REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE.

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE.

UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA.

Faculté des Sciences de l'Ingénieur

Département : Aéronautique.

034/010
Ex2
المكتبة

Mémoire pour l'obtention

du diplôme d'ingénieur d'état en Aéronautique.

Spécialité : construction et maintenance aéronautique.

~~conception~~

Option : structure.

Conception

THEME

ETUDE AERODYNAMIQUE D'UN MODEL D'AVION SAFIR 43

PRESENTE PAR :

M^r^ :BETTAHAE ALI .

M^r^ :OTHMANI MOKHTAR .

ENCADRES PAR :

M^r^: ALLALI ABDELRAZAK .

COPROMOTEUR:

M^r^:BECHRI ATIA.

ANNEE UNIVERSITAIRE 2009/2010.

ملخص

هذا العمل يندرج أساسا ضمن الإطار العام لدراسة إمكانية انتاج نموذج إقتصادي و ناجح للطائرة safir 43 مع امكانية تغيير عجلات الهبوط إلى النوع ذي الرفع الآلي و القدرة على الهبوط في الماء بشرط إضافة التجهيزات اللازمة.

استخدمنا خلال دراستنا برنامج fluent الرائد عالميا في ميدان المحاكاة الرقمية لتدفق الموائع و الذي يعتمد على طريقة الأحجام المنتهية.

Résumé

Le présent travail s'inscrit dans le cadre général de l'étude et la Proposition d'un modèle plus économique et performent de safir 43 Avec la Possibilité de changé les trains d'atterrissages en escamotable et avec la possibilité de l'amerrissage a condition de l'ajout d'un hydro-carénage.

On a utilisé le fluent qui est le leader mondiale dans les logiciels et services en simulations numérique des écoulements fluide capable de simulé des écoulements fluide basé sur la méthode des volumes finis.

ABSTRACT

This work lies within the general scope of the study and the Proposal for a more economic model and performent to safir 43 With the Possibility of changed the gears landings into retractable and with the possibility of the sea landing has condition of the addition of a hydro-careenage.

One used the "fluent" which is the leader world in the softwares and services in digital simulations of the flows fluid able of simulated flows fluid based on the method of finished volumes.

Remerciement

Avant tout, nous remercions ALLAH tout puissant de nous avoir donné la volonté et le courage de mener à bien ce travail. Et d'une façon toute particulière, on remercie nos chers parents pour leur patience et le bonheur qui nous ont apporté.

On tient à remercier notre encadreur DOCTEUR ALALI .A pour nous avoir fait travailler sur un projet aussi intéressant . Nous lui sommes reconnaissant tout particulièrement pour la confiance qu'il nous a témoigné.

Nous remercions aussi tous ceux qui, tout au long de ces années d'études, nous ont encadré, observé, aidé, conseillé et même supporté.

On souhaite également adresser notre remerciement au directeur ainsi qu'au personnel de L'nstitus d'aéronautique blida

On remercie vivement les jurés qui nous ont fait l'honneur d'accepter de faire partie de notre jury.

On réserve enfin nos derniers remerciements à tous mes amis de promotion « 2010 ».

-Othmani Mokhtar

-Bettahar Ali

dedicace

-Je dédie ce modeste travail à :

-La mémoire de mon très cher père,

-Ma très chère mère qui veille sans cesse sur moi avec ses prières et ses recommandations,

-Mon très chers frères.

-Mes très chères sœurs.

-Mon binôme MOKHTAR et toute sa famille,

-Mes chers amis : BIOUTY MOHAMED ET BELAID SLIMANE .

-Tous mes Collègues de promotioin 2004.

Ali BETTAHAR

Sommaire

Introduction SUR L'AVIATION.....1

les grands débus de l'aviation.....2

Généralités.....7

But et organisation.....8

Chapitre I : Généralité sur l'aérodynamique.

I-1 INTODUCTION GéNéRALE : 9

I-2 Termes AéRODYNAMIQUE : 9

I-2-1LA RéSULTANTE AéRODYNAMIQUE : 9

I-2-2 ME NOMBRE DE REYNOLDS.....15

I-2-3 GéNéRALITES SUR LES ECOULEMENTS AUTOUR D'UN PROFILE.....17

I-2-4 Caracréristique AéRODYNAMIQUE DES PROFILES (polair).....20

I-2-5 EQUATION FONDAMENTALE DE LA DYNAMIQUE DES FLUIDES.....23

I-2-6- COUCHE LIMITE.....26

CHAPITREII : COMPOSITION DES AVIONS

II-1- DEFINITION D'UNAVION.....29

II-1-2 L'AILE.....34

II-1-3 EMPENNAGE.....37

II-1-4 LES TRAINS D'ATTERISSAGE.....40

II-2 DESCRIPTIONS SUR SAFIR 43.....42

CHAPITRE III : Étape de la simulation numérique et code de calcul

III-1 Introduction :.....48

III-2 Les avantages de la simulation numérique :.....48

III-3- Méthode de la simulation numérique :.....49

III-4 Etape d'une simulation numérique :.....49

LISTE DES FIGURE ET DES TABLEAUX

Chapitre 1 :

Figure (I-1) : composantes de la résultante aérodynamique .

Figure (I-2) : portance d'un profile de l'aile.

Figure (I-3): exemple de vortex.

Figure (I-4): le trainée n'est jamais nul .

Figure (I-5) : classification des écoulements.

Figure (I-6) : courbe cz=f(inc).

Figure (I-7) : courbe cx=(inc).

Figure (I-8) : polaire de l'aile .

Figure (I-9) : profile au voisinage d'une paroi a faible viscosité.

Figure (I-10): type de couche limite .

Tab (I-1) : influence de RE sur les caractéristique.

Chapitre2 :

Figure (II-1) : différents types de fuselage.

Figure (II-2) : type de fuselage.

Figure (II-3) : éléments constitutif de fuselage.

Figure (II-4) : implentation des ailes sur les fuselage.

Figure (II-5) : constituent de l'aile.

Figure (II-6) : partie mobile dans l'aile.

Figure (II-7) : empennage en T.

Figure (II-8) : empennage papillon.

Figure (II-9) : empennage double et triple.

Figure (II-10) : train d'atterrissage.

Figure (II-11) : train fixe.

Figure (II-12) : train escamotable.

Figure (II-13) ET (II-14) : dimenssion de safir 43.

Tab 2-1 : Donnés technique de safir 43.

Tab 2-2 : régime a différents figure de vole.

LISTE DES FIGURE ET DES TABLEAUX

Figure(III-28) : Maillage des lignes.

Figure (III-29) : Notre model de maillage.

Figure(III-30): Conditions aux limites.

Figure (III-31) : Définir le type des zones.

Figure (III-32) : Visualisation de notre maillage.

Figure (III-33) : Définir le model de turbulence.

Figure (III-34) : Définir les conditions initiales .

Figure (III-35) : Remplir la grid inteface.

Figure (III-36) : Configuration du mouvement.

Figure (III-37) : Début du calcul.

Figure (III-38) : L'export du fichier vers tecplot.

Figure (III-39) : Creation de symetrie sur tecplot.

Chapitre IIII:

Figure (IIII.1) : Portance F_z =f (inc°).

Figure (IIII.2): Coefficient de portance $C_{z=f(inc°)}$.

Figure (IIII.3) : La traînée F_X=f (inc°)80.

Figure (IIII.4) : Le coefficient de trainée Cx=f (inc°).

Figure (IIII.5) : Contribution de l'aile et autre partie du Safir.

Figure (IIII.6) : La polaire de l'avion.

Figure (IIII.7) : La finesse de l'avion.

Figure (IIII.8): Cp: Angle -5°.

Figure (IIII.9): Cp: Angle 0° .

Figure (IIII.10): Cp: Angle 20°.

Figure (IIII.11) : Contours de coefficient de frottement.

Figure (IIII.12) : Distribution de pression autour de l'aile.

Figure (IIII.13) : Contour de ligne de courant : Angle 0°.

Figure (IIII.14) : Contour de ligne de courant : Angle 10°.

Figure (IIII.15) : Ligne de courante : incidence 20°.

Figure (IIII.16) : Contour de Cp (décrochage).

Figure (IIII.17) : *Visualisation de l'écoulement.*

Figure (IIII.18) : visualisation des E.M sur Tecplot

NOMOCLATURE

Cz : Coefficient de portance.

Cx : Coefficient de trainée.

Rz, Fz : Force de portance.

Rx, Fx : Force de trainée.

τ **:** Force de frottement.

C_f**:** Coefficient de frottement.

λ: Allongement.

t : Temp (s).

ρ : Masse volumique(kg/m^3).

***ν* :**viscosité cinématique turbulente.

***η*:** viscosité dynamique.

$\vec{\vec{\tau}}(\tau_{i,j})_{i,j}$: Tenseur des contraintes visqueuses (pascal)..

$\vec{f}$: La résultante des forces massiques (N/kg).

e : l'énergie totale par unité de masse (j/kg).

$\vec{q}$: Le flux de chaleur perdu par conduction thermique (j/m^2.s).

R: la perte de chaleur volumique (j/m^3.s).

p: la pression (pascal).

R:canstante de gaz parfait.

M:masse molaire .

V :vitesse du fluide(m/s).

V_p : vitesse(m/s).

μ : la viscosité cinématique.

μ_t : la viscosité turbulante .

K : énergie cinétique turbulante.

f *:* la face d'intégration.

NOMOCLATURE

Inc°, α° : Angle d'incidence.

β: Angle de calage.

***d*:** l'abscisse.

***y*:** flèche max.

R : Résultante aérodynamique.

Sa : Surface alaire(m^2).

B : envergure.

L , l : Corde de l'aile.

δ: Dièdre.

E : Epaisseur maximum.

h : Epaisseur relative.

Re : Nombre de Reynolds.

Ma : nombre de mach.

S : terme source.

Γ : Coefficient de diffusion.

Introduction sur l'aviation :

L'histoire de l'aviation pourrait symboliquement débuter avec le vol d'Icare, mais il faut attendre le 17 décembre 1903 pour voir le décollage du premier engin plus lourd que l'air après douze décennies de règne du plus léger que l'air.

L'histoire de l'aviation peut assez facilement se diviser en sept périodes :

-1- La « science-fiction », l'aérostation, la « préhistoire » et les vols planés : c'est la période qui se termine au début du XIXe siècle et au cours de laquelle des hommes imaginent

– De manière plus ou moins réaliste.

– Ce que pourrait être une machine volante. À partir de la fin du XVIIIe siècle, cette période voit le début de la conquête de l'air avec le développement de l'aérostation et de nombreuses tentatives de vol plané.

-2- Les pionniers du plus lourd que l'air : C'est la période des premiers vols d'engins à moteur capables de décoller par leurs propres moyens. Presque chaque vol est une première ou une tentative de record : Un peu plus loin, plus vite, plus haut etc. Les aviateurs sont, le plus souvent, des concepteurs et des aventuriers.

-3- la Première Guerre mondiale : Quelques années seulement après le premier vol, cette période voit l'apparition d'une nouvelle arme sur le champ de bataille. On passe brutalement à une production en grande série, certains modèles d'avions étant même construits à plus d'un millier d'exemplaires ; les pilotes deviennent des « professionnels », même si l'aventure n'a pas totalement disparu.

-4- L'entre deux guerres : La fin de la première guerre mondiale met sur le marché un surplus de pilotes et d'appareils qui permettent le lancement du transport aérien commercial et, en premier lieu, celui du courrier. L'aviation se développe et l'on assiste à la création d'une armée de l'air dans nombre de pays. L'aviation militaire pousse les constructeurs à battre de nouveaux records. Les progrès de l'aviation civile sont une retombée des études militaires.

-5- La Seconde guerre mondiale : l'aviation est largement utilisée sur le champ de bataille. On peut considérer cette période comme l'apogée des avions utilisant un moteur à piston et une hélice comme moyen de propulsion. La fin de la guerre voit la naissance du moteur à réaction et du radar.

-6- La seconde moitié du XXe siècle : Une fois encore, la fin de la guerre met sur le marché un surplus d'appareils et de pilotes. C'est le début du transport aérien commercial régulier

« tout temps » capable de s'affranchir des conditions météorologiques et de pratiquer le vol sans visibilité.

L'aéronautique militaire pousse au développement du réacteur et part à la conquête du vol supersonique. Les retombées civiles permettent le développement des premiers avions de ligne quadriréacteurs et le transport aérien s'ouvre à tous, au moins dans les pays développés.

-7- Le début du XXIe siècle : c'est le domaine de l'actualité. Le transport aérien commercial s'est tellement développé que certaines zones sont saturées, le développement étant moins lié aux avions eux-mêmes qu'aux progrès en matière de gestion du trafic et des moyens de navigation. Sur le plan militaire, l'avion n'est qu'une des composantes des systèmes d'armes et le rôle du pilote tend à se réduire au profit des systèmes automatiques. Le drone remplacera-t-il un jour l'avion ?

Il est encore trop tôt pour l'affirmer mais le pilote militaire, rôle encore emprunt de prestige, est bien loin du chevalier du ciel de la Première Guerre mondiale.

LES GRANDS DEBUTS DE L'AVIATION :

-1500 environ : Léonard de Vinci pressent l'hélicoptère et le parachute. Il écrit des pages et des pages de textes et fait plus de 400 dessins à propos d'engins volants.

On dit également qu'il aurait essayé un planeur grandeur nature.

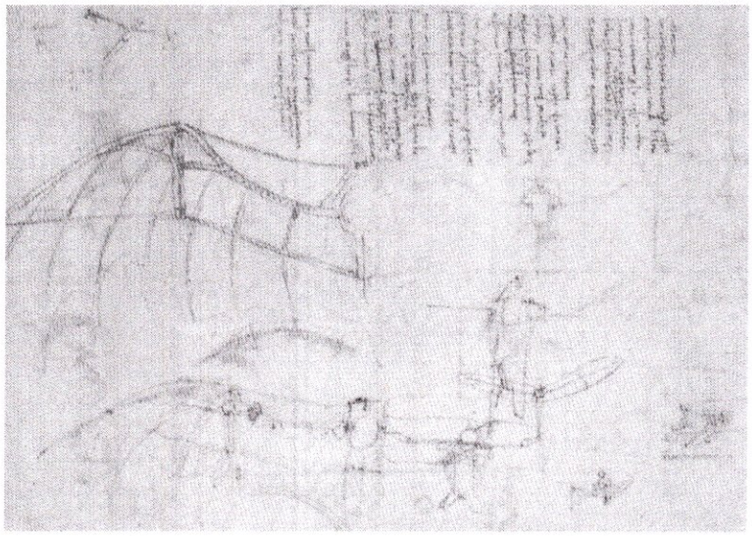


figure-1 : Étude d'une machine volante par Léonard de Vinci .

-21 novembre 1783 : Premier voyage d'un homme en montgolfière (France).

-24 septembre 1852 : Premier vol en dirigeable effectué par Henri Giffard.

-1853 : Sir George Cayley effectue le premier vol habité en planeur.

-9 octobre 1890 : premier vol motorisé non dirigé. Clément Ader réussit à soulever *Eole* 20 cm au-dessus du sol.

-10 août 1896 : l'Allemand Otto Lilienthal meurt au cours d'un essai de vol de sonplaneur.

-2 juillet 1900 : premier vol du Zeppelin LZ.

-17 décembre 1903 : premier vol motorisé et dirigé réalisé par les Frères Wright.

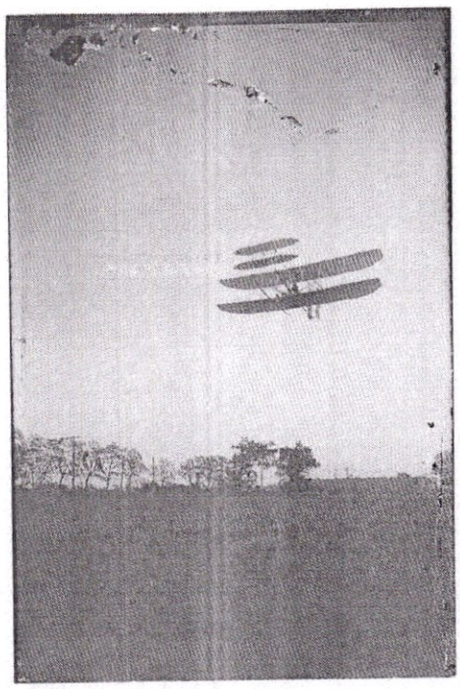


figure-2 : un des vols des fréres Wright.

-13 septembre 1906 : premier vol motorisé en Europe avec Alberto Santos- Dumont. Il remporte ainsi les 3 premiers records officiels de l'histoire : distance de 220m, durée de 21 s 1/5, vitesse de 41.292 km/h.

-25 juillet 1909 : première traversée de la Manche, effectuée par Louis Blériot.

-18 février 1911 : premier vol aérospatial officiel avec Henri Péquet.

-5 novembre 1911 : premier vol transcontinental aux Etats-Unis par Cal Rodgers.

-27 août 1913 : premier loopping réalisé par le Lieutenant Nikolaevich Nesterov.

-23 septembre 1913 : première traversée de la Méditerranée par Roland Garros à bord d'un monoplan Morane-Saulnier.

-10-11 juillet 1914 : exploit de l'Allemand Reinold Böhm sur un biplan Albatros, en vol pendant plus de 24 heures avec plus 600 litres d'essence.

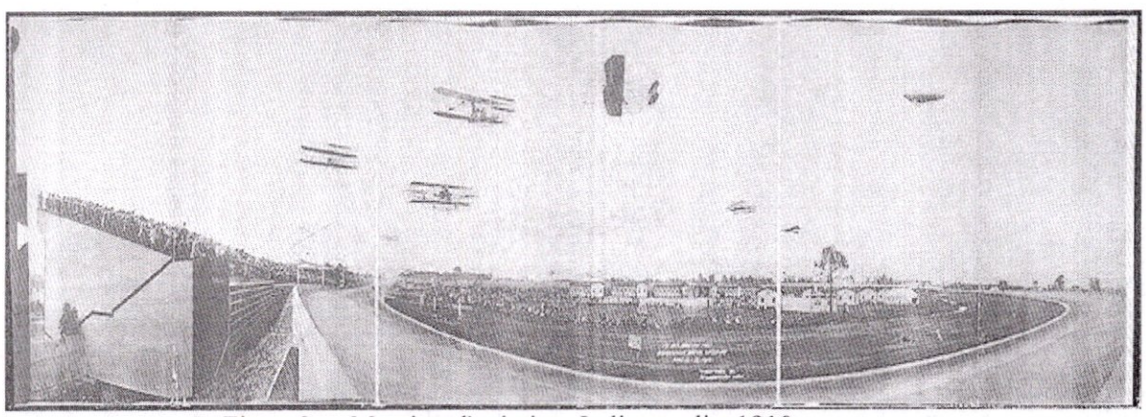


Figure3 : Meeting d'aviation, Indianapolis, 1910.

-15-16 juin 1919 : première traversée de l'Atlantique sans escale par Alcock et Brown.

-28 septembre 1924 : premier tour du monde aérien par deux Douglas World.

-21 mai 1927 : premier vol transatlantique (d'ouest en est) sans escale par Charles Lindbergh, à bord du *Spirit of Saint Louis*, monoplan moteur Wright de 220 ch.

Le perfectionnement des machines (1904-1914) :

Henri Farman, parcourant le 30 octobre 1908 les vingt-sept kilomètres qui séparent le petit village marnais de Bouy de la ville Reims, effectue à bord d'un aéroplane Voisin le premier voyage aérien de l'histoire de l'aviation.

Le 3 juillet 1909, au Champ d'aviation de la Brayelle prés de Douai est organisé le premier meeting aérien au monde, Louis Blériot avec son monoplan vole 47 km en 1hr07, Louis Paulhan avec son biplan, bat le record de hauteur avec150 mètres.

Du 22 au 29 août 1909 fut organisée le premier meeting international d'aviation de l'histoire : la prestigieuse «Grande semaine d'aviation de la Champagne » de Reims – qui se déroula très exactement sur la commune de Bétheny, à l'emplacement de l'actuelle Base aérienne 112 Reims-Champagne –A laquelle participèrent tous les grands pilotes de l'époque : Louis Blériot, Henri Farman, Louis Paulhan, Hubert Latham, Glenn Curtiss… Près d'un million de spectateurs y assistèrent.

Du 1er au 30 novembre 1909 fut construite à Pau la première école d'aviation au monde, dont la direction est confiée par Louis Blériot à Henri Sallenave.

Le commerce devant le fait de la guerre :

Dans les années qui précèdent la Première Guerre mondiale, les tensions grandissantes en Europe incitent les gouvernements à s'intéresser à l'aviation en tant qu'arme de guerre. D'où l'organisation par la France du fameux concours d'aéroplanes militaires de Reims (octobre et novembre 1911), premier concours de ce type de l'histoire mondiale de l'aviation. Les différents constructeurs, français et britanniques notamment, se livrent à une course contre la montre pour tenter d'obtenir des commandes à l'export.

Léopold Trescartes, titulaire du brevet civil de l'Aéroclub de France n° 842 délivré le 16 avril 1912, effectue le 7 septembre 1912 le premier vol au-dessus de Porto (Portugal) à bord d'un biplan fabriqué par Maurice Farman. Cet avion, officiellement acheté par un journal de Porto et dont les exhibitions servent, pour le grand public, à financer la construction d'une crèche, est en réalité un modèle destiné à convaincre le gouvernement portugais d'acheter des avions français dans le cadre de la création d'une force aérienne. Après de nombreuses démonstrations, en présence notamment du ministre de la guerre portugais, le choix des autorités portugaises se portera finalement sur un appareil britannique de marque Avro.

-La Première Guerre mondiale (1914-1918) :

Avions et pilotes pionniers (surtout recrutés dans la cavalerie) sont réquisitionnés pour des missions de reconnaissance. Cibles des deux camps au sol, ils sont décimés. Les grandes nations se dotent très vite d'une aviation militaire où les avions se spécialisent: reconnaissance, chasseurs, bombardiers.

Une course aux records est engagée pour prendre l'avantage sur l'ennemi, l'armement étant amélioré avec l'apparition des premières mitrailleuses synchronisées. Le parachute fait son apparition, mais est seulement utilisé par les pilotes de dirigeables, les avions volent trop bas pour qu'il soient efficaces. Au sol, on construit des aérodromes, et l'avion est fabriqué en série.

La Seconde Guerre mondiale (1939-1945) :

À la fin de la Première Guerre mondiale, un constat s'impose : le champ de bataille n'a plus deux mais trois dimensions. En effet, grâce aux progrès techniques inhérents à tout conflit, une arme nouvelle est apparue :

l'avion. Utilisé à partir de 1916 de façon significative, l'avion crée donc une troisième dimension sur les champs de bataille.

Certains pays comprennent immédiatement l'importance de l'aviation et la considèrent comme une arme à part entière.

C'est le cas du Royaume-Uni qui crée dès 1918 la Royal Air Force (RAF) en remplacement des RFC (Royal Flying Corps). La RAF est une arme à part entière, c'est-à-dire qu'elle ne dépend ni de la Royal Navy ni de l'Armée de terre. En Allemagne, c'est en 1935 qu'est créée la Luftwaffe – l'aviation militaire allemande – elle aussi indépendante des autres armes.

En revanche, en France, les stratèges ont une conception particulière de l'aviation : pour eux, elle est et doit rester un outil au service des deux seules armes véritables, à savoir la Marine nationale et l'Armée de Terre. En Italie, le général Giulio Douhet émet une théorie qui provoque de vifs débats, et même une certaine moquerie de la part de nombreux stratèges tant en Italie que dans le reste de l'Europe. Il prétend en effet que l'aviation, employée seule, peut gagner une guerre en détruisant les infrastructures économiques et militaires ennemies. Toutes ces conceptions et ces stratégies ont, bien entendu, une importance primordiale sur les budgets militaires, et il n'y a rien d'étonnant à retrouver l'aviation en bonne place au Royaume-Uni et en Allemagne. De même, à partir des années 1930-1935, les États-Unis commencent à développer une aviation performante. En France, en revanche, les efforts sont dispersés et les budgets sont insuffisants pour se doter d'avions modernes en quantité, malgré des projets et des constructeurs de qualité.

Peu à peu, la tension monte en Europe, et les différentes théories et conceptions stratégiques sur l'aviation ne tardent pas à être confrontées à la dure réalité de la guerre : la première guerre aérienne de l'Histoire s'annonce.

Le début du XXIe siècle : c'est le domaine de l'actualité. Le transport aérien commercial s'est tellement développé que certaines zones sont saturées, le développement étant moins lié aux avions eux-mêmes qu'aux progrès en matière de gestion du trafic et des moyens de navigation. Sur le plan militaire, l'avion n'est qu'une des composantes des systèmes d'armes et le rôle du pilote tend à se réduire au profit des systèmes automatiques. Le drone remplacera-t-il un jour l'avion ? Il est encore trop tôt pour l'affirmer mais le pilote militaire, rôle encore emprunt de prestige, est bien loin du chevalier du ciel de la Première Guerre mondiale. **[11] [12]**

Généralités :

L'aérodynamique, dont l'étymologie évoque immédiatement l'action de l'air en mouvement, est la science qui étudie les différents aspects de cette action, notamment les forces, pressions et moments qui résultent du déplacement des corps dans l'atmosphère. L'aérodynamique intervient essentiellement dans la conception des avions et des missiles, dont elle définit les formes optimales, mais joue également un rôle d'importance variable dans le dessin de bateaux, voitures rapides, véhicules à coussins d'air, ainsi que dans la construction d'ouvrages fixes comme les ponts, tours, ou grands immeubles, dont elle détermine les réactions au vent. Sa naissance, comme science, peut être située au XVIII^{e} siècle, en Europe, où furent développées les théories (D. Bernoulli, 1738 ; L. Euler, 1755) qui faisaient suite à un empirisme séculaire.**[2]**

Pour minimiser les essais aérodynamiques, des simulations numériques ont été entreprises, et ceci grâce aux développements des calculateurs qui utilisent des méthodes numériques pour simuler un champ de l'écoulement autour d'un obstacle.

La simulation numérique dans le domaine de l'aérodynamique est un outil de recherche relativement récent. Les spécialistes soulèvent la question de savoir si le domaine de l'aérodynamique est purement théorique ou bien numérique, ils estiment toutefois qu'il est théorique, en raison des nombreux essais numériques nécessaires pour palier aux insuffisances de la connaissance des méthodes de calcul. Depuis une vingtaine d'années, on peut dire que l'aérodynamique numérique a perdu beaucoup de son caractère empirique a cause de :

- Efforts convergents des mathématiques pour résoudre les problèmes non linéaires liés aux méthodes de calcul en aérodynamique.

- Invention des machines de calcul très rapides et le développement de l'informatique.

but et organisation :

Dans le but d'envisager un changement de motorisation pour alléger le Safir 43. On doit disposer d'un ensemble d'informations aérodynamiques utiles sur le présent Safir 43.

Dans ce présent projet de fin d'étude, une collecte supplémentaire d'informations aérodynamiques sur cet avion a été ajoutée à celles des travaux passés. Toujours dans la même perspective, la détermination de l'écoulement de sillage a été la principale investigation numérique, et pour acquérir ces informations, une approche numérique a été adoptée et ceci en utilisant le code de calcul de la CFD appelé Fluent.

Le présent mémoire a été subdivisé en quatre chapitres qui sont répartie comme suit :

-commancant par un rappelle des différentes notions de base de l'aérodynamique est présenté.

-Le deuxième chapitre est consacré aux différents constituants de l'avion avec une description technique de l'avion notre objet d'étude qui est le safir 43.

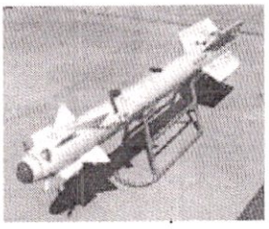
-Le troisième chapitre, illustration de la réalisation de notre objet volant et la description de la simulation numérique à travers la génération de maillage et les étapes du calcul numérique.

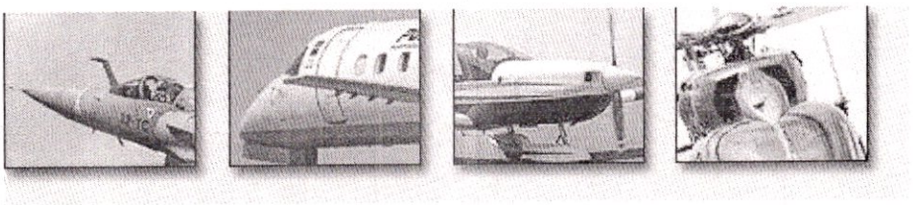
-Le dernier chapitre a été l'objet de discussions des résultats numériques et est suivi par une conclusion générale.

Chapitre 1

NOTIONS

AERODYNAMIQUE





I-1.Introduction générale :

L'aérodynamique est une partie de la mécanique des fluides qui s'intéresse a la modélisation et l'explication des raisons pour les quelles un aérodyne peut se sustenter et se déplacer dans l'atmosphère. la présentation des différents éléments d'un aéronef permettent l'application pratique des théories de l'aérodynamique (ailes, empennage, volets, hélice et rotors, etc.…). Le domaine d'études peut se subdiviser en aérodynamique incompressible et compressible en fonction du nombre de Mach auquel on se déplace.

-L'aérodynamique incompressible concerne les écoulements pour lesquels le nombre de Mach est inférieur à 0.2 environ, et se placer dans cette classe d'écoulements permet de prendre certaines hypothèses simplificatrices lors de l'étude des ces écoulements.

-L'aérodynamique compressible quant à elle se subdivise en aérodynamique subsonique, transsonique, supersonique et hypersonique.

-L'aérodynamique s'applique aux objets en mouvement dans l'air (aérodynes, automobiles, trains), aux systèmes de propulsion (hélices, rotors, turbines, turboréacteurs) et aux installations fixes dans un air en mouvement subissant les effets du vent (bâtiments, tours, ponts) ou destinés à la production d'énergie (éoliennes), et pour atteindre notre objective on va confronté à des thermes géométriques et des thermes aérodynamiques.

I-2.Termes aérodynamiques :

I.2.1. Application de l'aérodynamique sur l'avion :

Le profil détermine les forces aérodynamiques qui s'exercent sur l'élément quand il en est mouvement dans l'air. Un objet suffisamment profilé (en écoulement non décroché), calé avec une incidence positive dans un fluide en mouvement, produit une force de portance : les profils d'ailes sont conçus pour produire cette portance de la manière la plus efficace, avec le minimum de traînée. Dans notre cas on va s'intéresser aux deux forces (portance et traînée) il y'a aussi la pesanteur qui tend à faire tomber l'avion et aussi la force qui permet a l'avion de se mouvoir c'est-à-dire soit la traction de l'hélice, soit la poussé des réacteurs.

I.2.1.1 La résultante aérodynamique :

La portance et la traînée sont les projections orthogonales (sur l'axe x et Z de l'avion) d'une force appelée « Résultante aérodynamique » (d'où Rz et Rx). Cette résultante est appliquée en un point spécifique de la corde de l'aile, le centre de poussée. **[3]**

La « Résultante aérodynamique » est définie par la relation suivante :

$$R = \frac{1}{2}.\rho.V_P{}^2.Sa.C_R$$

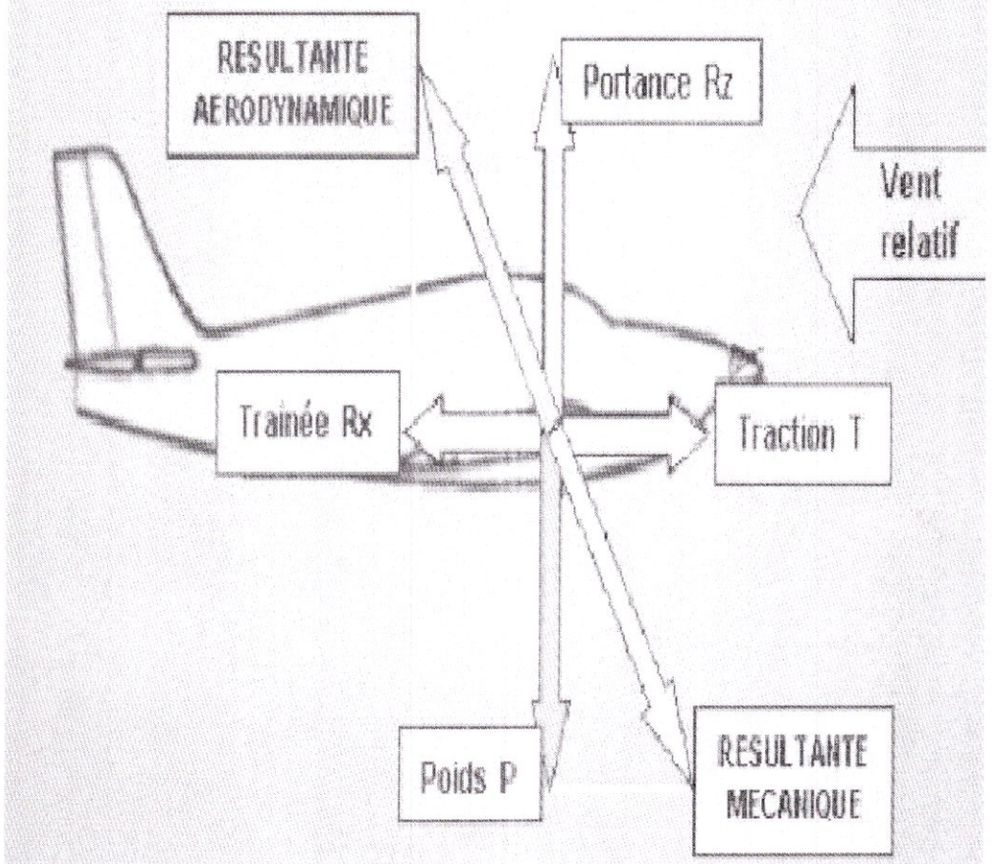


Figure I-1 : *C*omposantes de la résultante aérodynamique.

I.2.1.2 La portance :

Force perpendiculaire au flux de l'air et orientée vers l'extrados (surface extérieure de l'aile située sur le dessus). Pour comprendre la portance, il faut se remémorer nos cours de physique newtonienne. Tout corps au repos reste au repos, et tout corps animé d'un mouvement continu rectiligne conserve cette quantité de mouvement jusqu'à ce qu'il soit soumis à l'application d'une force extérieure. Si l'on observe une déviation dans le flux de l'air, ou si l'air à l'origine au repos est accéléré, alors une force y a été imprimée. La physique newtonienne stipule que pour chaque action il existe une réaction opposée de force égale. Ainsi, pour générer une portance, l'aile doit créer une action sur l'air qui génère une réaction appelée portance.

Cette portance est égale à la modification de la quantité de mouvement de l'air qu'elle dévie vers le bas. La quantité de mouvement est le produit de la masse par la vitesse. La portance d'une aile est donc proportionnelle à la quantité d'air dévié vers le bas multipliée par la vitesse verticale de cet air. Pour obtenir plus de portance, l'aile peut soit dévier plus d'air, soit augmenter la vitesse verticale de cet air. Cette vitesse verticale derrière l'aile est le flux descendant.

La portance est la partie utile de la résultante. Dés que celle-ci est égale ou supérieure au poids de l'avion, celui-ci peut se maintenir en équilibre dans l'air. La portance est la combinaison d'une surpression (sur l'intrados) et d'une dépression (sur l'extrados).

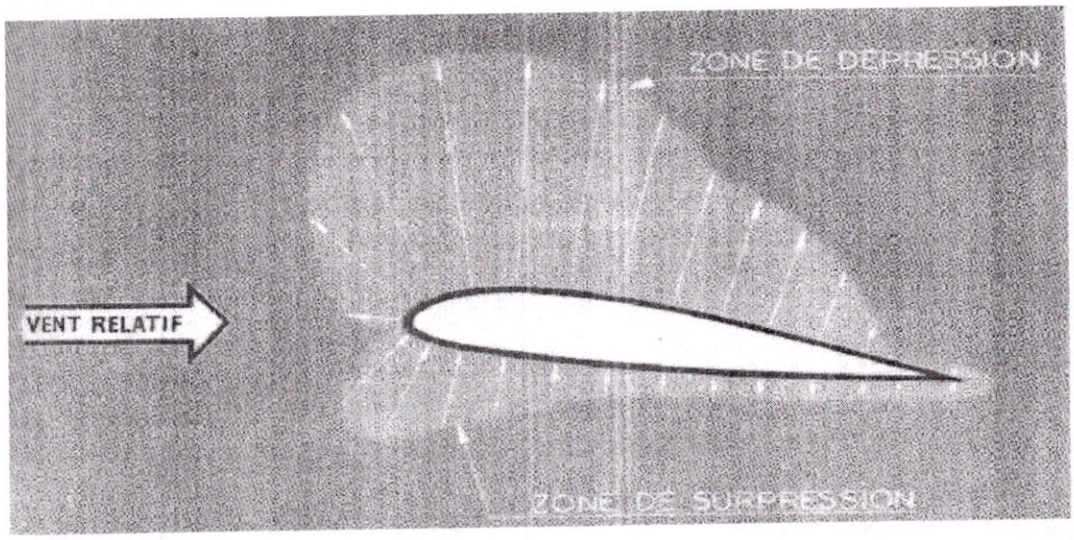


Figure I-2 ; *l*a portance d'un profil d'aile.

Caractéristique :

Point d'application : centre de poussée

Direction : perpendiculaire a l'écoulement de l'air

Sens : de l'intrados vers l'extrados

Intensité :

$$Fz = \frac{1}{2}.\rho.V_P{}^2.Sa.C_z$$

ρ: Masse volumique de l'air en kg/m^3

Sa: surface de l'aile en m^2

$V_P{}^2$: vitesse en m/s

C_z: Coefficient de portance du profil

La portance est proportionnelle a :

-la pression dynamique ($\frac{1}{2}.\rho.V_P{}^2$).

- la surface de référence (Sa)

-la surface de référence (Sa).

-un coefficient aérodynamique CZ qui tient compte de: la forme, l'état de surface et de l'incidence du profil.

I.2.1.3 La trainée :

La traînée par contre, est la partie nuisible de cette résultante. Il faut savoir que plus cette traînée sera faible, plus l'avion avancera facilement. En aérodynamique, il est d'usage de décomposer la traînée totale d'un avion en trois grandes catégories :

1. la traînée induite (par la portance)
2. la traînée parasite que l'on décompose elle-même en :

• traînée de frottement

• traînée de forme ou traînée de pression

• traînée d'interférence

3. la traînée de compressibilité, ou traînée d'onde.

I.2.1.4Traînée induite :

L'expression complète est **traînée induite par la portance**. Elle est proportionnelle au carré du coefficient de portance (Cz en français, Cl en anglais), et inversement proportionnelle à l'allongement de l'aile. Elle est causée par tout ce qui crée de la portance. La forme en plan de l'aile et le calage des profils joue également : la traînée induite minimale est obtenue en théorie par une distribution de portance elliptique en envergure, et sera défini par l'expression suivante :

$$Cx_{induit} = \frac{Cz^2}{\pi.\lambda}$$

La traînée induite, elle est le résultat de l'écoulement, en bout d'aile, de la surpression (intrados) vers la dépression (extrados). Cette traînée est d'autant plus grande que la différence de pression est grande.

Ce déplacement d'air forme alors une traînée tourbillonnaire que l'on voit aux extrémités des ailes, et que l'on appelle « Vortex »

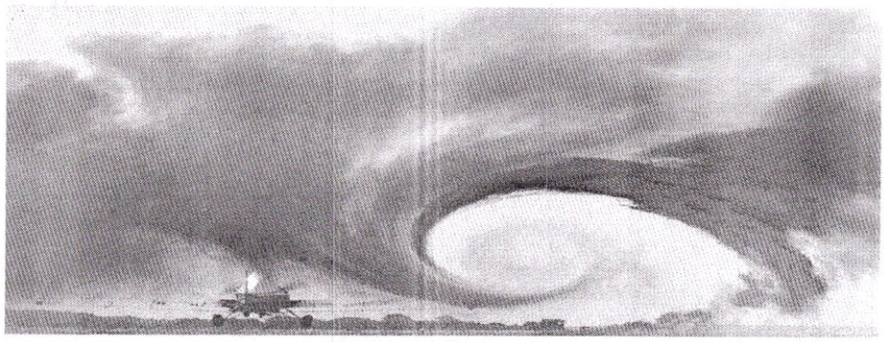


Figure 1 .3 : Exemple de vortex.

De plus, il existe sur l'extrados, une convergence des filets d'air vers le fuselage. Sur l'intrados, les filets d'air dévient vers l'extérieur de l'aile. Lorsqu'un filet d'air supérieur rencontre un filet d'air inférieur, après le bord de fuite, il se forme là aussi des tourbillons, qui vont se fondre dans les Vortex.

En général, les Vortex absorbent environ 8% de la puissance de l'avion. Pour tenter de supprimer ces vortex, il existe plusieurs solutions simples que voici.

-La première solution consiste à avoir des ailes les plus longues possible.

En effet, les expériences en soufflerie ont montré que les Vortex diminuaient considérablement avec de grandes ailes.

-La deuxième solution consiste à placer deux petites ailettes verticales aux extrémités des ailes, mais il reste une traînée qu'il est difficilement supprimable sur un avion de ligne.

Pour indication, la traînée induite forme 10% de la traînée totale pour les meilleurs avions, alors que les moins bons seront à 70%. Ces derniers auront alors un décollage plus long.

I .2.1.5 Traînée parasite :

a-Traînée de frottement : (Cx frottement) :

Elle est la conséquence de la couche limite qui existe car l'air n'est pas un fluide parfait: il possède un certain coefficient de viscosité qui dépend de l'état de surface du profil.

b-Traînée de forme ou pression : (Cx forme) :

La résistance aérodynamique d'un objet dépend de sa forme. Si l'on compare un plan perpendiculaire à l'écoulement à une sphère et à une forme en goutte d'eau, on constate que la sphère présente 50 % de la résistance du plan, et la goutte d'eau à peine 5 % de la

résistance du plan. La traînée de forme est minimale quand l'écoulement n'est pas décroché. Les variations de section brutales du corps amènent des décollements, de la turbulence et donc de la traînée. Afin de réduire ces turbulences, il faut "profiler" le corps.

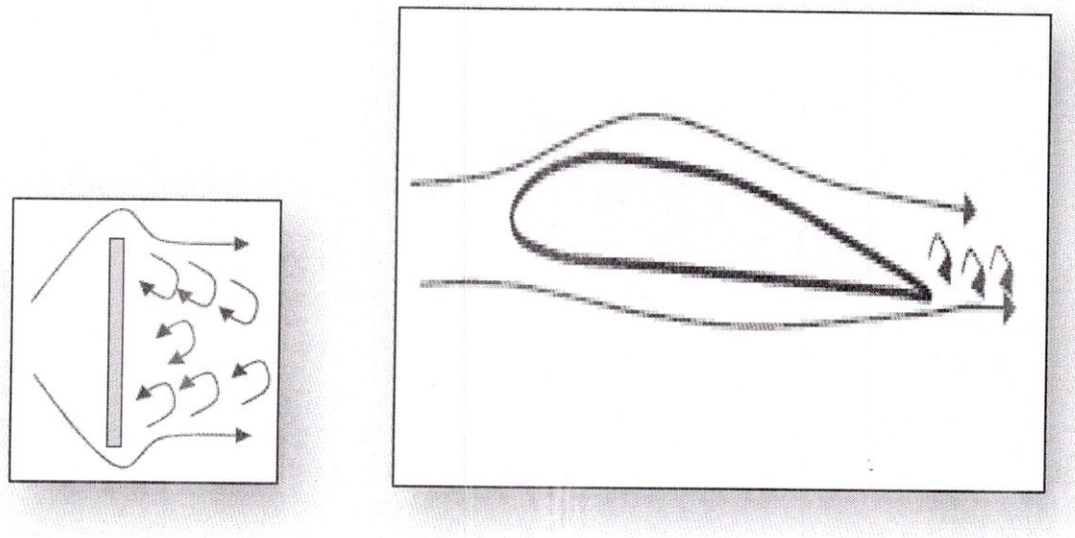


Figure (I-4): La traînée n'est jamais nulle.

c-Traînée d'interférence :

La distribution de portance en envergure est localement perturbée et présente des pics (à l'emplanture) et des manques (au niveau du fuselage, entre ces deux pics).

d-Traînée de profil :

Le coefficient de traînée d'un profil, valable pour une incidence, un allongement et un Nombre de Reynolds donnés, est la somme de la traînée de frottement et de la traînée de forme (décollements). Un corps bien profilé a une composante de traînée de forme nettement plus faible que sa traînée de frottement. Les avions les mieux profilés (les planeurs) ont un coefficient de traînée global rapporté à leur surface mouillée à peine supérieur au coefficient de frottement d'une plaque plane de même surface.

e-Traînée de compressibilité ou d'onde :

Traînée engendrée par des phénomènes spécifiques rencontrés lorsque les écoulements imposent une variation de densité au fluide, comme par exemple les ondes de chocs en aérodynamique transsonique et supersonique. **[1][12]**

I-2.2.le Nombre de Reynolds :

Le nombre de Reynolds (Re) est un nombre sans dimension utilisé en mécanique des fluides. Il a été mis en évidence en 1883 par Osborne Reynolds. Il caractérise un écoulement, en particulier la nature de son régime (laminaire, transitoire, turbulent).

I-2.2.1. Définition et interprétation:

Définition :

Le nombre de Reynolds représente le rapport entre les forces d'inertie et les forces visqueuses. On le définit de la manière suivante :

$$\mathrm{Re}_L = \frac{\rho V L}{\eta} = \frac{V L}{\nu}$$

Avec

- V - **vitesse du fluide [m/s]**
- L - **longueur caractéristique [m] ou la corde**
- ν - **viscosité cinématique du fluide : ν = η/ρ [m²/s]**
- ρ - **masse volumique du fluide [kg/m³]**
- η - **viscosité dynamique du fluide [Pa. s] ou Poiseuille [Pl].**

Le nombre de Reynolds représente également le rapport (qualitatif) du transfert par convection par le transfert par diffusion de la quantité de mouvement.

Interprétation: **Le nombre de Reynolds peut s'écrire de la manière suivante :**

$$\mathrm{Re} = \frac{\frac{\rho V^2}{L}}{\frac{\eta V}{L^2}} = \frac{\rho L V}{\eta}$$

Il s'interprète alors comme le rapport entre forces d'inertie et forces visqueuses. On distingue trois principaux régimes.

• Aux faibles valeurs du Reynolds (inférieures à 2000), les forces de viscosité sont prépondérantes, l'accélération convective étant négligée ; c'est par exemple le cas en micro fluidique. On parle d'écoulement de Stokes.

L'écoulement est laminaire (des éléments de fluide voisins demeurent voisins). De plus, comme l'inertie est négligeable, l'écoulement du fluide est réversible. Cela donne lieu à des

comportements surprenants : si les forces extérieures sont soudainement stoppées, le fluide s'arrête immédiatement. Qui plus est, si les forces extérieures sont inversées, le fluide repart en sens inverse : dans une célèbre expérience de G.I. Taylor, une goutte d'encre, initialement mélangée dans un fluide visqueux, se reconstitue lorsque l'on inverse le mouvement.

• Aux valeurs intermédiaires du Reynolds (entre 2000 et 3000 environ), les forces d'inertie sont prépondérantes, mais l'écoulement reste laminaire. Cependant, il n'est plus réversible: si l'on stoppe les forces extérieures, le fluide continu partiellement sur sa lancée.

• Aux fortes valeurs du Reynolds (au-delà d'environ 3000, voire plus haut), les forces d'inertie sont si importantes que l'écoulement devient turbulent. Entre les régimes laminaire et turbulent, on parle de régime transitoire.

I-2.2.2. Influence de nombre de Reynolds sur les caractéristiques :

Introduction:

Le nombre de Reynolds étant proportionnel à la vitesse et à la corde de l'aile, on voit que nos modèles réduits volent à des nombres de Reynolds beaucoup plus faibles que les planeurs grandeur. On peut voir des ordres de grandeurs dans le tableau suivant

TABLEAU *I-1 :* *I*influence de Re sur les caractéristiques.

Corde (m)	Vitesse (m/s)	Nombre de Reynolds	Type d'appareil
0,25	15	250 000	avion modèle réduit
1,50	25	2 500 000	avion réel genre Rallye
0,24	12	198 000	emplanture de 4m modèle réduit
0,10	12	82 000	saumon de 4 m modèle réduit
1,00	25	1 720 000	emplanture vrai planeur
0,40	25	689 000	saumon vrai planeur

Pourtant certains profils sont utilisés aussi bien en modélisme qu'en aviation grandeur (NACA, BERTIN, WORTMANN...). Leurs caractéristiques varient sensiblement lorsque le nombre de Reynolds change (lorsque Re augmente, Cz augmente par exemple).

-Pour cette raison, les polaires disponibles concernant ces profils ne sont pas toujours utilisables pour les modèles réduits car elles ont été tracées à des Re de plusieurs millions qui caractérisent le vol grandeur.

-Il faut donc se méfier et bien vérifier que les polaires sur les quelles vous prélevez des valeurs sont tracées à des nombres de Reynolds correspondant bien aux vitesses de vol de votre planeur. **[4]**

I-2.3 Généralité sur les écoulements autour d'un profil :

L'aérodynamique couvre différents régimes d'écoulement, en fonction du nombre de Mach M, caractéristique des effets de compressibilité du fluide.*)*.

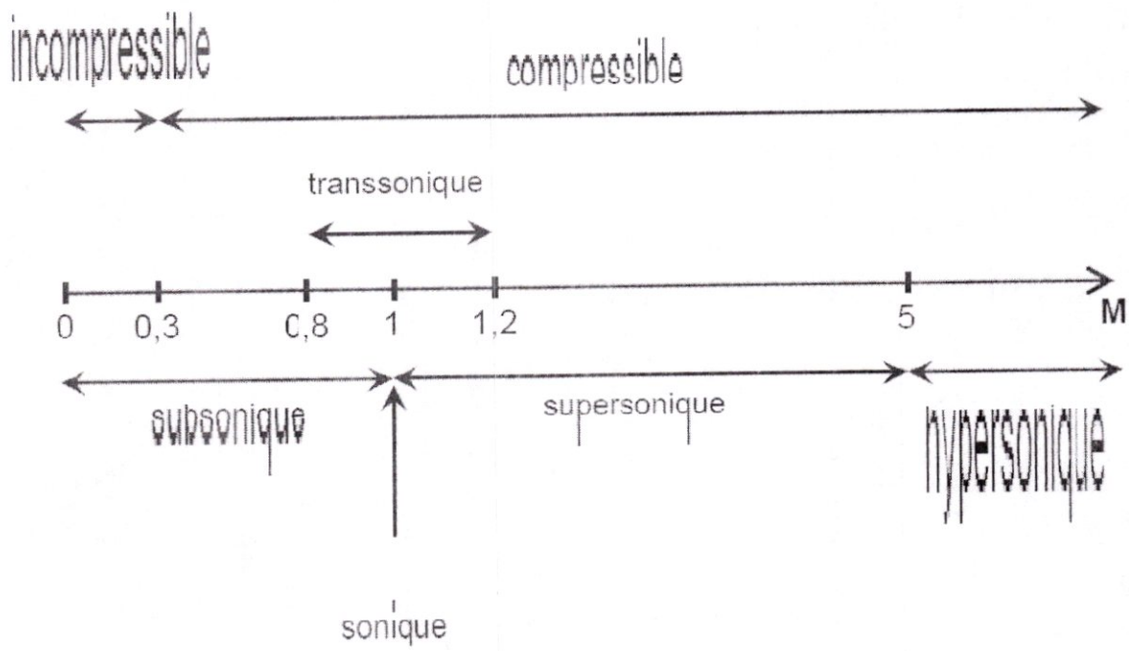


Figure (I-5): *Classification des écoulements.*

I-2.3.1. Classification des écoulements :

- Selon l'image ci-dessus on classifie l'écoulement selon la compressibilité en deux types d'écoulement :

a-Ecoulements incompressibles et compressibles :

On dit qu'un fluide est incompressible si sa masse spécifique varie faiblement avec la pression ou la température. Ainsi la variation relative de masse spécifique pour l'eau est $\Delta\rho/\rho = 5 \times 10^{-4}$ pour une variation de température $\Delta T = 1K$ et $\Delta\rho/\rho = 2 \times 10^{-4}$ pour une variation de pression $\Delta p = 1bar$. On peau donc souvent traiter l'eau comme un fluide incompressible et utiliser dans les équations du mouvement une densité $\rho = \rho_0 =$ constante.

Dans le cas des gaz : très généralement, les gaz sont traités comme des fluides compressibles. Cependant nous verrons qu'aux faibles vitesses d'écoulement (aux nombre de mach petits devant un M<<1, les variations de densité sont faibles et de ordre de grandeur du carré du nombre de mach :

$$\frac{\Delta\rho}{\rho} = M^2 , \qquad M<<1$$

Dans ces conditions, on peut traiter l'écoulement à l'aide des équations qui régissent les écoulements incompressibles.

-Et selon le nombre de mach en 3 types : subsonique, transsonique et supersonique.

b-L'écoulement subsonique :

Pour un profil donné, quand la vitesse augmente, la tendance au décollement s'accentue. Pour faire reculer le point de décollement en utilise des profils minces à faible courbure. Les coefficients Cz et Cx sont donnés par les relations suivantes (approximation de Prandtl-Glauert).

$$C_x = \frac{C_{x0}}{\sqrt{1-M^2}}$$

$$C_z = \frac{C_{z0}}{\sqrt{1-M^2}}$$

C_{x0} Et C_{z0} étant les coefficients correspondant établis en fluide incompressible.

$\frac{1}{\sqrt{1-M^2}}$ Est le coefficient de Prandtl- Glauert.

c-L'écoulement transsonique :

Il apparaît sur le profil d'ondes de choc dû à l'air qui se comprime et qui transforme l'écoulement supersonique en un écoulement subsonique. Si on augmente M0, l'onde de choc se déplace vers le bord de fuite et augmente d'intensité. En même temps, il apparaît une autre onde de choc sur l'intrados. Cette onde de choc influence la portance et la traînée.

L'onde de choc sur l'extrados accroît considérablement la traînée de l'aile. Puis va faire chuter la portance. L'apparition de l'onde de choc sur l'intrados entraîne une nouvelle augmentation de la sustentation.

De plus, cette onde de choc peut osciller le long du profil et entraîner des vibrations dangereuses.

d-L'écoulement supersonique :

L'avion se déplace à une vitesse telle que le nombre de Mach est supérieur à 1.

On a vu en écoulement transsonique, que l'onde de choc apparaît sur le profil. Si on augmente la vitesse entre Mach 1 et Mach 1.2, l'onde se déplace vers le bord de fuite et la ligne sonique (ligne ou la vitesse de l'air est à Mach 1) vers le bord d'attaque On a toujours un écoulement transsonique. Devant l'aile se forme une onde de recompression crée par la présence du profil On a une zone entre l'onde de recompression et la ligne sonique où la vitesse du fluide est inférieure à Mach 1. A la vitesse supérieure à Mach 1.4, l'onde de recompression atteint le profil et la vitesse de l'air est toujours supérieure à Mach 1. L'écoulement est dit supersonique pur.

Et selon le nombre de Reynolds en : laminaire et turbulent.

e-L'écoulement laminaire:

Un **écoulement laminaire** est un écoulement de masse liquide ou solide dont les composantes se déplacent parallèlement les unes aux autres. Ainsi les composantes des masses en mouvement, ne se mélangent pas. L'écoulement laminaire régulier, et à bien souvent un comportement stationnaire. Il s'agit en fait d'une solution *stable* des équations de Navier-Stokes, au sens où si on modifie l'écoulement, il retourne vers la solution laminaire. La viscosité stabilise et régularise les écoulements de façon générale. Un fluide présentant une viscosité importante s'écoulera de façon laminaire.

f-L'écoulement turbulent :

L'écoulement turbulent désigne l'état d'un fluide, liquide ou gaz, dans lequel la vitesse présente en tout point un caractère tourbillonnaire : tourbillons dont la taille, la localisation et l'orientation varient constamment. Les écoulements turbulents se caractérisent donc par une apparence très désordonnée, un comportement difficilement prévisible et l'existence de nombreuses échelles spatiales et temporelles. De tels écoulements apparaissent lorsque la source d'énergie cinétique qui met le fluide en mouvement est relativement intense devant les forces de viscosité que le fluide oppose pour se déplacer. Le comportement complexe des

écoulements turbulents est la plupart du temps abordé par la voie statistique. On peut ainsi considérer que l'étude de la turbulence fait partie de la physique statistique.

Pour traduire le fait que, dans un écoulement, les forces d'inertie l'emportent sur les forces de viscosité, un nombre de Reynolds convenablement choisi doit être supérieur à un certain seuil. Pour l'étude des turbulences en milieu naturel, il est préférable d'utiliser le nombre de Richardson plutôt que celui de Reynolds, car ce dernier considère la densité du fluide comme constante, ce qui n'est pas vrai dans le cas des fluides compressibles.

La turbulence augmente la traînée des objets en mouvements pour des nombres de Reynolds élevés. Cependant, provoquer la turbulence peut retarder le décollement de la couche limite et de ce fait diminuer le coefficient de traînée (par exemple : combinaisons des nageurs munies d'écailles pour provoquer la turbulence sur la surface, balles de golf non lisses, turbulateurs sur les avions). **[2][9]**

I-2.4 Caractéristique aérodynamique des profils (polaire):

Les polaires sont en quelque sorte les caractéristiques d'un profil, elles représentent sous forme de courbe les relations entre les différents paramètres d'un profil, c'est à dire le coefficient de portance, le coefficient de traînée et l'incidence.

On trouve le plus couramment les polaires suivantes : CZ = f(CX) et CZ = f(α) où α est l'angle d'incidence.

I-2.4.1 Courbe de portance Cz = f (α) :

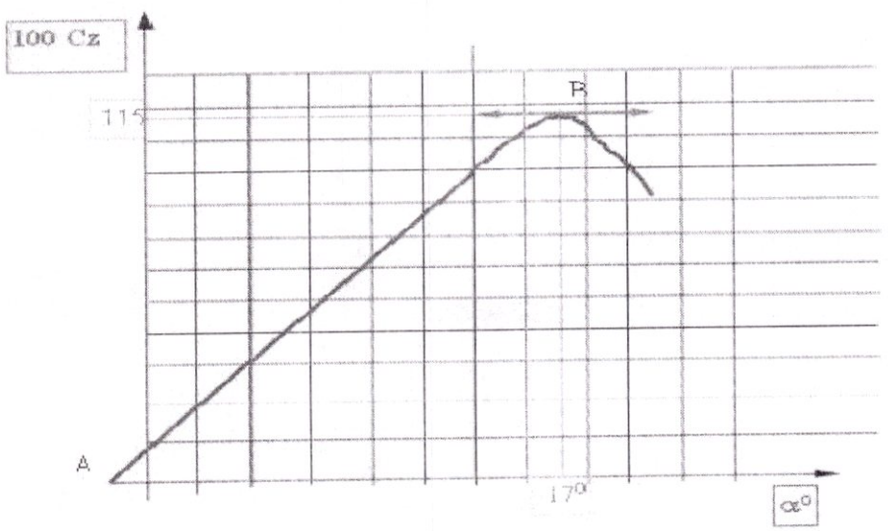


Figure I-6 : *Courbe Cz = f (α). Profil NACA 23012 allongement* λ = 6.

le graphe représente la variation du coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence d'un profil NACA 23012 avec un allongement $\lambda = 6$.

• **Le point A:**

- Pour $\alpha = \alpha 0$: le coefficient de portance est nul et donc la portance est nulle. Cet angle ($\alpha 0$) est l'angle de portance nulle.

- Pour $\alpha < \alpha 0$, CZ est négatif ce qui correspond à une portance dirigée de l'extrados vers l'intrados.

- Pour un profil biconvexe symétrique $\alpha 0 = 0$.

• **Le point B** :

- Pour $\alpha = 17°$, le coefficient de portance est maximum (Cz MAX = 1,15).

- Pour des valeurs de $\alpha > 17°$, CZ décroît brusquement parce que les filets d'air n'épousent plus le contour du profil. On dit que pour $\alpha = 17°$ l'aile décroche.

- $\alpha = 17°$ est appelée incidence de décrochage ou incidence critique.

- Cz = 1.15 est appelé CZ de décrochage ou CZ maximum.

I-4.4.2 Courbe de traînée Cx = f (α) :

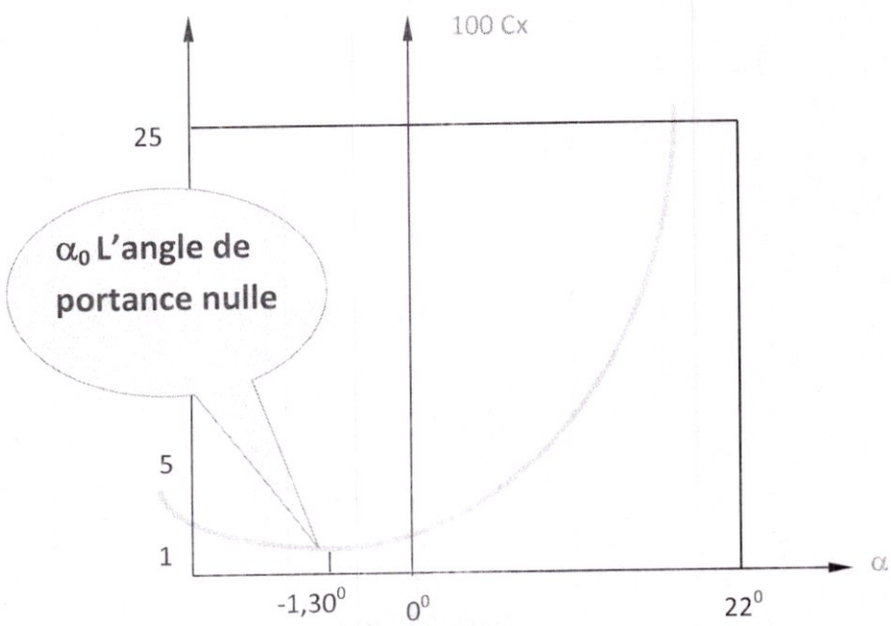


Figure I-7: Courbe Cx= f (α). Profil NACA 23012 allongement $\lambda = 6$.

-Cette courbe possède approximativement la forme d'une parabole pour les incidences comprises entre -10° et 16°.

-Cette courbe ne coupe pas l'axe des α: en effet quelque soit l'incidence de l'aile, on ne pourra jamais annuler la traînée.

-Pour $\alpha_0 = -1°30'$, cette courbe passe par un minimum. Il représente l'angle de portance nulle.

I-2.4.3La polaire Cz = f (Cx) :

La polaire est un graphe représentant l'évolution de Cz et Cx avec l'angle d'incidence.

Elle indique les caractéristiques de la voilure. Le but recherché est d'optimiser le profil afin d'obtenir le maximum de portance avec le minimum de traînée.

La polaire pour le même profil NACA23012, λ=6 est représentée sur la figure *(I-17)*.

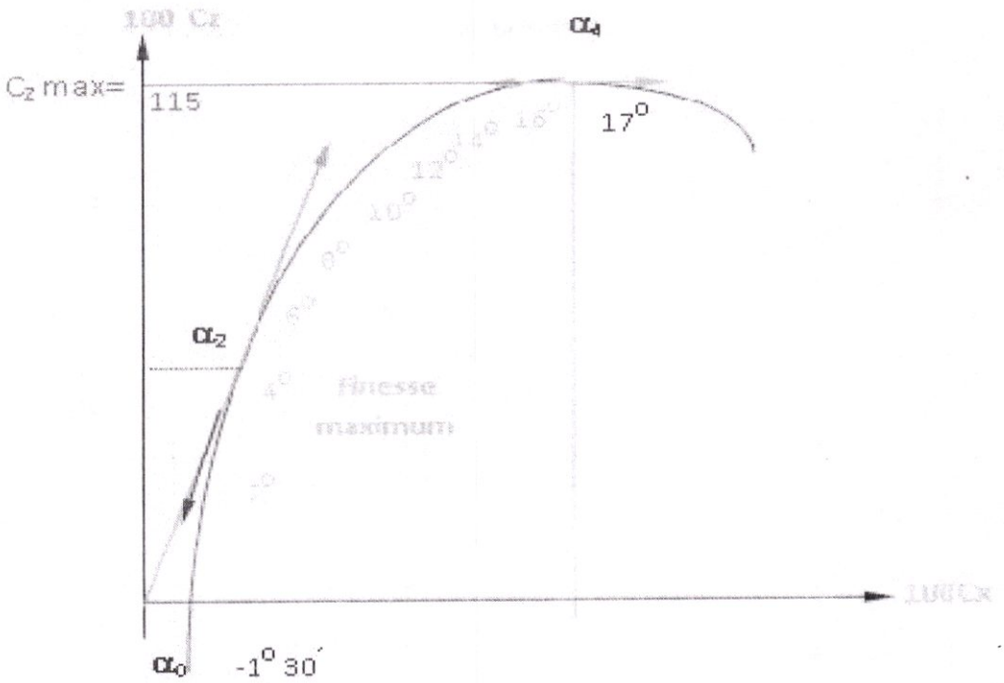


Figure I-8 : *Polaire de l'aile, profil NACA 23012; λ =6.*

- Points de fonctionnement remarquables:

-Incidence de Cz = 0 que nous appelons $\alpha_0 = -1°30'$.

-Incidence de Cz maximum que nous appelons $\alpha_4 = 17°$.

-Incidence de finesse maximum que nous appelons $\alpha_2 = 4°$.

Par définition la finesse *f* est le rapport de la portance sur la traînée, soit :

$$f = \frac{Fz}{Fx} = \frac{\frac{1}{2}\rho SV^2Cz}{\frac{1}{2}\rho SV^2Cx} = \frac{Cz}{Cx}$$

Or : Cz / Cx = tgδ, donc ***f*** est maximale si **tg** δ est maximal.

Remarque :

A chaque point de fonctionnement de la polaire, on a donc :

Un CZ, un CX, une incidence α et une finesse *f*. [2]

I-2.5 Les équations fondamentales de la dynamique des fluides :

I.2.5.1 Equation de Navier Stokes :

En mécanique des fluides, les équations de Navier-Stokes sont des équations aux dérivées partielles non-linéaires qui décrivent le mouvement des fluides dans l'approximation des milieux continus. Elles gouvernent par exemple les mouvements de l'air de l'atmosphère, les courants océaniques, l'écoulement de l'eau dans un tuyau, et de nombreux autres phénomènes d'écoulement de fluides. Elles sont nommées d'après deux physiciens du XIXe siècle, Claude Navier et George Stokes. Pour un gaz peu dense, il est possible de démontrer ces équations à partir de l'équation de Boltzmann. **[12]**

a-Formulation différentielle

Il existe bien des formes des équations de Navier-Stokes. Nous n'en présenterons que certaines. Ces formes dépendent aussi des notations utilisées. Ainsi, il existe plusieurs façons équivalentes d'exprimer les opérateurs différentiels.

La formulation différentielle de ces équations est la suivante :

- ***Équation de continuité (ou équation de bilan de la masse)***

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla}.(\rho\vec{v}) = 0$$

- ***Équation de bilan de la quantité de mouvement***

$$\frac{\partial(\rho\vec{v})}{\partial t} + \vec{\nabla}(\rho\vec{v}\otimes\vec{v}) = -\vec{\nabla}p + \vec{\nabla}.\vec{\vec{\tau}} + \rho\vec{f}$$

- ***Équation de bilan de l'énergie***

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \vec{\nabla}.[(\rho e + p)\vec{v}] = \vec{\nabla}.\left(\vec{\vec{\tau}}.\vec{v}\right) + \rho\vec{f}.\vec{v} - \vec{\nabla}.\vec{q} + r$$

Dans ces équations :

- **t** représente le temps (unité SI : S) ;
- ρ désigne la masse volumique du fluide (unité SI : kg. m^{-3}) ;
- $\vec{v} = (v_1, v_2, v_3)$ désigne la vitesse eulérienne d'une particule fluide (unité SI :m. s^{-3}) ;
- **p** désigne la pression (unité SI : Pa) ;
- $\vec{\vec{\tau}}\,(\tau_{i,j})_{i,j}$ est le tenseur des contraintes visqueuses (unité SI : Pa) ;
- $\vec{f}$ désigne la résultante des forces massiques s'exerçant dans le fluide (unité SI : N.Kg^{-1});
- **e** est l'énergie totale par unité de masse (unité SI :J. Kg^{-1}) ;
- $\vec{q}$ est le flux de chaleur perdu par conduction thermique (unité SI : J. m^{-2}. s^{-1}) ;

• **r** représente la perte de chaleur volumique due au rayonnement (unité SI : J. m^{-3}. s^{-1}) ;

Remarque :

• L'énergie totale peut se décomposer en énergie interne et en énergie cinétique selon

$$e = \mu + \frac{1}{2}\vec{v}.\vec{v} = \mu + \frac{1}{2}v^2$$

• L'opérateur nabla, en coordonnées cartésiennes, est un opérateur de dérivation spatiale du 1er ordre. Les opérateurs gradient, divergence et laplacien peuvent s'écrire à l'aide de cet opérateur :

$$\vec{\nabla} = \left(\frac{\partial}{\partial x_1}, \frac{\partial}{\partial x_2}, \frac{\partial}{\partial x_3}\right)$$

• $div\ a = \vec{\nabla}.a;$

• $\overrightarrow{grad}\ A = \vec{\nabla}A;$

• $\Delta A = \vec{\nabla}.\left(\vec{\nabla}A\right) = \nabla^2 A$

b-*Expression en coordonnées cartésiennes*

En coordonnées cartésiennes(x_1, x_2, x_3) les équations de Navier-Stokes s'écrivent :

• ***Équation de continuité*** :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \sum_{i=1}^{3} \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho v_i) = 0$$

• ***Équation de bilan de la quantité de mouvement*** (j=1, 2, 3)

$$\frac{\partial(\rho v_j)}{\partial t} + \sum_{i=1}^{3} \frac{\partial}{\partial x_i}\left(\rho v_i v_j\right) = -\frac{\partial p}{\partial x_j} + \sum_{i=1}^{3} \frac{\partial\, \tau_{i.j}}{\partial x_i} - \rho f_j$$

• ***Équation de bilan de l'énergie***

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \sum_{i=1}^{3} \frac{\partial}{\partial x_i}[(\rho e + p)v_i\,] = \sum_{i=1}^{3}\ \sum_{i=1}^{3} \frac{\partial}{\partial x_i}\left(\Gamma_{i,j} v_j\right) + \sum_{i=1}^{3} \rho f_i\, v_i - \sum_{i=1}^{3} \frac{\partial \dot{q}_i}{\partial x_i} + r$$

I.2.5.2 Expression pour les écoulements de fluides compressibles :

L'écoulement d'un fluide est dit incompressible lorsque l'on peut négliger ses variations de masse volumique au cours du temps. Cette hypothèse est vérifiée lorsque le nombre de Mach Ma est faible. En général, on considère l'écoulement incompressible lorsque $Ma < 0{,}3$.

Dans le cas contraire, c'est-à-dire pour un écoulement compressible, on adjoint pour fermer le système une équation d'état du fluide, de la forme

$$f(p, \rho, T) = 0$$

Pour un gaz parfait, cette équation d'état s'écrit :

$$p = \rho \frac{\mathrm{R}}{\mathrm{M}} T$$

Où R désigne la constante des gaz parfaits et M la masse molaire du fluide.

I.2.5.3 Expression pour les écoulements de fluides incompressibles :

Pour un fluide visqueux newtonien et lorsque l'écoulement est incompressible, l'équation de l'énergie est découplée des équations de continuité et de quantité de mouvement, c'est-à-dire qu'on peut déterminer la vitesse et la pression indépendamment de l'équation de l'énergie. L'expression des équations de continuité et de quantité de mouvement sont considérablement simplifiées. **[9]**

On obtient alors

• Équation de continuité appelée alors équation d'incompressibilité

$$\vec{\nabla}.\vec{v} = 0$$

• Équation de bilan de la quantité de mouvement

$$\frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + (\vec{v}.\vec{\nabla})\vec{v} = -\frac{1}{\rho}\vec{\nabla}p + v\nabla^2\vec{v} + f$$

Où $v = \frac{\mu}{\rho}$ désigne la viscosité cinématique du fluide (unité SI : $m^2.\mathrm{Kg}^{-1}$) et est le terme *d'advection*.

Que l'on peut décomposer en coordonnées cartésiennes :

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial Z} = 0$$

Et

$$\frac{\partial u}{\partial t}+u\frac{\partial u}{\partial x}+v\frac{\partial u}{\partial y}+w\frac{\partial u}{\partial z}=-\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial x}+v\left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 u}{\partial y^2}+\frac{\partial^2 u}{\partial z^2}\right)+g_x$$

$$\frac{\partial v}{\partial t}+u\frac{\partial v}{\partial x}+v\frac{\partial v}{\partial y}+w\frac{\partial v}{\partial z}=-\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial y}+v\left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 v}{\partial y^2}+\frac{\partial^2 v}{\partial z^2}\right)+g_y$$

$$\frac{\partial w}{\partial t}+u\frac{\partial w}{\partial x}+v\frac{\partial w}{\partial y}+w\frac{\partial w}{\partial z}=-\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial z}+v\left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 w}{\partial y^2}+\frac{\partial^2 w}{\partial z^2}\right)+g_z$$

Ou : $\overrightarrow{g}=\vec{f}$

I.2.6 La Couche Limite :

.I.2.6.1 Définition et description :

Définition :

La couche limite est la zone d'interface entre un corps et le fluide environnant lors d'un mouvement relatif entre les deux, conséquence de sa viscosité. Elle est un élément important en mécanique des fluides.

Description :

Lorsqu'un fluide réel s'écoule le long d'une paroi supposée fixe, les vitesses sur la paroi sont nulles et à l'infini, loin de l'obstacle, elles sont égales à la vitesse de l'écoulement non perturbé. Sur une normale à la paroi la vitesse doit donc dans tous les cas varier entre 0 et un maximum. La loi de variation dépend de la viscosité du fluide qui induit un frottement entre les couches voisines : la couche la plus lente tend à freiner la couche la plus rapide qui, en retour, tend à l'accélérer.

Dans ces conditions, une forte viscosité égalise au maximum les vitesses. Au contraire, si le fluide est peu visqueux, les différentes couches sont beaucoup plus indépendantes : la vitesse à l'infini se maintient jusqu'à une courte distance de l'obstacle et il y a une variation plus forte des vitesses dans la petite épaisseur de la couche limite.

Dans le premier cas, il faut utiliser les équations générales du fluide visqueux. Dans le second, on peut utiliser dans la couche limite des équations simplifiées complétées par des résultats expérimentaux. Les équations, également plus simples, du fluide parfait appliquées au-delà de la paroi «engraissée» par la couche limite fournissent les conditions aux limites pour le calcul.

En fait, ce n'est pas la viscosité elle-même qui intervient. Comme toujours en mécanique des fluides, c'est un nombre sans dimension qui caractérise le phénomène : le nombre de Reynolds. Celui-ci décrit le rapport des forces liées à la vitesse aux forces de frottement. Ainsi, au lieu d'augmenter la viscosité, on peut obtenir un phénomène semblable en diminuant la vitesse ou les dimensions de l'obstacle. **[12]**

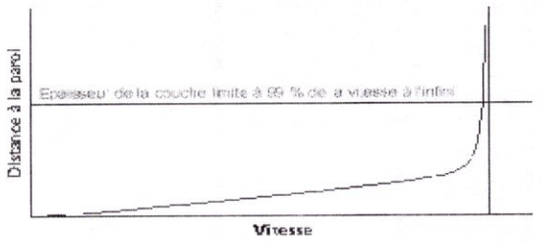


Figure I-9 : *Profil de vitesse au voisinage d'une paroi faible viscosité.*

I.2.6.2 Les Types de couche limite:

La couche limite se développe le long d'un obstacle à partir d'un point d'arrêt. Au voisinage de ce point, l'écoulement dans la couche limite est d'abord laminaire, mais à partir d'une certaine distance, il devient turbulent.

Le passage de l'écoulement laminaire vers l'écoulement turbulent s'effectue le long d'une zone critique appelée «zone de transition » d'étendue faible qu'on assimile souvent à une ligne T.

La forme et l'épaisseur de la couche limite varient selon la nature de l'écoulement :

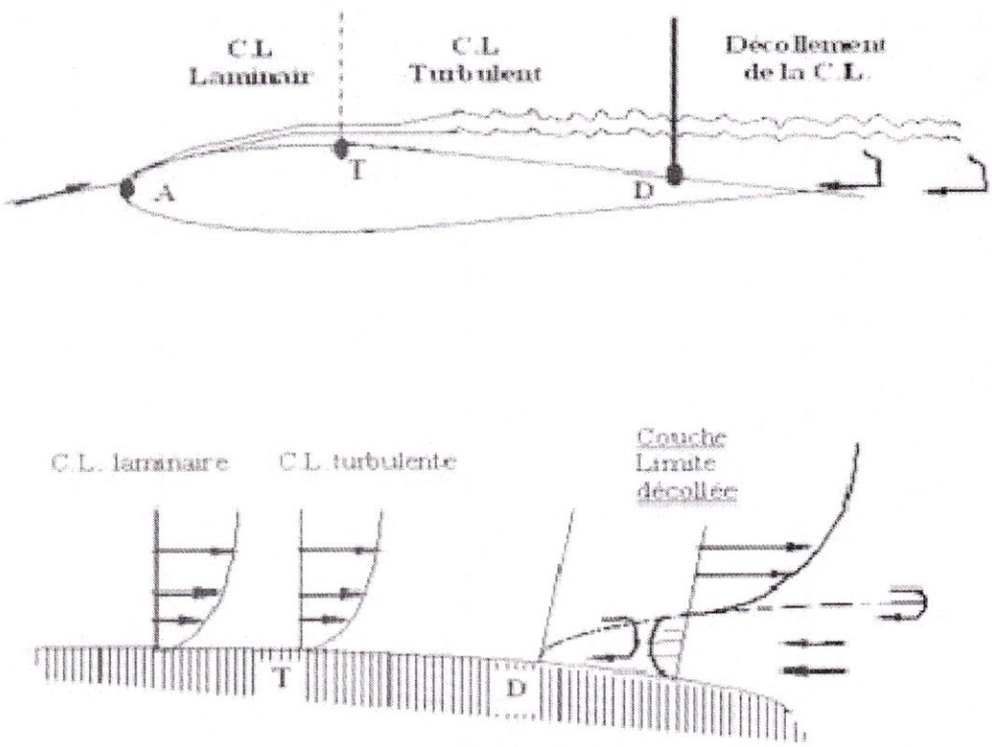
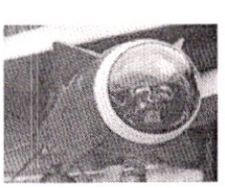


Figure I-10 *:Type de couche limite.*

Chapitre II

DIFFERENTES STRUCTURE DANS UN AVION



II-1 Définition d'un avion :

-Un avion, selon la définition officielle de l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI), est un aéronef plus lourd que l'air, entraîné par un organe moteur (dans le cas d'un engin sans moteur, on parlera de planeur), dont la sustentation en vol est obtenue principalement par des réactions aérodynamiques sur des surfaces qui restent fixes dans des conditions données de vol.

Celui ou celle qui le dirige est appelé pilote ou aviateur/aviatrice.

-Lorsque la sustentation en vol est obtenue par des réactions aérodynamiques sur des Surfaces en mouvement, généralement une ou plusieurs hélices principales dont les axes Sont verticaux, l'appareil est alors un hélicoptère ou un gyroptère, selon que la surface Porteuse est animée par un moteur ou non. Un avion qui est muni d'un dispositif lui Permettant de décoller et de se poser sur l'eau (amerrir) est un type d'avion appelé Hydravion.

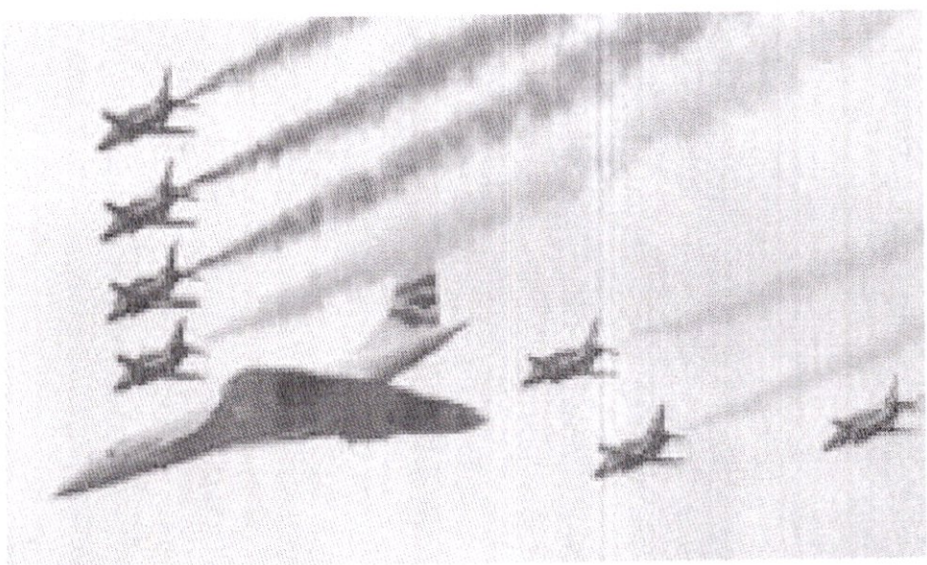


figure 2-1 :Différentes types d'avions.

II -1-1 Les constituants des avions :

Un avion est constitué :

-D'une cellule comprenant le fuselage, la voilure, les empennages et les Atterrisseurs, les éléments mobiles de la voilure (ailerons, gouvernes, volets) (y compris éléments aux fonctions combinées, aérofreins, spoilers, élevons .....) .

-D'un ou de plusieurs groupes propulseurs à hélice ou à réaction.

-De commandes de vol capables de transmettre les actions du pilote aux gouvernes.

-D'instruments de bord d'indications et de contrôle pour informer le pilote sur le déroulement du vol : on parle d'avioniques si ces instruments sont électroniques.

II -1-1-1 La structure des fuselages :

Le fuselage constitue la structure principale de l'avion et ses fonctions sont extrêmement variées. Il contient les passagers, le fret, les équipements électroniques de navigation et de communication, les circuits mécaniques, électriques, hydrauliques ou pneumatiques des commandes et les canalisations des systèmes de conditionnement d'air; parfois, il supporte ou contient les moteurs (exemples: Boeing 727,) et le train d'atterrissage.

Sur certains appareils, Tels que le Jet Falcon ou le Concorde, on trouve à l'intérieur du fuselage des réservoirs de carburant; cette configuration pose des problèmes de répartition de masses plus critiques que lorsque le carburant est contenu dans les ailes et, dans certains cas, il s'avère nécessaire d'installer des circuits de transferts pour assurer l'équilibrage.

De plus, le fuselage assume un rôle de bras de levier entre les empennages et le centre de gravité; c'est pourquoi sa longueur est déterminée non seulement en fonction de la capacité de charge désirée, mais aussi en fonction des qualités de stabilité et de maniabilité.

II-1-1-2 Différents types de fuselages :

Il y a trois types principaux de fuselage:

A :le fuselage en poutre de Warren :

Le fuselage en poutre de Warren (structure en tubes) est constitué d'un croisillon de tubes d'acier soudés à leurs extrémités et disposés de telle façon que chaque membre subit des charges en tension et en compression.

L'ensemble est généralement recouvert de toile de lin, de coton, ou mieux encore, de tissu en fibres Synthétiques plus résistant à la corrosion. Ce type de fuselage, parce qu'il ne permet pas qu'on en occupe la totalité, ne s'utilise que sur de petits avions ,souvent

de construction artisanal

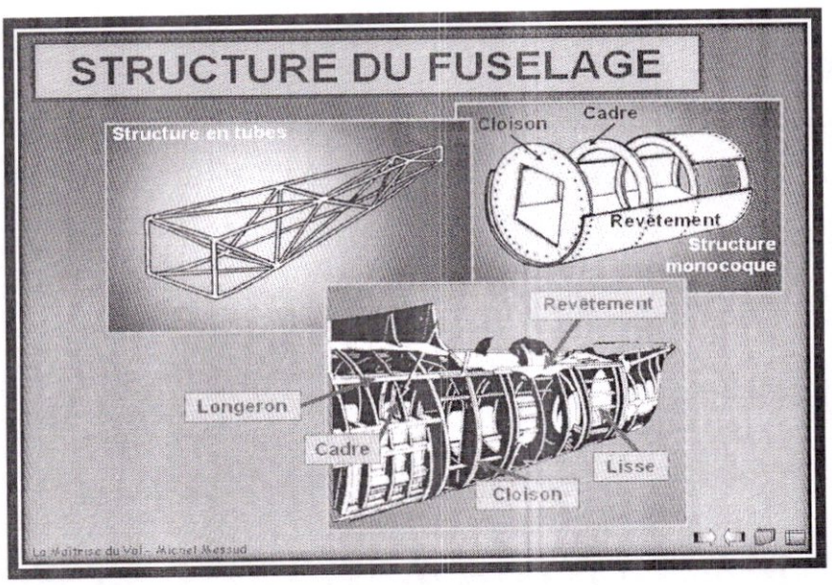


Figure 2-2 : Types de fuselages.

B :le fuselage monocoque :

Le fuselage monocoque est formé, comme son nom l'indique, d'une seule coquille. C'est le revêtement, appliqué sur une série de cadres servant à donner la forme, qui absorbe tous les efforts. De fait, c'est comme si on joignait des tôles bout à bout pour former un tube. Pour avoir une résistance et une rigidité suffisantes, il faut utiliser des tôles épaisses qui sont lourdes. On rencontre les fuselages monocoques sur de petits avions seulement. Pour alléger cette structure, on se sert parfois de feuilles d'aluminium sandwich, qui sont utilisées abondamment dans d'autres sections des cellules.

C :le fuselage semi-monocoque :

Entre les deux extrêmes, le fuselage en poutre de Warren, où la structure interne supporte tous les efforts, et le fuselage monocoque, le fuselage semi monocoque permettent de répartir les efforts entre la structure interne et le revêtement. Ce type de fuselage est plus couramment utilisé. Il est principalement composé des éléments suivants:

a- Les longerons de fuselage :

Placés longitudinalement, les longerons de fuselage constituent l'épine dorsale du fuselage et supportent le plus gros des charges de flexion primaires. Ils sont formés de sections de poutrelles d'aluminium en H ou en I, fixées bout à bout et qui courent tout le long du fuselage.

b- Les lisses :

Les lisses s'ajoutent aux longerons pour empêcher que les tensions et les compressions ne plient le fuselage. Beaucoup plus légères que les longerons, elles contribuent très peu à la rigidité de l'ensemble; elles servent surtout à donner sa forme au revêtement et à le supporter. Les lisses sont habituellement placées dans les espaces entre les cadres. Dans de nombreux avions de construction récente, les longerons de fuselage sont remplacés par des lisses plus nombreuses.

c- Les cadres :

Les cadres, appelés aussi couples, sont les éléments transversaux qui donnent la forme extérieure au fuselage; ils sont souvent fabriqués en tôle emboutie. Les cadres supportent le revêtement par l'intermédiaire des lisses.

d- Les cloisons transversales :

Comme les cadres, les cloisons transversales servent à modeler le fuselage, mais sont beaucoup plus résistantes. Faites de métal plus épais, elles présentent une section plus pleine. On les trouve aux endroits soumis aux plus grosses contraintes, tels que les emplantures d'ailes, l'emplacement des moteurs, du train d'atterrissage ou des empennages.

Dans les aéronefs à pression rétablie, des cloisons transversales de sections pleines en forme de dôme servent de bouchons à l'avant et à l'arrière de l'espace pressurisé.

e- Le revêtement :

Le revêtement constitue l'enveloppe extérieure du fuselage. C'est une mosaïque de tôles d'aluminium préformées ou de panneaux d'aluminium sandwich, fixés sur la charpente. Comme on l'a vu dans la définition du fuselage semi-monocoque, le revêtement contribue à supporter une partie des efforts et à les distribuer également sur la structure. Ce principe n'est pas exclusif à la construction du fuselage : on rencontre sur d'autres sections de la cellule des arrangements de ce type; on parle alors de revêtement travaillant. L'épaisseur du revêtement n'est pas la même sur toute la charpente; elle varie en fonction des contraintes à supporter.

f- Le plancher :

Dans les avions de transport de construction récente, le plancher, situé environ au tiers de la hauteur du fuselage, joue un rôle important comme élément de renforcement de l'ensemble. Il ajoute à la rigidité tant sur le plan transversal que longitudinal

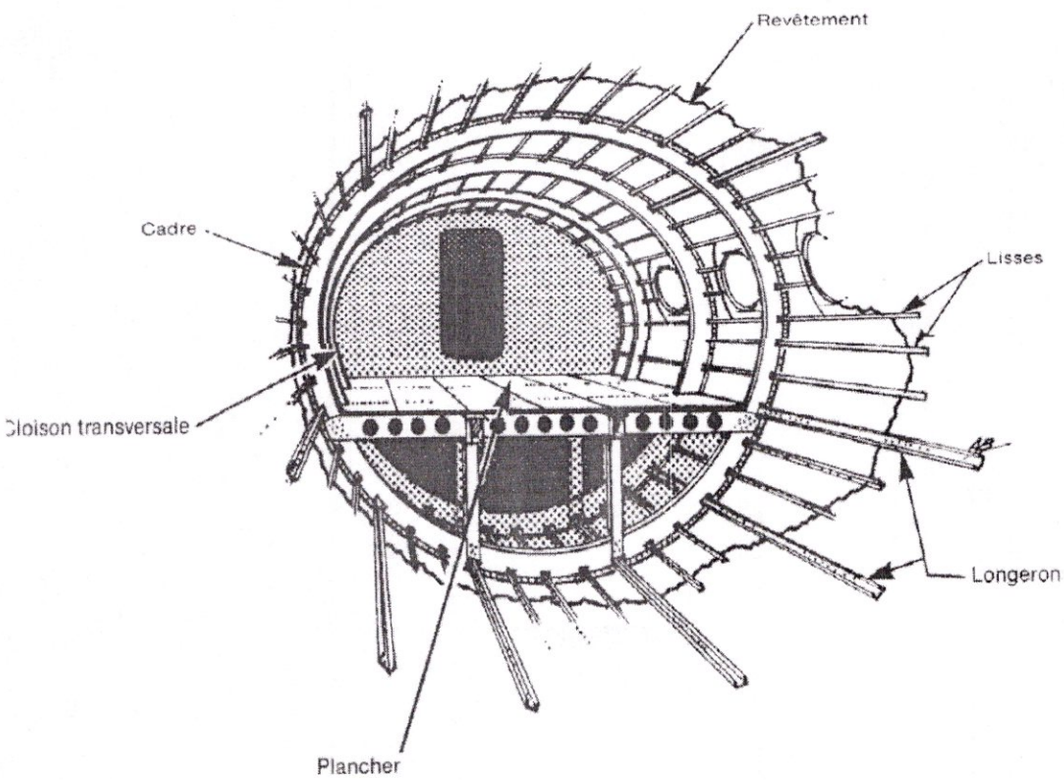


Figure 2-3 éléments constitutifs du fuselage

II -1-1-3 Constitution :

Le fuselage peut se décomposer en trois parties distinctes :

1-la partie avant qui comprend le poste de pilotage, différentes soutes et enfin la pointe avant, qui abrite soit le moteur, soit le radar dont l'antenne est recouverte par le radôme, partie non métallique laissant passer les ondes radar.

2-la partie centrale qui sert de cabine pour les passagers ou de soute pour les bagages ou le fret et à laquelle sont fixée les ailes et, certaines fois, le train d'atterrissage principal.

3-la partie arrière, tronçon de forme conique, généralement monobloc, sur laquelle viennent se raccorder les empennages horizontaux et verticaux et dont l'extrémité est appelée le cône arrière.

II-1-2 L'aile :

Une aile type se compose d'un cadre sur lequel s'étendent deux ou trois longerons qui vont du fuselage à l'extrémité de l'aile. Entre ces longerons sont disposées des nervures servant à consolider la structure de l'aile. On construit les ailes d'avion, tout comme la majeure partie de la structure de l'appareil, avec des matériaux offrant une grande légèreté et une résistance importante. On utilise notamment des alliages à base d'aluminium et de magnésium, mais aussi à base de titane lorsque la structure doit subir des températures élevées. En outre, les matériaux composites sont de plus en plus employés pour leur légèreté. Les constructeurs d'avions entreprennent de nombreuses recherches sur la forme des ailes, afin que celles-ci présentent des propriétés aérodynamiques optimales. Par exemple, on équipe les avions supersoniques d'ailes très minces, car une telle forme minimise le choc de compression qui survient lorsque ce type d'appareils approche la vitesse du son, et limite par conséquent le surcroît de traînée engendrée. Les ailes supportent les dispositifs hypersustentateurs (becs, volets), hypo sustentateurs (spoilers, aérofreins), et les gouvernes. Portance est une fleur qui naît de la vitesse", phrase attribuée au capitaine Ferber, un pionnier de l'aviation.

II-1-2-1 Description :

On distingue les ailes en fonction de leur implantation sur le fuselage :

- ailes basses, - médianes,- hautes.

Les ailes hautes permettent de protéger les moteurs contre l'ingestion de corps étrangers (ou d'eau dans le cas des hydravions, comme par exemple sur le Beriev Be-200) ou faciliter l'emport de charges volumineuses en soute (ex. Transall C-160).

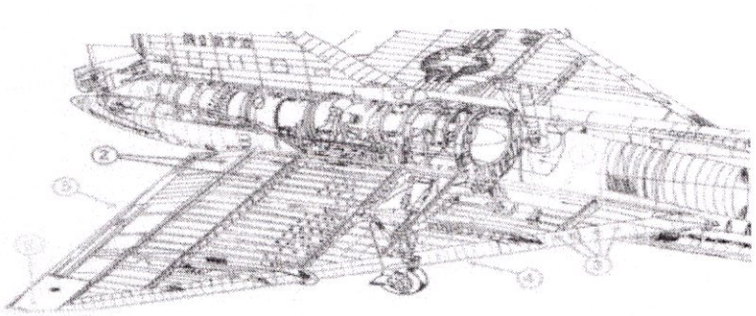
Sur les avions de tourisme légers, elles assurent une meilleure visibilité vers le bas (ex. Cessna 152).

figure2-4 implantation des ailes sur le fuselage :

II-1-2-2 Constituants de l'aile:

Chaque demi voilure est constituée d'un (ou de plusieurs) longerons attachés au fuselage au niveau de l'emplanture. Les nervures supportent les revêtements supérieur (extrados) et inférieur (intrados) et transmettent les charges aérodynamiques aux longerons. La voilure peut également être le support de différents systèmes de navigation comme les feux de position (aux extrémités), les phares d'atterrissage, ou de pilotage (détecteur de décrochage).

y sont également fixés d'autres dispositifs, par exemples de fines tiges parfois terminées par des brosses en fibres de carbone (départiteur de potentiel) permettant d'éliminer la charge électrostatique formée par la friction de l'air.



1. Emplanture
2. Longerons
3. Nervures
4. Bord d'attaque
5. Bord de fuite
6. Saumon

Figure 2-5 :constituants de l'aile

A-Surfaces mobiles :

L'aile supporte des surfaces mobiles permettant le pilotage de l'avion :

-gouvernes en roulis : ailerons gouvernes en tangage et en roulis

- gouvernes de profondeur plus ailerons, séparées ou bien regroupées (élevons) sur les ailes "Delta".

-becs et volets hypersustentateurs, aérofreins permettant le contrôle de la portance et de la traînée

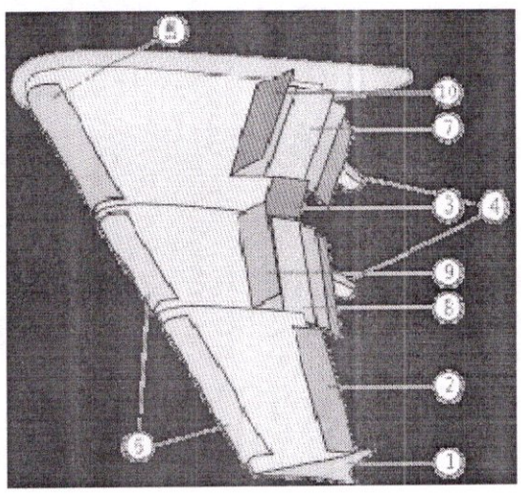


figure 2-6 :partie mobiles dans l'aile

1. Ailette verticale marginale (Winglet en anglais)
2. Aileron basse vitesse
3. Aileron haute vitesse
4. Rail de glissement des volets
5. Becs de bord d'attaque de type Krüger
6. Becs de bord d'attaque de type slats
7. Volets intérieurs de type Fowler
8. Volets extérieurs de type Fowler
9. Spoilers (destructeur de portance)
10. Spoilers / aérofreins

II-1-3-Empennage :

L'empennage est un ensemble de plans fixes et mobiles qui assurent la stabilité et la gouverne en tangage (profondeur) et en lacet (direction) d'un avion L'empennage se compose généralement :

- d'une dérive verticale fixe munie d'un gouvernail (ou gouverne de direction),
- d'une partie horizontale qui peut présenter plusieurs variantes :

-un plan horizontal fixe muni d'une gouverne de profondeur mobile, c'est le type "classique".

-un plan horizontal réglable muni d'une gouverne de profondeur. Le calage du plan horizontal peut être réglé en vol pour assurer l'équilibre convenant aux conditions de vitesse et de centrage (trim).

-un plan horizontal mobile muni d'un volet de profondeur mobile également, l'ensemble formant la gouverne de profondeur. Les deux surfaces pivotent dans le même sens, le volet se braquant plus que la partie avant (empennage des Airbus).

-un plan horizontal "monobloc" mobile muni d'un petit volet arrière; les deux surfaces pivotent dans le même sens, le petit volet arrière servant de trim. de profondeur.

II-1-3-1 LES Différents TYPES D'empennage :

A :Empennage en T :

Le plan de profondeur peut être monté en haut de la dérive :

-Pour échapper au sillage du fuselage et à la déflexion de l'aile.

-Pour échapper à l'effet de sol (stabilité en tangage des avions à effet de sol), Dans le cas des planeurs,

-Pour ne pas accrocher la végétation en cas d'atterrissage dans la campagne.

Figure 2-7 : Empennage en T

B :Empennage en V :

Sur certains modèles, l'empennage est composé de deux parties obliques, réalisant un empennage "papillon".

Exemples : Fouga Magister, Beech V-35, Robin ATL

FIGURE 2-8 : Empennage papillon

Empennage vertical double ou triple sur certains avions, généralement multi moteurs à hélices.

Empennage double

Empennage triple

FIGURE 2-9

II-1-4- Train d'atterrissage :

Les fonctions principales d'un train d'atterrissage consistent à permettre les évolutions au sol jusqu'au décollage (remorquage, taxi…)

L'amortissement de l'impact d'atterrissage, et, grâce à un système de freinage associé, l'arrêt de l'avion sur une distance acceptable.

Le train d'atterrissage peut parfois être équipé de skis ou de flotteurs si l'appareil doit amerrir ou atterrir sur la neige.

Durant les phases de vol, si le train d'atterrissage ne replie pas, le train est fixe, sinon, il est rétractable et rentré pour diminuer la résistance à l'air. Il se loge alors dans la case à train d'atterrissage qui peut se trouver dans le fuselage ou dans les aile

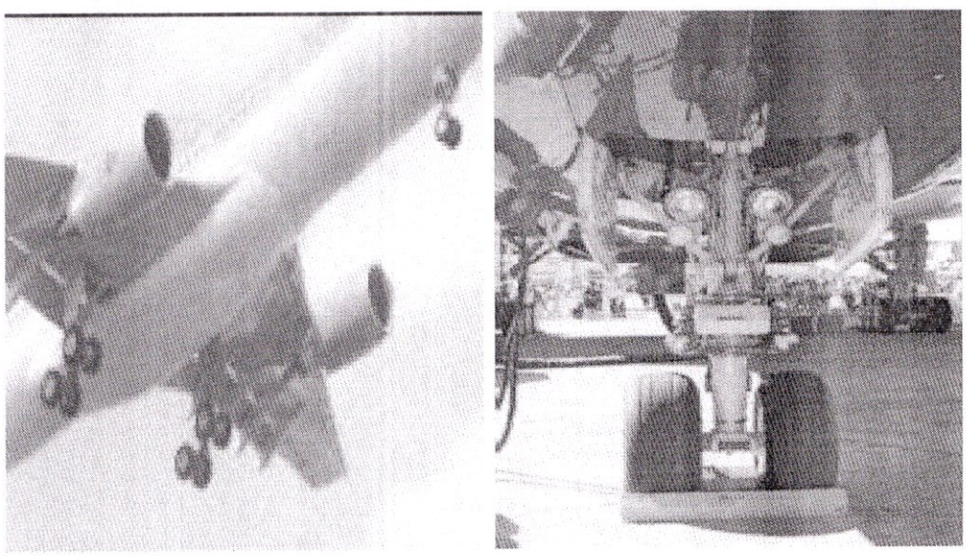


Figure 2-10 Train d'atterrissage

II-1-4-1-Différents types de trains d'atterrissage

Il existe principalement deux types de train d'atterrissage :

a- Les trains « classiques »

(Aussi appelé taildraggers), qui sont composés de 2 trains principaux à l'avant du centre de gravité et d'un train auxiliaire à l'arrière.

b- les trains « tricycles »

Qui sont composés de 2 trains principaux légèrement à l'arrière du centre de gravité et d'une roulette à l'avant.

La plupart des appareils modernes ont un tricycle ou une variante du tricycle.

Les appareils à train classique sont considérés comme étant plus difficiles à faire atterrir et décoller et ainsi, requièrent parfois un entraînement spécifique. Parfois, une petite roue de queue ou un ski est ajouté sur les appareils à tricycle au cas où la queue risquerait de toucher le sol au décollage. C'est le cas du Concorde .Avec le poids toujours plus important des appareils, les trains d'atterrissage comptent de plus en plus de roues. L'Airbus A340 a un troisième train (appelé train central) entre les deux principaux, le Boeing 747 possède cinq trains d'atterrissage

un à l'avant, deux sous les ailes et deux sous le fuselage un peu en arrière, comme l'Airbus A380, qui possède en tout 22 roues. Les avions possédant 3 trains d'atterrissage utilisent la roue avant pour se diriger lorsqu'ils sont sur le tarmac. Le 747 et l'A380, eux, utilisent également les deux trains intérieurs qui peuvent contre-braquer lorsque la roue avant braque, de la même manière que pour les voitures à 4 roues motrices, les roues se braquent dans la direction opposée à celle des roues avant pour faciliter les virages.

Un dysfonctionnement du train d'atterrissage peut conduire à ce que l'on appelle un cheval de bois et avoir pour conséquence la destruction de l'avion.

FIGURE 2-11trains fixe

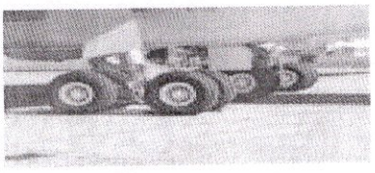


figure 2-12 TRAINS ESCAMOTABLE

II-2-Description sur le SAFIR 143 :

on va vous donner un aperçu générale sur l'avion en question le SAFIR 43, celui que notre travail sera basé dessus.

II-2-1 Introduction :

Le **Safir143** est un avion léger à quatre places, Il est équipé d'une aile basse à géométrie quasi-rectangulaire et calée d'un angle de 3° et une flèche légèrement négative ce qui le distingue par rapport à d'autres avions de sa génération, développé et conçu en Algérie par l'Entreprise de Construction Aéronautique E.C.A, son usage est destiné principalement à l'entraînement des pilotes militaires et civils, mais il peut également remplir d'autres missions telles que la navigation aérienne, les opérations postales et de communication, la surveillance maritime et terrestre, l'évacuation sanitaire ainsi que pour des activités touristiques.

II-2-2 HISTORIQUE :

la firme Zlin fondée en 1934 par Tomas Bata en Tchécoslovaquie, produisait son premier avion. Avec le temps il a pris une place dans le domaine des avions légers d'acrobatie et de tourisme. Depuis la fin de la Seconde Guerre mondiale, les avions Zlin sont conçus et fabriqués par Moravan Narodni Podnik à Otrokovice.

Dans les années soixante, les ingénieurs concentre leurs travaille sur un nouveau biplace léger d'entraînement et de tourisme désigné Zlin 42, qui a les caractéristique suivantes :

-ailes basses formant une légère flèche négative.

- L'empennage était conventionnel, avec une grande dérive et un gouvernail .

- un train tricycle fixe

- la construction est entièrement métallique (sauf en ce qui concerne le fuselage central, couvert de panneaux en fibre de verre).

-Un appareille biplaces côte a côte (avec doubles commandes montées en série) dans un habitacle largement vitre et accessible par une porte de chaque côté.

II-2-3 Le système propulsive :

L'appareil était propulsé par un moteur a piston avec six cylindres en ligne inverse Avia M 137A de 134 kW (180 ch), et c'est sous cette forme que le prototype effectua son vol inaugural, le 17 octobre 1967

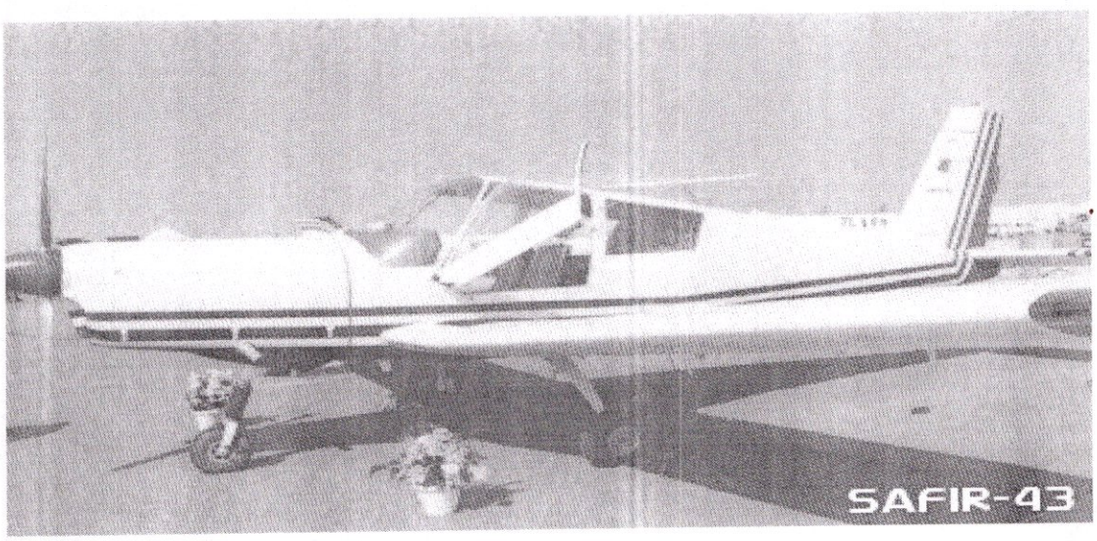
Le Zlin 42 constitua ensuite la base d'un nouvel avion quadriplace d'entraînement et de tourisme, doté d'un moteur Avia M 337 (210 ch) actionnant une hélice à vitesse constante et désigné Zlin 43. Les deux appareils possédaient en commun 80 % de leurs éléments structuraux; le prototype Zlin 43 effectua son premier vol le 10décembre 1968. Une version du Zlin 42 avec la même motorisation que celui du Zlin 43 a volé en 1972 sous le nom de Zlin 42M et a remplace l'ancien modèle sur les chaînes de production.

Les Zlin 43 militaires ont été pris en compte par la Tchécoslovaquie et l'ancienne Allemagne de l'Est (RDA).

le 29 décembre 1978 Désigne la date de premier vole d'un type d'une nouvelle serie apellé Zlin 142,ce nouvel avion est conçu pour assurer tous les stades de l'entrainement, du niveau de base au niveau avancé.

Directement dérivé du Zlin 42M, il est beaucoup mieux équipé que son prédécesseur : éclairage de cabine et d'instruments, ainsi que feux anticollision, de navigation, de roulage et d'atterrissage; avec une instrumentation de vol aux instruments montée en option, il peut servir a l'entraînement au vol de nuit ou aux instruments. Le Zlin 142 bénéficie aussi de quelques améliorations: un moteur Avia M 337K plus puissant, avec un système d'alimentation en huile et en carburant permettant de voler trois minutes sur le dos. Il est également équipé pour le remorquage de planeurs.

Le Zlin142 a pris la relève du Zlin 42M sur les chaînes de montage.



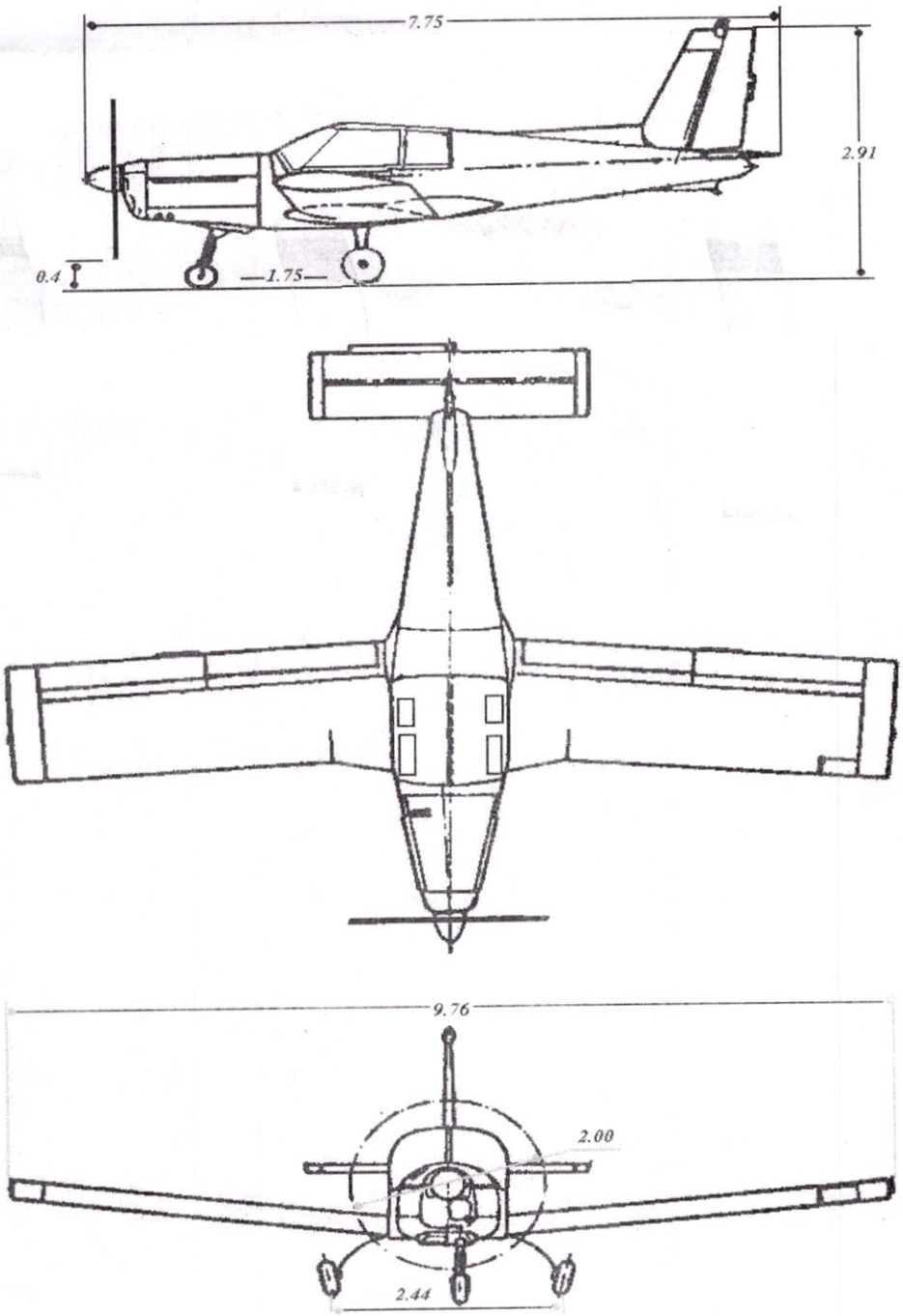


FIGURE 2-14 :DIMENSIONS SAFIR 43

II-2-4 Données techniques fondamentales du SAFIR43 :

Envergure	9.760 m
Longueur	7.750 m
Hauteur	2.910 m
Aile : - profondeur - Montée - Longueur SAT - Surface	 1.420 m 6° 1.460 m 14.500 m
Ailerons : - déviation en haut - déviation en bas - surface 2 x 0.704m²	 21° +-1° 17° +-1° 1.408 m²
Volet de courbure : - position fermée - position décollage - position atterrissage - surface 2 x 0.704m²	 0° 14° +-1° 37° +-1° 1.408 m²
Empennages horizontaux : - déviations de gouvernail de profondeur : ✓ en haut ✓ en bas - surface du stabilisateur - surface du gouvernail de profondeur - surface totale des empennages horizontaux	 30° +1° 27° +1° 1.230 m² 1.360 m² 2.590 m²
Empennages verticaux : - déviations de gouvernail de direction : ✓ en haut ✓ en bas - surface du profilé de quille - surface du gouvernail de direction - surface totale des empennages verticaux	 30° +-2° 30° +-2° 0.540 m² 0.810 m² 1.350 m²
Train d'atterrissage : A. voie de l'atterrissage B. empattement C. dimensions des roues : ✓ train d'atterrissage principal ✓ train d'atterrissage avant D. gonflage des roues	 2.440 m 1.750 m 420x150 mm 350x135 mm 250 KPa

TABLEAU 2-1 :données techniques safir 43

II-2-5 LE Régime A Différentes FIGURES DE VOLE :

régime	puissance		révolution	Pression d'admission	
	KW	CH	Tr /min	KPa	Atm.
Décollage max	154^{+-} 2%	210^{+-} 2.5%	2750^{+-30}	118^{+1}_{2}	$1.2^{+0.01}_{0.02}$
Permanant max	125^{+-} 2%	170^{+-} 2.5%	$2600^{+-3\%}$	98^{+-2}	$1.0^{+-0.02}$
Tourisme max1	103^{+-} 2%	140^{+-} 2.5%	$2400^{+-3\%}$	90^{+-2}	0.92^{+-} 0.02
// // 2	110 max	150 max	$2400^{+-3\%}$	90^{+-2}	0.92^{+-} 0.02
Service courte durée	132^{+-} 2%	180^{+-} 2.5%	2750^{+-30}	100^{+-2}	1.02^{+-} 0.02

Tableau 2-2

II-2-6 Propriétés de l'aile :

-Angle de dièdre : 6°
- Angle de flèche : 0°
-Surface alaire : 14.500 m^2
-L'angle de calage : 3°

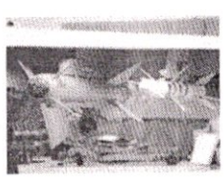
II-2-7Les déférents profils utilisés :

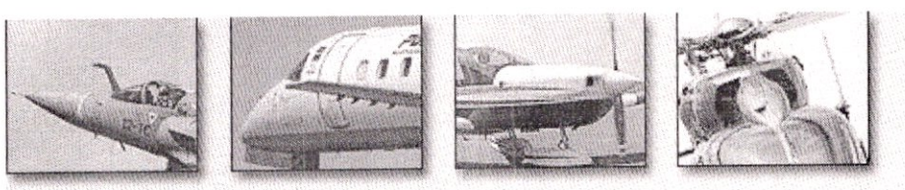
-Profondeur : NACA0010

-La dérive : NACA0008

Chapitre III

CONCEPTION ET MAILLAGE DE MODELLE





III.1.Introduction:

La simulation numérique est l'un des outils permettant de simuler des phénomènes réels.

Appelée aussi simulation informatique, elle désigne un procédé selon lequel on exécute un programme informatique sur un ordinateur en vue de simuler par exemple un phénomène aérodynamique simple ou complexe (ex : écoulement autour d'un profil, transfert de la chaleur et de masse, les écoulements marginaux).

Les simulations numériques aérodynamiques reposent sur la mise en œuvre de *modèles théoriques* utilisant souvent la technique dite des *éléments finis*. Elles sont donc une adaptation aux moyens numériques de la modélisation mathématique, et servent à étudier le fonctionnement et les propriétés d'un fluide modélisé ainsi qu'à en prédire son évolution. On parle également de calcul numérique.

La qualité des résultats obtenus dépend essentiellement du :

1-Niveau de complexité du problème étudié.

2-Des logiciels utilisés (gambit-Fluent).

3-Des performances de la machine de calcul (PC, RAM, capacité disque dur).

4-Du savoir faire de l'utilisateur (maîtrise et spécialisation dans le domaine étudié et expérience dans le domaine de la simulation numérique). **[15]**

III.2 Les avantages de la simulation numérique :

On reconnaît aujourd'hui la simulation numérique comme un moyen de conception efficace et indispensable à l'élargissement du champ d'application de l'aérodynamique [13]. Dans la phase de conception d'un nouveau design d'avion, par exemple, la simulation numérique donne l'occasion :

— de simuler des phénomènes physiques complexes;

— d'étudier les interactions de plusieurs disciplines (thermodynamique, aéroélasticité, etc.);

— d'améliorer les modèles théoriques en passant des fluides parfaits (équations d'Euler) aux fluides réels (équations de Navier-Stokes);

— de mieux optimiser l'appareil en tenant compte d'un plus grand nombre de paramètres, donc en se rapprochant de plus en plus de l'écoulement réel;

— de raccourcir la durée de mise au point du prototype final.

— La conduite d'une étude numérique devient de plus en plus économique et abordable grâce aux moyens de calcul actuels contrairement aux études expérimentales indispensables mais par fois très coûteuses

III.3 Méthode de la simulation numérique :

- Méthodes de Runge-Kutta pour le traitement numérique des équations différentielles;
- Simulation atomistique en physique des matériaux;
- Méthode de Monte-Carlo en physique statistique, physique des matériaux, physique nucléaire, physique des particules, mathématiques, statistiques et économétrie;
- Méthode ab initio en mécanique quantique, chimie quantique;
- Discrétisation des équations (éléments finis, volumes finis, différences finies) en mécanique, aérodynamique, acoustique;
- Dynamique moléculaire, Dynamique d'amas en chimie, physique;
- Simulations PIC (Particle-in-Cell) en physique.
- Méthode des éléments finis ou Méthode des caractéristiques pour le traitement des équations aux dérivées partielles;

Dans notre cas on va utiliser la méthode des éléments finis. **[11]**

III. 4 Etapes d'une simulation numérique :

III.4.1. Processus de départ :

Préparation des données du problème (géométrie, génération du maillage de discrétisation, définition du processus, détermination des propriétés des conditions aux limites).du domaine de calcul, phénomènes physiques du fluide, spécification.

III.4.2. Simulation proprement dite :

Différences finis, Eléments finis, volumes finis, méthodes spectrales

III.4.3. Processus radical :

Visualisation du domaine de calcul et du maillage, tracé des vecteurs de vitesse et des lignes de courant, contours, extractions de surfaces bien définis, manipulation des graphes (translation, rotation, et redimensionnement), exportation des figures sous format Windows Meta Files (wmf) et pst script (Ps).

III.5 Les conditions aux limites :

Les conditions aux limites sont faites universellement et normalisé pour rendre la simulation numérique moins complexe et sont comme suit :

III.5.1. La condition de parois solides :

Elle permet de modéliser le fluide en contact avec un élément solide (profil et paroi de la veine). La vitesse normale aux parois solides est imposée nulle, et la vitesse tangentielle est considérée égale à la vitesse de la paroi.

✓ La méthode des différences finies consiste en une discrétisation des opérateurs différentiels sur une grille de pas d'espace fixe à l'aide de développements de Taylor tronqués.

✓ La méthode des éléments finis s'appuie sur une formulation variationnelle d'équation aux dérivées partielles .il n'existe pas de formulation variationnelle pour toute équation aux dérivées partielles. les méthodes d'éléments finis ne sont pas bien adoptées à la résolution numérique d'équations non linéaires dans le cas de la mécanique des fluides.

✓ La méthode des volumes finis est la méthode de choix pour les équations de conservation non linéaires.

III.7.2. Définition :

Le domaine de calcul est divisé en une série de sous domaines appelés volumes de contrôle.

Ces volumes de contrôle enveloppent tout le domaine de calcul sans chevauchement, de telle façon que la somme de leurs volumes soit égale exactement au volume du domaine de calcul.

Un point est positionné au centre de chaque volume et est appelé centre du volume de contrôle, il sera noté *P*, ***Figure (II- 1)***. Les nœuds des volumes voisins seront notés suivant leurs positions *N, S, W, E, T* et *B* (se rapportant aux directions *North, South, West, East*, *Top* et *Bottom* respectivement). Dans la méthode des volumes finis les lois de conservation (de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie) sont exprimées localement sous une forme intégrale.

La pierre angulaire de cette méthode réside dans le théorème de Gauss (appelé aussi le théorème de la divergence ou théorème d'Ostrogradski) et qui permet de transformer une intégrale de volume en une intégrale de surface.

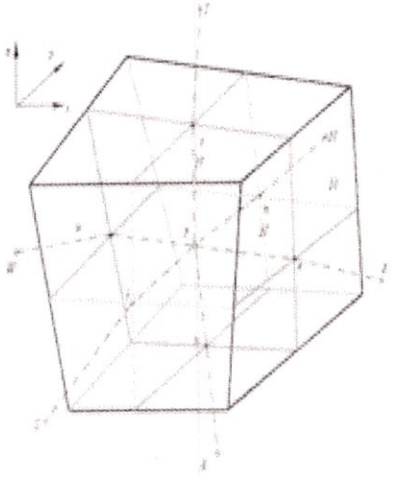


Figure (III- 1) : Volume de contrôle dans un maillage tri dimensionnel non orthogonal.

La clé de la méthode des volumes finis réside dans l'application du théorème de la divergence, qui permet de changer une intégrale de volume en intégrale de surface. **[9]**

$$\int_A \rho(u.n).\phi.dA = \int_A \Gamma_\phi grad(\phi).n.dA + \int_{cv} S_\phi dV \qquad \text{[III-1]}$$

Où n est le vecteur unitaire perpendiculaire à la surface d'intégration A (on a privilégié la lettre A pour la surface d'intégration pour éviter toute confusion avec le terme source qu'on a déjà désigné par la lettre S). L'équation précédente s'écrit sous la forme :

$$\sum_f \rho(u.n)_f A_f \phi_f = \sum_f \left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial n} \right) .A_f + \overline{S_\phi}.\Delta V \qquad \text{[III-2]}$$

$f = e, w, n, s, t$ et b Où f : représente la face d'intégration.

III.7.3. Les Avantages de la méthode des volumes finis :

La méthode des volumes finis jeu un rôle principal en CFD principalement pour deux raisons :

- Elle assure une discrétisation conservative de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie.
- Elle s'applique sur un maillage non régulier sans le passage par une transformation des coordonnées. Par conséquent elle peut s'appliquer avec un maillage non structuré (très apprécié pour les géométries complexes).

III.7.4. Problème du terme source :

Le terme source est scindé en deux parties suivant l'équation :

$$\overline{S} = S_u + S_p \phi_p \qquad \text{[III-3]}$$

Où S_u et S_p peuvent être ou ne pas être fonction des variables indépendantes du problème.

On note ici que le taux de convergence et la stabilité des calculs sont étroitement liés à la manière de définir les deux constantes de linéarisation ci-dessus. La principale condition à respecter, en vue d'assurer la dominance diagonale de la matrice résultante, est que S_p doit représenter une quantité négative.

III.7.5. Problème du terme de diffusion :

Le terme de diffusion définit par :

$$\sum_f (\Gamma_\phi)_f \left(\frac{\partial \phi}{\partial n} \right)_f A_f \qquad \text{[III-4]}$$

Sera approximé par :

$$\left(\frac{\partial \phi}{\partial n}\right)_f = \frac{\phi_N - \phi_P}{d_{NP}} \qquad \text{[III-5]}$$

Où N représente le volume voisin ayant la facette d'intégration f en commun avec le volume P.

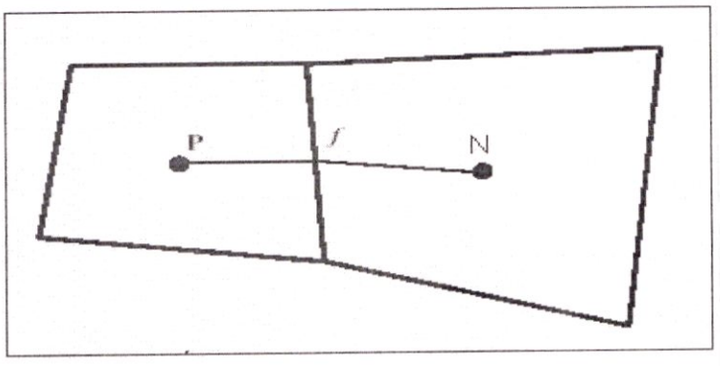


Figure (III- 2) : Volume de contrôle (2D), maillage non orthogonal.

d_{NP} est la distance entre les points P et N et $(\Gamma_\phi)_f$ peut être estimé par une simple

Interpolation linéaire

$$(\Gamma_\phi)_f = \alpha_f (\Gamma_\phi)_P + (1-\alpha_f)(\Gamma_\phi)_N \qquad \text{[III-6]}$$

Où α_f est un coefficient d'interpolation définit par :

$$\alpha_f = \frac{d_{Nf}}{d_{Nf} + d_{fP}} \qquad \text{[III-7]}$$

- d_{Nf} et d_{fP} se rapportent aux distances entre le point N - f, et f - P respectivement.

III-8.L'embarra du choix du model :

Le choix entre ces modèles est basé principalement sur les résultats que donne chacun des modèles suivant les conditions aux limites déjà prédéfinies. Il est vrai qu'un modèle peut donner plusieurs résultats par rapport à un autre modèle, mais ceci est dû principalement à la nature du cas étudiés et à la correspondance modèle de turbulence-conditions aux limites. Mais, il faut garder à l'esprit que si tous ces modèles existent simultanément, c'est qu'actuellement aucun d'entre eux n'a vraiment réussi à faire l'unanimité parmi les chercheurs.

Le modèle utilisé est le modèle ***Spalart-Almaras*** à une équation qui dépend d'un paramètre $\tilde{\nu}$ (viscosité turbulente cinématique) est associé à l'hypothèse de Boussinesq. La raison de ce choix est basée sur le concept de viscosité turbulente, le modèle est placé dans des catégories qui traitent une couche limite turbulente.

III-9.Etapes de travail :

Les méthodes numériques sont indispensables à la réalisation de programmes de calculs ou codes de calcul. En particulier, pour les aérodynamiciens qui ne bénéficient pas d'un laboratoire permettant de valider leurs théories à partir d'expériences renouvelables à loisir et contrôlables, ces outils sont le seul moyen de simuler ou de modéliser les phénomènes que nous observons, de les interpréter et de les comprendre. Rappelons que les méthodes numériques sont en effet présentent dans toutes les disciplines de l'Aérodynamique moderne, la physique des galaxies, la physique extragalactique, etc. S'il est vrai qu'il existe une très grande diversité de méthodes numériques avec lesquelles ont peut, en pratique, quasiment tout faire, certains problèmes (par exemple en traitement du signal ou en mécanique des fluides) ont nécessité la mise au point de méthodes très spécifiques. Dans notre cas on a affaire à la méthode des volumes finis, et on devra résoudre les équations de Navier-Stokes qui sont encore limitée dans la simulation numérique pour des nombres de Reynolds modérés.

Notre travail se déroulera en 3 phases :

-Construction et dessin avec SolidWorks

-Le maillage avec Gambit

-Un solveur numérique en volumes finis qui est Fluent.

III-9.1 SolidWorks :

III-9.1.1Historique de SolidWorks :

Tout a commencé en 1993, lorsque Jon Hirschtick, fondateur de SolidWorks, a engagé une équipe d'ingénieurs pour créer une société de développement de logiciels de CAO 3D simples d'utilisation. Depuis, la société est devenu le principal fournisseur de technologies de CAO 3D, proposant des outils intuitifs et performants pour aider les équipes de conception à concevoir de meilleurs produits.

Cette équipe a développé la première technologie de CAO 3D capable de fonctionner sur une plate-forme Windows intuitive qui n'impliquait pas d'utiliser des matériels et des logiciels coûteux à manipuler et qui, elle-même, ne coûtait pas une fortune.

En 1995, la première version du logiciel SolidWorks est arrivée sur le marché. En deux mois, cette application était déjà reconnue par l'ensemble du secteur comme la nouvelle référence affichant une simplicité d'utilisation hors du commun.

En juin 1997, le géant mondial des technologies de cycle de vie des produits Dassault Systèmes S.A a acheté SolidWorks.

III-9.1.2 Familiarisation :

SolidWorks est un modeleur 3D utilisant la conception paramétrique. Il génère 3 types de fichiers relatifs à trois concepts de base : la pièce, l'assemblage et la mise en plan. Ces fichiers sont en relation. Toute modification à quelque niveau que ce soit est répercutée vers tous les fichiers concernés.

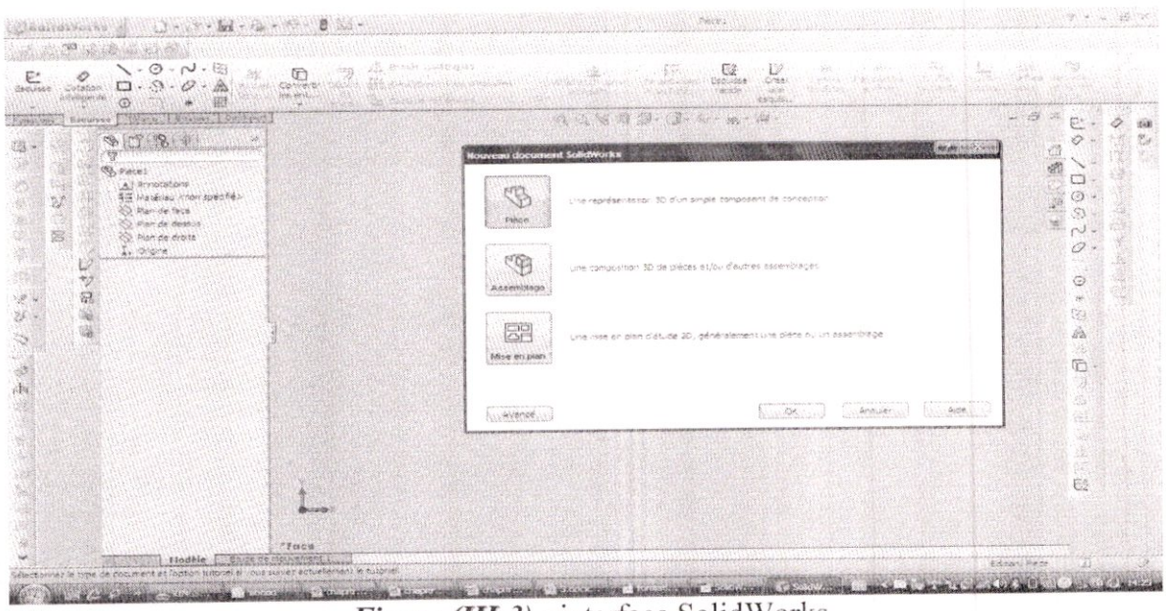


Figure (III-3) : interface SolidWorks

III-9.1.3 Les pièces :

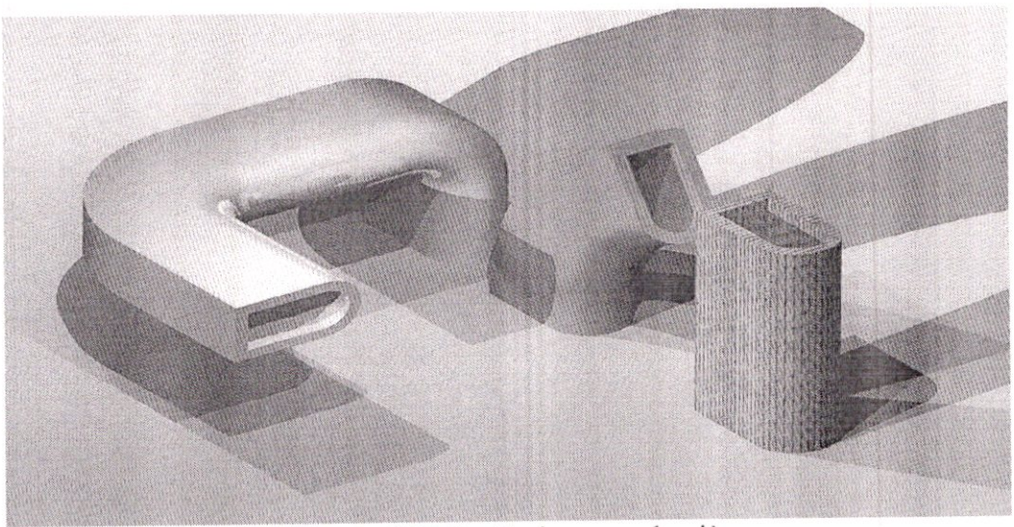


Figure (III-4) : Trois genre de pièce.

La pièce est l'objet 3D monobloc. La modélisation d'une telle entité dépendra de la culture de l'utilisateur. Comme de nombreux logiciels conviviaux, SolidWorks permet d'aboutir à un même résultat apparent par des voies souvent différentes. C'est lors de la retouche de ces fichiers ou de leur exploitation qu'on appréciera la bonne méthode.

Une pièce est la réunion d'un ensemble de fonctions volumiques avec des relations d'antériorité, des géométriques, des relations booléennes (ajout retrait)...

Cette organisation est rappelée sur **l'arbre de construction** ***Figure (II-5)***

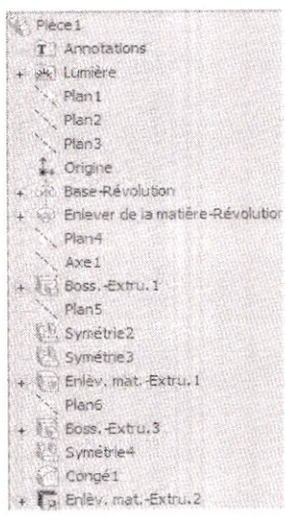


Figure (III-5) : **Arbre de construction.**

Chaque ligne est associée à une fonction qu'on peut renommer à sa guise.

Parmi les fonctions génératrices on trouve :

• l'extrusion : déplacement d'une section droite dans une direction perpendiculaire à la section. La section est définie dans une **esquisse** (qui apparaît alors dans l'arbre de création comme élément générateur de la fonction). Cette esquisse contient l'ensemble des spécifications géométriques (cotation) nécessaires à la complète définition de la section.

Cet ensemble de cotes auquel il faut ajouter la (ou les) longueur d'extrusion constitue l'ensemble des paramètres de la fonction ; il est possible de les modifier une fois la fonction validée.

• la révolution : déplacement d'une section droite autour d'un axe, ou extrusion suivant un cercle ou un arc de cercle.

• le balayage : déplacement d'une section droite le long d'une ligne quelconque. Lorsque la génératrice de balayage est gauche, l'esquisse est en 3 dimensions. **[6]**

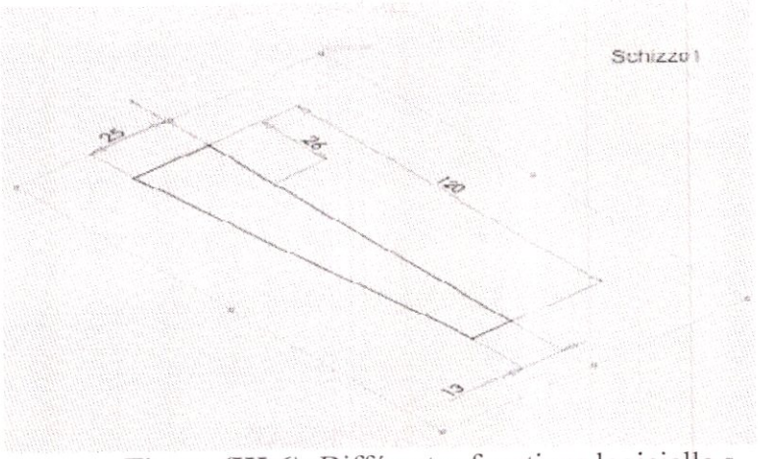


Figure (III-6): Différentes fonctions logicielle.s

D'autres fonctions, plutôt orientées métier intègrent des notions qu'il serait fastidieux de modéliser :

- **congés**
- **chanfreins,**
- **nervures,**
- **dépouilles,**
- **coque** (permettant d'évider un objet en lui conférant une épaisseur constante),
- **trous normalisés** (perçages, mortaises...),
- **plis de tôle...**

III-9.1.4 L'assemblage :

Les assemblages sont obtenus par la juxtaposition de pièces. La mise en position de pièces est définie par un ensemble de **contraintes d'assemblage** associant, deux entités respectives par une relation géométrique (coïncidence, tangence,

coaxialité...). Dans une certaine mesure, ces associations de contraintes s'apparentent aux liaisons mécaniques entre les pièces. Le mécanisme monté, s'il possède encore des mobilités, peut être manipulé virtuellement. On peut alors aisément procéder à des réglages à l'aide des différents outils disponibles (déplacement composants, détection de collision ou d'interférence, mesure des jeux, etc.) Comme pour les pièces, la gestion de l'ensemble est portée par un arbre de création qui donne accès à l'arbre de création de chaque pièce. Il est d'ailleurs possible d'assembler des *assemblages*, donc de former des *sous-groupes* de pièces. Cette opération étant préalable ou en cours d'édition.

III-9.1.5: Les pièces mise en plan :

Les mises en plan concernent à la fois les pièces (dessin de définition) ou les assemblages (dessin d'ensemble).

Pour aboutir à un plan fini d'une pièce on peut estimer mettre 2 fois moins de temps qu'avec un outil DAO (temps de conception et exécution du dessin). En effet, en DAO, chaque trait est indépendant, et c'est au dessinateur de savoir quelles entités graphiques sont concernées par une modification. Le logiciel 3D ne fait qu'une projection de l'objet. Les modifications éventuelles sont opérées sur l'objet représenté, et ne concernent pas directement le plan.

SolidWorks par défaut propose ses propres fonds de plan. Mais il est possible de les faire soi-même ; Il existe deux types de fond de plan :

• Le fond de plan statique, où il faut remplir à la main chacun des champs.

• Le fond de plan dynamique, où il se remplit automatiquement suivant les paramètres mis dans l'assemblage ou dans la pièce.

• Des modèles sont proposés (équivalent du *.dot* de Word).

III-9.1.6Les extensions des fichiers :

La simple ouverture d'un fichier dans une version ultérieure le rend inutilisable pour toutes versions antérieures.

Vu leur très faible interopérabilité et le fait que leur contenu soit sauvé sans que l'on utilise la commande de sauvegarde, ces fichiers Solidworks ne doivent pas être considérés comme des sauvegardes à long terme d'un contenu, mais comme une simple extension de la mémoire physique ayant la propriété de rémanence.

Chaque type de fichier possède une extension qui lui est propre. On retrouve :

• .sldprt, pour les fichiers pièce

• .sldasm, pour les fichiers assemblage

• .slddrw, pour les fichiers plans

• .slddrt, pour les fichiers de fond de plan

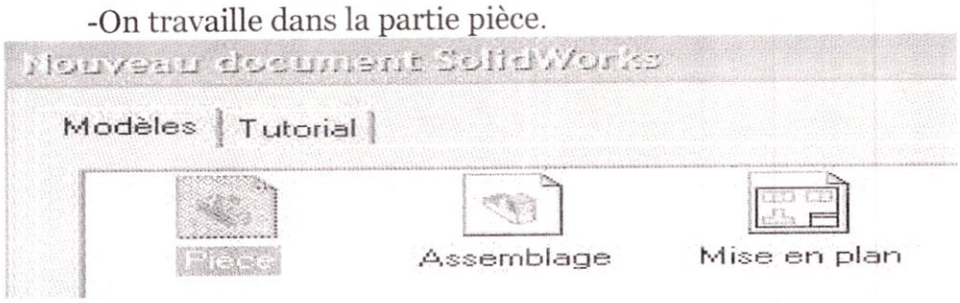
Certains formats proposés par le logiciel permettent d'envisager une sauvegarde à long terme.

III-9.2.Application sur SolidWorks :

Pour construire la géométrie de notre avion sur le SolidWork on procède comme suit :

III-9.2.1 construction des Pièces :

-On travaille dans la partie pièce.



A-Fuselage :

Pour la précision, nous avons devisé le fuselage en plusieurs profiles circulaire esquissé dans plusieurs plans de conception parallèles et avec une seul référence x, y, z, le nombre des profiles (sections) dépend de la géométrie générale du fuselage. ***Figure (III-7).***

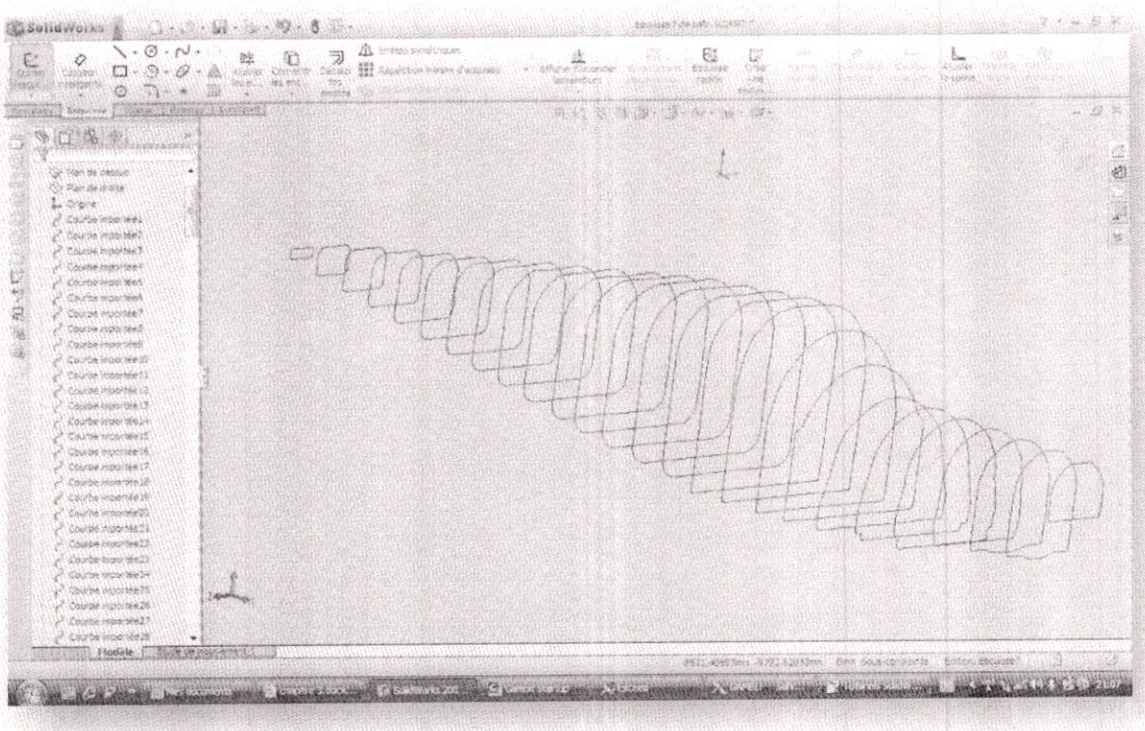


Figure (II-7): Fuselage en plusieurs sections .

- Pour crée une masse volumique, en reliant les sections circulaires à l'aide des fonctions **Base/Bossage extrudé**, et **lissage**.
- On applique la fonction volumique pour les deux directions arrière et avant (cache moteur). ***Figure (III-8)***, ***Figure (III-9)***.

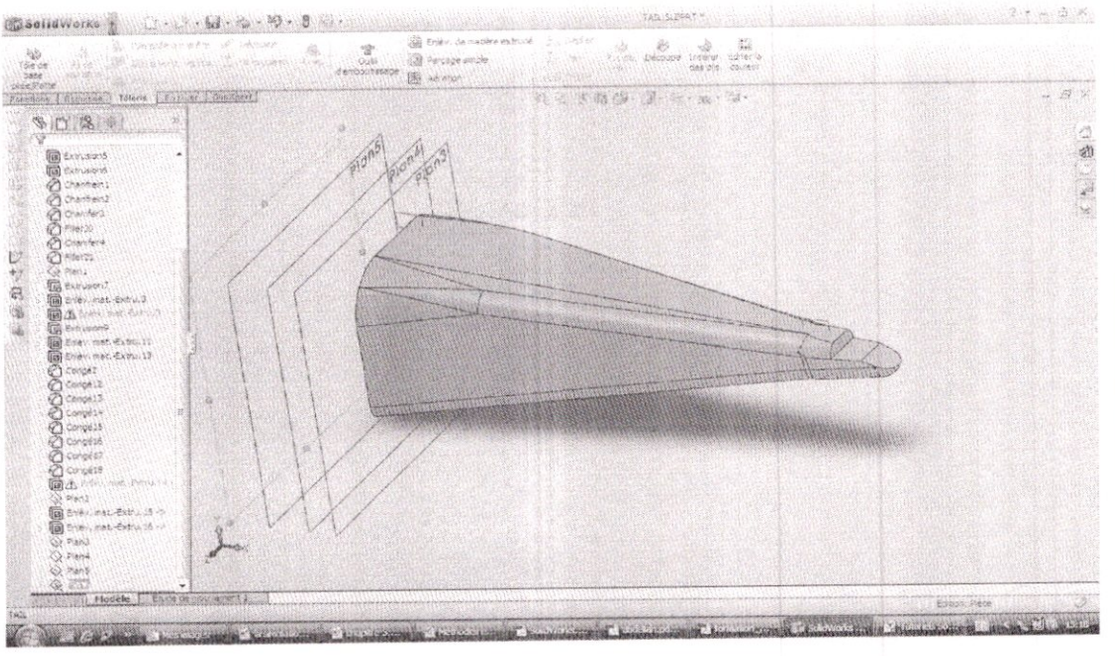


Figure (III-8): Fuselage coté arrière.

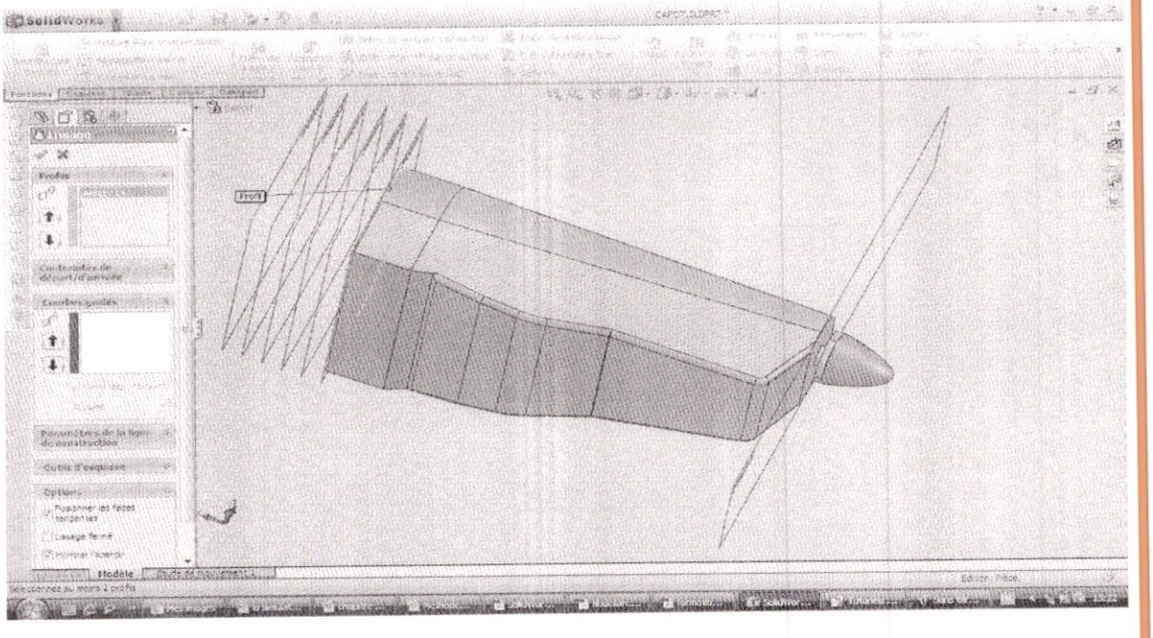


Figure (III-9): Fuselage coté cache moteur.

Toute en réalisant la forme générale de fuselage. ***Figure (III-10)***.

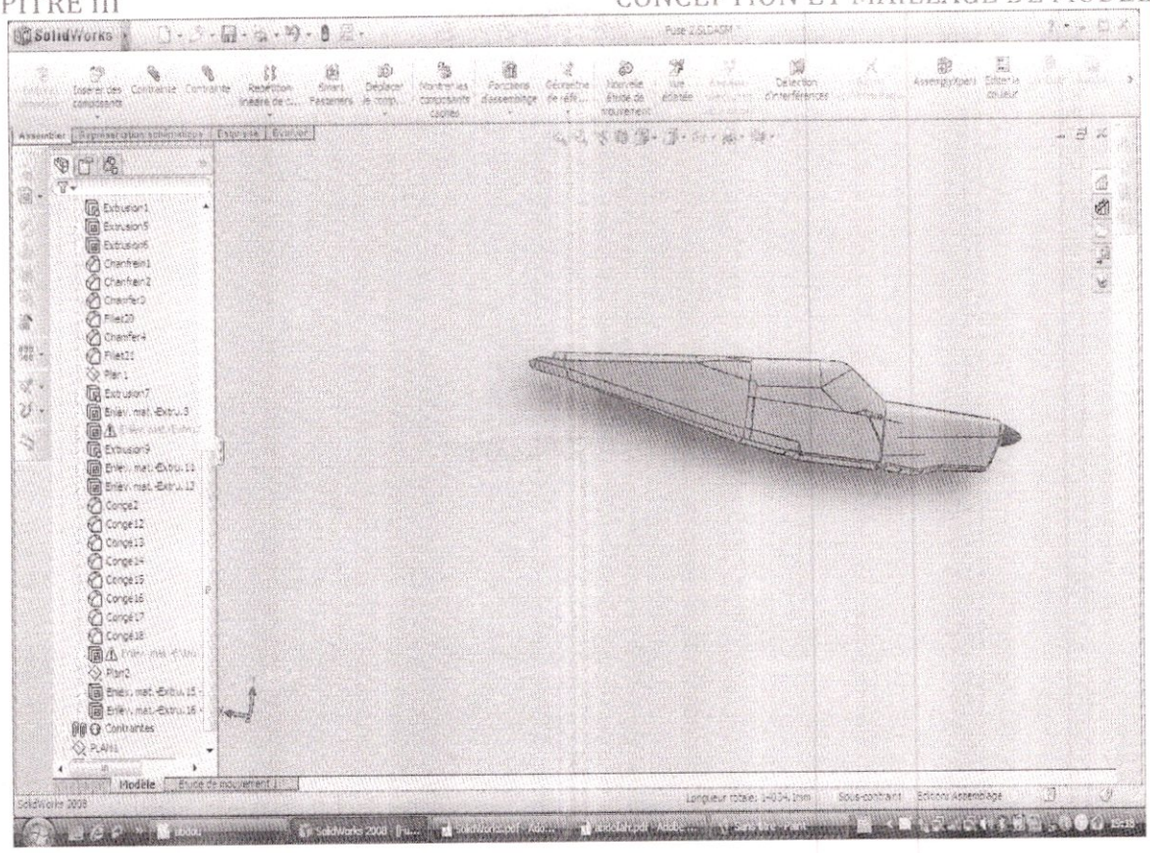


Figure (III-10): La forme finis du fuselage.

B- les ailes :

Chaque demi aile sur l'appareille se compose de trois profiles différentes, et pour les dessiner nous avons reproduit des points réelles de chaqu'un par rapport à une référence x, y, z ; en reliant les différents points sur un plan esquissé, on obtient les trois profiles sur trois plans de référence avec une distance bien déterminer. **Figure (III-11).**

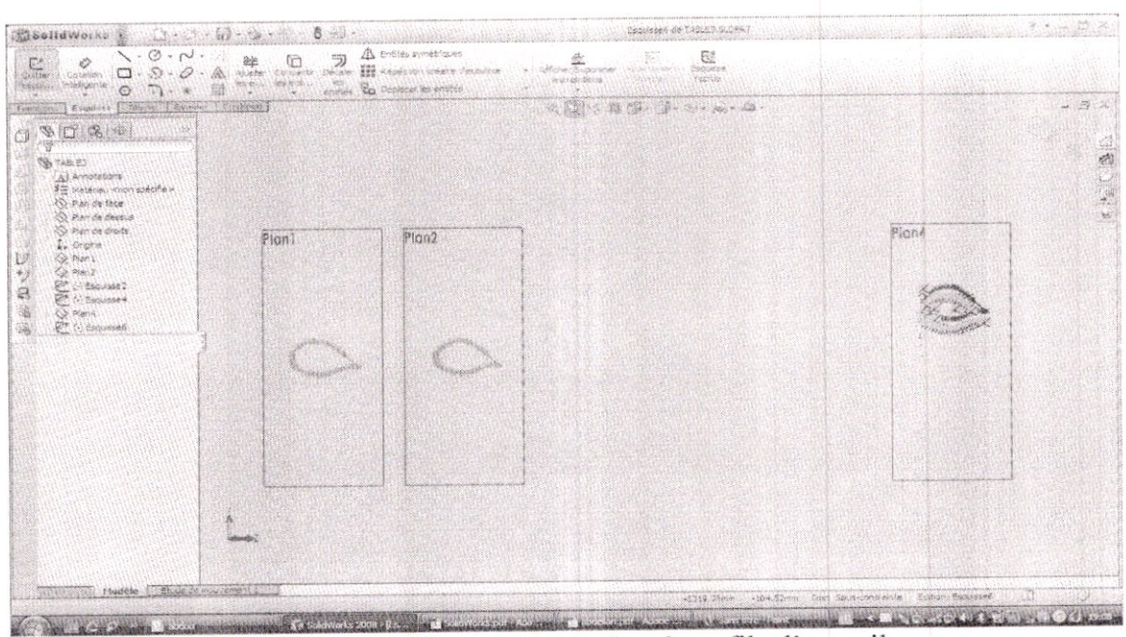


Figure (III-11): Les 3 profils d'une aile .

On utilise la commande **Base/Bossage** par **lissage** sur trois profiles circulaires. ***Figure (II-12).***

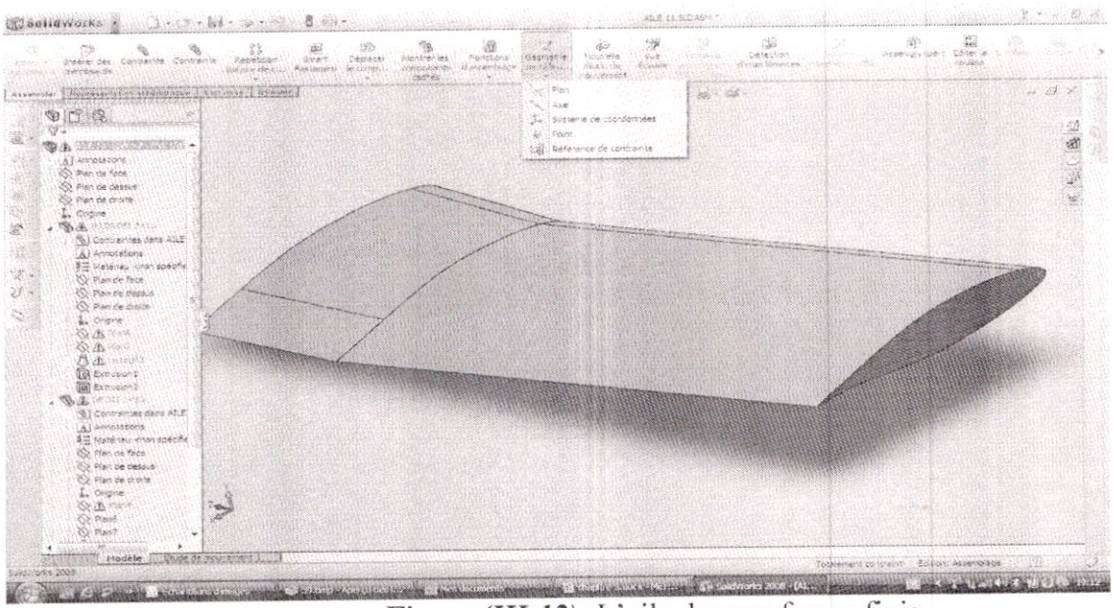


Figure (III-12): L'aile dans sa forme finis.

Suivre les mêmes procédures pour l'autre demi aile.

C- Gouverne de direction :

Le dessin est réalisé suivant le **lissage** de deux profiles symétriques, qui sont reproduit avec des points bien calculé sur deux plans, et pour les dernières ajustements on utilise les fonctions **Enlèvement de matière extrudé**, **Congés et arrondis** **Figure (II-13).**

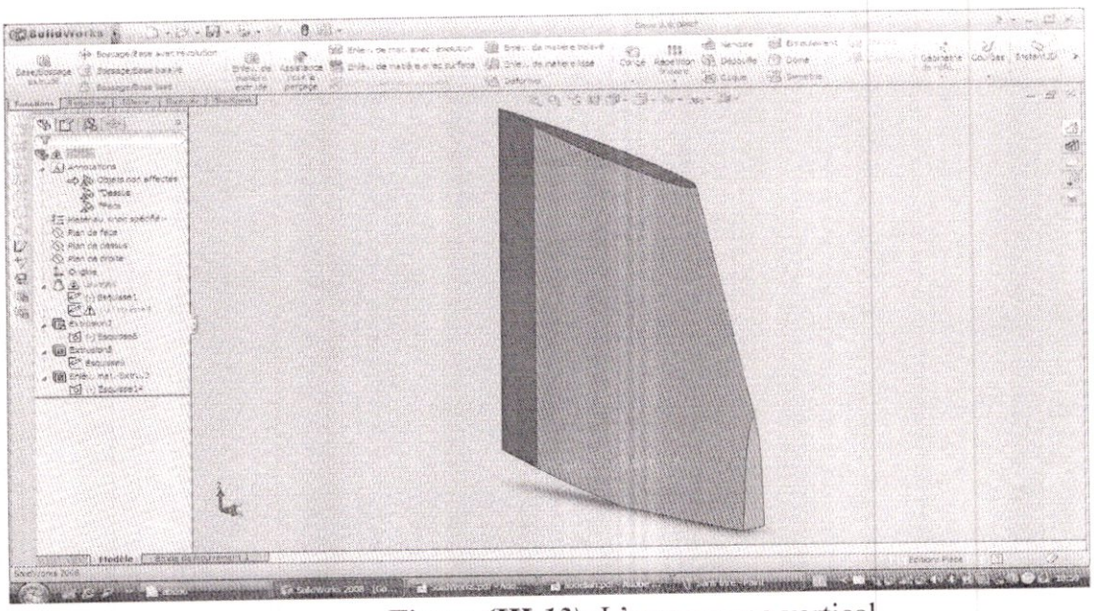


Figure (III-13): L'empennage vertical .

D- Gouverne de profondeur :

Par la fonction **Base/Bossage extrudé** sur un profile symétrique esquissé sur un plan de référence, tout en donnant la longueur précis de l'extrusion **Figure (III-14).**

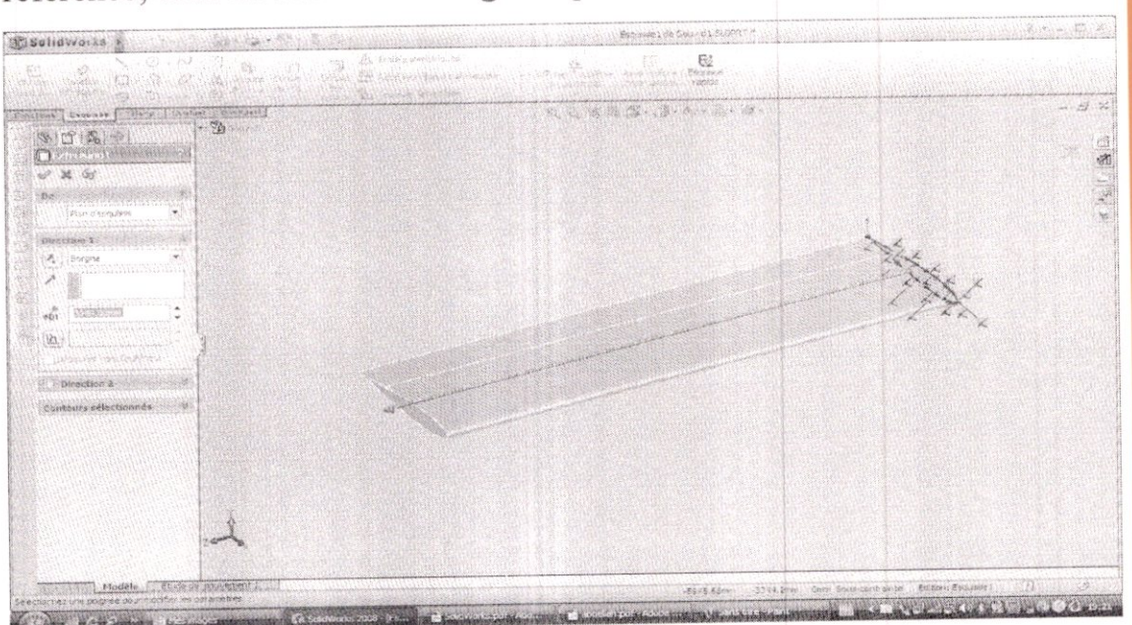


Figure (III-14): L'empennage horizontal.

E- Trains d'atterrissage:

On commence le dessin des trains avec les roues, suivant d'un cercle esquissé, on fait le bossage du cercle calculé puis les fonctions d'ajustement d'une pièce, telle que **Congés et arrondis** , **Chanfrein** **Dôme** avec des arcs et des rayons calculés, et pour les lames du train principale c'est des rectangle avec bossage et arrondissement puis on définie la forme grâce à la fonction de flexion **Figure (III-15).**

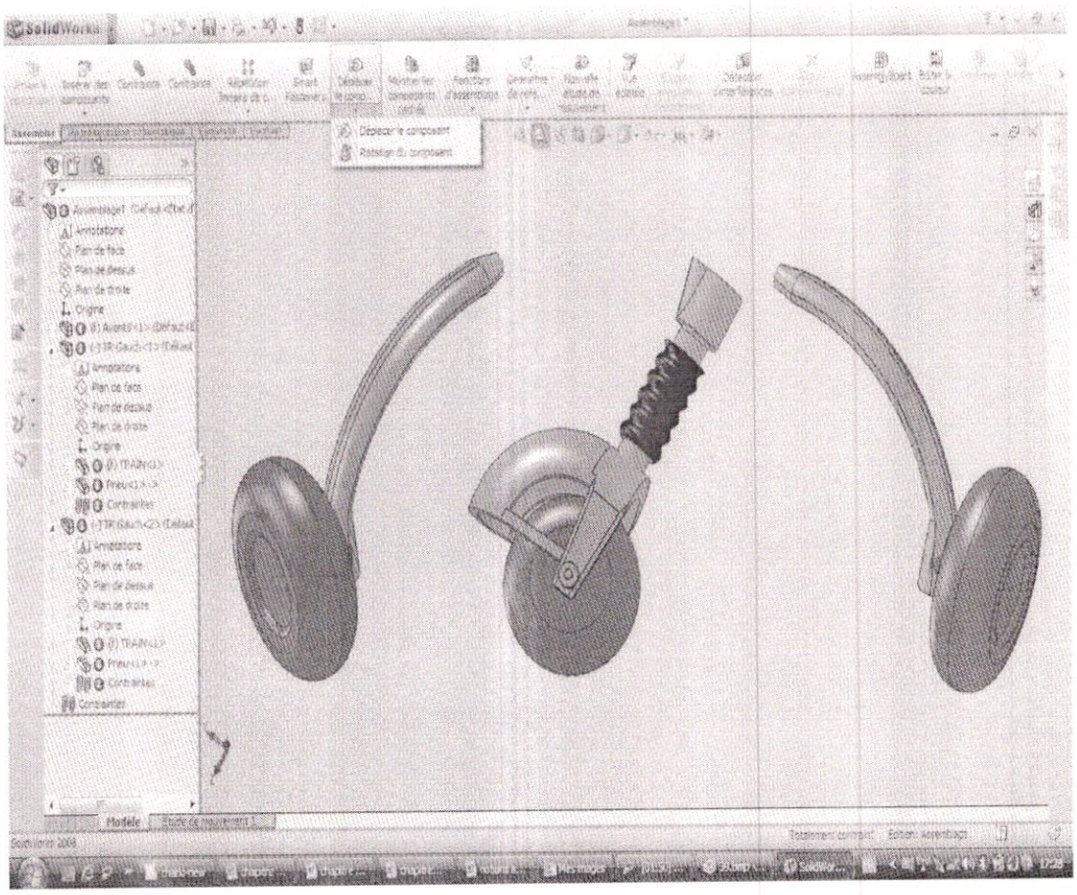


Figure (III15): Le train d'atterrissage avant et arrière .

F- L'HELICE :

On a commencé par la tête de l'hélice à l'aide de la fonction révolution puis viens le tour des deux palles, on mettant 3 plans pour chacune des deux palles, on utilise la fonction lissage mais avec un angle bien précis entre les deux premiers plans ensuite on termine les bouts d'ailes avec la fonction dôme , et la deuxième palle il suffit de faire un plan de symétrie ou d'utiliser la fonction répétition circulaire .

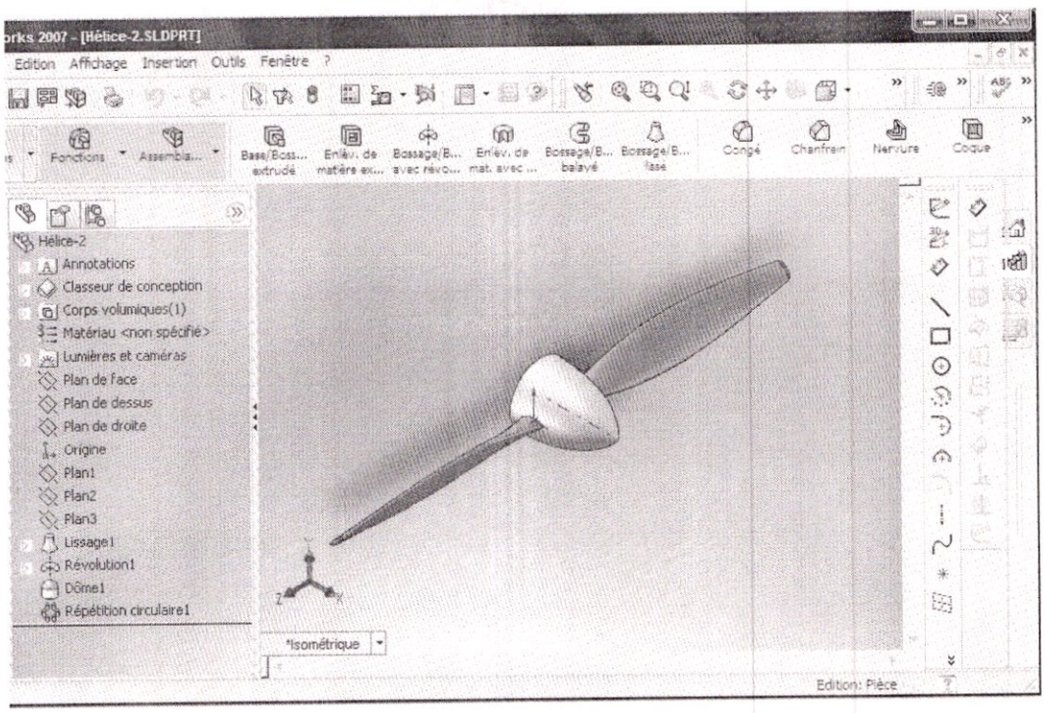


Figure (III-16): Forme finale de l'hélice.

III-9.2.2 Assemblage :

Dans la partie assemblage nous avons ramené tous les pièces réalisé avant, puis on les assemble a travers des contraintes de construction (des lignes, des surfaces et des arrêts) et des fonctions d'assemblage tell que blocage ; tout en conservant la forme aérodynamique de l'avion et pour cela on défini l'angle de dièdre, flèche de voilure, l'angle de calage et l'emplacement de la dérive et train avant. ***Figure (III-17)***, ***Figure (III-18)***.

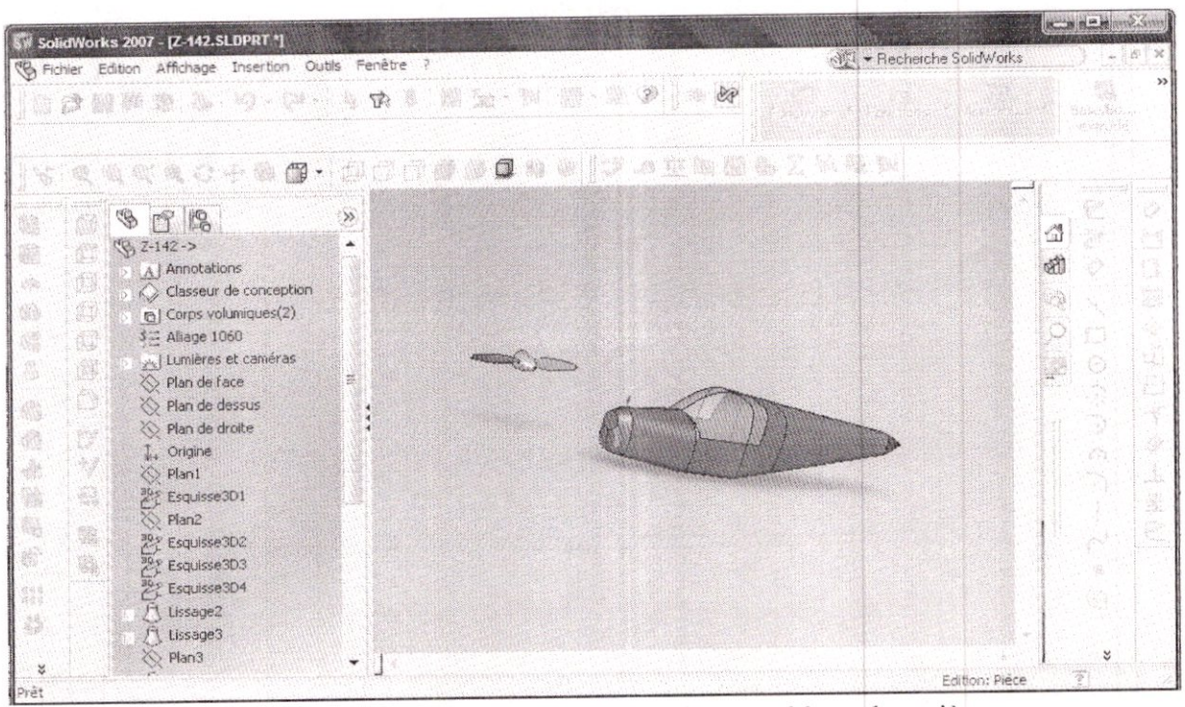


Figure (III-17): Début d'Assemblage des pièces.

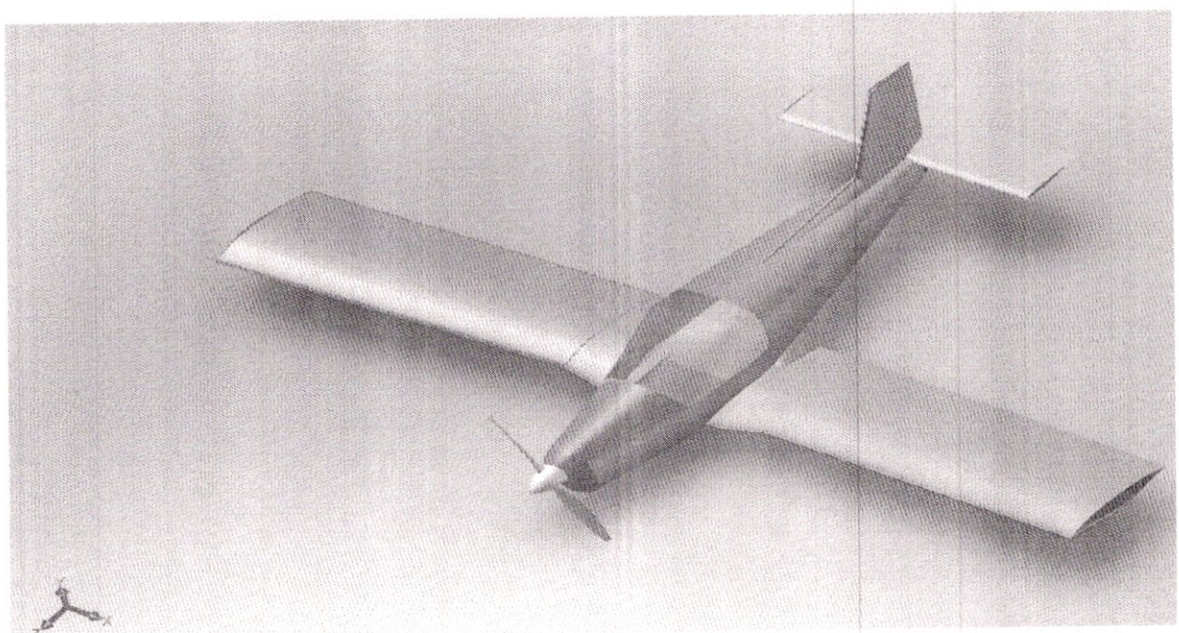


Figure (III-18): L'avion Safir 143 avec dimensions réelles.

Après l'assemblage des pièces, on ajoute les stabilisateurs qu'on a sur l'avion puis à l'aide de la fonction **joindre** on transforme les pièces assemblé dans un seul volume, et on fait la vérification de la géométrie.

Enregistré le travaille sous des extensions différentes comme **sat, step, igs, sldprt...**Pour nous pouvons travailler sur d'autres logiciels avec la même géométrie. **[11]**

III-9.3 Gambit et le code de calcul :

III.9.3.1 : Initiation :

GAMBIT est un logiciel de DAO et de génération de maillage.

FLUENT est un Code de calcul CFD (Computational Fluid Dynamics) capable de simuler des problèmes des écoulements de fluide. Il est basé sur la méthode des volumes finis pour résoudre les équations régissant les écoulements fluides.

Fluent peut modéliser les phénomènes suivants:

- Écoulement dans des géométries 2D ou 3D en utilisant des maillages adaptatifs non structurés.
- Écoulement incompressible ou compressible.
- Analyse stationnaire ou i stationnaire.
- Écoulement non-visqueux, laminaire ou turbulent.
- Écoulement Newtonien ou non-Newtonien.
- Transferts de chaleur par convection, naturelle ou forcée.
- Transfert de chaleur couplé conduction/convection.
- Transfert de chaleur par rayonnement.
- Repère de référence inertielle (stationnaire) or non-inertiels (en rotation).
- Mélange et réaction d'espèces chimiques, incluant des modèles de combustion et des réactions de surface.
- Source volumique arbitraire de chaleur, masse, quantité de mouvement, turbulence, et espèces chimiques.
- Calculs de trajectoires Lagrangiennes pour une phase dispersée de particules/gouttes/bulles, incluant le couplage avec la phase continue.
- Écoulement à travers les matériaux poreux.
- Modèles pour turbine 1D/échangeur de chaleur.
- Écoulements à surface libre avec surfaces complexes.

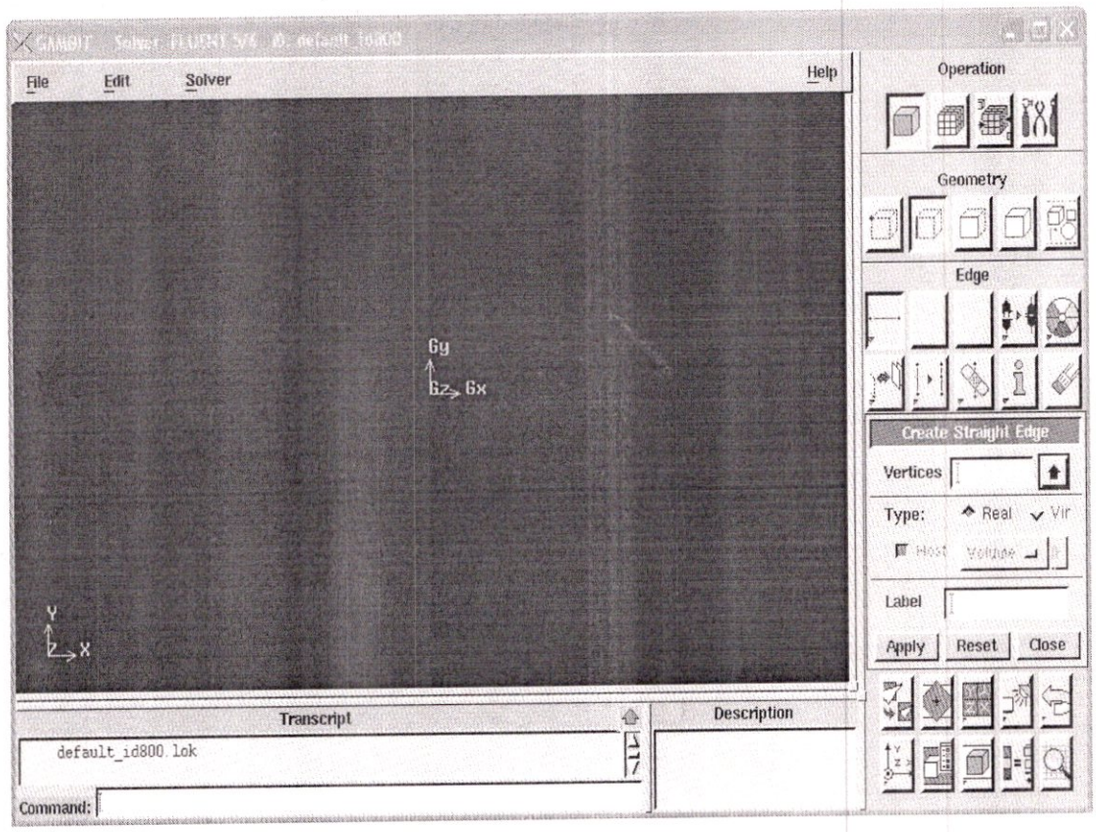


Figure (III-19): Interface GAMBIT.

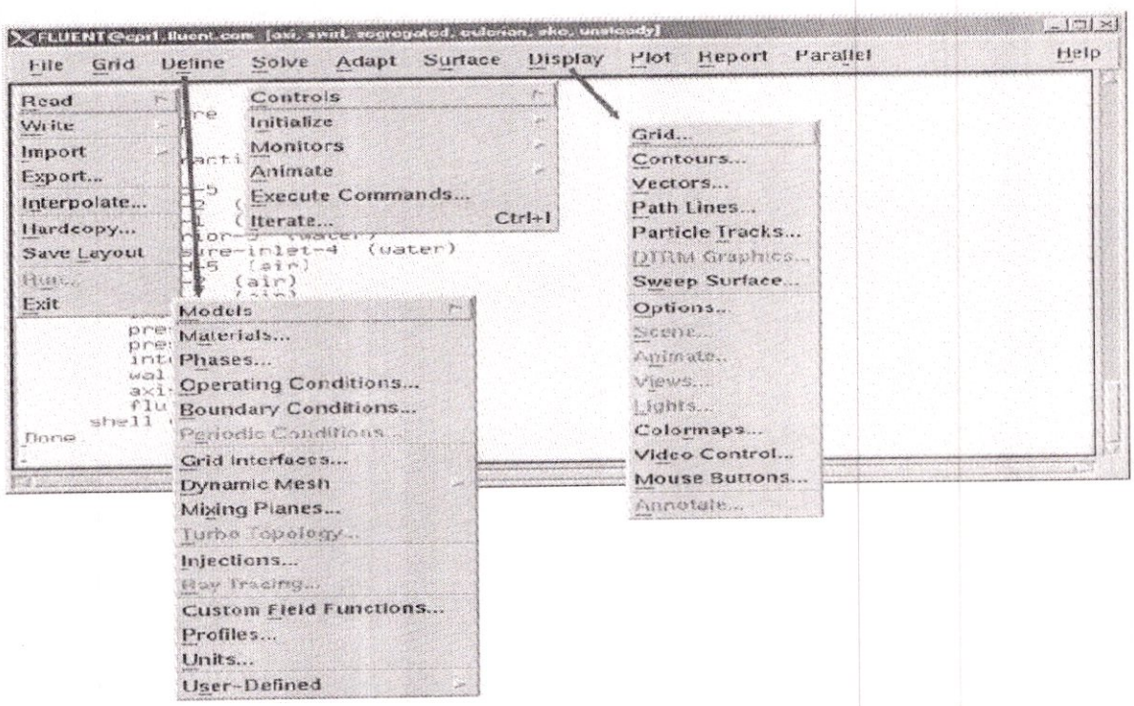


Figure (III-20): Interface FLUENT

III.9.3.2 Familiarisation :

III.9.3.2.1 Caractéristique :

* Résolution des équations de Navier Stokes dans des repères fixes ou tournants.
* Technique des volumes finis précise au second ordre.
* Maillages structurés ou non, déformables, du triangle en 2D à l'hexaèdre en 3D permettant une construction simple, rapide et automatisée.
* Maillage dynamique, glissant et déformable.
* Maillage auto adaptative à la solution améliorant la précision des zones à fort gradient.
* Interpolation automatique de la solution sur le maillage affiné.
* Convergence accélérée par schéma de multi grille.
* Nombreuses conditions limites pour écoulements externes et internes.
* Programmes parallélisés et vectorisés.

III.9.3.2.2 Les différents modules :

Le code de calcul Fluent (du moins la partie dont nous y avons travaillé) est en fait composé de plusieurs modules :

a-Processeurs: Gambit :

Pour mettre en place la géométrie, pour effectuer des maillages 2D/3D structurés pour élaborer des maillages 2D triangulaires ou 3D surfaciques.

b-Interface graphique: Tgrid :

Pour adapter des maillages provenant d'autres sources que gambit, pour constituer des maillages 3D tétraédriques à partir du travail surfacique sur gambit.

c- Solver :

- Fluent ou Fluent/uns (selon que l'on utilise un maillage structuré ou non)
-Pour déterminer les modèles physiques, les conditions limites du fluide, ses propriétés...
-pour intégrer les maillages de provenances diverses, pour effectuer les calculs.

d-Post processeur unique intégré à chaque solveur :

Pour visualiser graphiquement les résultats des calculs.

II.9.3.2.3 Etapes de calcul :

La résolution d'une manière générale suit les sept étapes suivantes :

-. Création de la géométrie dans SOLIDWORK.
-. Maillage de la géométrie dans GAMBIT.
-. Définition des frontières dans GAMBIT.
-. Exporter le problème vers FLUENT.
-. Résolution.
- Analyse des résultats.
-. Raffinage du maillage s'il y a lieu. [7]

Et avant de nous introduire à gambit et faire notre application on va donner quelques explications ce qui conserne la base de la méthode des éléments finis : **LE MAILLAGE.**

III.9.3.3 LE MAILLAGE :

III.9.3.3.1Définition :

Un maillage (en anglais *mesh*) est une structure de données géométriques permettant de représenter des subdivisions de surface à l'aide d'un ensemble de polygones. Les maillages sont particulièrement utilisés en infographie, pour représenter des surfaces, ou en modélisation, pour discrétiser un espace continu.

Un maillage est constitué de sommets, connectés les uns aux autres par des faces ou facettes de forme polygonale.

Lorsque toutes les faces sont des triangles, on parle de maillage triangulaire (*trimesh*), ou de triangulation selon les domaines. Les maillages par quadrilatères sont aussi très courants. En 3 dimensions, il est aussi possible d'utiliser des maillages volumiques, qui relient les sommets par des tétraèdres.

III.9.3.3.2 Éléments d'un maillage :

Une structure de données représentant un maillage doit stocker plusieurs types d'éléments : des sommets, des arêtes, des faces.

Les sommets sont représentés par des points du plan ou de l'espace, et peuvent être munis de propriétés additionnelles : couleur, normales pour l'affichage, par exemple. Les arêtes sont des connexions entre deux sommets, et sont situés sur la frontière d'une face.

Les faces sont des polygones du plan ou de l'espace, dont les sommets et les arêtes appartiennent au maillage. Les faces peuvent aussi être pourvues de propriétés telles que leur couleur ou leur transparence pour l'affichage.

III.9.3.3.3 Différents types de maillages :

On distingue classiquement deux grandes catégories de maillages : Les maillages structurés et les maillages non structurés.

On peut caractériser les maillages structurés en considérant qu'ils sont construis a partir de Trois familles de surfaces, grossièrement orthogonales, délimitant des cellules de discrétisation de forme hexaédrique. Chaque surface appartenant à lune des trois familles pouvant être repérée par un indice, une cellule discrétisation est alors simplement identifié par un triplet d'indices (i, j, k). Les schémas de discrétisation reposant sur l'évaluation des flux numériques sur interface séparant une cellule donnée d'une cellule voisine adjacente, il est nécessaire disposer d'une méthode permettant d'associer la cellule considéré à se cellules adjacentes.

Dans les cas des maillages structurés, cette connectivité est particulièrement simple et peu coûteuse, puisque les indices repérant les six cellules voisines de 1a cellule d'indices (i, j, k) sont obtenus en ajoutant et en retranchant l'unité à chacun des trois indices. Les schémas de discrétisation associés aux maillages structurés sont donc également d'une mise en œuvre simple et peu coûteuse, en particulier les matrices associées aux schémas implicites ont des structures régulières (matrices diagonales par blocs) facilitant leur construction et leur inversion. En revanche, il est clair que pour des raisons topologique un maillage structuré est topologiquement équivalent à un cube-ce type de maillage ne permet pas de discrétiser un domaine de calcul Ω correspondant à une configuration complexe (par exemple un avion complet incluant sa motorisation). Les maillages multi blocs permettent de pallier cette lacune en décomposant le domaine Ω, en un ensemble de blocs

Hexaédriques-qui peuvent être considérés comme une macro maillage (non structure et non conforme)-dans chacun des quels on peut alors construire un maillage structuré. la contrepartie de cette décomposition réside dans la nécessité de raccorder les solutions numériques calculées, si possible à l'aide de techniques conservatives assurant l'égalité des flux numériques évalués de part et d'autre d'une interface entre deux cellules adjacentes mais appartenant à des blocs différents. on notera que, pour obtenir une plus grande souplesse dans la construction de ces blocs, on peut autoriser leur recouvrement, mais il est alors particulièrement délicat de mettre en œuvre des techniques de raccord conservatives(les techniques d'interpolation généralement utilisées ne l'étant pas).De plus la décomposition en blocs ainsi imposée, se prête bien au calcul sur machine parallèle, chaque bloc pouvant être associé à un processeur. Parmi la famille des maillages structurés il faut mentionner la sous-famille des maillages cartésiens, dont les cellules de discrétisation sont des parallélépipèdes rectangles ; ils présentent l'avantage de simplifier considérablement l'évaluation des éléments métriques (d'ou un gain en temps de calcul et en précision). Mais ils ont l'inconvénient majeur de frontières généralement constituées de surfaces quelconques et beaucoup plus rarement

de surfaces planes de plus, l'exigence de précision impose d'avoir obligatoirement recours à une méthode de raffinement de maillage parmi celles évoquées plus loin. On trouvera des exemples de calculs en maillages cartésiens avec raffinement.

Les maillages non structurés sont, le plus souvent, constitués d'un assemblage de cellule de discrétisation tétraédriques qui ne présente aucune limitation de nature topologique et permet donc de discrétiser des domaines de calcul très complexes. En revanche, la simplicité de la connectivité est perdue ce qui pour la mise en œuvre des schémas de discrétisation et des algorithmes de résolution. Entraîne des conséquences opposées à celles de discrétisation tétraédriques présentent également l'avantage d'être naturellement associées à des représentations paramétriques très simples puisque linéaires (et chaque facette est plane).

Alors que les cellules hexaédriques sont plutôt associées à des représentations tri linéaires moins simples (et chaque face est alors un élément de quadrique). **[11]**

I1 existe deux possibilités pour mailler un domaine, dans le cas d'un domaine rectangulaire bidimensionnel On peut:

-Placer d'abord les nœuds du maillage sur tout le domaine, puis construire les volumes de contrôles en plaçant chaque face au milieu entre deux nœuds.

On a alors une configuration d'un maillage irrégulier, dans ce cas le point p n'est pas situé au centre du volume de contrôle. Si les termes sources sont présents et dépendants de la variable principale, ceux-ci seront mal évalués. D'autre part, lors de l'évaluation des flux passant par chaque face du volume de contrôle, les points correspondants(e, w, n, s) ne sont pas situés au centre de leurs faces respectives. On ne peut pas déduire une bonne évaluation des flux.

-On construit d'abord les volumes de contrôles et on place après les nœuds au centre de chaque volume de contrôle. On a alors la configuration présentée sur la figure (3). Cette fois chaque nœud est bien placé au centre de son volume de contrôle. Il faut par contre utiliser une interpolation linéaire pour déterminer la valeur d'une variable sur une face du fait que celle-ci n'est pas située à égale distance des deux nœuds l'encadrant. Cette dernière a l'avantage d'être mieux adaptée aux problème ou différents milieux coexiste. Pour la discrétisation des équations gouvernantes, Patankar a proposé deux maillages, un principal pour la détermination de température, la pression, la concentration, ...et un autre maillage décalé pour la détermination des vitesses.

Le maillage décalé est utilisé pour la première fois par Harlow et Welch(1965) dans la méthode MAC et dans d'autres méthodes développées par Harlow et ses collaborateurs. Il formait la base pour SIVA procédure de Caretto, Curr et Spalding (1972)

et le SIMPLE procédure de Patankar et Spalding (1972).

Dans le maillage décalé, les composantes du champ de vitesse sont calculées pour les points liés aux facettes des volumes de contrôle, ***Figure (III-21)***, ***Figure (III-23)***.

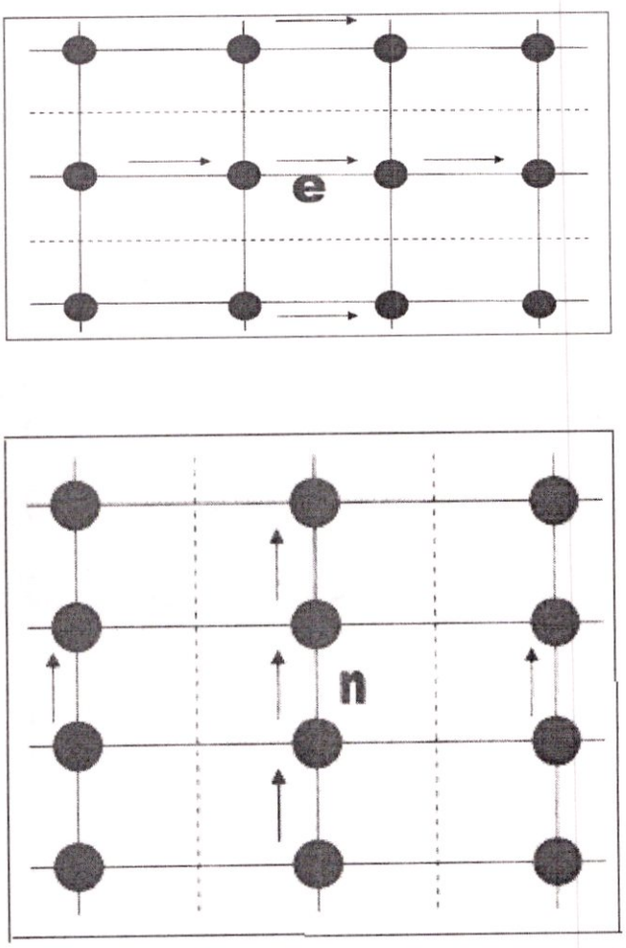


Figure (III-21): *Volume de contrôle pour la composante de la vitesse U.*

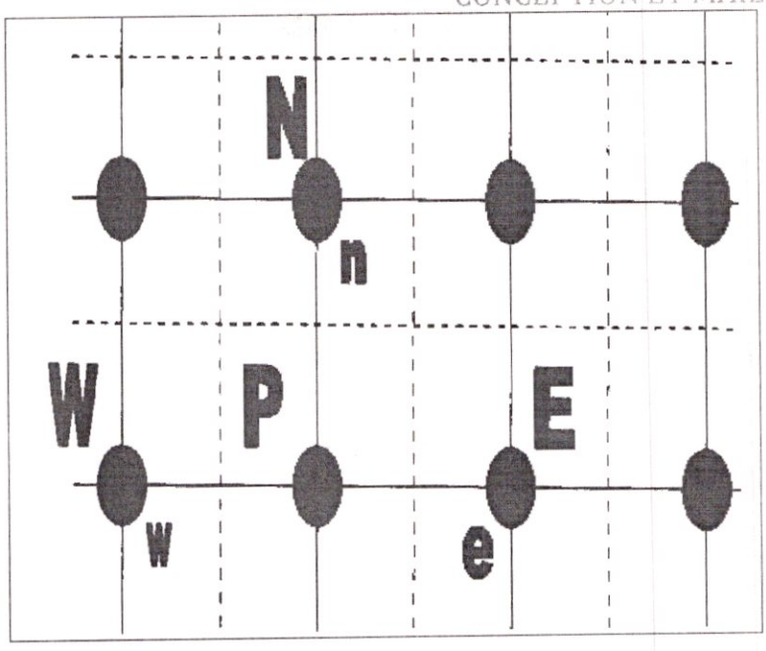


Figure (III-22): *Illustre les deux maillages, tel que le point P est le nœud principal du volume de contrôle, entourer par les nœuds voisins E, W, N, S.*

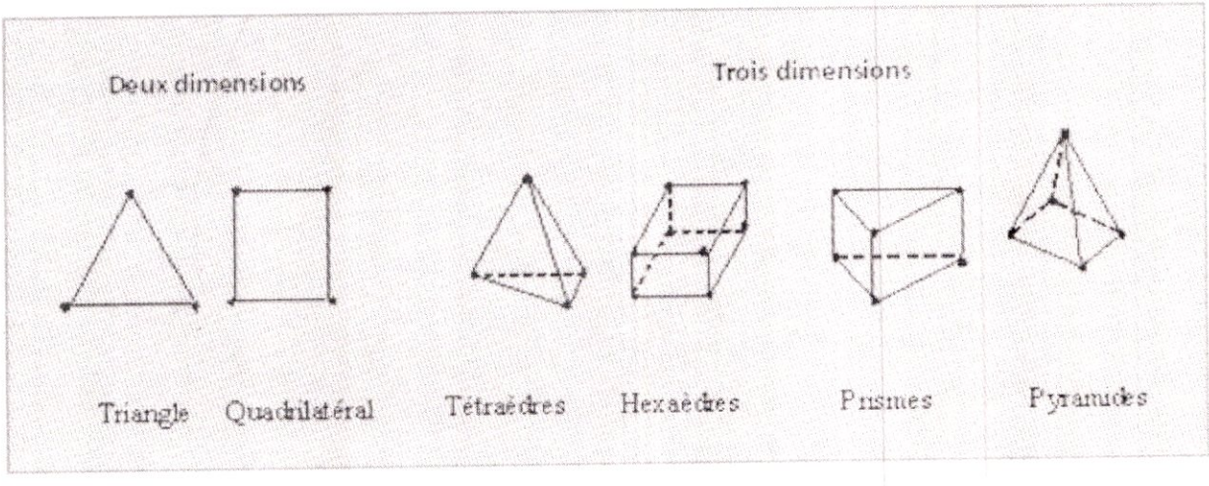


Figure (III-23):Eexemple des différents maillages.

III.9.3.3.4 Discrétisation :

Considérons un problème de transport de la variable φ par diffusion.

$$div\left(\Gamma grad\phi\right)+S\phi=0 \qquad \text{[III-8]}$$

La clé de cette méthode réside dans l'application du **théorème d'Ostrogradski** :

$$\int_{cv} div\left(\Gamma grad\phi\right)(dv)+\int_{cv} s\phi(dv)=\int_{A} nx\left(\Gamma grad\phi\right)da+\int_{cv} s\phi(dv)=0 \qquad \text{[III-9]}$$

A : surface enveloppant le volume de contrôle CV.

N : vecteur unitaire normal à A.

L'équation [II-8] en 1D prend la forme suivante :

$$\frac{d}{dx}\left(\frac{\Gamma d\phi}{dx}\right)+S=0 \qquad \text{[III-10]}$$

Avec : Γ : Coefficient de diffusion. S : Terme source.

-On intègre de l'équation [II-42] sur le volume de contrôle de centre P donne:

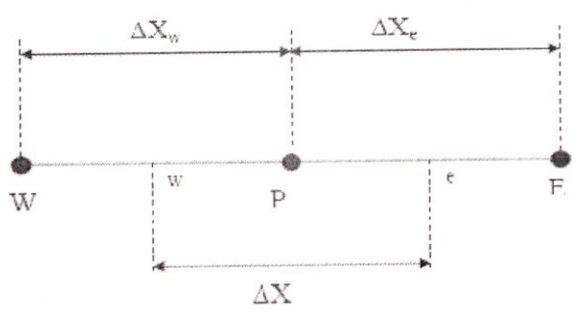
$$\int_{\Delta V}\frac{d}{dx}\left(\Gamma\frac{d\emptyset}{dx}\right)dv+\int_{\Delta V}Sdv=\left(\Gamma A\frac{d\emptyset}{dx}\right)_e-\left(\Gamma A\frac{d\emptyset}{dx}\right)_w+\ \overline{S}\ \Delta V=0 \qquad [III-11]$$

Principe de conservation : production de φ dans le *CV* = Le Flux diffusif de φ sortant de la facette *e* - le Flux diffusif de φ entrant par la facette *w*.

"*W*" et "*e*" : les facettes du *CV*.

Les valeurs du coefficient de diffusivité sont exprimées en fonction des valeurs aux points nodaux P, W et E par :

$$\Gamma_e=\frac{\Gamma_E+\Gamma_P}{2}\ ;\quad \Gamma_w=\frac{\Gamma_W+\Gamma_P}{2} \qquad [III-12]$$



Pour un maillage uniforme ($\Delta Xe = \Delta Xw = \Delta X$) les termes de diffusion :

$$\Gamma A \frac{\partial \phi}{\partial x}\bigg|_e = \Gamma_e A_e \left(\frac{\phi_E - \phi_P}{\partial x^+} \right) \qquad [III-13]$$

$$\Gamma A \frac{\partial \phi}{\partial x}\bigg|_w = \Gamma_w A_w \left(\frac{\phi_P - \phi_W}{\partial x^-} \right) \qquad [III-14]$$

$$\bar{S}\,\Delta V = Su + Sp\,\Phi\,p \qquad [III-15]$$

En substituant les équations (II-12), (II-13), (II-14) et (II-15) dans (II-11), nous obtenons :

$$\left(\Gamma_e A_e \left(\frac{\phi_E - \phi_P}{\partial x^+} \right) - \Gamma_w A_w \left(\frac{\phi_P - \phi_W}{\partial x^-} \right) \right) + (Su + Sp\,\Phi\,p) = 0 \qquad [III-16]$$

$$a_p \phi_w = a_w \phi_w + a_e \phi_e + S_u \qquad [III-17]$$

Ou : [III-18]

$$a_w = \frac{\Gamma_w A_w}{\delta^-_x} \;;\; a_e = \frac{\Gamma_e A_e}{\delta^+_x} \;;\; a_p = a_w + a_e - Sp$$

*III.*9.3.3.5 Solution des équations :

L'équation (II-17) sera construite pour tous les volumes de contrôles du domaine de calcul. Le système d'équations résultant sera un système d'équations algébriques linéaires comportant autant d'inconnus que d'équations. La distribution discrète de la variable φ sur le domaine de calcul obtenue par les méthodes itératives (par exemple : Gauss-Seidel) sont plus efficaces dans ce cas. Dans un calcul itératif pour pouvoir arrêter les calculs à un moment donné il faut définir un critère de convergence. **[8]**

III.9.4 Application sur Gambit et fluent :

III.9.4.1 Le maillage :

Dans notre présent travail et dans le côté maillage on va prendre notre avion de façon séparé l'hélice puis le reste de l'avion et on va prendre le domaine derrière l'avion comme troisième partie, dans notre travail on va prendre la partie de l'avion sans hélice et on va procéder sur cette partie seulement pour donner les étapes de travail, et pour facilité la tache, on a décomposé la géométrie en deux parties par un plan de symétrie, ce travail est réaliser dans le SolidWorks.

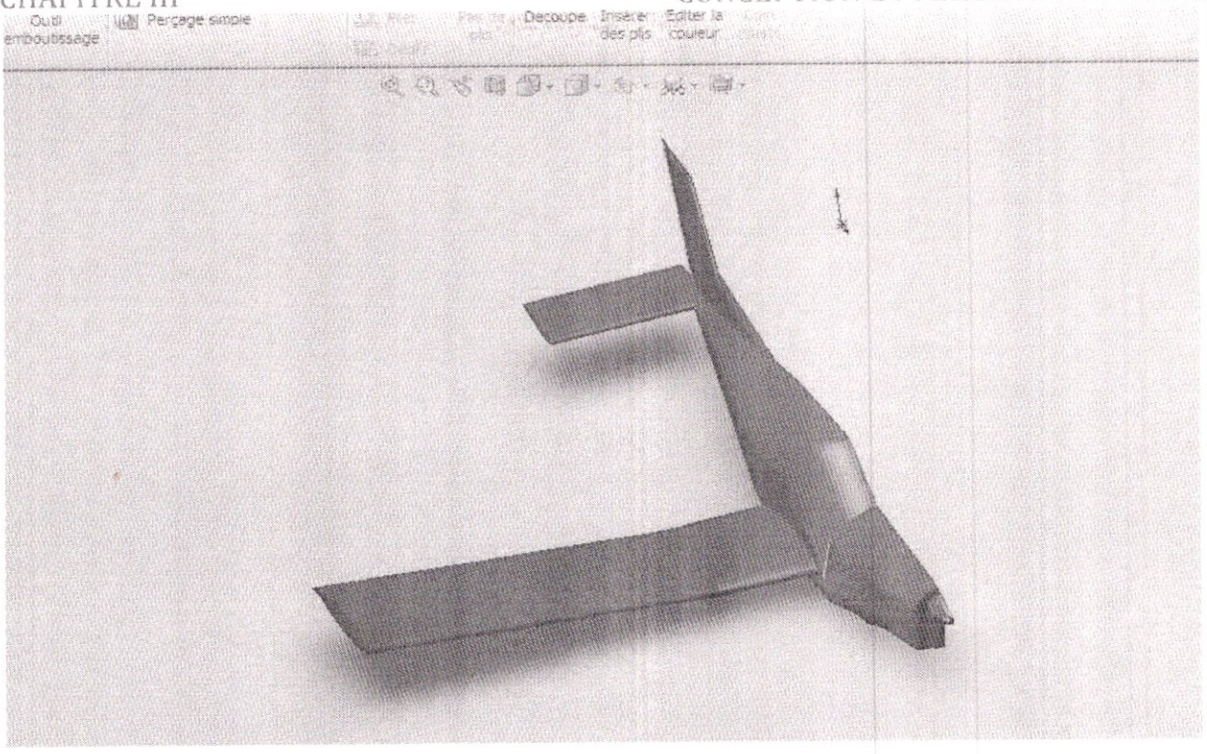


Figure (III-24): Coté droite de l'avion par symétrie

III.9.4.2 Les étapes de maillage :

_ Lancez le logiciel Gambit et allez dans le menu File/import, et importer la géométrie sous l'extension IGES.

➔ File ➔Import➔ iges (Safir 143).

On a importé les géométries sur gambit comme on a déjà dit sans hélice. **Figure (II-25).**

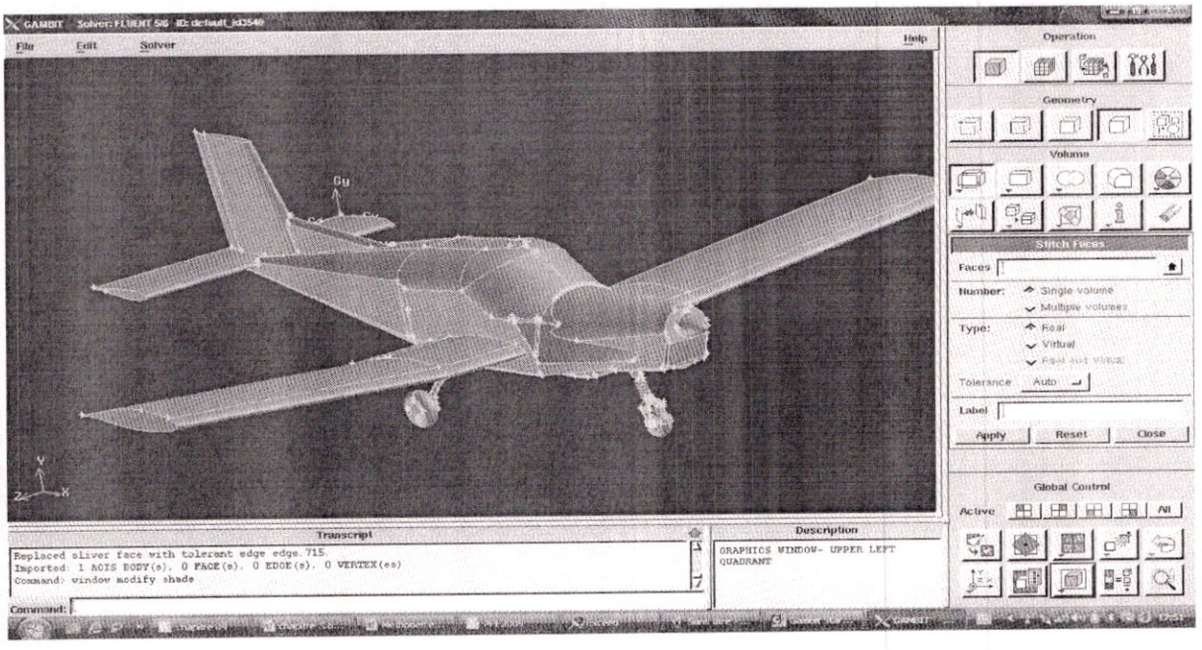


Figure (III-25): Importation de la géométrie totale.

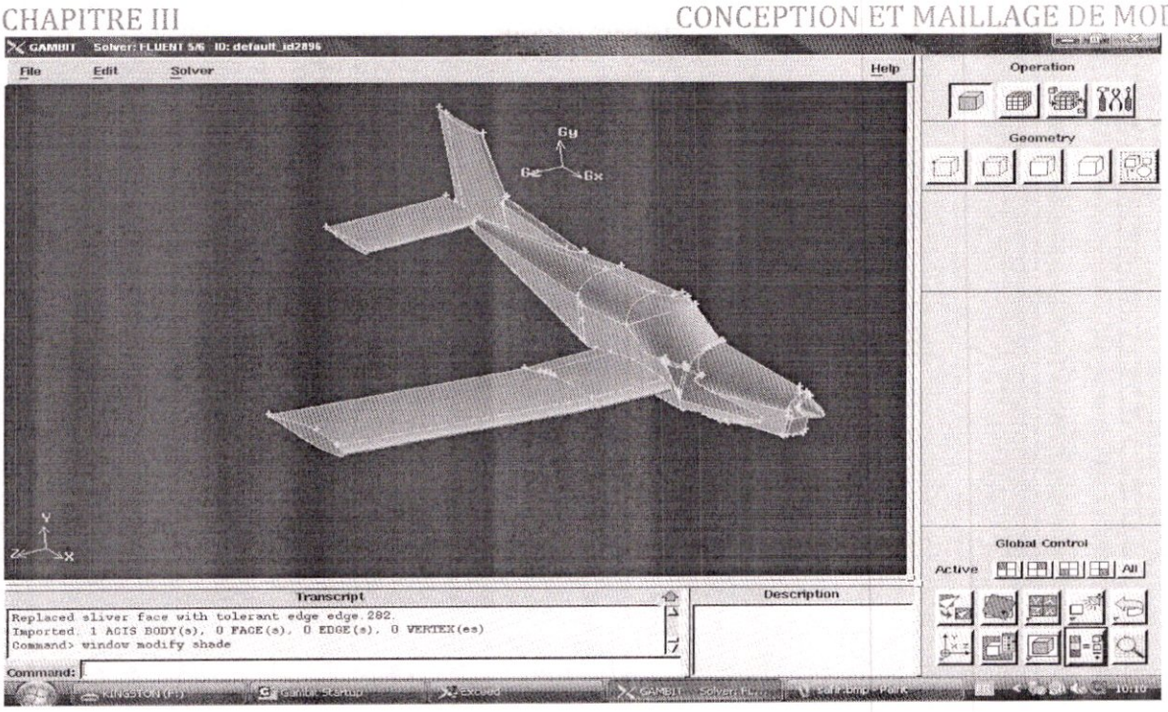


Figure (III-26): Importation d'une seule partie.

_ Vérification de la géométrie : on utilise l'opération volume unite (rassembler tous les volumes dans un seul volume : SAFIR

III.9.4.3 Zone de maillage :

- Pour déterminer la zone de maillage, on va créer un « Volume 2 » c'est un contour englobant l'avion.

Entrée : une distance 3 fois la longueur de l'avion.

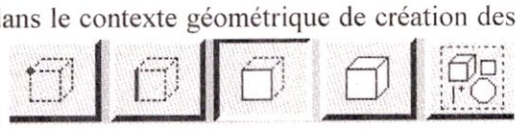
Sortie : une distance 3 fois la longueur de l'avion.

Paroi latérale : une distance égale à l'envergure de l'avion. (un seul coté).

Paroi inferieur : une distance 3 fois l'hauteur de l'avion.

Paroi supérieur : une distance 3 fois l'hauteur de l'avion.

Mais en respectant la limite qui sépare le fuselage de l'hélice.

-Pour cela : aller dans le contexte géométrique de création des points , puis on crée des segments et des surfaces  .

Dans les outils de volume (volume command button) :

Créer un volume en 3D « volume2 » par une sélection des surfaces.

Dans la géométrie totale, respectivement effacer tous les points, segments et surfaces (supplémentaire) en utilisant l'icône ***Figure (III-27).***

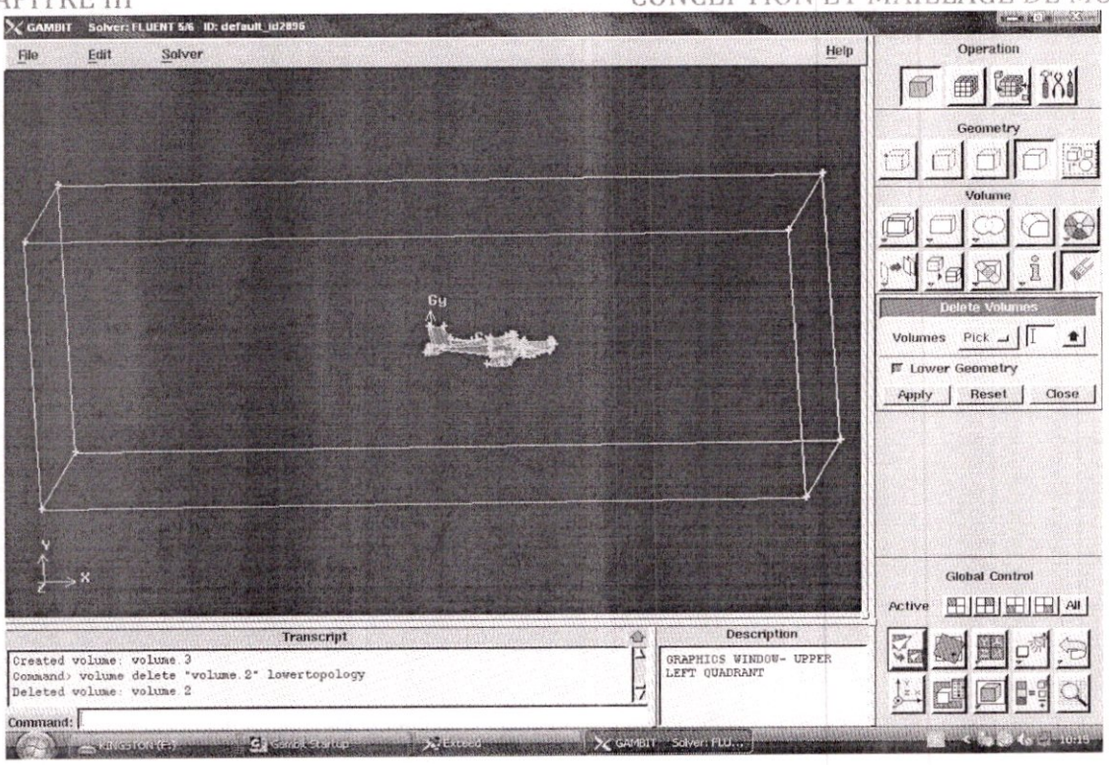


Figure (III-27): Exemple d'une Zone de maillage.

Et pour avoir seulement la zone de maillage il suffit d'utiliser la fonction subtrac (Volume2=volume2 - SAFIR).

III.9.4.4 Génération du maillage :

-Création de maillage dans le menu Mesh puis ligne.

-Sélectionner les linges vers l'intérieur (Edges)

Mesh : → Edge : → Mesh Edges :

- Choisir le ratio de progression de la densité des nœuds.

- Définir le nombre de points sur les segments.

- Le contour intérieur du volume (contour d'avion) doit être raffiné.

-En cas de mauvaise orientation de la densité, appuyer sur le bouton ''Invert'' pour une orientation opposé a celle choisi.

-On procède de la même manière vers l'extérieur avec une différente densité de nœuds. **[7]**

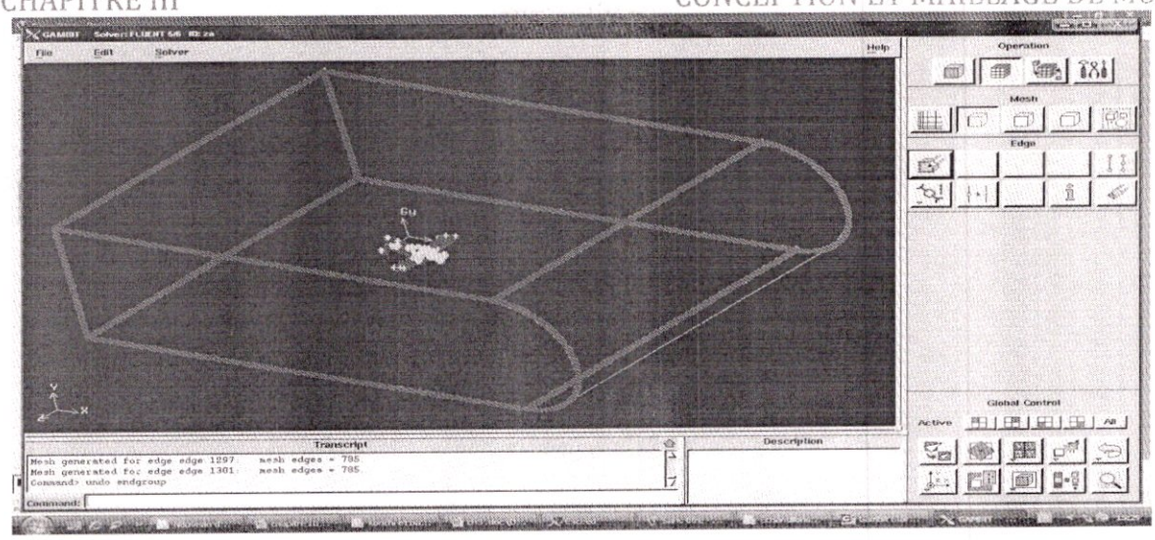


Figure (III-28): Maillage des lignes.

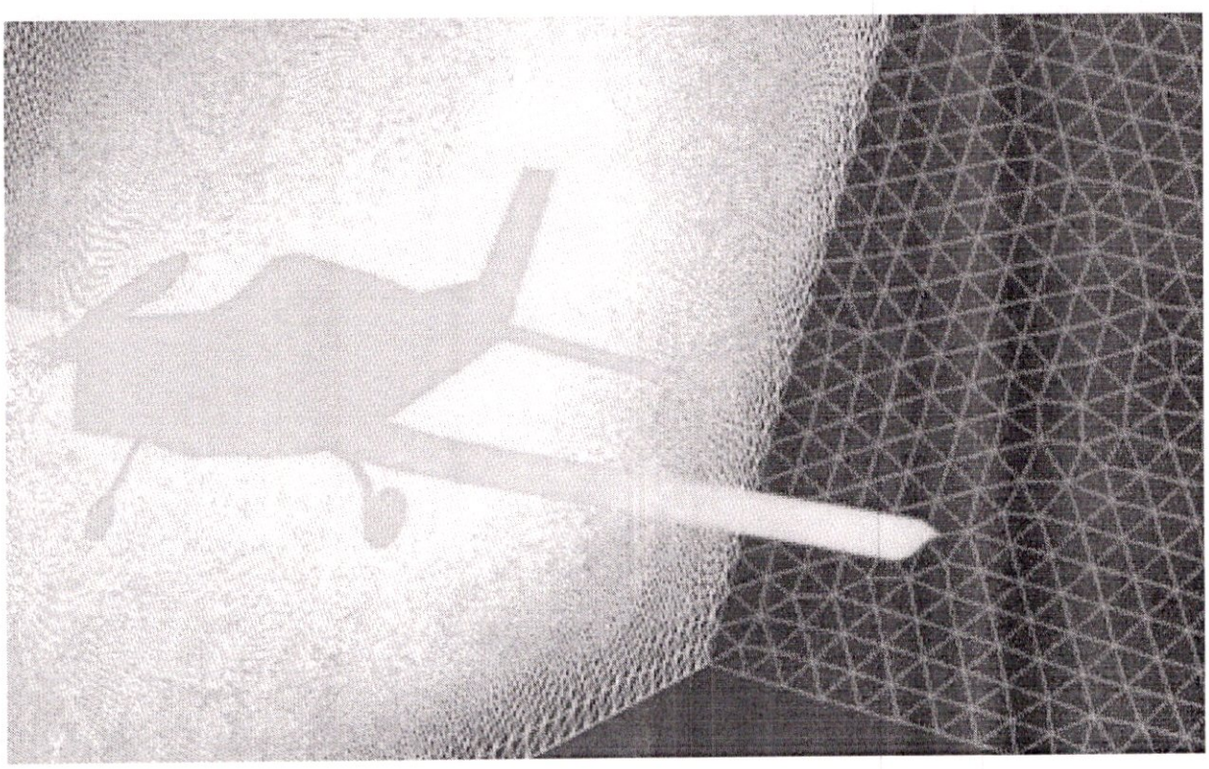
III.9.4.5 maillage du volume :

Dans le menu ⟶ Mesh puis dans l'outil de volume :

- ✓ On sélectionne le volume2
- ✓ dans la fonction éléments : choisir Tet /hybrid.
- ✓ Dans notre simulation et avec hélice :

  Nombre d'éléments : 1126239.

  Nombre des nœuds : 239885.



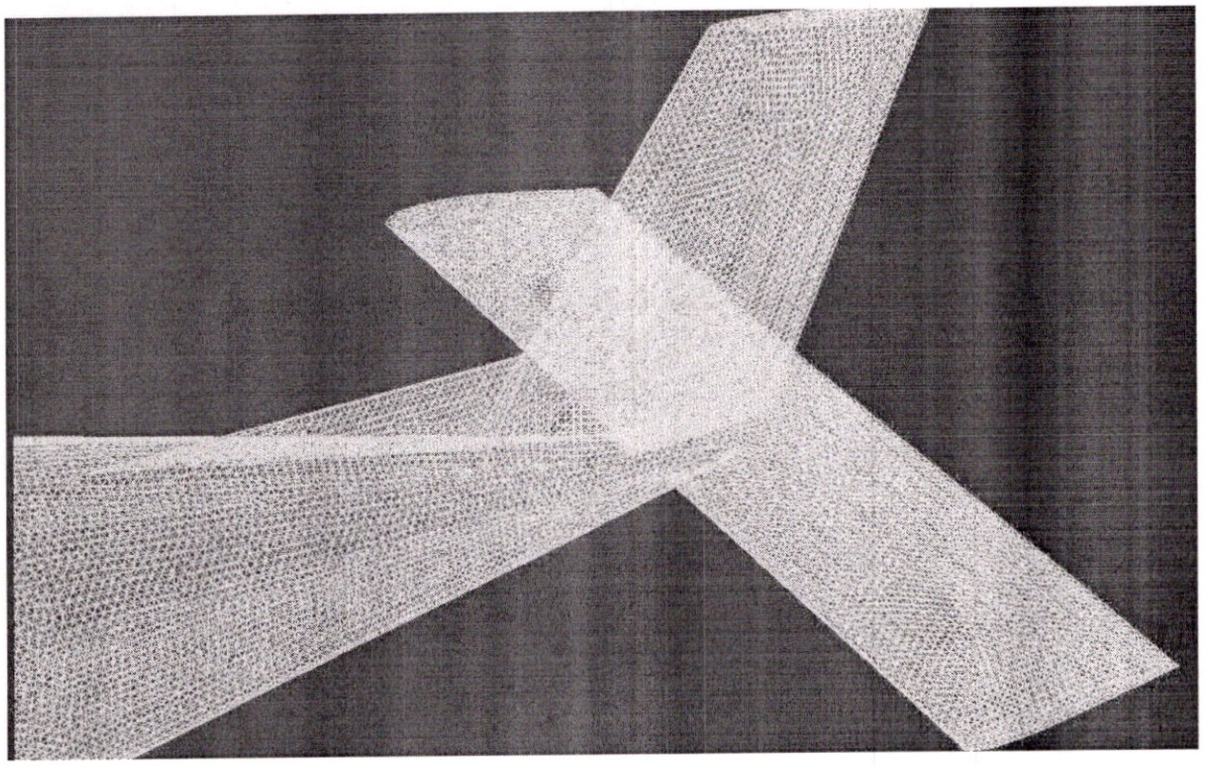


Figure (III-29): Notre model de maillage.

- On a lancé les calculs du maillage plusieurs fois notre avion sans l'hélice jusqu'à l'obtention d'un meilleur résultat à 1124239 éléments qui donne une bonne convergence du processus itératif.

-on obtient le maillage de la géométrie total avec sym (symétrie) sur fluent .

III.9.4.5.1 Définition des conditions aux limites :

– On doit spécifier quel type de logiciel on utilise pour résoudre l''ecoulement.

Dans le menu "Solver" on sélectionne "FLUENT 5/6".

Il s'agit de définir les conditions aux limites sur les contours. Deux types d'éléments sont à modéliser: la paroi de l'avion et le milieu fluide lointain. Pour cela on va définir les conditions aux limites sous Gambit dans le menu Zones : zone : → Boundary types

Et dans notre travail on a due utiliser le moving mesh c'est un tout nouveau type de maillage. Cette option permet de paramétrer un déplacement relatif entre deux zones du maillage .Ce maillage doit comporter deux volumes : l'un fixe (notre volume SAFIR) et l'autre mobile (l'hélice).

Pour utiliser le moving mesh il faut maillé les deux partie séparément ce que nous avons fait, Il n'y a pas de critère particulier pour le maillage néanmoins il faut raffiner celui-ci à l'interface entre les deux volumes, il ne doit pas avoir correspondance entre les deux maillage puisque l'un deux va tourner.

Fluent fera donc une interpolation des champs à l'interface, ce qui conduit inévitablement à des erreurs qui seront néanmoins d'autant plus faibles que le maillage sera précis.

*Le maillage mobile est une Techniques pour la méthode de maillage continuellement en mouvement il permet de repositionner un nombre fixe de cellules, et ainsi ils améliorent la résolution dans des emplacements particuliers du domaine de calcul.

Il a été amplement démontré que des améliorations significatives dans la précision et l'efficacité peut être obtenue en utilisant les méthodes maillage mobileet cela pour des problèmes ayant des variations de grande resolution. Cela est particulièrement vrais dans des domaines tels que la dynamique des fluides, hydraulique, combustion, et le transfert de chaleur. En raison de l'énorme potentiel des méthodes de maillage mobile pour réduire les coûts informatiques et d'entreposage des données sans pour autant réduire le niveau global de précision, il est une zone de pointe en calcul scientifique.

* pour la paroi supérieure définir le type « WALL »

* pour la paroi inférieure définir le type « WALL »

* Pour l'aile définir le type « WALL »

*Pour l'entrée définir le type « velocity-inlet »

*Pour la sortie définir le type «outflow»

*Pour la paroi latérale définir le type« WALL »

*Pour le plan de symétrie le type« symetrie»

* Pour le domaine « Fluide ».

* Les conditions aux limites à appliquer sont habituelles hormis à l'interface où il faut créer deux conditions aux limites particulières

- l'une, composée des surfaces appartenant au SAFIR (interface-Safir).

- l'autre, composée des surfaces appartenant à l'hélice (interface- hélice).

Ces deux conditions aux limites doivent être du type *interface*. [14]

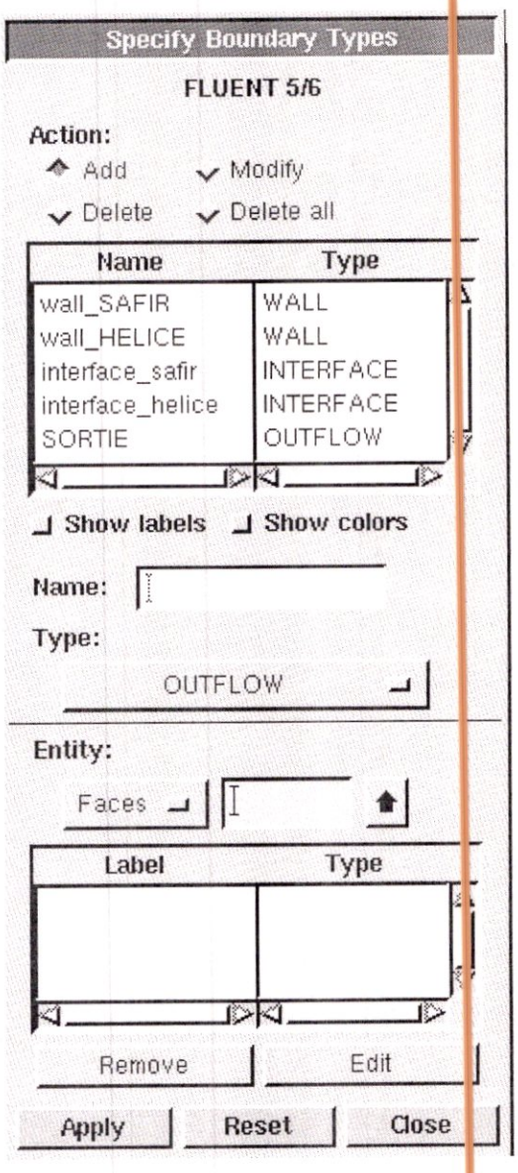


Figure (III-30): conditions aux limites

Il ne vous reste plus qu'à définir les deux zones de votre domaine fluide.

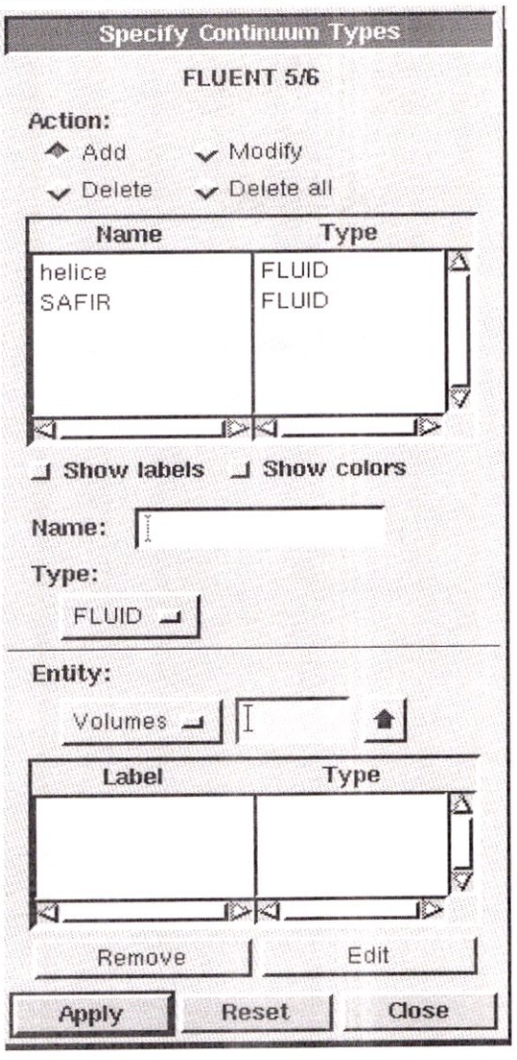


Figure (III-31): définir le type des zones

III.9.2.5.2 Export du maillage :

Finalement on exporte le maillage dans un fichier qu'on pourra lire avec Fluent. Ceci se fait par la commande File/Export/Mesh qui permet d'écrire un fichier de maillage avec l'extension *.msh.

III.9.4.6 Etapes d'utilisation de fluent :

Lancez l'application Fluent, sélectionné que le maillage est en « 3d ».

* File → Read→Case et lire le *.msh; on pourra visualiser votre maillage

Avec cela : display→grid **Figure (III-32).**

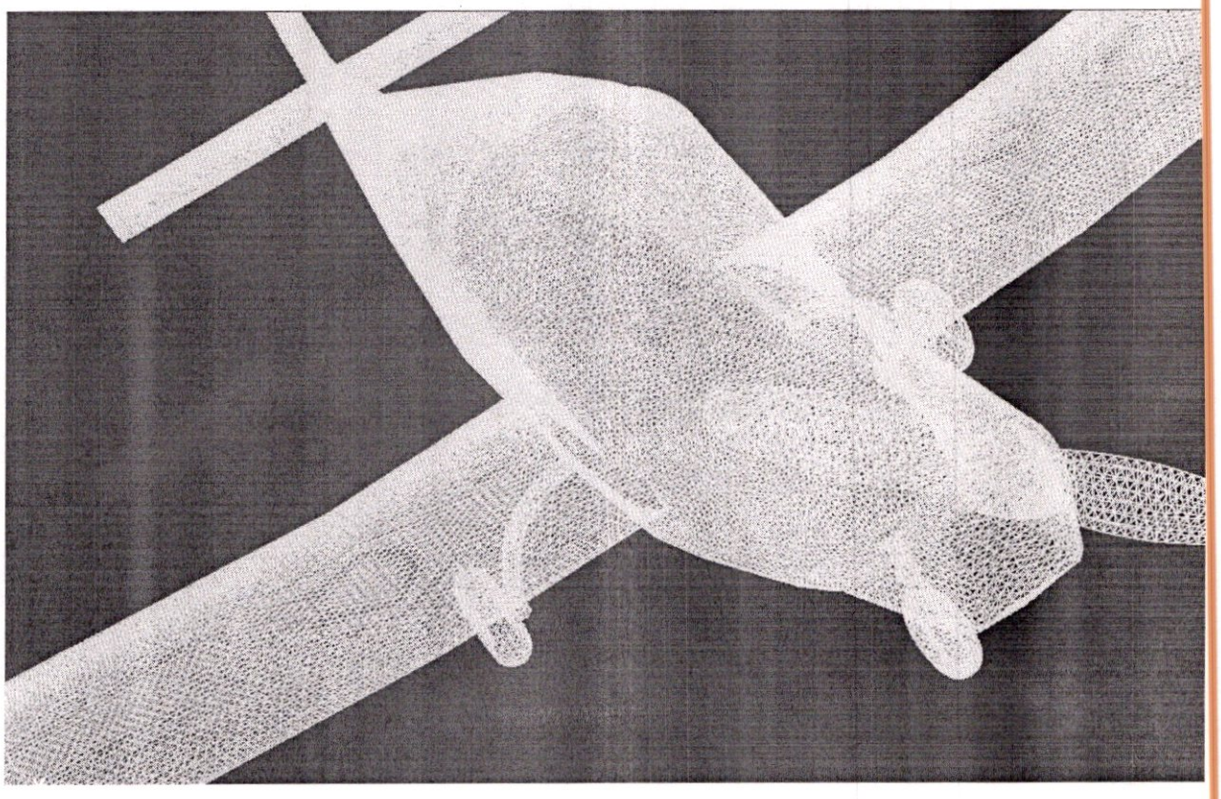


Figure (III-32): visualisation de notre maillage

* Définition des modèles : Define→Modele→Viscous: type Spalart-Allmaras.

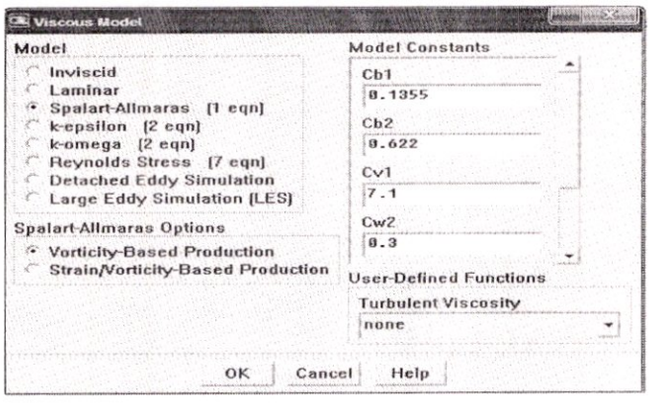


Figure (III-33): définir le model de turbulence

*Définition du matériau : Define→ Materials, vérifier de type Air et passer au modèle Gaz Parfait.

* Définition des conditions aux limites : Define → Boundary Conditions, sélectionner ce qui correspond au « velocity inlet » pour les types de conditions aux limites sur le fluide et définir la vitesse et la projection de l'angle d'attaque en vecteur unitaire

(x = cos (a) et y = sin (a)).

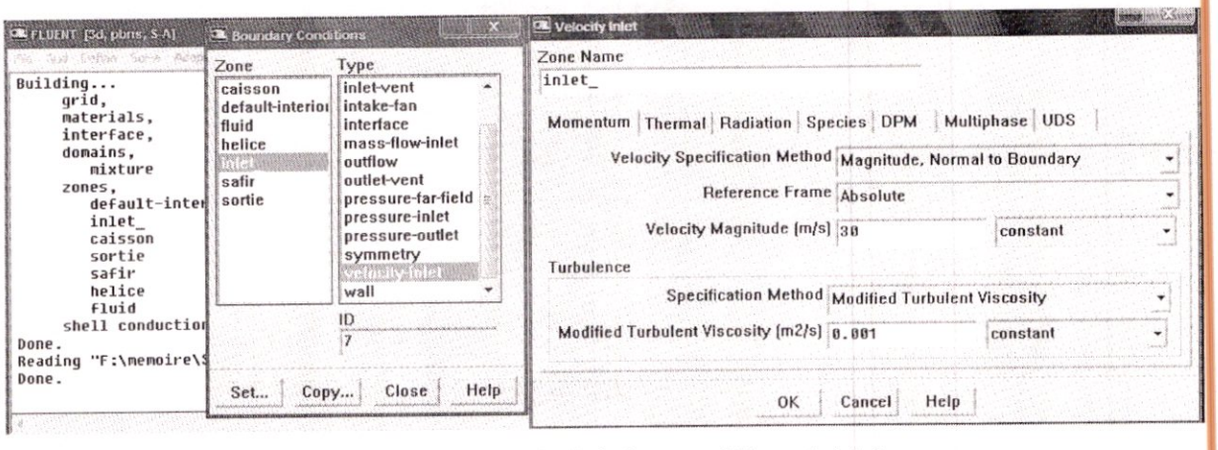


Figure (III-34): définir les conditions initiales

En générale les conditions aux frontières sont comme suit :

Le fluide c'est : Air à 25°c.
L'écoulement est subsonique.
Le régime est turbulent.
L'écoulement est bidimensionnel.
Température d'entrée : T=25°c.
La pression de référence : 1 atm.
Le modèle de turbulence utilisé est le modèle : Spalart-Allmaras.
Fluide incompressible
La vitesse d'entrée : $\mathbf{U_0}$= 30 m/s. [7]

III.9.4.6.1 Traitement de l'interface :

*define→gride intefaces

La fenêtre ci-dessous apparait. Sélectionnez une interface pour la zone 1 et une autre pour la zone 2, l'ordre n'a pas d'importance. Donnez ensuite un nom à l'intreface (ici inter).

Enfin, cliquez sur create. Aucune des cases : periodic ou coupled ne doit être cochée. L'option periodic est utilisée pour des conditions aux limites périodiques (par exemple pour simuler une seule aube d'une turbine). L'option coupled sert lors de couplage thermique fluide-structure. De nouvelles conditions aux limites vont être créées (wall shadow) ne vous en préoccupez pas.

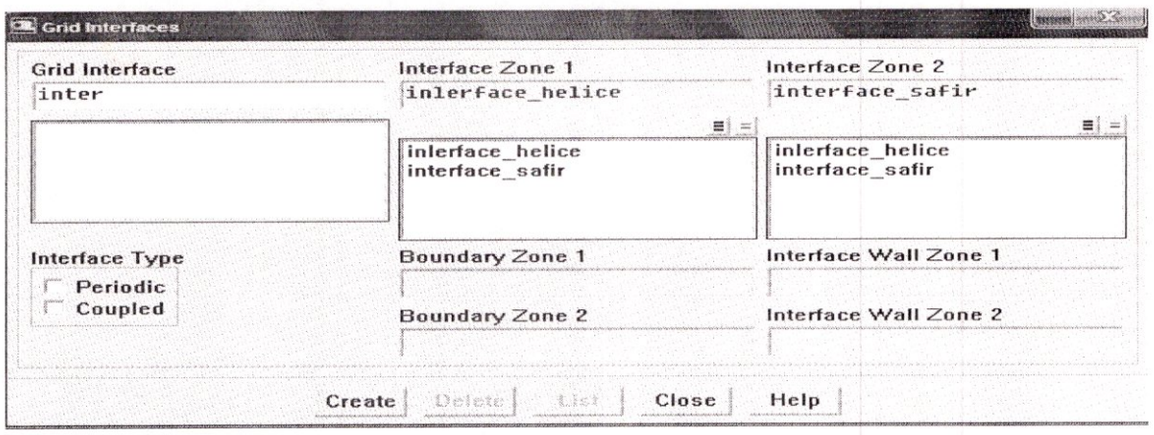


Figure (III-35): remplir la grid inteface

III.9.4.6.2 Configuration du mouvement de l'hélice :

menu →define-→boundary conditions. Sélectionnez le domaine mobile (ici :l'helice) puis set. L'image ci-dessous apparait **Figure (III-36).**

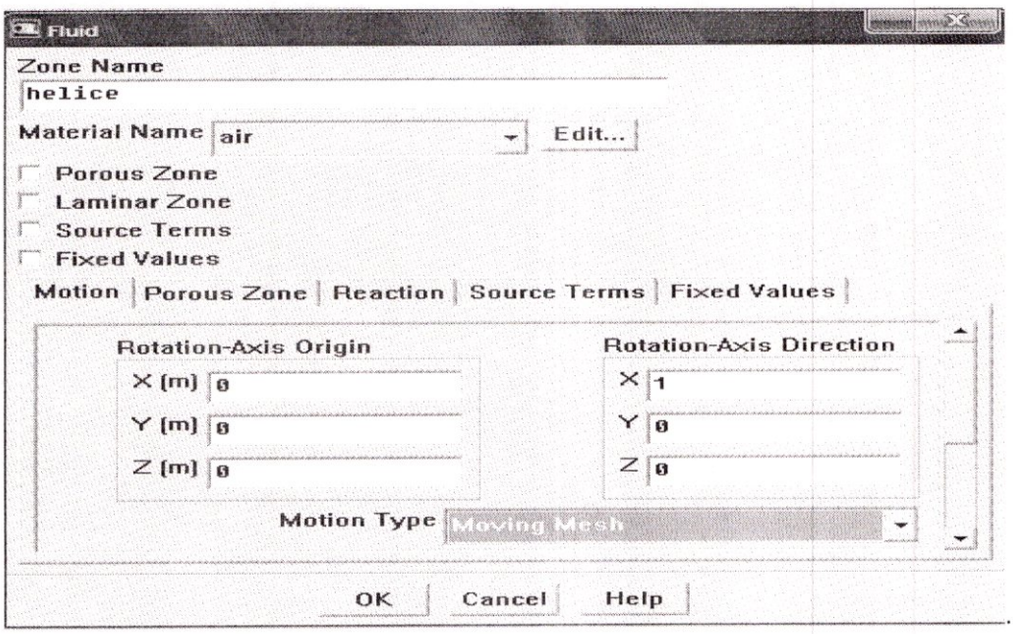


Figure (III-36): configuration du mouvement

Dans le menu déroulant motion type, selectionnez moving mesh. L'option moving reference frame est utilisé lorsque on veut que le repère tourne a la place du maillage (calcul dans un refférentiel d'inertie). Il ne vous reste plus qu'à rentrer la vitesse de rotation et la position de l'axe de rotation ici c'est suivant l'axe X.

Puis on continue nos préparatifs pour commencer le calcul comme suit :

* Initialiser : Solve → Initialize, puis sélectionné « Compute From» et sélectionner le champ correspondant au « entrée ». Ensuite appuyer sur Init.

* Définir l'ordre de résolution du schéma : Solve → Controls → Solution

* Définir les paramètres à écrire : Solve→ Monitors → Residuals : passer à un résidu de l'ordre de 10^{-7}.

*Puis Solve→ Monitors → Force : Sélectionner Plot et Print, puis sélectionner le coefficient à afficher et la zone de travail (Safir .avion complet), ensuite la fenêtre d'affichage et enfin la projection du vecteur dans les coordonnées.

* Définir les conditions de référence : Report →Référence Values et sélectionner « Compute From »la zone correspondant au «entrée».

* Write →Case & Data, pour effectuer une sauvegarde des paramètres avant le calcul. **[14]**

III.9.4.6.3 Calcul :

✓ Dans cette phase on procède comme suit : On fait varier l'angle d'incidence relativement au vecteur vitesse c'est-à-dire : au lieu de faire varier l'angle d'incidence de l'avion, on joue sur l'angle du vecteur vitesse de manière à ce qu'il prend les valeurs suivantes (-5°,0° ,5°,10° ,15°,20°,25°,30°)

Sachant que l'expression de la vitesse à l'entrée du domaine est définit comme suit :

$\vec{U} = \overrightarrow{U_X} + \overrightarrow{U_Y} + \overrightarrow{U_Z}$ Tel que : U_0 =30 m/s

$$U_X = -U_0 \times \cos(inc)$$

$$U_y = 0$$

$$U_Z = U_0 \times \sin(inc)$$

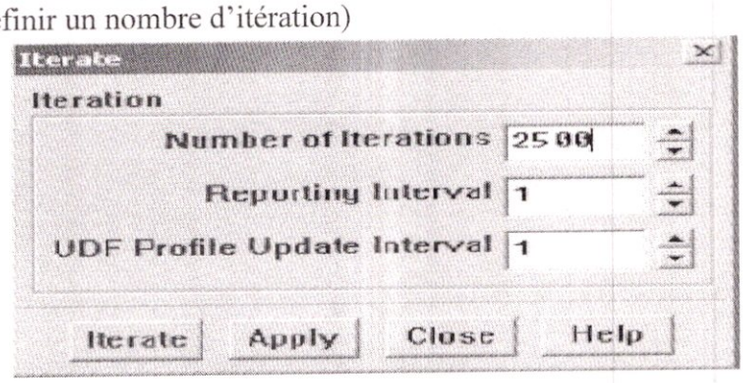
✓ Effectuer des mesures de vitesse et de pression pour différents angles d'incidence

✓ Etablir une série de graphes de divers coefficients aérodynamiques qui caractérisent le vol de notre Safir.

✓ A l'aide de logiciel l'Origine, on trace ces différents graphes

Définie l'érreure de convergence par 10^{-7}

*Solve → Iterate (définir un nombre d'itération)



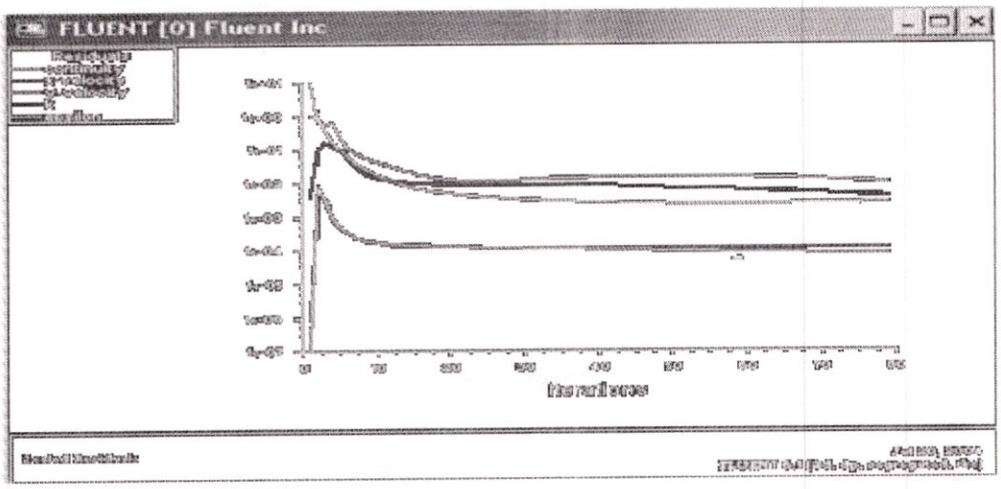


Figure (III-37): début du calcul

Write →Case & Data, pour effectuer une sauvegarde du calcul .

Pour visualiser les résultats : Display → Contours

III.9.4.6.4 Création d'un fichier data pour l'utiliser sur un post-processeur :

file→ export→ tecplot en choisi l'avion (Safir+helice) et en prend : x velocity , y velocity , z velocity et vorticity magnitude , x-vorticity, y-vorticity , z-vorticity

→write→ Safir+ helice.dat. **Figure (III-38).**

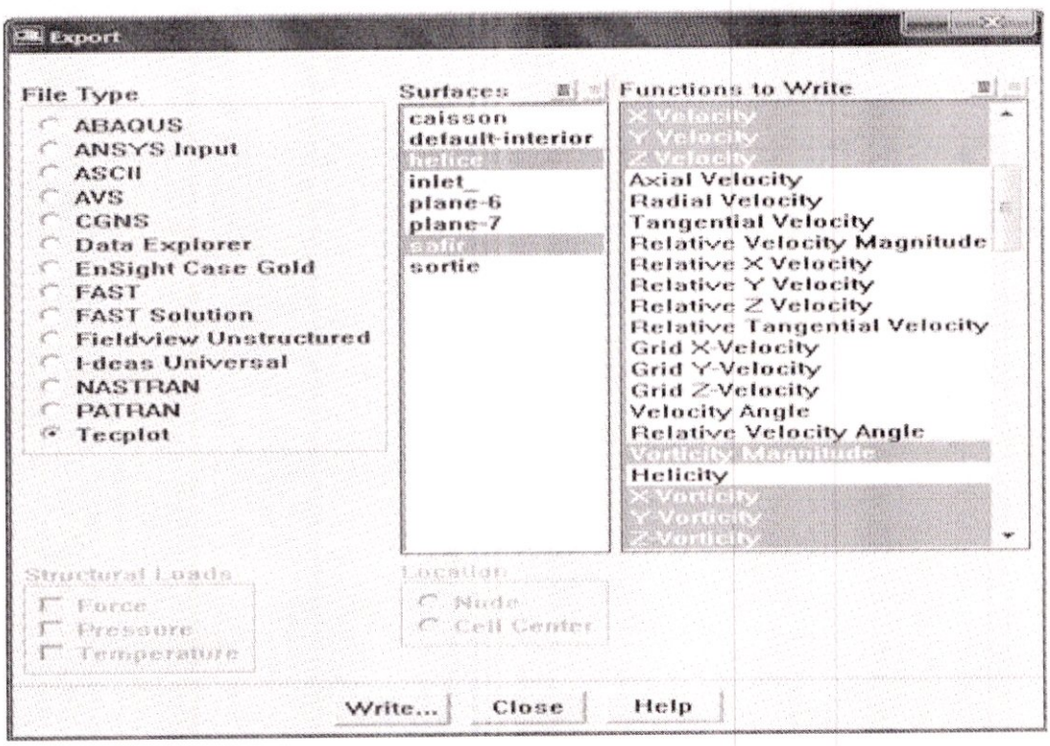


Figure (III-38): l'export du fichier vers tecplot

III.9.5.Tecplot :

Tecplot est un post-processeur externe.

III.9.5.1 Mise en place dans un post-processeur tel que Tecplot :

- file→ loed data file(s)→ en choisi le tecplot data loader→ ok
- chercher le fichier safir+helice.dat
- →3D cartesian→view→ Rotate → yz
- Plein ecran : view→ fit to full size
- -Et pour les lignes de courant : stream traces→

  On met : U→V

  V→Y

  W→Z

III.9.5.2. La symétrie :

- Data→ create zone→ miroir→ en sélectionne l'avion plus le plan de symétrie « XZ-Plane »→ create

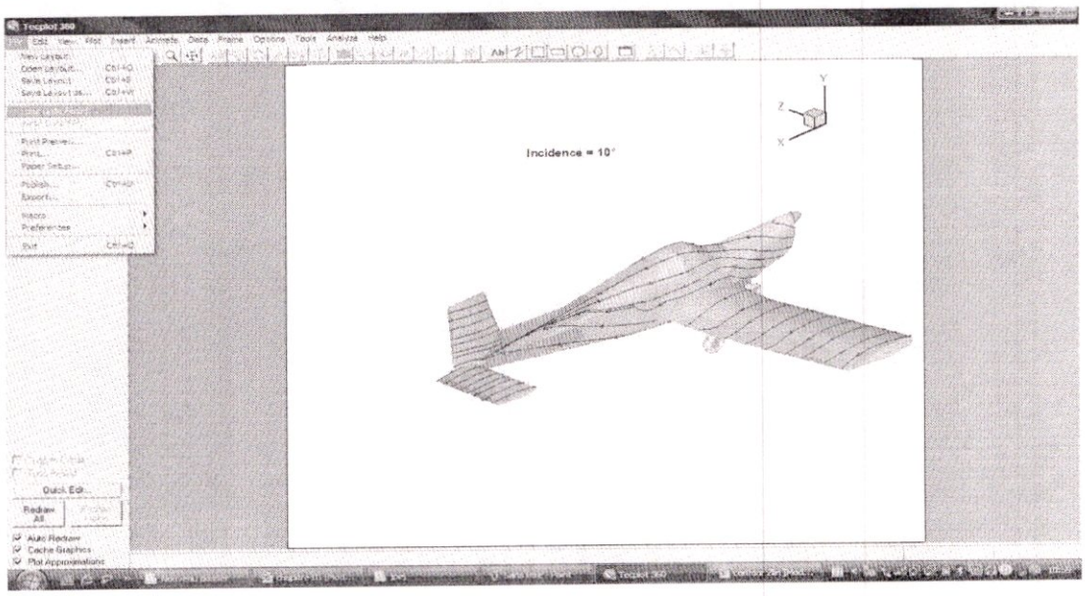


Figure (III-39): creation de symetrie sur tecplot

III.9.5.3 Comment tracer un contour :

- →contour→mesh→zone style→ contour type→lines « pour le plane de symetrie »
- Trace le contour on appuyant sur add contour levels et je clic sur le boud d'aile pour voir la zone ou l'intensité est forte (bord d'attaque)
- Puis on appuyant sur le bouton de label contour lines pour voir l'intensité par un clic sur le centre de ces lignes de contour.
- On peut visualiser les contours de :
  - _ La vorticity magnitude
  - _ x-vorticity
  - _ y-vorticity

_ z-vorticity

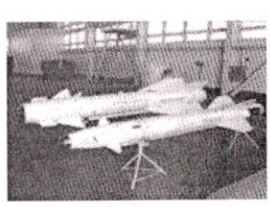
III.9.6 Les caractéristiques recherchées :

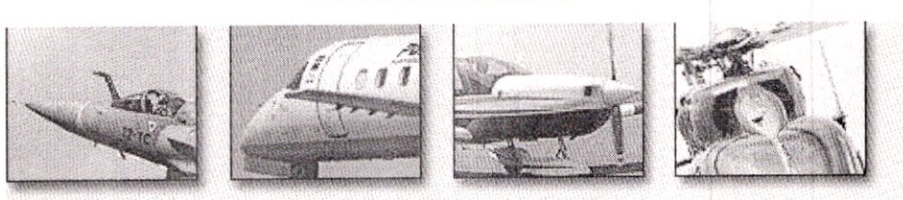
Coefficient de portance Cz=f (inc) .

- Coefficient de trainée Cx=f (inc).
- La polaire de l'avion Cz=f (Cx).
- La finesse de l'avion, Pression, vitesse et lignes de courant qui règnent au tour de l'avion.

Chapitre III

Résultats et Interprétations





IIII -1 : Expérience numérique :

Après le travail fait jusqu'au la, on peut dire maintenant et avec conviction qu'on a acquis une « expériences numériques » et qu'on a constater aussi que le temps écoulé pendant notre travail est de loin minime par-rapport au méthode hélas toujours utiliser dans notre pays comme la soufflerie et autre moyen non numérique, sans parler aussi du coût de travail et bien-sur de la précision de celui-ci et des résultats.

Dans notre travail on s'est concentré sur la grandeur physique dimensionnelle de notre SAFIR43, on peut dire que nos résultats concernant la portance et la traînée et les différentes polaire sont proche des résultats obtenu sans l'ajout des trains d'atterrissage et de l'hélice car cela aurai été faux s'il s'agissait d'un avion a ailes soufflé comme un C 130 Alias HERCULE ou un KING-AIR C 90 ou B-200, l'hélice de notre SAFIR ainsi que les trains participe de façon négligeable au force de portance et de trainée.

On a aussi pu déduire tous les performances aérodynamiques du Safir en vol avec différents angles d'incidences, ce qui nous a permis de déterminer un important phénomène qui est le décrochage avec tout ces caractéristiques.

IIII -2 les résultats obtenus :

IIII-2-1 -Tableau_1 : la portance Fz de l'avion_:

Inc °(α)	La portance Fz
-5	-1122,1
0	3627,83
5	8268,08
10	11811,5
15	12233,4
20	12402,1
30	9871,08

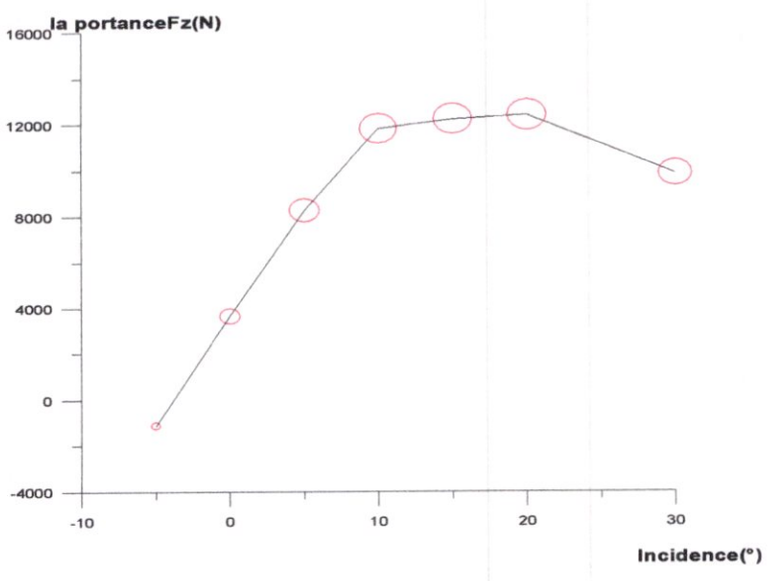


Figure (IIII.1): portance F_z **=f (inc°).**

IIII -2 .2 - Tableau 2 :Cz en fonction de l'incidence :

Incidence Alpha	Coefficient de portance Cz
-5	-0,133
0	0,43
5	0,98
10	1,4
15	1,45
20	1,47
30	1,17

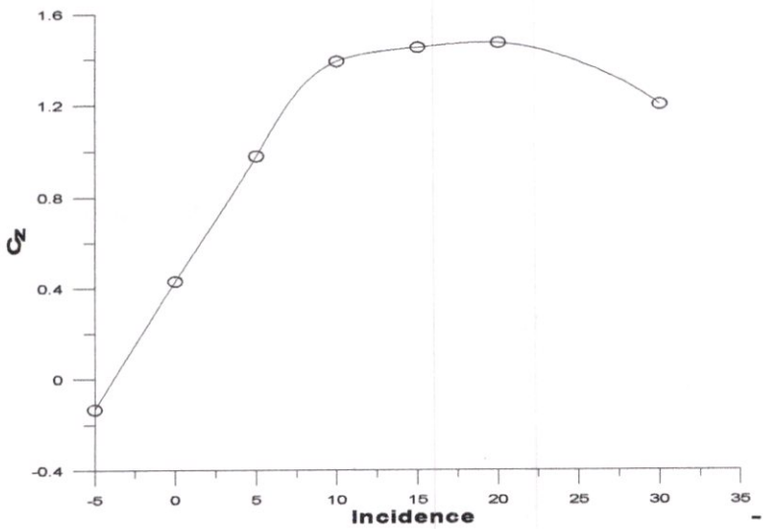


Figure (IIII.2): coefficient de portance $C_{z=f(inc°)}$

IIII -2 -3- Tableau 3 : La trainée Fx en fonction de l'incidence :

Incidence Alpha	La trainée Fx
-5	506,2
0	539,95
5	877,43
10	1518,62
15	2235,75
20	2615,41
30	3889,37

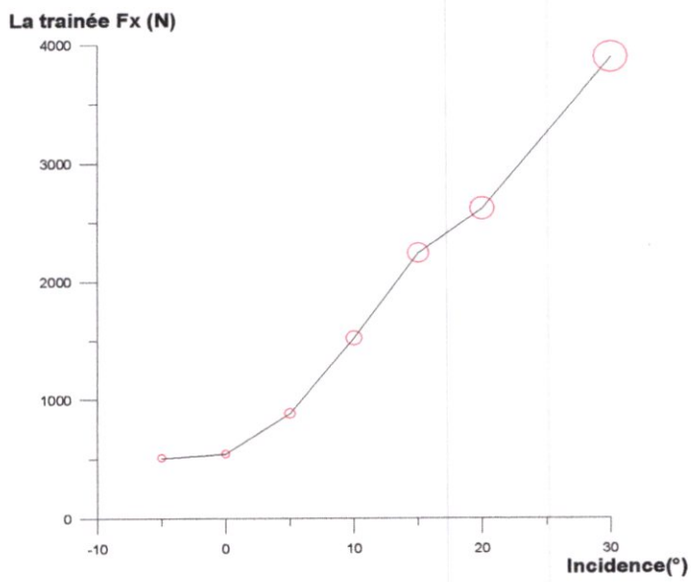


Figure (IIII.3): la traînée $F_{X=f(inc°)}$

IIII -2-4 - Tableau 4 :CX en fonction de l'incidence :

Incidence Alpha	Le coéfficient de trainée Cx
-5	0,06
0	0,064
5	0,104
10	0,18
15	0,265
20	0,31
30	0,461

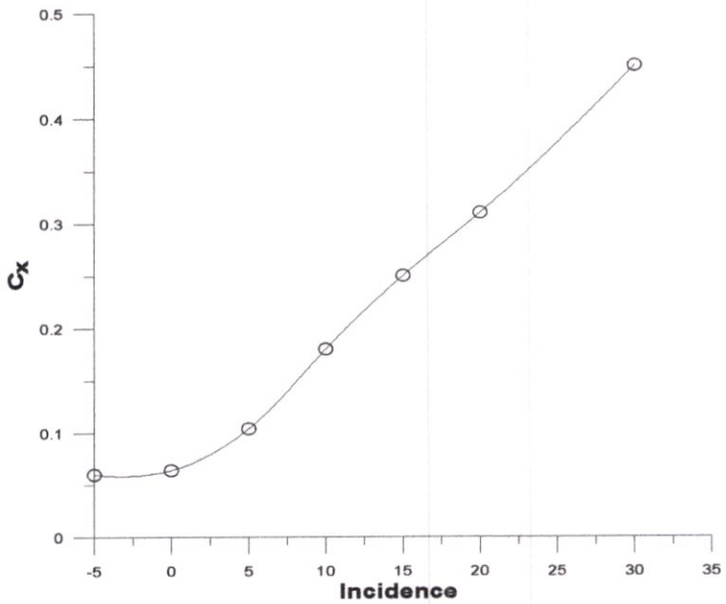


Figure (IIII.4): Le coefficient de trainée Cx=f (inc°)

*Nous constatons en premier lieu la semblance de graphe de la portance et du coefficient de portance Cz ainsi que la courbe de la trainée et leur coefficient Cx.

Figure (IIII.1) et Figure (IIII.2):

- A partir du graphe qui représente les variations du coefficient de portance Cz de l'avion complet en fonction de l'angle d'incidence :

Angle d'incidence =-5⇒Cz est négatif égale :-0,133

Incidence nulle ⇒Cz=0,35, et pour inc=-3 on a un Cz nul.

Entre l'angle –5°et 14°, nous avons une partie linéaire croissante, ce qui signifier qu'il y a une augmentation aussi importante avec l'augmentation de l'incidence sur cette tranche du graphe.

L'angle d'incidence de 14° jusqu'à 20°, on constate une augmentation très faible de la portance ou le coefficient de portance Cz attient un maximum de 1,47°.

Incidence supérieure à 20° le coefficient Cz décroit.

Etudiant les points marquants :

- L'angle d'incidence égale -3 signifie une portance Fz nulle, on dit :Angle de portance nulle de l'avion.au dessous de la ; les valeurs de Cz négatives produisant également une portance négative ,Ce que signifier qu'elle se dirige de l'extrados vers l'intrados.
- Ceci montre qu'il y a une réduction de pression à l'extrados et l'augmentation de la pression au niveau de l'intrados, donc un avion en vol sur le dos.
- Incidence de 14° à 20°, la portance devient presque constante et atteint le maximum à Inc=20°, sa signifie le rapprochement du phénomène de décrochage.

Inc=20°, on aura le phénomène de décrochage qui est interprété par une chute de portance, Parce que les filets d'air n'épousent plus le conteur de l'aile (découlement de la couche limite).

Vue la portance diminue lentement, l'avion ne décroche pas brusquement, parce que le Safir est adopté par un profil d'un avion de voltige.

La portance est très importante dans notre phénomène étudie.

Figure (IIII.3) et Figure (IIII.4):

-Cette courbe possède approximativement la forme d'une parabole pour les incidences comprises entre -5° et 14°.

-Cette courbe ne coupe pas l'axe des α : en effet quelque soit l'incidence de l'aile, on ne pourra jamais annuler la traînée qui dérive de la forme de l'avion.par contre on pourra annuler la trainée induit.

-pour l'incidence égale à -3°, la courbe passe un minimum c'est-à-dire Inc=-3° c'est l'angle de portance nulle, lorsque le $C_{X\ induit}$ est proportionnel à Cz^2, ce minimum c'est la trainée de la forme et =0,06.

-Après 14° de l'angle d'incidence le coefficient de trainée va augmenter rapidement ainsi que la trainée.

*Les courbes de la traînée est très importante parce qu'elle se focalise principalement sur la trainée de forme, et pour chaque amélioration de la forme aérodynamique de l'avion, on doit avoir une meilleure représentation des graphes précédents

IIII -2-5- Contribution de l'aile et autre parties du Safir dans le bilan de force aérodynamique :

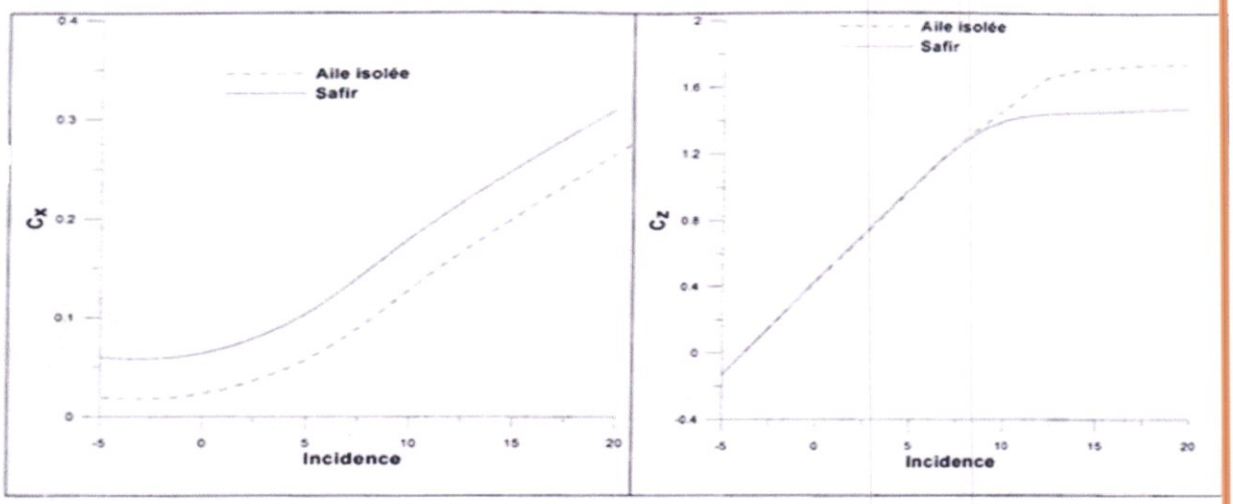


Figure (IIII.5) : Contribution de l'aile et autre partie du Safir

D'après les deux graphes on constate tout simplement qu'au de la de inc=8.5° les parties de notre Safir excepté l'aile jouent un rôle déporteur.

IIII -2-6- Tableau 5 : la polaire de l'avion :

Coefficient de portance (Cz)	Coefficient de trainée (Cx)
-0,133	0,06
0,43	0,064
0,98	0,104
1,4	0,18
1,45	0,265
1,47	0,31
1,17	0,461

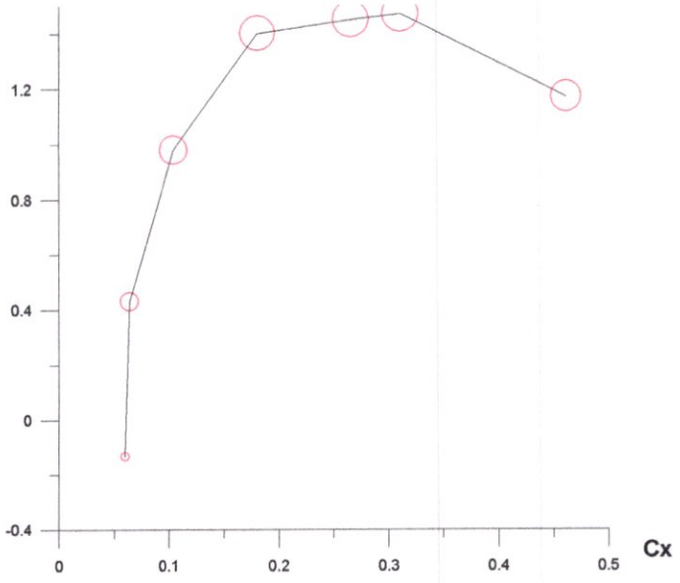


Figure (IIII.6) : la polaire de l'avion

*On constate que la forme de cette courbe est parabolique.

- Point de portance nulle, correspondant à Cx=0,06, et l'angle d'incidence négatif Inc=-3°.
- Cx=0,055 point de trainée minimale, déterminer avec la tangente verticale à la courbe.
- Cx=0,98, ce point déterminer avec la tangente à la courbe qui passe par l'origine, et cela
- signifie la finesse maximale, le grand rapport $\frac{Cz}{Cx}$

  l'angle d'incidence correspond dénommer incidence optimum.

- Cx=1,41, c'est le point de chut minimale de l'avion, obtenue par le calcul de $\frac{Cx^3}{Cz^2}$.
- Cz maximal correspondant la portance maximale avec Cx=1,47, déterminer avec la tangente horizontale à la courbe.la on détermine l'angle d'incidence de portance maxi, et cet angle permet d'emporter la charge maximum.
- Diminution de Cz et la portance, sa signifie la phase de décrochage avec la vitesse verticale est minimale. Le décrochage aérodynamique détermine par le chut progressif de la portance, avec l'augmentation de la trainée et vitesse verticale, après un angle d'incidence et une vitesse propre donné

IIII -2-7 - Tableau 6 :La finesse de l'avion : $\frac{Cz}{Cx}$

Incidence Alpha	La finesse F
-5	-2,216
0	6,718
5	9,423
10	7,777
15	5,471
20	4,741
30	2,537

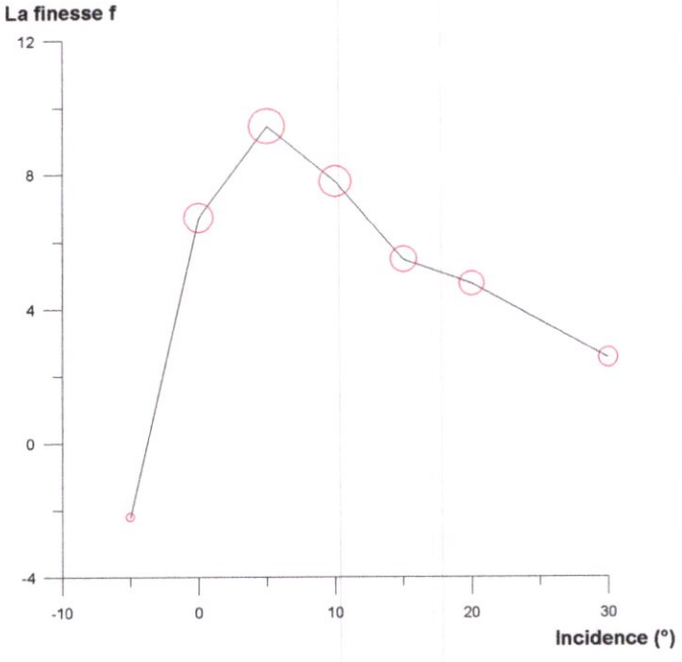


Figure (IIII.7) : la finesse de l'avion

La courbe de finesse en fonction de l'incidence intervient Afin d'extraire d'autre caractéristiques complémentaires de vol du modèle.

- Pour l'incidence 5° on a le rapport Cz /Cx est maximum 9,423, ce qui nous montre qu'elle correspond à l'angle optimal de vol.
- Les angles qui se trouvent entre 5° et 14° ont une finesse importante, ce qui nous permis de définir un intervalle contient les angles usuels de vol.
- Le rapport Cz /Cx diminue lentement qui signifie les angles de décrochage.

Remarque : on a fait une autre expérience pour étudie ces paramètres sur Safir, mais on a pris l'avion sans train d'atterrissage et sans l'hélice, la remarque c'est que la trainée va diminue de 5% de la trainée totale, et comme ça nous voyons l'utilité du train escamotable et nous pouvons calculer le gain si on enlève ces derniers.

IIII -2.8 Influence de l'angle d'incidence sur les contours de pression :Cp

Figure (IIII.8): Cp: Angle -5°

Figure (IIII.9) : Cp : Angle 0°

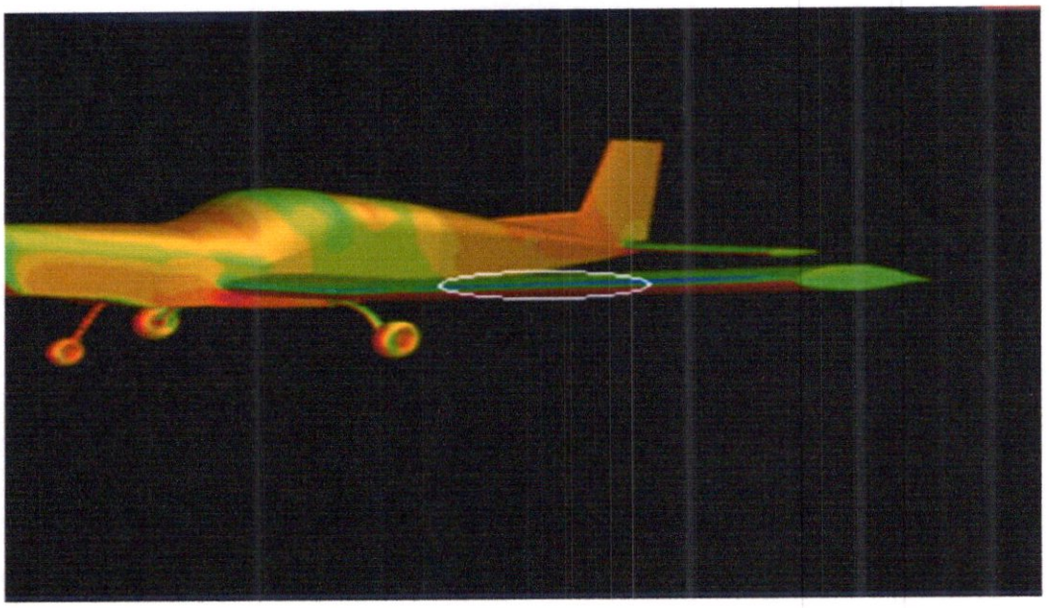


Figure (IIII.10) : Cp : Angle 20°

Sur la partie avant du fuselage, la distribution des pressions diminue en changeant l'angle d'incidence positivement et augmente dans le cas contraire.

En faisant varier l'angle d'incidence positivement, on constate la création d'une zone de dépression sur la partie supérieure de l'avion (extrados) et une zone de surpression sur la partie inférieure (intrados).

Donc le fait de varier l'angle d'incidence fait augmenter l'écart de pression entre l'intrados et l'extrados de l'avion, ce qui entraîne une augmentation de portance.

IIII -2.9 Influence de l'angle d'incidence sur les contours du coefficient de frottement :

Pour la carte du coefficient de frottement sur notre Safir on remarque pour l'incidence inc=10° la conquête des zone de dépression (en bleu) sur les territoires des zones de surpression jusqu'à la domination presque total (décrochage) inc=20°.Comme le montre la figure suivante.

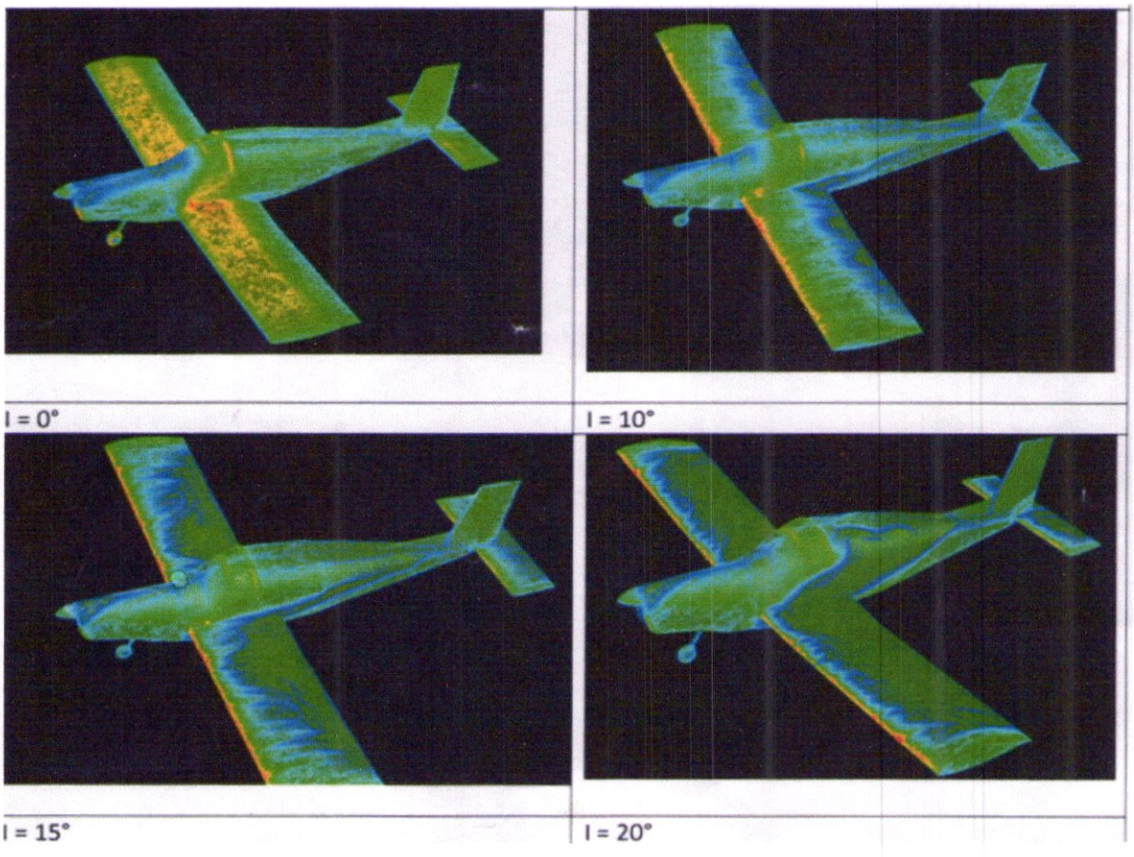


Figure (IIII.11) : contours de coefficient de frottement.

[II -2.10 Distribution de pression autour de l'aile :

La répartition de pression autour de l'aile pour deux incidences inc = 0° et inc= 10° est tracée sur **Figure (IIII.12)** pour un plan situé de 1 m de l'emplanture de l'avion. On note les fortes surpressions et dépressions respectivement au niveau de l'intrados et l'extrados pour inc=10° par rapport à i=0°.

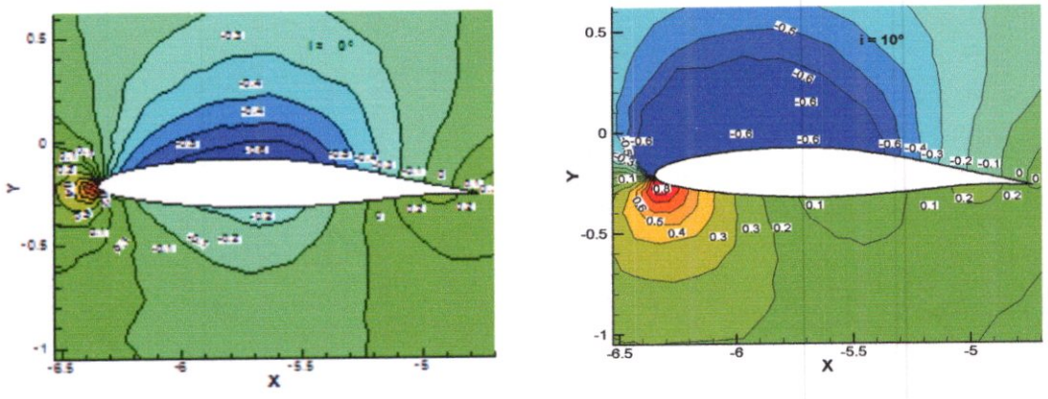


Figure (IIII.12): distribution de pression autour de l'aile

IIII.2.11 Influence de l'incidence sur le contour des lignes du courant :

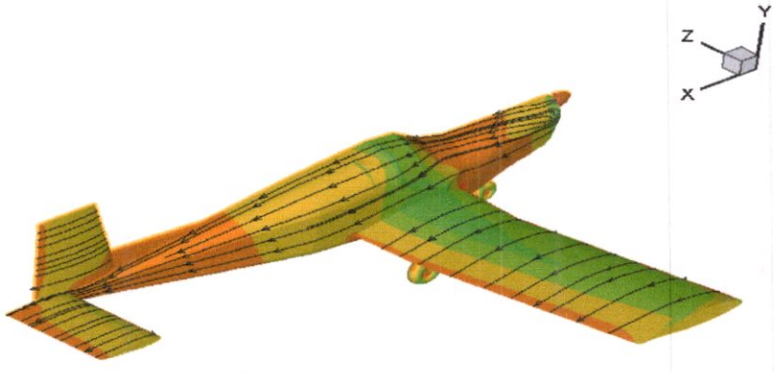


Figure (IIII.13) : Contour de ligne de courant : **Angle 0°**

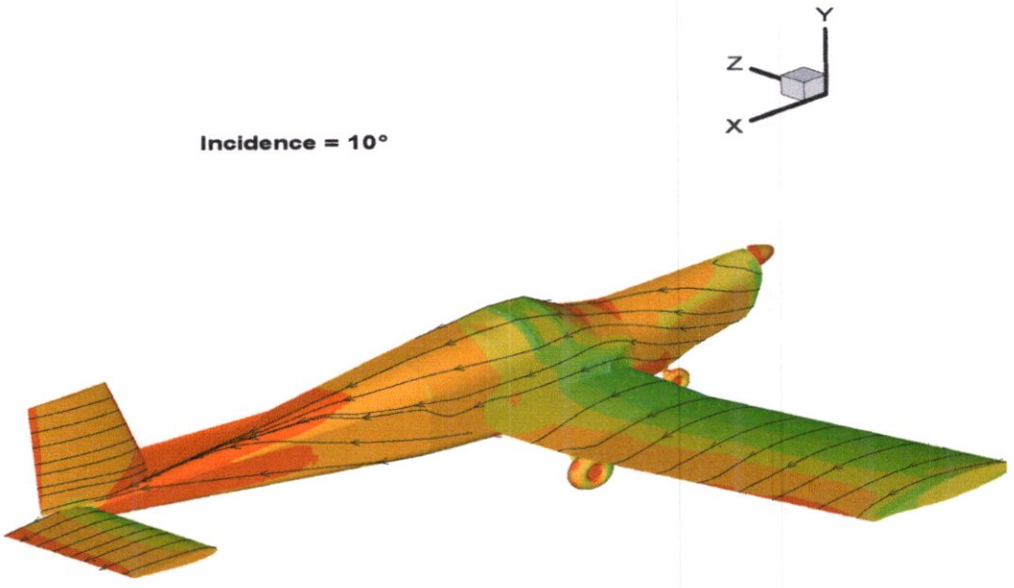


Figure (IIII.14) : Contour de ligne de courant : **Angle 10°**

Les figures ci-dessus montrent le champ de vitesse et la direction des particules du fluide le long de l'avion pour une incidence = 0° et 10°.

- ✓ Pour une incidence nulle on ne remarque aucune perturbation de l'écoulement, car les lignes de courant épousent parfaitement la surface de l'avion.
- ✓ Et pour inc=10° on constate des perturbations surtout au niveau du fuselage du côté arrière, ainsi que sur l'extrados de l'aile vers l'intérieur.
- ✓ Cette visualisation nous permet d'avoir les angles voisins à celle du décrochage.

IIII-2.12 Contour des lignes de courant autour de Safir (pendant le décrochage) :

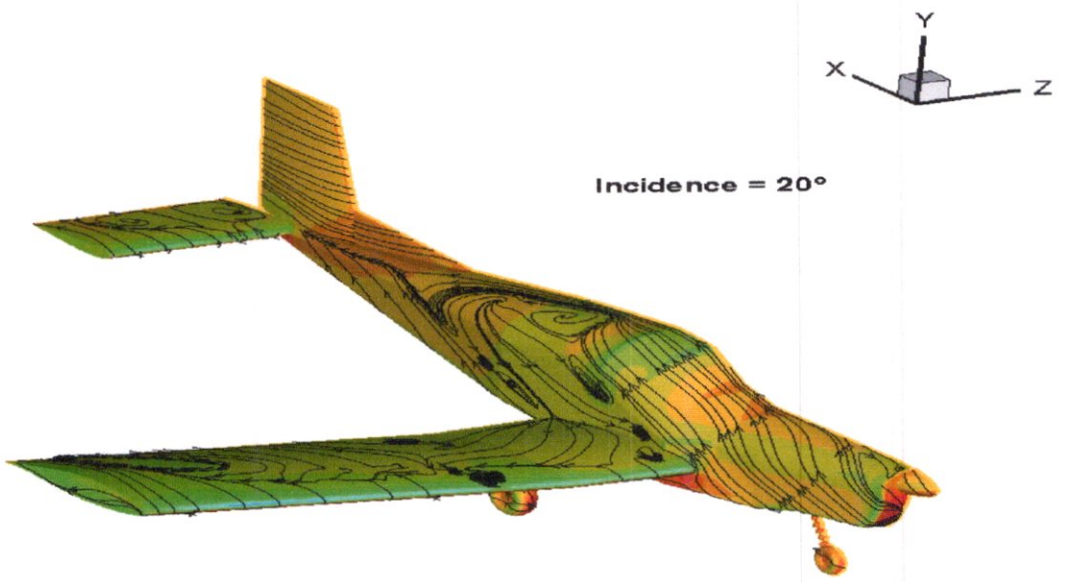
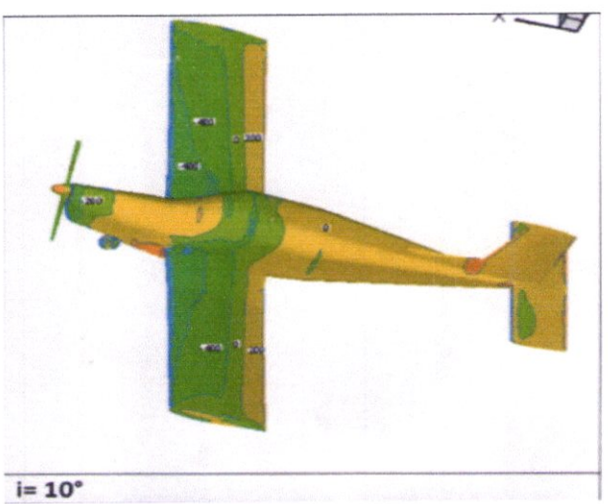


Figure (IIII.15) : lignes de courant.

-on constate au premier lieu l'apparition des zones tourbillonnaires sur les ailes, le fuselage (au dessus et cotés latéraux) et l'empennage horizontal.

-les zones tourbillonnaires sur l'extrados de l'aile, due au décollement de la couche limite.la dérive verticale ne subit aucune turbulence.

IIII-2.13 Contour de coefficient de pression Cp autour de Safir (décrochage) :



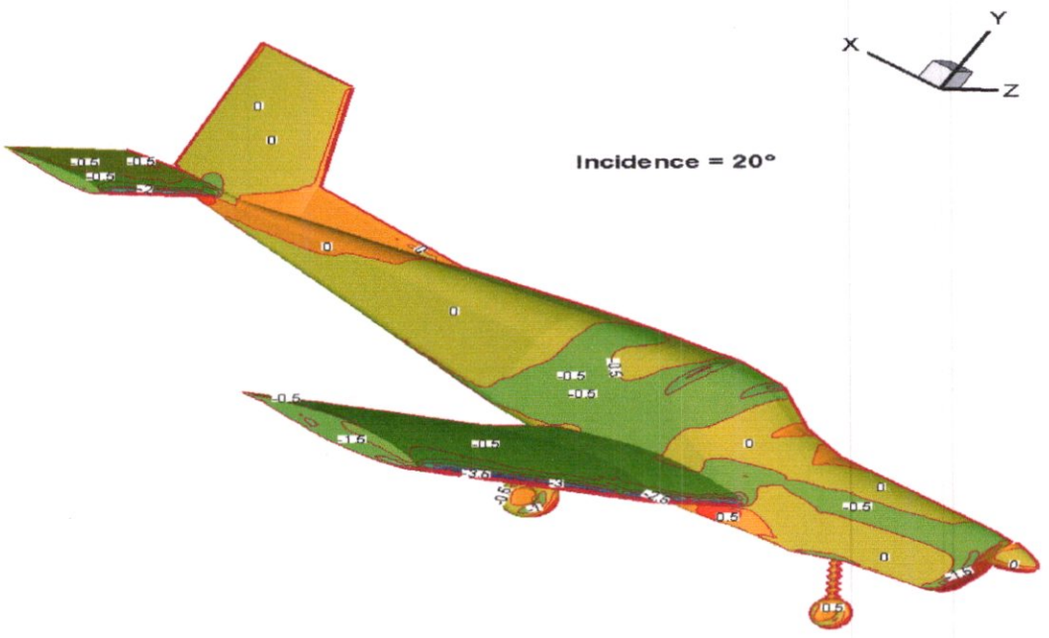
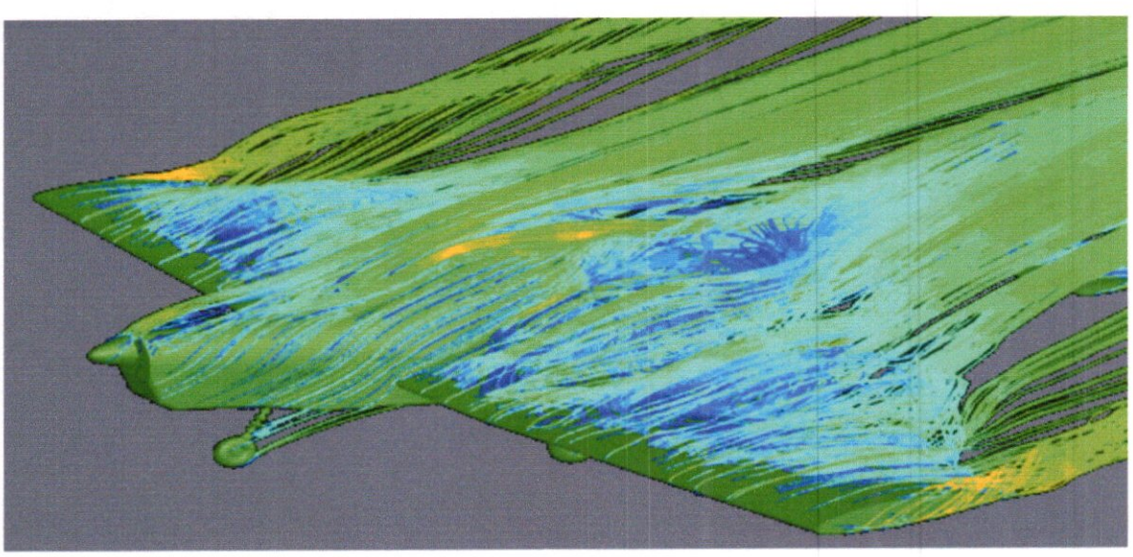


Figure (IIII.16) : contour de Cp (décrochage)

Ces deux contours nous permettent de visualiser la formation des zones de dépression (l'extrados, fuselage sur partie centrale), et nous montrent la forte surpression sur l'intrados et le bord d'attaque (aile, empennage horizontal) lors du décrochage et on voit que l'empennage verticale ne subit aucune pression car celui-ci est symétrique.

IIII-2.14 Visualisation de l'écoulement autour du Safir (décrochage) :



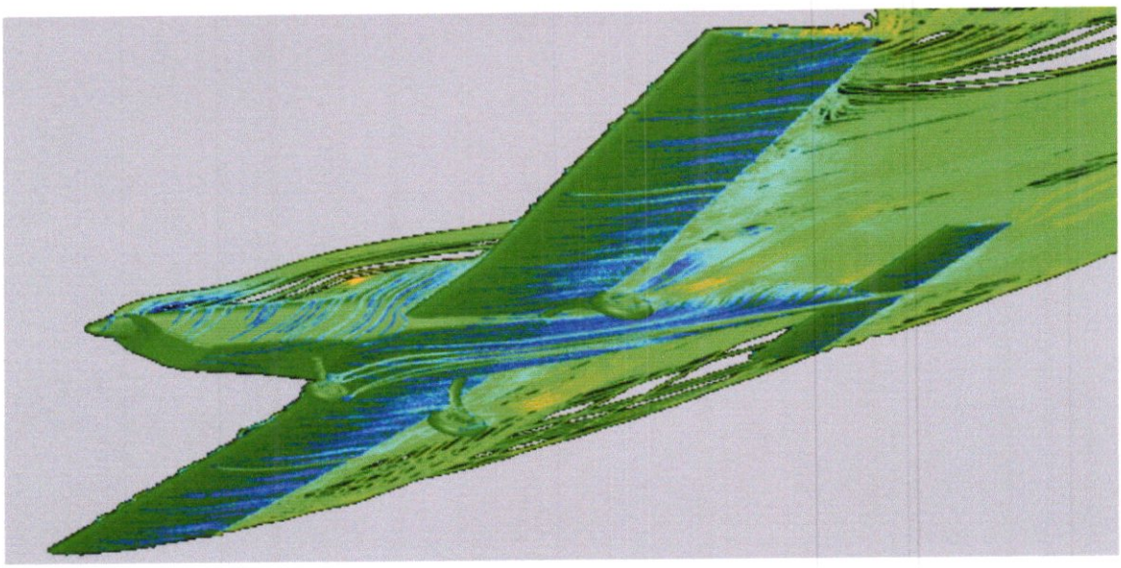


Figure (IIII.17) : *Visualisation de l'écoulement*

Lors de décrochage, on a visualisé l'écoulement autour de l'avion pour un angle d'incidence inc=20°.

Sur les extrémités, on voit les vortex marginaux (couleur jaune).

En bleu c'est le décollement de couche limite avec la zone de recirculation des filets d'air .Les écoulements de l'air sont perturbés au niveau des ailes, et gouverne horizontale, et pour la dérive l'écoulement reste laminaire.

IIII -2.15 Visualisation des écoulements marginaux :

Les tourbillons sont quantifiés par un paramètre qui s'appelle la vorticité représenter comme un vecteur et qui désigne l'intensité du tourbillon, il est de l'ordre de (1 /s).

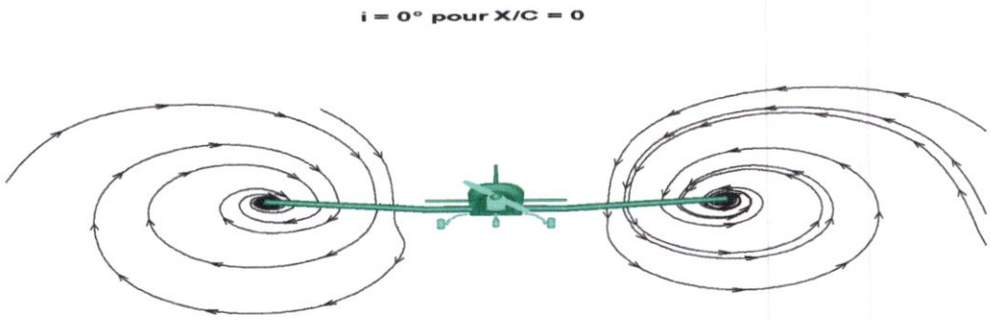


Figure (IIII.18) : visualisation des E.M sur Tecplot

Voici la visualisation des deux tourbillons marginaux pour une incidence inc=0° on constate qu'ils suivent le sens de rotation d'une aiguille de montre pour la demi-aile droite ce qui nous amène à dire qu'on peut prévoir le sens par ce logiciel qui est le tecplot.

IIII-3- Comparaison des performances de safir 43avec le model étudie

Comparaison des géométries :

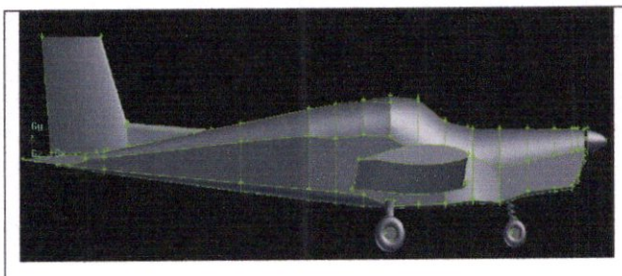
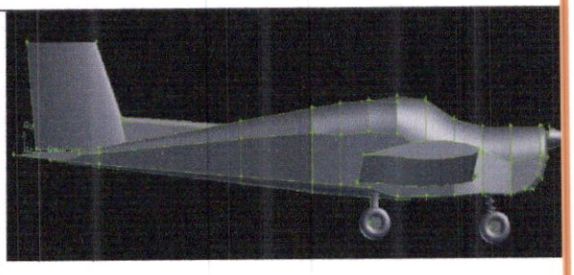
	
Version originale	Modèle proposé

Figure (IIII.19) : différence en géométrie

Les performances que l'on attend de notre model dépendent en premier lieu du choix de sa géométrie, qui joue un rôle très important sur ses caractéristiques ce qui permet de déterminer son domaine d'utilisation.

On remarque que notre model est petit par rapport a la vrais version on plus de ca il est plus léger

Comparaison des performances :

Courbes de coefficient de portance :

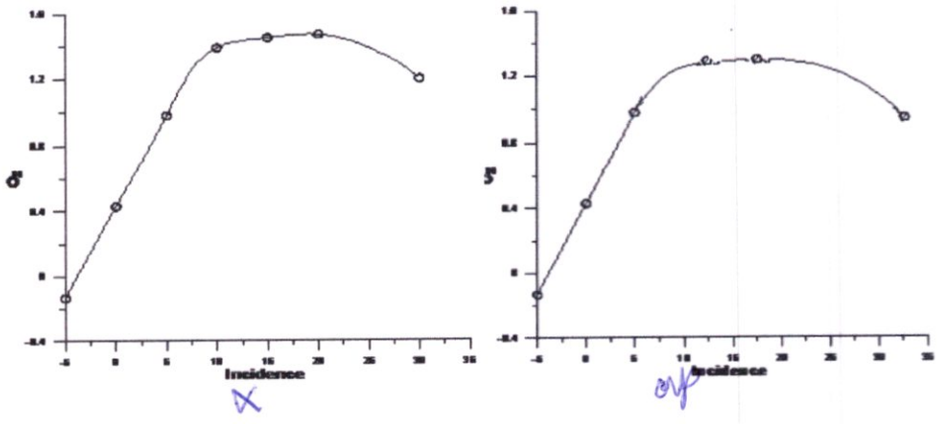


Figure (IIII.20) : différence en courbe de coefficient de portance

A partir des deux courbes de $C_z$en fonction de l'angle d'attaque α, on remarque que :

- lorsque l'angle d'attaque a atteint 0° on obtient déjà un coefficient de portance positif, donc une portance .

- entre -6° et +12° la courbe est sensiblement une droite, ce qui signifie qu'il y a une augmentation uniforme de la portance avec l'augmentation de l'angle d'incidence.
- au dessus de +10°, bien que la portance continue à augmenter encore un peu, l'augmentation est relativement petite et la courbe s'incurve pour former un sommet arrondi à environs +12° et C_z atteint son maximum, α=+12° est appelé l'angle de C_z max ou encore incidence critique ,et au-delà de cet angle il commence à décroître ; la courbe pointe vers le bas jusqu'au décrochage .

-Courbes de coefficient de traînée :

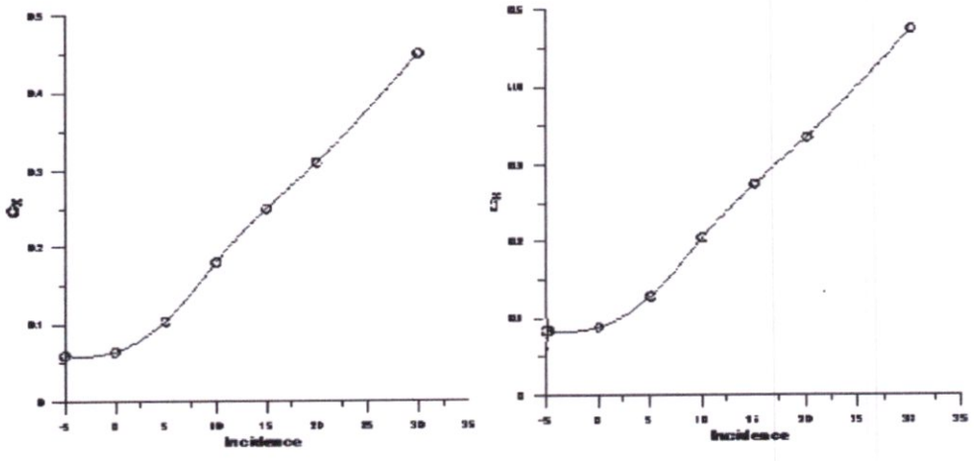


Figure (IIII.21) : différence en courbe de coefficient de trainée

- Ces courbes $C_x=f(\alpha)$ possèdent approximativement la forme d'une parabole pour les incidences comprises entre -10° et 12° (la courbe complète).

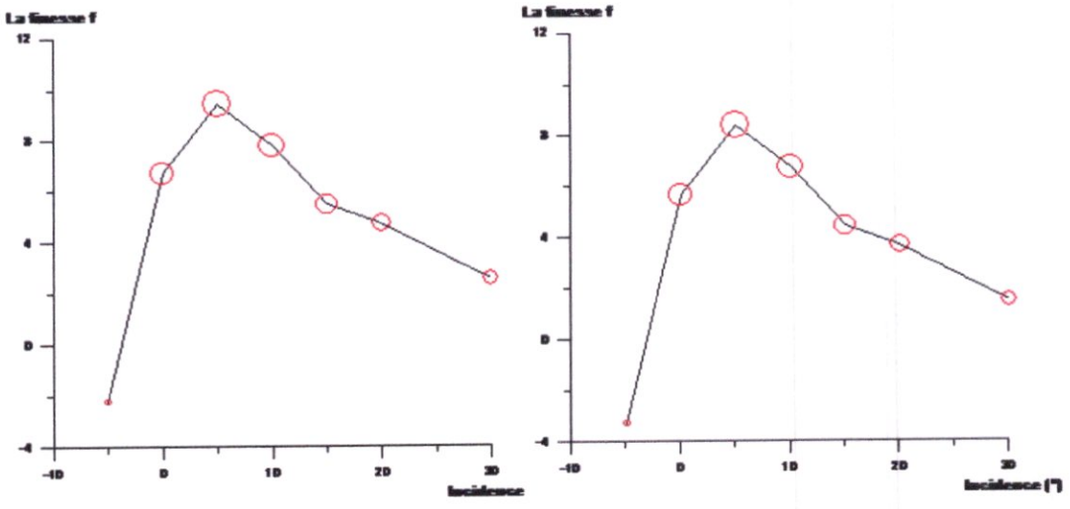
- Elles ne coupent pas l'axe des α : en effet, quelle que soit l'incidence de l'aile, on ne pourra jamais annuler la traînée.

- Pour $\alpha \approx -4°$, cette courbe passe par un minimum ; or, -4° représente l'angle de portance nulle ce n'est pas une coïncidence, en effet, le C_x induit est proportionnel à $C_Z{}^2$, en conséquence on aura le C_x total minimum quand le C_x induit sera nul, c'est-à-dire à l'incidence de C_Z nul.

- L'augmentation de la courbe à partir de C_x min est lente jusqu'à environs +7° et +9°, puis elle devient de plus en plus accentuée.

- Plus la vitesse augmente plus C_x min augmente et plus la traînée augmente ; de ses grandes valeurs en particulier aux incidences élevées.

Courbes de la finesse :



l'allure des deux figures de la finesse est la même pour les deux types d'avion ; mais on notera bien que la finesse a aussi un rapport avec la vitesse à chaque profil correspond une vitesse d'écoulement idéale à optimiser la finesse et donc la distance parcourue par tranche d'altitude.

On pouras dire que notre modelleest léger et plus performant.

CONCLUSION GENERALE

Dans ce présent mémoire, une étude numérique sur les caractéristiques aérodynamiques d'un avion léger de type Zlin143 alias SAFIR est présentée.

Le projet s'est déroulé comme prévu, les objectifs sont complètement atteints en ayant les caractéristiques du modèle choisi : nous avons bien obtenu les courbes de coefficient de portance, trainée, polaire et la finesse ainsi que les contours de la distribution de pression et la vitesse autour du modèle.

Nous avons acquis une expérience numérique en métrisant le code de calcul « Fluent » ce qui nous a été très bénéfique en matière de techniques de maillage et de visualisation des résultat sur Fluent ou autre post-processeur.

Références bibliographiques

[1] : **E.Lindemann : *cour*** pour élève pilote de vol à voile
« Théorie vol à voile, 80 principes de vol ».
Aérodynamique et Mécanique du vol

[2] : **D.Cauvin :** Aérodynamique Mécanique du Vol.
Institut aéronautique Jean Mermoz « Edition 1983 ».

[3] : **R.COMOLET :** Mécanique expérimentale des fluides par «».
« Tome 2 » Dynamique des fluides réels.

[4] : **D.Cauvin :** Aérodynamique-Mécanique du vol
Institut aéronautique JEAN MERMOZ

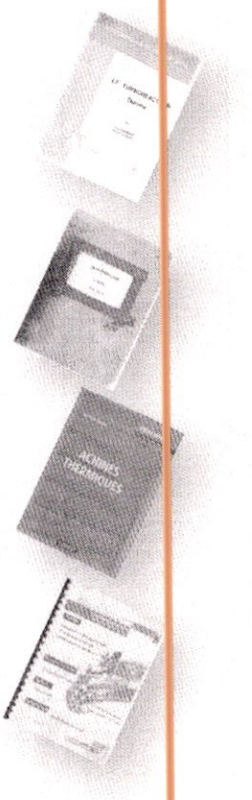
[5] : Documentation zlin143 ECA

[6]: **MR : Imine Bachir**
Cours : Documentation solidworks 2008
Documentation solidworks fichier HELP

[7] : La documentation du Fluent
Tutoriel et TP de la fac de **Lebanon**

[8] : **Zerroug + Benattou:** Mémoire de fin d'étude

[9]: **P.Chassaing:**
« Turbulence en mécanique des fluides : Analyse du phénomène en vue de sa modélisation à l'usage de l'ingénieur ».



Références web-graphique

[10] : R. Gougnot, Aérodynamique, http://www.chez.com/aerodynamique, « 2002 ».

[11] www.Wekipedia.com généralité sur l'aéronef et la Simulation informatique.

[12] : Sites Internet ⟹
_ http://www.combataircraft.com
_ http://www.aviation.com
_ http://www.avionlegendaines.com
_ www.**zlinaircraft**.cz
_ *www.onera.fr*

[13] : Mr R.Gougnot 2002 « le choix des profils ».
Encyclopédie du petit aéromodelicien en herbe ⟹ www.chez.com/aerodynamique

[14]: site du docteur Adrien.Pesenti

[15]: Ronzheimer, A:"Post-Parameterization of Complex CAD-Based Aircraft- Shapes Using Freeform Deformation." 8th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations, Honolulu (USA), 01.-05.06.2002.