

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE.  
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA  
RECHERCHE SCIENTIFIQUE.

UNIVERSITE SAAD DAHLAB BLIDA.

FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR.  
DEPARTEMENT : AERONAUTIQUE.



Mémoire pour l'obtention  
du diplôme d'ingénieur d'état en Aéronautique.

Filière: Construction aéronautique.

Spécialité : Propulsion.

## THEME

# Etude numérique des performances aérodynamiques du drone PREDATOR MQ-1

**PRESENTES PAR:**

Mr. BENASKEUR Moussa.  
Mr. BELMAKHZOUM Toufik.

**ENCADRE PAR :**

Dr: ALLALI Abderrazak.

ANNEE UNIVERSITAIRE 2009 /2010.

## ملخص

في هذا العمل قمنا باقتراح محاكاة رقمية من أجل دراسة القدرات الأيروديناميكية لنموذج طائرة بدون طيار (Predator MQ1). لهذا الغرض بدأنا بتصميم هذا النموذج و ذلك باستعمال برنامج solidworks ثم قمنا بتجزئة الهيكل باستعمال برنامج ICEM-CFD و أكملنا دراستنا بحل معادلات Navier-Stocks التي تحلل تدفق الهواء و ذلك اعتمادا على فرضية النموذج غير اللزج باستعمال برنامج Fluent . القدرات الأيروديناميكية لهذا النموذج تم تحليلها بشكل مفصل بهدف تحسينها.

## RESUME

Dans ce mémoire nous proposons une simulation numérique pour étudier les performances aérodynamiques d'un modèle de drone (Predator MQ1). pour se faire, on a commencé par la conception de ce modèle sous le logiciel Solidworks, passant par l'étape de maillage sous ICEM-CFD finissant par la résolution des équations de Navier-Stocks décrivant l'écoulement sous l'hypothèse d'un modèle non visqueux, sous le logiciel Fluent. Les performances aérodynamiques de ce modèle ont été analysées d'une façon détaillée dans le but principal est l'optimisation de ce drone.

**Mots clés :** simulation numérique, performances aérodynamiques, écoulement non visqueux.

## ABSTRACT

In this memory we propose a digital simulation to study the aerodynamic performances of a model of drone (Predator MQ1). to be done, one started with the design of this model under the Solidworks software, passing by the stage of mesh under ICEM-CFD finishing by the resolution of the equations of Navier-Stocks describing the flow under the assumption of a inviscid model, under the Fluent software. The aerodynamic performances of this model were analyzed in a way detailed with a main aim is the optimization of this drone.

**Key words:** digital simulation, aerodynamic performances, inviscid flow.

# Remerciements

Louange à notre bon dieu « ALLAH » qui nous a dotés de la merveilleuse faculté de raisonnement. Louange à notre créateur qui nous a incités à acquérir le savoir c'est à lui que j'adresse ma gratitude en premier lieu.

Je tiens à adresser mes sincères remerciements à mon promoteur Le Dr. **ALLALI Abderrazak**, qui a toujours été disponible, et dont les encouragements et les conseils judicieux qui m'ont été d'une très grande utilité, tant lorsque les travaux avançaient que dans les moments de doute .

Nous adressons également nos vifs remerciements et notre  
Profonde gratitude :

Au président et aux membres du jury pour l'honneur qu'ils  
Nous font, en acceptant de juger notre travail.

Nous remercions aussi tous les professeurs et les membres  
d'encadrement qui nous ont soutenu durant notre formation à  
l'université et tous ceux qui nous ont aidé de près ou de loin à  
l'élaboration de ce mémoire.

A tous les enseignants qui on contribué à notre formation depuis notre  
premier pas a  
l'école.



# *Dédicace*

*J'ai l'immense plaisir de dédier ce modeste  
travail :*

*A la mémoire des Martyrs de la nation,*

*A mon très cher père,*

*A ma très chère mère qui m'a toujours soutenue,  
que dieu la protège,*

*A mes sœurs, frères, et leurs enfants,*

*A toute ma famille proche,*

*A mon binôme Moussa,*

*A tous mes collègues un par un,*

*A mes amis : Imed, Ali, Issam*

TOUFIK

## TABLES DES MATIERES

Introduction générale.....	01
<b>Chapitre I :Généralités sur les drones</b>	
I.1 Introduction.....	04
I.2 Classification des modèles réduit.....	04
I.2.1 Vol libre.....	04
I.2.2 Vol circulaire.....	05
I.2.3 Vol radiocommandé.....	05
I.3 Les Matériaux employés.....	06
I.4 La Motorisation.....	07
I.5. Les drones.....	08
I.5.1. Classification des drones.....	08
A) drones miniatures.....	09
B) drones de court rayon d'action.....	09
C) drones tactiques à moyen rayon d'action.....	09
D) drones hélicoptères.....	10
E) les grands drones de longue endurance.....	11
F) UCAV (Unmanned combat aerial véhicule).....	11
G) Drones stratosphériques.....	12
I.5.2 Le système drones.....	13
I.5.3 Les missions des drones.....	14
A) Les missions potentielles pour un système HALE.....	14
B) Les missions potentielles pour un système MALE.....	15
I.5.4 Avantages et inconvénients des drones.....	15
I.6 Predator MQ-1.....	16
I.6.1 Définition.....	16
I.6.2 Les caractéristiques techniques du predator.....	17
I.6.3 Un regard à l'intérieur du Predator.....	20

## TABLES DES MATIERES

I.6.4 Les Matériaux employés.....	21
<b>Chapitre II :Aérodynamique des corps profilées</b>	
II .1 Introduction .....	22
II.2 Définition du profil.....	22
II.3 Géométrie des profils.....	22
II.3.1 Définitions géométriques.....	22
II.3.2 Références d'un profil.....	23
II. 3.3 Caractéristiques géométriques d'un profil.....	24
II. 3.4 Caractéristiques aérodynamiques des profils .....	24
II. 3.5 Centre de poussée et coefficient de moment .....	25
II. 3.6 Détermination du foyer sur un profil .....	27
II. 3.7 Classification des profils et optimisation.....	28
II. 3.7.1 Ligne moyenne droite.....	28
II. 3.7.2 Ligne moyenne à simple courbure.....	28
II. 3.7.3 Ligne moyenne à double courbure.....	29
II. 3.8 Génération des profils NACA.....	30
II .3.8.1 Famille de profils à quatre chiffres.....	30
II .3.8.2 Famille de profils à 5 chiffres .....	31
II .3.8.3 La famille 1X-XXX.....	31
II .3.8.4 Famille de profils laminaires.....	32
II. 4 Caractéristiques géométriques d'une voilure.....	33
II. 4.1 Profil de référence.....	33
II. 4.2 Corde moyenne ou profondeur moyen "lm" .....	33
II. 4.3 Allongement " $\lambda$ ".....	33
II. 5 La résultante aérodynamique.....	33
II. 5.1 définition.....	33

## TABLES DES MATIERES

II. 5.2	Caractéristiques de la résultante aérodynamique.....	34
II. 5.3	La portance.....	35
II. 5.4	La traînée.....	35
II. 5.4.1	Caractéristiques de la traînée.....	35
II. 5.4.2	Les diverses sortes de traînée.....	35
II.6	Etude des polaires.....	38
II.6.1	Etude de la polaire de type Eiffel .....	38
II.6.2	Etude de la polaire des vitesses.....	40
II.7	La finesse.....	40
II.8	Décrochage.....	41
II.9	Configuration de l'aéronef.....	42
II.9 .1	Contribution de l'aile.....	42
II.9 .2	Contribution du fuselage.....	43
II.9 .3	Contribution de l'empennage.....	44
II.10	Fréquences propres et amortissement des axes d'un aéronef .....	44
II.10.1	Fréquence propre d'un avion (drone).....	44
 <b>Chapitre III : Modelisation des notions fondamentales</b>		
III .1	Introduction .....	47
III .2	Généralités.....	47
III .2.1	L'atmosphère standard.....	47
III .2.2	Les paramètres physiques de l'air au niveau de la mer.....	48
III .2.3	Variations de la température avec l'altitude.....	48
III .2.4	Variations de la pression atmosphérique avec l'altitude.....	49
III.3	Equations fondamentales de la mécanique des fluides.....	49
III.3.1	Le modèle continu.....	49
III.3.2	Lois des gaz parfait.....	50

## TABLES DES MATIERES

III.3.3 Conservation de la masse.....	51
III.3.3.1 vecteur densité de matière.....	51
III.3.3.2 Débit massique.....	52
III.3.3.3 Débit volumique.....	52
III.3.3.4 Densité de courant.....	52
III.3.3.5 équation de continuité.....	52
III.3.4 Loi de conservation d'énergie.....	53
III.3.4.1 Ecoulement incompressible (équation de BRNOULLI).....	53
III.3.4.2 L'équation de Bernoulli pour un écoulement compressible.....	53
III.3.5 Les équations de Navier-Stokes.....	54
III.4 Description d'un fluide.....	54
III.4.1 Description de Lagrange.....	54
III.4.2 Description d'Euler.....	55
III.5 Les différents types d'écoulements.....	56
III.5.1 Ecoulements incompressibles et compressibles.....	56
III.5.2 Ecoulement laminaire et écoulements turbulent.....	57
III.5.3 Ecoulement stationnaire et instationnaire.....	57
III.5.4 Ecoulement irrotationnel.....	58
III.6 Modèles de turbulence.....	58
III.6.1 Hypothèse de BOUSSINESQ.....	58

## Chapitre IV :Simulation numerique

IV.1 Introduction.....	60
IV.2 Description de la méthode des volumes finis.....	60
IV.2.1 Introduction.....	60
IV.2.2 Principe de la méthode des volumes finis.....	61
IV.2.3 Etapes de résolution.....	62



## TABLES DES MATIERES

IV.2.3.1 Maillage.....	62
IV.2.3.2 Discrétisation.....	62
IV.2.3.3 Résolution des équations.....	63
IV.3 La simulation numérique.....	64
IV.3.1 Les avantages de la simulation numérique.....	64
IV.3.2 La méthodologie d'une simulation numérique.....	65
IV.3.3 Les étapes d'une simulation numérique.....	65
IV.3.4 Le SolidWorks.....	66
IV.3.4.1 Présentation.....	66
IV.3.4.2 Fonctionnalités et avantages.....	67
IV.3.4.3 Etapes de création de la géométrie avec Solidworks.....	68
IV.3.5 ICEM CFD.....	72
IV.3.5.1 Présentation.....	72
IV.3.5.2 Les étapes d'utilisation ICEM.....	73
IV.3.6 FLUENT.....	76
IV.3.6.1 Présentation de "Fluent".....	76
IV.3.6.2 Etapes d'utilisation de fluent.....	77
IV.3.5.3 Calcul.....	81
IV.3.5.4 Visualisation des résultats.....	82

## Chapitre V :Résultats et interprétations

V.1 Introduction .....	83
V.2 Approche numérique.....	83
V.3 Résultats et interprétations .....	84
V.3.1 Influence de l'incidence sur la portance $F_z$ .....	84
V.3.2 Influence de l'incidence sur le coefficient de portance $C_z$ .....	85
V.3.3 Influence de l'incidence sur la traînée $F_x$ .....	86

## TABLES DES MATIERES

V.3.4 Influence de l'incidence sur le coefficient de trainée $C_x$ .....	87
V.3.5 La polaire du model .....	88
V.3.6 La finesse du model .....	89
V.3.7 Influence des incidences sur les contours des vitesses .....	90
V.3.8 Influence des incidences sur les contours de pression.....	91
Conclusion générale.....	98

# Liste des figures et liste des tableaux

## LISTE DES FIGURES

Figure I-1 : le principe du « U-control » .....	05
Figure I-2 : modèle de vol circulaire .....	05
Figure I-3 : L'Iliouchine IL-76 radiocommandé .....	06
Figure I-4 : Black Widow (Aerovironment, 42g) .....	09
Figure I-5 : drone portable (LUNA) .....	09
Figure I-6 : RQ-2B Pioneer .....	10
Figure I-7 : drone hélicoptère (RMAX) .....	10
Figure I-8 : predator MQ-1 .....	11
Figure I-9 : Global Hawk .....	12
Figure I-10 : Drone solaire Hélios.....	12
Figure I-11 : Station de réception Sperwer .....	13
Figure I-12 : les différents vues du Predator MQ-1 .....	17
Figure I-13 : les systèmes embarqués .....	20
Figure II-1 : La géométrie d'un profil .....	23
Figure II-2 : Références d'un profil .....	23
Figure II-3 : Courbe du centre de poussée et du coefficient de moment .....	25
Figure II-4 : Coefficient de moment par rapport aux différents points de références .....	26
Figure II-5 : Foyer de l'aile .....	27
Figure II-6 : Profil biconvexe symétrique .....	28
Figure II-7 : Profil biconvexe dissymétrique .....	29
Figure II-8 : Profil plan convexe .....	29
Figure II-9 : Profil creux .....	29
Figure II-10 : Profil à double courbure .....	29
Figure II-11 : Géométrie du profil NACA 0012 .....	31
Figure II-12 : la résultante aérodynamique .....	33
Figure II-13 : Effet de surpression et dépression autour de l'aile .....	34
Figure II-14 : coefficient $K_p$ pour les différentes formes .....	37
Figure II-15 : tourbillons marginaux .....	37
Figure II-16 : tourbillons libres .....	38
Figure II-17 : la polaire .....	39
Figure II-18 : polaire des vitesses .....	40
Figure II-19 : Courbe de finesse .....	41

## Liste des figures et liste des tableaux

Figure (IV- 23) : la convergence des calculs .....	82
Figure (V-1) : courbe de portance en fonction de l'incidence .....	84
Figure (V-2) : courbe de coefficient portance en fonction de l'incidence .....	85
Figure (V-3) : courbe de traînée en fonction de l'incidence .....	86
Figure (V-4) : courbe de Cx en fonction de l'incidence .....	87
Figure (V-5) : courbe de la polaire .....	88
Figure (V-6) : courbe de la finesse du model .....	89
Figure (V-7) : contour de vitesse pour l'angle d'incidence 0° .....	90
Figure (V-8) : contour de vitesse pour l'angle d'incidence 10° .....	90
Figure (V-9) : contour de vitesse pour l'angle d'incidence -5° .....	91
Figure (V-10) : contour de pression pour l'angle d'incidence 0° .....	91
Figure (V-11) : répartition du coefficient de pression pour l'incidence 0°.....	92
Figure (V-12) : contour de pression pour l'angle d'incidence 5° .....	92
Figure (V-13) : répartition du coefficient de pression pour l'incidence 5° .....	93
Figure (V-14) : contour de pression pour l'angle d'incidence 10° .....	93
Figure (V-15) : répartition du coefficient de pression pour l'incidence 10° .....	93
Figure (V-16) : répartition du coefficient de pression pour l'incidence -5°.....	94
Figure (V-17) : répartition du coefficient de pression pour l'incidence -5°.....	94
Figure (V-18) : contour de pression pour l'angle d'incidence -10°.....	94
Figure (V-19) : contour de pression pour l'angle d'incidence 12°.....	95
Figure (V-20) : contour de pression pour l'angle d'incidence 18°.....	95
Figure (V-21) : répartition du coefficient de pression pour différents angles d'incidence...	96

## LISTE DES TABLEAUX

Tableau (I-1) : les données techniques du Predator .....	19
Tableau (II.1) : Les points caractéristiques de la polaire sont les suivants.....	39
Tableau (V-1) : les valeurs du composantes des la vitesse.....	83
Tableau (V-2) : tableau de données de portance et traînée et finesse.....	84

# Nomenclature

---

$C_p$	Coefficient de pression.
$C_x$	Coefficient de traînée.
$C_z$	Coefficient de portance.
$r$	Constante des gaz parfaits.
$Re$	Nombre de Reynolds.
$x, y, z$	Coordonnées cartésiennes.
$\tau$	Gradient de vitesse.
$F_z$	Force de portance [N].
$R$	Résultante aérodynamiques[N].
$F_x$	Force de traînée. [N].
$\delta$	Epaisseur de la couche limite[m].
$l$	Corde du profil d'aile [m].
$e$	Epaisseur maximale du profil d'aile[m].
$T$	Température. [°K].
$t$	Temps [s].
$U$	Vitesse de l'air [m.s <sup>-1</sup> ].
$\mu$	Viscosité dynamique. [ Kg.m <sup>-1</sup> .s <sup>-1</sup> ].
$\nu$	Viscosité cinétique [m <sup>2</sup> .s <sup>-1</sup> ].
$P$	Pression. [Pa].
$U_\infty$	Vitesse de l'écoulement libre[m.s <sup>-1</sup> ].
$c$	Célérité du son [m.s <sup>-1</sup> ].
$V$	Volume. [m <sup>3</sup> ].
$\mu_t$	Viscosité turbulente [ Kg.m <sup>-1</sup> .s <sup>-1</sup> ].
$m$	Masse [Kg].
$\alpha$	Angle d'incidence. [deg°].
$\alpha_0$	Angle de portance nulle [deg°].
$g$	Accélération de la pesanteur [m.s <sup>-2</sup> ].
$\lambda$	Allongement.

# Nomenclature

---

$\beta$	Angle de calage[deg°].
$h$	Epaisseur relative[m].
$f$	Flèche maximum.
$C$	La courbure relative.
$C_{m0}$	Coefficient de moment par rapport au foyer.
$d$	La cambrure maximale [m].
$lm$	Corde moyenne ou profondeur moyen [m].
$S$	Surface de référence [m <sup>2</sup> ].
$B$	Envergure [m].
$C_r$	Coefficient aérodynamique.
$q$	la pression dynamique [pa].
$V$	vitesse en [m/s]
$\rho$	Masse volumique de l'air en [kg/m <sup>3</sup> ].
$S_f$	Surface mouillée du fuselage [m <sup>2</sup> ].
$k_s$	Coefficient de section.
$k_p$	Coefficient de profilage.
$Q_m$	Le débit massique.
$Q_v$	Le débit volumique.
$\vec{j}$	La densité de courant.
$M$	Le nombre de mach .

### ***INTRODUCTION GENERALE :***

La robotique aérienne connaît depuis plusieurs années un engouement considérable tant chez les constructeurs privés que dans les laboratoires de recherche. Cet intérêt est motivé par les récentes avancées technologiques qui rendent possible la conception de systèmes performants doués de réelles capacités de navigation autonome, à des couts non prohibitifs.

Aujourd'hui, les principales limitations que rencontrent les chercheurs sont d'une part, liées à la difficulté de maîtriser l'appareil en présence de turbulences atmosphériques, et d'autre part à la complexité du problème de navigation nécessitant la perception d'un environnement souvent contraint et évolutif, en particulier dans le cas de vol à basse altitude . les applications sont nombreuses. Elles concernent en premier lieu les domaines de la sécurité (surveillance de l'espace aérien ,du trafic urbain et interurbain), la gestion des risques naturels (surveillance de l'activité des volcans ) , la protection de l'environnement (mesure de la pollution de l'air, surveillance des forêts ) , l'intervention dans des sites hostiles (milieux radioactifs, déminage des terrains sans intervention humaine), la gestion des grandes infrastructures (barrages, lignes à haute tension pipelines ) , l'agriculture (détection et traitement des cultures ) et la prise de vue aérienne dans la production des films . toutes ces missions nécessite un contrôle performant de l'appareil et par conséquent des informations précises sur son état absolu et/ou relatif à son environnement.

Ces dernières années, la conception et l'amélioration des performances aérodynamiques des drones a fait l'objet d'un certain nombre d'études .Ceci est du au besoin de produire des véhicules aériens manœuvrables et autonomes, pour des applications militaires ou civiles .

Chez les militaires, la conception de modèles réduits volants ou les drones devient très importante, dont ils ont élaboré des centres de recherches spécialisés dans ce domaine comme ONERA en France. Les drones sont capables à réaliser des missions d'interception (contre des chasseurs rapides) ou d'attaquer des vaisseaux aussi imposants. Ils peuvent également servir pour des opérations de bombardements. Ils sont notamment capables d'éviter les tirs de barrages et de traverser certains types de boucliers pour exploser directement sur leurs cibles.

En effet, tous ce progrès est grâce à l'aérodynamique. Cette branche de la dynamique des fluides qui porte principalement sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi qu'éventuellement sur leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent.

Malheureusement l'application des principes de cette science telle que les essais en soufflerie sont le plus souvent inaccessibles aux particuliers de par leur coût très élevé.

Pour cette raison, depuis les années 1980, plusieurs logiciels ont été développés permettant de traiter numériquement l'aérodynamique de corps fuselés (en écoulement peu ou pas décroché) et sont maintenant disponibles. Ce type de simulation appelée aussi simulation informatique, désigne un procédé selon lequel on exécute un programme informatique sur un ordinateur en vue de simuler par exemple un phénomène physique complexe ; les simulations numériques scientifiques reposent sur la mise en œuvre de modèles théoriques utilisant souvent la technique dite des volumes finis. Elles sont donc une adaptation aux moyens numériques de la modélisation mathématique, et servent à étudier le fonctionnement et les propriétés d'un système modélisé ainsi qu'à en prédire son évolution.

La puissance de calcul des ordinateurs personnels a rendu certains de ces logiciels facilement exploitables, avec des temps de calcul très courts (ce qui n'était pas le cas il y a quelques années). Donc l'usage des ordinateurs pour les études aérodynamiques des avions en général, se révèle ainsi être l'outil idéal pour l'aéromodélisme lui permettant de concevoir et d'optimiser ces derniers selon des normes aérodynamiques dans des délais de temps intéressants.

Après une vue d'ensemble historique du vol, on présentera par la suite de manière spécifique un travail qui tente ; en toute modestie ; de témoigner de l'efficacité des méthodes précédemment citées en effectuant une simulation en vue d'étudier les performances aérodynamiques d'un drone de type PREDATOR MQ-1.

Le présent mémoire est réparti selon les chapitres suivants :

- Le premier chapitre sert à informer les lecteurs sur les différents types de drones ainsi que leurs missions et leurs limitations, on donnant les différentes caractéristiques techniques de notre modèle ainsi que les matériaux.
- Le deuxième chapitre a fait l'objet de la présentation de notions de base de l'aérodynamique des corps profilés.
- Le troisième chapitre sert à citer et expliquer la formulation mathématique des différentes équations de la mécanique des fluides et les modèles de turbulence régissant les écoulements



## INTRODUCTION

---

autour des obstacles. On introduit, de façon quantitative, les notions d'écoulements stationnaires et instationnaires, incompressibles ou compressibles, laminaires ou turbulents.

-La simulation numérique de la présente application on utilisant le logiciel ICEM CFD et "Fluent" sera l'objet du quatrième chapitre. On y abordera les différentes étapes passées pour modéliser le problème, depuis la création de la géométrie sous Solidworks et la génération du maillage en ICEM CFD, en passant par le paramétrage de "Fluent" jusqu'à la résolution.

-Dans le dernier chapitre, les résultats de la simulation numérique seront interpréter et discuter.ces derniers seront représentés sous forme des graphes et contours.

Ce présent mémoire sera clôturé par une conclusion générale.

***CHAPITRE 01***  
***Généralités sur les***  
***drones***

### ***1.1. INTRODUCTION :***

A la constitution des premiers corps d'aviation des armées vers 1912, l'utilité de l'aéroplane reste assez mal définie, à l'exception des missions de reconnaissance, d'observation, de photographie des lignes ennemies ou de correction des tirs d'artillerie.

Entre avril et août 1915 se produisent les inventions décisives permettant le développement de l'avion comme arme de suprématie aérienne (chasse) et de destruction au sol (bombardement). L'utilisation de drones équipés de capteurs est porteuse d'applications civiles et militaires nouvelles. C'est certainement une alternative technologique sérieuse à l'emploi de satellites d'observation. Plus prometteuse serait la possibilité d'employer ces engins dans des contextes d'intervention au sein d'ensembles plus complexes ou comme maillons actifs d'un réseau d'information et de décision. Pour cela, l'augmentation des capacités de perception et de décision autonome des drones est un enjeu majeur en vue de leur utilisation efficace en contexte opérationnel, avec notamment une sécurité, une portée, une robustesse et une facilité d'emploi accrues. Les progrès technologiques concernant la chaîne d'acquisition et de traitement d'information jusqu'à la décision embarquée, et l'aide à l'opérateur (avionique de bord, station sol, et charge utile) sont constants.

Les systèmes de drones actuels sont dotés de peu de capacités décisionnelles embarquées. Leur mise en œuvre impose des contraintes de maintien des liaisons, de permanence du contrôle et de vigilance des opérateurs qui limitent grandement les missions pouvant être réalisées. Ils sont de ce fait limités en portée, détectables, vulnérables à la perte de liaisons, peu discrets, peu réactifs, peu manœuvrants et cantonnés à des missions militaires de reconnaissance, d'observation pour le renseignement ou de désignation d'objectifs.[1]

### **I.2 Classification des modèles réduits :**

On peut classer les avions à modèle réduit selon leur type de vol dans 3 catégories principales.

#### **I.2.1 Vol libre :**

L'expression "vol libre" est utilisée en aéromodélisme depuis la fin des années 50. Devant la vulgarisation des radiocommandes il fallut à l'époque différencier les disciplines. On parle donc depuis de "vol RC" et de "Vol libre." Le vol libre implique qu'il n'y a plus, après le lâcher du modèle, aucune intervention externe possible. Cela suppose que l'appareil est conçu et réalisé de manière à voler seul -librement- et réaliser certaines

L'utilisation d'avions radiocommandés en tant que loisir est en augmentation constante du fait de la disponibilité de pièces plus petites et de moins en moins chères, ainsi que grâce aux avancées technologiques. Une grande variété de modèles et de styles est disponible afin de satisfaire à toutes les envies et à tous les budgets. Du fait de la disponibilité et des avancées en accumulateurs électriques et moteurs électriques, un nombre grandissant d'utilisateurs utilisent des avions électriques plutôt que thermiques (le plus souvent au méthanol ou à l'essence). Les avions électriques sont en effet plus faciles à construire et n'ont pas les problèmes inhérents à l'essence. [3]

Les scientifiques ainsi que les organisations gouvernementales ou les militaires utilisent également des avions radiocommandés pour des expériences, la récupération d'informations météorologiques ou en faire des drones.



*Fig. (I-3) : L'Iliouchine IL-76 radiocommandé.*

### **I.3 Les Matériaux employés :**

- Les bois (balsa, samba, contreplaqué, pin...), sont utilisés pour les fuselages et les ailes, les bois légers étant préférés aux bois comme le pin utilisés uniquement comme structure rigidifiante .
- Les métaux se retrouvent dans les tubes, les tiges de commandes plus ou moins rigides, voire pour la construction de l'avion lui-même (aluminium, et même titane).
- Les résines, comme colles, enduits, servent à l'entoilage des structures (comme l'enduit nitro-cellulosique), ou avec des tissus de fibre synthétique, à la construction de fuselages ou d'ailes.
- Les polystyrènes sont utilisés pour certaines constructions plus lourdes mais plus rapides d'ailes.

- Les cartons et papiers divers sont aussi utilisés.
- Les tissus d'entoilage, qui ont la particularité de se rétracter à la chaleur. On les utilise pour recouvrir les fuselages ou pour donner du volume aux ailes (uniquement composées de nervures). On trouve l'Oracover, l'Oralight... Ces tissus (plastiques) sont colorés et créent en même temps les motifs des modèles. [3]
- Le kevlar, le carbone, le tissu de verre, sont aussi couramment utilisés pour les fuselages et les ailes des avions et planeurs de compétition.
- Le depron est de plus en plus répandu et permet une technique de construction peu onéreuse.
- L'EPP (Poly Propylène Expansé) est de plus en plus utilisé pour la réalisation de modèle de petite à moyenne taille, pour réaliser des modèles de planeurs ou d'avions électriques très résistant au choc, pour l'apprentissage ou le vol de pente de combat. [4]

#### **I.4 La Motorisation :**

- Les moteurs caoutchoucs fonctionnent à l'aide de longs élastiques enroulés, dont le déroulage entraîne l'hélice.
- Les moteurs à air comprimé, sont peu utilisés, et surtout en vol libre.
- Les sandows, treuils, et même des avions « tracteurs », sont utilisés pour lancer les planeurs.
- Les moteurs à explosions (généralement des monocylindres 2 temps) sont souvent utilisés, certains pouvant être à eux seuls des maquettes remarquables (moteurs en étoile, multicylindres en ligne ou en V).
- Les moteurs électriques (notamment les moteurs brushless ou sans balais) sont de plus en plus utilisés, grâce aux progrès des accumulateurs. Certains modèles ont également des panneaux solaires photovoltaïques, pour augmenter l'autonomie mais à titre de démonstration seulement, du fait du faible rendement des cellules solaires.
- Les turbines sont entraînées par des moteurs électriques ou à explosion. Les pulsoréacteurs sont rares car bruyants et surtout difficiles à mettre en œuvre (pas de réglage de puissance). Ils sont souvent utilisés en démonstration du fait de leur côté très spectaculaires.
- Les moteurs à réaction sont des pièces de luxe (minimum 2 000 euros), et restent complexes à mettre en œuvre. [4]

**I.5. Les drones :**

Les drones ou UAV (unmanned aerial vehicles) sont des engins volants sans pilote capables de mener à bien une mission en autonomie ou semi- autonomie. leur utilisation principale est militaire pour des missions de reconnaissance ou de surveillance, sans risque de pertes humaines .en effet, ils sont bien adaptés pour la réalisation de missions qui mettraient potentiellement un équipage en danger ou qui nécessitent une permanence sur zone qui serait fastidieuse pour un équipage à bord. Leur emploi a commencé par tout ce qui touche à l'observation puis a été étendu à l'acquisition d'objectifs ainsi qu'à la guerre électronique, et à destruction de cibles. Des applications civiles font leur apparition comme la surveillance du trafic autoroutier, la prévention des feux de forêts, la récolte des données météorologiques ou bien encore l'inspection d'ouvrages d'art. La taille des drones varie du centimètre à plusieurs mètres, tout comme leur mode de propulsion qui évolue en fonction des besoins. On distingue deux types de voilures : les voilures fixes pour le vol en mode d'avance et les voilures tournantes pour le vol stationnaire.

**I.5.1. Classification des drones :**

Les drones sont classés par catégorie selon leur taille et but. Les versions militaires de ces avions tombent fondamentalement dans une de deux catégories; elles peuvent être passives ; recueillant l'intelligence, faisant les interceptions par radio et la reconnaissance visuelle ou en tant que véhicules de combat non-pilotés.

(UCAV) ils peuvent être équipés des armements les permettant de participer aux grèves blessantes.

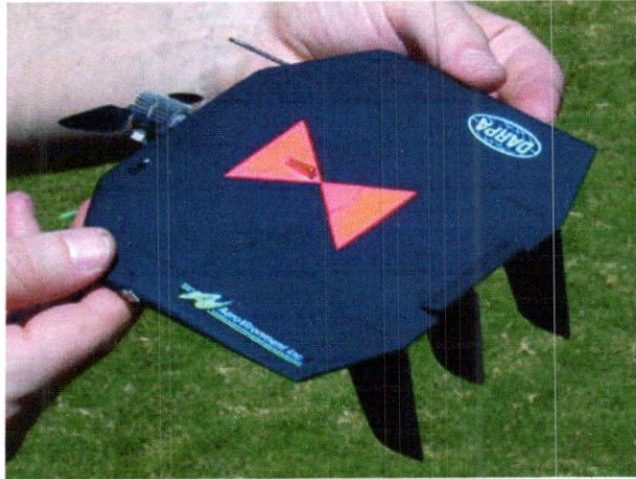
L'UAV est encore classifié par la méthode qu'il réalise le vol ; il peut être classé comme aile fixe, aile mobile ou ornithopter (battement comme un oiseau). Les ballons et les dirigeables non-pilotés sont plus légers que l'air et ne sont pas classés comme drones.

Une autre distinction est faite selon le niveau de l'autonomie auquel le drone fonctionne. À son niveau plus simple, l'avion est commandé à distance par l'intermédiaire d'une liaison hertzienne, le prochain niveau de la complexité fournit aux avions un certain degré d'autocontrôle (fonction de pilote automatique). Les avions les plus sophistiqués reçoivent l'information de position par GPS et peuvent suivre un plan de vol utilisant des buts préprogrammés, les senseurs détectent des obstacles et il y a puissance de calcul à bord suffisante de calculer une stratégie d'action de les éviter tout en maintenant la stabilité d'avion. [5]

La classification la plus importante cependant se rapporte sur la taille du drone.

**A) drones miniatures :**

Envergure inférieure à 50 centimètres .dont le micro drones de dimensions inférieures à 15 centimètres et les nano drones de quelques centimètres destinés à l'observation en milieu urbain. Ces drones peuvent être actionnés par une seule personne. [5]



*Fig (I-4): Black Widow (Aerovironment, 42g).*

**B) drones de court rayon d'action :**

Envergure 0.5 à 2 mètres, ces drones sont destinés à voler de l'autre côté de la colline. Généralement à voilure fixe, ils ont une vitesse faible (quelques dizaines de km/h) et une masse de quelques kg.[6]



*Fig. (I-5) : drone portable (LUNA).*

**C) drones tactiques à moyen rayon d'action :**

Ce sont les plus répandus .Ils sont utilisés dans des missions de surveillance et de reconnaissance, avec utilisation de senseurs optiques (visible et infrarouge).

- ✓ rayon d'action : 30 à 500 km
- ✓ altitude de vol : 200 à 5000 mètres

- ✓ durées : 2 à 8 heures
- ✓ masse au décollage : 100 à 800 kg



*Fig. (I-6) : RQ-2B Pioneer.*

### **D) drones hélicoptères :**

Il s'agit d'engins d'une cinquantaine de kilos avec une charge utile de 20 à 30kg. Munis d'un système de navigation, ils sont capables d'effectuer des missions en autonomie complète.

Ce type de drone tactique est capable d'atterrir sur des surfaces de petites dimensions, Par exemple sur des plates-formes de navires. [6]



*Fig. (I-7) :drone hélicoptère (RMAX).*



**E) les grands drones de longue endurance :**

Ils sont destinés à l'observation principalement par radar. De l'ensemble du théâtre d'opération : ce sont les drones MALE (moyenne altitude longue endurance) et HALE (haute altitude longue endurance) dont les caractéristiques sont les suivantes :

- ✓ envergure : 15 à 40 mètres.
- ✓ rayon d'action : 1000 à 5000 km
- ✓ altitude de vol : 10000 à 20000 mètres
- ✓ endurance : 12 à 48 heures.
- ✓ masse au décollage : 1500 kg.[6]



*Fig. (I-8): predator MQ-1.*

**F) UCAV (Unmanned combat aerial véhicule):**

Ils sont destinés à des missions de pénétration à grande vitesse afin de traiter, avec l'homme dans la boucle décisionnelle. Un objectif dans la profondeur, voir un horizon plus lointain. D'assurer des missions de défense aérienne.

il est très difficile de donner une limite exacte entre les différentes catégories. La distinction entre un drone MALE et un drone HALE ou entre un drone MR et MRE est plus délicate. D'autre part le concept d'emploi de ces différents drones n'est pas défini et donc cette catégorie ne tient compte que des performances ou des dimensions des différents drones. [5]



*Fig. (I-9): Global Hawk.*

### **G) Drones stratosphériques :**

Il existe également des drones d'une autre envergure, des grands drones stratosphériques, prévus pour des vols à très haute altitude pour des durées a priori illimitées (plusieurs mois). L'objectif dans ce cas est de remplir une mission analogue à celle d'un satellite géostationnaire : observation et communication. Le leader pour cette technologie, en coopération avec la NASA, est encore la société AeroVironment avec son drone Helios (anciennement Pathfinder). Il s'agit d'un grand avion électrique (figure I.10) d'une soixantaine de mètres d'envergure, muni de panneaux solaires et d'une pile à combustible. L'énergie solaire est utilisée pendant la période diurne pour alimenter les moteurs et recharger la pile à combustible. Cette dernière est utilisée la nuit pour éviter à l'avion de perdre trop d'altitude. En 2001, Helios a atteint une altitude record de 96 863 pieds. Des expérimentations ont été effectuées en 2002 avec ce drone pour la première application commerciale (de la télévision) utilisant un relais à 60 000 pieds. [5]



*Fig. (I-10) : Drone solaire Hélios.*

### I.5.2 Le système drones

La mise en œuvre d'un ou de plusieurs drones fait appel à différents éléments, constituant un «système drones». Ce système a deux composantes :

- ✓ *Un segment air* : lui-même composé du drone, de sa charge utile et de son système de transmission.
- ✓ *Un segment sol* : constitué d'un ensemble de matériels, et de un ou plusieurs hommes, ayant un degré d'intervention plus ou moins élevé.

On distingue encore dans la composante sol deux catégories de matériels :

- ✓ Ceux ayant trait au lancement et à la récupération des drones (catapulte, filets, etc.), et auxquels s'ajoutent les moyens techniques nécessaires à la maintenance et au reconditionnement des drones, exactement de la même façon que pour l'exploitation des avions.
- ✓ Ceux ayant trait à la conduite de la mission, et devant permettre d'assurer, au sein d'une «station sol» les fonctions suivantes :
  - *La gestion du vol et de la navigation* (en temps réel si le drone est piloté du sol, ou en simple surveillance s'il est autonome).
  - *La réception des données* envoyées depuis le drone et, éventuellement, le décryptage.
  - *L'analyse et l'interprétation* des données, leur éventuelle retransmission à un centre de décision ou d'intervention, ainsi que leur enregistrement.

La station de contrôle et de réception des données peut s'envisager, dans l'avenir, étant elle-même aéroportée (avions gros porteurs ou de combat).

L'ensemble de ces composantes intervient évidemment dans l'évaluation des coûts d'un «système de drones». [5]



Fig. (I-11) : Station de réception Sperwer.

### I.5.3 Les missions des drones :

Les drones sont des automates et en tant que tels ne peuvent se passer de réseau, de liaisons de données, de stations sol et aéroportées avec la présence, encore pour longtemps, de l'homme dans la boucle. Ils pourraient représenter une extension dans la troisième dimension de l'Intranet terrestre avec l'avantage, jamais démenti dans les guerres, d'être capables de tenir « *les points hauts* » sans jamais être coupés du sol (du moins, on s'évertue à l'obtenir). Les armées sont confrontées, aujourd'hui, au double défi de l'exigence de préservation maximale de la vie de leurs soldats et de la réduction continue de la boucle « Observation – Optimisation – Décision – Action » (OODA) qui caractérise les conflits nouveaux. Le recours croissant aux drones permet de répondre à ces nouvelles contraintes. L'exemple du drone Predator est révélateur des mutations évolutives qui ont vu le jour tant sur le plan opératif, technologique que doctrinal. Les drones à haute et moyenne altitudes, en tant que dispositifs d'appui ISR ont permis l'émergence de missions de type *Time Critical Targeting* (TCT) afin de traiter rapidement des cibles fugitives et mouvantes

Sans qu'ils aient bouleversé les fondements de l'aéronautique militaire, les systèmes de drones, de par leur emploi et leur insertion croissante dans l'espace de bataille, ont néanmoins généré des modifications majeures dans la manière de concevoir non seulement les opérations aériennes, mais, au-delà, les principes mêmes des opérations interarmées.

La pluralité des plates-formes non habitées qui demande un même système, lui-même relié à un « système des systèmes », renforce la vision « réseau centré » adoptée par les armées occidentales.[7]

#### A) Les missions potentielles pour un système HALE (type Global Hawk):

- Le renseignement au plus près du temps réel et le soutien aux frappes de précision (illumination de cibles, bombardement).
- L'information sur les ordres de bataille ennemis (observation et surveillance).
- Le soutien aux opérations spéciales (opérations psychologiques, approvisionnements).
- Le soutien à l'encerclement et à la mise en isolant.
- La reconnaissance pour mener des opérations sensibles.
- Le soutien à l'aide humanité.
- La détection de missiles balistiques grâce à une alerte avancée.

**B) Les missions potentielles pour un système MALE (type Predator) :**

Incluent l'*Intelligence, Surveillance, Target Acquisition and Reconnaissance* (ISTAR) :

- Un renforcement du renseignement (écoute des signaux électromagnétiques).
- Une amélioration des délais pour les cibles fugitives (*time critical targeting*).
- Un nœud relais pour les transmissions tactiques [contrôle d'autres drones, communications des troupes au sol, aide au positionnement (GPS)].
- Le brouillage, la guerre électronique et la destruction de défense anti-aérienne (*Suppression of Enemy's Air Defense – SEAD*).
- L'appui-feu rapproché (Close Air Support – CAS) y compris en milieu urbain.
- La recherche et sauvetage (SAR).

Les micro-drones et les drones tactiques sont utilisés essentiellement au profit des forces terrestres, pour des missions de sécurité, pour réduire le « brouillard de guerre » et pour l'acquisition de cibles pour l'artillerie. Le drone tactique contribuera à rallonger les distances d'action (dépose de capteurs, de brouilleurs, voire de charges militaires) en maintenant le combattant à distance de sécurité. Les drones ont aussi des applications importantes dans le domaine civil, comme la protection, la surveillance et la sécurité intérieure. Aujourd'hui, les besoins non couverts sont encore assez nombreux mais ce n'est pas à cause d'une offre insuffisante de plates-formes mais là aussi, d'un concept d'utilisation trop récent ou bien inexistant. [7]

**I.5.4 Avantages et inconvénients des drones :**

Les drones présentent de nombreux avantages que l'on peut résumer ici :

- Le recours croissant aux drones permet de répondre à la contrainte de réduction continue du temps dans la boucle "Observation – Optimisation – Décision – Action" (OODA).
- L'absence d'équipage à bord permet des missions de plus longue durée.
- Les capacités physiologiques de l'homme sont dépassées.
- L'absence de toute forme d'exposition du pilote aux risques.
- L'absence de tout sentiment de crainte ou de stress dans l'action.
- La polyvalence relative d'emploi, flexibilité, modularité.
- Le traitement des cibles fugitives (Time Sensitive Target).
- La réduction des coûts financiers de conception, d'entretien.

Ils présentent aussi des lacunes :

Un certain nombre de missions semblent être définitivement irréalisables par des vecteurs non habités. La mission de défense aérienne en est l'exemple caractéristique. Cette mission implique un niveau de complexité élevé, tant dans les moyens de détection, d'identification et d'acquisition des cibles que dans les armements et nécessite également une capacité permanente d'adaptation en temps réel à la situation, au traitement de l'opportunité et à l'attitude de l'adversaire. Les drones tactiques présentent une vulnérabilité en eux-mêmes mais également fragilisent le réseau d'information dans lequel ils sont insérés, en complexifiant le système. En utilisant des drones, on est plus dépendant de la technologie sur le champ de bataille. Malgré la haute technologie des drones, leur usage et l'interprétation des informations qu'ils fournissent ne sont pas toujours aisés. Les erreurs d'interprétation sont nombreuses (dommages collatéraux) et le recrutement et la formation d'interprètes difficiles. [7]

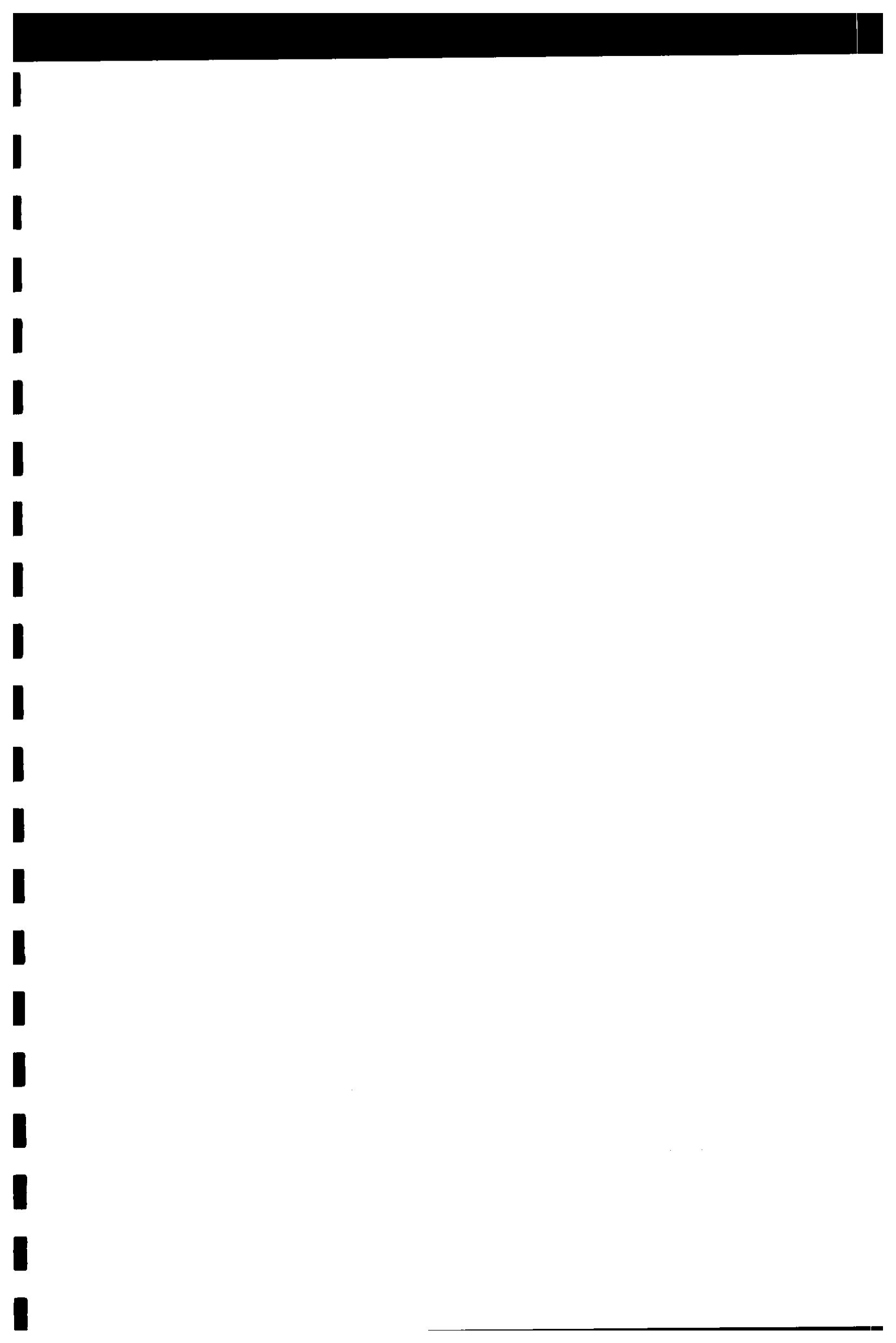
## **I.6 Predator MQ-1 :**

### **I.6.1 Définition :**

Le predator MQ-1 est un système, pas simplement un avion. Un système complètement opérationnel se compose de quatre avions (avec des sondes), d'une station de maîtrise des terrains, d'un lien satellite primaire predator, et environ 55 personnels pour des opérations de 24 heures.

L'équipage de base pour le predator est un pilote et deux opérateurs de sonde. Ils pilotent l'avion de l'intérieur de la station de maîtrise des terrains par l'intermédiaire d'une liaison de transmission de données, de champ de vision ou d'une liaison de transmission de données satellite pour un vol au delà de champ de vision. L'avion est équipé d'un appareil-photo de nez de couleur (généralement employé par le pilote pour la commande de vol), d'une caméra de variable-ouverture pour le vol de jour, d'un appareil-photo infrarouge de variable-ouverture (pour la basse lumière/nuit), et d'un radar à antenne synthétique pour regarder par la fumée, les nuages ou la brume. Les appareils-photo produisent la pleine vidéo de mouvement tandis que le SAR produit des images immobiles de radar d'armature.

*Le « M » est la désignation de Département de la Défense polyvalent et « Q » signifie le système de drone Le « 1 » représente la série de l'avion. [8]*



Le fuselage mince et les empennages v- inversées rendre l'avion plus stable, et un gouvernail de direction simple logé sous le propulseur sert à l'orientation de l'avion.

L'UAV predator emploie les systèmes mécaniques banaux. Un starter/alternateur fournit une puissance électrique de 3 kilowatts; ceci est complété avec la puissance de batterie auxiliaire

- Les deux réservoirs de carburant combinés portent jusqu'à 600 livres de carburant d'octane 95 à l'octane 100
- Le predator utilise 7.6 litres d'huile de moteur standard pour la lubrification.
- des paquets de batterie de Ni-DAO sont logées dans le fuselage pour la puissance de secours dans le cas où le moteur ou l'alternateur tombe en panne.[8]



Tableau (I-1) les données techniques du Predator [8] :

<b>Predator MQ-1</b>		
Envergure	14.84	m
Longueur	8.14	m
envergure /longueur	1.823	
Masse au décollage	1020	Kg
poids d'armature (frame weight)	407.1	Kg
poids de carburant	302	Kg
charge utile	204	Kg
poids des composants avioniques		
type de moteur	ROTAX 914F (4 cylinders)	
Nombre de tours max	5500	Tr/min
puissance de moteur	85.7	KW
Consommation moyenne de carburant	18.5	Kg / h
Poids de moteur	76.7	Kg
vitesse de croisière	130	Km/h
vitesse maximum	218	Km/h
altitude maximum	25000	ft
Endurance	24	h
Portée	3120	Km
Portée opérationnelle	740	Km

## I.6.3 Un regard à l'intérieur du Predator :

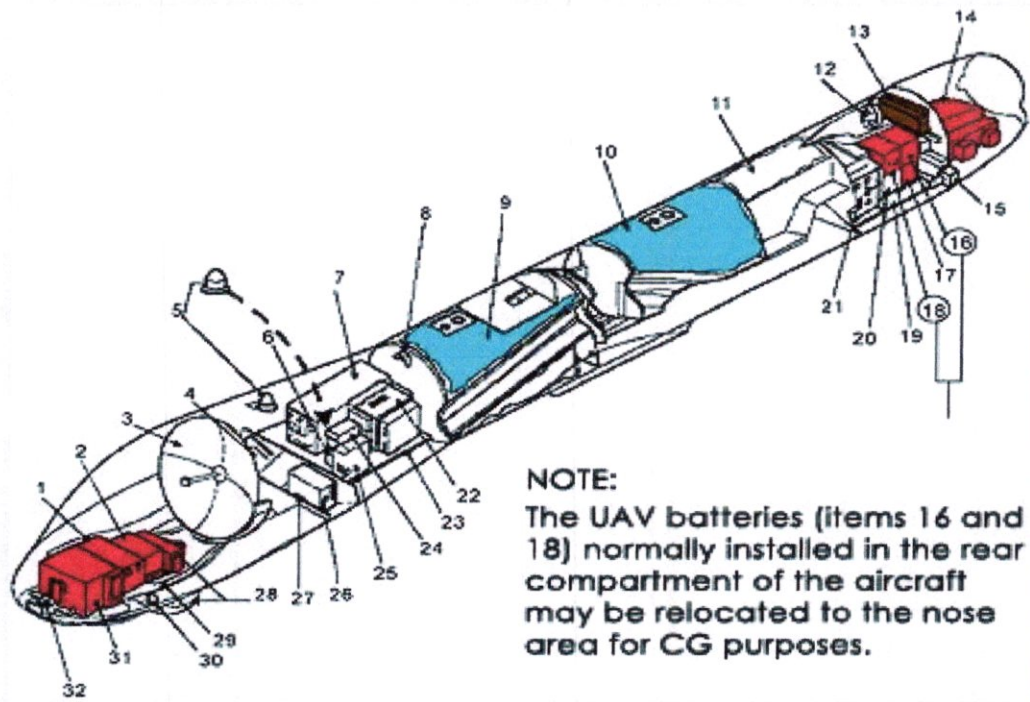


Fig. (I-13) : les systèmes embarqués[8].

1. Ouverture de radar à antenne syntétique (SAR).
2. Système de navigation inertiel/GPS.
3. Antenne de communications satellitaires Ku-Band.
4. Magnétoscope .
5. Antennes de GPS (Left and Right) .
6. Transpondeur de l'identification ami-ennemi APX-100.
7. Modem de processeur de sonde de communications par satellites Ku-Bande.
8. Antenne omnidirectionnelle de C-Bande.
9. Réservoir avant.
10. Réservoir arrière.
11. Compartiment accessoire.
12. Ventilateur de moteur.
13. Radiateur de refroidissement d'huile.
14. Moteur 914F.
15. Servo de queue (Left and Right).

16. Batterie 2.
17. Alimentation d'énergie.
18. Batterie 1.
19. Plateau arrière de compartiment d'équipement.
20. Module de commande secondaire.
21. Assemblée de l'électronique du radar à antenne synthétique Processor/AGM-114.
22. Module de commande primaire.
23. Plateau avant de compartiment avionique.
24. Emetteur / récepteur ARC-210 .
25. Unité de sonde de vol.
26. Encodeur visuel.
27. Système anti givrage.
28. Sonde électro-optique/infrarouge.
29. Plateau avant de compartiment de charge utile.
30. Détecteur de givrage.
31. antenne émetteur /Récepteur de radar synthétique (SAR).
32. camera de nez.

#### **I.6.4 Les Matériaux employés [8] :**

Le fuselage du predator est un mélange de carbone et les fibres de quartz mélangés dans un composé de Kevlar. le fuselage est soutenu par un stratifié Nomex, de mousse et de bois pressés ensemble dans des couches. Entre chaque couche de stratifié, un tissu vigoureux est serré dedans pour fournir l'isolation aux composants internes. la structure de nervure est établi de carbone et d'une bande d'aluminium et des fibres de verre. Le logement et les roues de sonde sont également en aluminium.

Les bords des ailes sont en titane et sont pointillés avec des trous pleurants microscopiques qui permettent à une solution d'éthylène-glycol de filtrer hors des réservoirs internes et empêchent la formation du givre.

***CHAPITRE 02***

***L'aérodynamique des corps  
profilés***

### II.1 Introduction :

L'aérodynamique est une branche de la dynamique des fluides qui porte principalement sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi qu'éventuellement sur leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent. L'*aérodynamisme* (terme non technique) qualifie un corps en mouvement dans l'air. Le champ d'études peut se subdiviser en aérodynamiques incompressible et compressible en fonction du nombre de Mach, c'est-à-dire en fonction du rapport entre la vitesse de l'écoulement et celle du son.

- 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 à Mach compris entre 0,2 et le Mach critique, ce qui correspond à une vitesse d'écoulement localement supérieure à la vitesse du son ; transsonique à Mach compris entre le Mach critique et 1 ; supersonique à Mach entre 1 et 5 et hypersonique au-delà.

### II.2. Définition du profil :

Le profil d'un élément aérodynamique est le contour de cet élément dans un fluide en mouvement relatif. Dans le cas d'une aile d'avion, d'une pale d'hélice ou de rotor, le profil est le contour de la coupe transversale ou "section", qui est constante ou variable d'un bout à l'autre de l'élément.

### II.3. Géométrie des profils [9] :

#### II.3.1. Définitions géométriques :

- **Profil d'aile:** C'est la section de l'aile par un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion.
- **Extrados :** Dessus du profil en mouvement normal.
- **Intrados :** Dessous du profil en mouvement normal.
- **Bord de fuite :** Le point le plus en arrière du profil.
- **Bord d'attaque :** Le point le plus en avant du profil.

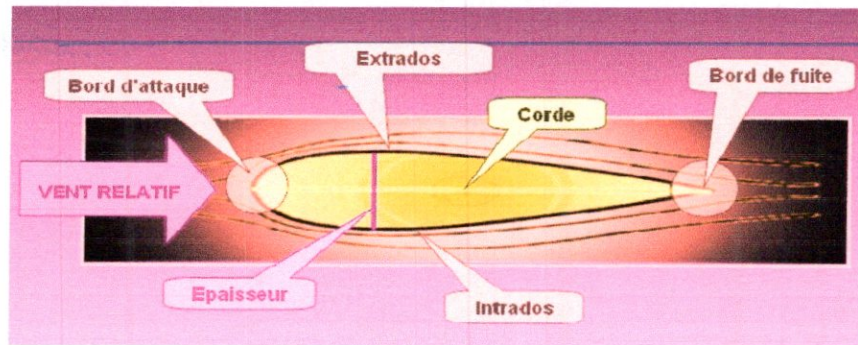


Fig. (II-1) : La géométrie d'un profil [10].

### II.3.2. Références d'un profil :

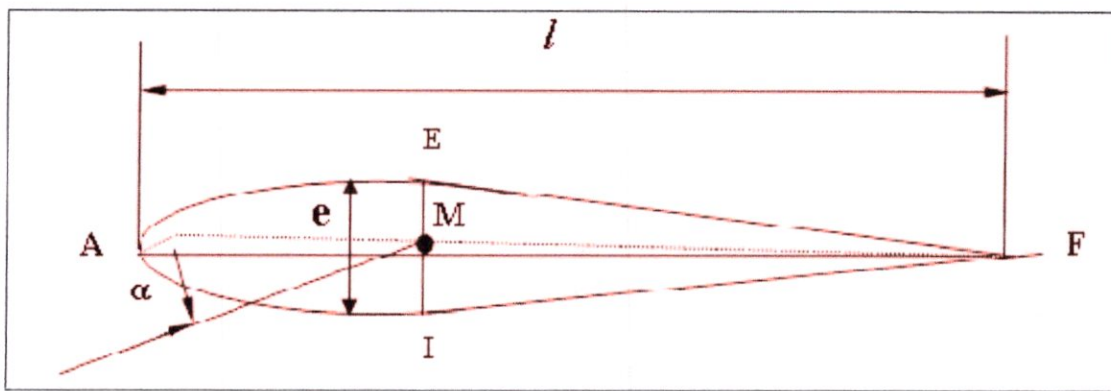


Fig. (II-2) : Références d'un profil.

Les profils d'ailes destinés à produire une portance à des vitesses subsoniques ont généralement un bord d'attaque arrondi, une épaisseur maximale placée vers le tiers avant, et un bord de fuite fin sur l'arrière. La distance du bord d'attaque au bord de fuite s'appelle la corde.

Donc :

- **Corde de profil** : C'est la droite AF, la ligne joignant le bord de fuite et le bord d'attaque sa longueur est  $l$  encore appelé profondeur de l'aile. Si le profil est symétrique la ligne moyenne est confondue avec la corde
- **Ligne moyenne**: C'est le lieu des points M équidistants de l'intrados et de l'extrados.
- **Angle d'incidence ( $\alpha$ )** : C'est l'angle formé par la corde de profil et le vecteur vitesse.
- **Angle de portance nulle ( $\alpha_0$ )**: C'est l'angle d'incidence correspondant à une portance nulle.

- **Angle de calage ( $\beta$ )** : C'est l'angle formé par la corde et l'axe longitudinal de l'avion.

### II. 3.3 Caractéristiques géométriques d'un profil :

- **Épaisseur maximum "e"** : C'est le segment EI (perpendiculaire à AF) la distance maximum entre l'intrados et l'extrados. Son abscisse est comptée en % de la corde.
- **Épaisseur relative "h"** : C'est Le rapport de l'épaisseur maximale du profil à sa longueur Son abscisse est comptée en %, il permet de classer les profils:
  - ✓ Si  $h < 6\%$  : le profil est dit **mince**,
  - ✓ Si  $6\% < h < 12\%$  : le profil est dit **semi épais**,
  - ✓ Si  $h > 12\%$  : le profil est dit **épais**.
- **Flèche maximum (cambrure maximum) "f"** : C'est La distance entre la corde et le sommet de la ligne moyenne s'appelle la flèche.
- **La courbure relative "c"** : C'est Le rapport de la flèche à la corde :  $c = f/l$ .

### II. 3.4 Caractéristiques aérodynamiques des profils :

La meilleure façon de consigner les résultats des expériences sur les profils aérodynamiques consiste à tracer des courbes qui indiquent comment :

- *Le coefficient de portance.*
- *Le coefficient de traînée.*
- *Le rapport de la portance à la traînée et la position du centre de poussée.*

Sont modifiés par les variations de l'angle d'attaque à l'intérieur de la plage des angles de vol ordinaires. Il est bien plus intéressant de reporter sur un graphique les coefficients de portance, de traînée et de moment de tangage plus tôt que la portance, la traînée et le moment de tangage parce que les coefficients, à toutes fins pratiques, ne dépendent pas de la masse volumique de l'air, de l'échelle de la surface portante et de la vitesse utilisée au cours de l'expérience, tandis que la portance, la traînée et le moment dépendent des conditions réelles au moment de l'expérience.

En d'autres mots, supposant que l'on prenne un profil d'aile particulier et qu'on l'essaie sur différentes balances, à des vitesses différentes, dans toutes sortes de souffleries à travers le monde, et même au cours de vols d'essai, on devrait obtenir les mêmes courbes indiquant comment changent les coefficients avec les variations d'angle d'attaque.

### II. 3.5 Centre de poussée et coefficient de moment :

Examinons les courbes qui nous montrent comment la position du centre de poussée et le coefficient de moment de tangage varient quand l'angle d'attaque augmente. Le centre de poussée se déplace progressivement vers l'avant au fur et à mesure que l'angle d'attaque augmente, tout au long de la plage des angles usuels de vol, et cela tend vers l'instabilité.

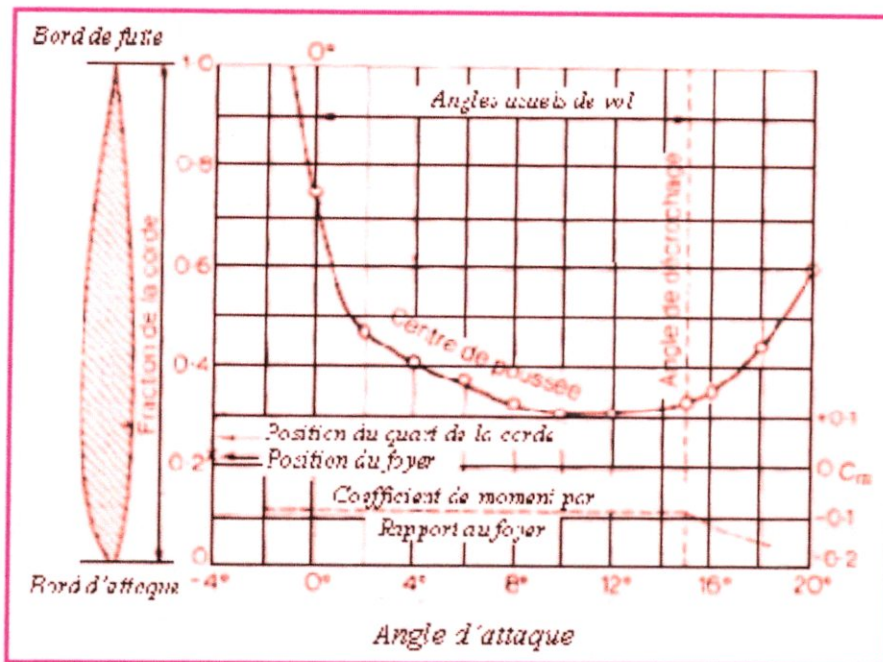


Fig. (II-3) : Courbe du centre de poussée et du coefficient de moment.

Il est important de se rappeler que le moment de tangage, ou son coefficient, ne dépend pas seulement de la portance (ou plus exactement, de la résultante aérodynamique) et de la position du centre de poussée, mais encore du point par rapport auquel on mesure ce moment.

Nous appellerons ce point, le point de référence. Bien entendu, il n'y a pas de moment par rapport au centre de poussée lui-même, puisque c'est le point d'application de la force mais le centre de poussée n'est pas un point fixe.

Si l'on prend comme point de référence un point fixe sur la corde, on s'aperçoit que le moment de tangage, qui était déjà légèrement piqueur (négatif) à l'angle de portance nulle, augmente ou diminue en proportion de l'angle d'attaque ; en d'autres mots, le graphique est une ligne droite, comme celui des coefficients de portance, pour les angles usuels de vol.



Par rapport au bord d'attaque, le moment devient de plus en plus piqueur quand l'angle augmente. Mais par rapport à un point proche du bord de fuite, bien qu'il commence par être légèrement piqueur à la portance nulle, le moment devient moins piqueur, puis finalement cabreur, quand l'angle d'attaque augmente. L'augmentation du moment piqueur par rapport au bord d'attaque peut être une surprise ; le centre de poussée ne se déplace-t-il pas vers l'avant ?

Oui, mais ce déplacement est petit et l'augmentation de portance joue, dans ce cas, un rôle prépondérant dans le moment de tangage. Le lecteur perspicace pourrait aussi trouver que nos propos sont contradictoires puisque nous venons d'affirmer que l'augmentation de l'angle d'attaque produit un moment piqueur, donc stabilisateur.

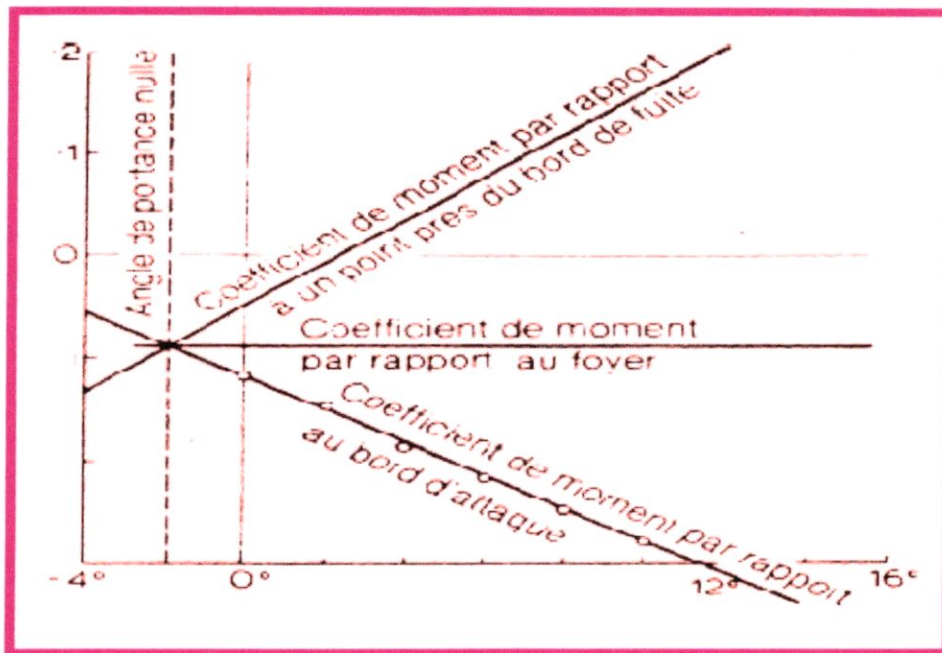


Fig. (II-4) : Coefficient de moment par rapport aux différents points de références.

Alors que nous disions précédemment que cette même augmentation d'angle d'attaque produit un mouvement vers l'avant, donc déstabilisant, du centre de poussée.

Cette constatation n'est un paradoxe qu'en apparence, car il faut toujours se rappeler que lorsqu'on parle de moment, il faut se préoccuper de savoir où est le point de référence.

Lorsqu'on considère la stabilité de l'avion tout entier, notre point de référence doit être le centre de gravité, et le centre de gravité est toujours, ou presque toujours, en arrière du

bord d'attaque de l'aile, si bien que les changements du moment de tangage avec l'angle d'attaque ressemblent plus à ceux qui se produisent par rapport au bord de fuite, et ceux-ci sont très certainement instables.

### II. 3.6 Détermination du foyer sur un profil :

A la portance nulle, le profil n'est soumis qu'à un couple. Comme le moment d'un couple est le même par rapport à n'importe quel point, ce moment doit être égale au moment par rapport au foyer qui, par définition, reste le même quelque soit l'angle d'attaque. Le coefficient de ce moment par rapport au foyer s'écrit  $C_{m0}$ .

A toutes fins pratiques, on peut considérer que le foyer d'un profil se trouve sur la corde, bien qu'en vérité, il puisse être légèrement au dessus ou au dessous. Supposons donc qu'il est sur la corde, à une distance  $x$  du bord d'attaque et appelons  $\alpha$  l'angle d'attaque.

Le moment par rapport au foyer de l'aile, c'est-à-dire  $C_{m0} \cdot q \cdot s \cdot l$ , est égal au moment par rapport au bord d'attaque ( $C_{mBA} \cdot q \cdot s \cdot l$ ) plus les moments de  $R_z$  et  $R_x$  par rapport au foyer, les bras de levier sont  $x \cdot \cos \alpha$  et  $x \cdot \sin \alpha$  respectivement.

Nous avons donc :

$$C_{m0} \cdot q \cdot s \cdot l = C_{mBA} \cdot q \cdot s \cdot l + C_z \cdot q \cdot s \cdot x \cdot \cos \alpha + C_x \cdot q \cdot s \cdot x \cdot \sin \alpha \quad (2-1)$$

En divisant les deux membres par  $q \cdot S$ , nous obtenons :

$$C_{m0} \cdot l = C_{mBA} \cdot l + C_z \cdot x \cdot \cos \alpha + C_x \cdot x \cdot \sin \alpha$$

$$x = l(C_{m0} - C_{mBA}) / (C_z \cdot \cos \alpha + C_x \cdot \sin \alpha) \quad (2-2)$$

Ou, en fraction de la corde :

$$x/l = (C_{m0} - C_{mBA}) / (C_z \cdot \cos \alpha + C_x \cdot \sin \alpha) \quad (2-3)$$

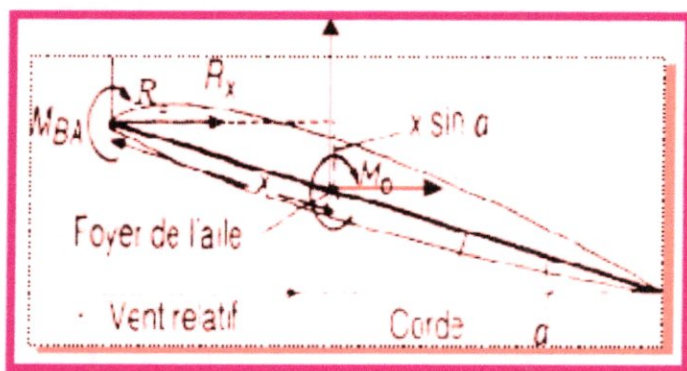


Fig. (II-5) : Foyer de l'aile.

Notons que pour les petits angles,  $\cos\alpha$  est environ 1 et  $\sin\alpha$  est presque nul. Nous pouvons donc négliger la traînée et dire que:

$$x/l = (C_{m0} - C_{mBA})/C_z \quad \text{approximativement.}$$

Si l'on appelle "y" la distance du centre de poussée (CP) au bord d'attaque, et sachant qu'il n'y a pas de moment par rapport au centre de poussée, on peut vérifier la position du centre de poussée :

$$y/l = -\frac{C_{mBA}}{C_z \cos\alpha + C_x \sin\alpha} = -C_{mBA}/C_z \quad (2-4)$$

### II. 3.7 Classification des profils et optimisation :

Il existe une multitude de familles de profils, et ils sont classés suivant différents critères parmi ces critères : la forme de la ligne moyenne.

**II. 3.7.1-Ligne moyenne droite :** il existe un seul type de profil qui possède cette forme de ligne moyenne c'est le profil biconvexe symétrique (Fig. II.6). Son extradados est courbé et symétrique à son intrados.

- **Remarque :** il existe un type spécial de profil appelé « **profil laminaire** », il est mince, biconvexe, symétrique, dit "en lame de couteau". Son épaisseur est faible, n'entraînant pas d'onde de choc importante. Il est donc destiné aux avions très rapides.

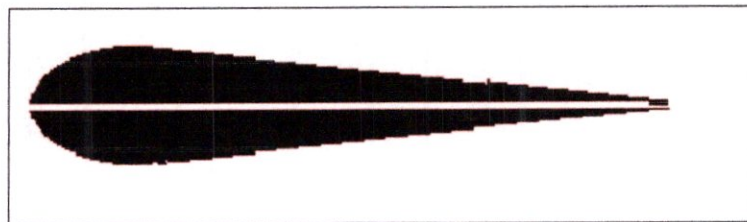


Fig.( II-6) : Profil biconvexe symétrique.

**II. 3.7.2-Ligne moyenne à simple courbure :** On a trois types : les biconvexes dissymétriques et les plans convexes et les profils creux.

**A -Les biconvexes dissymétriques (Fig. II.7) :** la courbure est plus prononcée à l'extrados, l'écoulement de l'air est ralenti, la portance optimisée. Ce sont les profils les plus utilisés surtout sur les avions de loisirs.

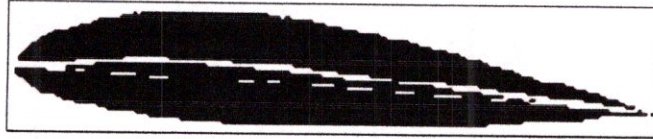


Fig. (II-7) : Profil biconvexe dissymétrique.

**B -Les plans convexes :** (Fig. II.8) c'est une évolution du biconvexe dissymétrique, il optimise au maximum la portance et permet alors une plage de vitesse infinie surtout orientée vers celles des parachutes et autres parapentes. (Deltaplane ou aile libre).

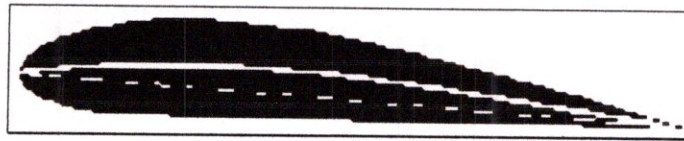


Fig. (II-8) : Profil plan convexe.

**C -Les profils creux :** la particularité est que l'extrados y est concave, l'écoulement d'air est le meilleur lorsqu'il est faible en vitesse, peu de phénomène de décollement et donc de décrochage, optimisé pour les avions destinés au vol lent (Fig. II.9).

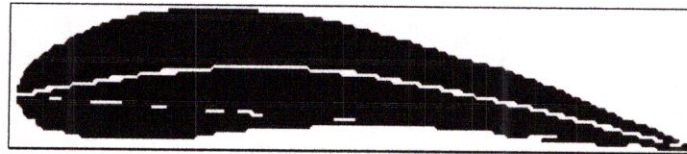


Fig. (II-9) : Profil creux.

**II. 3.7.3-Ligne moyenne à double courbure :** Elle comprend un seul type de profil appelé : profil à double courbure (Fig. II.10). Des études ont démontré qu'il était auto stable, c'est à dire le profil parfait qui se suffit à lui seul pour sustenter l'avion en toute situation; Mais contrairement à ce qu'on pourrait croire, ce profil est assez peu répandu, et est utilisé pour les ailes volantes, avions du teste assez rares et complexes.

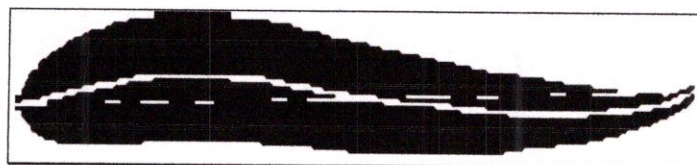


Fig. (II-10) : Profil à double courbure.

- **Remarque :** il existe un dernier type de profil appelé « Profil supercritique » ; il a un extrados relativement plat et un intrados convexe.

**II .3.8 Génération des profils NACA [11]:**

Le NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), ancien acronyme de la NASA, a étudié différentes familles de profils répondant à diverses applications. Parmi celles ci, on peut distinguer la famille de profils à quatre chiffres, celle à cinq chiffres et les profils laminaires portant la désignation NLF. Dans ce travail, nous nous sommes principalement intéressés aux profils à quatre chiffres.

**II .3.8.1 Famille de profils à quatre chiffres :**

Dans cette famille, un profil est représenté par quatre chiffres. Le premier indique la cambrure maximale relative en pourcentage de la corde ; le deuxième représente la position de cette cambrure en pourcentage de la corde et les deux derniers spécifient l'épaisseur relative maximale en pourcentage de la corde.

Remarquons qu'un profil symétrique sera nécessairement du type 00xx.

Il faut également préciser les expressions permettant de calculer les coordonnées des points d'un profil. Dans le cas des profils symétriques de cette famille, on se sert de l'expression suivante :

$$y_e = \frac{e}{0.20} ( 0.296\sqrt{x} - 0.126x - 0.3516x^2 - 0.2843x^3 - 0.1015x^4 ) \quad (2-5)$$

Et le rayon de courbure au bord d'attaque est égal à  $r = 1, 1019t$  où  $t$  désigne l'épaisseur relative maximale du profil.

Dans le but d'étudier systématiquement l'effet de la variation de la courbure et de la forme de la ligne moyenne, la forme des lignes moyennes est exprimée analytiquement comme deux arcs d'une parabole tangents à la position de l'ordonnée maximale de la ligne moyenne.

Les équations définissant les lignes moyennes sont les suivantes :

$$\begin{aligned} y_c &= \frac{m}{p^2} (2px - x^2) && \text{En avant de l'ordonnée maximale} \\ y_c &= \frac{m}{(1-p)^2} ((1-2p) + e^x - x^2) && \text{En arrière de l'ordonnée maximale} \end{aligned} \quad (2-6)$$

Ou

$m$  : l'ordonnée maximale de la ligne moyenne exprimée comme une fraction de la corde.

$p$  : la position de l'ordonnée maximale.

Le système de dénombrement pour les profils NACA à 4 chiffres est basé sur la géométrie du profil.

Le premier chiffre indique la valeur de la cambrure maximum (flèche max «  $f$  ») en % de la corde.

Le second chiffre indique le nombre de dizaine de l'abscisse ( $d$ ) de la cambrure maximum le long de la corde à partir du bord d'attaque.

Les deux derniers chiffres donnent l'épaisseur maximum ( $e$ ) en % de la corde.

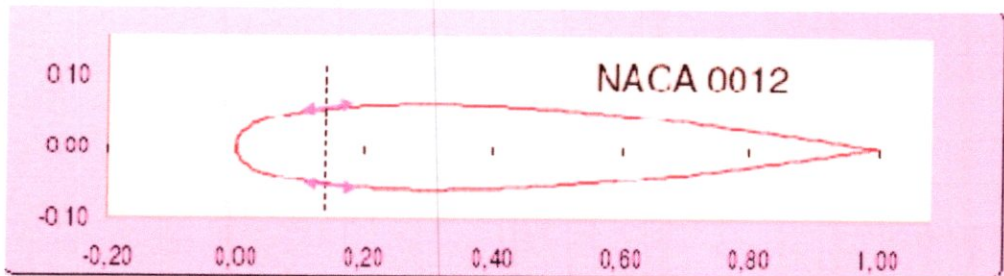


Fig. (II-11) : Géométrie du profil NACA 0012.

### II .3.8.2 Famille de profils à 5 chiffres :

Dans cette famille, cinq chiffres caractérisent les profils. L'idée générale est très semblable à celle de la famille précédente, et d'ailleurs la même distribution d'épaisseur le long de la corde  $c$  est utilisée. Par contre la cambrure est définie de manière plus complexe, une fonction cubique est utilisée pour la première partie de la cambrure, du bord d'attaque jusqu'à une abscisse  $p$  qui correspond au point de cambrure maximale, et de cette abscisse jusqu'au bord de fuite, la cambrure décroît linéairement. L'équation suivante traduit cette variation :

$$y_c = \frac{1}{6} K_1 (x^3 - 3mx^2 + m^2(3 - m)x) \quad \text{pour } 0 < X < m$$

$$y_c = \frac{1}{6} K_1 m^3 (1 - x) \quad \text{pour } m < X < c \quad (2-7)$$

L'abscisse  $p$  est choisie par le dessinateur, et les valeurs de  $m$  et de  $k_1$  sont tabulées par rapport à  $p$ . Les cinq chiffres font référence aux choix du dessinateur : le premier donne les vingt tiers du coefficient de portance caractéristique  $cl$ , les deux suivants donnent vingt fois le rapport  $p/c$ , et les deux derniers donnent l'épaisseur maximale divisée par la corde.

L'obtention des coordonnées finales du profil se fait comme pour un profil NACA à quatre chiffres.

### II .3.8.3 La famille 1X-XXX :

La famille NACA 1X-XXX, généralement appelée 16-XXX comme il sera expliqué plus bas, est issu d'un changement de démarche dans la conception d'un profil :

- Au lieu de partir de l'aspect géométrique et d'étudier ensuite le comportement aérodynamique, on postule une distribution de pression moyenne autour du profil, et on utilise une méthode inverse pour reconstituer une forme de profil susceptible d'atteindre cette distribution. En spécifiant la distribution de pression, on spécifie entre autre les caractéristiques de la portance. Des paramètres importants du comportement aérodynamique sont de cette manière imposés lors de l'élaboration du profil. Dans la nomenclature de cette famille, le premier 1 fait référence à une série commune, ici une série destinée à des profils d'aile avec une petite zone faiblement supersonique.

Le chiffre suivant indique l'emplacement du minimum de pression en dixièmes de la corde. Un minimum de pression à 60% de la corde est rapidement devenu un choix standard, d'où le nom commun 16-XXX de cette famille. Le premier chiffre après le tiret donne dix fois le coefficient de portance théorique, un 2 correspondant Ainsi à  $cl = 0.2$

Enfin les deux derniers chiffres donnent l'épaisseur maximale en pourcentage de la corde.

#### II .3.8.4 Famille de profils laminaires :

Cette famille constitue en quelque sorte une amélioration de la précédente. On cherche toujours à spécifier non pas la géométrie d'un profil mais ses caractéristiques aérodynamiques.

Cependant la résolution du problème inverse est faite avec une méthode plus performante. De plus, une meilleure connaissance du comportement des couches limites a permis d'agrandir encore la zone de couche limite laminaire pour un coefficient de portance donné, ce qui minimise la traînée du profil dans ces conditions. Leur nomenclature est différente de celle de la série précédente.

Exemple pour le NACA 662 \_ 215 :

- Le premier 6 représente la désignation de la série (profil laminaire).
- Le deuxième 6 représente la position de la pression minimale (60%).
- L'indice 2 indique que la marge au-dessus et au-dessous du coefficient de portance caractéristique pour laquelle il existe un gradient de pression favorable vaut 0.2.
- Le 2 représente le coefficient de portance caractéristique 0.2.
- Le 15 représente l'épaisseur relative maximale (15%).

Parmi les profils laminaires, on peut mentionner deux autres séries développées à chaque fois comme une amélioration de la série précédente : la série 7-XXX et la série 8-XXX.

## II. 4 Caractéristiques géométriques d'une voilure :

### II. 4.1 Profil de référence :

Sur les avions modernes le profil diffère au fur et à mesure que l'on s'éloigne du fuselage. On dit que l'aile est vrillée, et il faut distinguer le vrillage géométrique et le vrillage aérodynamique :

- ❖ Il y a vrillage géométrique quand le profil reste semblable à lui-même le long de l'aile, seul l'angle de calage varie.
- ❖ Il y a vrillage aérodynamique quand la courbure du profil varie le long de l'aile.

Généralement les profils de références sont choisis au niveau de l'encastrement de l'aile dans le fuselage.

### II. 4.2 Corde moyenne ou profondeur moyen "lm" :

Définie par le rapport :

$$lm = S / B = \text{Surface de référence} / \text{envergure.}$$

### II. 4.3 Allongement "λ" :

Il est défini par le rapport :  $\lambda = B / lm = B^2 / S$ .

Cette grandeur, sans dimension, joue un rôle très important dans l'étude de la traînée induite.

## II. 5 La résultante aérodynamique [5] :

### II. 5.1 définition :

On appelle résultante aérodynamique la somme de la portance et de la traînée. Cette résultante aérodynamique a donc un effet porteur lié à la portance et un effet freineur lié à la traînée.

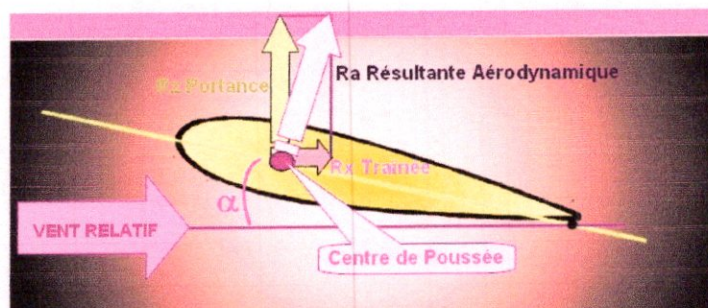


Fig. (II-12) : la résultante aérodynamique [10].

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  $R_z$  et  $R_x$ ). Cette résultante est



Appliquée en un point spécifique de la corde de l'aile qui est le centre de poussée et elle est définie par la relation suivante :

$$R = \frac{1}{2} \rho_z \cdot V_p^2 \cdot S \cdot C_r \quad (2-8)$$

Avec :  $(\frac{1}{2} \cdot \rho_z \cdot V_p^2)$  : la pression dynamique.

$S$  : la surface de référence.

$C_r$  : coefficient aérodynamique.

La résultante aérodynamique est créée par l'effet de surpression et dépression autour de l'aile, comme le montre le schéma suivant.

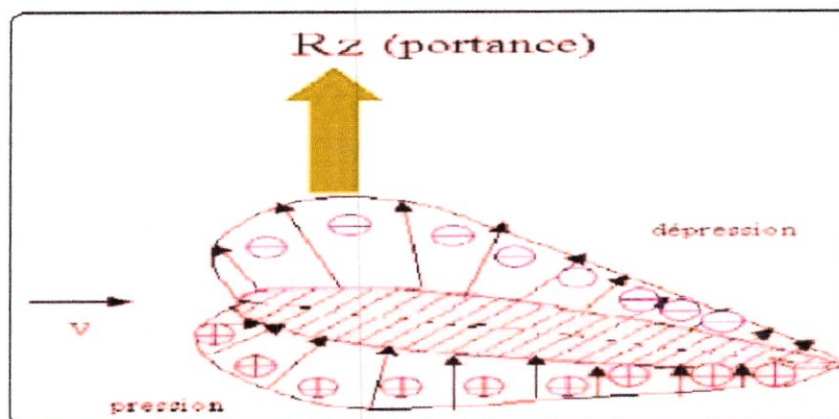


Fig. (II-13) : Effet de surpression et dépression autour de l'aile.

### II. 5.2 Caractéristiques de la résultante aérodynamique :

- **Point d'application:** c'est le centre de poussée (intersection entre la corde et R).
- **Direction :** oblique par rapport à l'écoulement de l'air.
- **Sens :** vers l'arrière de l'intrados vers l'extrados.
- **Intensité :**  $R = \frac{1}{2} \rho_z \cdot V_p^2 \cdot S \cdot C_r$  .

La résultante R est proportionnelle à:

- ✓ la pression dynamique :  $q = \frac{1}{2} \cdot \rho_z \cdot V_p^2$
- ✓ La surface de référence (S),
- ✓ Un coefficient aérodynamique CR qui tient compte de tous ce qui est difficile à chiffrer, à savoir:
  - la forme de profil.
  - l'état de surface de profil.
  - l'incidence de profil.

**II. 5.3. La portance [10] :**

La portance est la partie utile de la résultante. Dès 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).

$$F_Z = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_Z \quad (2-9)$$

Avec :

- $\rho$  : masse volumique de l'air en  $\text{kg/m}^3$ .
- S : surface de l'aile en  $\text{m}^2$ .
- V : vitesse en m/s.
- $C_Z$  : Coefficient de portance.

En effet,  $F_Z$  est proportionnelle à :

- ✓ La pression dynamique ( $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$ ).
- ✓ La surface de référence (S).
- ✓ Un coefficient aérodynamique  $C_Z$  qui tient compte de : la forme, l'état de surface et de l'incidence du profil.

**II. 5.4 La traînée [10] :**

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.

**II. 5.4.1 Caractéristiques de la traînée :**

En aviation, le coefficient de résistance est désigné par le coefficient de traînée, rapporté dans le cas de l'aile à sa surface projetée. La traînée totale est la somme de la traînée parasite (non liée à la portance) et de la traînée induite par la portance. On peut quantifier la traînée totale par un coefficient global rapporté à la surface projetée de l'aile ou à la surface mouillée totale de l'avion.

$$F_X = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_x \quad (2-10)$$

Avec :

- $\rho$  : masse volumique de l'air en  $\text{kg/m}^3$
- S : surface de l'aile en  $\text{m}^2$
- V : vitesse en m/s
- $C_x$  : Coefficient de traînée

**II. 5.4.2 Les diverses sortes de traînée :**

On peut classer les traînées en quatre sortes d'origine différente :

➤ **Traînée de forme : (CX forme)**

Elle est due à l'épaisseur du profil. Elle est évidemment plus importante pour l'avion

complet que pour l'aile seule.

➤ **Traînée de frottement : ( $C_X$  frottement)**

Appelée aussi traînée de friction. Il s'agit de la traînée générée par le frottement du flux d'air sur une surface (sans décollement), en l'occurrence celle des ailes, du fuselage et de l'empennage, liée à la viscosité de l'air. Si les formes sont suffisamment profilées, il y aura adhérence de l'écoulement car un flux d'air a naturellement tendance à coller aux surfaces. On aura alors une traînée de friction peu dépendante de la forme de la surface longée, mais proportionnelle à cette surface nommée surface mouillée par analogie avec les coques de bateaux sur lesquelles on a d'abord identifié cette traînée.

Et on peut dire qu'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.

La traînée du fuselage  $C_{xf}$  est aussi une traînée de friction si aucun décollement ne se manifeste. Une méthode empirique qui donne des résultats satisfaisants consiste à utiliser l'équation suivante :

$$C_{xf} = k \cdot \frac{2 \cdot C_{xp \min} + C_{xp}}{3} \frac{S_f + 2 \cdot (S_d + S_s)}{2 \cdot S_a} \quad (2-11)$$

Avec :

$C_{xp \min}$  : est le  $C_x$  minimal du profil d'aile du modèle.

$C_{xp}$  : est le  $C_x$  du profil d'aile à l'incidence considérée.

$S_f, S_a, S_d$  et  $S_s$  sont respectivement : surface mouillée du fuselage, surface portante des ailes, dérive et stabilisateur.

L'équation précédente nous permet de calculer la surface mouillée du fuselage :

$$S_f = 2 \cdot ks \cdot (h + l) \cdot kp \cdot L \quad (2-12)$$

$h$ ,  $l$  et  $L$  sont respectivement : la hauteur du maître couple, la largeur du maître couple et la longueur du fuselage.

$ks$  est le coefficient de section qui permet d'obtenir le périmètre d'une section du fuselage en fonction de sa hauteur et de sa largeur. Il est égal à 1 pour un fuselage caisse, à 0,78 pour un fuselage parfaitement elliptique et entre ces deux valeurs dans les autres cas.

$kp$  correspond au coefficient de profilage. La figure ci-dessous indique les coefficients  $kp$  de quelques profils de fuselages classiques. [04]

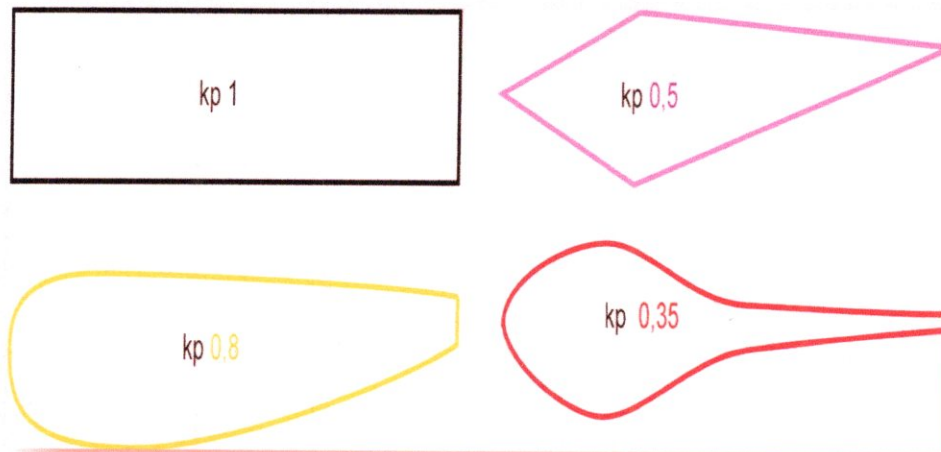


Fig. (II-14) : coefficient  $K_p$  pour les différentes formes.

➤ **Traînée induite : ( $C_X$  induit)**

C'est la rançon obligatoire du mode de sustentation de l'avion: s'il y a portance il y a traînée induite. En effet, la sustentation est assurée par la diminution de pression à l'extrados et par l'augmentation de pression à l'intrados (zone de dépression sur l'extrados et zone de surpression sur l'intrados: qui sont à l'origine de la portance). Or, pour un gaz, les différences de pression tendent toujours à se compenser, les gaz s'écoulent naturellement des hautes pressions vers les basses pressions. C'est exactement ce qui se produit autour de l'aile. Il s'ensuit que :

- ❖ **Aux extrémités d'ailes :** l'air se dirige de l'intrados vers l'extrados donnant naissance à des tourbillons appelés : **tourbillons marginaux**.

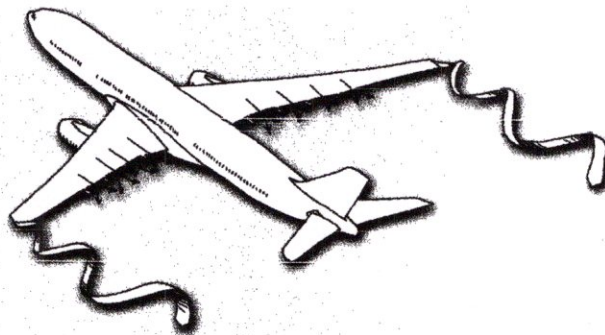


Fig. (II-15) : **tourbillons marginaux**.

- ❖ **Aux bords de fuite :** les filets d'air d'intrados et d'extrados se présentent suivant des directions différentes. Ceci donne naissance à des tourbillons tout au long du bord de fuite, ces tourbillons sont appelés : **tourbillons libres**.

Ces tourbillons absorbent de l'énergie et créent une force résistante (la traînée induite).

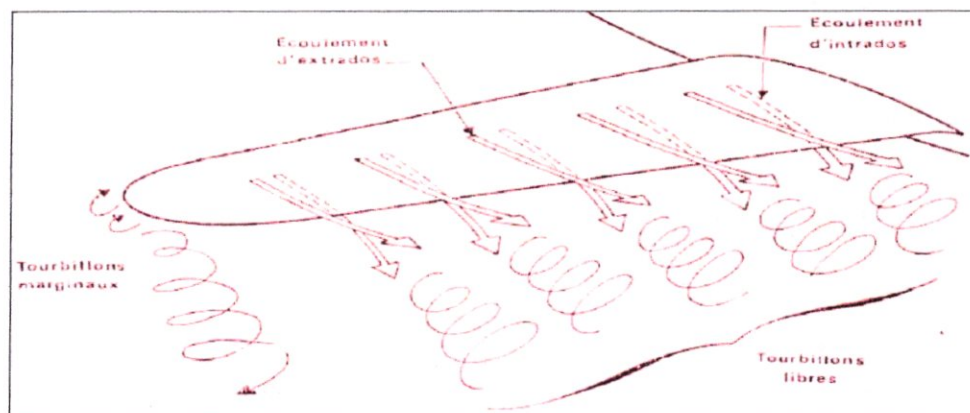


Fig. (II-16) : tourbillons libres.

Si la portance est nulle  $\Rightarrow$  la traînée induite est nulle.

La valeur du  $C_X$  induit est donnée par la formule de PRANDTL :

$$C_x \text{ induit} = C_z^2 / \pi \cdot \lambda$$

La traînée induite sera d'autant plus importante que :

- ❖ Le  $C_z$  sera élevé (pression différentielle importante entre intrados et extrados).
- ❖ (allongement) sera faible (pour une aile très longue, les déviations d'intrados et d'extrados seront moins importantes et par suite les tourbillons libres moins intenses).

## II.6 Etude des polaires :

Afin de pouvoir déterminer aisément les caractéristiques d'un profil et choisir le plus adapté entre plusieurs modèles, ou afin de déterminer les dimensions que l'on donnera à une aile une fois le profil choisi, on utilise une courbe appelée *polaire du profil*.

En pratique on en utilise deux types :

- la polaire type EIFFEL (que l'on doit à Gustave EIFFEL) : elle représente  $C_z$  en fonction de  $C_x$  (en pratique, on trace plutôt  $100 \cdot C_z$  en fonction de  $100 \cdot C_x$  en raison des faibles valeurs des coefficients aérodynamiques).

- la polaire des vitesses : elle représente  $V_z$  (vitesse verticale) en fonction de  $V_x$  (vitesse horizontale) dans le cas d'un vol plané. Elle est surtout utile pour la conception des ailes de planeurs ou parapentes. [04]

### II.6.1 Etude de la polaire de type Eiffel :

L'allure de ce type de polaire est celle donnée ci-dessous. Elle évolue selon la forme du profil mais conserve toujours une allure globale similaire. Grâce à elle on détermine quelques caractéristiques essentielles du profil.

Elle s'obtient à l'aide de mesures effectuées en soufflerie : on place le profil dans une veine d'air de vitesse d'écoulement donné et pour différentes valeurs de l'incidence on

mesure la portance et la traînée du profil. On en déduit alors  $C_z$  et  $C_x$ . En général on indique sur les points de la polaire l'incidence à laquelle ils correspondent.

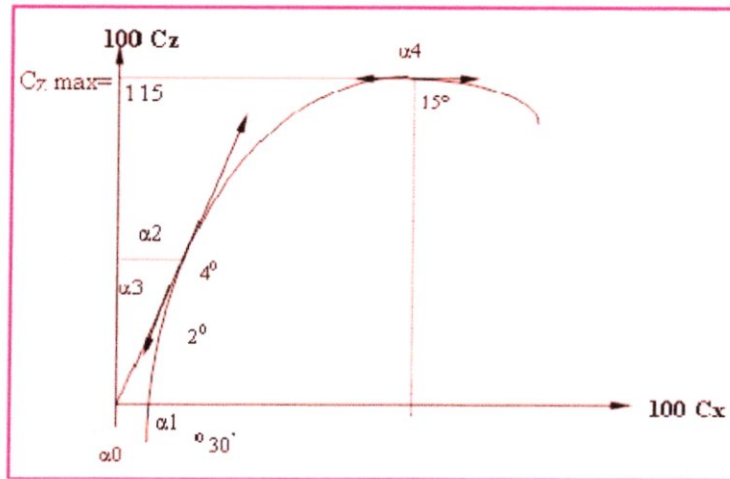


Fig. (II-17) : la polaire. [4]

Tableau (II.1) : Les points caractéristiques de la polaire sont les suivants :

$\alpha_0$	Le point de portance nulle, situé à l'intersection de la polaire et de l'axe des $100C_x$ donne la valeur de l'angle d'incidence pour lequel $100C_z = 0$ . Cet angle est presque toujours négatif mais peut cependant pour certains profils atteindre des valeurs positives élevées.
$\alpha_1$	Le point de traînée minimum, pour lequel la tangente à la polaire est perpendiculaire à l'axe des $100 C_x$ . Une aile calée à cette incidence permet d'obtenir la plus grande vitesse en trajectoire horizontale.
$\alpha_2$	Le point de finesse maximum, pour lequel la tangente à la polaire passe par l'origine, correspondant à l'incidence pour laquelle le rapport $C_z/C_x$ (finesses) est maximum. L'angle d'incidence correspondant à ce point est dénommé angle optimum. C'est l'angle d'incidence correspondant auquel un avion doit voler afin d'obtenir le maximum de rayon d'action (en cas de panne moteur par exemple).
$\alpha_3$	Le point de la vitesse de descente ( $V_z$ ) minimale n'apparaît pas directement sur la courbe. L'angle de $V_z$ minimale est celui pour lequel le rapport $C_x^3 / C_z^2$ est minimal, consommation minimale et aptitude de planer la plus grande distance.

$\alpha_4$ 

Le point de portance maximum pour lequel la tangente à la polaire est parallèle à l'axe de  $100 C_x$ . Ce point détermine la valeur de l'angle d'incidence permettant une portance maximum qui pour une vitesse donnée, permet d'emporter la charge maximum (ce point représente un intérêt pratique lorsque l'avion est lourdement chargé) ATTENTION au-delà de ce point, il y a risque de décrochage aérodynamique

### II.6.2 Etude de la polaire des vitesses :

- Le *taux de chute mini* (1) qui représente la vitesse verticale minimale que l'on peut prendre pour planer. C'est à cette vitesse que la descente sera la plus longue en durée. Pour une vitesse inférieure, on décroche.
- la *finesse max* (2) qui représente la vitesse pour laquelle la distance parcourue avant d'arriver au sol sera la plus grande. C'est à ce régime de vol que se placent les vélivoles et les parapentistes dans les ascendances. [04]

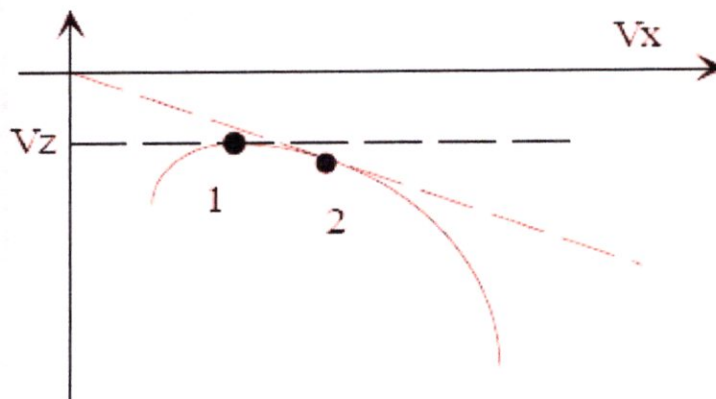


Fig. (II-18) : polaire des vitesses.

### II.7 La finesse :

Nous arrivons maintenant à une courbe très intéressante qui fait apparaître la relation entre la portance et la traînée à différents angles d'attaque.

La courbe de portance nous indique que l'on a la plus grande portance à environ  $15^\circ$ , la courbe de traînée que l'on a la plus faible traînée à environ  $0^\circ$ , mais ces deux angles sont des extrêmes, et ni l'un ni l'autre ne convient pour donner les meilleures conditions de vol.

On obtient ces conditions quand le rapport de la portance à la traînée est maximal Ce rapport s'appelle la finesse et s'écrit  $C_z / C_x$ .

Le lecteur ayant à sa disposition les courbes de portance et de traînée de n'importe quel profil peut facilement tracer la courbe de finesse en relevant de la courbe de portance le  $C_z$  de chaque angle d'attaque et en le divisant par le  $C_x$  correspondant au même angle. Notons qu'il importe peu de tracer la courbe  $R_z / R_x$  ou la courbe  $C_z / C_x$  car toutes deux auront les mêmes valeurs numériques

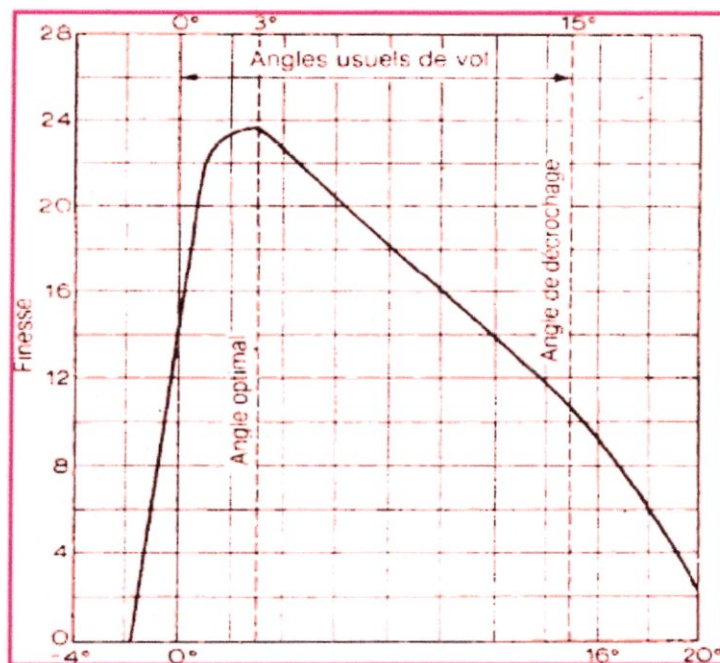


Fig. (II-19) : Courbe de finesse.

### II.8 Décrochage :

En effet, après une augmentation assez uniforme de la portance par rapport à l'angle d'attaque, on atteint un point où toute augmentation ultérieure de ce dernier (l'angle d'attaque) se traduit par une perte de portance.

Donc on appelle **angle de décrochage du profil** l'angle limite, au-delà duquel il se produit une perte de portance. IL est étonnant de constater que cet angle est à peu près le même quelle que soit la forme de profil, mais cette forme a une grande influence sur la quantité de portance que l'on peut obtenir.

Contrairement à ce à quoi on pourrait s'attendre, la vitesse relative à laquelle se déplace l'aile dans le fluide a très peu d'effet sur l'angle auquel le décrochage se produit; une aile décroche à un certain angle et non pas à une certaine vitesse. Il n'est pas correct de parler



de la vitesse de décrochage d'une aile. Observons ce qui se passe, tant que l'angle sous lequel le profil rencontre le fluide est relativement petit, le fluide est défléchi par le profil et l'écoulement reste collé à la surface, mais il devient de plus en plus turbulent avec l'augmentation de l'angle d'attaque. Soudain, quand on atteint l'angle critique, l'écoulement change d'apparence: il se sépare de l'extrados pour former des tourbillons semblables à ceux qui se produisent derrière une plaque plane perpendiculaire au vent relatif, Il n'y a même plus de déflexion vers le bas au bord de fuite et, par conséquent, il n'y a plus beaucoup de portance produite par la déflexion du fluide.

En fait, certaines expériences démontrent que le fluide qui s'est écoulé en dessous de l'intrados fait le tour du bord de fuite et se met à s'écouler vers l'avant sur l'extrados. En bref, l'écoulement s'est changé en écoulement complètement turbulent et s'est décollé plus loin; ce décollement est la cause de la perte de portance.

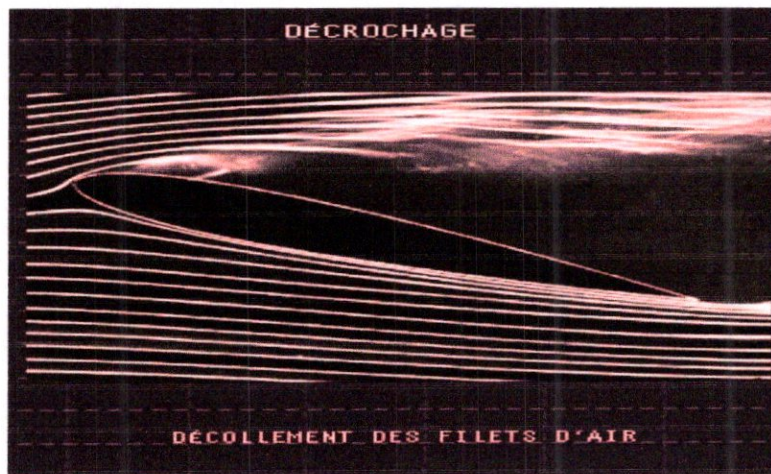


Fig. (II-20) : décollement des filets d'air.

## II.9 Configuration de l'aéronef :

### II.9 .1 Contribution de l'aile :

Les ailes sont les principaux éléments porteurs de l'aéronef responsable d'environ 90–95 % de la portance verticale, néanmoins, elles produisent approximativement 20–40% de la traînée totale [12].

Il y a plusieurs configurations d'ailes, tel que : la configuration Monoplan et la configuration Biplan

La configuration conventionnelle monoplan est choisie. C'est une configuration stable, simple et facile à construire et en plus elle permet l'ajout des dispositifs hypersustentateurs. On a deux considérations ; la forme géométrique et la position de l'aile par rapport au fuselage.

**A) – la forme géométrique :** est décrite par :

- a – l'allongement (aspect ratio).
- b – l'effilement (taper ratio).
- c – variation de la forme du profil et de l'épaisseur le long de l'envergure.
- d – l'angle de vrillage: variation de l'angle d'incidence de la corde du profil le long de l'envergure.

**B) Positions de l'aile par rapport au fuselage :**

La position de l'aile est dictée par des considérations de contrôle et de stabilité.

Il y a trois positions possibles:

- 1- Aile haute.
- 2- Aile milieu.
- 3- Aile basse.

Le type d'aile basse est très efficace pour le train d'atterrissage principal qui est généralement attaché à la structure de l'aile ou bien pour les trains rétractables, Cette position associée à une forme qui est très stable latéralement (roulis).

### **II.9 .2 Contribution du fuselage:**

La forme du fuselage est soit parallélépipédique soit cylindrique. Pour des considérations aérodynamiques, et sachant que le fuselage est responsable d'environ 25 % à 30 % de la traînée totale de l'aéronef [12], le choix d'une forme cylindrique avec une section relativement circulaire permettant un écoulement laminaire pour minimiser l'apparition des décollements.

L'influence du fuselage est complexe. Un fuselage isolé subit également des efforts aérodynamiques qui se réduisent globalement, pour des incidences modérées, à une portance, une traînée et un moment indépendant de l'incidence autour d'un centre aérodynamique. Les propriétés aérodynamiques d'une combinaison aile/fuselage ne s'obtiennent cependant pas par la simple superposition des propriétés de l'aile et du fuselage séparément, car de fortes interférences existent. Ainsi, la présence du fuselage modifie l'écoulement autour de l'aile, en particulier la distribution de portance en envergure.

En résumé, l'adjonction du fuselage à une aile a généralement pour effet de déplacer le centre aérodynamique vers l'avant, d'augmenter légèrement la pente de la courbe de portance et de fournir une contribution négative au coefficient de moment au foyer.

**II.9.3 Contribution de l'empennage :**

Les empennages sont des organes qui servent à la stabilité et à la manœuvrabilité de l'aéronef. Le dimensionnement de l'empennage est le processus le plus empirique dans le design des aéronefs.

Du point de vue aérodynamique, les empennages se comportent comme des ailes. Ils ont une certaine surface, un certain allongement, un profil et sont soumis à des forces aérodynamiques.

Les efforts aérodynamiques sur l'empennage s'expriment exactement comme ceux sur l'aile principale, à ceci près que les interférences dues à la présence de l'aile principale doivent être prises en compte. L'effet dominant est la déflexion vers le bas de l'écoulement aborant l'empennage par la nappe tourbillonnaire émise par l'aile principale.

**II.10 Fréquences propres et amortissement des axes d'un aéronef :**

L'air en mouvement a tendance à osciller, les aéronefs aussi, et selon trois axes : roulis, lacet et tangage. L'oscillation est définie sur chaque axe par une période et un degré d'amortissement. Ces grandeurs sont toujours soigneusement étudiées et vérifiées sur un avion grandeur, presque toujours négligées sur un modèle réduit...

**II.10.1 Fréquence propre d'un avion (drone) :**

Pour comprendre le mécanisme, on se propose de réaliser l'expérience simple de la girouette. Une aile de masse négligeable de surface  $S$  et de pente de portance  $a$  est fixée au bout d'une tige de longueur  $L$  ayant une inertie représentée par deux petites masses  $m$  à distance  $l/2$  de l'axe de rotation. [04]

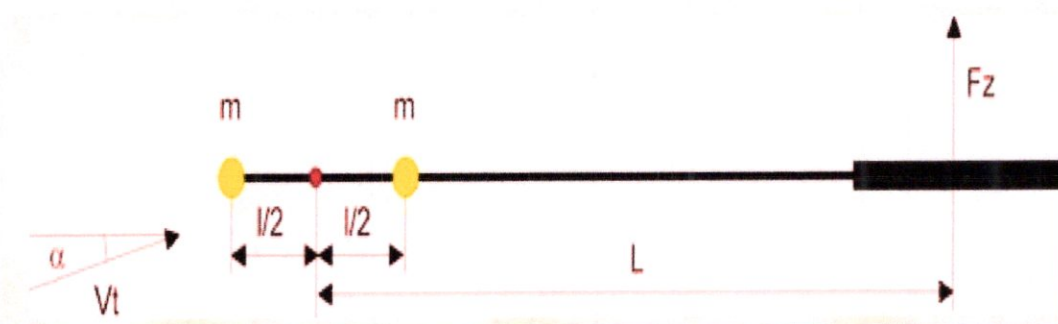


Fig. (II-21) : action sur une girouette dans le vent.

Si on met cette girouette dans un flux d'air de masse volumique  $\rho$  à vitesse  $Vt$  et qu'on la dévie brusquement d'un angle  $\alpha$  de sa position de repos, elle reviendra à sa position initiale selon une des trois courbes suivantes :

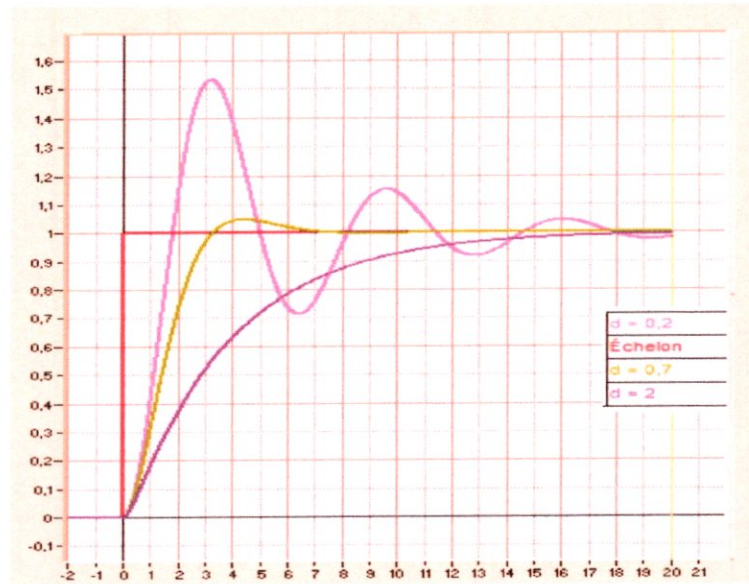


Fig. (II.22) : courbes de retour à l'équilibre après une perturbation.

On observe en général une oscillation de période  $P$  appelée période propre et d'amortissement plus ou moins élevé. La résolution mathématique du problème donne la valeur  $P$  pour la période propre et  $d$  pour le degré d'amortissement. Lorsque  $d$  est inférieur à 1 il y a effectivement oscillation (courbe  $d = 0,2$  Figure (II-22)). Dans le cas contraire, il y a un retour plus ou moins lent au neutre selon la valeur de  $d$  (courbe  $d = 2$ ). On admet en général que le meilleur comportement est obtenu pour  $d = 0,7$  (courbe  $d = 0,7$ ).

On peut assez bien assimiler cette girouette à l'axe de lacet d'un avion. Si on donne une impulsion sur la commande de dérive, après l'écart initial, le retour sera d'autant plus rapide que la période  $P$  sera faible. Si  $d$  est inférieur à 0,7 on verra parfaitement l'oscillation.

On notera que dans l'expérience l'inertie est matérialisée par le produit  $m.l^2$ , ce qui signifie que même si on ne peut pas jouer sur la masse, il est facile de modifier une inertie en rapprochant ou en éloignant des masses du centre de masse ; ce qui peut se faire avec tous les objets déplaçables dans le fuselage. Un modèle se comporte comme un modèle plus gros si on augmente son inertie, donc si on écarte tout ce qui est possible du centre de masse, car son inertie augmente alors.

Pour l'axe de tangage l'étude est plus compliquée encore à cause de la gravité et il faut d'abord faire une étude d'équilibre et de stabilité. Le principe de la girouette ne pourra être appliqué qu'une fois que cet équilibre et cette stabilité seront obtenus.

***CHAPITRE 03***

***Modélisation des notions  
fondamentales***

**III.1 Introduction :**

L'aérodynamique dans le domaine du vol à voile se concentre sur l'étude de la dynamique des fluides, c'est-à-dire l'étude des liaisons entre les forces et les mouvements d'un corps. Cette science est un domaine de la physique qui étudie les différents phénomènes naturels qui se déroulent lorsqu'un corps se déplace dans un espace contenant de l'air. En d'autres termes, elle est la « science du mouvement de l'air ». Elle demande une bonne connaissance de la mécanique des fluides qui se base sur les principes et lois fondamentales qui suivent.

**III.2 GÉNÉRALITES :**

**III.2.1 L'atmosphère standard :**

Les performances d'un avion dépendent grandement des propriétés physiques (densité, température, pression) de l'air dans lequel il vole. Pour pouvoir comparer les performances de divers appareils, on devra les placer dans des conditions atmosphériques semblables. Pour ce faire, on est convenu d'effectuer les calculs de performances dans une atmosphère standard internationale (ISA). Cette atmosphère représente assez bien les conditions de température et de pression moyennes sur l'année pour les climats tempérés. Les conventions de l'atmosphère standard sont les suivant :

- ✓ L'air est assimilé à un gaz parfait avec une constante massique  $R = 287\text{J/kg.k}$ .
- ✓ L'air est sec,
- ✓ Le vent météorologique est nul (pas de turbulence atmosphérique),
- ✓ L'atmosphère est en équilibre hydrostatique, c'est-à-dire :

$$dP = - \rho g(h)dh \tag{3.1}$$

Où  $h$  est l'altitude au-dessus du niveau de la mer. On peut encore réécrire cette équation d'équilibre sous la forme :

$$dP = - \rho g_0 dH \tag{3.2}$$

En définissant l'altitude géopotentielle  $H$  par

$$dH = g(h)/g_0 dh \tag{3.3}$$

Où  $g_0$  est l'accélération de la gravité au niveau de la mer.

Avec ces conventions, la spécification de la distribution de température en fonction de l'altitude (géopotentielle) suffit à déterminer les conditions thermodynamiques en fonction de l'altitude. En effet, en combinant l'équation d'équilibre hydrostatique (1.2) et l'équation d'état des gaz parfaits, on obtient :

$$\frac{dP}{P} = - \frac{g_0}{RT(H)} dH \tag{3.4}$$

qui permet de calculer la distribution de pression pour autant que l'on spécifie la pression au niveau de la mer, et l'on obtient ensuite la distribution de masse volumique par application de l'équation des gaz parfaits ( $P = \rho RT$ ) [13].

**III .2.2 Les paramètres physiques de l'air au niveau de la mer :**

L'évaluation des propriétés physiques de l'air au niveau de la mer est donnée par :

- La masse volumique :  $\rho_0 = 1.225 \text{ [kg/m}^3\text{]}$
- La pression :  $P_0 = 101325 \text{ [Pa]} = 1.013 \text{ [Bar]}$
- La température :  $T_0 = 288.15 \text{ [}^\circ\text{K]}$
- La pesanteur :  $g = 9.81 \text{ [m/s}^2\text{]}$

**III .2.3 Variations de la température avec l'altitude [14] :**

selon les valeurs de l'International Standard Atmosphère - ISA :  
 - Dans la troposphère (sous nos latitudes : du sol à 11000 m ), la température de l'atmosphère diminue de 6,5°C par km. Cette variation de la température en fonction de l'altitude est appelée *gradient de température atmosphérique standard*.

➤ **Troposphère** : ( $0 \leq H \leq 11\text{km}$ )  $T = T_0 - L \cdot H(\text{km})$

Avec  $T_0 = 288^\circ\text{k}$  (température au niveau de la mer)

$L = 6,5$

- Au début de la stratosphère (sous nos latitudes : de 11km et jusqu'à 20km ), la température de l'air se stabilise à -56,5°C.

➤ **Stratosphère** : ( $11 \text{ km} \leq H \leq 20\text{km}$ )  $T = T_T = 216,5^\circ\text{k}$

$T_T$  : la température à 11km

La frontière entre la troposphère et la stratosphère est appelée tropopause. Cette distribution de température est représentée sur le graphe suivant.

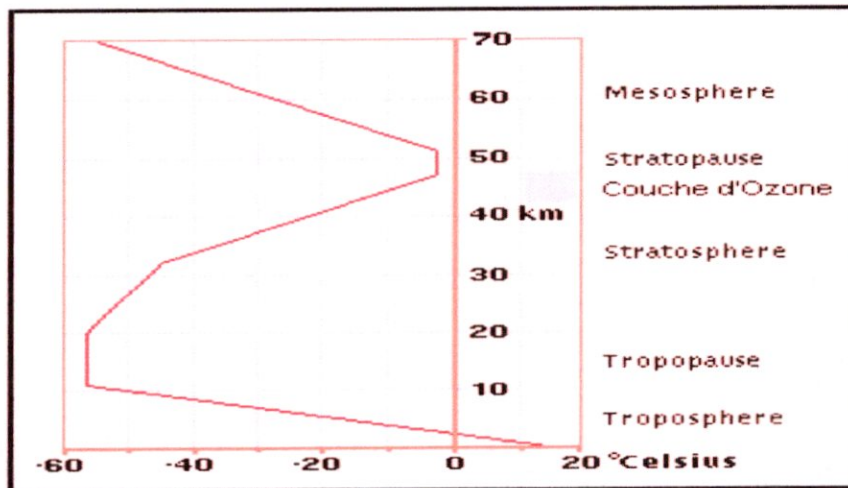


Fig. (III.1) : Variations de la température avec l'altitude.



**III.2.4 Variations de la pression atmosphérique avec l'altitude [14] :**

La pression atmosphérique en un point correspond au poids de la colonne d'air s'étendant verticalement au-dessus de ce point. cette pression diminue quand l'altitude augmente : elle décroît d'environ de 1 pour mille tous les 8 m en montant.

Avec une pression  $P_0$  au niveau, on obtient les expressions suivantes pour la distribution de pression :

- **Troposphère : ( $0 \leq H \leq 11km$ )**

$$P = P_0 \left(1 - \frac{L \cdot Z}{T_0}\right)^{g/RL} \tag{3.5}$$

- **Stratosphère : ( $11 \leq H \leq 20 km$ )**

$$P/P_T = \exp\left(\frac{11-Z}{RT_T} \cdot g\right) \tag{3.6}$$

Avec  $P_T$  : pression à 11km

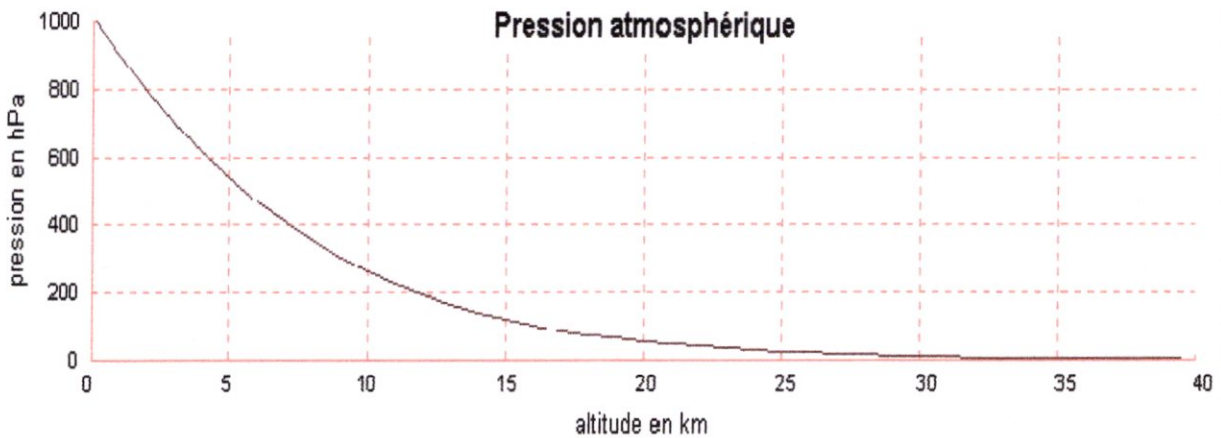


Fig. (III.2) : Variations de la pression atmosphérique avec l'altitude.

**III.3 Equations fondamentales de la mécanique des fluides :**

**III.3.1 Le modèle continu [15] :**

Avant toute chose, on doit se donner une *échelle de description*. L'échelle macroscopique n'est pas adaptée notamment parce que le fluide n'est pas solide (système que l'on peut décrire dans son ensemble à l'aide du vecteur rotation et du vecteur vitesse du centre d'inertie). À l'échelle microscopique les grandeurs varient de façon discontinue et imprévisible (cf. Physique statistique). On décide alors de décrire le fluide à une échelle intermédiaire entre l'échelle microscopique et macroscopique : on parle d'*échelle mésoscopique*. On considère, autour d'un point M, un volume  $\delta v$  petit par rapport à

l'échelle macroscopique et grand par rapport à l'échelle microscopique. Typiquement un volume de  $1\mu\text{m}^3$  convient. Ce volume contient un grand nombre de particules ce qui permet de définir des grandeurs moyennes qui elles vont évoluer de façon continu. On définira alors des grandeurs moyennes locales :

- La masse volumique locale en M :  $\rho(M; t) = \frac{\delta m}{\delta v}$  , ou  $\delta m$  est la masse de l'ensemble des particules dans  $\delta v$  , à l'instant  $t$ .
- la vitesse moyenne locale en M:  $\overline{U(M)} = \langle \vec{U}_i \rangle$   
Ou  $\vec{U}_i$  est la vitesse d'une particule microscopique Dans  $\delta v$  à l'instant  $t$ .



Fig. (III.3) : Modèle continu du fluide [15].

**Remarque :**

Un milieu peut être considéré continu si le libre parcours moyen des molécules est petit devant la taille caractéristique L du système étudié. On définit le nombre de KNUDSEN :

$$K_n = \frac{\lambda}{L} \ll 1 \tag{3.7}$$

Lorsque  $K_n$  n'est pas petit devant 1, le modèle continu devient faux, il faut alors utiliser les concepts de physique statistique.

**III.3.2 Lois des gaz parfait :**

On appelle gaz parfait un gaz satisfaisant aux conditions suivantes :

- ✓ Le volume propre des molécules de gaz est négligeable par rapport au volume V du récipient contenant le gaz.
- ✓ L'énergie cinétique moyenne des molécules croît avec la température absolue du gaz.
- ✓ La quantité du mouvement échangée lors du choc élastique des molécules

avec les parois du récipient est seule responsable de la pression  $p$  du gaz.

Autrement dit :

Un gaz est considéré comme parfait si le fluide n'exerce aucun frottement sur les parois d'un corps se déplaçant dans ce fluide. De plus, un volume de fluide se déplaçant n'est pas affecté par les mouvements de volumes adjacents. D'où :

- ✓ Les forces de viscosité sont nulles.
- ✓ Les particules n'exercent entre elles que des forces de pression (sauf dans la couche limite, traitée plus loin).

La loi des gaz parfaits relie les trois grandeurs  $P$ ,  $\rho$  ou  $v$  et  $T$  sous la forme : [1]

$$Pv = rT \tag{3.8}$$

Ou :  $\frac{P}{\rho} = rT$  ..... (Loi de MARIOTTE)

Les gaz parfaits obéissent à cette loi, les gaz réels la suivent sensiblement.

**III.3.3 Conservation de la masse :**

**III.3.3.1 vecteur densité de matière :**

On cherche à exprimer la masse qui traverse une surface ( $S$ ) lors d'un écoulement. Pour cela, imaginons un cylindre infiniment petit de base  $dS$  et de génératrice  $\vec{U}dt$ . Calculons la masse  $dm$  traversant cette élément de surface pendant la durée  $dt$ . Les particules situées dans le cylindre représenté sur la figure 1.4, traversent effectivement la section du cylindre pendant la durée  $dt$ . On a donc :

$$dm = \rho dt dS \vec{U} \cdot \vec{n} \tag{3.9}$$

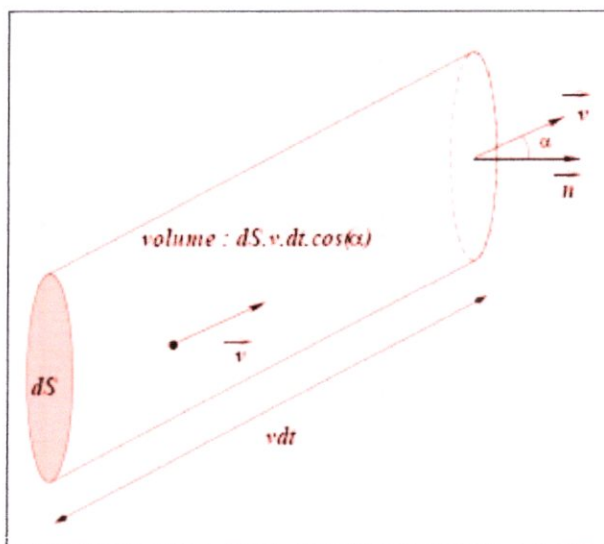


Fig. (III.4) : calcul de débit [15].

**III.3.3.2 Débit massique :** Le débit massique  $Q_m$  mesure la masse qui traverse la surface  $S$  par unité de temps (unité :  $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ ) :

$$Q_m = \iint_{(s)} \frac{dm}{dt} = \iint_{(s)} \rho \vec{U} \cdot \vec{n} dS \quad (3.10)$$

Pour une surface fermée :

$$Q_m^{sortie} = \oint_{(s)} \rho \vec{U} \cdot ds \vec{n} \quad (3.11)$$

où  $Q_m^{sortie}$  est le débit massique sortant si  $\vec{n}$  est dirigé vers l'extérieur (convention mathématique).

**III.3.3.3 Débit volumique :** le débit volumique  $Q_v$  mesure le volume de fluide qui traverse la surface  $S$  par unité de temps (unité :  $\text{m}^3 \cdot \text{s}^{-1}$ ) :

$$Q_v = \iint \frac{1}{\rho} \frac{dm}{dt} = \iint_{(s)} \vec{U} \cdot ds \vec{n} \quad (3.12)$$

**III.3.3.4 Densité de courant :** on appelle vecteur *densité de courant de matière* le vecteur:

$$\vec{j} = \rho \vec{U} \quad (3.13)$$

**III.3.3.5 équation de continuité [16] :**

La masse se conservant, cela se traduit par une équation de conservation de la masse, dite aussi « *équation de continuité* ».

Prenons un système ouvert de volume constant  $v$ , entouré par une surface fictive ( $S$ ). Soit  $M(t)$  la masse contenue dans ( $S$ ) à l'instant  $t$ . Cette masse varie si le débit massique entrant est différent du débit massique sortant ce qui modifie la masse volumique du système ( $S$ ) :

$$M(t) = \iiint_{(v)} \rho(x, y, z, t) dx dy dz \quad (3.14)$$

$$\frac{dM(t)}{dt} = \iiint_{(v)} \frac{\partial \rho}{\partial t} dx dy dz = - \iint_{(s)} \rho \vec{U} \cdot ds \vec{n} \quad (3.15)$$

D'après le théorème de la divergence on obtient :

$$\iiint_{(v)} \left( \text{div}(\rho \vec{U}) + \frac{\partial \rho}{\partial t} \right) dx dy dz = 0 \quad \forall v$$

d'où l'équation de continuité :

$$\text{div}(\rho \vec{U}) + \frac{\partial \rho}{\partial t} = 0 \quad (3.16)$$

**III.3.4 Loi de conservation d'énergie [1] :**

La loi de conservation des énergies potentielles de pression et cinétiques, s'écrit :

$$\frac{dP}{\rho} + UdU = 0 \tag{3.17}$$

(Équation de BERNOULLI généralisé) ou (SAINT-VENANT)

**Hypothèses :**

- Fluide parfait, compressible ou non.
- Écoulement permanent.

**III.3.4.1 Écoulement incompressible (équation de BRNOULLI) [1] :**

- ❖ Fluide incompressible → la masse volumique est constante.

Donc :  $\rho = cte$ .

On considère un écoulement permanent isochore d'un fluide parfait, entre les sections  $S_1$  et  $S_2$ , entre les quelles il n'y a aucune machine hydraulique, (pas de pompe, ni de turbine).

Soit  $m$  la masse et  $V$  le volume du fluide qui passe à travers la section  $S_1$  entre les instants  $t$  et  $t+\Delta t$ . Pendant ce temps la même masse et le même volume de fluide passe à travers la section  $S_2$ . Tout se passe comme si ce fluide était passé de la position (1) à la position (2).

En appliquant le théorème de l'énergie cinétique à ce fluide entre les instants  $t$  et  $t+Dt$  (la variation d'énergie cinétique est égale à la somme des travaux des forces extérieures : poids et forces pressantes), on obtient :

$$\rho \frac{U^2}{2} + \rho gz + P = cte \tag{3.18}$$

$P$  : est la pression statique,

$\rho gz$  : est la pression de pesanteur,

$\rho \frac{U^2}{2}$  : est la pression cinétique.

**III.3.4.2 L'équation de Bernoulli pour un écoulement compressible (équation de SAINT-VENANT) [17] :**

Les équations de continuité, de la dynamique et de l'énergie du modèle de mouvement de fluide parfait compressible peuvent être intégrées sous les hypothèses suivantes :

- ✓ Fluide parfait.
- ✓ Écoulement permanent.
- ✓ Mouvement unidirectionnel.
- ✓ Forces volumiques négligeables.

Pour un écoulement compressible et isentropique, une autre forme de l'équation de Bernoulli qui peut être utilisée, c'est la suivante :

$$\left(\frac{\gamma}{\gamma-1}\right) \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2}U^2 = cte \quad [17] \quad (3.18)$$

Ou :  $CpT + \frac{U^2}{2} = Cte$  (Loi de saint venant)

**III.3.5 Les équations de Navier-Stokes [2] :**

Si nous faisons tendre le volume de contrôle vers zéro, comme nous l'avant fait précédemment pour le bilan de masse, nous obtenons l'équation de NAVIER-STOCKS qui est l'écriture locale du bilan de quantité de mouvement :

$$\frac{\partial U}{\partial t} + U \cdot grad(U) = -\frac{1}{\rho} grad(P) + g + \frac{1}{\rho} div(\tau) \quad (3.18)$$

Si la masse volumique est constante, le dernier terme peut être écrit sous la forme explicite simple ; c'est l'équation de NAVIER-STOCKS :

$$\frac{\partial U}{\partial t} + U \cdot grad(U) = -\frac{1}{\rho} grad(P) + g + \nu \Delta U \quad (3.18)$$

**III.4 Description d'un fluide [15] :**

**III.4.1 Description de Lagrange :**

Considérons une particule de fluide P, placé en  $M_0(x_0, y_0, z_0)$  à l'instant  $t_0$ . Dans la description de Lagrange, on suit le mouvement d'une particule de fluide. Par exemple, la particule de fluide dont il est question précédemment, sera en  $M(x, y, z)$  à l'instant t. On peut déterminer la trajectoire de la particule de fluide si l'on connaît les fonctions :

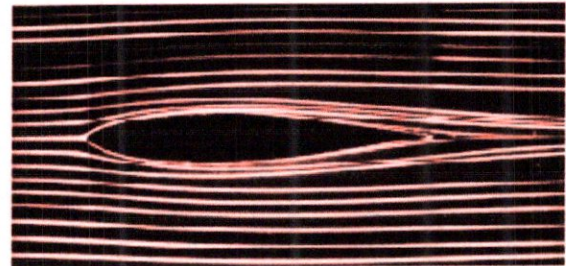
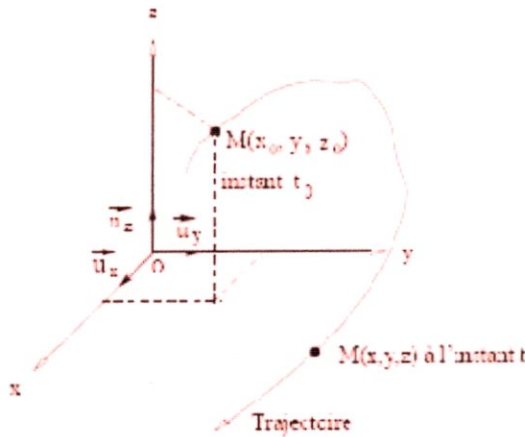
$$\begin{cases} x = x(x_0, y_0, z_0, t) \\ y = y(x_0, y_0, z_0, t) \\ z = z(x_0, y_0, z_0, t) \end{cases}$$

La vitesse de la particule s'écrit :

$$\vec{U}(p) = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\partial x}{\partial t} \\ \frac{\partial y}{\partial t} \\ \frac{\partial z}{\partial t} \end{pmatrix}$$

Description de Lagrange => Trajectoire des particules de fluide

**Observation expérimentale :** On utilise des traceurs (colorants ou fumées) et l'on prend une photo avec un long temps pose (figure III.5).



(a) Visualisation de la trajectoires des particules autour d'un obstacle

Fig.( III.5) : Trajectoire d'une particule de fluide [15].

**III.4.2 Description d'Euler :**

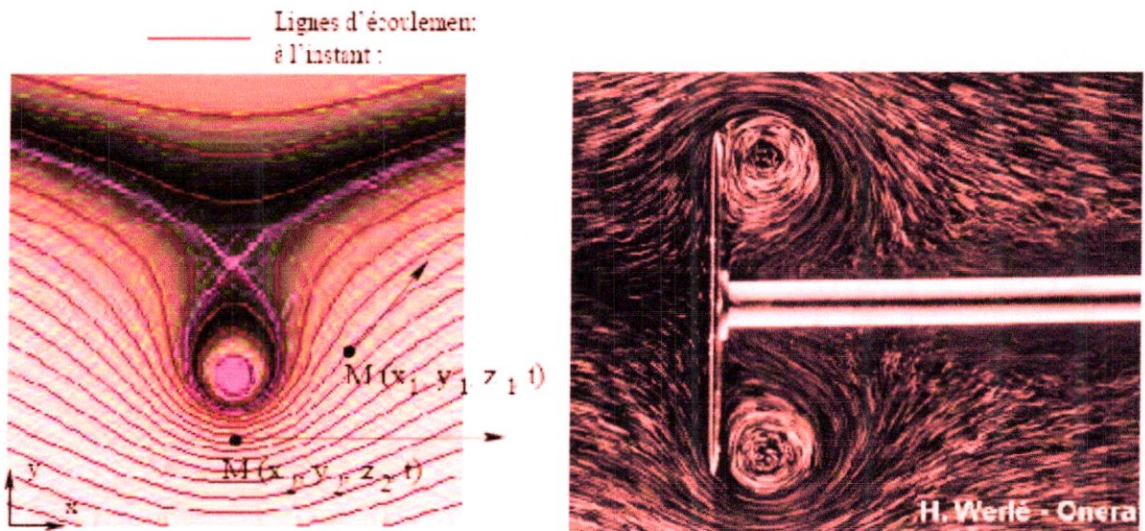
L'approche d'Euler est à mettre en parallèle avec l'approche de Maxwell en électromagnétisme. De la même manière que l'on définit le champ électromagnétique en tout point de l'espace, à un instant  $t$ , ici, on va considérer le fluide dans son ensemble à l'instant  $t$ . On définit en chaque point du système les grandeurs :  $\rho(x, y, z, t)$ ,  $P(x, y, z, t)$ ,  $\vec{U}(x, y, z, t)$ , etc...Ainsi, à un instant  $t$ , on peut représenter les champs scalaires ( $\rho$  et  $P$ ) à l'aide d'iso-surface (isobares et iso-densité), et les champs vectoriels (vitesse et accélération) à l'aide des lignes de champ.

**Notion de ligne de courant :** Une ligne de courant est une ligne de champ du vecteur vitesse c'est-à dire une courbe tangente en tout point  $M(x, y, z)$  à  $\vec{U}(x, y, z, t)$  à l'instant  $t$ . L'ensemble des lignes de courant peut évoluer au cours du temps. L'équation de la ligne de courant s'obtient en résolvant les équations différentielles suivantes :

$$\frac{dx}{v_x} = \frac{dy}{v_y} = \frac{dz}{v_z}$$

Description d'Euler => Ligne de courant

Toutes les lignes de courant qui s'appuient sur une courbe  $C$  fermée constituent un tube de courant.



(a) Ligne d'écoulement (effet Mogmus).

(b) Visualisation des lignes de courant autour d'un disque

Fig.(III.6) : Notion de ligne de courant [15].

**Observation expérimentale :** On utilise des particules réfléchissantes que l'on photographie avec un court temps de pose. On a accès ainsi à des segments brillants qui donnent le sens de la vitesse en différents points ce qui permet de reconstituer la carte du champ de vitesse.

**III.5 Les différents types d'écoulements :**

**III.5.1 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 peut donc souvent traiter l'eau comme un fluide incompressible et utiliser dans les équations du mouvement une densité  $\rho = \rho_0 = \text{constante}$ . Les gaz sont traités comme des fluides compressibles. Cependant nous verrons qu'aux faibles vitesses d'écoulement (aux nombre de mach petits devant un  $M \ll 1$ , les variations de densité sont faibles et d'ordre de grandeur du carré du nombre de mach :

$$\frac{\Delta\rho}{\rho} = M^2, \quad M \ll 1$$

Dans ces conditions, on peut traiter l'écoulement à l'aide des équations qui régissent les écoulements incompressibles. [18]



**III.5.2 Ecoulement laminaire et écoulements turbulent :**

Un écoulement turbulent peut être caractérisé par une orientation aléatoire (ou fluctuation) des vecteurs vitesses en chaque point ; autrement dit chaque composante  $u(M, t)$ ,  $v(M, t)$ ,  $w(M, t)$ , de  $\vec{V}(M, t)$  obéissent à des lois de distributions (au sens probabiliste) en fonction de l'espace et du temps. On dit que le régime de l'écoulement est turbulent. Un écoulement turbulent peut posséder une composante moyenne  $\vec{U}$  pouvant dépendre du temps mais de manière plus « régulière » ; les fluctuations ont alors lieu autour de cette composante moyenne, de sorte que la vitesse s'écrit :

$$\vec{V}(M, t) = \vec{U} + \vec{v}' \tag{3.19}$$

C'est alors sur  $v'$  que l'on fait apparaître des lois statistiques.

Dans un écoulement laminaire, le mouvement du fluide s'effectue en « couches » parallèle entre elles, chaque couche possédant sa propre vitesse ; le profil de vitesses dans le fluide en mouvement est bien ordonné. Les vectrices vitesses conservent une orientation stable au cours du temps. On dit que le régime de l'écoulement est laminaire.

La différence entre le régime turbulent et le régime laminaire peut être représentée par les courbes donnant la vitesse en fonction du temps en un point M fixe. [18]

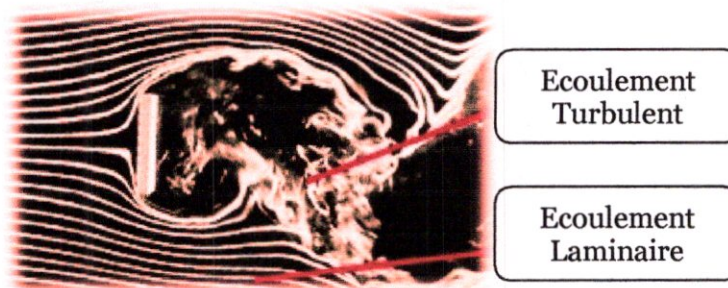


Figure (III-7) : Plaque plane mise à l'écoulement

**III.5.3 Ecoulement stationnaire et instationnaire :**

On dit qu'un écoulement est stationnaire si en tout point M de  $\Omega$ , toutes les variables décrivant le mouvement sont *indépendants du temps*. Ainsi la pression p, la vitesse V, la densité  $\rho$  d'un écoulement stationnaire sont des quantités indépendantes du temps. [18]

$$\vec{V}(M, t) = \vec{V}(M) \quad \forall M \in \Omega$$

**III.5.4 Ecoulement irrotationnel:**

On dit qu'à un instant t donné, l'écoulement est irrotationnel dans le domaine D si le rotationnel de la vitesse  $\vec{V}(M, t)$  est nul en chacun des points M de D.

$$\text{rot } \vec{V} = 0$$

en coordonnées cartésiennes :

$$\text{rot } \vec{V} (M, t) = \left[ \frac{\partial w(M, t)}{\partial y} - \frac{\partial v(M, t)}{\partial z} \right] \vec{x} + \left[ \frac{\partial u(M, t)}{\partial z} - \frac{\partial w(M, t)}{\partial x} \right] \vec{y} + \left[ \frac{\partial v(M, t)}{\partial x} - \frac{\partial u(M, t)}{\partial y} \right] \vec{z} \tag{3.20}$$

**III.6 Modèles de turbulence :**

Les fluctuations de petites échelles dans le temps, conduisent à l'adoption de méthodes particulières pour la résolution numérique des problèmes en mécanique des fluides.

La première des approches de modélisation est la méthode RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes equations) ou la moyenne de Reynolds des équations de Navier-Stokes, où les différentes variables d'état instantanées peuvent être décomposées en une composante moyenne et une composante fluctuante. Les équations moyennées résultantes comportent de nouveaux termes qui traduisent la production des fluctuations des vitesses et constituent le transfert d'un mouvement convectif dû aux fluctuations de la vitesse. Ces nouveaux termes sont appelés les contraintes de Reynolds (  $-\rho \overline{u_i u_j}$  ). Celles-ci posent un problème de fermeture des équations gouvernantes, dont la solution actuelle passe par des "modèles de turbulence" souvent semi-empiriques. [18]

**III.6.1 Hypothèse de BOUSSINESQ :**

Après qu'il fût établi expérimentalement que les contraintes turbulentes augmentaient avec l'augmentation du taux de déformation moyen des éléments du fluide, BOUSSINESQ proposa une relation entre les contraintes de Reynolds et les taux de déformation, qui a été étendue par la suite :

$$-\rho \overline{u_i u_j} = \mu_t \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} (\rho K + \mu_t \text{div} \vec{C}) \delta_{ij} = 2 \mu_t E_{ij} - \frac{2}{3} (\rho K + \mu_t \text{div} \vec{C}) \delta_{ij}$$

(3.21)

K étant l'énergie cinétique associée à la turbulence.

$\delta_{ij}=1$  si  $i=j$  et si  $\delta_{ij}=0$   $i \neq j$  (Delta de Kronecker).

$\mu_t$  est la viscosité dynamique turbulente.

Dans cette expression de la contrainte turbulente, tous les termes sont connus sauf la viscosité turbulente  $\mu_t$  et l'énergie cinétique turbulente  $k$ . Ces deux quantités sont donc sujettes à une modélisation.

Notons que dans l'hypothèse de BOUSSINESQ, il est supposé que  $\mu_t$  est un scalaire isotrope, ce qui n'est pas tout à fait vrai.

Les modèles de turbulence conduisent à l'adoption d'équations de transport des quantités de la turbulence, ( $\kappa$ ,  $\varepsilon$ ,  $\omega$  et  $\nu$ ), pour résoudre la viscosité turbulente. De ce point de vue, on retrouve trois catégories sous "Fluent» :

1. Modèle de turbulence à une équation de transport : Le modèle Spalart-Allmaras.
2. Modèles de turbulence à deux équations : Le modèle  $\kappa$ - $\varepsilon$  Standard et ses variantes RNG et Réalisable puis les modèles  $\kappa$ - $\omega$  Standard et  $\kappa$ - $\omega$  SST.
3. Modèle de turbulence à 5 équations (7 équations en 3D) : Le modèle RSM (Reynolds Stress Model)

***CHAPITRE 04***

***Simulation***

***numérique***

**IV.1.Introduction :**

Généralement l'étude scientifique d'un phénomène physique passe par la formulation d'une ou plusieurs lois sous forme d'équations mathématiques reliant les différentes variables intervenant dans le déroulement du phénomène en question.

L'obtention d'informations qualitatives et quantitatives sur des processus tels que l'écoulement d'un fluide ou le transfert de chaleur, est le but primordiale de la simulation numérique. Cette dernière permet la réduction du temps de la conception (design) et du développement d'un projet donné.

La conduite d'une étude expérimentale en soufflerie, passe par la conception d'un modèle qui consomme énormément de temps et d'argent, alors qu'en simulation numérique on peut rapidement, facilement et pour un moindre coût, tester plusieurs configurations géométriques, un large éventail de nombre de Reynolds et de nombre de Mach. Et pour cela on utilise d'un côté, des calculateurs électroniques (PC's, stations de calcul ou super computer vectoriel) et d'un autre côté, des disciplines tels que les mathématiques, l'informatique, la physique du problème étudié. La qualité des résultats obtenus dépend essentiellement du niveau de complexité du problème étudié, des logiciels utilisés (pre-processing, simulation et post-processing), de la machine de calcul disponible (capacité de stockage, mémoire vive) et du savoir faire de l'utilisateur (maîtrise et spécialisation dans le domaine étudié et expérience dans le domaine de la simulation numérique).

**IV.2.Description de la méthode des volumes finis :****IV.2.1.Introduction :**

Parmi les méthodes numériques qui existent, on se concentre dans notre étude à la méthode des volumes finis, qui est utilisée depuis environ quatre décennies (1960). Elle doit son nom à son principe même dont la première étape est d'intégrer les équations sur un volume élémentaire.

La méthode des volumes finis est utilisée par les ingénieurs pour résoudre numériquement sur les maillages structurés, des problèmes de mécanique des fluides ; sous forme d'équation aux dérivées partielles et non-linéaires.

L'avantage de la résolution par la méthode des volumes finis réside dans le caractère conservatif des équations, ainsi que dans la simplicité de la discrétisation du domaine

d'écoulement, cette méthode a prouvé son efficacité dans la résolution des problèmes de mécanique des fluides et de transfert de chaleur.

#### IV.2.2.Principe de la méthode des volumes finis :

Le principe de cette méthode est de diviser le domaine de calcul en un certain nombre de volumes élémentaires dits volumes de contrôle, de sorte que chacun entoure un point de maillage  $P$ , les nœuds des volumes voisins seront notés suivant leurs position N.S.W.E. (North, South, West, East). Elle consiste à faire l'intégration de l'équation régissant le mouvement sur un volume de contrôle pour obtenir une équation discrétisée au point nodal  $P$  (Fig. IV .1).

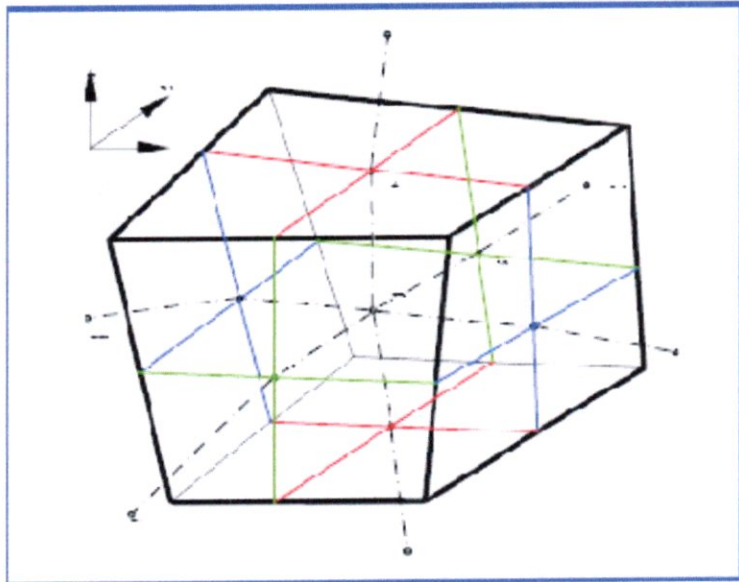


Fig. (IV-1) : Volume de contrôle dans un maillage tri dimensionnel non orthogonal.

Le transport d'une variable  $\Phi$  par convection - diffusion dans un système de coordonnées cartésiennes, est défini par l'équation stationnaire, qui s'écrit sous la forme générale suivante :

$$\frac{\partial}{\partial x_i} \left( \rho U_i \Phi - \Gamma_{\Phi} \frac{\partial \Phi}{\partial \phi_i} \right) = S_{\Phi} \quad (4-1)$$

$U_i$  : La composante de la vitesse suivant la direction  $x_i$ .

$\rho$  : La masse volumique.

$\Gamma$  : Le coefficient de diffusion.

$\Phi$  : Une des variables suivantes  $\Phi = 1 u, v, w, k, \varepsilon$  et  $T$ .

$S_{\Phi}$  :Le terme source relatif à la variable  $\Phi$

L'équation (4-1) s'écrit encore sous la forme suivante :

$$\text{div}(\rho u \phi) = \text{div}(\Gamma_{\phi} \text{grad}(\phi)) + S_{\phi} \quad (4-2)$$

### IV.2.3. Etapes de résolution :

#### IV.2.3.1. Maillage :

La première étape de cette méthode, consiste à diviser le domaine de calcul en un nombre fini et discret de volume de contrôle, on dit qu'on génère un maillage. L'opération consiste à définir un certain nombre de nœuds, ensuite les frontières des volumes de contrôle où sont placées exactement deux nœuds consécutifs.

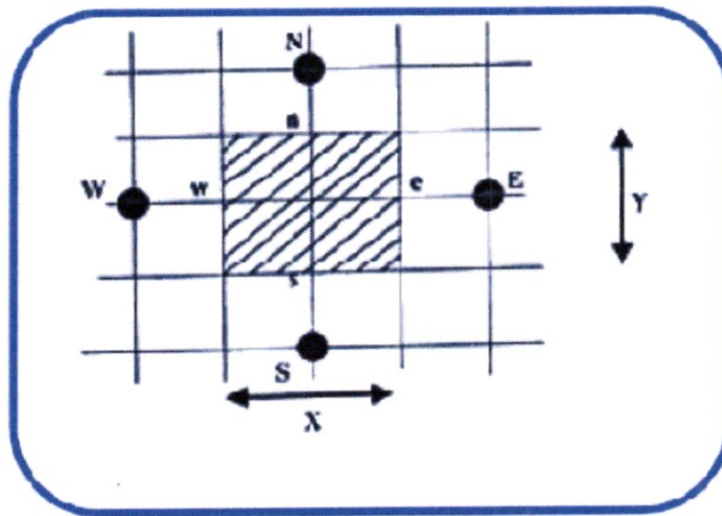


Fig.(IV.2) :Maillage à deux dimensions.

#### IV.2.3.2. Discrétisation :

Considérons la forme moyenne des équations de conservation de masse, quantité de mouvement et d'énergie, exprimées en coordonnées cartésiennes :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho U_j) = 0 \quad (4-3)$$

Ces équations peuvent être intégrées dans un volume de contrôle, en utilisant le théorème de la divergence de Gauss pour convertir les intégrales de volume en intégrales de surface comme suit:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho dv + \int_S \rho U_j dn_j = 0 \quad (4-4)$$

$$\int_V \rho U_i dV + \int_V \rho U_j U_i dn_i = -\int_V P dn_j + \int_V \mu_{eff} \left( \frac{\partial U_i}{\partial X_j} + \frac{\partial U_j}{\partial X_i} \right) dn_j + \int_V S_u dV \quad (4-5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \phi dV + \int_S \rho U_j \phi dn_j = \int_S \Gamma_{eff} \left( \frac{\partial \phi}{\partial X_j} \right) dn_j + \int_V S_\phi dV \quad (4-6)$$

#### IV.2.3.3. Résolution des équations :

La première étape pour résoudre numériquement ces équations continues est d'employer des fonctions discrètes. Considérant maintenant un élément de maille isolé tel les points d'intégrations, sont situés au centre de chaque segment de surface dans un élément 3D entourant le volume de contrôle.

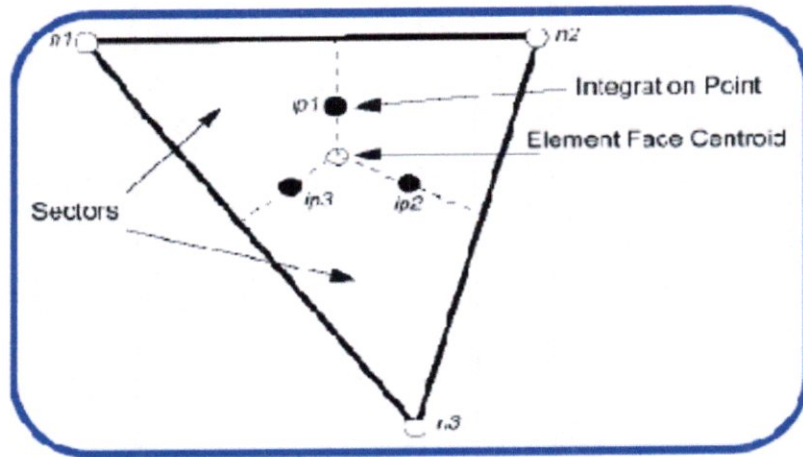


Fig.(IV-3) :Présentation d'un point d'intégration dans un volume de contrôle.

La forme discrète des équations intégrales est écrite comme suite :

$$V \left( \frac{\rho - \rho^0}{\Delta t} \right) + \sum_{ip} (\rho U_j \Delta n_j)_{ip} = 0 \quad (4-7)$$

Sachant que :

V : Le volume d'intégration de la grandeur  $\phi$ .

ip : L'indice du point d'intégration.

$\Delta n_j$ : La surface d'intégration de la grandeur  $\phi$ .

$\Delta t$  : L' intervalle de temps (time step).

L'indice supérieur  $^0$  se rapporte au vieux niveau de temps.

L'équation (4.7) sera construite pour tous les points nœuds du domaine de calcul.



En vue d'incorporer réservé aux nœuds de frontières. Le système d'équation résultant sera un système d'équations algébriques linéaires comportant autant d'inconnus que d'équation matricielle disponible.

Ces fonctions sont également employées pour le calcul des diverses quantités géométriques, telles que les positions, les coordonnées des points d'intégral (ip), les surfaces et les différents vecteurs. Les équations de formes sont également applicables pour les coordonnées cartésiennes, dans ce cas, elles peuvent être écrites de la manière suivant :

$$\begin{aligned}x &= \sum_{n=1}^{noed} N_i X_i \\y &= \sum_{n=1}^{noed} N_i Y_i \\z &= \sum_{n=1}^{noed} N_i Z_i\end{aligned}$$

D'après l'approche standard d'élément fini, des fonctions de forme sont employées pour évaluer les dérivés pour tous les termes de diffusion. Par exemple, pour une dérivé dans la direction x au point d'intégration ip :

$$\frac{\partial \phi}{\partial x} \Big|_{ip} = \sum_n \frac{\partial N_n}{\partial x} \Big|_{ip} \phi_n \quad (4-8)$$

Les dérivés cartésiens des fonctions de forme peuvent être exprimés en termes de leurs dérivés locaux par l'intermédiaire de la matrice de transformation de Jacobian :

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial N}{\partial x} \\ \frac{\partial N}{\partial y} \\ \frac{\partial N}{\partial z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial x}{\partial s} & \frac{\partial y}{\partial s} & \frac{\partial z}{\partial s} \\ \frac{\partial x}{\partial t} & \frac{\partial y}{\partial t} & \frac{\partial z}{\partial t} \\ \frac{\partial x}{\partial u} & \frac{\partial y}{\partial u} & \frac{\partial z}{\partial u} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \frac{\partial N}{\partial s} \\ \frac{\partial N}{\partial t} \\ \frac{\partial N}{\partial u} \end{bmatrix}$$

### IV.3 La simulation numérique :

#### IV.3.1 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. 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).

- ✓ 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.

#### IV.3.2 La méthodologie d'une simulation numérique :

Un ordinateur ne peut manipuler que des 0 et des 1 suivant un système dit binaire. Il faut donc transformer les équations de Navier-Stokes aux dérivées partielles en un certain nombre d'équations algébriques. On compte après sur les grandes capacités de stockage et de calcul de l'ordinateur pour nous retourner une solution exploitable.

- ✓ La première étape consiste à générer une grille de calcul enveloppant tout le domaine à étudier en espace et en temps. La nature de la grille de calcul dépend de la nature de la méthode numérique utilisée (la méthode aux différences finies, la méthode aux volumes finis et la méthode aux éléments finis).
- ✓ L'étape suivante consiste à transformer le système des équations aux dérivées partielles en un système d'équations algébriques via une discrétisation ou une intégration suivant la méthode utilisée.
- ✓ Le système des équations algébriques est ensuite résolu par une des méthodes tel que la méthode de Gauss pour les méthodes directes ou la méthode de Gauss Seidel pour les méthodes indirectes.
- ✓ Les équations non linéaires sont généralement résolues par un algorithme itératif, où les différents coefficients de non linéarité sont calculés à partir des informations de l'itération précédente. Les calculs seront répétés jusqu'à convergence du processus.
- ✓ La phase finale qui est la présentation des résultats sous forme des courbes, vecteurs de vitesse et contours et leurs interprétations.

#### IV. 3.3 Les étapes d'une simulation numérique :

- a) *Pré processing* : 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

- b) *Simulation proprement dite* : Différences finis, Eléments finis, volumes finis, méthodes spectrales.
- c) *Post processing* : Visualisation du domaine de calcul et du maillage, tracé des vecteurs de vitesse et des lignes de courant, contours, extractions de surfaces bien définies, manipulation des graphes (translation, rotation, et redimensionnement), exportation des figures sous format Windows Meta Files (wmf) et post script (Ps).

#### IV.3 .4 Le SolidWorks :

##### IV.3.4.1 Présentation :

Le secteur des produits de consommation se trouve confronté à des défis particuliers, puisqu'il doit rapidement lancer de nouveaux produits sur le marché avec un



design ultramoderne, des fonctionnalités d'avant-garde et des coûts de fabrication concurrentiels. L'un de ces défis, et non des moindres, est la gestion du passage de la conception à l'ingénierie. En effet, les concepteurs de produits de consommation utilisent actuellement des outils spécialisés pour définir les surfaces

harmonieuses qui caractérisent les conceptions industrielles de pointe. et parmi ces outils le SolidWorks.

SolidWorks est un logiciel de conception assistée par ordinateur 3D fonctionnant sous Microsoft Windows. Créé en 1993 par l'éditeur américain éponyme, SolidWorks a été acheté le 24 juin 1997 par la société Dassault Systèmes1.

Ce logiciel est notamment concurrent de :

- TopSolid
- Pro/Engineer (PTC),
- AutoCAD/MDT,
- SolidEdge d'UGS
- Inventor 2D and 3D d'Autodesk.
- CATIA

- SpaceClaim

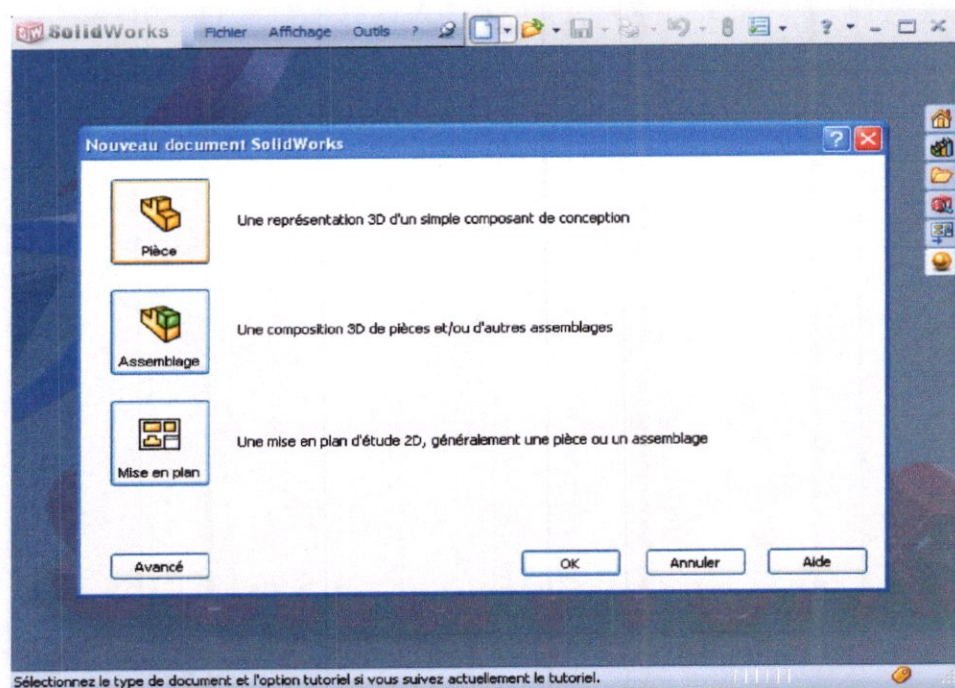


Fig. (IV-4) : Présentation du solidworks.

#### IV.3.4.2 Fonctionnalités et avantages :

##### 1) *Puissance inégalée :*

- ✓ Gains en vitesse et en souplesse dans la gestion des assemblages complexes.
- ✓ Soyez productifs en quelques heures et devenez un expert en quelques jours seulement.
- ✓ Améliorez vos conceptions à l'aide de formes avancées et de surfaces complexes.
- ✓ Soyez efficace à tous les niveaux de la conception.

##### 2) *Innovations synonymes de gains de temps :*

- ✓ Visualisez plus facilement les conceptions à l'aide de l'interface de type « visée haute ».
- ✓ Automatisez les tâches répétitives.
- ✓ Créez plusieurs versions de la conception grâce à la gestion des configurations.

- ✓ Créez des conceptions de meilleure qualité en simulant les mouvements des assemblages.

#### IV.3.4.3 Etapes de création de la géométrie avec Solidworks :

La conception en 3D est indispensable pour notre travail et l'une des étapes les plus importantes, pour cela nous avons choisi le logiciel SolidWorks pour les raisons qu'on a cité dans la première partie.

Pour commencer notre travail, nous avons noté tous les dimensions de l'avion « dans les mesure du disponible ».

Après la récolte des dimensions en commençant le travail dans le logiciel dans la partie « PIECE », et pour facilité le travail, et pour plus de précision nous avons divisé l'avion en plusieurs parties :

##### 1) Création du fuselage :

Pour la conception exacte et précise du fuselage nous l'avons divisé en plusieurs sections, le nombre de section dépend des sections du fuselage, plus il est complexe et changeant plus le nombre de section augmente et la distance entre les sections diminue. Puis on a crée pour chaque section un plan différent dont la référence x, y, z, est la même .

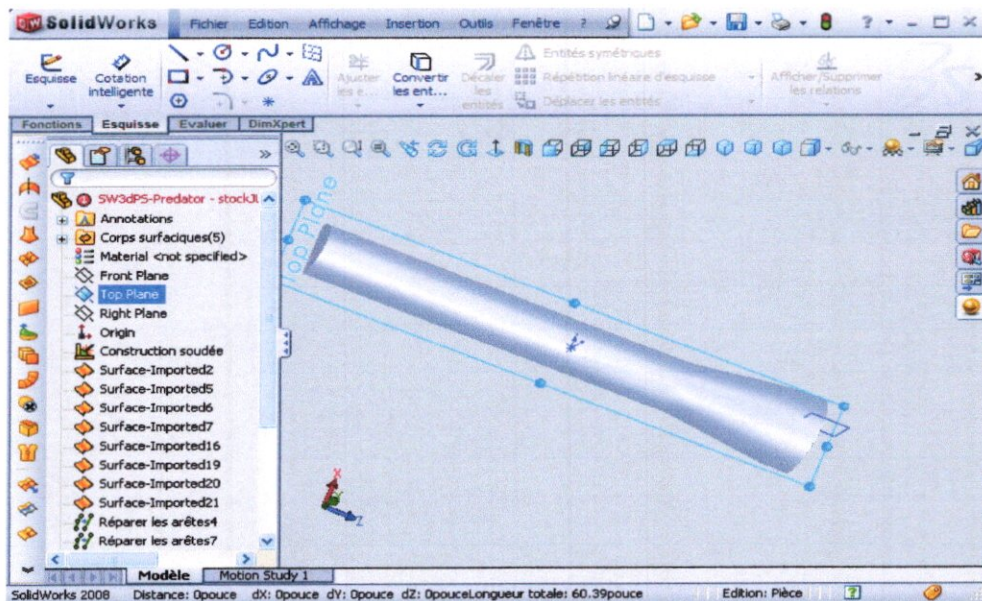


Fig. (IV-5) : la création du fuselage.

On a fait ce travail en trois étapes :

1. La création du corps de fuselage.
2. La création du nez.
3. La création de la queue.

Et pour chaque partie, on a reliés les sections pour crée une fonction volumique en ajoutant du matériau entre les différentes sections et comme sa nous obtenons le fuselage.

A la fin on a fait l'assemblage de ces trois compartiments.

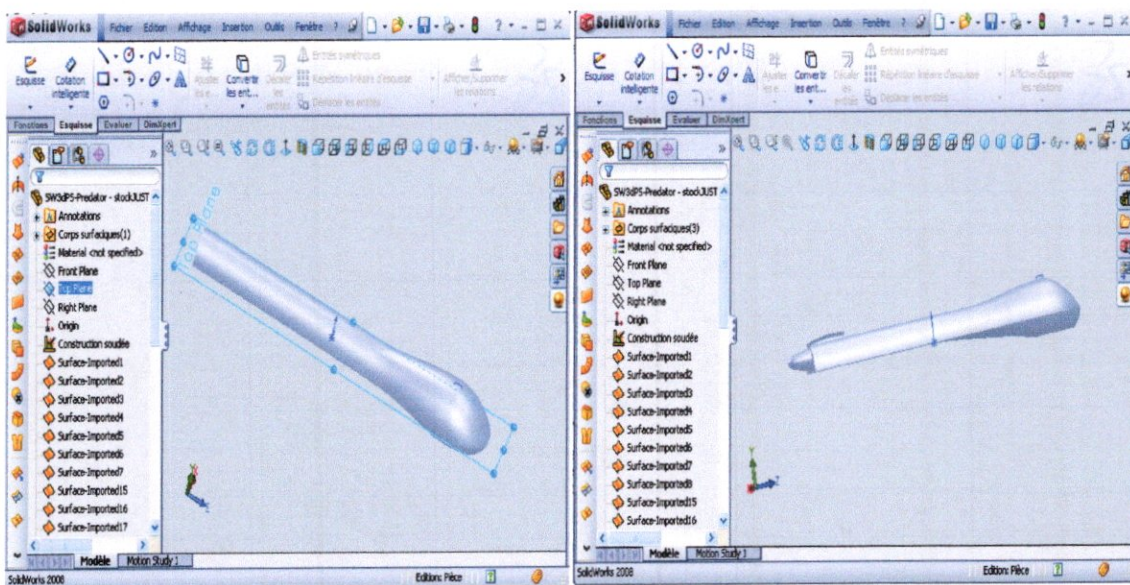


Fig. (IV-6) l'assemblage final du fuselage.

## 2) Création des ailes:

Pour dessiner les ailes, il faut générer un profil, on utilisant le logiciel **DesignFoil** pour tracer notre profil NACA 4415.

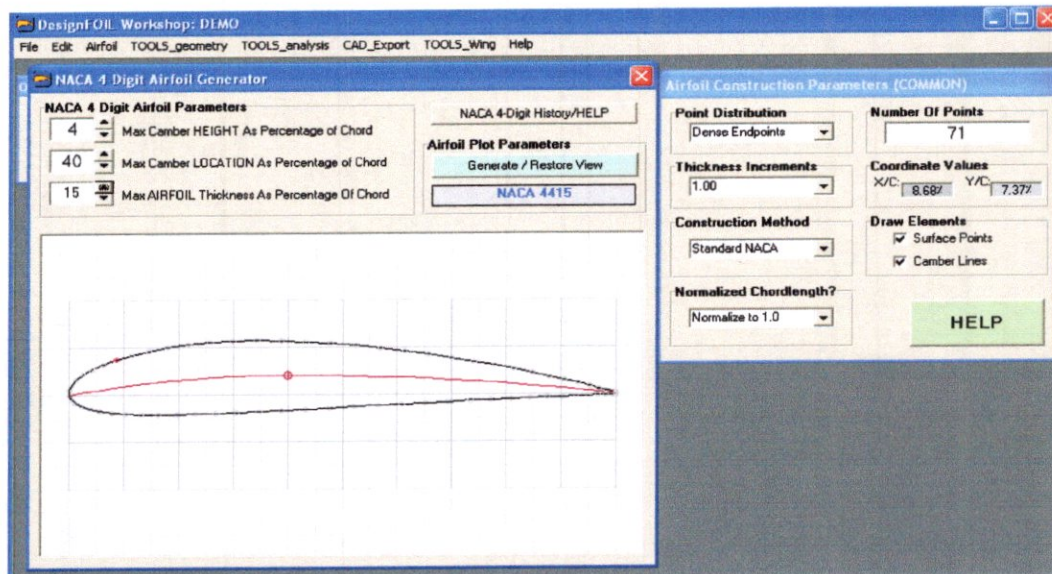


Fig. (IV-7) : la création du profil.

Une fois le profil est généré, on l'exporte vers solidworks.

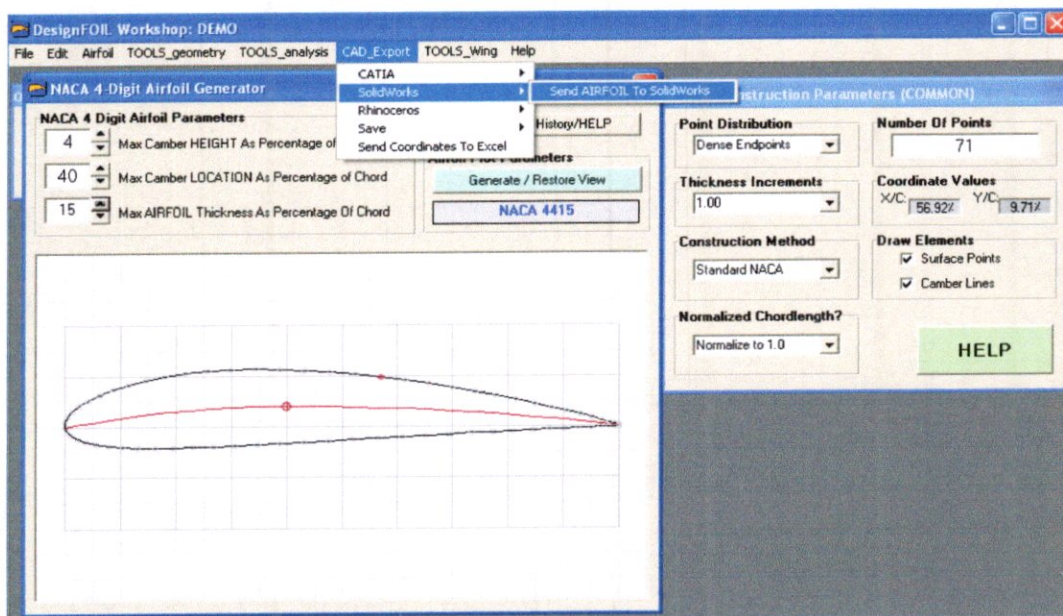


Fig. (IV-8) : profil exporté vers solidworks.

En solidworks, La première étape consiste à dessiner une demie aile, pour cela on a besoin de deux profils de cordes différentes, l'un correspond à l'extrémité et l'autre à l'emplanture, par la suite on va lier les deux profils on utilisant la commande base/bossage extrudé.

La géométrie de l'aile complète sera obtenue par la commande de symétrie.

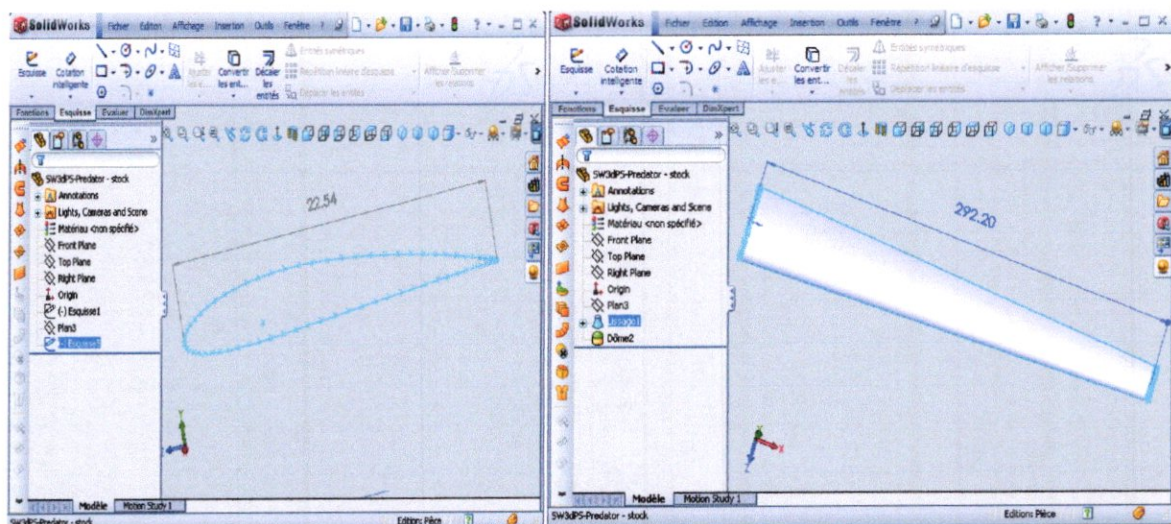


Fig. (IV-9) : la création des ailes.

### 3) Création des empennages :

Pour créer les empennages nous avons suivis les mêmes étapes de la création des ailes.

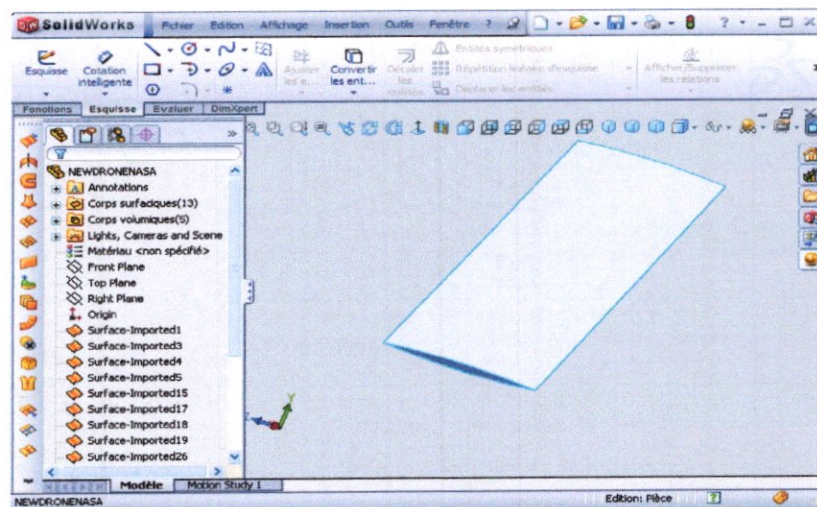


Fig. (IV-10) la création d'empennage.

On fait l'assemblage sur le fuselage en V-inversée.



#### 4) Assemblage :

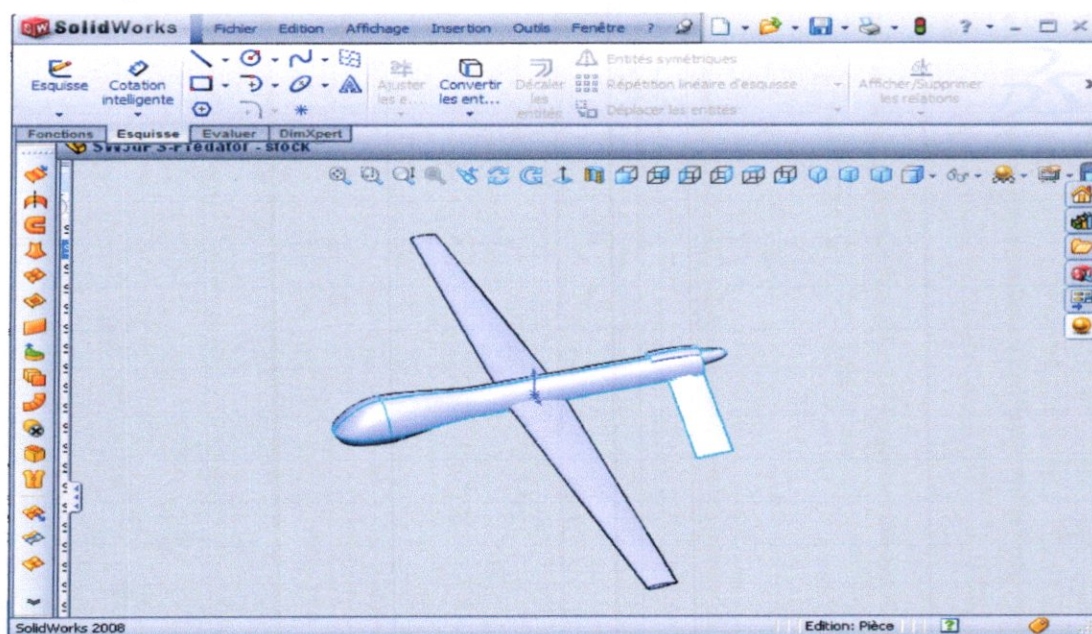


Fig. (IV-11) l'assemblage complet.

Après la création du modèle, on a enregistré le travail sous extension .IGS .

#### IV.3.5. ICEM CFD :

##### IV.3.5. 1 Présentation :

Le logiciel ICEM CFD est un mailleur 2D/3D; permet de préparer la configuration géométrique du problème pour l'étudier et générer le maillage de manière assez conviviale bien qu'assez simple.

Quand il s'agit de géométries complexes, ICEM CFD peut être couplé avec d'autres logiciels meilleurs pour la réalisation de la géométrie ainsi que le maillage. L'un des avantages de ce logiciel est sa simplicité ainsi que sa robustesse envers la réalisation des géométries les plus complexes. Pour le maillage, ICEM CFD utilise des structures mono ou multi blocs en fonction de la géométrie, il permet de générer deux types de maillages, entre autre le maillage tétraèdre et hexaèdre.

Il génère des fichiers \*.msh pour Fluent. Fluent est un logiciel qui résout par la méthode des volumes finis des problèmes de mécanique des fluides et de transferts thermiques.

ICEM CFD regroupe trois fonctions : définition de la géométrie du problème (construction si la géométrie est simple ou bien import de la géométrie CAO), le maillage et sa vérification, la définition des frontières (Types de conditions aux limites) et définitions des domaines de calculs.

#### IV.3.5.2 Les étapes d'utilisation ICEM :

##### a) importation de la géométrie sous ICEM :

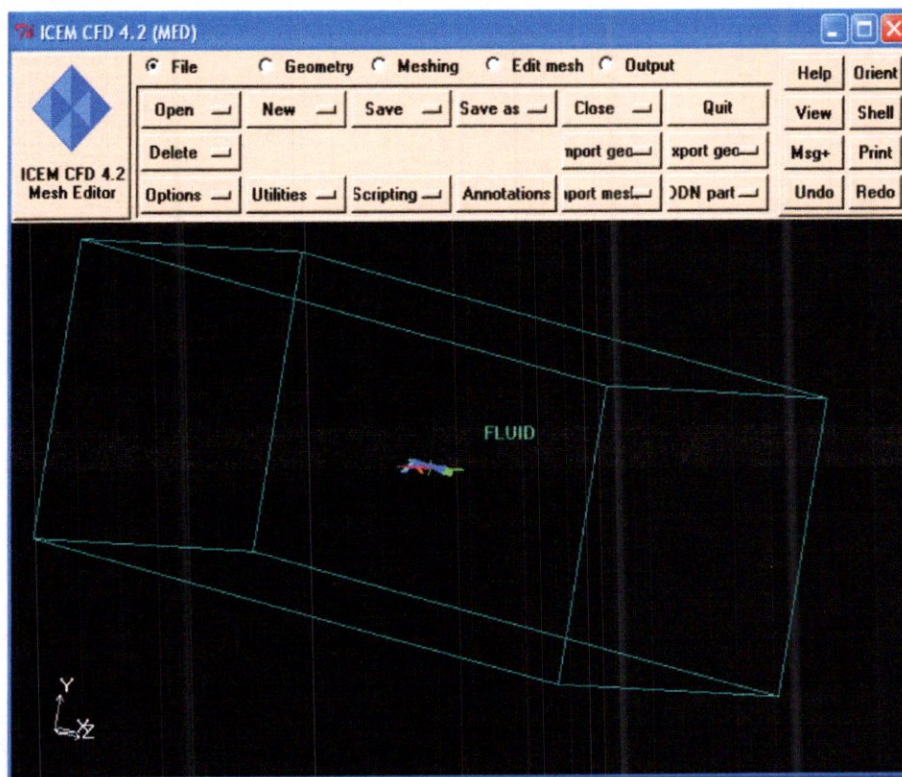


Fig. (IV-12) : la zone du maillage.

##### b) Création des familles :

L'intérêt de définir des différentes familles, est de pouvoir changer la taille de maillage entre les différentes zones de la géométrie, parce que le maillage doit être plus raffiné sur les surfaces de l'avion que celui-ci sur les surfaces du volume de control.

En plus de ca on peut changer la taille de maillage entre les surfaces du model lui-même selon la nécessité.

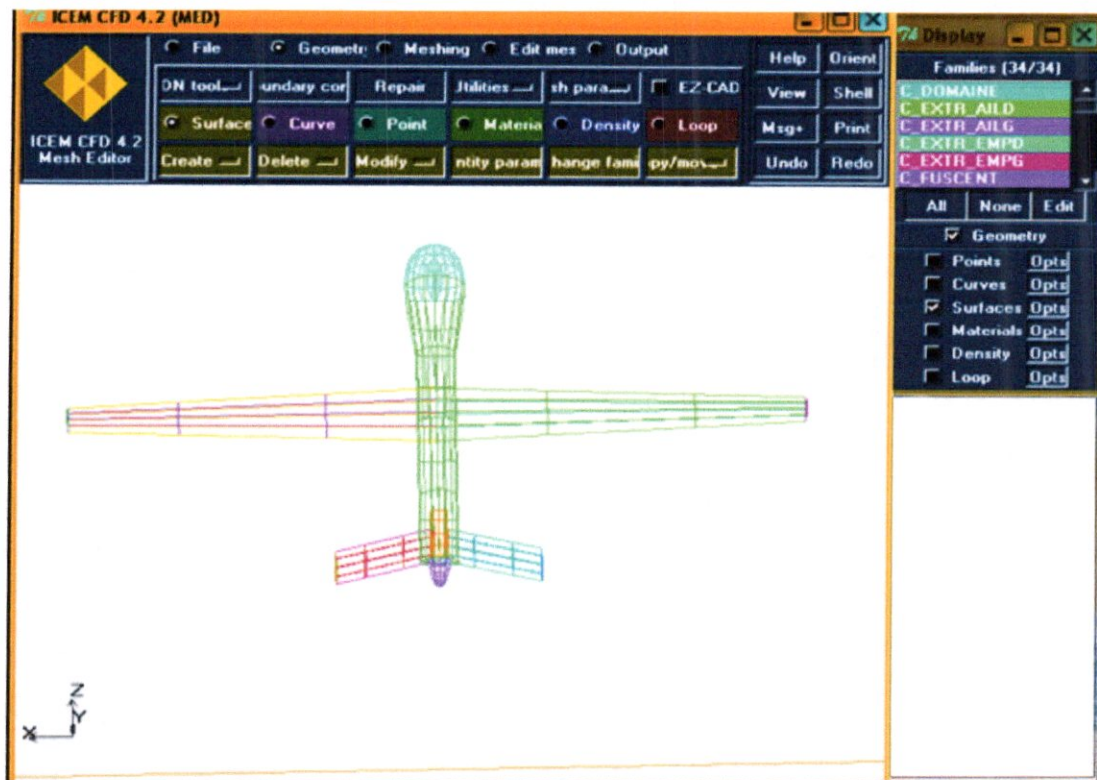


Fig. (IV-13) : création des familles.

### c) Génération du maillage :

Dans cette étape on réalise le maillage du modèle et du domaine de calcul et pour cela nous avons utilisé un maillage tétraédrique. Nous pouvons choisir la taille de chaque élément de maillage pour chaque surface du modèle et du domaine de calcul.

Il est difficile de construire un bon maillage pour traiter les problèmes de la mécanique des fluides. L'analyse de la qualité du maillage ainsi que son influence sur les résultats est un point fondamental qui mérite une attention particulière. Théoriquement, les erreurs liées au maillage doivent disparaître pour des mailles de plus en plus fines tout en respectant les moyens de calcul disponibles, jusqu'à atteindre asymptotiquement des valeurs indépendantes de la taille des mailles. Ainsi, pour analyser la qualité du maillage et son influence sur la solution.

Mesh sizes for families									
C_TIP_EMPD	0.06	0	0	0	0	0			
C_TIP_EMFG	0.06	0	0	0	0	0			
S_ENTREE	20	0	0	0	0	0			
S_EXTR_AILD	0.06	0	0	0	0	0			
S_EXTR_AILG	0.06	0	0	0	0	0			
S_EXTR_EMPD	0.06	0	0	0	0	0			
S_EXTR_EMFG	0.06	0	0	0	0	0			
S_FUSL	0.06	0	0	0	0	0			
S_INTR_AILD	0.06	0	0	0	0	0			
S_INTR_AILG	0.06	0	0	0	0	0			
S_INTR_EMPD	0.06	0	0	0	0	0			
S_INTR_EMFG	0.06	0	0	0	0	0			
S_MOTEUR	0.06	0	0	0	0	0			
S_NEZ	0.06	0	0	0	0	0			
S_QUEUE	0.06	0	0	0	0	0			
S_SORTIE	20	0	0	0	0	0			
S_TIP_AILD	0.06	0	0	0	0	0			
S_TIP_AILG	0.06	0	0	0	0	0			
S_TIP_EMPD	0.06	0	0	0	0	0			
S_TIP_EMFG	0.06	0	0	0	0	0			
S_WALL	20	0	0	0	0	0			

Show size params using ref size

Please Note that Highlighted families have at least one blank field because not all entities in that family have identical entity parameters

Apply Dismiss

Fig. (IV-14) la taille du maillage.

**Remarque :**

Pour ces tailles de maillage on a pu arriver jusqu'à 217209 nœuds et 1130002 mailles.

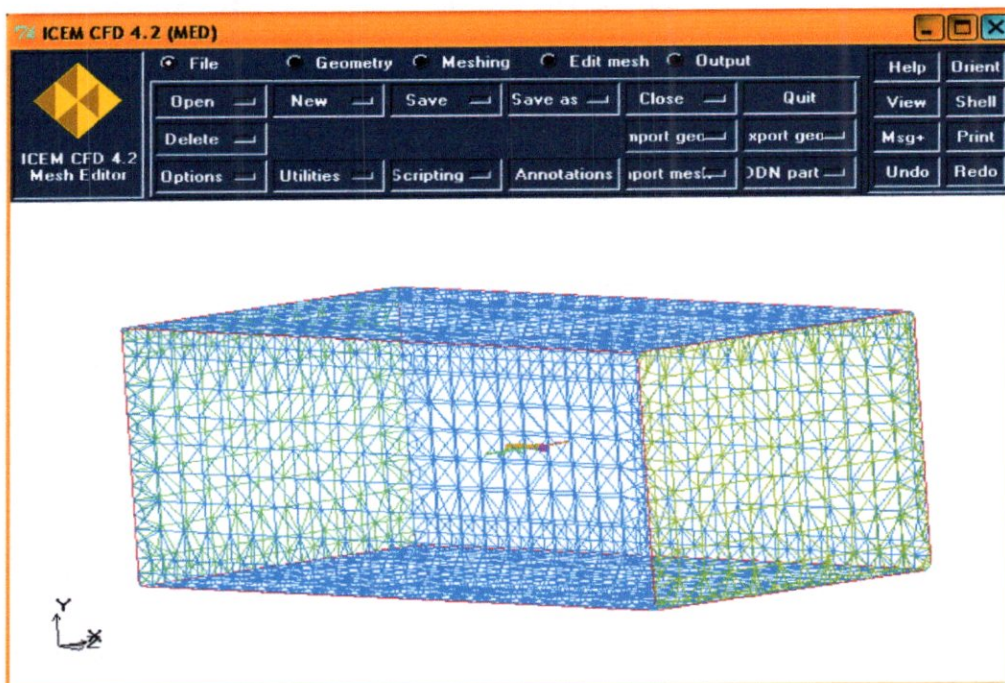


Fig. (IV-15) : le maillage du volume.

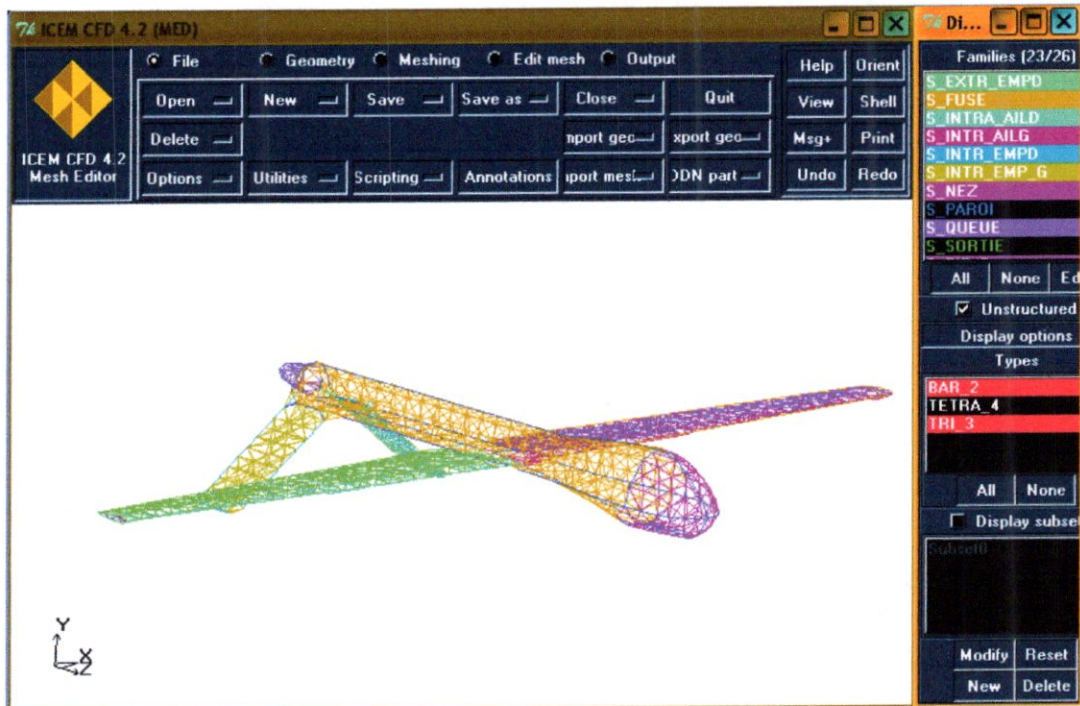


Fig. (IV-16) : le maillage du model.

#### d) Export du maillage :

Lorsque le maillage est terminé, il ne reste qu'à exporter ce maillage dans un format lisible par le solveur, Fluent en l'occurrence. Ceci se fait par la commande **output** qui permet d'écrire un fichier de maillage avec l'extension \*.msh. Ce dernier nommé drone.msh.

### IV.3.6. FLUENT :

#### IV.3.6.1 Présentation de "Fluent" :

"Fluent" est un code de calcul pour modéliser les écoulements des fluides et les transferts thermiques dans des géométries complexes. Il peut résoudre des problèmes d'écoulement avec des mailles non structurées, qui peuvent être produites pour des géométries complexes, avec une facilité relative. Les types de mailles supportées sont des mailles, en 2D, triangulaires ou quadrilatérales, ou en 3D tétraédriques/hexaédriques/pyramidales, et les mailles (hybrides) mélangées. "Fluent" est écrit en langage de programmation C et utilise pleinement la flexibilité et la puissance offertes par ce langage (allocation de la mémoire dynamique). En outre, il utilise une architecture qui lui permet de s'exécuter en tant que

plusieurs processus simultanés sur le même poste de travail ou sur des postes séparés, pour une exécution plus efficace.

"Fluent" s'utilise à travers une interface graphique. L'utilisateur avancé peut adapter ou augmenter aux besoins l'interface en écrivant des macros et des fonctions de menu, afin d'automatiser certaines procédures.

Ainsi, à titre non exhaustif, il a les capacités de modélisation suivantes :

- Ecoulements 2D ou 3D.
- Etats permanents ou transitoires.
- Ecoulements incompressibles ou compressibles incluant toute vitesse de régimes (subsoniques, transsoniques, supersoniques et hypersoniques).
- Ecoulements non visqueux, laminaires ou turbulents.
- Ecoulements Newtonien ou non.
- Transfert de chaleur forcé, par conduction, par convection ou radiatif.
- Les écoulements avec changements de phases.

#### IV.3.6.2 Etapes d'utilisation de fluent :

Un fichier de données (extension .cas) est créé suite à la lecture du fichier contenant les détails de la géométrie (extension .msh). Après vérification du maillage, on passe au type de solveur. Pour notre cas, c'est un solveur découplé avec une formulation implicite pour un cas tridimensionnel et un écoulement stationnaire prenant en considération des vitesses absolues. D'autres équations peuvent être ajoutées selon les phénomènes étudiés (transfert de chaleur, combustion, multi phases ...).

Les autres étapes du menu "define" sont les choix du fluide (air), des conditions d'opération (introduction de l'effet de la gravité et de la pression de référence) et l'introduction des conditions aux limites.

Le dernier menu utilisé pour entamer le calcul est le menu "solve". On doit choisir les équations à résoudre, les schémas de discrétisation, les facteurs de sous-relaxations et les critères de convergence. Le calcul est initialisé d'après les conditions.

Donc on peut résumer la résolution d'un problème dans "Fluent" par les étapes suivantes :

**Etape 1** : lire le fichier qui porte le maillage sous l'extension (.msh).

**Etape 2** : définir le modèle physique par lequel Fluent va faire le calcul.

**Etape 3** : définir les propriétés du matériel.

**Etape 4** : définir les conditions d'opération.

**Etape 5** : définir les conditions aux limites.

**Etape 6** : donner une solution initiale.

**Etape 7** : définir les contrôles de résolution.

**Etape 8** : définir les critères de convergence et les paramètres d'affichage.

**Etape 9** : compter et afficher les résultats.

**Etape 10** : Analyse des résultats.

Dans notre simulation on a suivi les instructions suivantes :

Lancez l'application Fluent, choisissez la version « 3d ».

**a) Mise en place dans Fluent :**

\* File → Read → Case et lire le fichier (drone.msh).

Vous pouvez visualiser votre maillage : *display/grid*

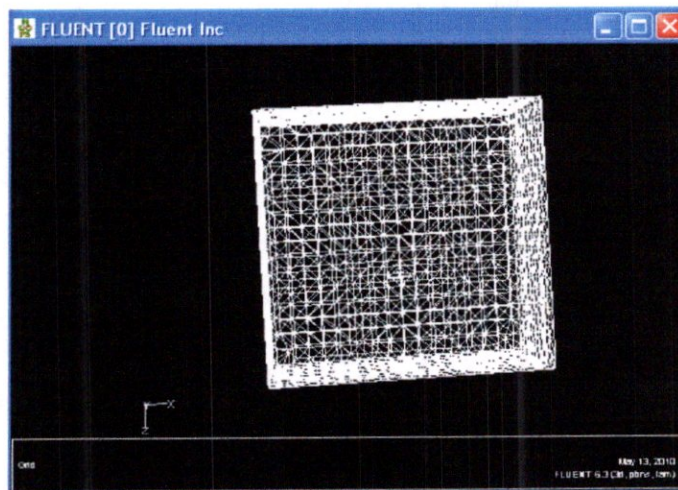


Fig. (IV-17) : visualisation du maillage.

\* Définition des modèles : Define → Model → Solver :

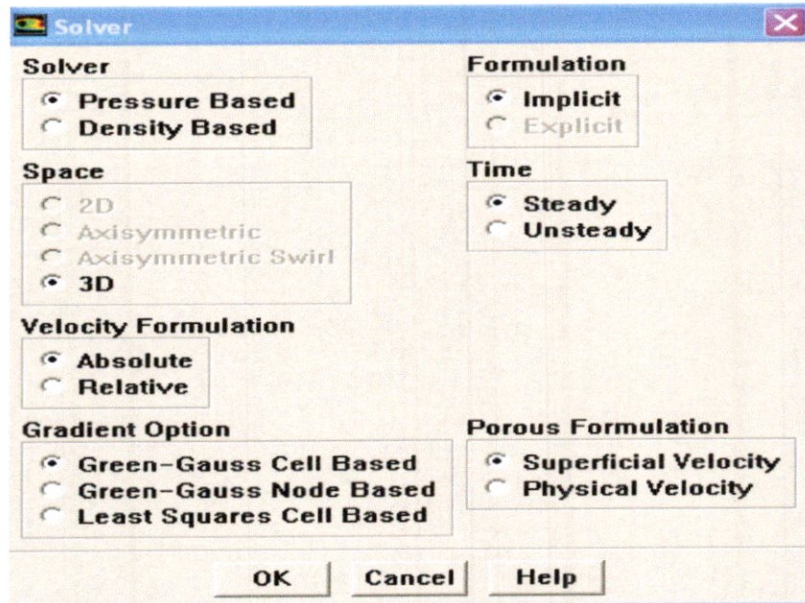


Fig. (IV-18) : la définition du solveur.

\* Définition des modèles : Define → Model → Viscous : type inviscid

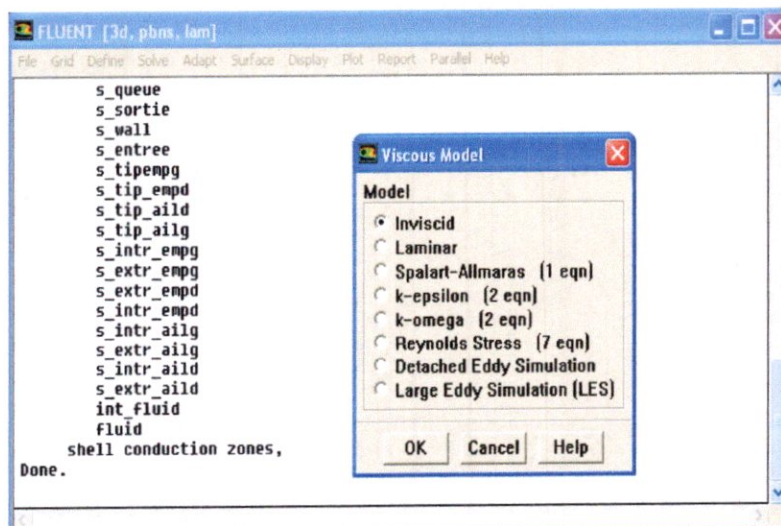


Fig. (IV-19) : la définition du modèle

\* Définition du matériau : Define → Materials Air et changer la masse volumique au niveau de  
 $\text{vol} = 3\text{KM}$ ,  $\rho = 0.8\text{KG}/\text{M}^3$



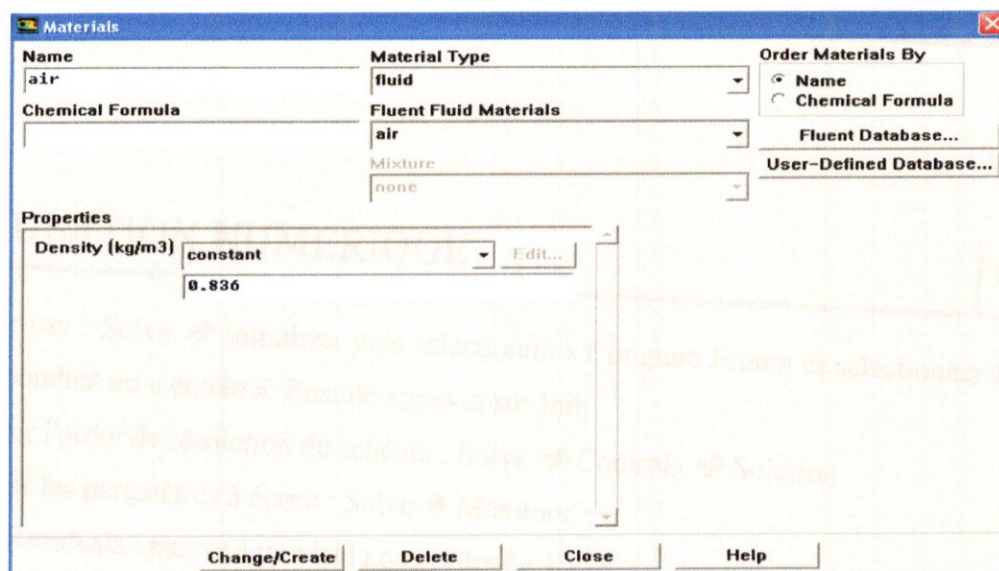


Fig. (IV-20) : la définition du matériau.

**\* Définition des conditions aux limites :**

Define → Boundary Conditions, sélectionner ce qui correspond à la « velocity inlet » pour les types de conditions aux limites sur le fluide et définir la vitesse et la projection de l'angle d'incidence en vecteur unitaire ( $z = \cos(a)$  et  $y = \sin(a)$ )

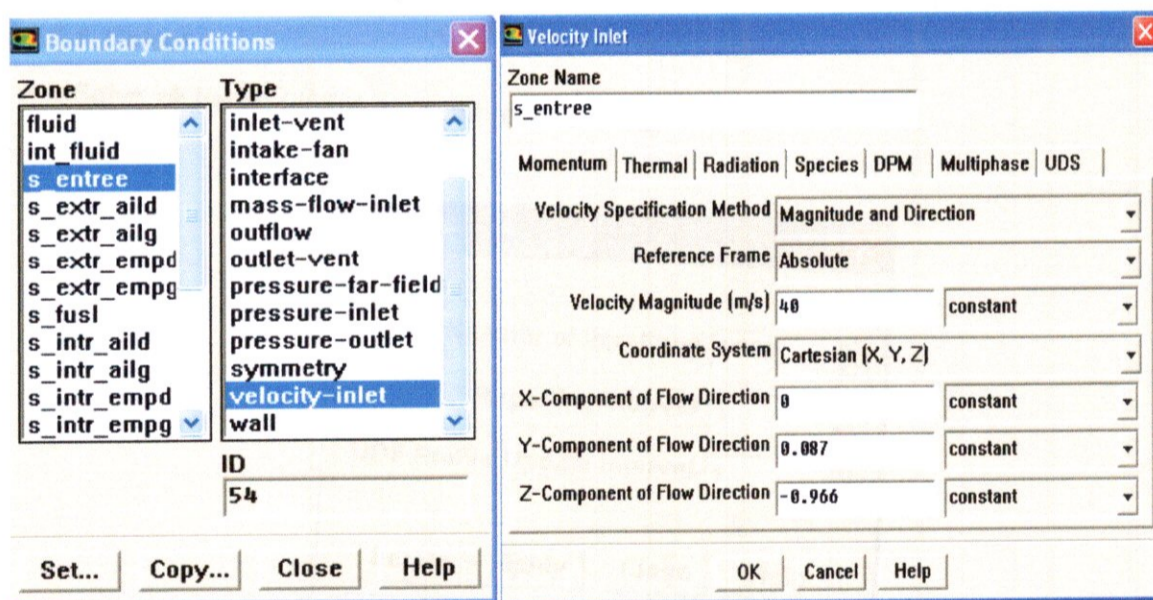


Fig. (IV- 21) : définition des conditions aux limites.

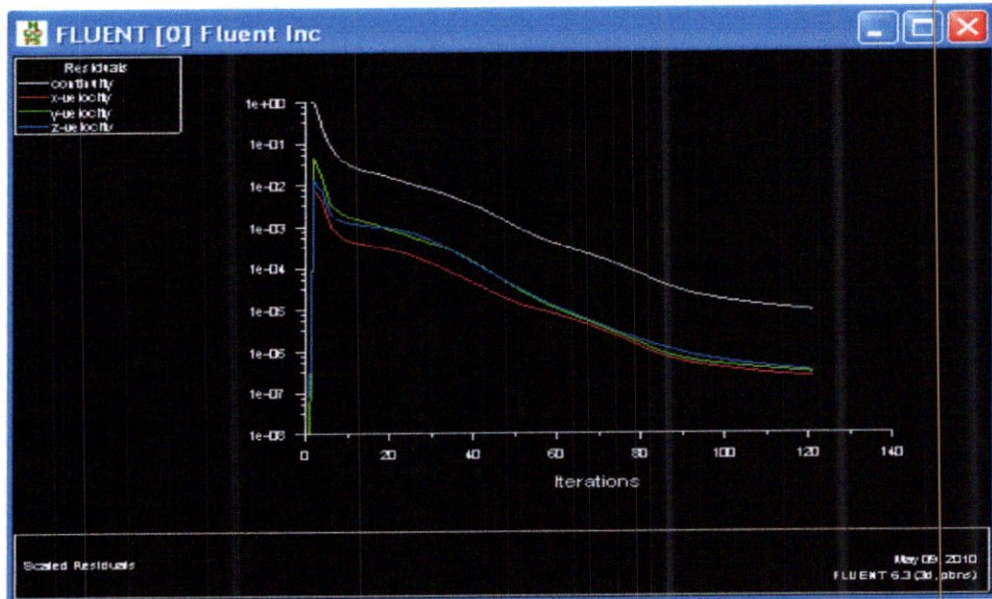


Fig. (IV- 23) : la convergence des calculs.

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

#### IV.3.5.3 Visualisation des résultats :

Display → Contours.

***CHAPITRE 05***

***Résultats et***

***interprétations***

## V.1 Introduction :

Dans cette application, les étapes de la simulation numérique ont fait l'objet de démonstration, cette dernière mentionnées dans le chapitre 04. Les différentes données utilisées pour la simulation numérique sont regroupé dans le tableau suivant :

Tab (V-1) : les valeurs des composantes de vitesse :

U(m/s)	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40
$\alpha(^{\circ})$	-10	-5	-3	0	3	5	10	12	14	16	18
$\text{COS}\alpha$	0.985	0.996	0.998	1	0.998	1	0.98	0.978	0.97	0.961	0.951
$\text{SIN}\alpha$	-0.173	-0.087	-0.05	0	0.052	0.09	0.17	0.207	0.241	0.275	0.309
Vz(m/s)	39.4	39.84	39.92	40	39.92	39.8	39.4	39.12	38.8	38.44	38.04

U : la vitesse de l'écoulement

$\alpha^{\circ}$  : L'angle d'incidence

## V.2 Approche numérique :

A travers ce chapitre, on aperçoit mieux les difficultés que l'on peut rencontrer lors de la modélisation numérique, d'un problème en mécanique des fluides même très simple, que ce soit lors de la création de la géométrie, la génération du maillage, l'implémentation du problème sous le code "Fluent", le contrôle de la convergence et même le traitement des données de la simulation.

Par ailleurs, l'analyse des différents paramètres à régler qu'offre le logiciel "Fluent" nous a permis d'adopter la bonne méthode de résolution en passant par des choix judicieux qui ont été systématiquement justifiés.

Avec la simulation numérique, on peut rapidement, facilement et pour un moindre coût tester plusieurs configurations numériques à la fois. La simulation numérique nous permet également de mesurer un champ global de pression et de température avec le minimum d'efforts, qui n'est pas le cas lors d'une étude expérimentale.

Dans la présente étude, on a conçu un modèle numérique qui nous a aidé à se rapprocher à la résolution de notre problème qui a pour but de définir les caractéristiques aérodynamiques du modèle. Ces dernières seront exploitées ultérieurement pour l'optimisation de la forme du modèle.

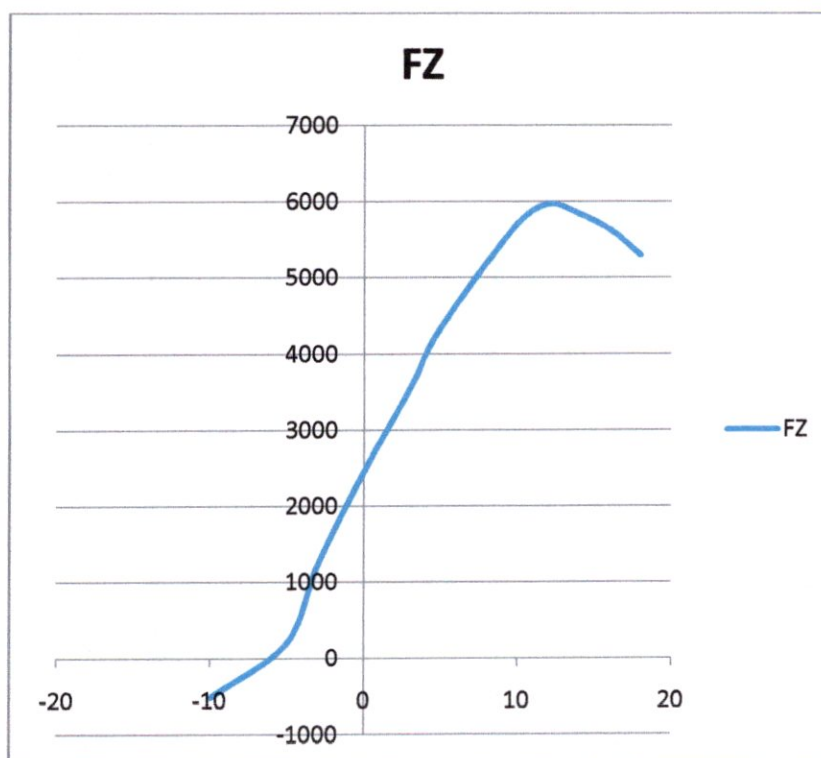
## V.3 Résultats et interprétation :

Les résultats obtenus sont illustrés ci-dessous :

**Tab (V-2) :** tableau de données de portance et trainée et finesse.

alpha(degrees)	cz	cx	FZ	FX	f
-10	-0.3	0.052	-1269.9	220.116	-5.76923077
-5	0.049	0.024	207.417	101.592	2.04166667
-3	0.29	0.01	1227.57	42.33	29
0	0.58	0.037	2455.14	156.621	15.6756757
3	0.84	0.071	3555.72	300.543	11.8309859
5	1.026	0.106	4343.058	448.698	9.67924528
10	1.35	0.17	5714.55	719.61	7.94117647
12	1.41	0.186	5968.53	787.338	7.58064516
14	1.38	0.195	5841.54	825.435	7.07692308
16	1.33	0.21	5629.89	888.93	6.33333333
18	1.25	0.23	5291.25	973.59	5.43478261

### V.3.1 Influence de l'incidence sur la portance Fz :



*Fig. (V-1) : courbe de portance en fonction de l'incidence.*

V.3.2 Influence de l'incidence sur le coefficient de portance  $C_z$  :

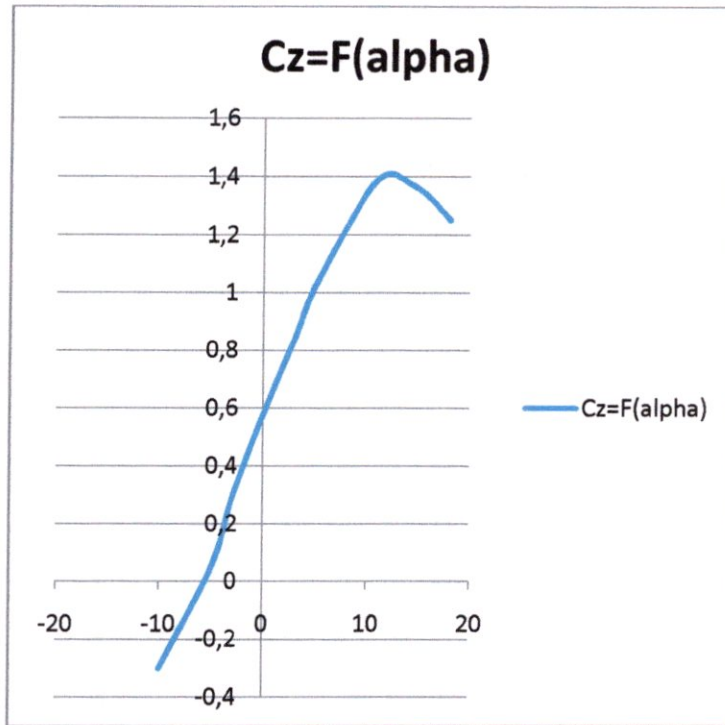


Fig. (V-2) : courbe de coefficient portance en fonction de l'incidence.

Il a été constaté en premier lieu la similitude de graphe de la portance et du coefficient de portance  $C_z$ .

A partir du graphe qui représente les variations du coefficient de portance  $C_z$  du modèle complet en fonction de l'angle d'incidence, on tire des points marquants interprétés comme suit :

- ✓ Lorsque l'angle d'incidence est nulle ; on obtient un coefficient de portance positif de 0,49 (Incidence =  $0^\circ \Rightarrow C_z = 0,49$ ).
- ✓ Entre l'angle d'incidence  $-10^\circ$  et  $10^\circ$ , la portance a augmenté rapidement, le coefficient de portance  $C_z$  atteint la valeur 1,35. Ce qui signifie qu'il y a une augmentation assez importante avec l'augmentation de l'incidence sur cette tranche du graphe.
- ✓ Au dessus de l'angle  $10^\circ$  la portance continue à augmenter mais faiblement, jusqu'à l'angle  $12^\circ$  où le coefficient de portance  $C_z$  atteint un maximum de 1,41. Au delà de cet angle le coefficient  $C_z$  décroît en déclenchant le décrochage.

Etudiant les points marquants :

- 1) Les angles proches de  $-10^\circ$  ou moins correspondent à des valeurs de  $C_z$  négatives, produisant également une portance négative. Ce que signifie qu'elle se dirige de l'extrados vers l'intrados. Ceci montre la réduction de pression à l'extrados et l'augmentation de la pression au niveau de l'intrados. Ces angles ne sont pas ceux recherchés pour avoir les meilleures conditions de vol.
- 2) Pour un angle d'incidence =  $12^\circ$ ,  $C_z$  passe par un maximum ( $C_z \text{ max}=1.41$ ), au delà de cet angle on aura le phénomène de décrochage qui interprété par une chute de portance. Par ce que les filets d'air n'épousent plus le contour de l'aile (décollement de la couche limite).c'est la ou l'avion dépasse l'angle d'incidence de portance max.
- 3) Pour un angle d'incidence proche de  $-7^\circ$  on a  $C_z$  proche de 0 et  $F_z$  aussi donc cet angle correspond à l'incidence de portance nulle.

### V.3.3 Influence de l'incidence sur la trainée $F_x$ :

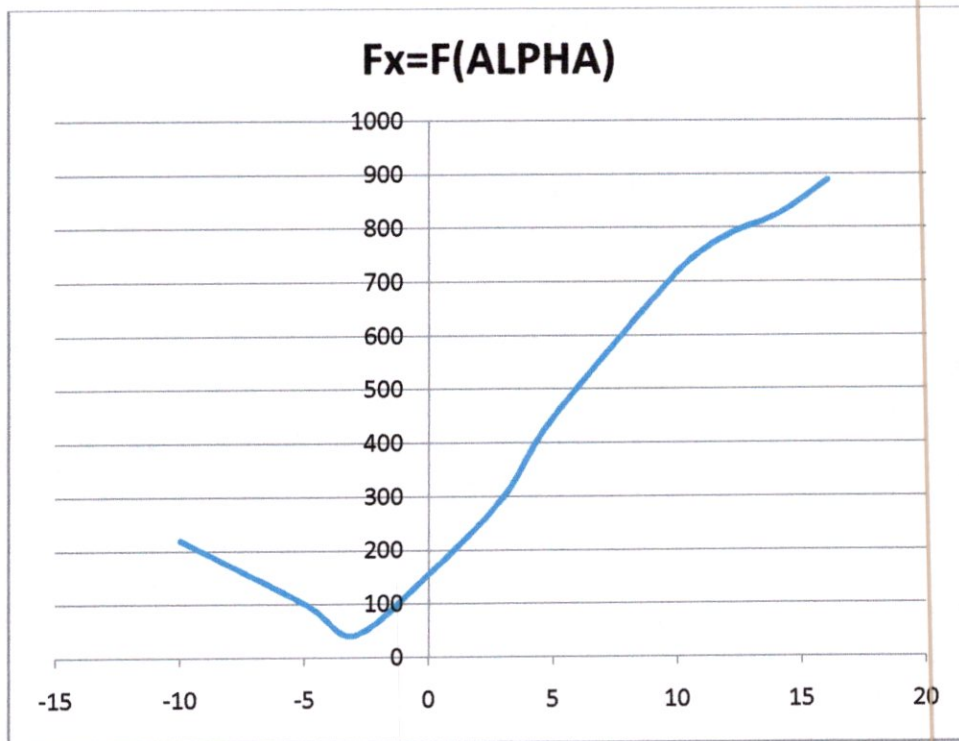


Fig. (V-3) : courbe de trainée en fonction de l'incidence.

V.3.4 Influence de l'incidence sur le coefficient de trainée  $C_x$  :

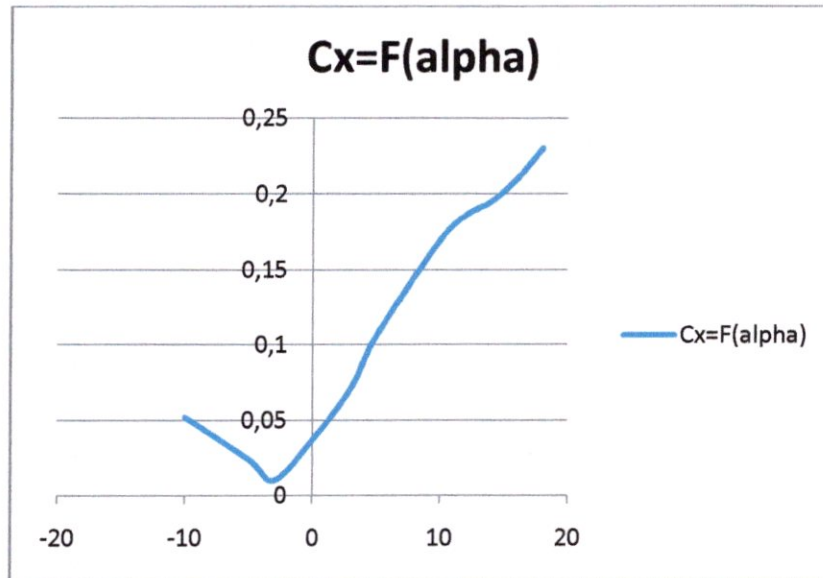


Fig. (V-4) : courbe de  $C_x$  en fonction de l'incidence.

Il a été constaté en premier lieu la similitude de la courbe de la trainée et leur coefficient  $C_x$ .

La courbe du coefficient de trainée  $C_x$  du modèle En fonction de l'incidence obtenue possède approximativement la forme d'une parabole, semblable à celle d'un profil NACA. Cette courbe ne coupe pas l'axe des incidences ce qui signifie que la trainée ne pourra jamais être nulle car si on arrive à annuler la trainée induite, on ne pourra jamais annuler la trainée qui dérive de la forme du modèle.

Pour l'incidence  $-3^\circ$  cette courbe passe par un minimum de 0,01 qui représente le coefficient de trainée de forme (fuselage).

Pour notre cas on s'intéresse beaucoup plus à cette courbe, parce que l'optimisation de la forme aérodynamique du modèle qu'on cherche, se base principalement sur l'évolution de la trainée totale. Donc pour chaque modification faite de la forme du modèle (flèche, dièdre, fuselage, allongement...) on doit avoir une meilleure représentation de cette courbe que la précédente.



V.3.5 La polaire du model :

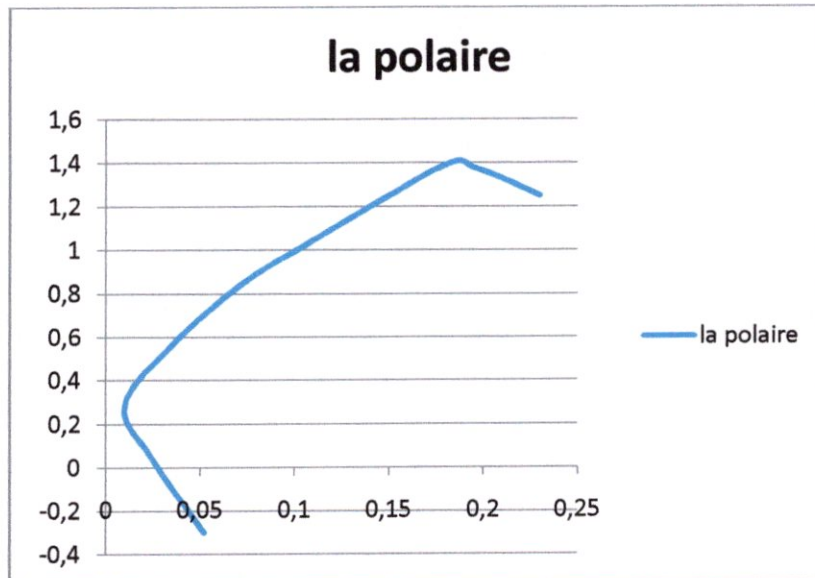


Fig. (V-5) : courbe de la polaire.

Cette courbe représente la polaire du modèle étudié, il a une forme aussi parabolique près de celle d'un profil.

Pour  $C_z \max = 1,41$  on a :  $C_x = 0,186$  ou ( $F_z = 5968.53N$  et  $F_x = 787.338N$ )

Malgré que le point pris sur la polaire correspond au  $C_z \max$ , il n'a aucun intérêt usuel pour le vol du modèle car ce point a aussi un coefficient de trainée élevée.

D'autre part on prend l'incidence  $-8^\circ$  correspond à  $C_z$  nul (minimum de trainée induite), pour lequel on a une valeur de trainée proche de 100N.

**Les points caractéristiques de la polaire sont les suivants :**

1 : le point de *portance nulle* (à faible incidence proche de  $-8^\circ$ , et trainée a une valeur minimale proche de 100 N

2 : le point de  $C_x \min = 0,01$  (pour un angle d'incidence  $= -3^\circ$ )

3 : le point de *finesse max*  $= 29$  (angle d'incidence proche de  $-3^\circ$ )

4 : le point de  $C_z \max = 1,41$  (portance maximale  $= 5968.53N$ , angle d'incidence proche de celle décrochage c.-à-d. entre  $11^\circ$  et  $14^\circ$  ; trainée plus au moins importante  $= 787.338N$ )

5 : zone de *décrochage* du profil entre les valeurs d'incidence entre  $15^\circ$  et  $18^\circ$  ;  $C_z$  chute

V.3.6 La finesse du model :

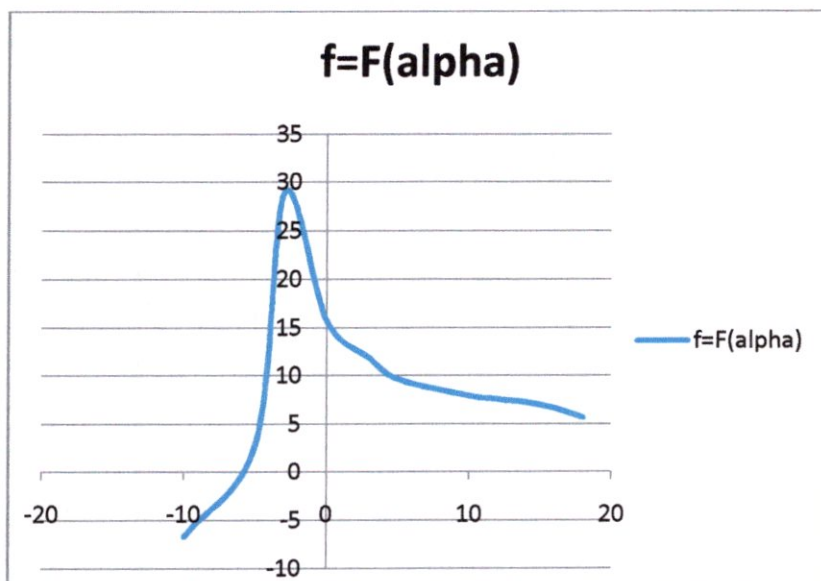


Fig. (V-6) :courbe de la finesse du model .

Pour l'incidence  $-3^\circ$  on a le rapport  $C_z / C_x$  est maximum 29, ce qui nous montre qu'elle correspond à l'angle optimal de vol est pratiquement proche de  $0^\circ$

Le point de finesse max est important : il représente l'incidence de vol permettant d'effectuer la distance la plus longue possible en vol plané sans vent.

Ce point se repère sur la polaire en prenant la tangente à la courbe passant par l'origine du repère. Les planeurs de compétition modernes ont des finesses maximales de 60 à 70, celles des planeurs de club se situent entre 25 et 35, celles des avions de ligne et des avions d'aéroclub autour de 10 et celles des parapentes autour de 6 et celles des avions de chasse autour de 5. et entre 20 et 30 dans les drones et les avions a modèle réduit ce qui implique la fidélité des résultats obtenue numériquement.

V.3.7 Influence des incidences sur les contours des vitesses :

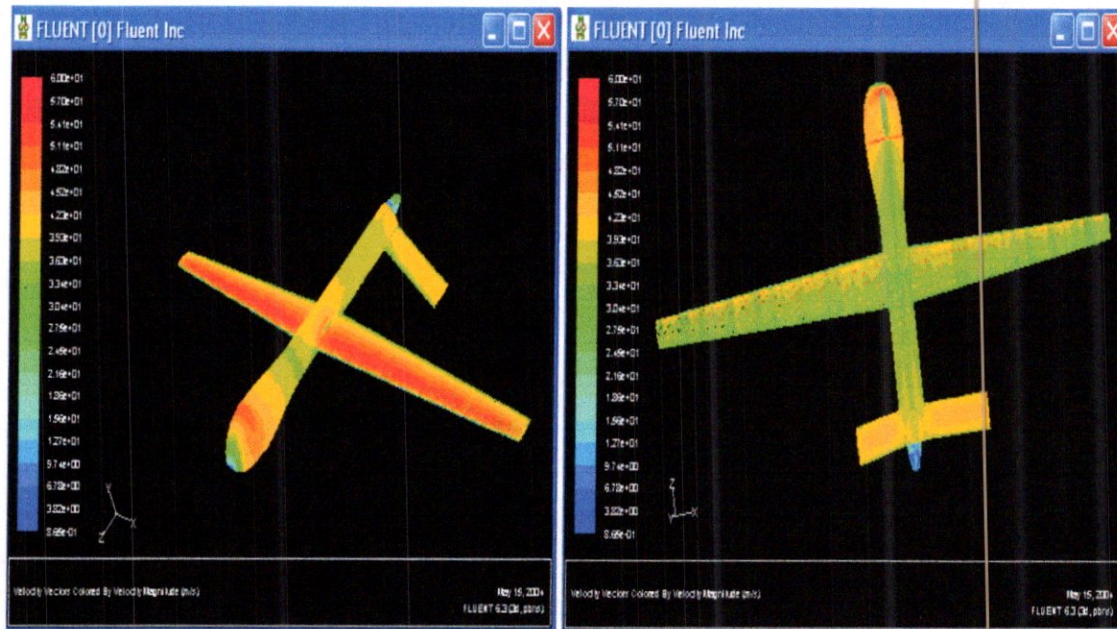


Fig. (V-7) : contour de vitesse pour l'angle d'incidence 0°.

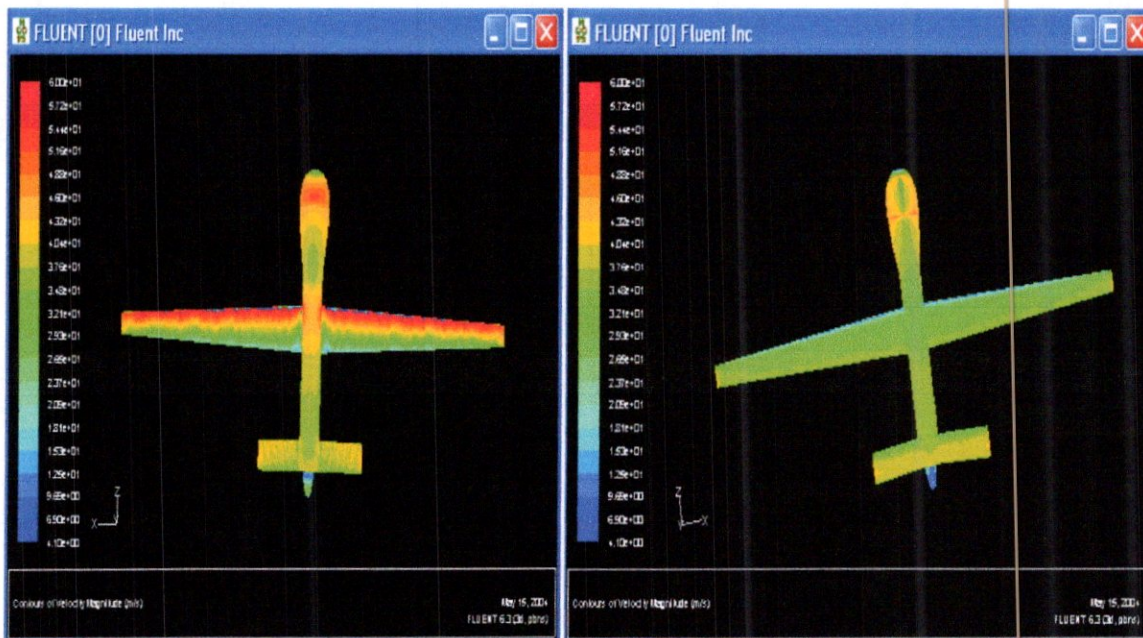


Fig. (V-8) : contour de vitesse pour l'angle d'incidence 10°.

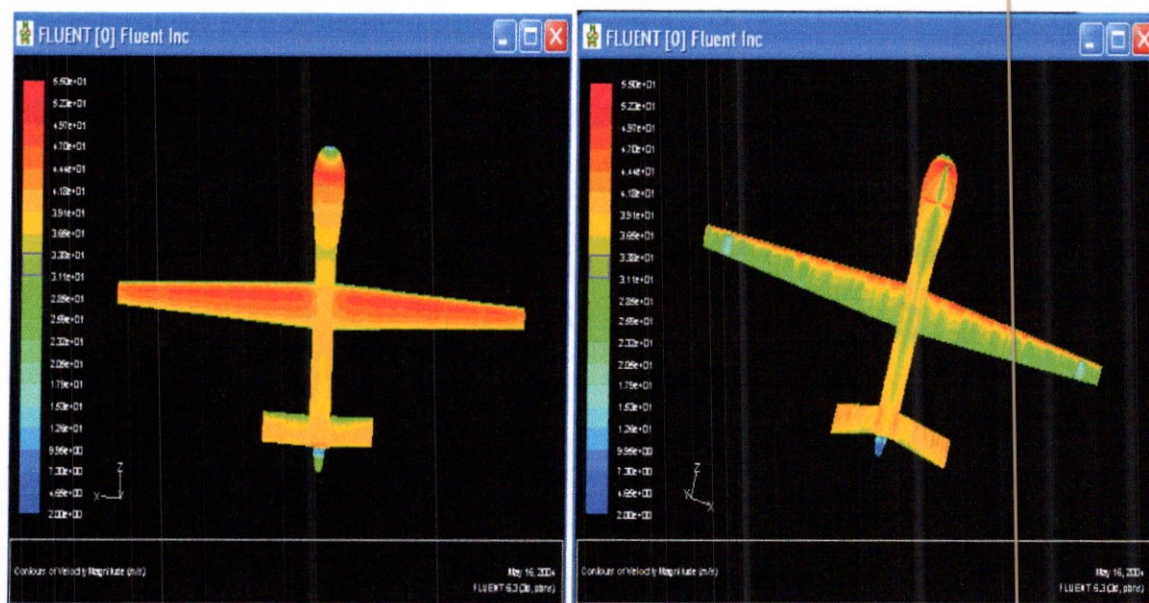


Fig. (V-9) : contour de vitesse pour l'angle d'incidence  $-5^\circ$ .

**Interprétation des contours de vitesse :**

D'après les figures des contours de vitesse on remarque :

- ✓ il y a une accélération sur l'extrados et une décélération sous l'intrados, on remarque aussi une vitesse nulle au niveau de bord d'attaque et sur le nez de l'avion (points d'arrêt).
- ✓ Lorsque l'angle d'incidence augmente la vitesse de l'avion diminue mais le taux d'accélération sur l'extrados augmente ainsi que le taux de décélération sous l'intrados et par conséquent il y a augmentation de coefficient de portance.

**V.3.8 Influence des incidences sur les contours de pression :**

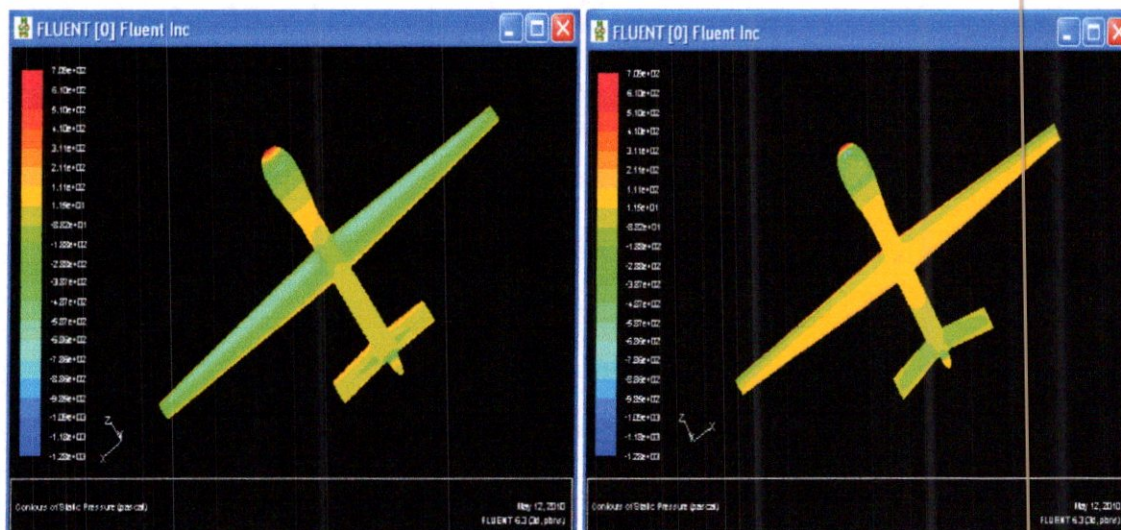


Fig. (V-10) : contour de pression pour l'angle d'incidence  $0^\circ$ .

On peut représenter les résultats sous forme de graphe comme le montre la figure ci-dessous :

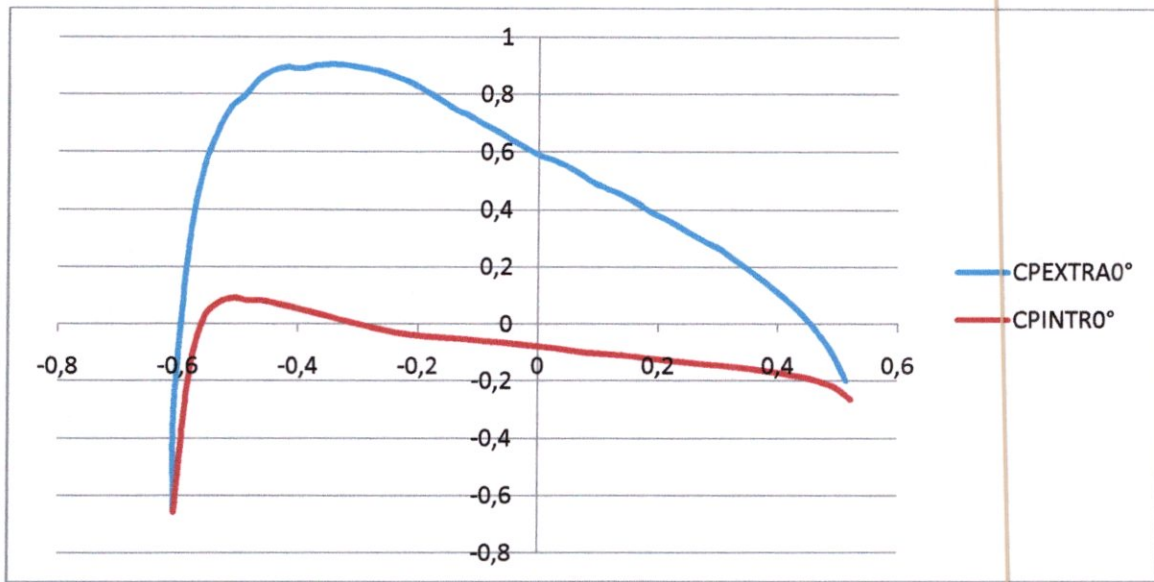


Fig. (V-11) : répartition du coefficient de pression pour l'angle d'incidence 0°.

Pour un angle d'incidence de 5°, on peut remarquer la variation des couleurs des contours de pression par rapport à l'angle d'incidence 0° :

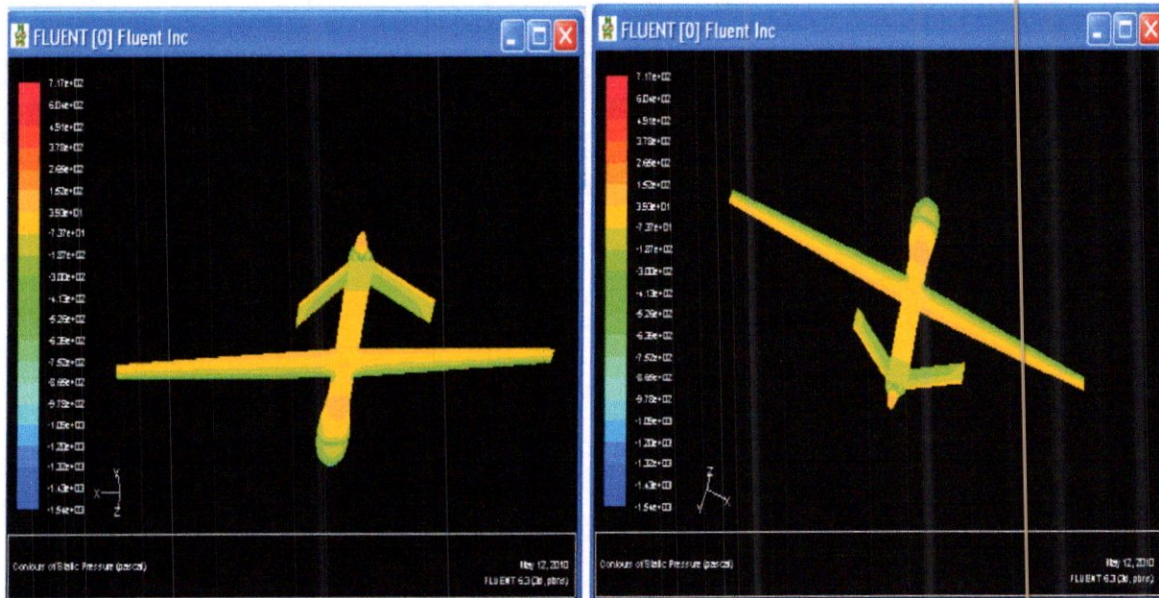


Fig. (V-12) : contour de pression pour l'angle d'incidence 5°.

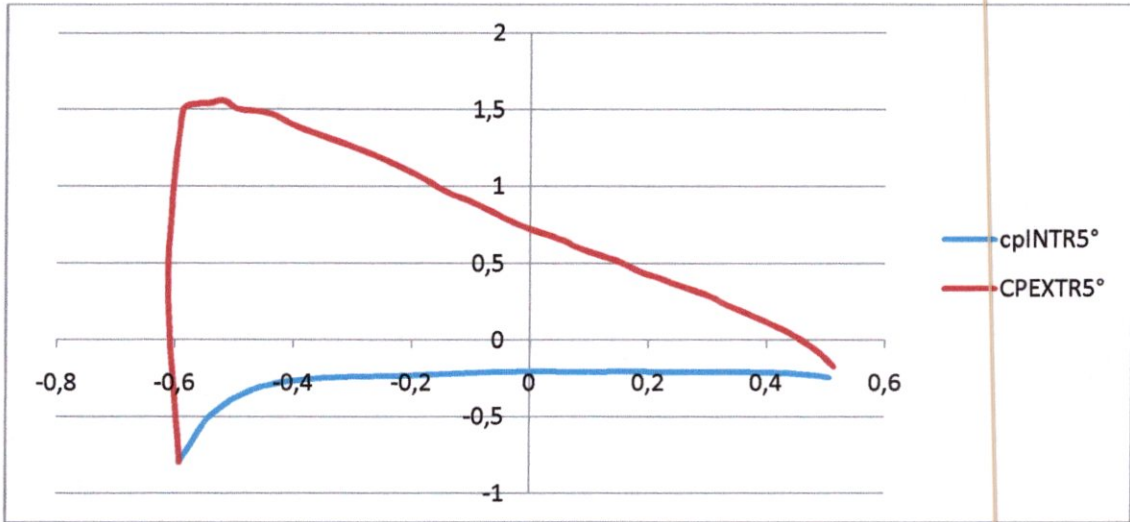


Fig. (V-13) : répartition du coefficient de pression pour l'angle d'incidence 5°.

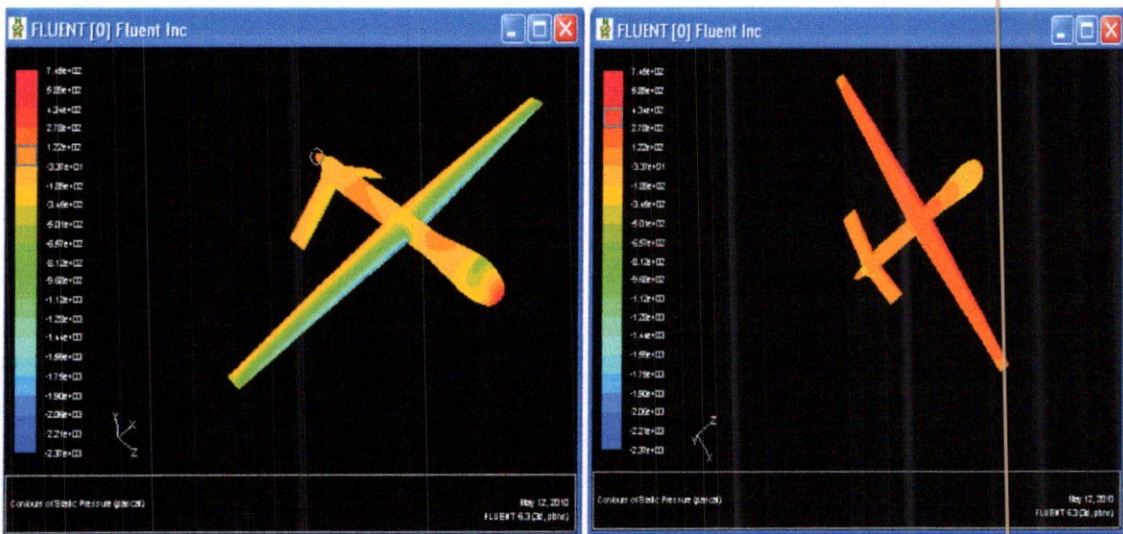


Fig. (V-14) : contour de pression pour l'angle d'incidence 10°.

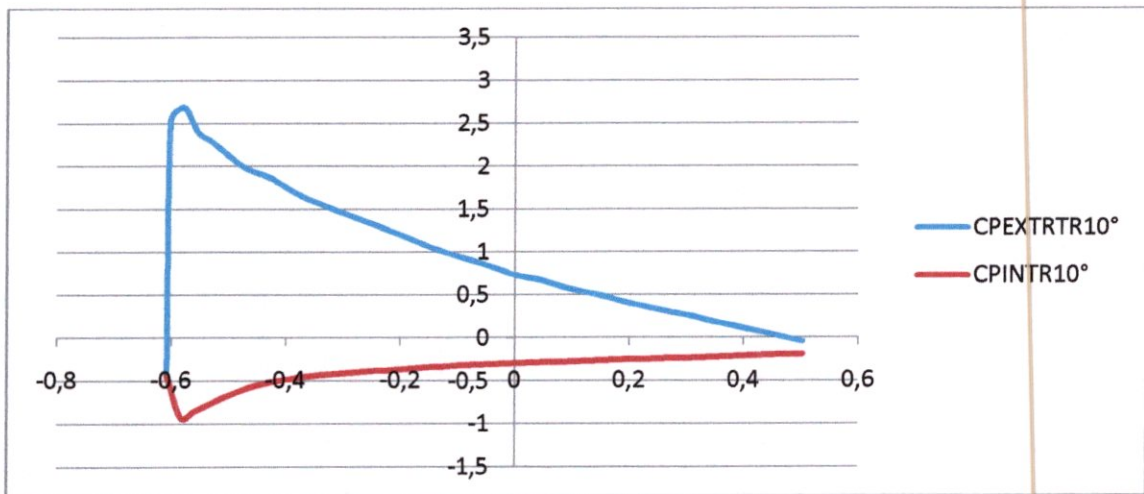


Fig. (V-15) : répartition du coefficient de pression pour l'incidence 10°.

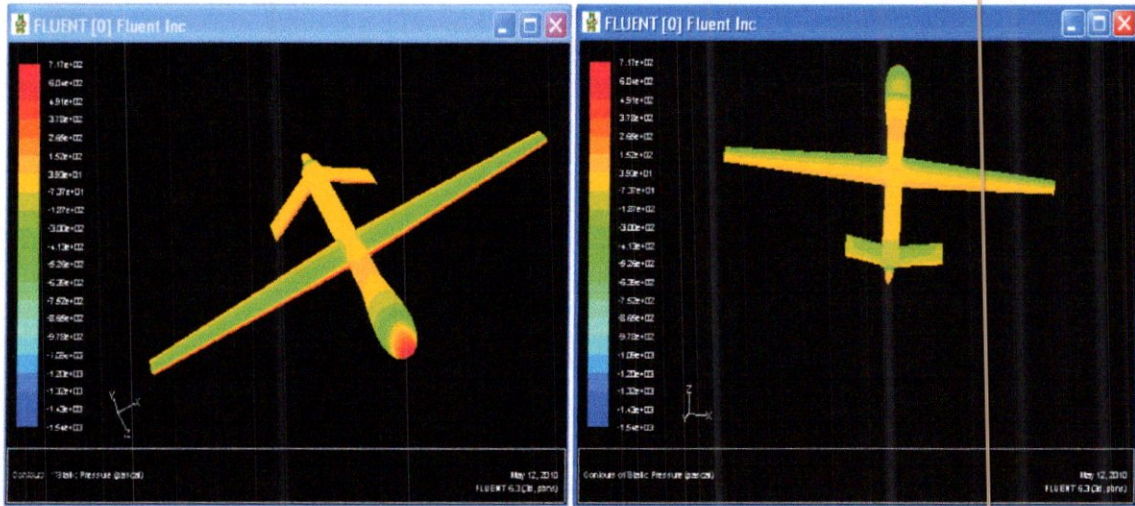


Fig. (V-16) : répartition du coefficient de pression pour l'incidence  $-5^\circ$ .

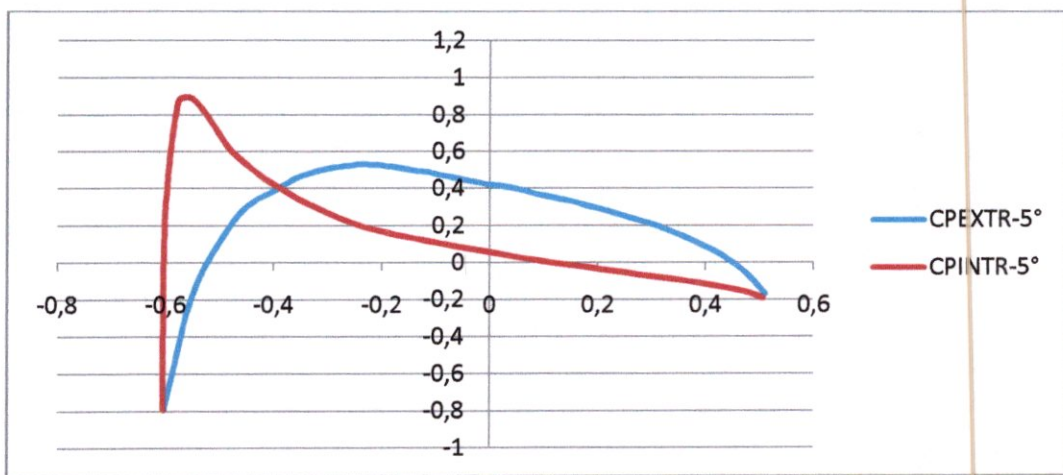


Fig. (V-17) : répartition du coefficient de pression pour l'incidence  $-5^\circ$ .

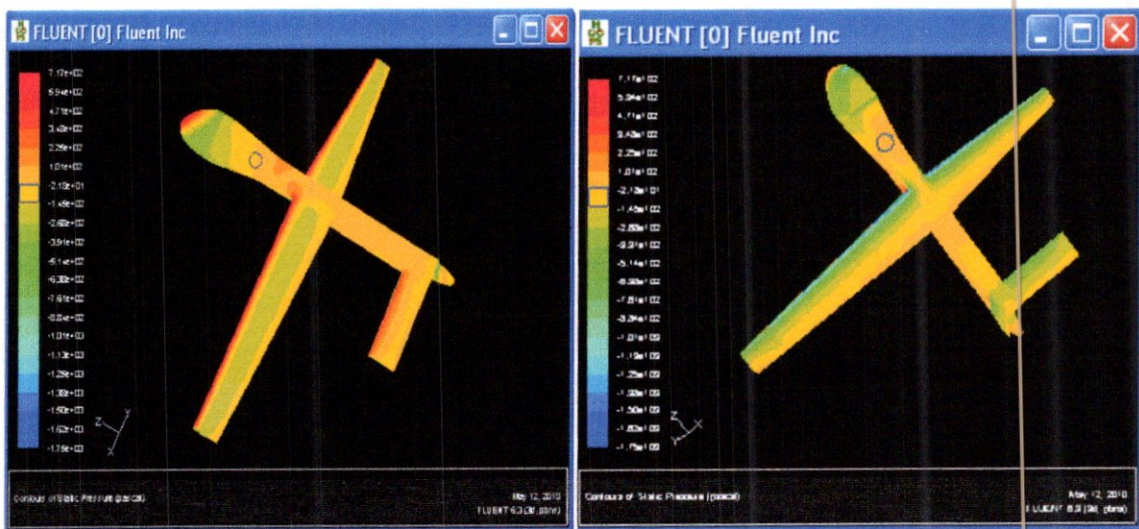


Fig. (V-18) : contour de pression pour l'angle d'incidence  $-10^\circ$ .

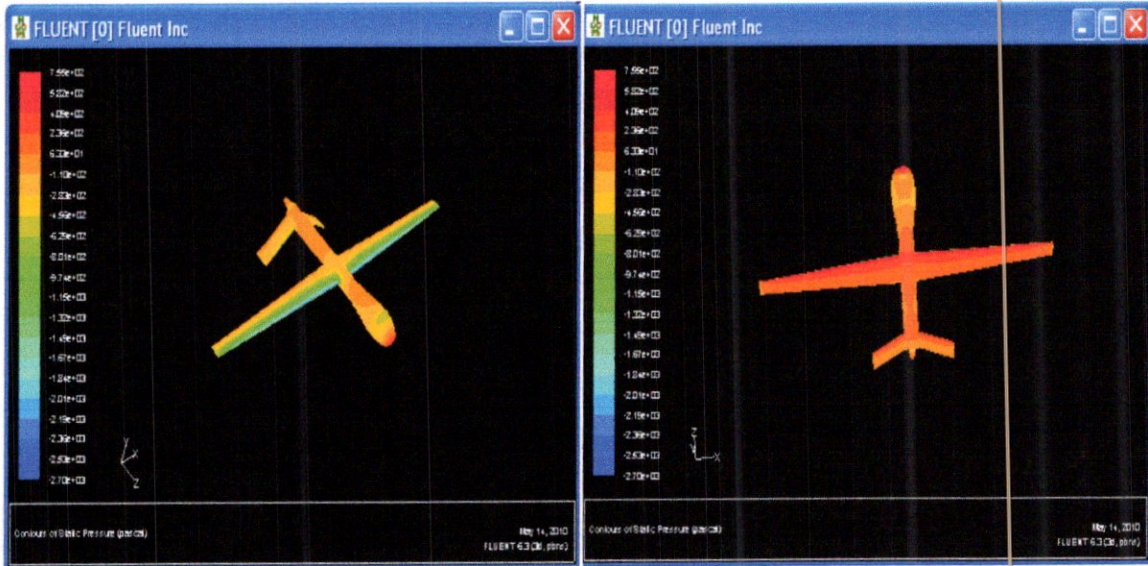


Fig. (V-19) : contour de pression pour l'angle d'incidence 12°.

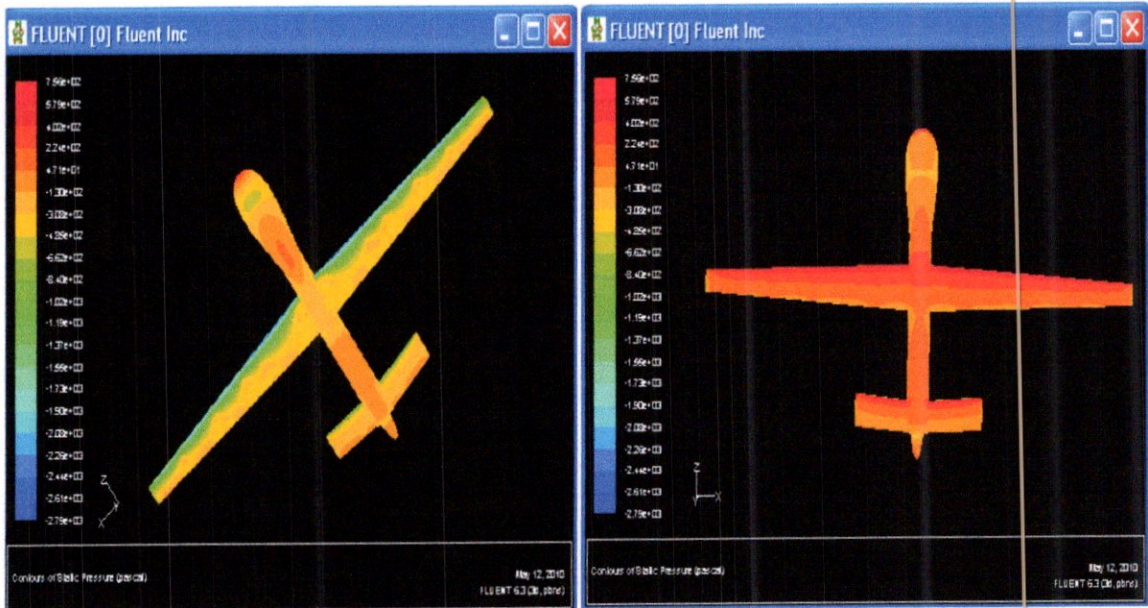


Fig. (V-20) : contour de pression pour l'angle d'incidence 18°.



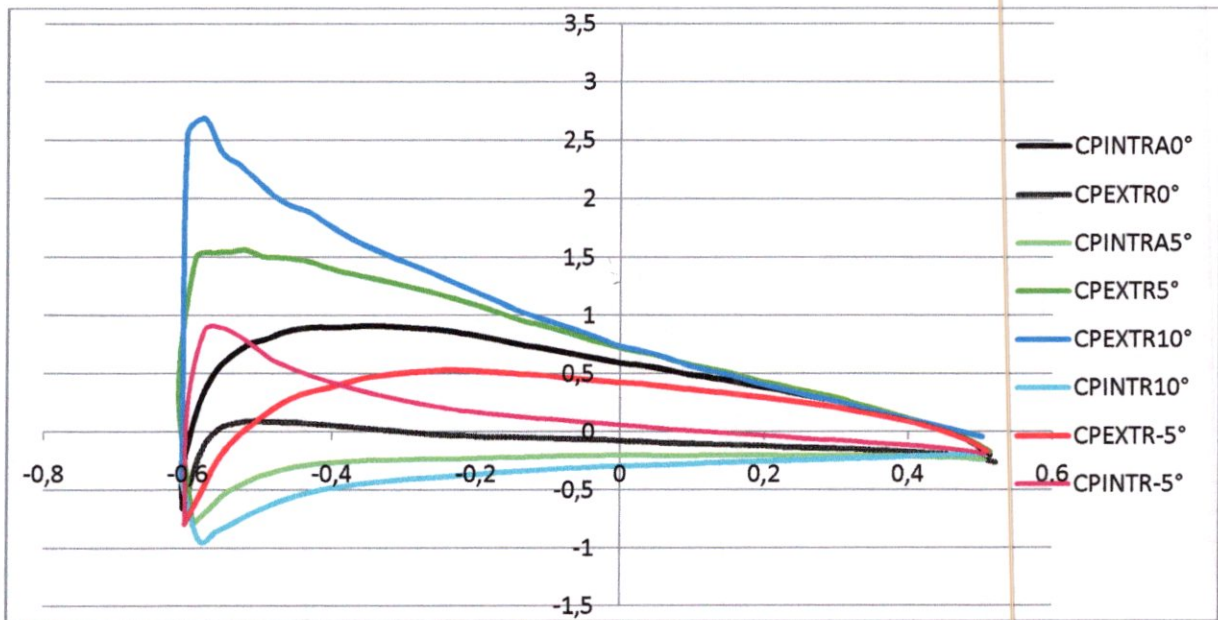


Fig. (V-21) : répartition du coefficient de pression pour différents angles d'incidence.

**Interprétation des contours de pression :**

Les contours de pressions autour du modèle pour les différentes incidences prises en considération ( $0^\circ, -10^\circ, 10^\circ, -5^\circ, 5^\circ, 12,18^\circ$ ) sont représentés sur les figures ci-dessus.

On constate qu'il y a deux zones différentes : le nez du modèle, l'intrados et l'extrados des ailes.

- **Sur le nez du modèle :** on remarque qu'il y a une surpression pour tous les angles illustrés. Cette surpression augmente proportionnellement avec l'angle d'incidence.
- **Sur les ailes :** En faisant varier l'angle d'incidence, on constate la création d'une zone de dépression sur l'extrados et une zone de surpression sur l'intrados, jusqu'à l'angle de décrochage.

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

**Interprétation des coefficients de pression :**

- Les graphes (figure (V-21)) représente la variation du coefficient de pression sur l'intrados et l'extrados du profil NACA 4415 de notre model, pour des différent positions par rapport à la corde, en faisant varier l'angle d'incidence.
- La courbe noire au centre représente l'aile sous incidence nulle, le coefficient de pression est plus important sur l'extrados que sous l'intrados car la dépression sur l'extrados est plus importante que la surpression sous l'intrados. C'est pour ca on dit que l'aile est aspiré vers le haut.

- Le  $C_p$  tend vers 1 au bord d'attaque qui est un point d'arrêt où la vitesse est nulle. En suite ce  $C_p$  va diminuer au bord de fuite parce qu'il y a une augmentation relative de vitesse.
- Le  $C_p$  est plus important Sur l'extrados que sous l'intrados parce que le taux d'accélération de l'écoulement sur l'extrados est plus important que le taux de décélération sous l'intrados.
- Pour les courbes verts et bleu où les angles d'incidences sont respectivement  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ , on remarque que le coefficient de pression a augmenté proportionnellement a l'augmentation de l'angle d'incidence. Ce qu'est justifiable car à chaque fois qu'on augmente l'angle d'incidence, l'accélération sur l'extrados va amplifier ainsi que la décélération sous l'intrados.

Family	Size	...	...	...	...	...	...	...	...
C_TIP_EMPD	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
C_TIP_EMFG	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
S_ENTREE	20	0	0	0	0	0	0	0	0
S_EXTR_AILD	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
S_EXTR_AILG	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
S_EXTR_EMPD	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
S_EXTR_EMFG	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
S_FUSL	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
S_INTR_AILD	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
S_INTR_AILG	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
S_INTR_EMPD	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
S_INTR_EMFG	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
S_MOTEUR	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
S_NEZ	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
S_QUEUE	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
S_SORTIE	20	0	0	0	0	0	0	0	0
S_TIP_AILD	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
S_TIP_AILG	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
S_TIP_EMPD	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
S_TIPEMFG	0.06	0	0	0	0	0	0	0	0
S_WALL	20	0	0	0	0	0	0	0	0

Show size params using ref size  
Please Note that Highlighted families have at least one blank field because not all entities in that family have identical entity parameters.

Apply Dismiss

Fig. (IV-14) la taille du maillage.

**Remarque :**

Pour ces tailles de maillage on a pu arriver jusqu'à 217209 nœuds et 1130002 mailles.



## **Conclusion générale :**

Le présent mémoire présente une étude numérique sur un écoulement autour du drone MALE PREDATOR MQ-1. Cette étude peut être généralisée sur tous les autres types de drone .

Les objectifs tracés aux préalables sont entièrement atteints, les performances aérodynamiques (coefficient de portance et celle de la trainée, polaire, la finesse et la distribution du coefficient de pression) du modèle PREDATOR MQ-1, ont été présentés et il a été constaté une très bonne satisfaction des résultats présentés par rapport à la réalité, les graphes représentant les coefficients de portance et les coefficients de trainée, du modèle entier sont comparables avec celles d'un profil d'aile. Néanmoins, il a été constaté l'absence de sensibilité de quelques résultats tels que le calcul des coefficients de portance et de trainée à partir de certains angles d'incidences avoisinant le phénomène de décrochage.

En perspective, il est souhaitable dans l'avenir de faire une étude plus précise qui cherche à améliorer ces performances, ainsi de réaliser un modèle réduit de ce drone pour des essais expérimentaux.

## Références

- [1] L'autonomie décisionnelle des systèmes de drone/ PDF .ONERA .  
(Patrick FABIANI)
- [2] Aéromodélisme et Radiocommande.  
(Mr Maurice Mouton)  
Édition Atlas 1981.
- [3] Initiation à l'Aéromodélisme (Radiocommandé) .  
(Fédération Française d'Aéromodélismes)  
Site : [http://www.ffam.asso.fr/formation\\_pdf/](http://www.ffam.asso.fr/formation_pdf/)
- [4] Universalise générale-encyclopédie.  
(L'aéromodélisme)
- [5] Drones civiles perspectives et réalités/PDF.  
(Pascal BRISSET)
- [6] Flying Robots Drones :from remote control to UAV and roboplane  
(Michael NADERHIM et Benjamin HACKL)
- [7] Les drones et les opérations en réseau-Segmentation et Missions-  
(Michel ASECIO)
- [8] General Atomics Predator MQ-1  
Site : <http://www.generaatomics.com>
- [9] Mémoire fin d'étude :  
« Etude de la variation des coefficients de portance et de traînée en fonction de  
nombre de Reynolds d'un écoulement autour du profil NACA0015 »
- [10] **Cd.rom**  
*la maîtrise du vol*

Édition cépadués.

- [11] Aérodynamique mécanique du vol .  
(Mr J.C Ripoll)  
École nationale de l'aviation civil / 1<sup>ère</sup> édition 1978.
- [12] « The design of the airplane ,Nostrand Reinhold »  
Darrol STINTON/New York 1983.
- [13] Performances et stabilité des avions/PDF  
Gerard DERGES
- [14] « Généralités sur l'atmosphère »  
Site : <http://www.atmosphereisa.com>
- [15] « Cours de mécanique des fluides » .  
J. ROUSSEL  
C.P.I.2-Chem.I .ST2 :2005-2006
- [16] « Mécanique des fluides appliqués ».  
PIERE-LOUIS, Jean- Paul CHABRAD, Pascal ESPOSITO, Dominique  
LAURENCE  
*Dépôt local* : janvier 2003.
- [17] Airplane Aerodynamics And Performance  
Dr. Jan ROSKAM
- [18] « Mécanique des fluides cours 2<sup>ème</sup> cycle-écoles d'ingénieurs».  
Mr Sébastien Candell  
2<sup>ème</sup> édition / Paris 2001