents notamment l'Algérie. Comparé au CN-235, le C-295 est muni de génératrices plus puissantes, trois mètres de longueur additionnels pour la cabine de cargaison et une capacité de chargement augmentée de 50%.

Le C-295 a la capacité d'opérer seul, ou comme complément à des avions d'évacuation plus lourds, il est également conçu pour des pistes d'aviation courtes et des environnements hostiles ; son empreinte d'atterrissage légère lui permet d'utiliser des pistes douces (ex : pistes sablonneuses).

1.2.2 Le CASA C-295 en chiffres

Les principales caractéristiques de conception et de performances du CASA C-295 sont résumées dans le tableau Tableau 1.1 suivant

Tableau 1.1 : Spécifications du CASA C-295

Overall length :	24.50 m
Overall height :	8.63 m
Gross wing area :	60m²
Wing span :	25.81 m
Aspect Ratio :	10.16
Wheel track :	4.00 m
Wheel base	8.42 m
Cargo hold length :	12.69 m
Ramp length :	3.04 m
Cargo hold height :	1.90 m
Cargo hold maximum width :	2.70 m
Cargo hold volume :	66 m³
Maximum take-off weight :	
2.25 g	23 200 Kg
Maximum landing weight :	
2.25 g	23 200 Kg
Maximum zero fuel weight :	
2.25 g ¹	9 250 Kg
2.5 g ²	7 050 Kg
Usable fuel capacity :	7 700 litres
Maximum cruise speed :	480 Km/h
Normal operating altitude :	7 620 m
Take-off run :	670 m
Landing roll :	320 m
Load factor limits :	3.0 g/-1.0 g

1.2.3 Vues globales et dimensions

La figure 1.1 montre quelques vues d'ensemble et dimensions du CASA C-295.

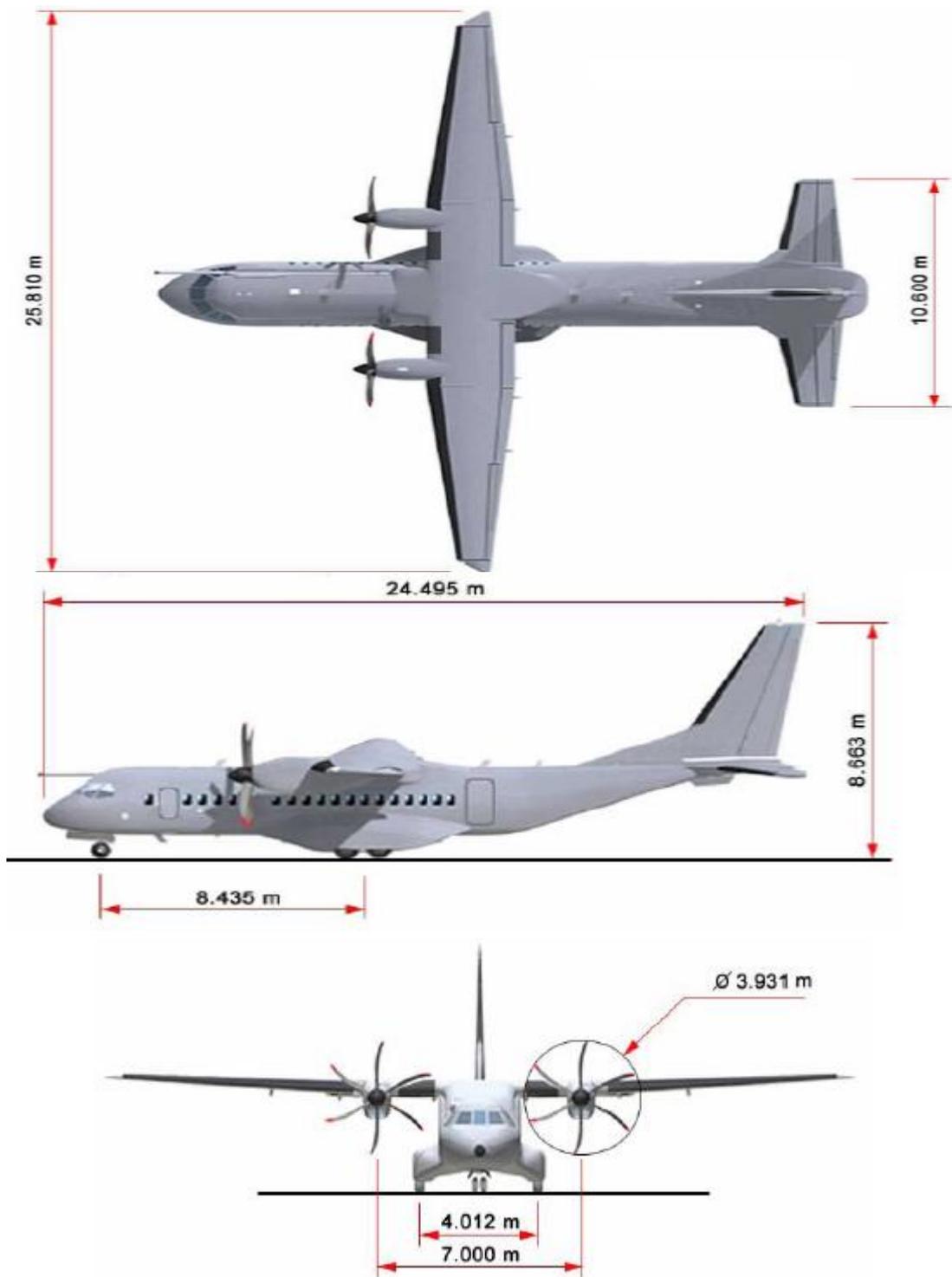


Fig 1.1 : Vues et dimensions du CASA C-295

1.3 Description des tubes de Pitot

1.3.1 Historique

En 1732, le physicien français Henri Pitot (1695-1771) avait comme principale préoccupation, la mesure de la vitesse d'écoulement des eaux de la Seine à Paris. Un des instruments qu'il avait utilisé était de sa propre invention, un tube en bois coudé en forme de L [6] (Fig.1.2). Pitot orienta l'une des extrémités du tube dans le sens opposé à la direction de l'écoulement et utilisa par la suite la valeur de la pression à l'intérieur de ce tube pour déterminer la vitesse de cet écoulement. C'était la première fois dans l'histoire qu'une mesure correcte de la vitesse d'écoulement d'un fluide a été réalisée, et cette invention a gardé jusqu'à présent le nom de "Tube de Pitot", qui fait partie des instruments de mesure les plus utilisés dans les laboratoires d'aérodynamique modernes ainsi que dans le domaine de l'aéronautique pour la mesure de la vitesse des appareils en vol.

Les avions gros porteurs dont le régime de vol est typiquement transsonique, sont en général équipés pour des raisons de sécurité, de trois sondes de Pitot. Pour ces appareils, les deux prises de pression sont séparées [7] (prise de pression totale d'une part et prise statique d'autre part). Le principal problème du tube de Pitot est lié à son obstruction éventuelle, laquelle peut être occasionnée par l'eau, la glace ou les insectes : dans un tel cas, la mesure de la vitesse est erronée et les conséquences peuvent s'avérer fatales.

Pour prévenir ces risques, les règlements de l'aviation prévoient une inspection des tubes de Pitot préalable au vol. En outre, de nombreux dispositifs à tubes de Pitot sont équipés d'un système de dégivrage. Malgré ces précautions il peut arriver, même si le cas est rarissime, que la totalité des trois sondes de Pitot soient défailtantes et cette hypothèse est évoquée pour les accidents aériens suivants [8] :

- crash récent de l'Airbus 330 vol AF 447, Juin 2009
- vol 603 AeroPerù, Octobre 1996
- vol 2553 Austral lineas Aéreas Octobre 1997

1.3.2 Equations fondamentales

La pression en un point du fluide, peut être définie par la moyenne des contraintes normales aux surfaces élémentaires orthogonales, en ce point au repos relativement au fluide. Ces contraintes sont dues au mouvement aléatoire des molécules. Pour un fluide en mouvement, cette pression est appelée “Pression statique P_s ” pour la distinguer des autres grandeurs ayant la même dimension.

Si un fluide en mouvement, est ramené au repos par un procédé isentropique adiabatique, sa pression augmentera jusqu’à atteindre une valeur maximale appelée “Pression totale P_t ”. On définit ainsi, la “Pression dynamique P_d ” qui est égale à la différence entre la pression totale et la pression statique. Pour un écoulement incompressible, la pression dynamique est donnée par

$$P_d = P_t - P_s = \frac{1}{2}\rho V^2 \quad (1.1)$$

V étant la vitesse de l’écoulement et ρ la masse volumique du fluide. Dans le cas d’un écoulement compressible d’un gaz, la pression totale est donnée par

$$P_t = P_s \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1.2)$$

où, Ma le nombre de Mach et γ le rapport des chaleurs spécifiques du fluide ($\gamma = 1.4$ pour l’air), ceci permet de déduire l’expression de la pression dynamique dans le cas d’un écoulement compressible

$$P_d = P_t - P_s = \frac{2}{\gamma Ma^2} \left[\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right] \frac{1}{2}\rho V^2 \quad (1.3)$$

Il convient de noter que le terme “ $\frac{1}{2}\rho V^2$ ” porte le nom de “Pression cinétique”, pour la différencier de la pression dynamique dans le cas des écoulements incompressibles.

1.3.3 Principe de fonctionnement

Pour comprendre le fonctionnement d'un tube de Pitot, il faut d'abord noter que la pression totale P_0 , exercé par l'écoulement à l'entrée B (figure 1.2) est ressentie à travers tout le tube (il n y a pas d'écoulement à l'intérieur du tube, donc la pression est égale à P_0 partout à l'intérieur), c'est la pression P_0 qui est donc donnée par la jauge de pression au point C . Cette mesure, avec celle de la pression statique P_∞ au point A , fournit la différence de ces deux pressions, et c'est cette différence qui permet la mesure de la vitesse V_∞ en utilisant l'équation de Bernoulli. En particulier, l'application de l'équation de Bernoulli, pour un écoulement incompressible, entre les points A et B où la pression et la vitesse sont respectivement P_∞, V_∞ et P_0, V_0 ($V_0 = 0$) donne

$$P_A + \frac{1}{2}\rho V_A^2 = P_B + \frac{1}{2}\rho V_B^2 \quad (1.4)$$

où

$$P_\infty + \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 = P_0 \quad (1.5)$$

ceci nous permet d'écrire

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2(P_0 - P_\infty)}{\rho}} \quad (1.6)$$

Cette formule nous permet de déduire simplement la vitesse de l'écoulement V_∞ à partir de la mesure de la différence entre les pressions totale et statique. La pression totale étant obtenue à l'aide du tube de Pitot, et la pression statique à l'aide d'une sonde de pression convenablement posée.

1.3.4 Mesure des pressions

1.3.4.1 Mesure de la pression statique

Considérons une sonde fixe avec un orifice percé dans une paroi telle que les lignes de courant à son voisinage soient parallèles au plan de l'orifice. Dans ce cas la pression ressentie n'est due qu'au mouvement aléatoire des molécules du fluide en écoulement, et c'est la pression dite statique qui serait mesuré.

En fait, on utilise plusieurs orifices répartis sur la circonférence afin de respecter les conditions de symétrie de l'écoulement autour du tube et d'optimiser la mesure de la pression grâce aux nombres d'orifices utilisés.

1.3.4.2 Mesure de la pression d'arrêt (totale)

Soit un tube de Pitot avec un orifice dont le plan est perpendiculaire au sens de cet écoulement, comme le montre la figure 1.2 au point B. Lorsqu'on plonge ce tube dans un fluide en écoulement uniforme (pression P_∞ , masse volumique ρ_∞ , vitesse V_∞), ce dernier va remplir le tube jusqu'à la stagnation totale, et la vitesse de l'écoulement va s'annuler. Une ligne de courant particulière se sépare au nez de la sonde pour la contourner. Ce point de séparation est appelé point d'arrêt car la vitesse s'y annule.

Un petit orifice, pratiqué à cette extrémité et relié à un manomètre ou à un capteur de pression, transmet la pression d'arrêt locale P_0 de l'écoulement.

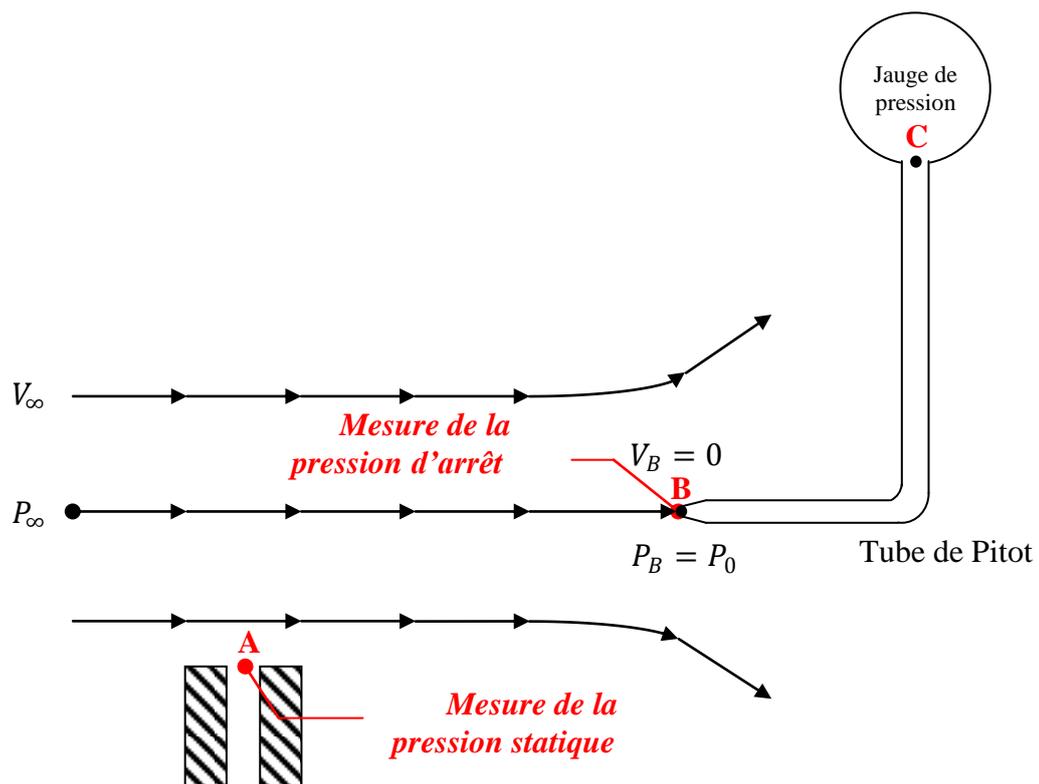


Fig 1.2 : Schéma représentatif d'un Tube de Pitot

Il possible aussi de combiner les mesures des deux pressions statique et totale en utilisant un seul instrument appelé “Sonde statique de Pitot” (Pitot-Static probe en anglais) comme montré sur la figure 1.3. La sonde statique de Pitot mesure la pression totale P_0 au nez de la sonde, et la pression statique P_∞ au niveau de l’orifice prévu à cet effet à la surface de la sonde.

Dans l’équation (Eq.1.5), le terme $\frac{1}{2}\rho V_\infty^2$ représente la pression dynamique notée P_d , utilisée dans tous les types d’écoulements et elle est donnée par

$$P_d = \frac{1}{2}\rho V^2 \quad (1.7)$$

Cependant, pour les écoulements incompressibles, la pression dynamique a un sens particulier, c’est précisément la différence entre la pression totale et statique. L’équation (Eq.1.5) s’écrit dans ce cas

$$P_d = P_0 - P_\infty \quad (1.8)$$

Il faut garder à l’esprit que l’équation (Eq.1.5) est issue de l’équation de Bernoulli qui n’est valable que pour les écoulements incompressibles. Pour les écoulements compressibles où l’équation de Bernoulli n’est plus applicable, la pression dynamique n’est plus égale à a différence entre les pressions statique et totale seulement.

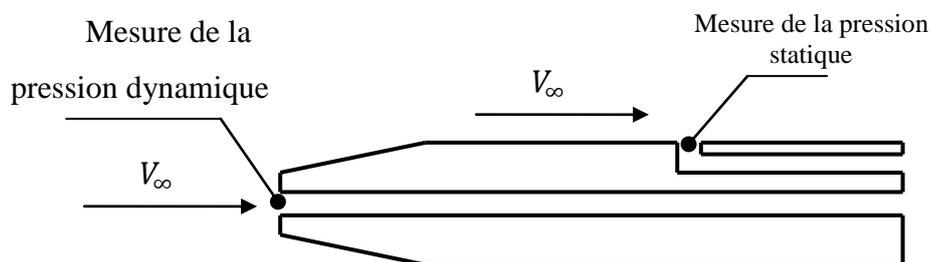


Fig 1.3 : La sonde statique de Pitot

1.4 Coefficient de pression

Vu l'importance des nombres adimensionnels tels que le nombre de Mach M , le nombre de Reynolds Re ou aussi C_L et C_D les coefficients de portance et de traînée, on introduit un nombre adimensionnel relatif à la pression, c'est le "Coefficient de pression" noté C_P et défini comme

$$C_P = \frac{P - P_\infty}{q_\infty} \quad (1.9)$$

où

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (1.10)$$

L'équation (Eq.1.8) est valable en aérodynamique pour tous les types d'écoulements. Dans la littérature, il est commun que la pression soit exprimée en termes de C_P plutôt que de pression elle-même.

Dans le cas des écoulements incompressibles, C_P peut être exprimé en fonction des vitesses uniquement. Considérons pour cela, un corps plongé dans un écoulement incompressible de pression P_∞ et animé d'une vitesse V_∞ , et soient deux points arbitraires de l'écoulement où la pression et la vitesse sont respectivement P et V . L'équation (Eq 1.5) nous donne

$$P - P_\infty = \frac{1}{2} \rho (V_\infty^2 - V^2) \quad (1.11)$$

des équations (Eq.1.9) et (Eq.1.11) on tire

$$C_P = \frac{P - P_\infty}{q_\infty} = \frac{\frac{1}{2} \rho (V_\infty^2 - V^2)}{q_\infty} \quad (1.12)$$

où

$$C_P = 1 - \left(\frac{V}{V_\infty} \right)^2 \quad (1.13)$$

Il convient de noter que

- au niveau du point d'arrêt, pour un écoulement incompressible, la valeur de C_p atteint la valeur de 1, qui représente le maximum dans tout le domaine de l'écoulement
- Pour un écoulement compressible, la valeur de C_p est supérieure à 1 au niveau du point d'arrêt
- C_p prend des valeurs négatives lorsque $V > V_\infty$ ou $< P_\infty$

1.5 Description d'un écoulement de fluide réel

L'écoulement uniforme d'un fluide réel autour d'un obstacle fixe, est caractérisé par un ensemble de propriétés définissant l'état infini amont, qui représente l'état ou l'écoulement ne subit aucune perturbation causée par l'obstacle fixe. Ces propriétés sont la vitesse de l'écoulement V_∞ , la pression statique P_∞ , la masse volumique ρ_∞ , la viscosité dynamique μ_∞ , la température de l'air T_∞ ainsi qu'une conductivité thermique k_∞ .

Une fois l'écoulement défini, il est nécessaire d'introduire des conditions aux limites qui permettent de considérer la géométrie de l'obstacle considéré, car le système d'équations non-linéaire de Navier-Stokes, ne tient pas compte de la forme particulière de ce dernier. Dans le cas d'un fluide réel, la condition de paroi (Fig 1.4) stipule que l'écoulement adhère à l'obstacle (Condition de non-glissement : "no-slip boundary condition"), en d'autres termes, ceci signifie que la vitesse du fluide au niveau de la paroi solide, est égale à la vitesse de déplacement de celle-ci.

La situation montrée sur la figure 1.4, typique de celle rencontrée lors d'un essai en soufflerie ou d'une simulation numérique, est équivalente, en vertu du principe de réciprocity aérodynamique (formulé pour la première fois par Léonard de Vinci), à celle dans laquelle l'obstacle se déplace à vitesse $V = V_\infty$ dans l'air au repos.

Les problèmes d'écoulements définis par les équations de Navier-Stokes, ne peuvent être résolus analytiquement sauf dans certains cas particuliers, où l'on a la possibilité d'appliquer des hypothèses simplificatrices, dans le cas général, on a donc recours à une résolution discrète par des méthodes numériques, telles que les méthodes des différences finies, volumes finis et éléments finis. De plus, si l'on adopte une écriture adimensionnelle des équations de Navier-Stokes et des conditions aux limites, on montre que les données du problème se réduisent à la géométrie Σ de l'obstacle, le nombre de Mach M_∞ , l'angle d'incidence α et le nombre de Reynolds basé sur les conditions à l'infini amont et une dimension caractéristique de l'obstacle (corde d'un profil par exemple)

Rappelons la définition du nombre de Reynolds qui est donnée par :

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (1.14)$$

où ρ la masse volumique du fluide, μ la viscosité dynamique, V la vitesse de l'écouement du fluide et L une longueur caractéristique de l'obstacle.

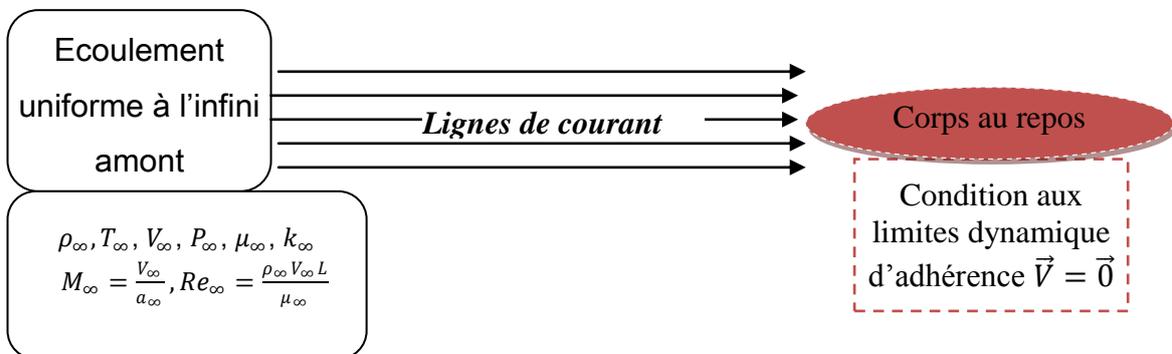


Fig 1.4: Description d'un problème d'écoulement libre d'un fluide réel

Chapitre 2 :
Modèle mathématique

2. Modèle mathématique

Dans le cadre de ce travail, le modèle de calcul adopté est basé sur les équations de Navier-Stokes pour un écoulement incompressible de l'air, et afin de tenir compte des effets de la turbulence, nous avons choisi le modèle de Spalart-Allmaras pour la simulation bidimensionnelle, et le modèle $k - \varepsilon$ pour la simulation tridimensionnelle.

2.1 Equations gouvernant le problème physique

L'écoulement incompressible d'un fluide visqueux est régi par l'équation de continuité et les équations de la conservation de la quantité de mouvement

- L'équation de continuité qui est donnée par :

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (2.1)$$

- Les équations de la quantité de mouvement (Equation de Navier-Stokes) dans le cas d'un fluide newtonien, c'est-à-dire un fluide dont le tenseur des contraintes visqueuses est donné par :

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) = 0 \quad (2.2)$$

s'écrivent :

$$\rho \left[\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right] = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \rho g_i + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2.3)$$

2.2 Le modèle de turbulence de Spalart-Allmaras

Le modèle de turbulence de Spalart-Allmaras est relativement simple à une seule équation de transport de la viscosité turbulente. Ce modèle a été spécifiquement mis au point, pour les applications aérospatiales impliquant des écoulements aux parois, il est aussi connu pour la qualité des résultats qu'il procure, dans le cas des couches limites soumises à des gradients de pression inverses. Par ailleurs son efficacité pour la prédiction des écoulements à faible nombre de Reynolds, qui requièrent une précision plus importante, dans les régions de couches limites proches des parois, a été également prouvée.

L'équation de Navier-Stokes moyennée par la méthode de Reynolds est donnée par :

$$\rho \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \rho \overline{u_i u_j} \right) \quad (2.4)$$

où, ρ est la densité du fluide, p la pression, u la vitesse, μ la viscosité dynamique.

Les équations de Navier-Stokes moyennées par la procédure de Reynolds constituent le système numérique à résoudre. L'hypothèse de Boussinesq [9] est employée pour le calcul de viscosité turbulente relative aux contraintes de Reynolds. Cette approche classique est définie par :

$$-\rho \overline{u_i u_j} = \mu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho \delta_{ij} k \quad (2.5)$$

où, μ_t est la viscosité cinématique turbulente, δ_{ij} le symbole de Kroenecker et k l'énergie cinétique de turbulence qui est définit par :

$$k = \frac{1}{2} \overline{u_i u_j} \quad (2.6)$$

Dans plusieurs cas, les modèles basés sur l'hypothèse de Boussinesq donne de bons résultats, l'avantage de cette approche est principalement le faible temps nécessaire au calcul de la viscosité turbulente μ_t . En notant $\tilde{\nu}$ la viscosité de transport. L'équation de transport de la viscosité s'écrit :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \tilde{\nu} u_i) = \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{d2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_i} \right)^2 \right] + G_{\tilde{\nu}} - Y_{\tilde{\nu}} + S_{\tilde{\nu}} \quad (2.7)$$

où, G_ν et Y_ν sont respectivement la production et la destruction de la viscosité turbulente, $\sigma_{\tilde{\nu}}$ et C_{d2} sont des constantes, ν est la viscosité cinématique et $S_{\tilde{\nu}}$ un terme de source arbitraire.

Pour la modélisation de la viscosité turbulente, la viscosité μ_t est simplifiée :

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{\nu_1} \quad (2.8)$$

où, la fonction f_{ν_1} est donnée par

$$f_{\nu_1} = \frac{X^3}{X^3 - C_{\nu 1}^3} \quad (2.9)$$

et X , le taux d'énergie cinétique

$$X \equiv \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (2.10)$$

A partir de l'équation (Eq 2.8), le terme de la production de la viscosité G_ν est donné par :

$$G_\nu = C_{b1} \rho \tilde{S} \tilde{\nu} \quad (2.11)$$

où

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{\nu}}{k^2 d^2} f_{\nu 2}, \quad f_{\nu 2} = 1 - \frac{X}{1 + X f_{\nu 1}} \quad (2.12)$$

C_{b1} et k sont des constantes, d l'éloignement de la paroi, S c'est une échelle de mesure du tenseur de déformation, de plus le terme analogue de la destruction de la viscosité :

$$Y_\nu = C_{\omega 1} \rho f_\omega \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right) \quad (2.13)$$

et

$$f_\omega = g \left(\frac{1 + C_{\omega 3}^6}{g^6 + C_{\omega 3}^6} \right)^{\frac{1}{6}}, \quad = r - C_{\omega 2} (r^6 - r), \quad r \equiv \frac{\tilde{\nu}}{\tilde{S} k^2 d^2} \quad (2.14)$$

où, $C_{b1} = 0.1355$, $C_{b2} = 0.622$, $\sigma_{\tilde{\nu}} = \frac{2}{3}$, $C_{\nu 1} = 7.1$, $C_{\omega 1} = 2.7566$, $C_{\omega 2} = 0.3$, $C_{\omega 3} = 2$,
 $k = 0.4187$

2.3 Le modèle de turbulence $k - \varepsilon$ standard

La fidélité des prédictions de la CFD pour les écoulements turbulents, en particulier pour les simulations 3D, est fortement dépendante de la qualité du modèle de turbulence choisi. Le solveur FLUENT 6 propose trois modèles, le modèle $k - \varepsilon$ le modèle *LES* (*Large Eddy Simulation*) et le modèle *RSM* (*Reynolds Simulation Model*). En prenant en considération, les capacités du matériel informatique dont nous disposons pour cette recherche, nous avons choisi le modèle $k - \varepsilon$ pour les simulations 3D qui s'avère être le moins gourmand en terme de capacités du matériel et de temps de calcul.

2.3.1 Equations du modèle :

Ce modèle de turbulence utilise l'approche de Boussinesq, ainsi que la définition de la viscosité turbulente μ_t , qui est défini en fonction de l'énergie cinétique de turbulence k et du taux de dissipation ε comme suit :

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (2.15)$$

Où, C_μ est une constante. En se basant sur les équations (Eq 2.5) et (Eq 2.15), les contraintes normales de Reynolds sont données par :

$$\overline{u^2} = \frac{2}{3} k - 2\nu_t \frac{\partial u}{\partial x} \quad (2.16)$$

Les équations de transport pour l'énergie cinétique de turbulence k et le taux de dissipation ε sont données par [10] :

$$u_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\nu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \nu_t \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} \left(\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_i} \right) - \varepsilon \quad (2.17)$$

et

$$u_j \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\nu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + C_1 \nu_t \frac{\varepsilon}{k} \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} \left(\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_i} \right) - C_2 \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (2.18)$$

où

$$v_t = \frac{\mu_t}{\rho} = C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (2.19)$$

et les constantes du modèle sont données par : $C_\mu = 0.09$, $C_1 = 1.44$, $C_2 = 1.92$,

$$\sigma_k = 1.0, \sigma_\varepsilon = 1.3$$

2.3.2 Loi de la paroi

Dans les écoulements en général, le développement de la couche limite se fait en deux étapes. On distingue d'abord, une première zone à régime laminaire, jusqu'à une certaine longueur correspondant à un nombre de Reynolds critique, à partir de laquelle le régime de l'écoulement devient turbulent. De plus, les observations concernant les couches limites dynamiques turbulentes, permettent de distinguer deux zones au sein de cette dernière, une zone interne et une zone externe. La zone interne est à son tour divisée en deux régions, une sous-couche visqueuse (les effets de la viscosité sont prépondérants) et une zone logarithmique (ou les effets de la turbulence sont plus importants que les effet moléculaires) séparées par une zone tampon. Pour faire la distinction entre ces différentes régions, on introduit une distance à la paroi " y^+ " donnée par :

$$y^+ = \frac{\rho y_p u_\tau}{\mu} \quad (2.20)$$

où, y_p est le premier nœud juste après la paroi, ρ et μ sont respectivement la masse volumique et la viscosité dynamique du fluide, u_τ la vitesse de friction à une distance x donnée par :

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (2.21)$$

où, τ_w est la contrainte de cisaillement à la paroi.

On introduit aussi, à partir de la vitesse longitudinale u , la vitesse adimensionnelle u^+ , donnée par :

$$u^+ = \frac{u}{u_\tau} \quad (2.22)$$

A partir de ces deux nombres adimensionnels y^+ et u^+ , les différentes régions seront différenciées par leur profil de vitesse qui est décrit par :

- $u^+ = y^+$ dans la sous-couche visqueuse

- $u^+ = \frac{1}{\kappa} \ln(Ey^+)$ dans la zone logarithmique

où, E est une constante empirique qui dépend de l'état de la paroi, κ la constante de Von Karman ($\kappa = 0.4$)

Enfin pour la zone externe, le profil de vitesse est décrit par :

$$\frac{u_\infty - u}{u_\tau} = -\frac{1}{\kappa} \ln\left(\frac{x}{\delta}\right) + B \quad (2.23)$$

où, B une constante empirique, δ l'épaisseur de la couche limite, u_∞ vitesse de l'écoulement libre à l'extérieur de la couche limite et x la position sur la paroi

Le graphe sur la figure 1.5 représente le profil logarithmique de la vitesse, afin d'illustrer les différentes zones décrites ci-dessous. Les valeurs limites des frontières d'une façon générale sont :

- Sous-couche visqueuse : $0 < y^+ < 5$
- Zone logarithmique : $30 < y^+ < 350$
- Région externe : $300 < y^+ < 500$

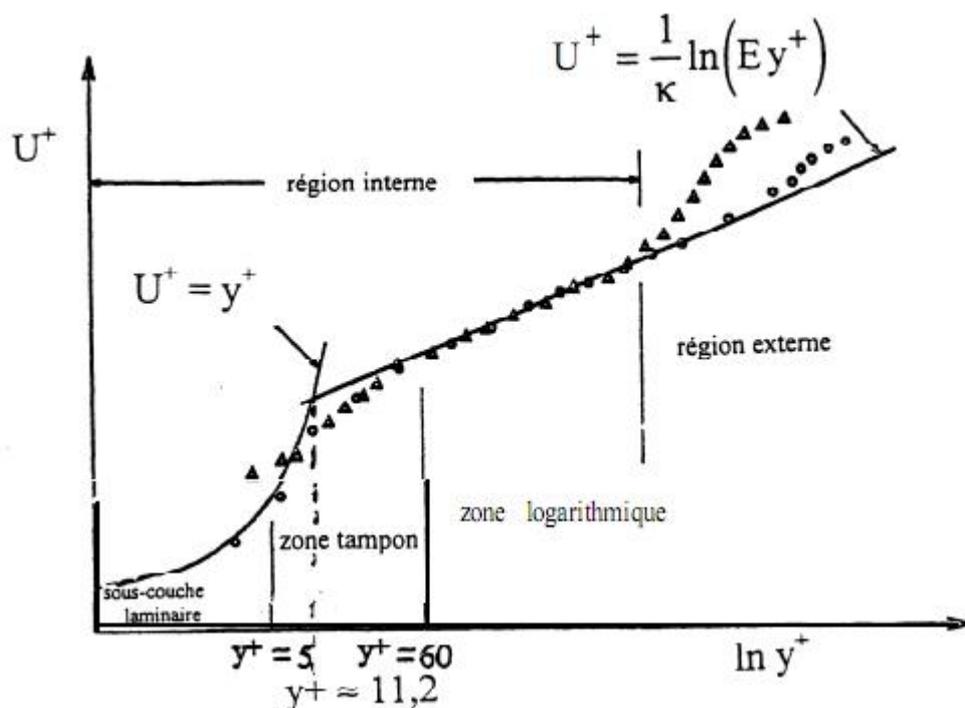


Fig 2.1 : Subdivision de la couche limite turbulente [11]

Chapitre 3 :
Méthode Numérique

3. Méthode numérique

3.1 Présentation du logiciel GAMBIT

GAMBIT est un logiciel industriel permettant la construction des maillages, structurés ou non, des géométries 2D/3D pour les problèmes de CFD (Computational Fluid Dynamics). Il génère des fichiers “.msh” contenant les données du maillage et de la géométrie afin de pouvoir les exporter sous un logiciel de calcul tel que FLUENT. GAMBIT regroupe trois fonctions principales

- Définition de la géométrie du problème : Construction si la géométrie est simple, et Importation à partir des logiciels de CAO (SolidWorks, Catia) dans le cas des géométries complexes
- Définition des frontières et les conditions aux limites
- Maillage des domaines et la vérification de ce dernier

Lors de la création d'une session, GAMBIT crée quatre fichiers :

- Un fichier “.dbs” qui contient toutes les données de la session
- Un fichier “.jou” qui retrace l'historique de la session
- Un fichier “.trn” qui prends toutes les commandes et leurs résultats lors des différentes sessions
- Un fichier “.lok” fichier système propre à l'application

3.1.1 L'interface graphique

L'interface graphique de GAMBIT est constituée des zones suivantes comme montré sur la figure 3.1

Zone 1 des menus : permet l'accès aux menus : File, Edit, Solver

Zone 2 "Transcript" : description des différentes actions réalisées

Zone 3 "Command" : permet de saisir directement les commandes

Zone 4 "Description" : fournit de l'aide sur les boutons pointés par la souris

Zone 5 "Global Controls" : permet la vérification du maillage, la manipulation des vue et de la zone graphique

Zone 6 "Operation" : permet de choisir entre les fonctions principales (construction de la géométrie, maillage, conditions aux limites)

Zone 7 graphique : permet la visualisation de la géométrie

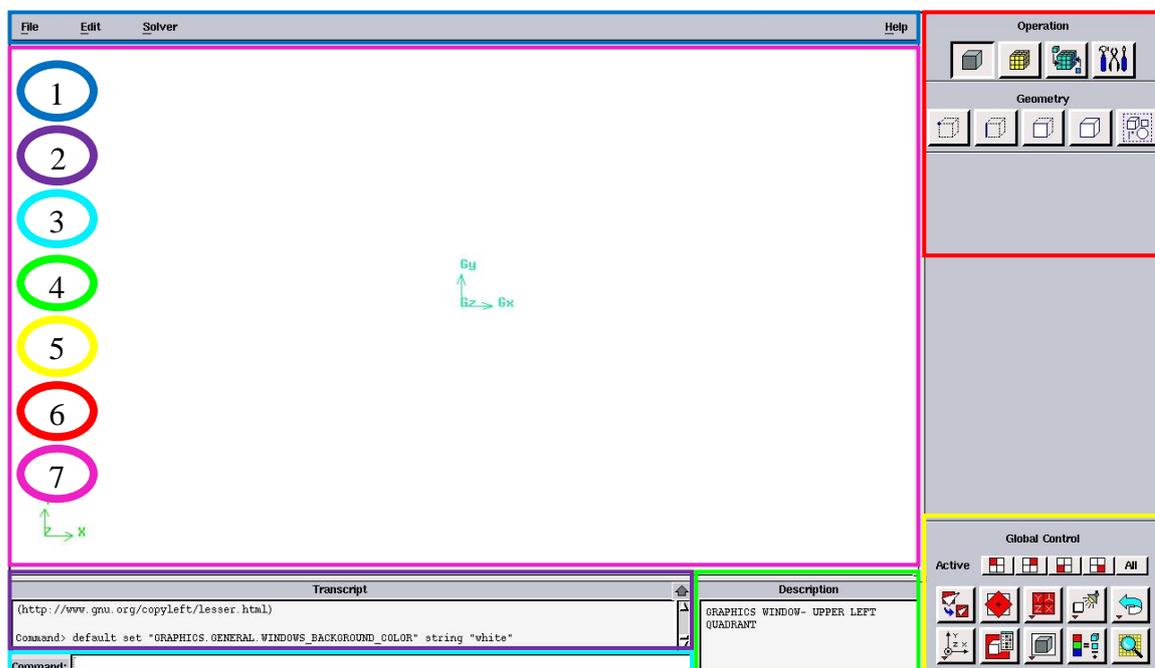


Fig 3.1: Interface graphique de GAMBIT

3.1.2 Commandes principales utilisées

Les principales commandes utilisées sur le logiciel GAMBIT pour la création de la géométrie, la génération du maillage et la spécification des conditions aux limites sont résumées sur les trois tableaux récapitulatifs suivants

Tableau 3.1: Commandes de création de la géométrie

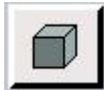
	Bouton	Commande
		Point
		Segment
		Face
		Volume

Tableau 3.2: Commandes de génération du maillage

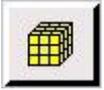
	Bouton	Commande
		Couche limite
		Segment
		Face
		Volume

Tableau 3.3: Commandes de spécification des conditions aux limites

	Bouton	Commande
		Définir les conditions aux limites
		Définir les zones d'écoulement

3.2 Construction de la géométrie

3.2.1 Importation de la Géométrie du modèle 3D du CASA C-295

Dans les cas où la géométrie du modèle est simple, il est plus pratique de créer cette dernière directement sous GAMBIT, en utilisant les commandes proposées, relatives à la création de la géométrie, mais dans notre cas, la géométrie du CASA C-295 s'avère très complexe, et c'est la raison pour laquelle, nous avons eu recours à la CAO, en utilisant le logiciel SolidWorks 2010 comme le montre la figure 3.2, pour l'importation du modèle 3D sous GAMBIT sous format ".IGS".

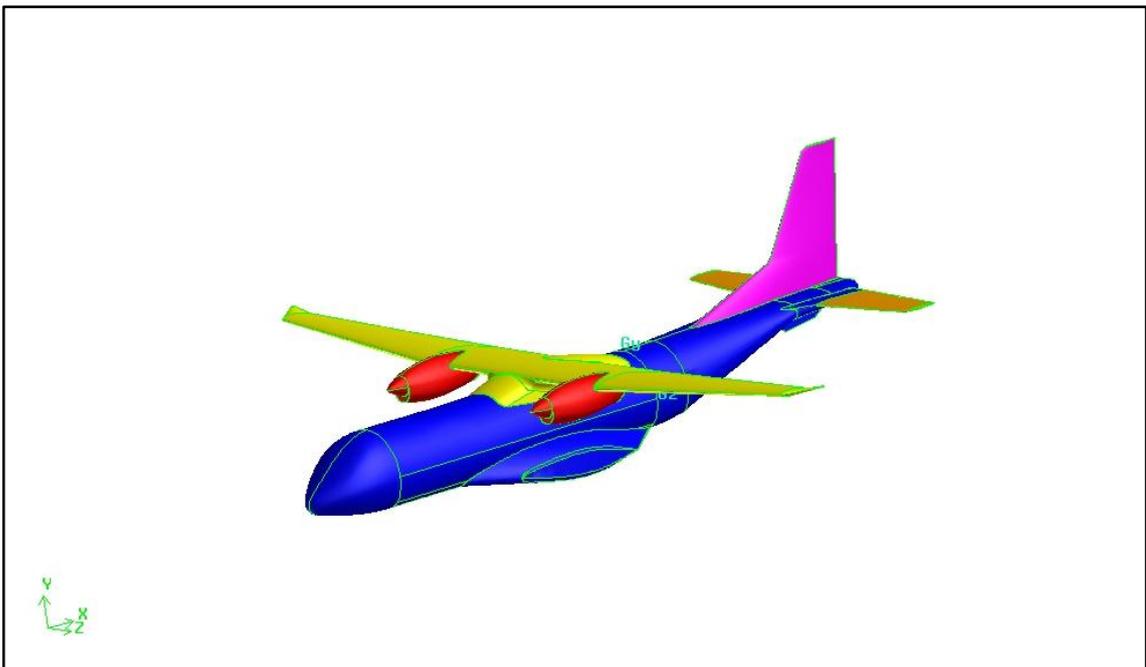


Fig 3.2: Modèle 3D du CASA C-295 conçu sur SolidWorks 2010

Il est aussi essentiel, pour la compréhension de la suite de la méthode, de mentionner la position du repère orthonormé par rapport auquel, nous allons effectuer les mesure par la suite. La figure 3.3 illustre bien ceci

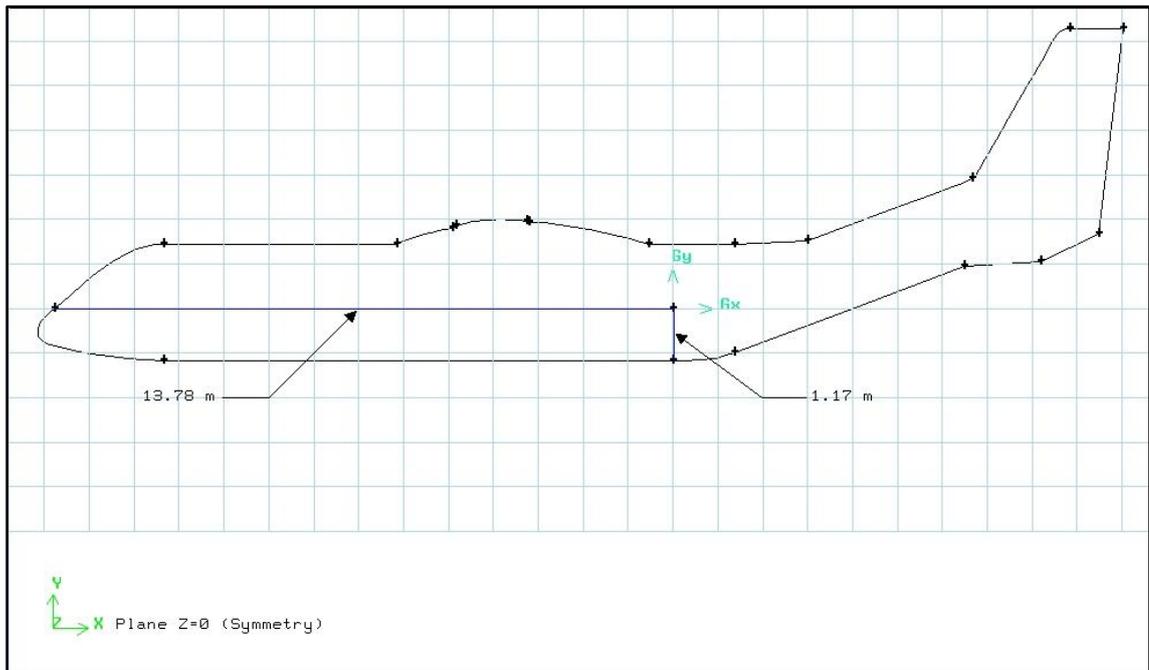


Fig 3.3 : Position du repère orthonormé

3.2.2 Simplification de la géométrie

On procède d'abord, à de premières simplifications de forme pour minimiser la complexité de la géométrie (suppression des blocs réacteurs et trains d'atterrissage), ces simplifications s'avèrent indispensables pour la génération d'un maillage correct et régulier, la figure 3.4 illustre bien ceci :

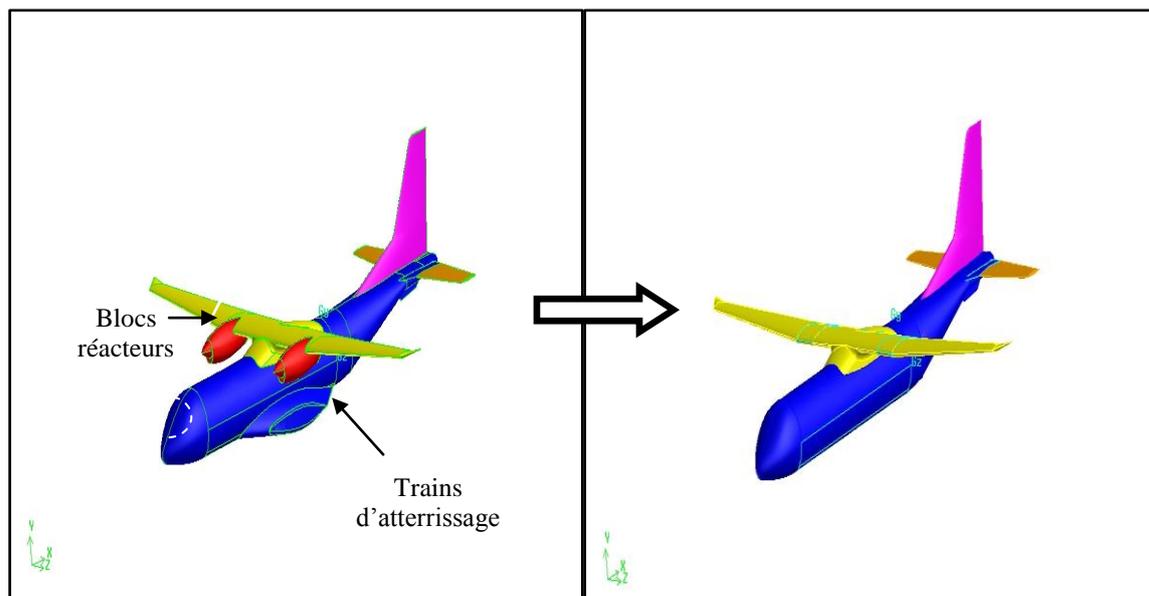


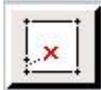
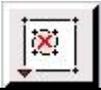
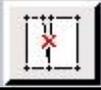
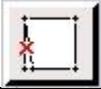
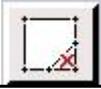
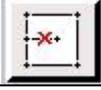
Fig 3.4: Simplification de la géométrie

3.2.3 Nettoyage de la géométrie

On procédera par la suite à des simplifications supplémentaires, car la géométrie importée du modèle, comporte beaucoup de segments non essentiels et des surfaces fortement tordues. Ces erreurs sont causées principalement, par la différence de tolérance entre les deux logiciels GAMBIT et SolidWorks, ainsi que des erreurs systématiques de reconstruction de la géométrie. Cela entraîne naturellement des difficultés lors de la génération du maillage.

Le logiciel GAMBIT possède l'outil "Geometry Clean Up", qui permet de détecter et réparer automatiquement, les éventuelles erreurs et défauts de géométrie. Le tableau.3.4 montre les principales commandes utilisées pour la réparation de la géométrie importée.

Tableau 3.4: l'outil "Geometry Clean Up"

	Bouton	Commande
		Détecte les segments courts
		Détecte les trous
		Détecte les fissures
		Détecte les angles aigus
		Détecte les petites surfaces
		Détecte les segments isolés
		Détecte les entités dupliquées

La géométrie ne présente aucun défaut de forme et elle est à présent prête pour le maillage

3.2.4 Dimensionnement du domaine de calcul

Vu les performances limitées du matériel informatique mis à notre disposition, nous sommes contraints d'optimiser la taille du domaine de calcul, c'est à dire trouver la taille minimale du domaine pour laquelle les solutions ne soient pas affectées par cette dernière.

Pour cela nous avons comparé les résultats obtenus associés à plusieurs domaines de calcul de dimensions différentes, afin d'obtenir un domaine de calcul optimal et minimiser le temps de calcul. Les dimensions du domaine choisi sont montrées sur la figure 3.5.

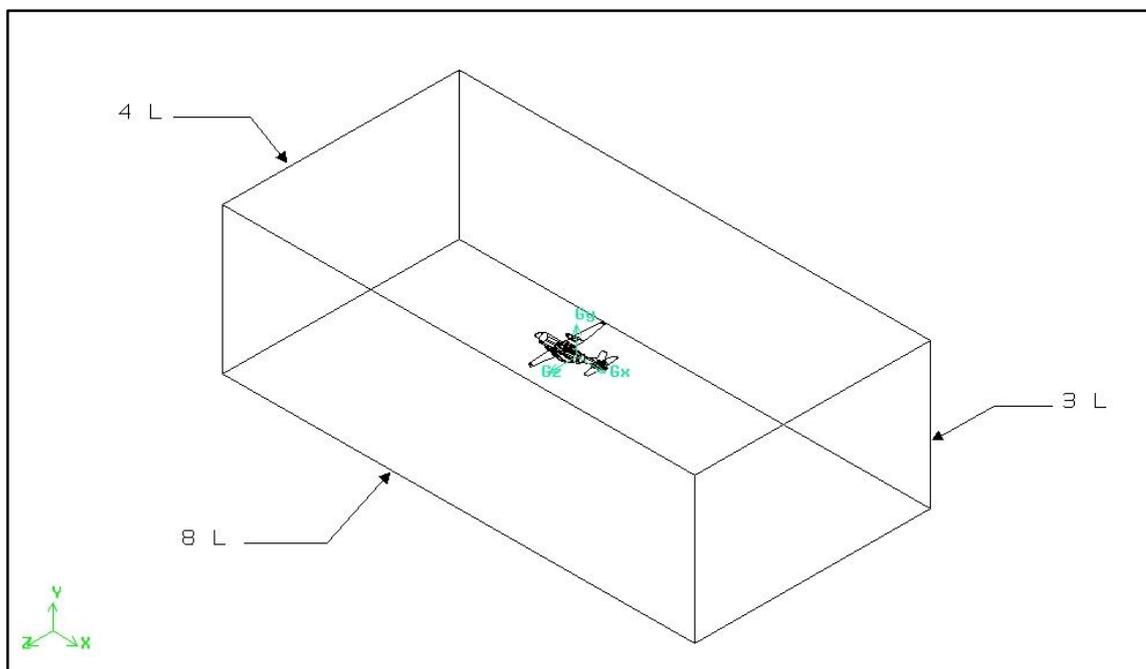


Fig 3.5: Dimensions du domaine de Calcul. L=Longueur de l'avion

Le domaine de calcul est ainsi obtenu par soustraction du volume du CASA C-295 de celui du domaine choisi, en utilisant la fonction "Subtract" sur GAMBIT.

3.2.5 Géométrie finale 2D

La configuration que nous avons choisi pour réaliser la simulation 2D précédemment citée, est constituée de quatre coupes horizontales espacées de 50cm comme le montre la figure 3.6. les sont à $Y = (-0.5, 0, 0.5, 1) m$, autour desquelles nous allons analyser les distributions de pression afin de déterminer les zones d'écoulement libre les plus proches, car c'est dans ces zone ou il est plus judicieux de positionner la sonde de pression statique et le tube de Pitot pour la mesure de la vitesse de vol de l'appareil.

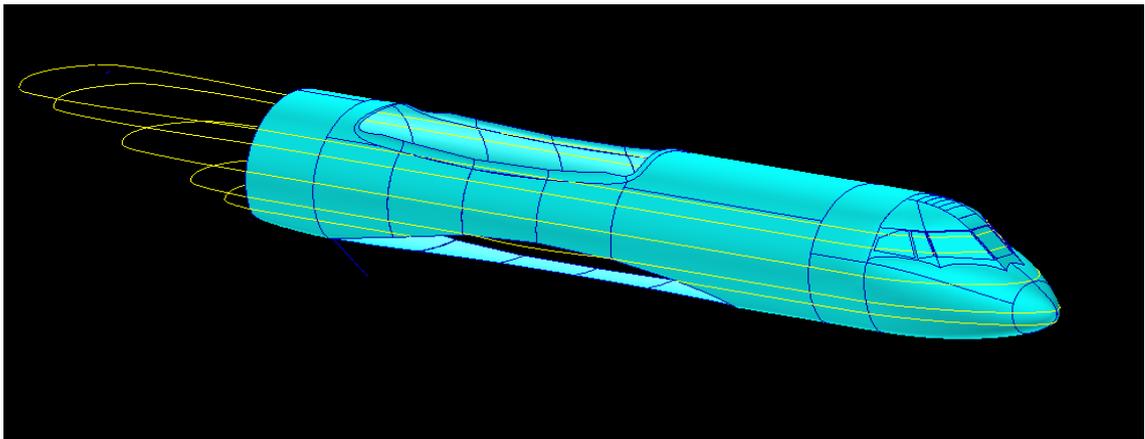


Fig 3.6: Coupes horizontales prévues pour la simulation 2D

3.2.6 Géométrie finale 3D

Vu les limitations en termes de performances du matériel informatique mis à à notre disposition, et le but recherché de cette étude, qui se limite au repérage des zones optimales pour le positionnement des tubes de Pitot, sans s'intéresser aux phénomènes liés au sillage, nous nous sommes permis de ne prendre en considération que la moitié de la géométrie vu la symétrie qu'elle présente, la figure 3.7 illustre bien cette approche, ceci nous permettra de réduire considérablement le nombre d'éléments lors du maillage, rendant ainsi la résolution numérique abordable et moins gourmande en temps de calcul.

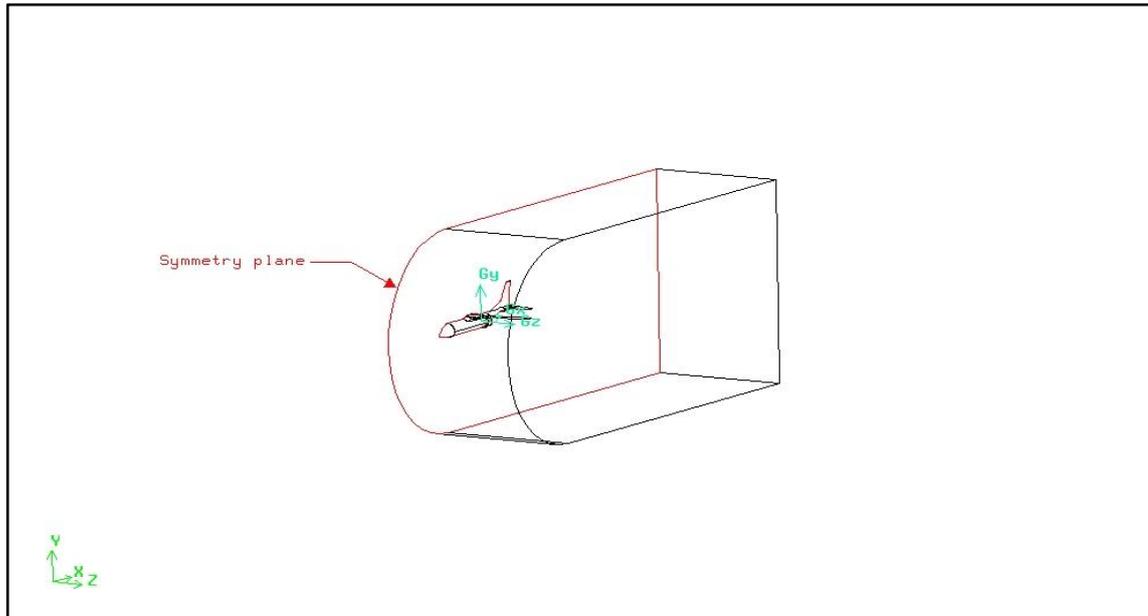


Fig 3.7: Géométrie Finale 3D

3.3 Maillage

La génération du maillage est une étape très importante dans une analyse CFD, vu l'influence de ses paramètres sur les résultats de la simulation.

Pour les géométries complexes, c'est notre cas d'ailleurs, l'opération du maillage se fait en plusieurs étapes comme suit

- Décomposition du modèle en plusieurs blocs
- Décomposition du domaine fluide en sous domaines associés aux blocs
- Maillage des sous domaines fluide

Cette démarche permet de mieux contrôler le maillage et un gain de temps considérable.

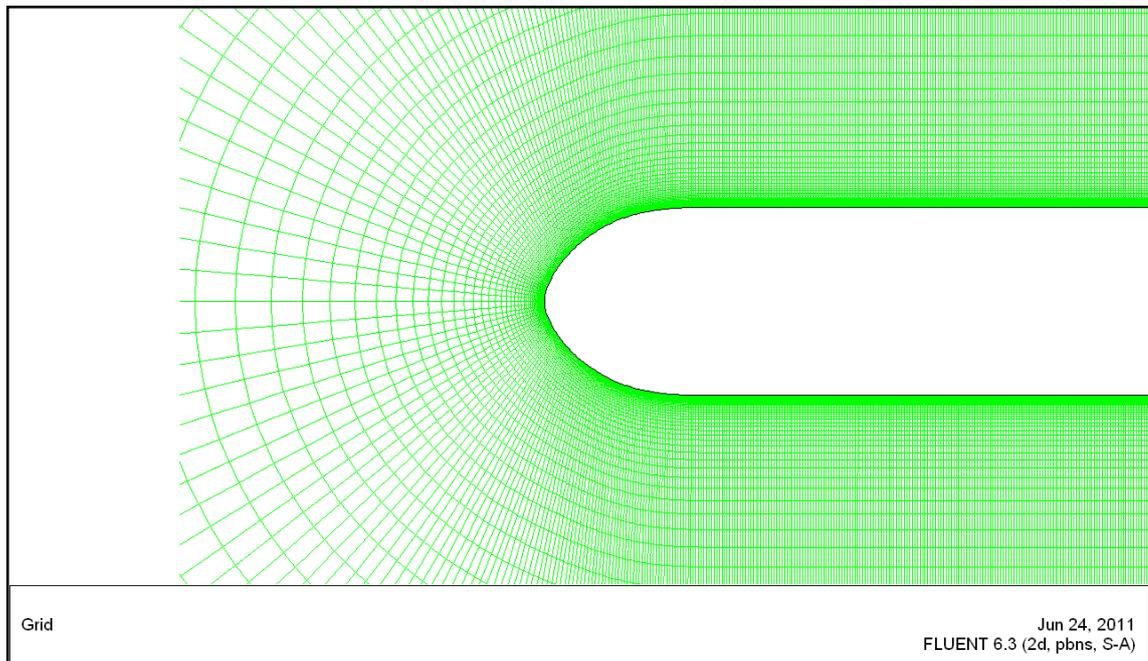
3.3.1 Données et types du maillage

Maillage structuré pour la configuration 2D

Facile à réaliser sur des géométries simples, il est plus économique en nombre d'éléments qu'un maillage non-structuré équivalent, il réduit aussi les risques d'erreur, c'est pour cela qu'on la choisi pour la configuration 2D comme montré sur la figure 3.8.

Données

- ✓ Au niveau des parois : largeur = 20mm / épaisseur = 1mm
- ✓ Au niveau des surface extérieures du domaine : 3000mm de largeur
- ✓ Taux de croissance : 1.2

**Fig 3.8:** Maillage structuré (2D)***Maillage non structuré pour la configuration 3D***

Les éléments sont générés sans contraintes de façon automatisée, c'est le plus adéquat pour les géométries complexes mais il a l'inconvénient d'être gourmand en nombre d'éléments ainsi qu'un risque d'erreurs non négligeable. Dans ce cas, nous avons utilisé l'outil "Size Function" disponible sous GAMBIT, qui permet de générer un maillage automatiquement et de façon homogène autour des entités sources que cette fonction prend comme paramètres. La figure 3.9 illustre bien le résultat obtenu.

Données

La fonction “Size Function” prend comme paramètres

- ✓ Les entités sources : les surfaces constituant la coupe du fuselage
- ✓ Les entités d’arrivée : le volume qui représente le domaine fluide
- ✓ Taille des mailles de départ des entités sources : 40mm
- ✓ Taux de croissance : 1.2
- ✓ Taille maximale permise : 3000mm

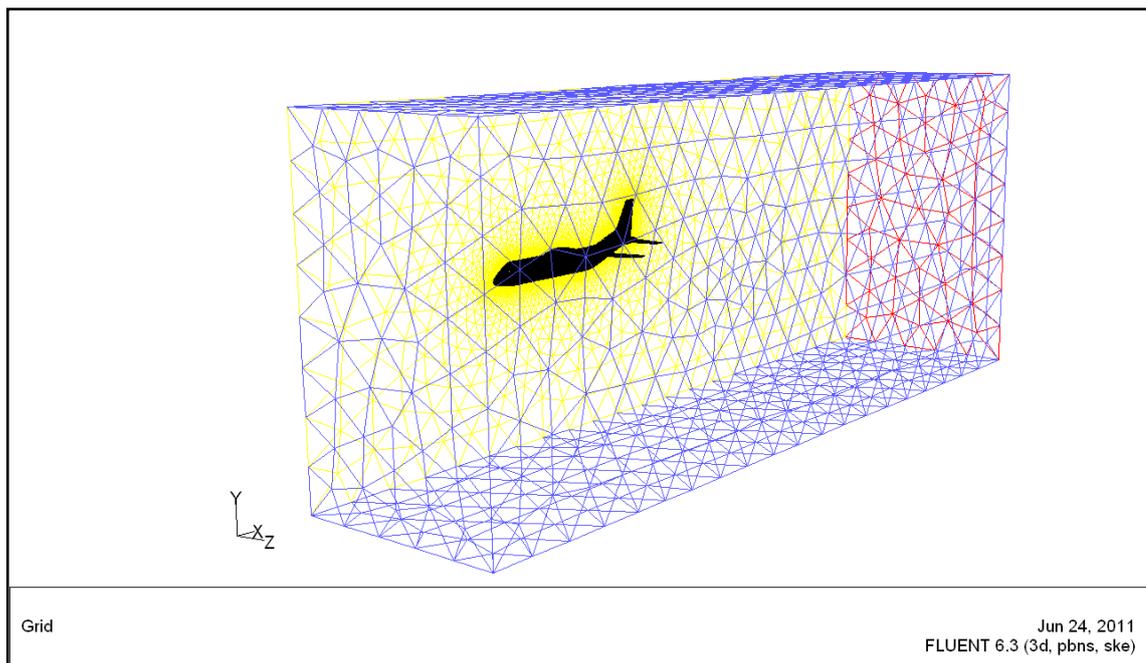


Fig 3.9: Maillage non structuré (3D)

Nous tenons à signaler que 40 mm est une valeur grossière de la taille des éléments au niveau des parois, mais c’est la valeur la mieux adaptée aux moyens de calcul mis à notre disposition, qui nous a permis d’obtenir des résultats que nous qualifierons de “qualitatifs” mais assez corrects pour pouvoir valider ceux obtenus par la simulation 2D.

3.3.2 Etude de dépendance du maillage

Il est indispensable et nécessaire dans toute simulation CFD, de vérifier que les solutions obtenues sont indépendantes de la densité du maillage généré, pour s'assurer du réalisme de ces résultats. Au cours de cette recherche, cette vérification a été réalisée sur la configuration 2D qui représente l'essentiel de notre travail, en comparant les résultats obtenus pour différentes épaisseurs de départ au niveau des parois. Nous avons constaté que les maillages à 1mm et 0.5mm (au niveau des parois) donnent exactement les mêmes résultats. Mais un essai à 2mm comme épaisseur de départ a présenté quelques différences dans les résultats surtout dans les zones de couches limites dans le cas visqueux.

Par ailleurs, il est possible de raffiner davantage le maillage de façon plus pratique et économique, nous avons d'ailleurs choisi cette méthode en ce qui concerne la configuration 3D, directement sur le logiciel FLUENT, en utilisant la fonction "Adapt" qui offre la possibilité de raffiner seulement les zones à fort gradient comme les zones de couches limites par exemple.

3.3.3 Qualité du maillage

Au cours de ce processus, nous allons prendre en compte un critère essentiel pour une bonne qualité de maillage qui est le facteur de distorsion F_d des éléments (skewness en anglais). On fera en sorte que tout au long du processus, la valeur de ce facteur reste inférieure à 0.9. La difficulté réside dans le choix d'une densité de maillage qui nous permet de contrôler la distorsion des éléments tout en essayant de minimiser le temps de calcul lors de la simulation.

Le facteur de distorsion F_d est donné par

$$F_d = \max \left[\frac{\theta_{max} - 90}{90}, \frac{90 - \theta_{min}}{90} \right]$$

où θ_{max} et θ_{min} sont les angles maximums et minimums de l'élément.

De grandes valeurs du coefficient F_d peuvent causer des erreurs non négligeables ainsi qu'un ralentissement de la convergence. Mais de telles valeurs peuvent être tolérées dans les zones à faibles gradients. D'une façon générale une valeur de F_d est acceptable si elle est inférieure à 0.9.

3.4 Conditions aux limites et définition des frontières

3.4.1 Modèle 2D

Les différentes coupes horizontales considérées précédemment, représentent le domaine de l'écoulement du fluide, nous allons à présent définir la nature des frontières de ce domaine, en attribuant les conditions aux limites aux différents segments. Les conditions choisies sont

- ✓ "Wall" : condition de paroi
- ✓ "Velocity inlet" : puisque le module et la direction de la vitesse sont connus
- ✓ "Outflow" : nous ne disposons d'aucune information sur l'écoulement à la sortie du domaine

Ceci est montré sur la figure 3.10.

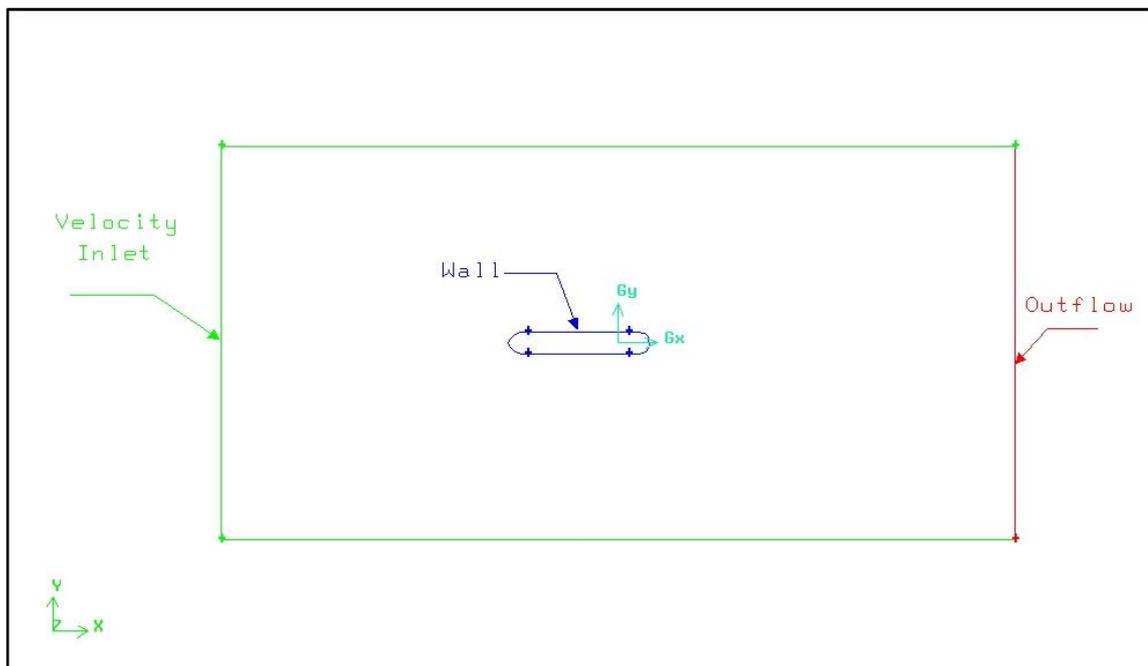


Fig 3.10: Conditions aux limites (2D)

3.4.2 Modèle 3D

Dans la configuration 3D, nous utiliserons les mêmes conditions aux limites que précédemment (Fig 3.11) à l'exception de

- ✓ “surfaces” limites au lieu de “segments” limites dans le cas de la simulation 2D
- ✓ une condition supplémentaire de symétrie “Symmetry” qui sera prise en compte

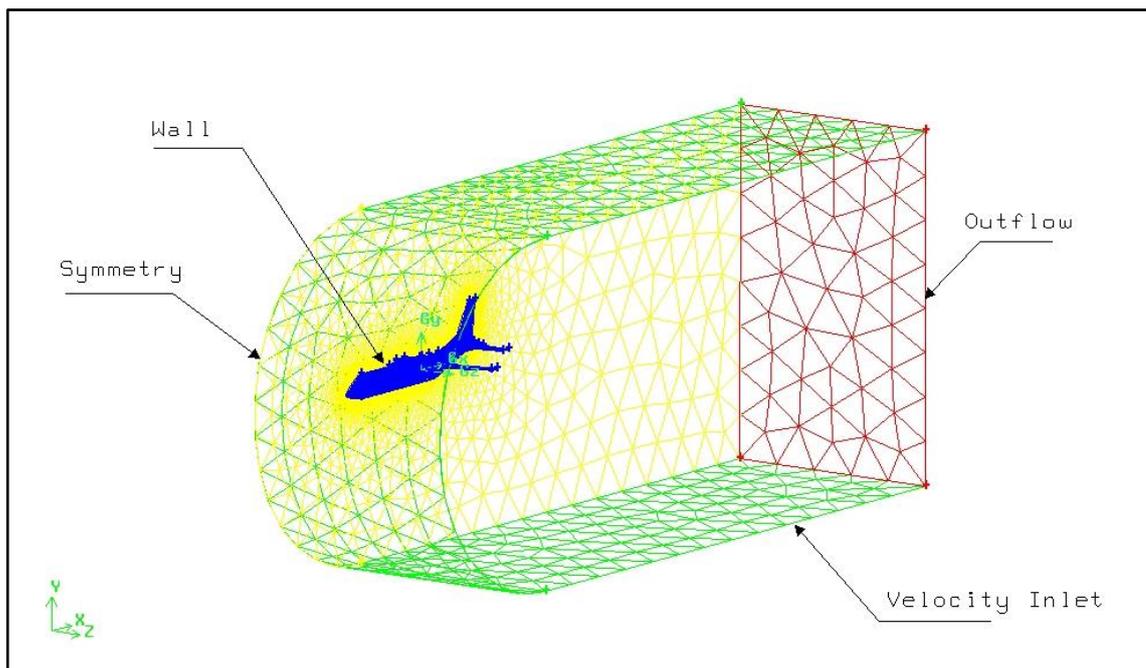


Fig 3.11: Conditions aux limites (3D)

Les deux géométries étant prêtes (2D/3D), on sauvegarde les deux fichiers “.msh” contenant les données de la géométrie, du maillage et des conditions aux limites.

On peut à présent passer à l'étape suivante qui est la simulation numérique sur le code de calcul FLUENT 6.

3.5 Réalisation de la simulation sous FLUENT

3.5.1 Présentation du logiciel FLUENT

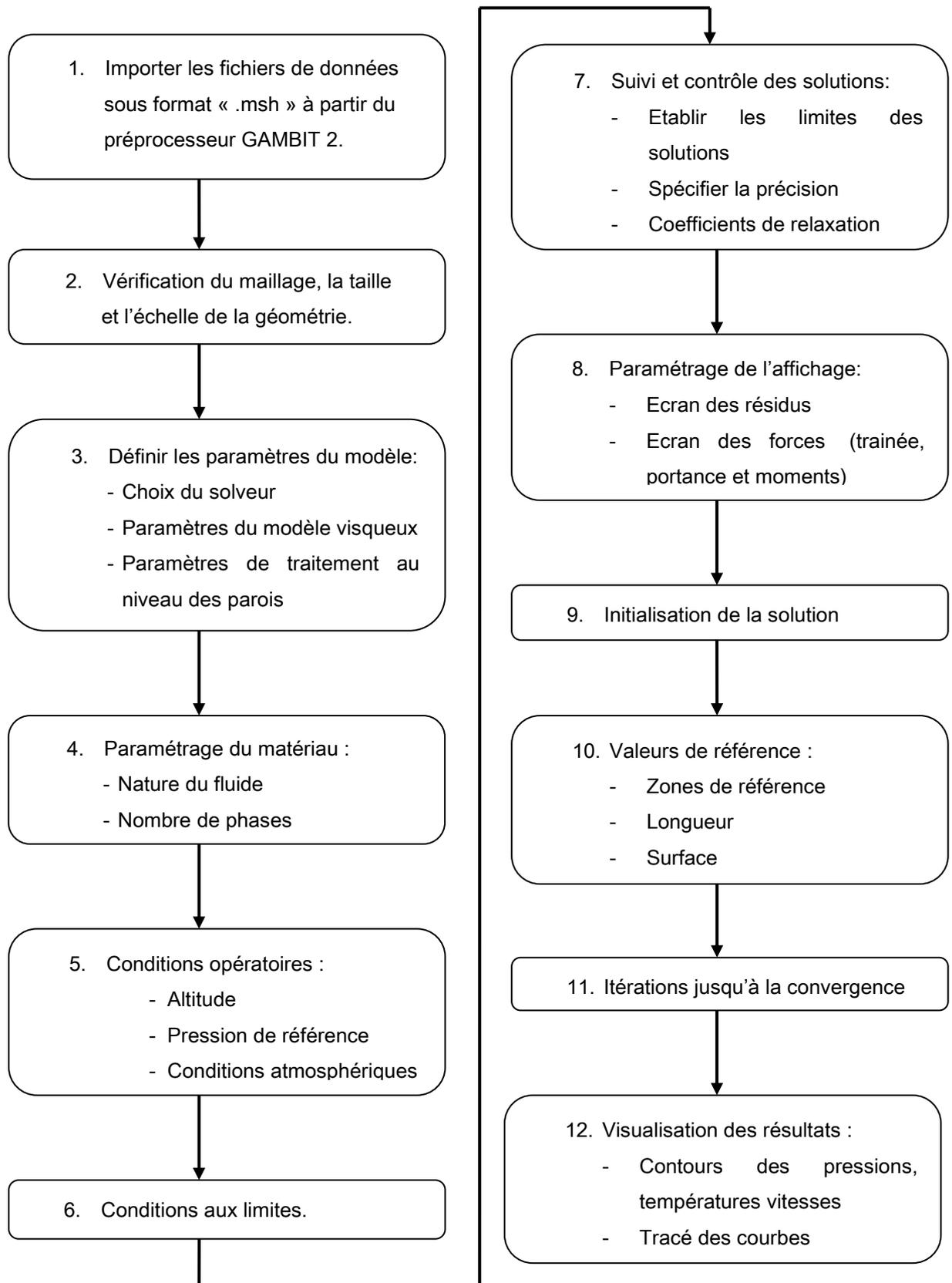
Nous utiliserons dans cette étude le code de calcul FLUENT 6, bien connu dans le domaine de la CFD, commercialisé par le groupe FLUENT Inc qui fait partie actuellement des pôles les plus importants, utilisés pour la simulation numérique des principaux types des écoulements des fluides, compressibles, incompressibles, impliquant des phénomènes physiques complexes comme la turbulence, le transfert thermique et les écoulements multiphasiques.

FLUENT 6 permet de choisir le processus itératif, en proposant plusieurs schémas numériques de discrétisation spatiale et temporelle. Pour des fluides incompressibles, la méthode de résolution utilisée est la méthode des volumes finis. Cette méthode a l'avantage d'être conservatrice, c'est à dire que tout le flux entrant dans un volume de contrôle lui parvient des volumes voisins. Les étapes de calcul sont les suivantes

- Intégration des équations continues sur chaque volume de contrôle. Le théorème d'Ostrogradski est utilisé pour transformer certaines intégrales de volume en intégrales de surface.
- Discrétisation spatiale et temporelle des équations (pour les écoulements non permanents et substitution des dérivées partielles par un système d'équations algébriques)

Le code de calcul FLUENT 6 est largement utilisé dans l'industrie aéronautique. Il est réputé pour son interface à la fois sophistiquée et simple d'utilisation. Il est composé, comme tout logiciel de type CFD, d'un Processeur (solveur) pour le paramétrage du système à résoudre et d'un Post-Processeur pour la visualisation et le traitement des résultats de la simulation.

On montre sur la figure 3.12, la démarche adoptée d'une manière générale sous FLUENT.

**Fig 3.12:** Démarche générale sous FLUENT

3.5.2 Préparation de la simulation

3.5.2.1 Importation et vérification du fichier “.msh”

Cette étape représente le début de la simulation, nous allons montrer toutes les étapes suivies lors de l'importation de la géométrie et les réglages préliminaires sur le logiciel avec les manipulations associées

- ✓ Importer le fichier “.msh” contenant les données de la géométrie et du maillage généré précédemment sous GAMBIT

File > Read > Case ...

- ✓ vérification du maillage pour détecter d'éventuelles erreurs telles que les éléments à volume négatif dans le cas du maillage 3D

Grid > Check ...

- ✓ Ensuite, on effectue un lissage des éléments présentant un facteur de distorsion élevé

Grid > Smooth/Swap ...

- ✓ vérification des unités des différentes variables utilisées, on choisira dans cette étude les unités du système international

Define > Units ...

- ✓ une mise à l'échelle de la géométrie, car la géométrie a été conçue en millimètre sous GAMBIT

Grid > Scale ...

3.5.2.2 Conditions opératoires

On définit numériquement les conditions opératoires dans lesquelles est effectuée la simulation. Pour cette étude nous avons choisi les conditions suivantes

Define > Operating Conditions ...

- ✓ *Pression : $P = 101325 \text{ Pa}$*
- ✓ *Localisation (altitude) : $Y = 0 \text{ m}$ (condition d'une soufflerie au sol)*

3.5.2.3 Conditions aux limites

On complète la définition des conditions aux limites déjà établies sur le Pré-Processeur GAMBIT

Define > Boundary Conditions ...

- ✓ *Velocity Inlet : $\vec{V} = \begin{pmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 55.55 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \text{ m/s}$*
- ✓ *Outflow : la condition la plus appropriée pour un écoulement incompressible dont on ne connaît ni la pression ni la vitesse*
- ✓ *Wall au niveau des parois du fuselage:*
 - *Mouvement des parois : “ Stationary wall ”*
 - *Condition d'adhérence : “ No Slip ”*

La valeur de la vitesse d'entrée $V_x = 55.55 \text{ m/s}$ a été choisie de manière à assurer l'incompressibilité de l'écoulement. En effet, les effets de compressibilité commencent à se ressentir au-delà de $Ma \approx 0.3$, où M représente le nombre de Mach. Sachant que la vitesse du son “ a ” dans les conditions opératoires précédemment citées (au niveau de la mer) est d'environ 340 m/s , on vérifie facilement que $Ma = \frac{V_x}{a} = \frac{55.55}{340} = 0.16$ qui est bien inférieure à 0.3 .

3.5.2.4 Choix du matériau et de ses propriétés physiques

Define > Materials ...

- ✓ Matériau : l'air
- ✓ Densité : $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$
- ✓ Viscosité dynamique : $\mu = 1.7894 \times 10^{-5} \text{ kg/m.s}$

3.5.2.5 Choix du modèle du solveur

Define > Models > Solver ...

Parmi les deux formulations du solveur que propose FLUENT 6, nous allons utiliser la formulation "Segregated" ou (la formulation Implicite), elle résout les équations de continuité et de quantité de mouvement de façon séquentielle, contrairement à la formulation couplée ("Coupled"). Le solveur "Segregated" est utilisé essentiellement pour les écoulements incompressibles, il requiert la moitié de ressources en mémoire nécessaires pour un solveur couplé, raison pour laquelle nous avons fait ce choix.

3.5.2.6 Couplage Pression-Vitesse

Solve > Controls > Solutions ...

Pour les mêmes raisons, c'est à dire l'incompressibilité de l'écoulement ainsi que les ressources matérielles limitées, nous avons choisi l'algorithme de couplage "SIMPLE" (Semi-Implicit Method for a Pressure Linked Equations), les autres algorithmes proposés tels que ("COUPLED" et "PISO") sont plus adéquats pour les régimes non-stationnaires ou pour les écoulements compressibles.

3.5.2.7 Choix du modèle de turbulence

Define > Models > Viscous ...

FLUENT 6 propose 4 modèles de turbulence

- Le modèle de Spalart-Allmaras
- Le modèle $k - \varepsilon$ et ses variantes
- Le modèle $k - \varepsilon$
- Le modèle des contraintes de Reynolds (RSM)

Dans cette étude nous avons choisi les deux modèles déjà décrits au deuxième chapitre portant sur le modèle mathématique et qui sont

- ✓ Le modèle de Spalart-Allmaras pour la simulation 2D
- ✓ Le modèle $k - \varepsilon$ Standard pour la simulation 3D

3.5.2.8 Choix du schéma de discrétisation de la pression

Solve > Controls > Solutions ...

On utilisera le schéma de discrétisation “Standard” sans tenir compte des spécificités de l’écoulement. D’autres schémas sont également proposés

- Le schéma “Body Force Weighted” pour les écoulements impliquant des forces de volumes importantes
- Le schéma “PRESTO” pour les écoulements hautement tourbillonnaires
- Les schémas linéaire et du second degré appropriés pour les écoulements compressibles

3.5.2.9 Contrôle de la Convergence

Pour suivre et contrôler la convergence tout au long du processus du calcul, on se basera sur

- **Le concept des résidus** : un tracé de l’évolution des résidus de calcul sera affiché à l’écran en activant la fonction “Plot”, jusqu’à atteindre le seuil de convergence fixé à 10^{-3} pour tous les paramètres

Solve > Monitors > Residual ...

- **Coefficients de portance et de traînée** : pour vérifier la stabilité des calculs, on suit l'évolution des forces appliquées sur le fuselage

Solve > Monitors > Force...

- **Vérification de la conservation de la masse** : c'est une condition nécessaire pour la convergence, il faut vérifier que la somme des débits entrants et sortant est nulle

Report > Fluxes...

3.5.2.10 Initialisation des calculs

Solve > Initialize > Initialize ...

On initialisera les calculs aux conditions aux limites d'entrée c'est-à-dire, avec une vitesse d'entrée $V_x = 55.55 \text{ m/s}$

3.5.3 Début de la simulation

Le paramétrage étant effectué, il ne reste plus qu'à choisir le nombre d'itérations et lancer les calculs. La figure 3.13 donne un aperçu de l'écran durant la phase de calcul :

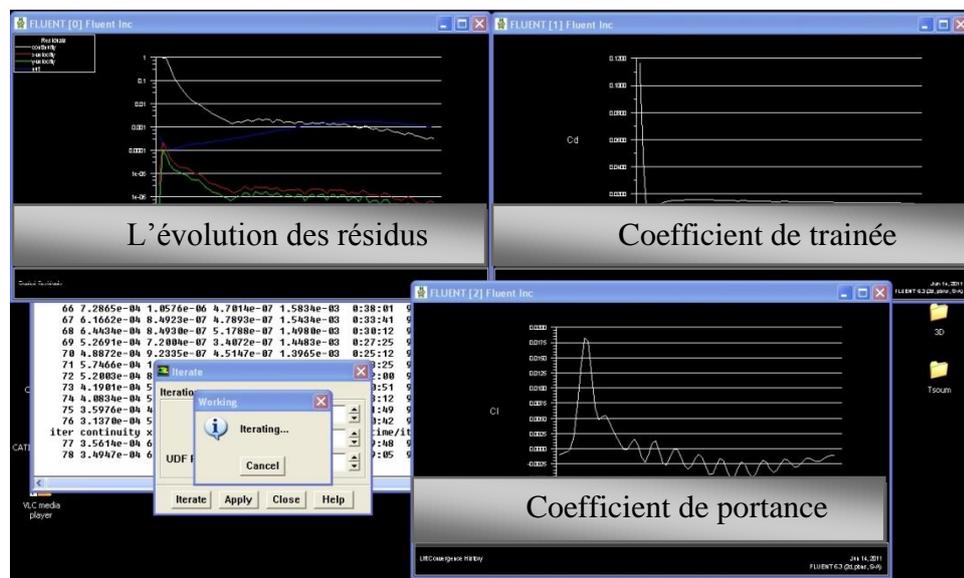


Fig 3.13: Ecran de suivi de la convergence

Chapitre 4 :
Analyse et discussion des résultats

4. Analyse et discussion des résultats

A présent, nous pouvons visualiser sous FLUENT, les résultats de calculs, sous forme graphique de quasiment tous les paramètres aérodynamiques associés à la résolution du problème.

L'objectif principal de cette étude étant la détermination des positions idéales dans lesquelles, les tubes de Pitot et les sondes pression statique, fournissent une estimation correcte de la vitesse de vol de l'appareil. Il est donc clair, que les résultats les plus pertinents pour cette étude sont les distributions des pressions statique et totale, dans tout le domaine de l'écoulement. Nous allons donc, pour atteindre notre but fixé, nous intéresser à ces distributions de pression, afin de repérer les zones voisines aux parois de l'avion, où les pressions statique et totales P_s^p et P_t^p ont les mêmes valeurs que P_s^∞ et P_t^∞ à l'infini amont. Les autres paramètres qui seront aussi présentés (Ex : l'évolution des résidus, les coefficients de portance et de traînée ...) servent quant à eux, à la vérification de la validité des résultats.

Dans un premier temps, nous allons présenter et analyser les résultats obtenus pour la simulation 2D concernant uniquement le plan $Y = 0$ en raison de la similarité de ces derniers, on présentera par la suite, un tableau résumant les résultats des autres plans. Ensuite nous allons tenter de vérifier la validité des résultats de l'approche 2D avec ceux fournis par la simulation 3D.

4.1 Résultats de la simulation 2D

4.1.1 Vérification de la convergence

Les critères choisis pour la vérification de la convergence sont :

- *L'évolution des résidus*

On remarque très bien sur la figure 4.1 la stabilité des résidus au bout de 350 itérations et 7min 30s de temps de calcul. Ceci montre que les solutions convergent sans instabilités apparentes.

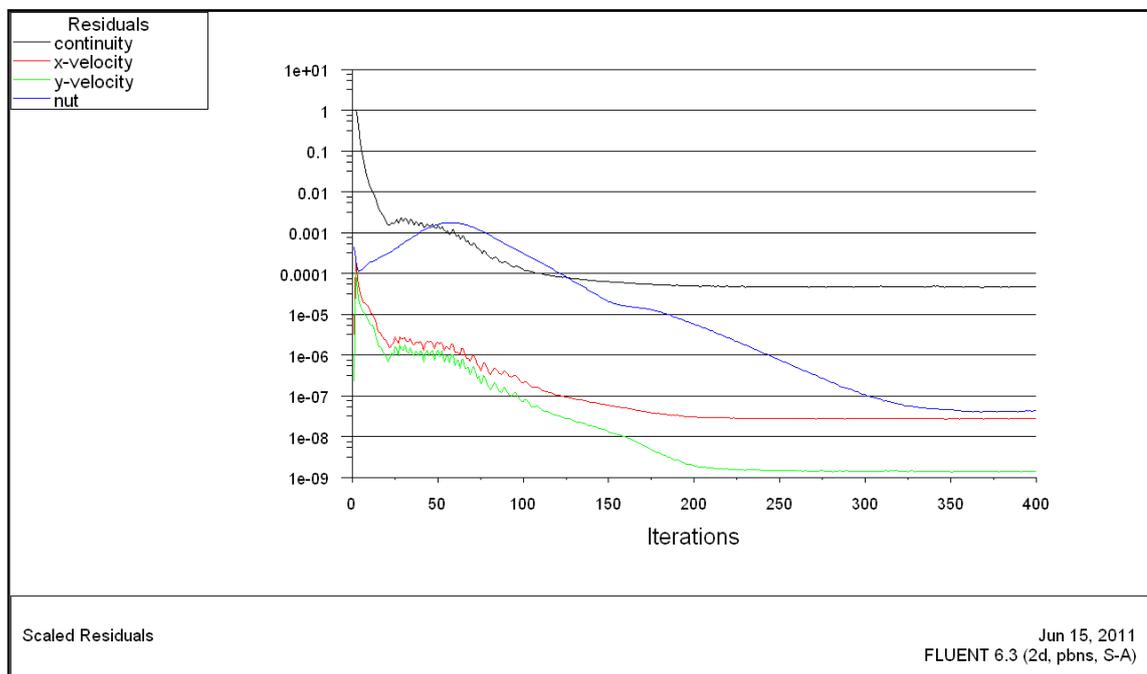


Fig 4.1: L'évolution des résidus (2D)

- *Les coefficients de portance et de traînée*

De même pour les coefficients de portance et de traînée comme le montre la Figure 4.2, on remarque une convergence plus rapide qui nécessite moins d'itérations, qui confirme la convergence des solutions.

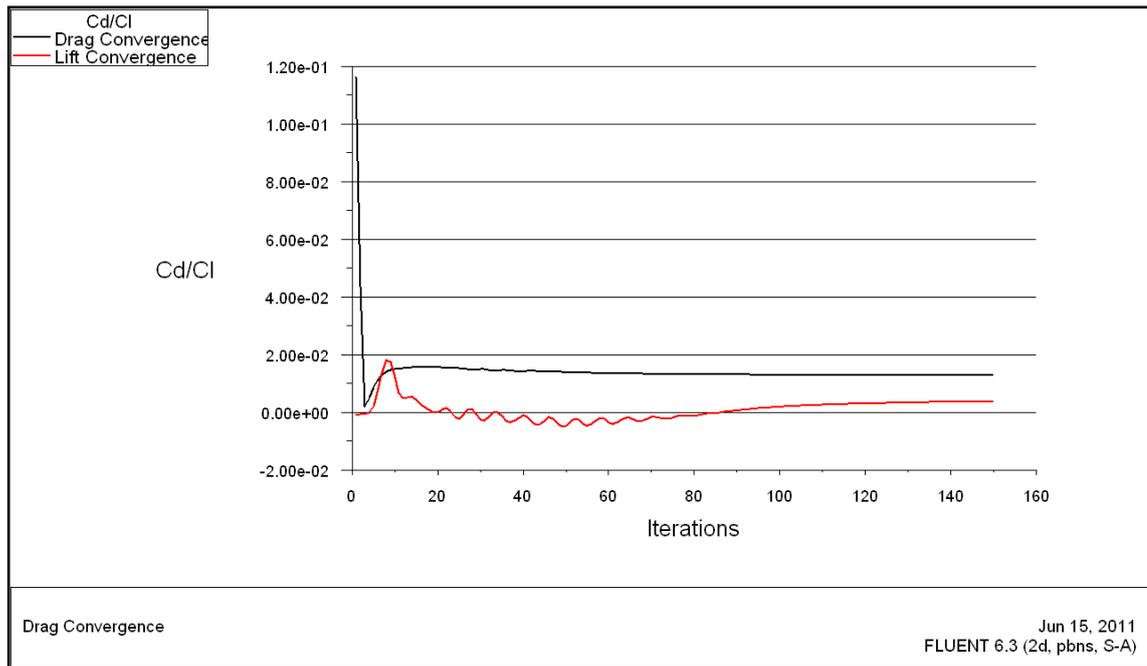


Fig 4.2: Coefficients de Portance et de traînée (2D)

- *La conservation du débit massique*

Pour conclure, la figure 4.3 montre bien que le débit massique est conservé, on voit bien que la somme des débits d'entrée et de sortie est quasiment nulle.

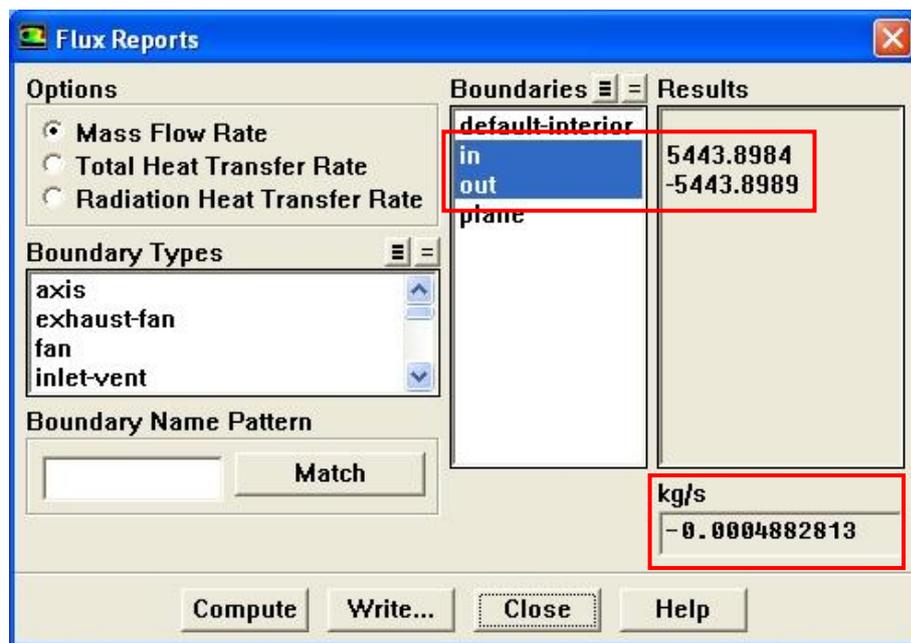


Fig 4.3: Conservation du débit massique (2D)

4.1.2 Distributions des pressions statique et totale

Rappelons que notre but, est de déterminer la vitesse du vol de l'appareil à partir des valeurs des pressions statique et totale lues à l'aide des sondes de pression (sonde de pression statique pour la pression statique et un tube de Pitot pour la pression totale) en utilisant la relation (Eq 1.3) mentionnée précédemment :

$$V_{\infty} = \sqrt{\frac{2(P_0 - P_{\infty})}{\rho}} \quad (4.1)$$

De ce fait, le tube de Pitot et la sonde de pression statique, doivent être placés dans les zones voisines aux parois de l'avion, où les pressions statique et totales mesurées P_s^p et P_t^p ont les mêmes valeurs que P_s^{∞} et P_t^{∞} à l'infini amont, c'est à dire :

$$P_s^p = P_s^{\infty} \quad (4.2)$$

et

$$P_t^p = P_t^{\infty} = P_s^{\infty} + \frac{1}{2}\rho V_{\infty}^2 \quad (4.3)$$

où, $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ et $V_{\infty} = 55.55 \text{ m/s}$

Pour cela, nous allons nous intéresser aux champs de pressions statique et totale dans tout le domaine de l'écoulement données par la figure 4.4. A partir de là, nous allons déterminer les positions optimales pour le montage des sondes de pression sur le fuselage en procédant comme suit :

1. Ecriture dans un fichier ".XY" les données des champs des pressions en fonction des coordonnées x et z avec la fonction "PlotXY"
2. Lecture des valeurs de P_s^{∞} et P_t^{∞} au niveau de l'entrée "IN"
3. Création et affichage des isobares à P_s^{∞} et P_t^{∞} en utilisant la fonction "Iso-Surface"
4. Repérage et lecture des coordonnées des positions optimales du montage à l'aide de l'outil "Point"

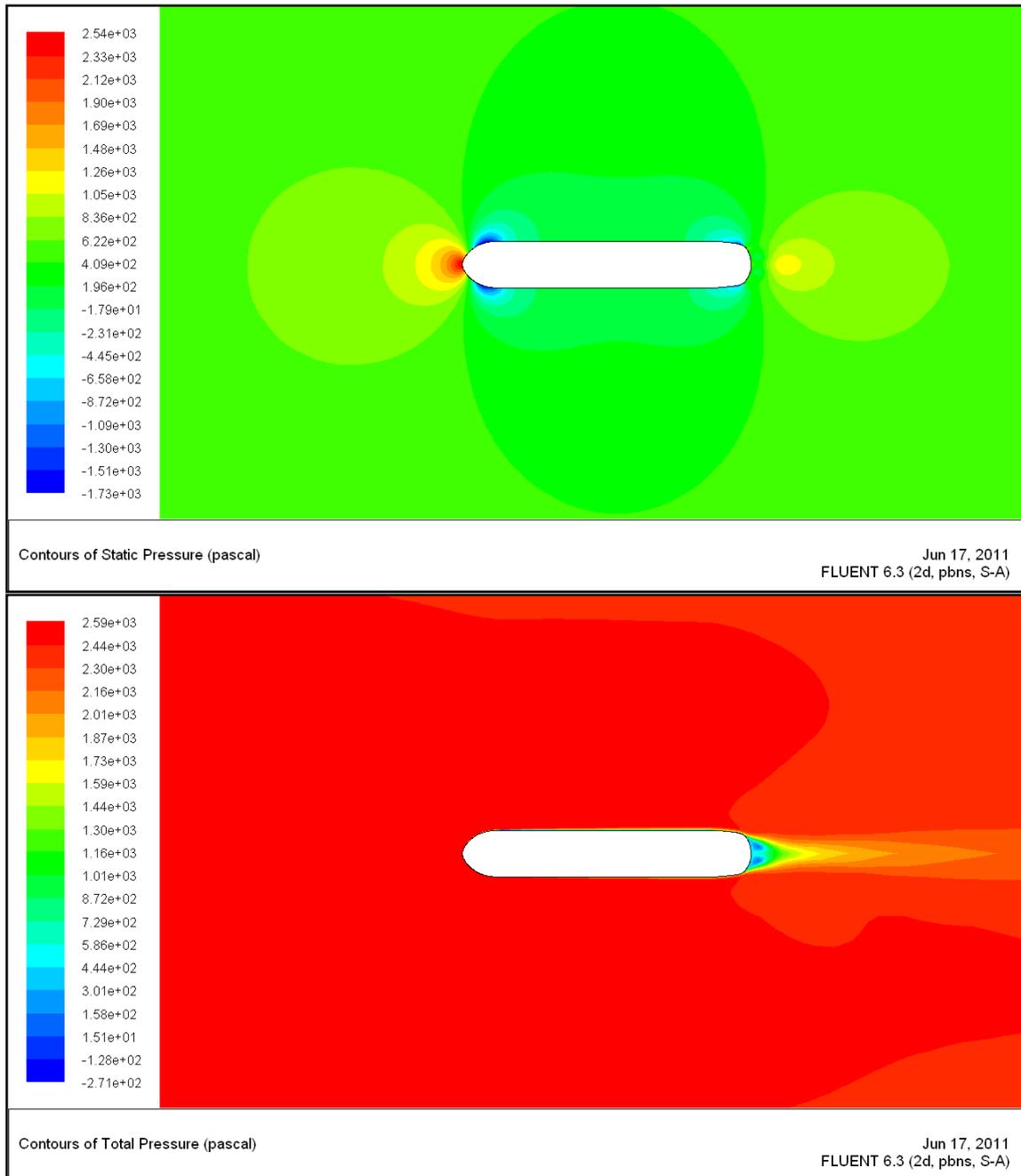


Fig 4.4: Champs des pressions statique et totale (2D)

On lit à partir des ces deux distributions les valeurs de :

$$\begin{cases} P_s^\infty = 566.321 \text{ Pa} \\ P_t^\infty = 2455.91 \text{ Pa} \end{cases}$$

L'étape suivante consiste à repérer les isobares, pour limiter la visualisation à ces deux valeurs de pression seulement, en utilisant l'option "Iso-Surface" comme montré sur la figure Fig.4.5 :

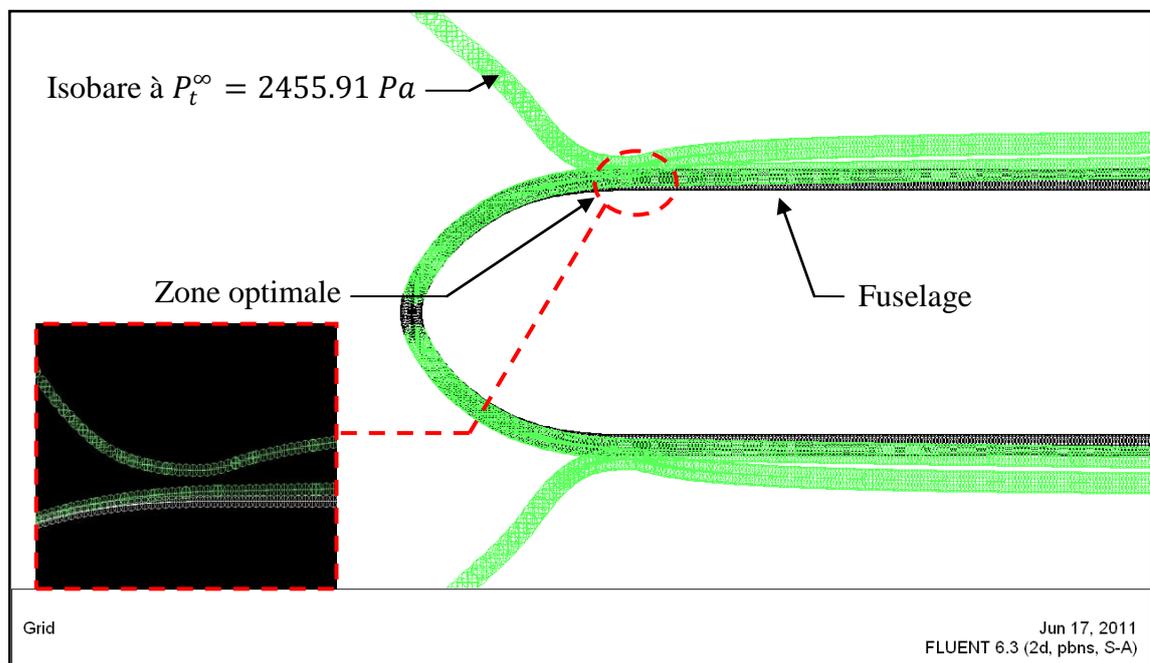
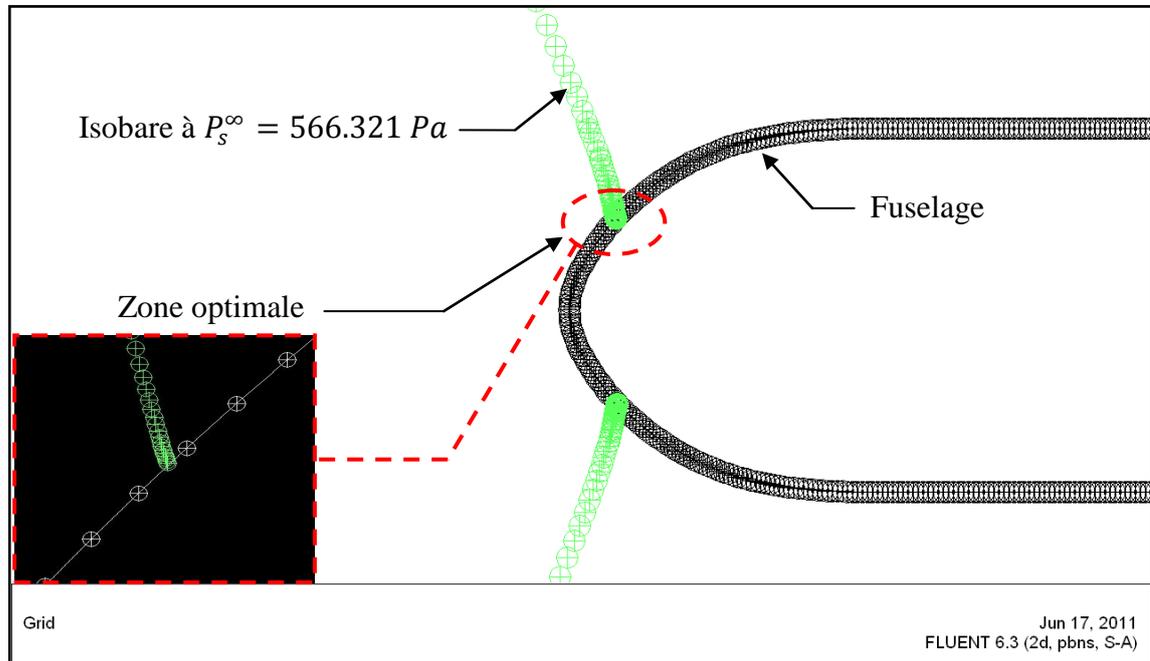


Fig 4.5: Repérage des isobares P_t^∞ et P_s^∞ (2D)

4.1.3 Position optimale pour P_s^p :

Sur la figure 4.5 nous pouvons constater que l'isobare de la pression statique P_s^∞ est en contact avec la paroi, ce qui nous donne alors la possibilité de déduire, les coordonnées de la position optimale pour le montage de la sonde de pression statique, directement à l'aide de l'outil "Point", qui nous permet de sélectionner et afficher les coordonnées d'un point comme il est montré sur la figure 4.6 :

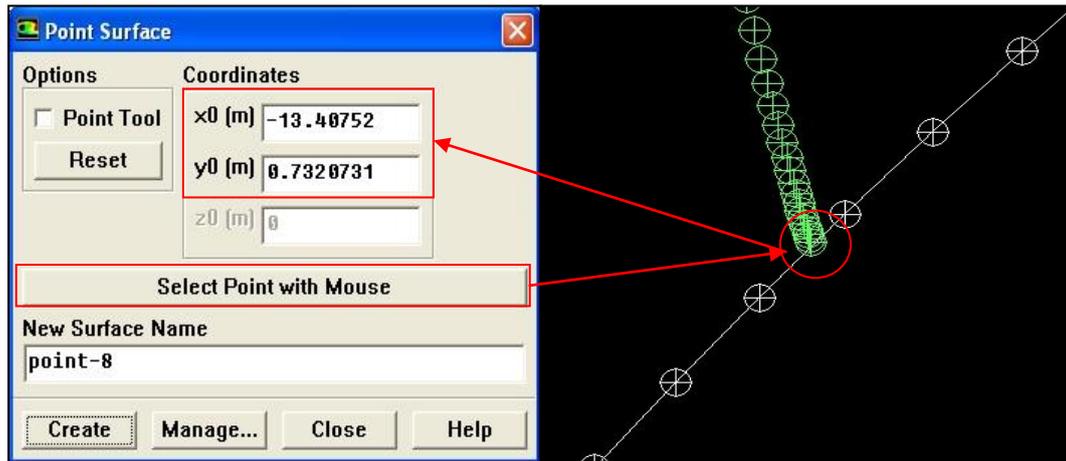


Fig 4.6: Cordonnées de la position optimale pour P_s^p (2D)

Nous obtenons ainsi les résultats suivant :

$$(x, z)_s^p = (-13.41 \text{ m}, 0.73 \text{ m})$$

où, $(x, z)_s^p$ sont les coordonnées de la position optimale pour le montage de la sonde de pression statique sur le fuselage.

4.1.4 Position optimale pour P_t^p

En ce qui concerne la pression totale P_t^∞ , on remarque sur la figure 4.5, une certaine séparation entre l'isobare à P_t^∞ et la paroi, cela s'explique par la présence d'une couche limite dynamique, qui fait que la vitesse de l'écoulement n'atteint la valeur V_t^∞ correspondante à la pression totale P_t^∞ , qu'à une certaine distance d de la paroi. Cette distance peut être évaluée avec la fonction "Line" comme il est montré sur la figure 4.7.

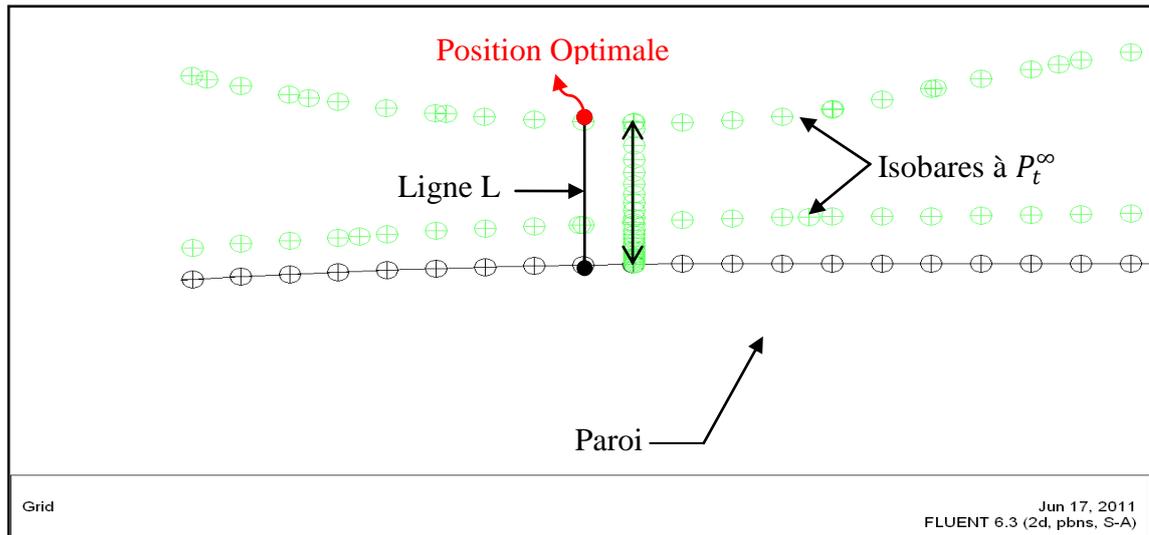


Fig 4.7: Distance de séparation entre la sonde de pression et la paroi (2D)

Avec la fonction “XY Plot”, nous pouvons tracer le profil de vitesse suivant la ligne L pour mettre en évidence l’existence de la couche limite. Ceci est montré sur la figure 4.7. Par contre, pour déterminer la valeur de la distance d et les coordonnées de la position optimale, on utilisera la fonction “Plot XY” avec le paramètre “Write to file” pour écrire les données dans un fichier “.XY” et effectuer une lecture directe et précise.

Les résultats obtenus sont :

$$\begin{cases} d = 0.1423 \text{ m} \\ (x, z)_t^\infty = (-11.42 \text{ m}, 1.45 \text{ m}) \\ u_\infty = 72.52 \text{ m/s} \end{cases}$$

Où d l’éloignement de la tête du tube de Pitot de la paroi, $(x, z)_t^p$ les coordonnées de la position optimale pour le montage du tube de Pitot sur le fuselage, et u_∞ la vitesse correspondante en ce point.

Sur la figure 4.8 on remarque que la courbe passe par un maximum supérieur à la valeur de $V_p^t = 72.75 \text{ m/s}$ supérieure à $u_\infty = 72.52 \text{ m/s}$, ceci implique que la courbe doit passer deux fois par cette dernière avant de se stabiliser, c’est ce qui explique la présence de deux isobares voisines sur les figures 4.5 et 4.7, on choisira la position la plus éloignée car c’est dans cette dernière que l’écoulement est le plus stable.

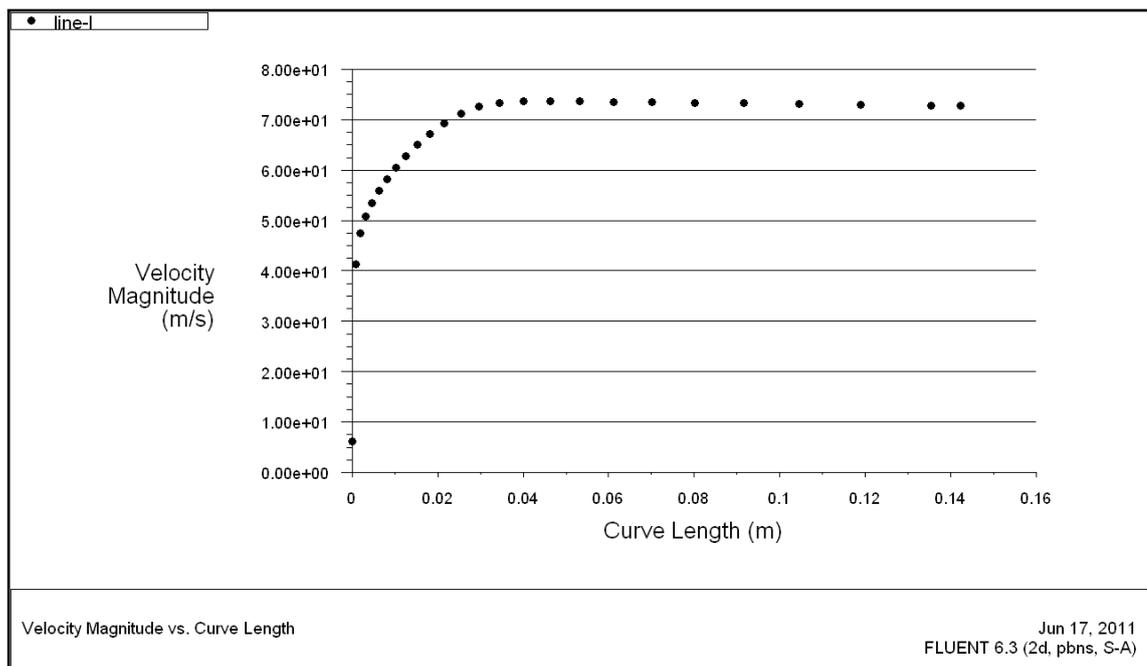


Fig 4.8: Profil de vitesse suivant la ligne L (2D)

4.1.5 Tableau récapitulatif des résultats de la simulation 2D

Nous allons à présent donner les résultats obtenus pour tous les plans horizontaux constituant la géométrie 2D. On donnera pour chaque plan, les coordonnées des positions optimales pour le montage des sondes de pression statique et totale sur le fuselage .

Ces résultats sont donnés dans le tableau suivant :

Tableau 4.1: Tableau Récapitulatif des résultats obtenus pour la simulation 2D.

Plan $Y (m)$	$(x, z)_s^p$		$(x, z)_t^p$		Nombre d'itérations	Temps de Calcul
	$X (m)$	$Z (m)$	$X (m)$	$Z (m)$		
-0.5	-13.57	0.69	-10.98	1.98	320	5min 20s
0	-13.41	0.73	-12.75	1.45	350	7min 30s
0.5	-12.96	0.74	-12.02	1.31	340	6min 36s
1	-12.38	0.64	-12.05	0.95	380	8min 40s
Total						28 min 6s

Où Y est la hauteur du plan considéré, $(x, z)_s^p$ et $(x, z)_t^p$ sont respectivement les coordonnées des positions optimales du montage des sondes de pression statique et totale.

4.2 Résultats de la simulation 3D

4.2.1 Vérification de la convergence

Tout comme la simulation 2D, on choisira les mêmes critères de convergence qui sont :

- *L'évolution des résidus*

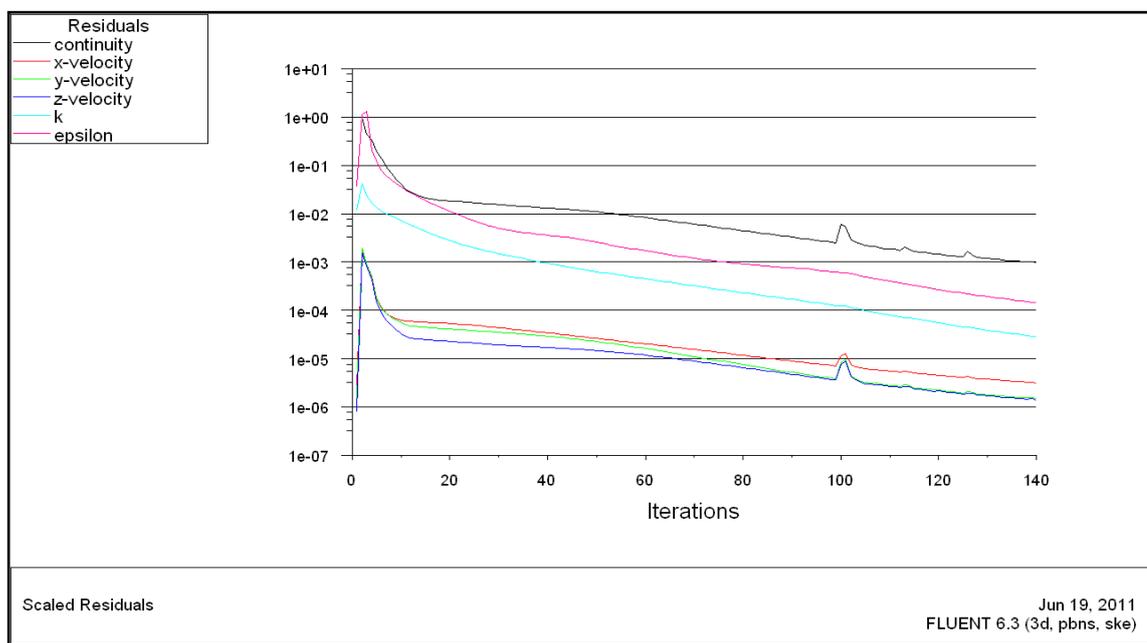


Fig 4.9: évolution des résidus (3D)

La figure Fig.4.9 montre la stabilité des résidus. La précision de 10^{-3} est atteinte au bout de 140 itérations et 5h 34min de temps de calcul.

- *Les coefficients de portance et de traînée*

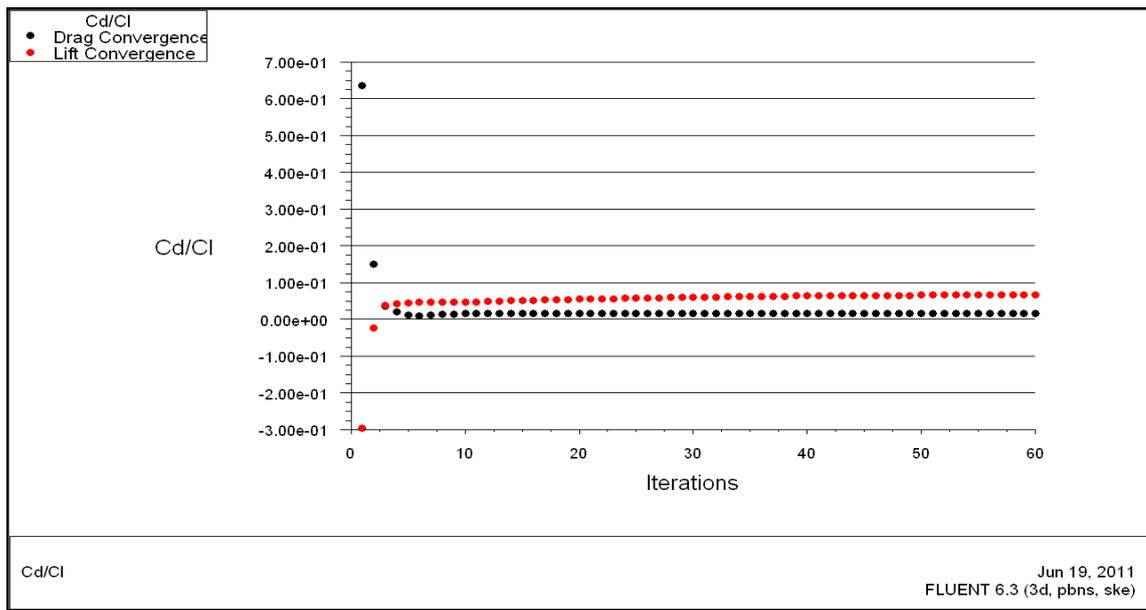


Fig 4.10: Coefficients de portance et de traînée (3D)

La figure 4.10 montre bien la convergence des coefficients de portance et de traînée.

- *La conservation du débit massique :*

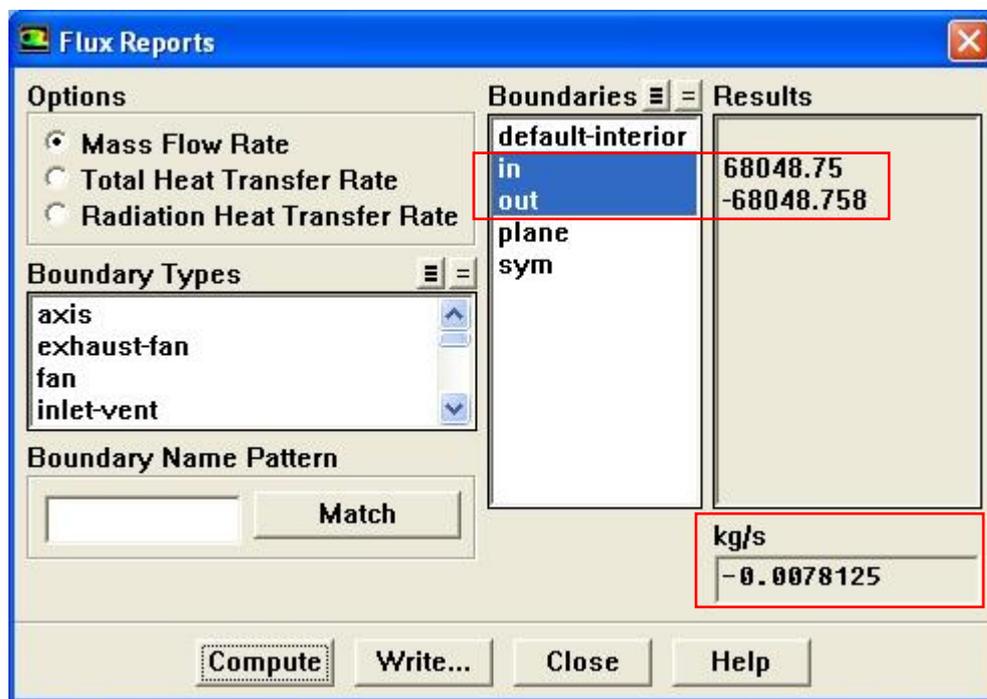


Fig 4.11: Conservation du débit massique (3D)

La figure 4.11 montre bien que le débit massique est conservé, en effet le débit d'entrée est égale au débit de sortie.

4.2.2 Distributions de pressions statique et totale

Pour la simulation 3D nous procéderons de la même manière que la simulation 2D. Nous présenterons les champs de pressions statique et totale autour du fuselage (Fig.4.12). Nous limiterons ensuite l'affichage aux isobares P_s^∞ et P_t^∞ en utilisant la fonction "Iso-Surface" dans le but de repérer les zones optimales au montage des sondes de pression. Dans ce cas, ces zones sont représentées par deux courbes tridimensionnelles projetées sur le plan (x,y), la coordonnée Z étant liée aux coordonnées x et y par l'équation du profil de l'avion.

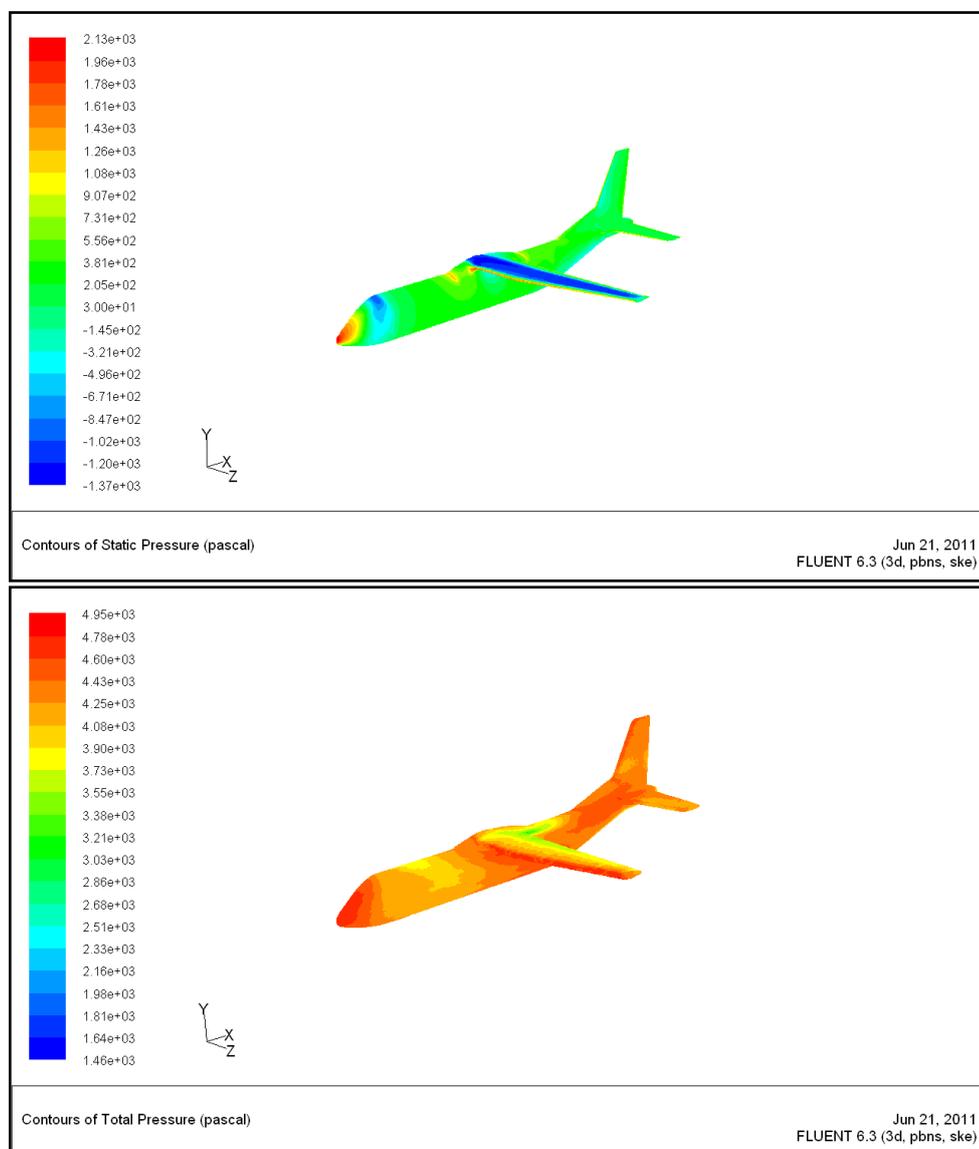


Fig 4.12: Distribution des pressions statique et totale (3D)

Comme le montre la figure 4.12, les résultats semblent acceptables même avec le maillage grossier de 40mm considéré. On remarque bien la dépression sur l'extrados et la dépression sur l'intrados du profil d'aile, et l'augmentation de la pression sur les bords d'attaque des ailes ainsi qu'au nez de l'avion, qui constituent des points d'arrêt pour l'écoulement.

4.2.3 Positions optimales P_s^p et P_t^p

Le repérage des isobares P_s^∞ et P_t^∞ , se fait avec la fonction "Iso-Surface" de la même manière que dans la simulation 2D. Les courbes tridimensionnelles projetées précédemment citées sont montrées sur la figure 4.13

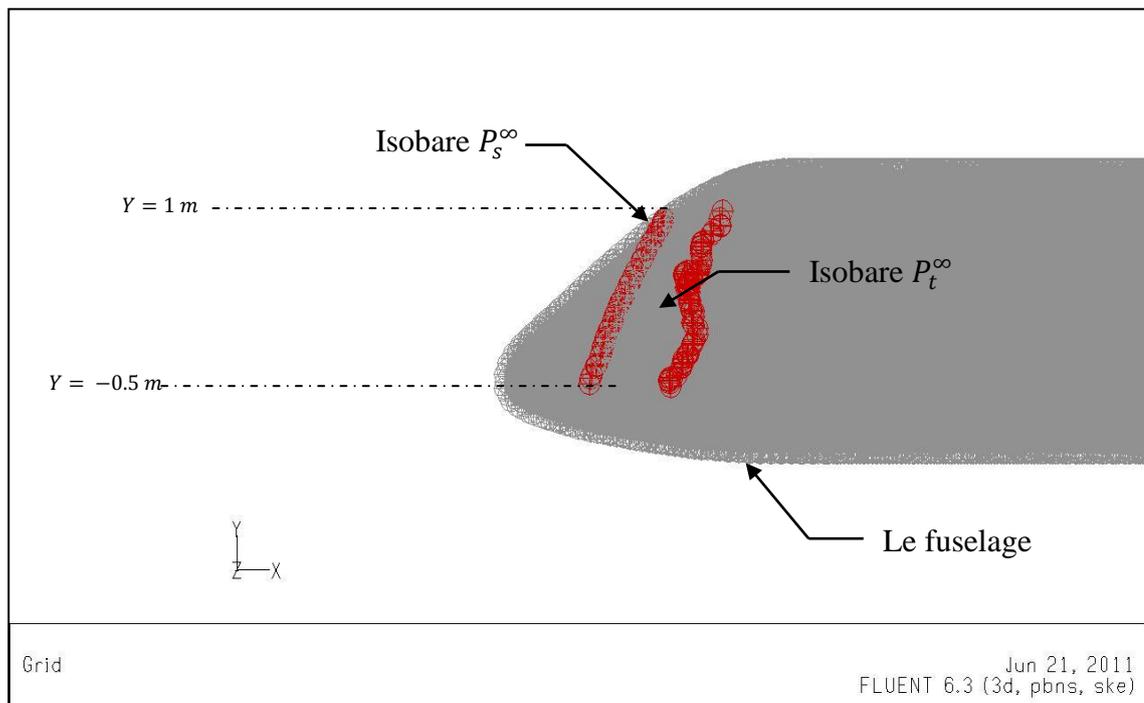


Fig 4.13: Repérage des Isobares P_s^∞ et P_t^∞ (3D)

Lors de la simulation 3D, nous avons sélectionné la paroi de l'avion comme référence pour l'affichage des distributions de pressions statique et totale, il est clair donc, que l'isobare P_s^∞ sur la figure 4.13 nous donne directement les positions optimales pour le montage des sondes de pression sur le fuselage. Grâce à la fonction "PlotXY" avec le paramètre "Write to file" activé, nous pouvons relever les coordonnées (x,y) de toutes ces positions.

Nous reviendrons sur ces résultats par la suite, sur le graphe comparatif des deux simulations 2D et 3D.

4.3 Comparaison des deux simulations

Au cours des deux simulations, nous avons relevé les coordonnées (x,y) des positions optimales pour le montage des sondes de pression, sur lesquelles nous avons effectué une interpolation du second degré, en utilisant le logiciel MATLAB, pour obtenir une meilleure allure. Les courbes comparatives sont présentées sur la figure Fig.4.14. Les positions réelles des sondes de pressions statique et totale du CASA C-295 sont données par

$$\begin{cases} (x, y)^{statique} = (-10.5 \text{ m}, 0.1 \text{ m}) \\ (x, y)^{totale} = (-12.67 \text{ m}, 0 \text{ m}) \end{cases}$$

Tous les résultats obtenus seront repris sur un graphe comparatif, afin de montrer les écarts entre les positions réelles est celles que nous avons obtenu par notre méthode. Cela nous permettra d'évaluer les erreurs de chaque simulation et pouvoir ainsi se prononcer sur la fiabilité de la méthode proposée.

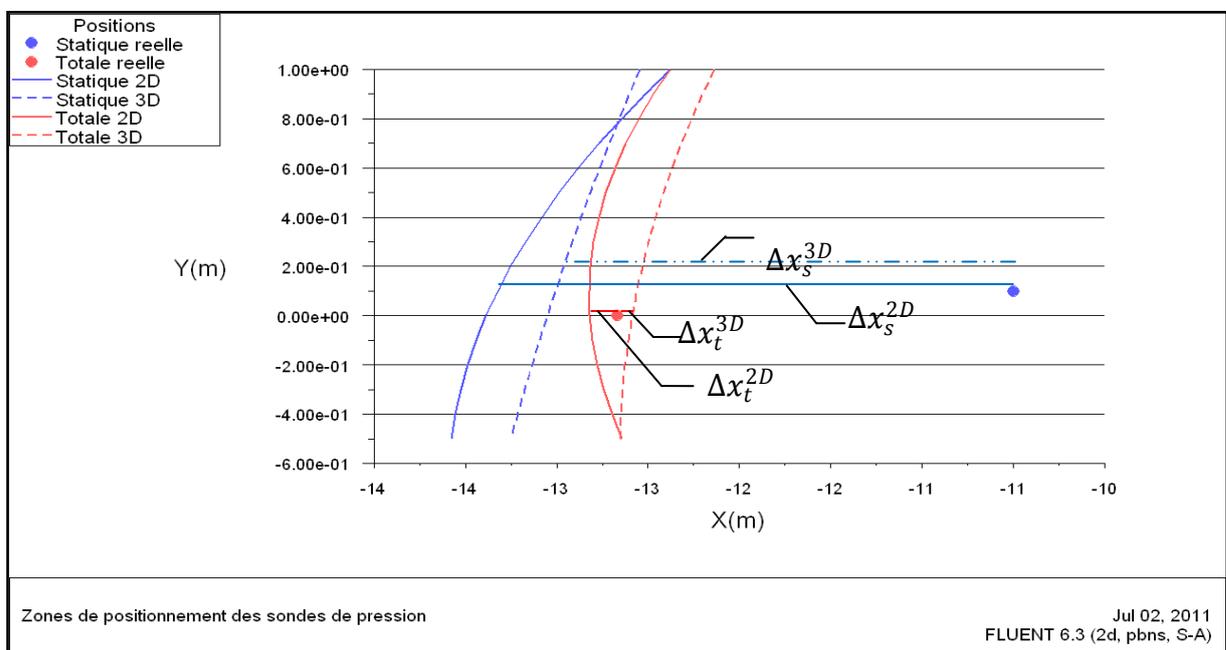


Fig 4.14: Graphe Comparatif des deux simulations 2D et 3D, et les positions réelles des sondes de pression.

A partir du graphe comparatif de la figure 4.14, nous pouvons pour les deux simulations, calculer les écarts de positionnement par rapport aux positions réelles des sondes de pression et estimer ainsi le pourcentage d'erreur donné par

$$Ect = \frac{\Delta x}{x_{réelle}} \times 100$$

où, $x_{réelle}$ est la coordonnée de la position réelle, et $\Delta x (= |x - x_{réelle}|)$ est l'écart entre les positions prédites par les deux méthodes et la position réelle. Nous obtenons donc

- ***Erreurs de positionnement de la sonde de pression statique***

$$Ect_s^{2D} = \frac{-13.32 - (-10.50)}{-10.50} = 26.86 \%$$

et

$$Ect_s^{3D} = \frac{-13.01 - (-10.50)}{-10.50} = 23.90 \%$$

qui sont respectivement, les pourcentages d'erreur associés aux deux simulations 2D et 3D, en termes de pression statique.

- ***Erreurs de positionnement du tube de Pitot***

$$Ect_t^{2D} = \frac{-12.82 - (-12.67)}{-12.67} = 1.18 \%$$

et

$$Ect_t^{3D} = \frac{-12.59 - (-12.67)}{-12.67} = 0.63 \%$$

qui sont respectivement, les pourcentages d'erreur associés aux deux simulations 2D et 3D, en termes de pression totale.

On remarque à partir de ces résultats, que les deux simulations 2D et 3D sont équivalentes en termes d'erreurs. En effet, on relève des pourcentages d'erreur de 26.86% pour la simulation 2D et de 23.90% pour la simulation 3D, concernant le positionnement des sondes de pression statique. De même pour le positionnement des tubes de Pitot, on relève des pourcentages d'erreur à des valeurs comparables, de 1.18% et de 0.63% respectivement pour les simulations 2D et 3D. Par contre, il faut noter que, la simulation 2D, s'est avérée nettement plus économique en temps de calcul, puisque le temps nécessaire a été d'environ 28 minutes, contrairement à 5 heures de simulation 3D.

On remarque aussi d'après ces résultats, que les deux méthodes, offrent une meilleure précision de mesure sur la pression totale que sur la pression statique. Cela s'explique naturellement, par une meilleure estimation du champ de vitesse que celle du champ de pression. En effet, la pression totale étant égale à la somme d'une pression statique et d'une pression dynamique proportionnelle au carré de la vitesse de l'écoulement, il est donc clair que la valeur de la pression totale, se voit corrigée par le terme de la pression dynamique $\frac{1}{2}\rho V^2$.

CONCLUSION

Actuellement, les études menées dans le domaine de l'aéronautique, reposent essentiellement sur les techniques de simulation numérique ou la CFD. Ces techniques offrent un moyen fiable pour la prédiction des écoulements des fluides, et permettent d'étudier les phénomènes physiques associés les plus complexes, mais s'avèrent étroitement liées aux performances du matériel informatique mis en œuvre. Lors de cette étude, les deux simulations ont été effectuées sur un ordinateur de bureau limité en termes de performances (3Go de mémoire vive et un processeur 2X1.66GHz). En toute rigueur, et en tenant compte de la complexité et surtout des dimensions du problème, une étude pareille nécessite naturellement un laboratoire de recherche en aérodynamique numérique, équipé du matériel informatique et des moyens de calcul adéquats. Mais une bonne modélisation du problème et une bonne manipulation des techniques de la CFD, nous ont permis d'établir une méthode numérique, offrant des résultats satisfaisants avec un pourcentage d'erreur de positionnement, inférieur à 30% pour les sondes de pression statique, et inférieur à 2% pour les tubes de Pitot.

Les résultats prometteurs obtenus dans cette étude nous permettent de qualifier la méthode proposée de fiable et d'envisager de poursuivre notre recherche avec un matériel plus performant. Ainsi, sans limitations sur les performances des moyens de calcul, nous aurons la possibilité d'éliminer les erreurs dues au maillage grossier en premier lieu, concernant la simulation 3D, en considérant un maillage plus raffiné, au niveau des zones proches de la paroi, pour une meilleure modélisation de la couche limite. Il nous sera aussi possible, d'éliminer les erreurs dues aux simplifications de formes, et d'étendre le domaine de calcul, de manière à considérer le modèle en entier, sans tenir compte de la symétrie. De cette manière, la modélisation du problème sera la plus fidèle possible. Par ailleurs, pour améliorer davantage, la précision des prédictions numériques, des schémas d'interpolation ainsi que des modèles de turbulence beaucoup plus convenables et performants, seront déterminés. Enfin, pour réduire et optimiser le temps de calcul des simulations, la technique de calcul parallèle ou "High Performance Computing" (HPC), qui est de plus en plus adoptée par la communauté de CFD, s'avère incontournable.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] J. Blazek, “*Computational Fluid Dynamics : Principles and Applications*”, ELSEVIER SCIENCE Ltd, 2001
- [2] EADS Military Transport Aircraft, “*CASA C-295 Technical Review*”, Juillet 2007
- [3] Peter H.Zipfel, “*Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*”, AIAA Education series Second Ed, 2007
- [4] Ortiz A.D, Quiroz L.E, Köck R.A, “*Aerodynamic Performance Analysis of a Low-Speed Acrobatic Airplane by Numerical Simulation*”, Santa Fe-Paraná, Octobre 2002
- [5] A. Kherrat, “*Communication privée*”, Février 2011
- [6] John D.Anderson, “*Fundamentals Of Aerodynamics*”, McGraw Hill Inc, 1984
- [7] Note technique ANSTJ, “*Projet Cyrius Club ESO*”, Edition Octobre 1999
- [8] Bureau d’enquêtes et analyses, “www.bea.aero”, consulté le 2 juin 2011
- [9] E.L.Houghton, P.W.Carpenter, “*Aerodynamics*”, Fifth Edition Butterworth Heinemann, 2003
- [10] White F.M, “*Viscous Fluid Flow*”, Ed. McGraw Hill,1998
- [11] Schlichting .H, “*Boundary Layer Theory*”, McGraw Hill, Seventh Ed. 1978
- [12] Wilcox .D.C, “*Turbulence Modeling for CFD*”, DCW Industries. Second Ed. 2000