

*République Algérienne Démocratique et Populaire*

*Ministère de l'Enseignement supérieur  
et de la Recherche Scientifique*

Université SAAD DAHLAB Blida 1 de wilaya de Blida



Institut d'Aéronautique et Des Etudes Spatiales



## PROJET DE FIN D'ÉTUDE

EN VUE DE L'OBTENTION DE DIPLOME MASTER 2 EN  
AÉRONAUTIQUE

### THÈME

**Contribution aux désigne,  
performances et optimisation d'un  
U.A.V.**

Présentés par :

**BELAID Ramzi**

**BENHADJ-TAHAR Abderaouf**

Encadré par :

**Pr. ALLALI Abderrazak**

**Année Universitaire : 2015/2016**

## ملخص

يساعد هذا البحث على تحديد اداء طائرة بدون طيار, أخضعت للحالة التقنية في مجال الاستقرار والدينامكية للطائرات. من الضروري القول ان الاداء يستند ايضا على معرفة الديناميكا الهوائية , الاستقرار واستخدام العديد من التقنيات التحليلية و نذكر في هذا السياق: تقنيات نقل الوظيفة تحويلات لا بلاس و فورييه وحساب المتجهات الذاتية الخ... هذه التقنيات توفر امكانية الحصول على نتائج قريبة من الواقع اثناء استخدام نماذج رياضية مبسطة ودراسة معادلات الحركة بالأخص تلك التي تدرس اداء الطائرة بدون طيار اثناء مراحل الطيران من خلال تطبيق هذا القانون . يتم تحديد شكل الطائرة بدون طيار وفقا لطبيعة مهمتها و حمولتها و المتطلبات الموافقة للحلول المحددة و بعد ذلك يتم وضع المحاكاة العددية باستخدام البرنامج تحليل الطائرات المتقدم 2.5 المشروع . نبدأ مع الشكل الهندسي للطائرة و يتم التحقق من صحة النظرية لسلوك الطائرة بإدخال البيانات ثم تحليل النتائج العددية و المنحنيات و هذا كله لغرض ضمان رحلة امنة و مستقرة.

## RESUMÉ

Cette recherche permet de déterminer les performances des avions sans pilote, état de l'art dans le domaine soumis à la stabilité statique et dynamique de l'avion. Il est nécessaire de dire que les performances sont également basées sur la connaissance de l'aérodynamique, la stabilité et utilise la plupart des techniques d'analyse et de rappel dans ce contexte: ne pas déplacer les fonctions transferts Plus et Fourier et représentent des techniques d'auto-vecteur, etc. ... Ces techniques offrent la possibilité d'obtenir des résultats proches de la réalité. Et en particulier on doit tenir compte des performances de l'avion au cours des étapes de vol et cela grâce à l'application de cette théorie. Elles sont déterminées à partir de la forme d'avions sans pilote, ses besoins et de l'approbation de solutions spécifiques, sa missions et les charges utiles, on fait objet d'une simulation numérique à l'aide du logiciel Advanced Analysis Aircraft 2.5 Project, nous commençons avec la forme géométrique de l'aéronef, la validation théorique du comportement de l'avion, nous déduisons des résultats numériques et ainsi que des courbes: ces sont les performances, ces dernières liées aux caractéristiques de l'ingénierie et aux conditions de vol, tout cela dans le but d'assurer un vol sûr et stable.

## ABSTRACT

This research helps to determine the performance of unmanned aircraft, state of the art in the area subjected to static and dynamic stability of the aircraft. It is necessary to say that the performance is also based on the knowledge of aerodynamics, stability and use many of the analytical techniques and recall in this context: not to move the function transfers Plus and Fourier and account self-vector techniques etc ... These techniques offer the possibility of obtaining results close to reality during the use of simplified mathematical models and study the equations of motion particularly those without considering the performance of the aircraft during flight pilot stages through the application of this theory. It is determined by the form of unmanned aircraft, according to the nature of its mission and payload requirements and approval of specific solutions and then be put numerical simulation using the program Advanced Aircraft Analysis 2.5 Project. We start with the geometric shape of the aircraft and are validated theory of the behavior of the plane and then enter the data analysis and numerical results curves and all this for the purpose of ensuring a safe journey and stable.

# Remerciements

*Nous remercions tout d'abord, Allah qui nous a guidés sur la bonne voie  
et nous a aidés à surmonter les difficultés.*

*Nous tenons à exprimer nos vifs remerciements à notre promoteur*

*Pr **ALLALI A** pour avoir proposés ce sujet, leurs  
aide et ses précieux conseils tout au long de notre travail.*

*Nous remercions les membres du jury pour l'honneur  
qu'ils nous ont fait en acceptant d'examiner notre travail.*

*Un hommage reconnaissant est adressé à tous les cadres de l'Institut  
d'Aéronautique et des études spatiales.*

*Enfin, tous nos remerciements à toutes les personnes qui  
ont contribué de près ou de loin à l'aboutissement de ce modeste  
travail.*



Dédicace

*Je dédie ce modeste travail*

*A mon très cher père et ma très chère mère,*

*A mes sœurs et mon frère SAÏD*

*A toute ma famille proche,*

*A mon binôme TAHAR,*

*A tous mes collègues, et mes amis*

*Un par un.*

BELAÏD.





Dédicace

*Je dédie ce modeste travail*

*A ma très chère mère,*

*A mon très cher père,*

*A mes sœurs et mes frères,*

*A toute ma famille proche,*

*A mon binôme BELAID,*

*A tous mes collègues :*

*Et A tous mes amis et connaissances, proche et lointains.*

BEN HADJ TAHAR



# Table des matières

## Pages

Résumé.....	I
Remercîments.....	II
Dédicaces.....	III
Table des matières.....	IV
Nomenclature.....	V
Liste des figures et tableaux.....	VI
Introduction Générale.....	1

### **Chapitre 1 : Généralités sur les drones.**

1 Introduction .....	5
1.1 Classification des drones .....	6
1.2 Avantages et inconvénients des drones .....	11
1.3 Description de notre drone .....	11

### **Chapitre 2 : Désigne conception du U.A.V. proposé à l'étude.**

2 Introduction.....	14
2.1 Conception Assistée Par Ordinateur .....	14
2.2 Simulation Numérique avec ANSYS ICEM CFD 16 .....	17
2.3 Etude de stabilité .....	29
2.4 Analyse de stabilité par AAA 2.5.....	30
2.5 PARTIE CALCUL .....	35

### **Chapitre 3 : Performances et optimisation d'un U.A.V.**

3 Introduction .....	47
3.1 Phases de vol d'un aéronef .....	47
3.2 Analyse Numérique de Performance .....	48
3.3 Optimisation.....	57



## **Chapitre 4 : Interprétation des Résultats et essais.**

4	Résultats et interprétation.....	63
4.1	Interprétation des résultats de performances .....	63
4.2	Interprétation des résultats d'optimisation .....	83
	Conclusions Générale .....	86
	Bibliographie.....	89
	Annexe A.....	91
	Annexe B.....	113
	Annexe C.....	122

## NOMENCLATURES

---

Symboles	Désignation	Unités
$p$	La pression	bar
$R$	Constante massique	-
$\rho$	La masse volumique	kg/m <sup>3</sup>
$T$	La température	c°
$h$	L'altitude au-dessus du niveau de la mer	m
$H$	L'altitude géo potentiel	m
$M$	Nombre de mach	-
$g_0$	L'accélération de la gravité au niveau de la mer	m/s <sup>2</sup>
$m_c$	Le débit de carburant	m <sup>3</sup> /s
$B$	La solidité	-
$P$	Le poids	N
$T$	La poussée	N
$L$	La trainé	N
$D$	La portance	N
$W$	La puissance requise à la vole	W
$q$	La pression dynamique	bar
$w_m$	La puissance mécanique à l'arbre de moteur	W
$S$	Surface de l'aile.	m <sup>2</sup>
$S_t$	Surface de l'empennage.	m <sup>2</sup>
$c$	Corde aérodynamique.	m
$\bar{c}$	Corde aérodynamique moyenne.	m
$b$	Envergure	m
$K$	Marge statique	m
$H$	Altitude de l'avion	m
$m$	Masse de l'avion	kg
$g$	Pesanteur	m/s <sup>2</sup>
$\mu$	Coefficient de viscosité.	-
$a$	Vitesse de son.	m/s
$M$	Nombre de Mach.	-
$\Psi$	Angle d'azimut.	rad
$\Theta$	Assiette longitudinale.	rad
$\Phi$	Angle de gite.	rad
$\alpha$	Angle d'incidence.	rad
$\alpha_0$	L'angle de portance nulle	rad

$\beta$	Angle de dérapage.	rad
$\theta$	Angle d'assiette.	rad
$Y$	La pente.	rad
$u$	Vitesse linéaire le long de l'axe (ox).	m/s
$v$	Vitesse linéaire le long de l'axe (oy).	m/s
$w$	Vitesse linéaire le long de l'axe (oz).	m/s
$V$	Vitesse totale de l'avion	m/s
$\eta_m$ :	Efficacité énergétique	-
$\eta_p$	Le rendement de propulsion	-
$C_{D.0}$	Le coefficient de la traîne dit parasite	-
$X_{opt}$	Le rayon d'action optimale	m
$w_d$	La vitesse de descente	m/s
$W$	La puissance propulsive	w
$\lambda$ :	L'Allongement	m
$w_a$	Vitesse ascensionnelle	m/s
$h$	La hauteur de l'aile au-dessus du sol	m
$C_{L.W}$	Coefficient de la portance de l'aile	-
$h_e$	La hauteur totale	m
$C_{L.max}$	Coefficient de la portance maximal	-
$n$	Le rapport entre la portance et le poids	-
$U_{de}$	Vitesse verticale (rafale verticale)	m/s
$C_{L.L}$	Coefficient de la portance de	-
$C_L$	Coefficient de la portance	-
$C_D$	Coefficient de la traîne	-
$D_L$	La traîne de l'empennage	N
$f$	La finesse	-
$f_{max}$	La finasse maximum d'un profil	-
$V_{déc}$	La vitesse de décollage	m/s
$V_S$	La vitesse de décrochage	m/s
$V_{s.att}$	La vitesse de décrochage a la phase d'atterrissage.	m/s
$V_c$	La vitesse de contact	m/s
Pl. th.	Plafond théorique	m
$V_{min.sust}$	Vitesse minimale de sustentation	m/s
$C.A$	Coefficient aérodynamique	-
$\eta$	Rendement de l'hélice	-
$C'_D$	Traînée parasite	N
$C'$	La traîne dues éléments non porteurs.	N

E	L'énergie mécanique totale de l'avion	N
N	La vitesse de rotation de l'hélice	m/s
$N_r$	Nombre de Reynolds	-
$L_r$	Distance de roulement	m
$L_m$	Distance de monté	m
RC	Taux de monté	m/s
$V_{Cr Max}$	Vitesse de croisière maximale	m/s
RAS	Le Rayon d'Action Spécifique	m/kg
RASU	Le Rayon d'Action Spécifique Unitaire	m
SAR	Still Air Range	m
GSAR	Gross Still Air Range	m
CDR	Centre De la Gravité	-
CmR	Coefficient de Moment de Roulis	-

### ABREVIATIONS

AAA	Advanced Aircraft Analysis
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
FAI	Fédération Aéronautique Internationale
RC	radiocommande
MALE	drone de Moyenne Altitude et Longe Endurance
HALE	drone de Haute Altitude et Longe Endurance
TUAV	Tactical Unmanned Aerial vehicle
MAV	Micro Air Vehicle
TCP	drone Très Courte Porté
MCMM	Multichargés Multi Mission
DMT	Drones Maritimes Tactiques
USA	United States of Américain
ISA	Atmosphère Standard Internationale



# List des Figures :

Figure 1-1: Les premiers drones apparurent en France dans les années 1960.....	4
Figure 1-2: Dual-turbochargé à décollage automatique.....	5
Figure 1-3 : Black Widow (G) - Micromechanical Flying Insect (D).....	6
Figure 1-4 : Drone portable (LUNA).....	7
Figure 1-5 : RQ-2B Pioneer.....	7
Figure 1-6 : Drones hélicoptères.....	8
Figure 1-7 : Drones maritimes tactique.....	8
Figure 1-8 : Predator MQ-1.....	9
Figure 1-9 : Un drone «HALE». ....	9
Figure 1-10 : Global Hawk.....	10
Figure 1-11 : Drone solaire Hélios.....	11
Figure 1-12 : CUB J3 RC. ....	12
Figure 2-1 : Fuselage de Piper Cub J3.....	14
Figure 2-2 : Différentes opérations pour l'obtention de fuselage.....	15
Figure 2-3 : Profil NACA 5305 sur XFLR5.....	15
Figure 2-4 : Conception de l'aile Piper Cub J3.....	16
Figure 2-5 : Conception de l'empennage Piper Cub J3.....	16
Figure 2-6 : Piper Cub-J3.....	16
Figure 2-7 : Importation de la géométrie.....	17
Figure 2-8 : Création des courbes/surfaces.....	18
Figure 2-9 : Maillage tétraédrique non structuré.....	18
Figure 2-10 : Maillage de modèle complet.....	19
Figure 2-11 : Domaine de calculs.....	19
Figure 2-12 : Lancement d'ANSYS dans le Workbench.....	20
Figure 2-13 : Importation du maillage sur Ansys.....	20
Figure 2-14 : Spécification de type d'écoulement.....	21
Figure 2-15 : Définition de la nature et caractéristique du fluide.....	21
Figure 2-16 : Pression opérationnelle.....	22

Figure 2-17 : Spécification des conditions aux limites.....	22
Figure 2-18: Commande des résidus.....	23
Figure 2-19 : Initialisation de solution.....	23
Figure 2-20 : Lancement de calcul et convergence de la solution.....	23
Figure 2-21 : Procédures de visualisation de contour de pression.....	24
Figure 2-22 : Champs de pression sur l'aile. ....	24
Figure 2-23 : Visualisation des lignes de courant et vecteurs vitesse.....	25
Figure 2-24: Courbe CZ en fonction d'incidence.....	26
Figure 2-25: Courbe CX en fonction d'incidence.....	27
Figure 2-26: Courbe de la finesse.....	28
Figure 2-27: Icône suite de long & stabilité du logiciel AAA 2.5 Project.....	35
Figure 2-28: Icône des coefficients d'états constants.....	36
Figure 2-29: Icône de dynamique.....	37
Figure 2-30: Icône suite de dynamique.....	37
Figure 2-31: L'allure 1/T en fonction de $C_{D\alpha}$ .....	43
Figure 2-32: L'allure 1/T en fonction d' $U_1$ .....	43
Figure 2-33: L'allure 1/T en fonction de $C_{D\alpha}$ .....	44
Figure 2-34: L'allure 1/T en fonction de $U_1$ . ....	44
Figure 2-35: Condition de la stabilité pour le tangage et lacet divergence.....	45
Figure 3-1 : Différents angles caractéristiques d'un avion.....	47
Figure 3-2 : Vol en palier (horizontal uniforme).....	48
Figure 3-3 : Phase de montée.....	48
Figure 3-4 : Phase de descente.....	48

Figure 3-5: Représentation de Logiciel AAA 2.5 Project.....	49
Figure 3-6: Commande de la géométrie de l'aile.....	49
Figure 3-7 : Schéma de l'ail en 2D.....	50
Figure 3-8 : Géométrie de fuselage.....	50
Figure 3-9 : Géométrie d'empennage horizontal (G) - Verticale (D).....	51
Figure 3-10: Tableau de configuration AAA 2.5 Project.....	51
Figure 3-11 : Analyse des performances par AAA 2.5 Project.....	51
Figure 3-12 : Tourbillons marginaux au niveau des saumons.....	57
Figure 3-13 : réduction de tourbillons marginaux par les winglet.....	58
Figure 3-14 : Wingtip Fence.....	58
Figure 3-15 : Blended Winglet.....	59
Figure 3-16 : Raked Wingtip.....	59
Figure 3-17 : Configurations des Winglets (a,b,c).....	60
Figure 3-18 : linges de courant et tourbillons près au saumon d'aile. ....	61
Figure 4 1:R.G. Desgranschamps.....	64
Figure 4-2:Les caractéristiques de l'avion.....	64
Figure 4-3:Performances d'un aéronef à finesse 8 (fig. Henri Mignet).....	67
Figure 4-4:La polaire logarithmique.....	70
Figure 4-5:Polaire de portance en fonction de la trainé.....	73
Figure 4-6:Stabilité longitudinale (ou stabilité en tangage).....	76
Figure 4-7:Stabilités de route (suivant l'axe de lacet).....	77
Figure 4-8:Stabilité au roulis (autour de l'axe du fuselage).....	78
Figure 4-9:courbe de la distance au cours de Décollage.....	81
Figure 4-10:Polaire de Performance de Montée.....	81



Figure 4-11: Courbe de la vitesse maximale de Croisière.....	82
Figure 4-12: Performance de la Descente en fonction d'angle d'Attaque.....	82
Figure 4-13 : Courbe FZ en fonction d'incidence.....	83
Figure 4-14 : Courbe $F_x$ en fonction d'incidence.....	84
Figure 4-15: end plat winglet.....	84
Figure 4-16: Forme finale du drone.....	84

## List des Tableaux :

Tableau 2-1: Valeur d'entrer des coefficients d'états constants.....	36
Tableau 2-2: Tableau de résultats des coefficients d'états constants.....	36
Tableau 2-3: Valeur d'entré pour le calcul de fonction de transfert longitudinal.....	38
Tableau 2-4: Résultat de calcul de fonction de transfert longitudinal.....	38
Tableau 2-5: Coefficient de stabilité directionnelle statique.....	38
Tableau 2-6: Calcul de la marge statique.....	39
Tableau 2-7: Calcul de la superficie de l'empennage horizontal.....	39
Tableau 2-8: Calcul du gain longitudinal.....	39
Tableau 2-9: Classe analyse du diagramme de garniture II taillé.....	39
Tableau 2-10: Gradient de force gouvernail.....	39
Tableau 2-11: Rotation au décollage.....	39
Tableau 2-12: Les dérivés longitudinaux permanents .....	40
Tableau 2-13: Les dérivés reliés à la vitesse.....	40
Tableau 2-14: Les dérivés par rapport à l'angle d'attaque.....	41
Tableau 2-15: Evaluation des dérivés de l'angle d'attaque.....	41
Tableau 2-16: Les dérivés reliés au tangage.....	42

Tableau 2-17: Calcule de fonction de transfert longitudinal.....	42
Tableau 2-18: Calcule des fonctions de transfert latéral-directionnels.....	42
Tableau 2-19: Analyse de sensibilité longitudinale.....	43
Tableau 2-20: Analyse de sensibilité latérale.....	43
Tableau 2-21: Taux de roulis critique.....	44
Tableau 3-1: l'enter des paramètres de l'aile.....	50
Tableau 3-2 : les sorties caractéristiques de l'aile.....	50
Tableau 3-3 : Les différents paramètres d'entrée.....	51
Tableau 3-4 : Paramètre d'entrée-Sortie pour la distance d'atterrissage.....	52
Tableau 3-5 : Les valeurs d'entrés/sortie de Puissance et Vitesse de Décollage.....	52
Tableau 3-6 : Calcule de puissance requise.....	52
Tableau 3-7 : Vitesse de décrochage pour les différentes phases de vol.....	53
Tableau 3-8 : Vitesse maximal de Croisière.....	53
Tableau 3-9 : Distance de décollage.....	54
Tableau 3-10 : Les valeurs d'entrés/sortie de Manœuvre.....	54
Tableau 3-11 : Calcul de la distance d'Atterrissage.....	54
Tableau 3-12 : Performances de descente.....	55
Tableau 3-13 : Calcul de Temps de Vol Plané.....	55
Tableau 3-14 : Calcul de Taux de la descente.....	55
Tableau 4-1: Les coefficients de la Portance et de la Trainée en fonction de l'Angle d'Incidence.....	70
Tableau 4-2: Les vitesses en fonction de Rendement.....	71
Tableau 4-3: Les résultats de calcul à phase de Décollage.....	80
Tableau 4-4: Le Taux de Monté.....	81
Tableau 4-5: Les résultats des paramètres d'Atterrissage.....	83

# **INTRODUCTION GENERALE**

## INTRODUCTION GÉNÉRALE

---

Les drones sont des véhicules aériens sans pilotes. Ils constituent des systèmes qui sont composés d'un ou plusieurs vecteurs aériens, d'une ou plusieurs stations sol de commande ainsi que de liaisons de données entre les vecteurs et la partie sol. Il peut y avoir des drones terrestres, marins, sous-marins et aériens. On voit donc que la définition s'étend progressivement et englobe les nombreux systèmes autonomes. On distingue des différentes catégories en fonction de leurs tailles très variées de quelques centimètres à plusieurs mètres, leurs formes, leurs modes de vol également, tout comme leurs types de propulsion et dont certains sont équipés de réacteurs, d'autres d'hélices, d'autres encore utilisent des rotors et à l'instar des drones hélicoptères etc...

Pour qu'un drone soit facilement télécommandé, il faut qu'il soit stable ; c'est à dire qu'il ait tendance à compenser naturellement les petites variations de vitesse ou d'attitudes non désirées qui peuvent survenir. La stabilité est une propriété d'un état d'équilibre de l'avion. L'état d'équilibre est dynamiquement stable si le véhicule y retourne après en avoir été écarté par une petite perturbation. On dit qu'un avion est statiquement stable si les forces/couples résultantes de la perturbation ont tendance à le ramener à l'état d'équilibre. Comme elle est relative à l'état initial. On obtient de la sorte de nombreuses informations utiles, d'autant plus que la stabilité statique est une condition nécessaire de la stabilité dynamique. La stabilité dynamique concerne par conséquent le comportement asymptotique (la limite pour  $t \rightarrow \infty$ ) du transitoire produit par un écart par rapport à l'équilibre. En se limitant à de petites perturbations, on peut tendre les équations de mouvements autour du point d'équilibre.

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. La correspondance biunivoque entre altitude et pression dans l'atmosphère standard est mise à profit de l'avion et nécessite une attention particulière dans cette étude. Et encore La vitesse de l'avion est déterminée par un tube de Pitot situé au nez de l'avion ou attaché à une aile et qui est très importante comme facteur du drone. Donc L'objet de cette étude du vol atmosphérique, c'est-à-dire du mouvement des avions en vol. Pour cette étude, plusieurs niveaux d'approximation sont possibles, qui correspondent chacun à des échelles de temps caractéristiques déferents : Point matériel Ce niveau d'approximation correspond à des échelles de temps caractéristiques longs (plusieurs minutes) et permet, par l'analyse de l'équilibre des forces sur l'avion, de déterminer ses performances.

Le travail exige donc une bonne connaissance des caractéristiques aérodynamiques des surfaces portantes, qui sont étudiées dans la mécanique des fluides. La présence des logiciels de calcul comme l'AAA 2.5 Project et ANSYS FLUENT 16 qu'on l'utilise pendant notre

simulation et qui nous permet d'analyser les réponses par la résolution des équations du mouvement de l'avion dans le cas d'un vol. Notre étude dans ce volet de recherche cité ci-dessus englobe les chapitres suivants : Et qui commence par une introduction générale.

#### 1<sup>ère</sup> Chapitre :

Généralités sur les drones : Sert à informer les lecteurs sur les différents types de drones ainsi que leurs missions et leurs limitations, en donnant les différentes caractéristiques techniques de notre model ainsi que les matériaux...

#### 2<sup>ème</sup> Chapitre :

Théorie de l'aérodynamique : On a établi les équations qui régissent le mouvement d'un avion en vol et de soumettre une configuration à des études de coefficient de trainée portance on utilisant les logiciels SOLIDWORKS et ANSYS FLUENT 16.

Etude aérodynamique du drone :

Théorie de la stabilité statique et dynamique : On a établi les équations qui régissent le mouvement d'un avion en vol et de soumettre une configuration à des études de stabilité dynamique en vue d'ajuster ses paramètres géométrique s'il y a lieu pour assurer une stabilité adéquate dans la cadre de la mission demandée par l'utilisateur.

Calcule numérique de la stabilité longitudinale et transversale : Nous montre l'analyse des mouvements de l'avion consécutifs à une perturbation à l'aide du logiciel AAA 2.5 (Advanced Aircraft Analysis).

#### 3<sup>ème</sup> Chapitre :

Performances des avions et qui englobe les Conventions de la mécanique du vol, Équations d'équilibre — Conséquences immédiates, Poussée requise, limitations, Distance franchissable, Endurance, Vol stabilisé incliné (montée/descente), Conséquences des équations d'équilibre, Manœuvres — Enveloppe de manœuvre. Décollage et atterrissage. La ressource — Notion de facteur de charge, Le vol en virage Charges dues aux rafales,

Calcule des Performances : Nous montre l'analyse des mouvements de l'avion consécutifs à une perturbation à l'aide du logiciel AAA 2.5 Project© (Advanced Aircraft Analysis).

Etude d'optimisation aérodynamique : pour améliorer les performances aérodynamiques de notre drone on a étudié 3 types de winglets puis on va choisir le meilleur type qui réduise la trainée induite et maximise la portance

#### 4<sup>ème</sup> Chapitre :

Interprétions des résultats et recommandations de la stabilité et performances : L'explication et la discussion des résultats numériques.

Après quoi une recommandation de conception d'un drone-type sera suggérée.

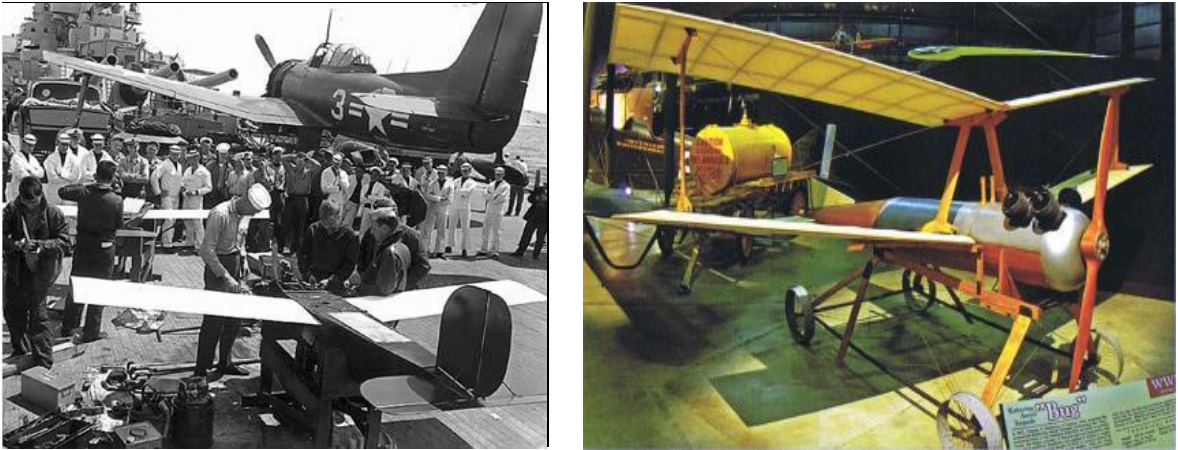
Et cette étude se termine par une conclusion générale, des perspectives et une bibliographie.

# **CHAPITRE 1**

## **GENERALITES SUR LES DRONES**

## Historique :

Ce sont les lourdes pertes subies pendant la seconde guerre mondiale par les Aviations d'observation de chacun des antagonistes qui suscitèrent l'idée d'un engin d'observation Militaire sans équipage (ni pilote, ni observateur).



**Figure 1-1:** Les premiers drones apparurent en France dans les années 1960.

Pendant la guerre du Vietnam, les Américains ont utilisé des drones (Fire bee) pour localiser les rampes de lancement des missiles sol-air soviétiques «SAM-2» : 3500 missions furent recensées. Plus tard, en 1991, lors de la guerre du Golfe, ils ont fait appel au drone (Pioneer) pour la surveillance jour/nuit, l'acquisition des objectifs, et les réglages de l'artillerie. Dans ce même conflit, les Britanniques et les Français commencèrent à servir des drones.

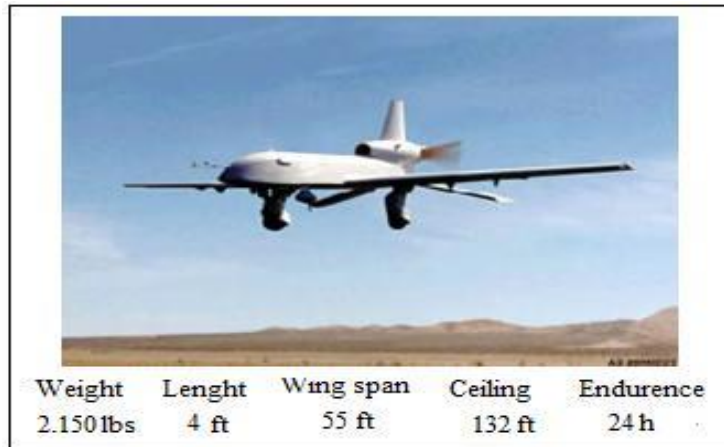
D'une façon générale, les spécialistes considèrent que les drones ont pu vraiment démontrer leurs capacités opérationnelles d'observation aérienne (renseignement), sur les trois récents théâtres d'opération qu'ont constituée les conflits en ex-Yougoslavie, en Irak, et en Afghanistan. Les exemples d'utilisation civile, eux, se font plus rares. On peut toutefois citer la surveillance urbaine en Afrique du sud, et le traitement des cultures effectué au Japon par des drones hélicoptères télécommandés.

En France, deux drones miniatures sont en expérimentation au sein de la Gendarmerie nationale et du GIGN (Coccinelle). De son côté, le Laboratoire Central des Ponts et Chaussées a procédé à des essais de surveillance d'ouvrage d'art, également avec un drone à voilure tournante.

Mais le drone est encore mal connu, et suscite de ce fait des appréhensions. Une demande d'expérimentation de surveillance de trafic routier sur le périphérique d'une grande ville française à partir d'un drone miniature (environ 6 Kg) a été refusée en 2004 par les autorités et ce, pour raisons de sécurité [1].

## 1 Introduction :

Les drones sont des aéronefs capables de voler et d'effectuer une mission sans présence humaine à bord. Cette première caractéristique essentielle justifie leur désignation UAV (Unmanned Aerial Véhicule). D'origine anglaise, le mot « drone », qui signifie « bourdon », ou « bourdonnement », est communément employé en Français en référence au bruit que font certains d'entre eux en volant.(Figure 1-2)



**Figure 1-2 :** Dual-turbocharged a décollage automatique.

On distingue toutefois deux catégories de drones : ceux qui requièrent effectivement l'assistance d'un pilote au sol, par exemple pour les phases de décollage et d'atterrissage, et ceux qui sont entièrement autonomes. Cette autonomie de pilotage peut s'étendre à la prise de décision opérationnelle pour réagir face à tout événement aléatoire en cours de mission ; elle constitue la deuxième caractéristique essentielle des drones. La vocation principale des drones est l'observation et la surveillance aériennes, vocation jusqu'à présent surtout utilisée à des fins militaires (actuellement 90% du marché mondial des drones).

Aujourd'hui, les progrès réalisés, à la fois dans les performances des drones et leurs équipements, leur confèrent un très large potentiel d'utilisation dans le domaine civil. Enfin, une troisième caractéristique essentielle des drones est qu'ils sont récupérables, ce qui permet de les réutiliser. Cela les différencie des missiles, auxquels on aurait pu être tenté de les assimiler.

La plupart des drones sont comparables aux avions, sauf que leur forme n'est pas dictée par celle d'un fuselage devant abriter au moins un pilote (de façon confortable) : les combinaisons de formules aérodynamiques et de propulsion sont donc plus larges. Il existe de nombreuses configurations de drones, très différentes les unes des autres – pratiquement une pour chaque machine – et dont certaines sont très novatrices. En fait, la forme d'un drone sera déterminée par la nature et le profil de sa mission, ainsi que par sa charge utile : à chaque demande correspond pratiquement une solution spécifique [2].



## 1.1 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 orthoptère (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 (pilote automatique) où l'information de position est déterminé à l'aide de 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. La classification la plus importante cependant se rapporte sur la taille du drone. [3]

### 1.1.1 Drones miniatures :



**Figure 1-3 :** Black Widow (G) - Micromechanical Flying Insect (D).

Envergure inférieur 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.

### 1.1.2 Drone de court rayon d'action :

Envergure 0.5 à 2 mètres, ces drones sont destinés à voir 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.



Figure 1-4 : Drone portable (LUNA).

### 1.1.3 Drone tactique a 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



Figure 1-5 : RQ-2B Pioneer.

**1.1.4 Drones hélicoptère :**

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. [4]



**Figure 1-6 :** Drones hélicoptères.

**1.1.5 Les drones maritimes tactiques :**

La spécificité des drones maritimes embarqués vient d’une double contrainte d’utilisation, qui exige une adaptation technique complexe : disposer d’une autonomie assez importante (au moins 5 heures), et être capable d’apporter par fort vent sur une plate-forme étroite, partiellement entourée d’obstacles et soumise à des déplacements de grande amplitude, en roulis et tangage par mer agitée.



**Figure 1-7 :** Drones maritimes tactique.

### 1.1.6 Les grands drones de longue endurance :



**Figure 1-8 :** Predator MQ-1.

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.

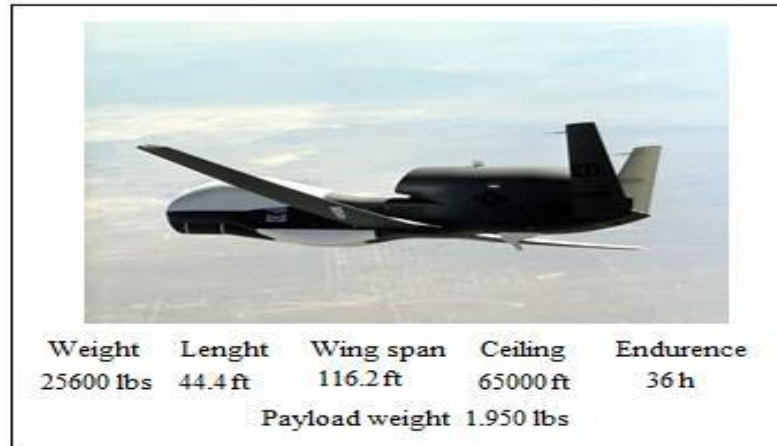
### 1.1.7 UCAV (Unmanned combat aerial vehicle):



**Figure 1-9 :** Un drone «HALE».

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 tout en assurant des missions de défense aérienne. 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 catégories ne tient compte que des performances ou des dimensions des différents drones. [5]

### 1.1.8 Les drones «HALE» (Haute Altitude Longue Endurance) :



**Figure 1-10 :** Global Hawk.

On atteint dans cette catégorie les dimensions d'un avion civil (Airbus A320 par exemple) pour des autonomies de plusieurs milliers de kilomètres (10 000 km et plus) parcourues en volant largement au-dessus des trafics aériens courants, tant civils que militaires (jusqu'à 20 000 m d'altitude). Les moteurs sont cette fois des turboréacteurs.

La masse au décollage des drones HALE peut largement dépasser les 10 t, dont quelque 10% pour la charge utile. Les capacités de ces drones HALE sont à rapprocher et à comparer à celles des avions pilotés, du type de l'avion espion U2 ou des avions de renseignement électronique, ainsi qu'à celles des satellites d'observation ou d'alerte.

### 1.1.9 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 863pieds.

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.



**Figure 1-11** : Drone solaire Hélios.

## 1.2 Avantages et inconvénients des drones :

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

- ✓ 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 en évitant toute forme d'exposition du pilote aux risques.
- ✓ Le traitement des cibles fugitives (Time Sensitive Target).
- ✓ La réduction des coûts financiers de conception, d'entretien.

Mais d'autre part, ils présentent aussi des lacunes :

- ✓ Navigabilité et intégration dans la circulation aérienne.
- ✓ L'utilisation doit être compatible avec les législations nationales et internationales.
- ✓ La sécurité : La transmission des ordres et des informations échangés utilise un segment aérien, vulnérable aux ruptures de transmissions et aux brouillages.
- ✓ Les contraintes techniques : La transmission des données, discrétion, motorisation, maintenance et le stockage.

## 1.3 Description de notre drone :

Notre drone est un prototype de l'avion léger PIPER CUB J3 (formes et proportions reproduites à l'échelle), avec d'autres matériaux de construction (Fuselage et ailes très robustes en EPP, polypropylène expansé), motorisation (électrique) et une commande sans fil (RC : Radio Commandé).

### 1.3.1 Caractéristiques techniques :

**Envergure :** 950 (mm.).

**Longueur :** 735 (mm.).

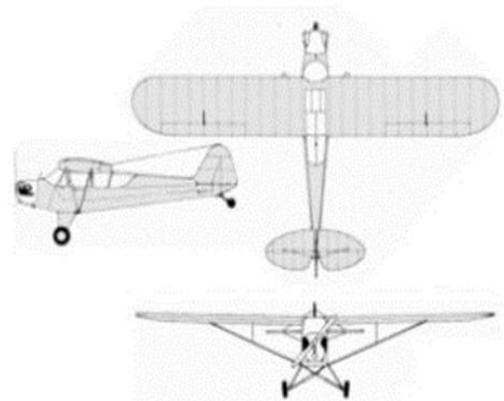
**Poids au décollage :** 640 (g.).

**Surface des ailes :** 17,7 (dm<sup>2</sup>).

**Charge à l'aire :** 36 (g/dm<sup>2</sup>).

**Vitesse maximale :** ~ 25 (km. /H.).

**Vitesse maximale :** ~ 25 (km. /H.).



**Figure 1-12 :** CUB J3 RC.

### 1.3.2 Composants :

1. Aile haute sans volets.
2. Fuselage (CUB J3).
3. Empennage classique.
4. moteur électrique avec hélice.
5. Train d'atterrissage classique non escamotable.

## **CHAPITRE 2**

# **DESIGN, CONCEPTION DU U.A.V. PROPOSE A L ETUDE**



## 2 Introduction :

La simulation numérique représente aujourd'hui une bonne alternative à de nombreux essais effectués en soufflerie. L'économie potentielle est évidente puisque la fabrication, l'installation et le réglage de la maquette à disparus de la procédure. Dans ce chapitre, on s'intéresse à la simulation numérique du modèle afin de mieux comprendre le comportement du drone dans les différentes phases de vol. Pour cela deux parties sont essentiel : Conception de modèle par **SolidWorks 2015** et Analyse numérique par code **FLUENT 16.0** pour plus d'informations sur les logiciels voir <<ANNEXE A>>.

### 2.1 Conception Assistée Par Ordinateur :

La conception assistée par ordinateur (CAO) permet de créer une vue virtuelle du projet servant comme maquette pour la simulation. Cette technique est très importante, compte tenu l'enjeu économique et financier de certains projets. Des objets en (2D/3D) sont dessiner et visualiser en modèles surfaciques, volumiques, ou encore sous forme de solides.

CAO est utilisée dans tous les services de recherche et de développement dans nombreux métiers liés à l'industrie (automobile, armement, aéronautique, etc....), également dans des applications nécessitent une représentation graphique fidèle **de ce que l'on envisage à réaliser**, ce qui la rendue une technique incontournable dans l'industrie.

C'est à partir d'un dessin bien détaillé (**Plan réduit d'avion**) qu'on essayera de le reproduire sur le logiciel de conception SolidWorks, avec les modifications recommandées pour rapprocher le plus possible aux dimensions réelles. Le résultat obtenues nous permet d'avoir une vue virtuelle du projet, servant comme maquette de tests et de simulations avant de procéder à l'étape de production en grandeur nature.

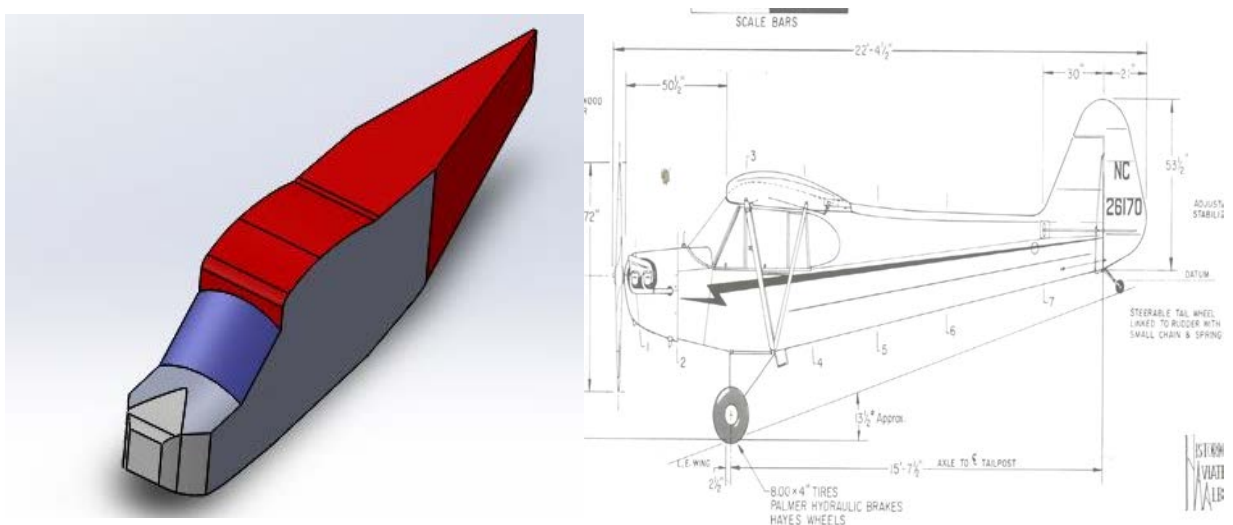


Figure 2-1 : Fuselage de Piper Cub J3.

### ❖ Création du fuselage :

La conception démarre par la création de cadre globale (fuselage) qui nous permet de positionner les différentes parties, c'est l'édition de la première esquisse.

La conception du fuselage a été faite à partir d'un rectangle avec les dimensions appropriée tirée du plan, ensuite on fait des opérations d'extrusions pour lesquelles on peut obtenir la forme exacte de ce drone. L'enlèvement de la matière est ensuite appliqué pour but de définir les surfaces principales et annuler les parties supplémentaire.

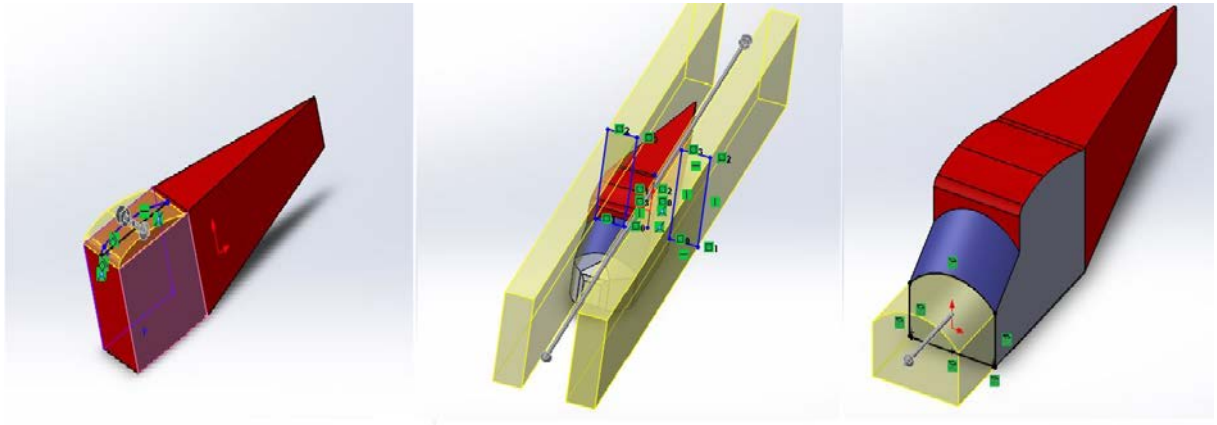


Figure 2-2 : Différentes opérations pour l'obtention de fuselage.

L'axe longitudinale de l'avion est un axe de symétrie pour le fuselage donc c'est un paramètre à prendre en considération pendant la conception parce que le SolidWorks contient une fonction très importante qui peut nous faciliter la tâche c'est bien la fonction de symétrie, elle nous permet de se contenter de concevoir la moitié de fuselage puis on fait appelle à cette dernière pour compléter la conception comme indiquée dans la figure.

### ❖ Création de l'aile :

Pour l'aile, il est suffisant de construire juste la partie droite puis à l'aide de la fonction de symétrie on obtient la forme finale voulue mais tout d'abord, il faut spécifier puis tracer le profil d'aile à utiliser. Pour cela des logiciels comme **DESIGN FOIL** ou bien le **XFLR5** sont appliquée.

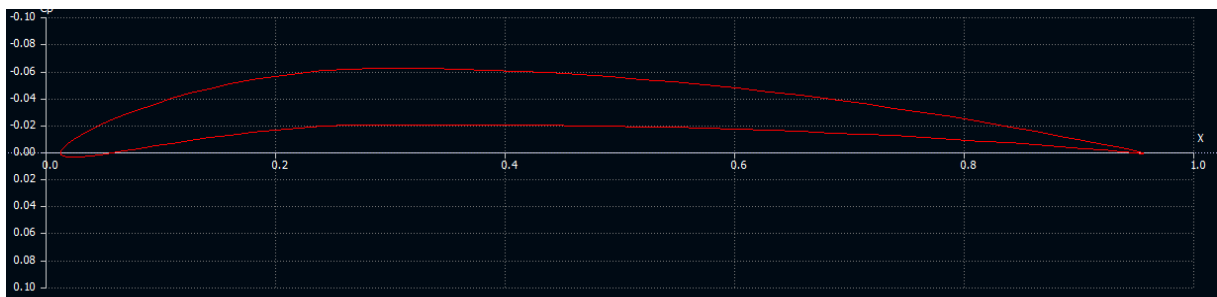


Figure 2-3 : Profil NACA 5305 sur XFLR5.

Une fois que le profil est généré, on exporte ces coordonnées vers SolidWorks. Afin de dessiner la demi-aile droite on a besoin de deux profils de cordes différentes (un à

l'extrémité et un à l'emplanture), par la suite on va lier les deux profils en utilisant la commande base/bossage extrudé.

Pour finaliser avec les ailes on fait l'assemblage de ces dernières avec le fuselage qu'on a déjà construit au début en utilisant la fonction d'assemblage.

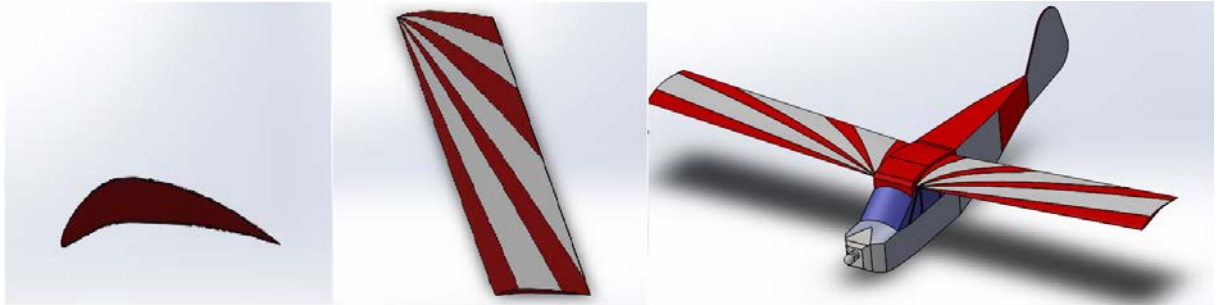


Figure 2-4 : Conception de l'aile Piper Cub J3.

❖ Conception de l'empennage :

Notre drone possède deux stabilisateurs vertical/ horizontal de forme conventionnelle et pour les concevoir sur ce même logiciel on procède la même méthode utilisée pour les ailes, sauf que cette fois-ci on utilise un autre profil (profil symétrique) qui est plus stable et qui convient parfaitement aux rôles des ces éléments précédemment cités.

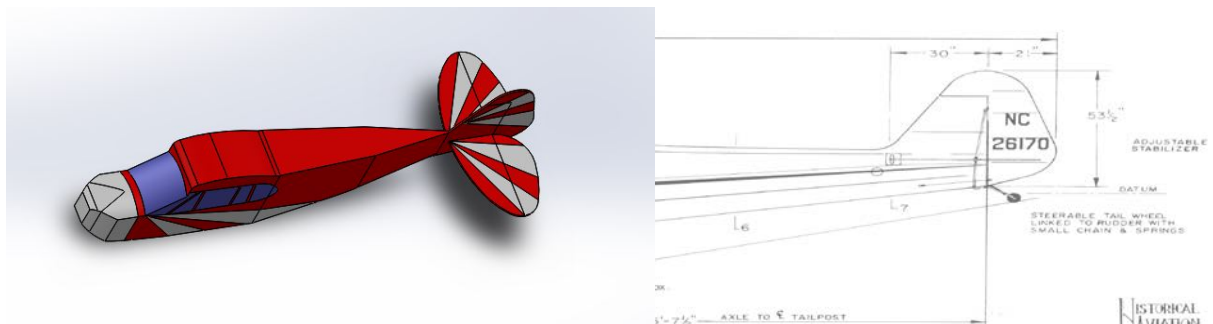


Figure 2-5 : Conception de l'empennage Piper Cub J3.

❖ L'assemblage complet de moéle :

L'assemblage c'est la phase regroupant toutes les pièces construites séparément dans une seule pièce finale.



Figure 2-6 : Piper Cub-J3.

Le model conçu peut être utilisé pour des différentes besoins comme :

- ❖ La simulation numérique et calcule de Performance.
- ❖ Intérêt de conception : intégration des trains d'atterrissage, Winglets...etc.

Ce support numérique peut être utilisé plus tard dans la fabrication du modèle par une machine numérique CNC ou bien manuelle en se basant sur les Mise en plan.

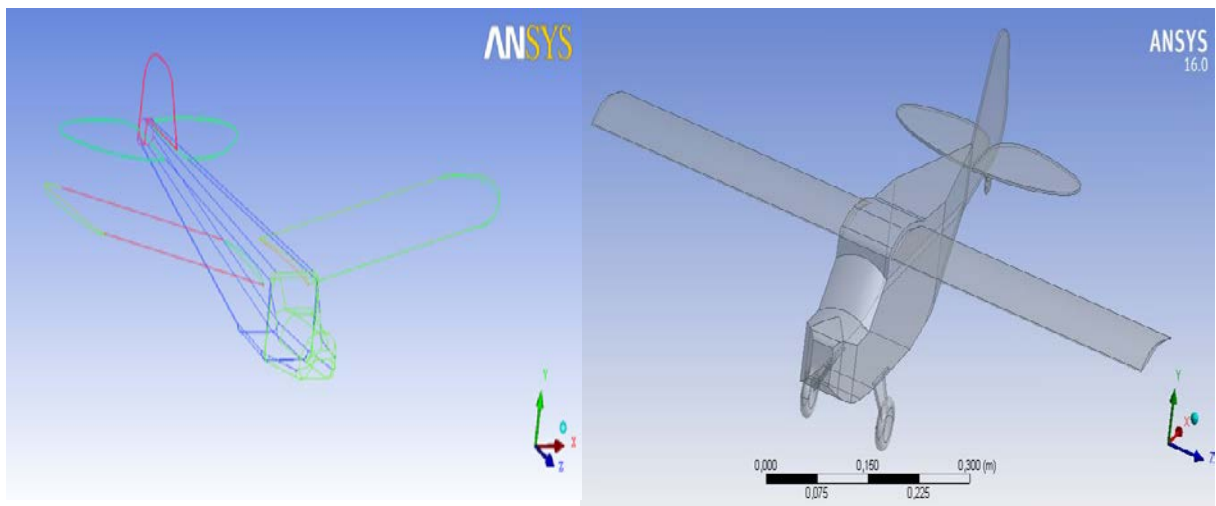
## 2.2 Simulation Numérique avec ANSYS ICEM CFD 16 :

Le logiciel **ICEM CFD** est un mailleur 2D/3D ; préprocesseur qui permet la résolution numérique des équations qui gouvernent les écoulements des fluides en utilisant différentes approximations afin de prédire ce qui se produira qualitativement et quantitativement concernant les écoulements de fluides internes ou externes. Il génère des fichiers (\*.msh) pour Fluent. **ICEM CFD** regroupe trois fonctions :

- ❖ Définition ou Import de la géométrie du problème.
- ❖ Génération et analyse du maillage.
- ❖ Définition des conditions aux limites et domaines de calculs.

### 2.2.1 Importation et définition de la géométrie :

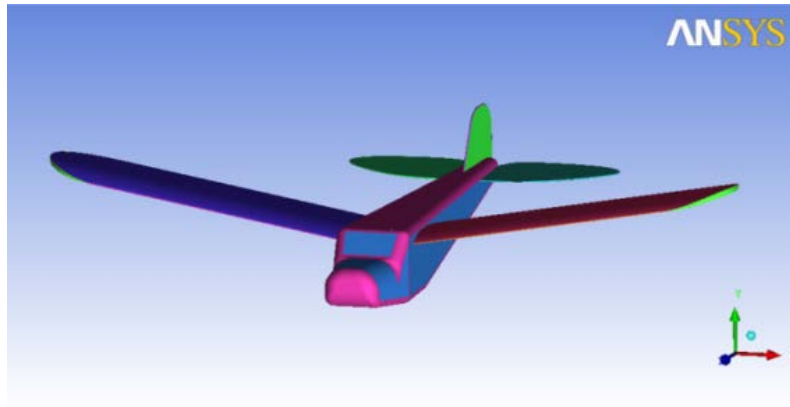
Pour importer la géométrie de modèle à analyser on choisit **Import Geometry** dans le menu (**File > Import Géométrie > STEP/IGES** sous l'extension (\*.IGS)).



**Figure 2-7** : Importation de la géométrie.

Après l'importation de la géométrie on commence notre travail par le nettoyage des courbes, c'est-à-dire l'enlèvement des doubles et triples courbes de notre géométrie puis par la même procédure on nettoie les surfaces et on enlève tous les points de la géométrie.

Une fois que notre géométrie est nettoyée, on classe les familles par l'utilisation de l'option **Create Parts** et on nomme chaque courbe et surface par son nom convenablement pour éviter le désordonnement.

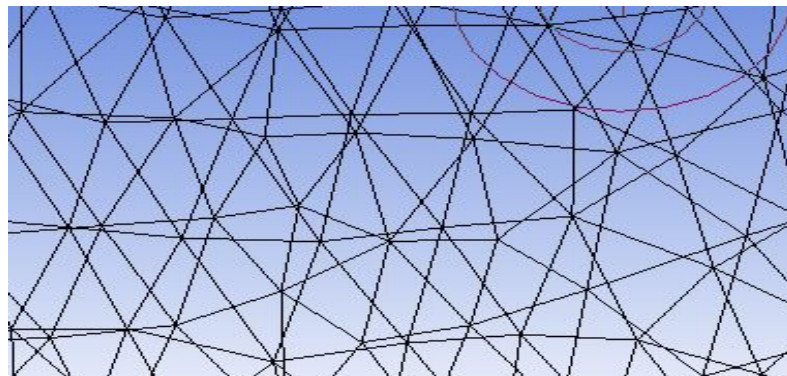


**Figure 2-8 :** Création des courbes/surfaces.

Afin d'assurer la continuité de maillage entre les différentes familles, on ajoute des points à notre géométrie aux sommets des courbes.

### 2.2.2. Génération de maillage :

La génération du maillage (2D ou 3D) est une phase très importante dans une analyse CFD, vu l'influence de ses paramètres sur la solution calculée et le temps nécessaire pour l'obtention des résultats. Afin d'assurer ces critères, un maillage **non structuré de type tétraédrique a été utilisée.**



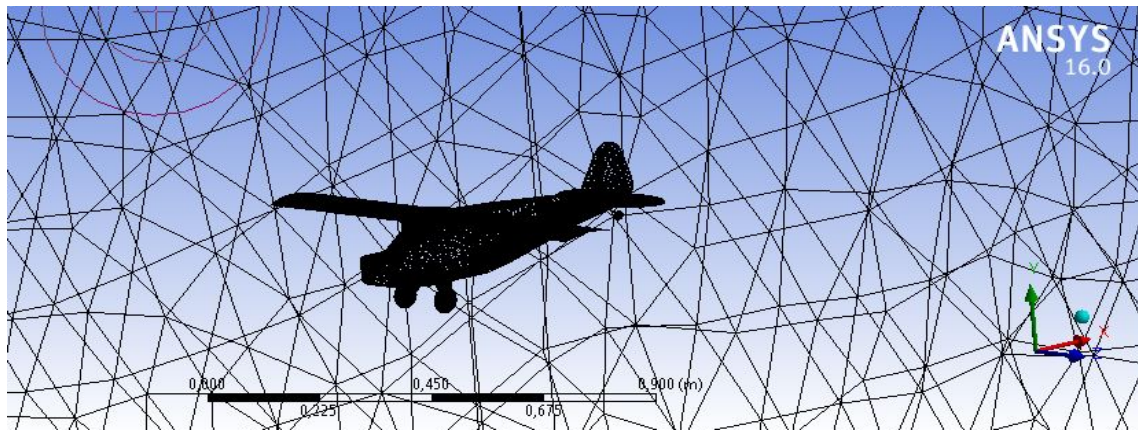
**Figure 2-9 :** Maillage tétraédrique non structuré.

Ce type de maillage assure :

- Une bonne qualité des éléments toute en Assurant un bon lissage dans les zones de transitions entre les parties à maillage fin et grossier.
- Assure une bonne résolution dans les régions à fort gradient at Minimise le nombre total des éléments (temps de calcul raisonnable).

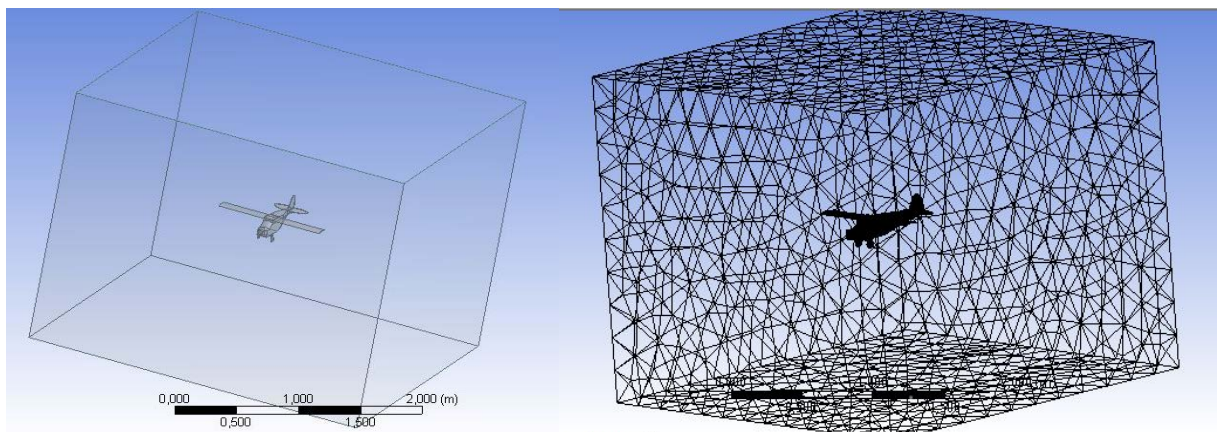
Le choix des tailles de maillage est suivant la sensibilité des zones tels que le bord d'attaques/fuites et les zones proches a la surface (couche limite). Le contrôle dépendent de plusieurs facteurs comme : dimensions, géométrie et qualité de maillage. Pour cela on utilise l'option (*Part Mesh Set Up*) dans le menu *Mesh* et on entre les valeurs maximales des tailles des mailles (*Max Size*) correspondant à chaque famille de notre géométrie.

On utilise l'option *Compute Mesh* de menu *Mesh* >> on spécifie le type de maillage *Tetra/Mixed* pour toute notre géométrie >> après on clique sur *Compute*.



**Figure 2-10** : Maillage de modèle complet.

Ensuite on passe au domaine de calcul. On choisit un plan qui correspond à l'avion, dans ce cas c'est le plan de face où on esquisse un rectangle puis on lui fait une extrusion par rapport au plan milieu, on obtient un cube qui sera dans notre cas le domaine de calcul.



**Figure 2-11** : Domaine de calculs.

La même procédure est utilisée pour le maillage du drone dans son domaine. Pour l'enregistrement de notre maillage on choisit dans le menu **File > Save Project As**, on choisit un nom et un lieu d'enregistrement. Le projet contient des fichiers sous formats (\*.tin) et (\*.UNS), et pour l'enregistrement sous format (\*.msh).

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

### 2.2.3. Méthodologie de simulation sous ANSYS FLUENT 16 :

Un fichier de données (extension.cas) est créé suite à la lecture du fichier contenant les détails de la géométrie : File → Read → Case et lire le fichier (Piper.msh).

On lance le Workbench de ANSYS 16, dans la boîte d'outil on clique sur **FLUENT** pour qu'il ouvre le schéma de projet, deux choix vont apparaître :

- **a-** Configuration : Pour faire entrer les conditions de l'analyse.
- **b-** Solution : Afin de lancer le solveur.

**a- Configuration :**

L'opération pour la mise de condition de configuration peut être résumée comme suit :

- 1- On lance **FLUENT** : on clique sur **configuration** >> on choisit **3D** sous **Dimension** et on clique **OK**.

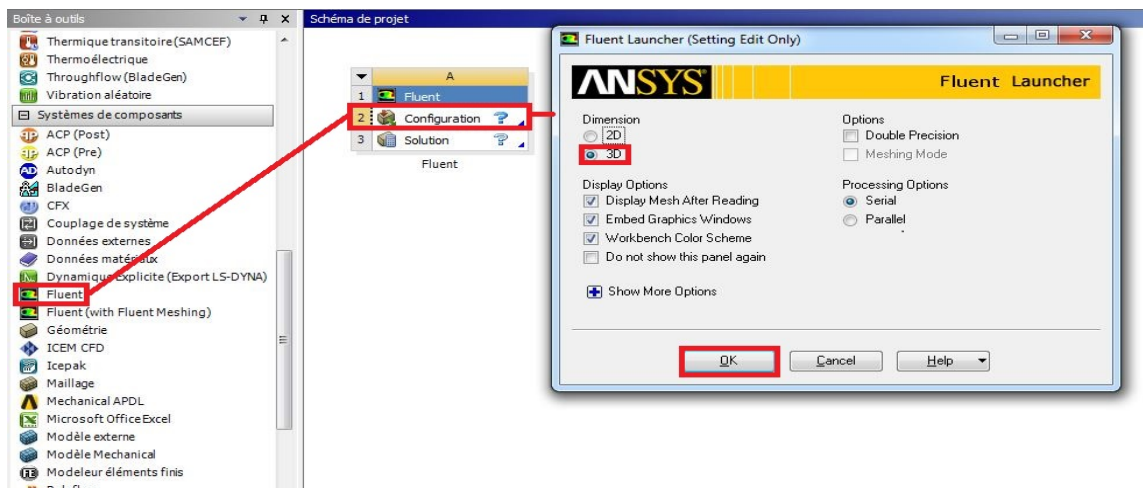


Figure 2-12 : Lancement d'ANSYS dans le Workbench.

- 2- **Importation du maillage** : on sélectionne **Import/Mesh** >> On appelle au fichier de maillage et on clique **OK** >> Après la lecture de maillage, on le contrôle par l'option **Mesh/Check**. Ceci permet de vérifier si le maillage importé ne contient pas d'erreurs ou de volumes négatifs.

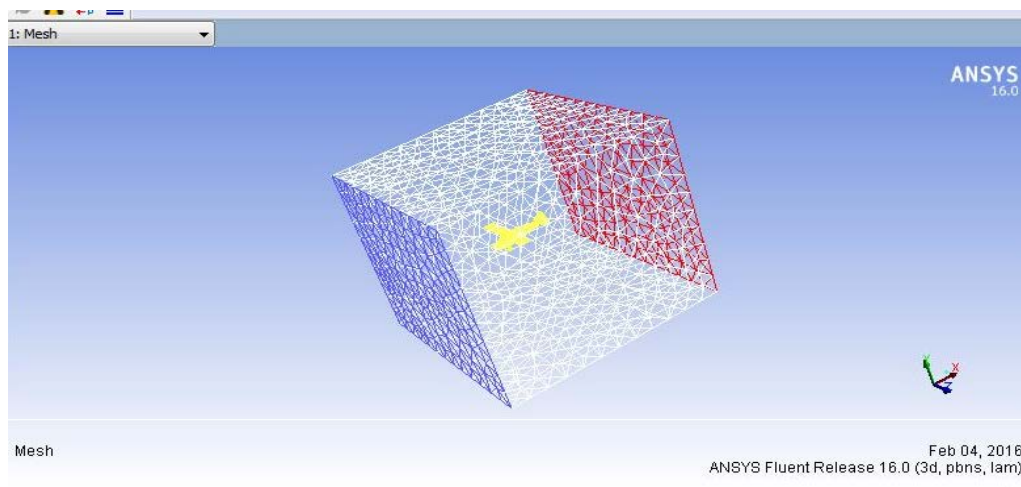


Figure 2-13 : Importation du maillage sur Ansys.

3- Condition d'analyse :

- ❖ **Type d'écoulement** : qui est dans notre cas **laminaire visqueux**. Pour cela on utilise **Problem Setup >>Models>>Viscous** .On double clique sur la dernière et on sélectionne **Laminar**.

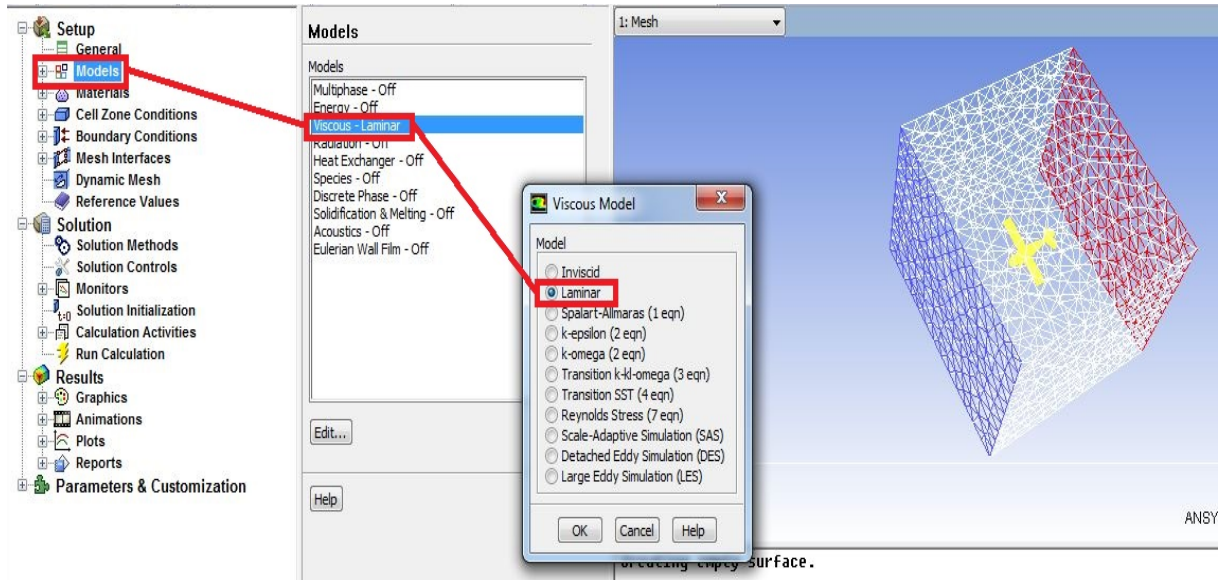


Figure 2-14 : Spécification de type d'écoulement.

- ❖ **Materials** : On définit la nature de fluide en utilisant **Problem Setup / Materials >>** On clique sur **air** pour ouvrir la fenêtre **Create/Edit Materials >>** On change la **densité** (Density) et la **viscosité** (Viscosity) à  $1.225 \text{ kg/m}^3$  et  $1.7894 \text{ e-}05 \text{ kg/(m-s)}$  respectivement >> on clique sur **Change/Create**.

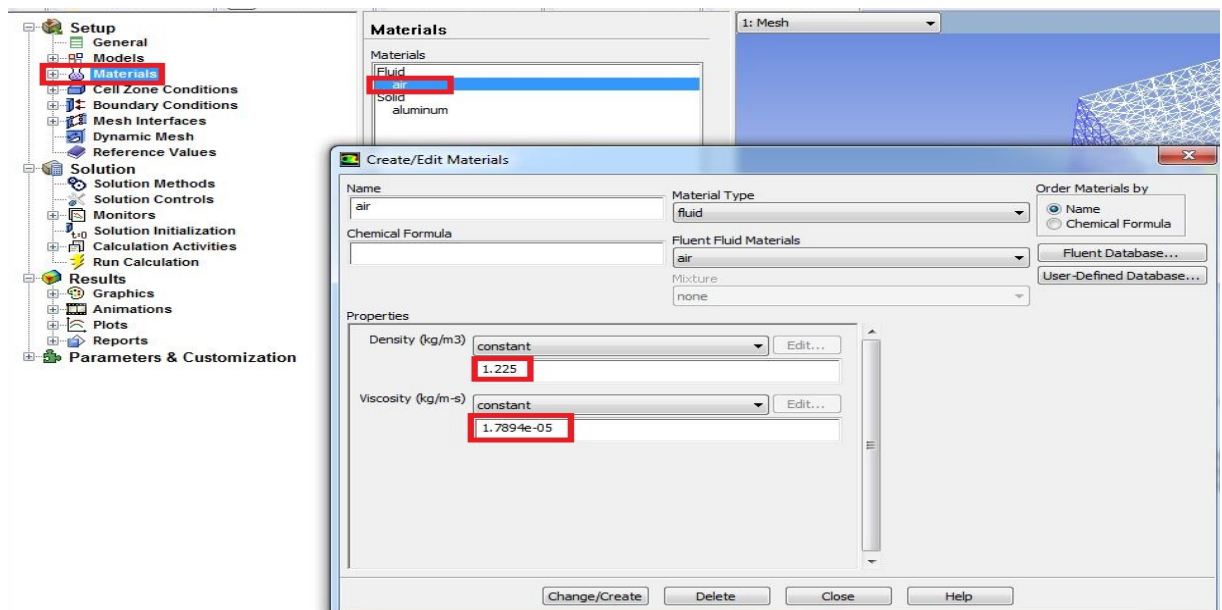


Figure 2-15 : Définition de la nature et caractéristique du fluide.



- ❖ **Cell Zone Conditions** : Sous **Problem/Setup >>Cell Zone Conditions** on clique sur **Operating Conditions** et on fixe **Operating Pressure (Pascal)** à **0**.

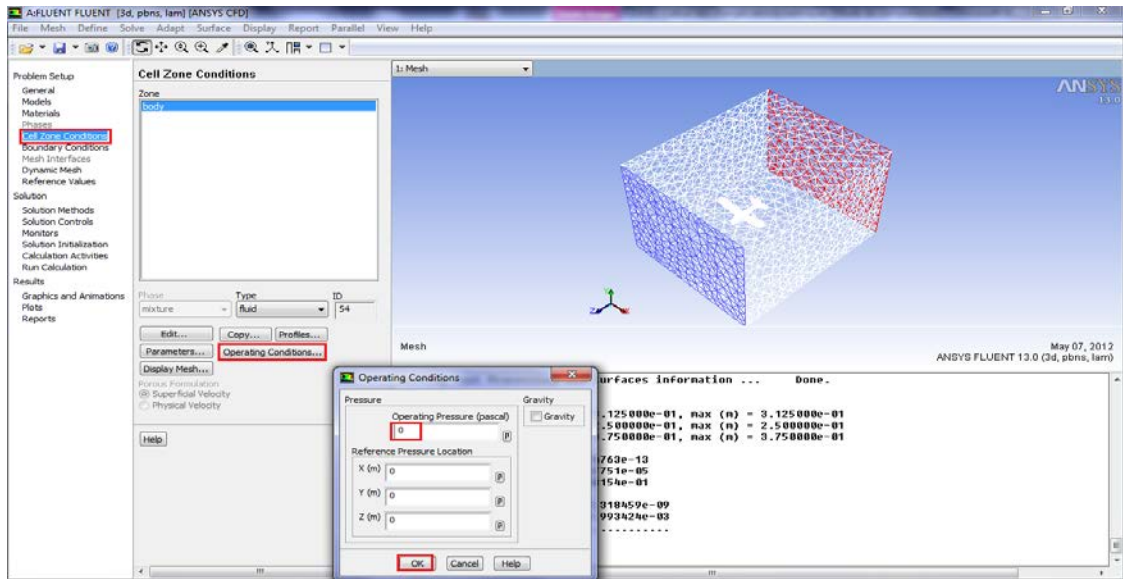


Figure 2-16 : Pression opérationnelle.

- ❖ **Les conditions aux limites** :

- **Condition d'entrée** : **Condition aux limites >> Inlet Velocity >>** on clique **Edit** et on choisit **40 [m/s]** dans **Velocity Magnitude**.
- **Condition de sortie** : Pour **surface-farfield-sortie** on choisit **Inlet-velocity >>** on clique **Edit** et on choisit **23.1 [m/s]** dans **Velocity Magnitude**.

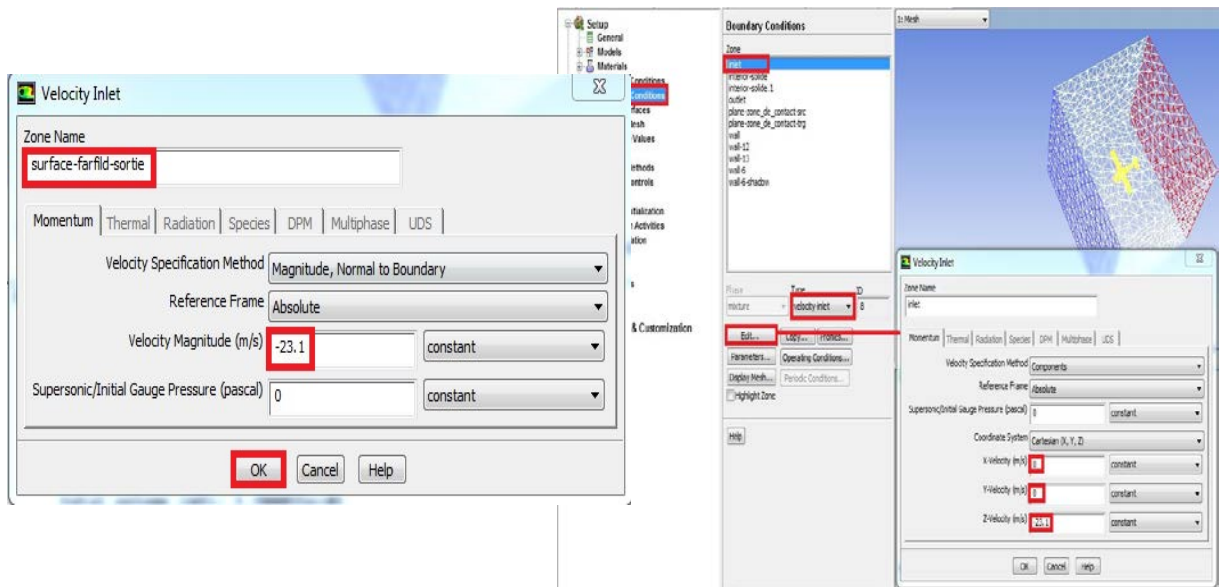


Figure 2-17 : Spécification des conditions aux limites.

- ❖ **Commande de solution** : Pour commander les **résidus** en utilise **Solution/Monitors >> On clique sur Residuals >>** On spécifie le critère de **convergence absolue** à  $10^{-3}$ .

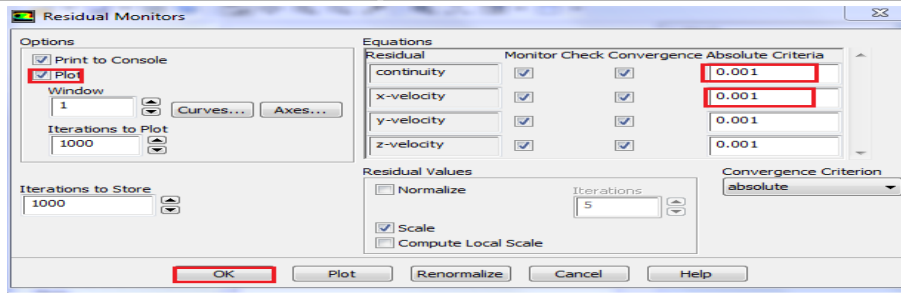


Figure 2-18: Commande des résidus.

- ❖ **Initialisation de la solution et lancement de Calcul** : On utilise l'option **Solution/Monitors >> Solution Initialization >>** On sélectionne **inlet** sous **ComputeFrom >>** On clique sur **Initialize** pour initialiser la solution

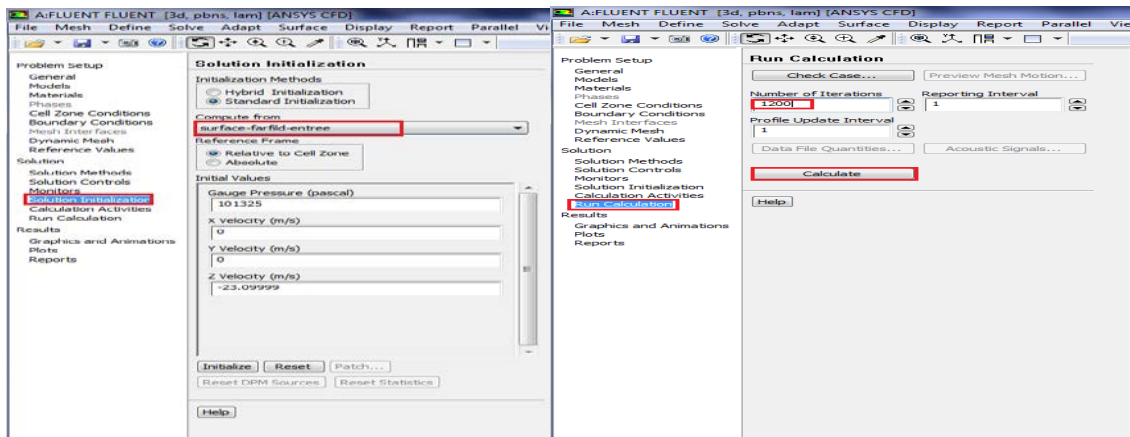


Figure 2-19 : Initialisation de solution.

→ Pour démarrer l'analyse on utilise **Solution/RunCalculation >>** On entre 1200 pour le nombre maximal d'itérations (*Number of Iterations*) >> on clique sur **Calculate**.

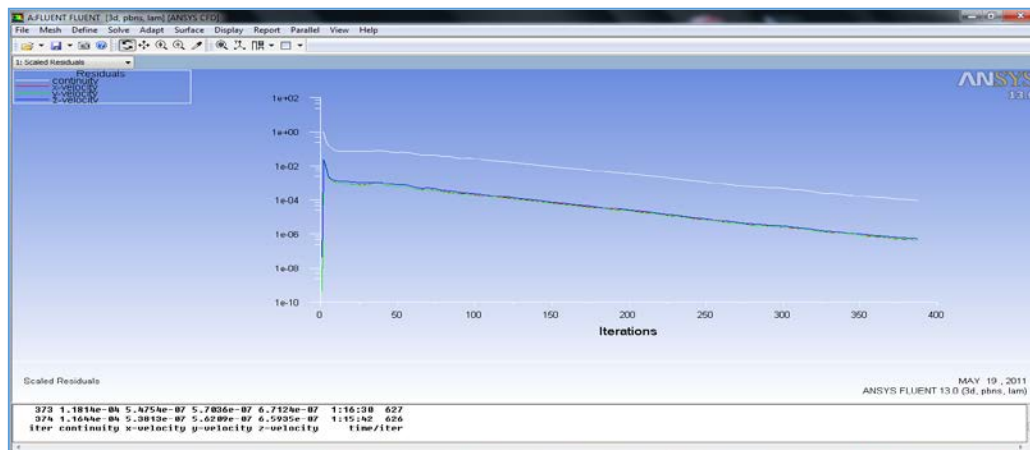


Figure 2-20 : Lancement de calcul et convergence de la solution.

2.2.4. Visualisations et Discussions des résultats :

A / Visualisations des résultats : Contour de pression statique : on utilise Display/Graphics and Animations puis on double clique sur le contour et une nouvelle fenêtre s'ouvre >> On sélectionne Pressure sous Contours of et Static Pressure >> en suite on sélectionne Toutes les surfaces de l'hélice sous Surfaces.

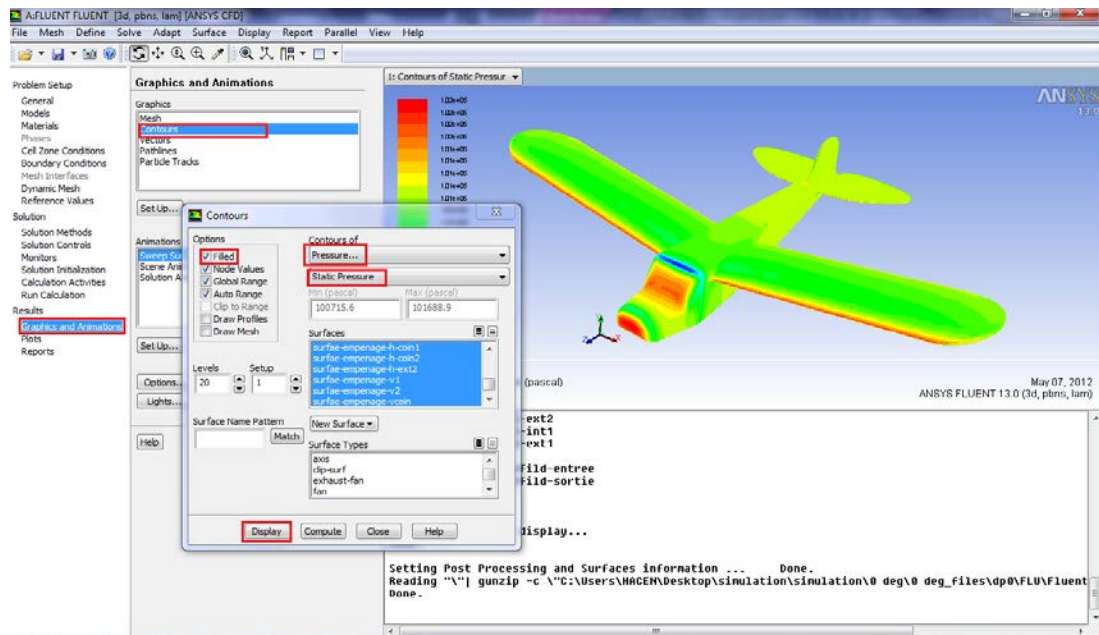


Figure 2-21 : Procédures de visualisation de contour de pression.

A l'aide de cette fonction on peut apparaître la répartition des contours de pression sur l'avion et précisément sur son aile (l'apparition de dépression sur l'extrados et une surpression pour l'intrados vérifiée par un champ de couleurs).

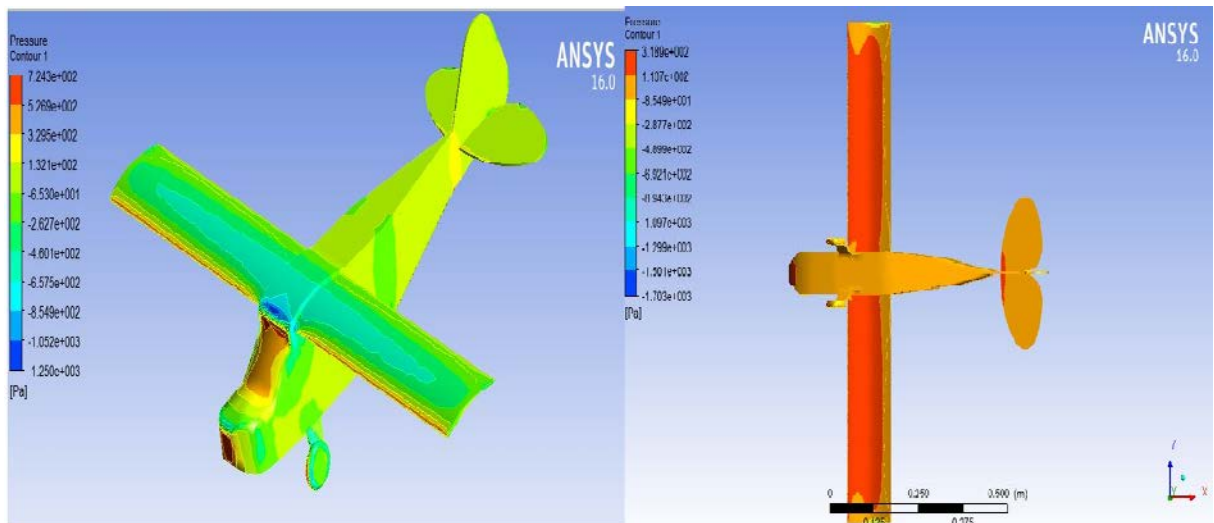


Figure 2-22 : Champs de pression sur l'aile.

- ❖ **Apparition de Vecteur Vitesse :** c'est l'une des fonctions les plus avantageuses de l'Ansys où en peut savoir l'état d'écoulement sur l'avion et aux alentours. Cette information est ensuite utilisée pour l'optimisation de l'état aérodynamique de modèle qui suit dans .

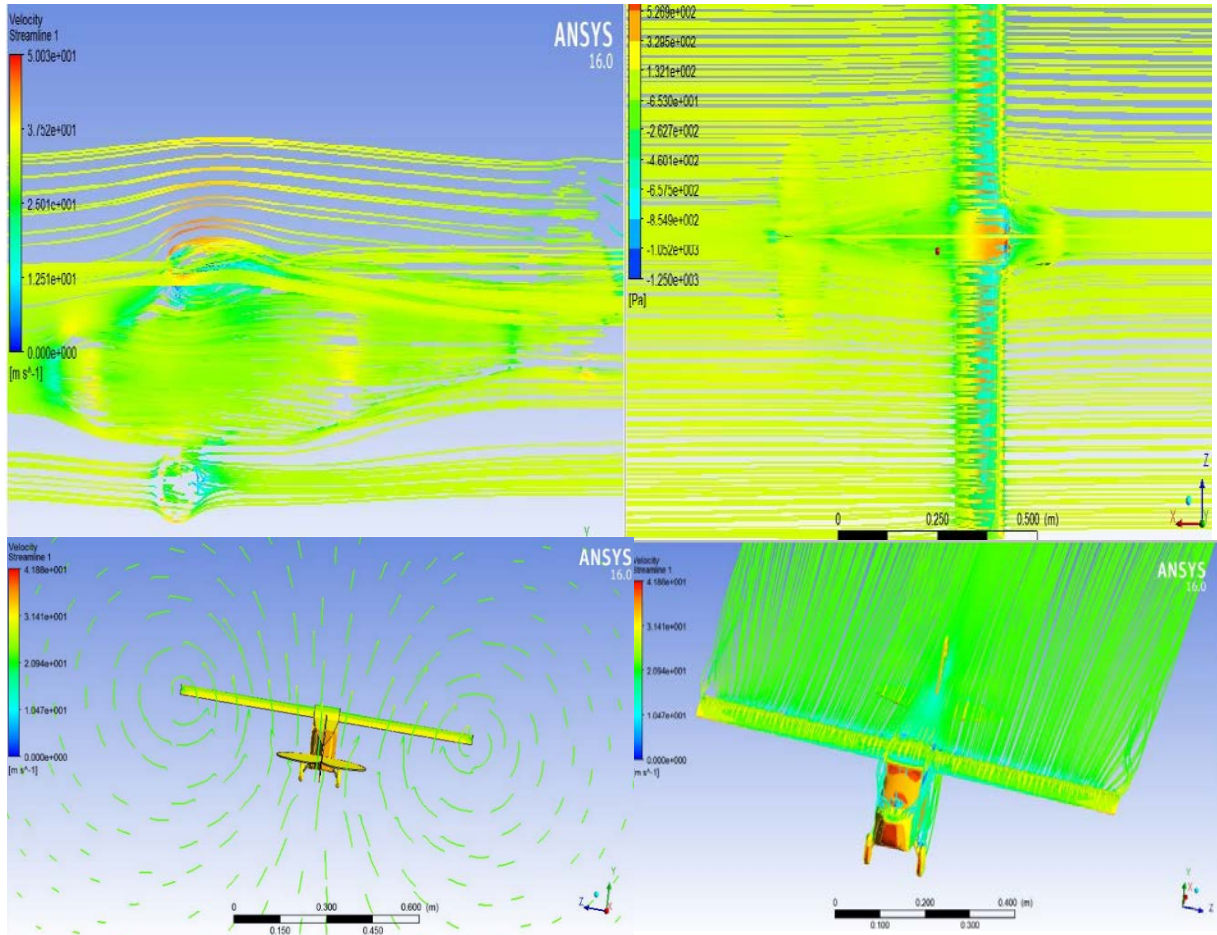


Figure 2-23 : Visualisation des lignes de courant et vecteurs vitesse.

**B / Discussions des résultats :****Influence de l'incidence sur le coefficient de portance  $C_z$  :****Figure 2-24:** Courbe  $C_z$  en fonction d'incidence.**Interprétation des résultats :**

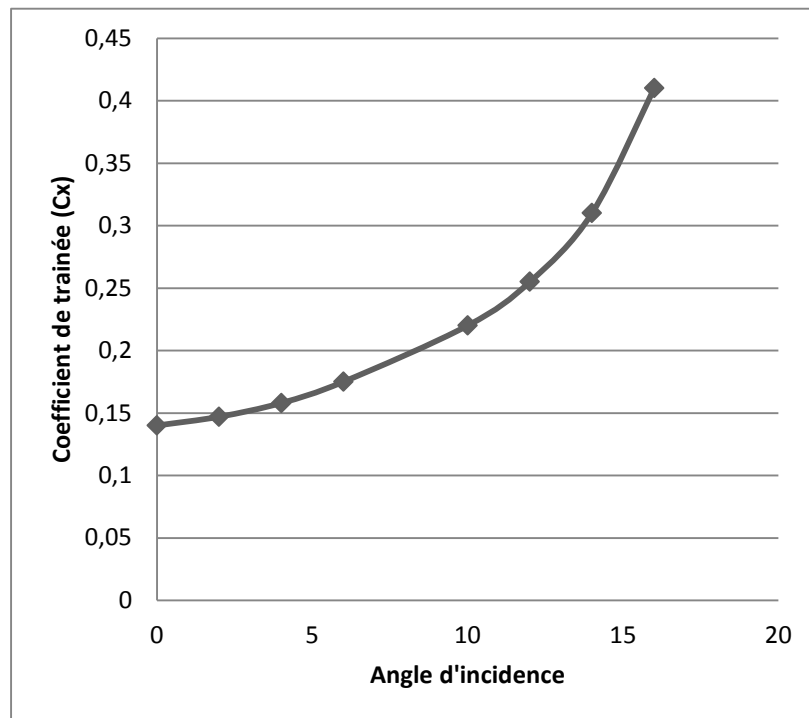
A partir du graphe qui représente les variations du coefficient de portance  $C_z$  en fonction de l'angle d'incidence, on déduit les conclusions suivantes :

- Lorsque l'angle d'incidence est nul ; on obtient un coefficient de portance : 0,473.
- Entre l'angle  $0^\circ$  et  $15^\circ$  le coefficient  $C_z$  augmente rapidement formant approximativement une droite, ce qui signifie qu'il y a une augmentation assez importante avec l'augmentation de l'incidence sur cette tranche du graphe.
- Pour un angle d'incidence =  $14^\circ$ ,  $C_z$  passe par un maximum ( $C_{z \max} = 1,367$ ), au-delà de cet angle on aura le phénomène de décrochage qui est interprété par une chute de portance. Par ce que les filets d'air n'épousent plus le contour de l'aile.

**Conclusion1 :**

- On conclut que : l'incidence de l'écoulement et leur vitesses sont deux facteurs qui influent sur la force de portance et leur coefficients.

**Influence de l'incidence sur le coefficient de trainée  $C_x$  :**



**Figure 2-25:** Courbe  $C_x$  en fonction d'incidence.

**Interprétation des résultats :**

A partir du graphe qui représente les variations du coefficient de trainée  $C_x$  du modèle complet en fonction de l'angle d'incidence, on déduit les conclusions suivantes :

- La courbe du coefficient de trainée  $C_x$  en fonction de l'incidence obtenue donne l'allure d'une forme de parabole.
- Cette courbe ne coupe pas l'axe d'incidence ; cela signifie que la trainée ne s'annule pas .

En cas où la trainée induite s'annule, on ne pourra jamais annuler la trainée qui dérive la forme du modèle.

- Lorsque l'angle d'incidence est nulle ; les filets d'air sont peu déviés, la surpression et les dépressions sont faibles, et leur coefficients seront faibles.
- Lorsque l'angle d'incidence augmente la trainée et le coefficient de trainée augmentent.

**Conclusion 2 :** On conclut que l'incidence de l'écoulement et leur vitesses sont deux facteurs qui influent sur la force de trainée et leurs coefficient.

Courbe de la finesse :

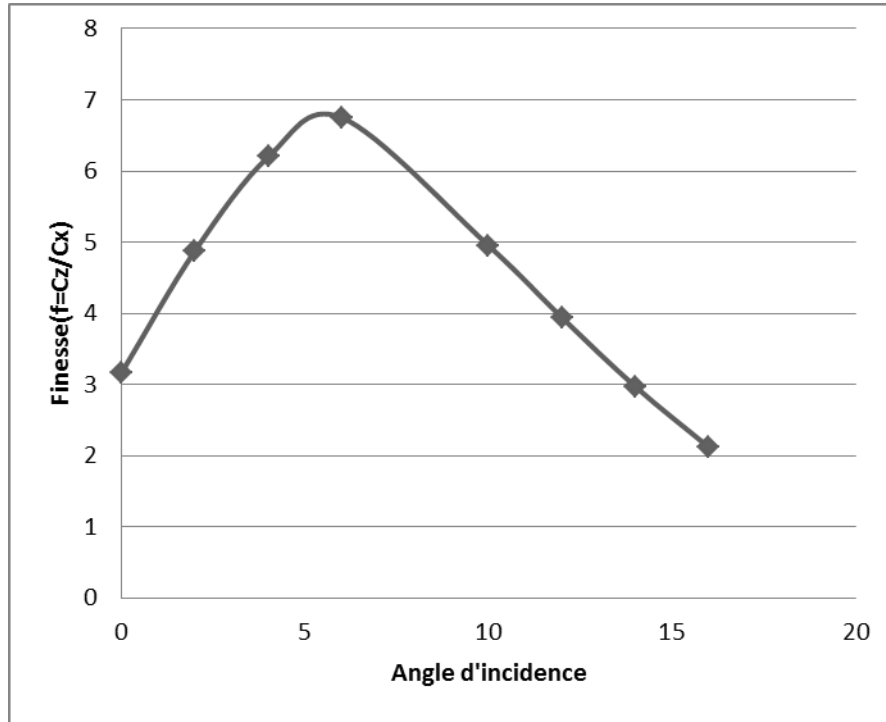


Figure 2-26: Courbe de la finesse.

#### Interprétation des résultats :

La courbe de finesse en fonction de l'incidence peut nous servir des autres caractéristiques complémentaires de vol du modèle.

- Pour l'incidence 0° on a une finesse  $f=C_z/C_x= 3,166$ .
- Entre 0° et 6° quand l'incidence augmente la finesse augmente.
- Pour l'incidence 6° correspond à une valeur maximum de finesse  $f=C_z/C_x=6,75$ .
- Ou delà de cette angle la finesse diminue.

#### Conclusion 3:

- D'après ces résultats on déduit que: **L'angle optimale de vol  $\alpha=6^\circ$ .**

## 2.3 Etude de stabilité :

### 2.3.1. Quelques Définitions :

La stabilité est la tendance naturelle de l'avion pour revenir à un état d'équilibre après être exposé à une perturbation. Certains des éléments qui exposent l'avion à une perturbation lors des manœuvres, comme un virage, turbulences et rafales de vent, ou les débattements des gouvernes. L'équilibre d'un aéronef est caractérisé par un vol rectiligne uniforme. Un avion vole dans les conditions d'équilibre si la somme de toutes les forces et des moments par rapport au centre de gravité est nulle. Contrôlables signifie que l'appareil est capable d'être manipulé pour faire n'importe quel mouvement, lacet ou roulis par la commande du braquage des gouvernes.

La Stabilité et contrôle sont évalués plus efficacement lorsque les analyses statiques et dynamiques sont effectuées séparément. La stabilité statique est la tendance de l'avion pour revenir à sa position d'équilibre initiale après être dévié.

La stabilité dynamique est le mouvement de l'avion sur une période de temps après qu'une perturbation a eu lieu. Un aéronef possède une stabilité statique et dynamique s'il retourne finalement à sa position d'équilibre sans aucune divergence après le passage de la perturbation.

La stabilité statique et la stabilité dynamique sont décomposées en une stabilité longitudinale, latérale et directionnelle. Lorsqu'on traite une analyse dynamique, la stabilité longitudinale est analysée indépendamment des autres tandis que la stabilité statique et dynamique latérale et directionnelle sont analysées ensemble, car ils sont influencés l'une par l'autre vice versa.

#### a- Stabilité statique :

L'analyser de stabilité statique était l'un des principaux facteurs déterminants dans la conception d'un drone.

##### → Stabilité statique longitudinale :

Pour une stabilité statique longitudinale positive, le centre de gravité doit être placé en avant du point neutre ce qui donne un changement négatif du moment de tangage par rapport à l'angle d'attaque et une marge statique positive.

##### → Stabilité statique directionnelle :

Pour la stabilité statique directionnelle, la rigidité de lacet ou la stabilité de girouette, est un facteur important. Le lacet décrit le mouvement autour de l'axe z de l'avion. Un aéronef possède une stabilité statique directionnelle acceptable si elle tend au départ pour revenir à l'équilibre, face vers l'avant au vent relatif, après être dévié de sa trajectoire vers l'avant.

La rigidité de lacet est un moyen de déterminer cette stabilité statique directionnelle acceptable. Ce paramètre doit être supérieur à zéro pour assurer une stabilité statique directionnelle positive. Numériquement, il faut que la dérivée de stabilité  $C_{n\beta}$  doive être positive.



**→ Stabilité statique de roulis :**

Un autre élément pour la stabilité statique est la stabilité de roulis qui est décrit comme le mouvement autour de l'axe x de l'avion. Stabilité de roulis est la capacité de l'avion pour revenir à la position de l'aile au niveau de vol après être changé en palier.

La restauration du mouvement de roulis est une fonction de l'angle de dérapage, représenté par la lettre grecque  $\beta$ . L'exigence pour qu'une stabilité de roulis soit acceptable, c'est que le dérivé de stabilité  $C_{l\beta}$  doit être inférieur à zéro.

**b- Stabilité dynamique :****→ Stabilité dynamique longitudinale :**

La stabilité dynamique longitudinale d'un aéronef est représentée par deux modes : caractérisés par une période longue, aussi connu comme le "phugoid" et une période courte "short period". Le mode "phugoid" est une oscillation sur une longue période de temps où le drone présente un angle d'attaque pratiquement constant tout au long du mouvement. Elle est également caractérisée par les changements observés dans la hauteur et la vitesse. La période courte, comme son nom l'indique, est caractérisée par une période courte d'oscillation qui se produit pour une vitesse constante, sauf, à la différence du mode "phugoid", avec un angle d'attaque qui évolue rapidement.

**→ Stabilité dynamique latérale-directionnel :**

La stabilité dynamique latérale-directionnelle d'un avion est représentée par trois modes de mouvements caractéristiques : le roulis, spirale et roulis hollandais. Le mode de roulis dépend fortement de la dérivée du coefficient de stabilité  $C_{l\beta}$ , qui dépend de la configuration d'aile et d'empennage et de coefficient d'amortissement. Le mode spirale est fortement tributaire du dièdre effectif qui s'est répercuté sur le coefficient de stabilité  $C_{l\beta}$ . Une divergence spirale se produit lorsque l'angle d'inclinaison ne cesse d'augmenter après une glissade.

Le mode de roulis hollandais est le plus complexe des trois. Il est composé d'une glissade, de lacet et de roulis. Les angles de rotation  $\phi$  et  $\beta$  étant déphasés l'un par rapport à l'autre.

**2.4 Analyse de stabilité par AAA 2.5 :****2.4.1 Introduction du logiciel AAA 2.5 :**

Nous abordons dans ce chapitre le problème de la stabilité du point de vue dynamique, c'est-à-dire l'analyse du mouvement de l'avion soumis à des perturbations. Comme on l'a souligné dans l'introduction générale, à l'aide du logiciel **AAA 2.5 Project**. Il s'agit évidemment d'une approximation. Dans ces conditions, la dynamique du vol est simplement une application particulière de la dynamique des solides, dont la théorie générale a été présentée en détail dans le chapitre II par la nature aérodynamique des forces qui s'exercent sur l'avion.

**→ DÉSCRIPTION DU LOGICIEL AAA 2.5 PROJECT :**

C'est un outil de calcul pour concevoir et analysé une nouvelle configuration d'avion ou même celle qui est déjà existante. Il est composé de douze modules indépendants suivant :

**A. Module de calcul du poids :**

Ce module permet la détermination des fractions du segment de carburant ainsi que les estimations de la masse au décollage, masse à vide et le poids du carburant pour une spécification de mission arbitraire. Il est composé de :

- **Poids class I :**

Le but de ce module est d'estimer le poids des éléments de l'avion et de déterminer si le centre de gravité de l'avion. Ce module contient également le calcul des moments d'inertie de l'avion.

- **Poids class II :**

Le but de ce module est de présenter une méthode pour évaluer la pondération des composantes de l'avion.

- **Centre de gravité des composants :**

Cette option permet à l'utilisateur de calculer le centre de gravité d'avion en entrant les composants de poids dans un tableau. Le Centre de gravité de l'aile, de l'empennage horizontal, de l'empennage en V, des poutres de queue, des nacelles et des réservoirs de carburant sont calculés.

**B. Module aérodynamique :**

- **Portance :**

Il peut être utilisé pour estimer les caractéristiques de portance des surfaces portantes d'un avion, les coefficients de portance maximale pour les surfaces et les ailes, l'empennage horizontal et l'empennage vertical sont calculés.

- ❖ **Trainée class I :**

Il peut être utilisé comme une première estimation de la trainée

- ❖ **Trainée class II :**

Permet de prédire la trainée des avions, pendant la phase de conception préliminaire, elle peut être calculé en subsonique, transsonique et au régime d'écoulement supersonique.

- ❖ **Moment :**

Il calcul la distribution des moments sur l'aile, l'empennage horizontal, vertical et la queue en canard. Ainsi que l'effet sol.

- ❖ **Centre aérodynamique :**

Il est utilisé pour calculer et localisé le centre aérodynamique de l'avion, ainsi que tous ces composants.

**❖ Effet de puissance :**

Permet de calculé les effets aérodynamique de l'hélice ou du moteur sur les propriétés de l'avion.

**❖ Effet de sol :**

Permet de prédire le changement de coefficient de portance de l'aile-fuselage, le coefficient de moment de tangage et l'angle horizontal rabattant l'empennage à cause de la proximité de l'avion au sol.

**❖ Le rapport de la pression dynamique :**

Permet de prédire le rapport de pression comme une variation de l'angle d'attaque sur l'empennage horizontal, l'empennage en V et l'empennage vertical.

**C. Module performance :****❖ Dimensionnement des performances :**

Permet une estimation rapide des paramètres de conception de l'avion qui ont un impact majeur sur ses performances. Ils sont nécessaires pour répondre aux objectifs de la mission.

**❖ Analyse des performances :**

Dans ce module la longueur du champ de décrochage, de montée, de la portée, de l'endurance, de la descente et les caractéristiques de manœuvre d'un avion peut être évaluée. Les diagrammes de charge utile de poids peuvent être générés. Ce module utilise des méthodes plus sophistiquées que le rendement des modules de dimensionnement.

**D. Module géométrie :**

Dans ce module la géométrie de la forme en plan est une surface droite qui peut être déterminée. Tous les paramètres de la géométrie estimée (comme la superficie et la corde géométrique) peuvent être affichées comme des dessins 2D. Ce module peut être utilisé pour les ailes, empennages canards, empennages horizontaux, verticaux et queues de fuselages.

**E. Module propulsion :**

Dans ce module, la puissance installée et la poussée des avions peut être calculée.

**F. Module stabilité et contrôle :****❖ Dérives de stabilité et contrôle :**

Il permet de calculer la stabilité et le contrôle d'un avion rigide dans une condition de vol donnée (par exemple, pour un poids, l'altitude donnée, la vitesse et l'emplacement du centre de gravité). Le module se compose des dérivés de la stabilité longitudinale, latérale-

directionnelle. Les dérivés peuvent être calculés pour l'empennage arrière, canard et trois configurations de surface.

❖ **Dérives des moments charnières :**

Il est utilisé pour déterminer les dérivés des coefficients de moment charnières de portance, du gouvernail, de l'aileron. Les surfaces de contrôle peuvent être partiellement protégées.

**G. Module dynamique :**

❖ **Dynamique :**

Permet d'aider l'utilisateur à analyser les caractéristiques dynamiques en boucle ouverte d'un avion en état de vol donné. Les qualités de vol sont vérifiées par rapport aux exigences civiles et militaires. L'effet de couplage de roulis-tangage lacet sur l'analyse dynamique est également déterminé. La sensibilité de la stabilité et des divers dérivés de contrôle sur les qualités de vol sont également établies.

❖ **Contrôle :**

Il permet d'aider l'utilisateur à analyser des systèmes simples et en double boucle fermée pour le contrôle de l'avion. Si les caractéristiques dynamiques en boucle ouverte de l'avion sont connues, les analyses des racines peuvent être effectuées dans le plan S. Le sous-module d'analyse de contrôle peut également être utilisé pour analyser la fonction de transfert en boucle ouverte du système dans le domaine fréquentiel (diagramme de Bode).

**H. Module de charges :**

❖ **Diagramme V-n :**

Dans ce sous module le diagramme vitesse en fonction de la charge peut être construit pour le type suivant d'avion ayant les certifications suivantes : FAR 23, FAR 25 et MIL-A-8861 (ASG).

❖ **Charges structurelles :**

Des charges totales internes pour chaque composante structurelle peuvent être calculées avec divers combinaisons désirées.

**I. Module de structure :**

❖ **Dimensionnement class I :**

Permet d'estimer la taille et le poids des composants structurels.

❖ **Matériaux :**

Les propriétés des matériaux qui ne sont pas répertoriés dans le tableau des matériaux disponibles peuvent être ajoutées avec leurs caractéristiques définies.

**J. Module d'analyse des coûts :**

La fabrication, l'analyse des coûts d'exploitation directs et indirects et les coûts du cycle de vie peuvent être faite pour les avions militaires ainsi que pour les avions civils. Estimations rapides des prix d'avion et le moteur peuvent être faites.

**K. Module de l'atmosphère standard :**

Permet de calculer les propriétés de l'atmosphère standard à une altitude donnée.

**L. Module de condition de vol :**

Permet de définir chaque condition de vol et l'inclure dans l'analyse.

**❖ Capacités de stabilité et de contrôle du programme AAA 2.5 Project :**

Une partie importante des efforts de conception et d'analyse est passé en assurant que les caractéristiques de stabilité et de control d'un avion sont acceptables du point de vue qualités de vol alors que l'avion peut être certifié conformément aux civils et ou les règlements de navigabilité militaire. En plus d'une grande variété de capacités de conception préliminaire, le programme **AAA 2.5 Project** permet au concepteur de déterminer la stabilité et les propriétés suivantes de contrôle :

- ✓ Calcul de la stabilité, le contrôle et dérivés des moments charnières.
- ✓ Calcul des caractéristiques de l'avion en équilibre.
- ✓ Les déformations des surfaces de contrôle.
- ✓ Direction latéral, calcul impératif des :
  - Des forces nécessaires dans l'aileron en vigueur, roues et palonnier.
  - Aileron et la gouverne de direction requise.
- ✓ Calcul de moments d'inertie.
- ✓ Le calcul des fonctions de transfert en boucle ouverte et la fréquence correspondante, le facteur d'amortissement et les caractéristiques constantes de temps.
- ✓ Déterminer le niveau de qualité de vol selon la norme MIL-F-8785C et en montrant graphiquement où l'avion est relative aux exigences minimales.
- ✓ Le traçage des études de sensibilité qui montrent comment différents paramètres de stabilité dynamique varient en fonction de tout autre dérivée de la stabilité ou de moment d'inertie.
- ✓ Tracé en boucle fermée des lieux des racines et les diagrammes de Bode. Le programme permet à l'utilisateur d'étudier ces caractéristiques en boucle fermée.
- ✓ Tous les coefficients de stabilité et de contrôle et dérivées sont basées sur la géométrie de l'aile comme référence.

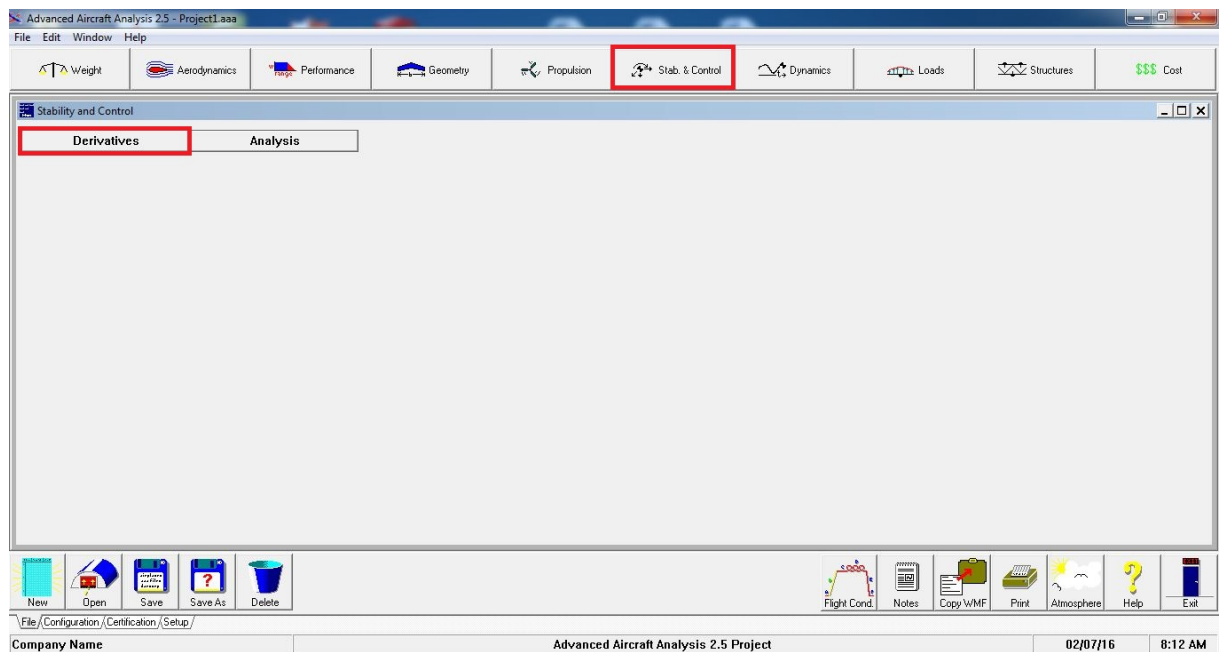
## 2.5 PARTIE CALCUL :

En a utiliser pour valider notre travail le logiciel **AAA 2.5 Project**.

➤ **Stabilité statique :**

Pour les prochaines étapes c'est le calcul des dérivées de stabilité adimensionnel de la figure suivante qui contiennent les données à introduire dans le logiciel **AAA 2.5 Project**.

On clique sur l'icône (**stab & control**) on aura la figure suivant :



**Figure 2-27:** Icône suite de long & stabilité du logiciel AAA 2.5 Project.

Puis on clique sur l'icône (**derivates**) et après **long & stability** et l'icône **steady state** en fin en clique sur  $C_{L1}$  on obtient :

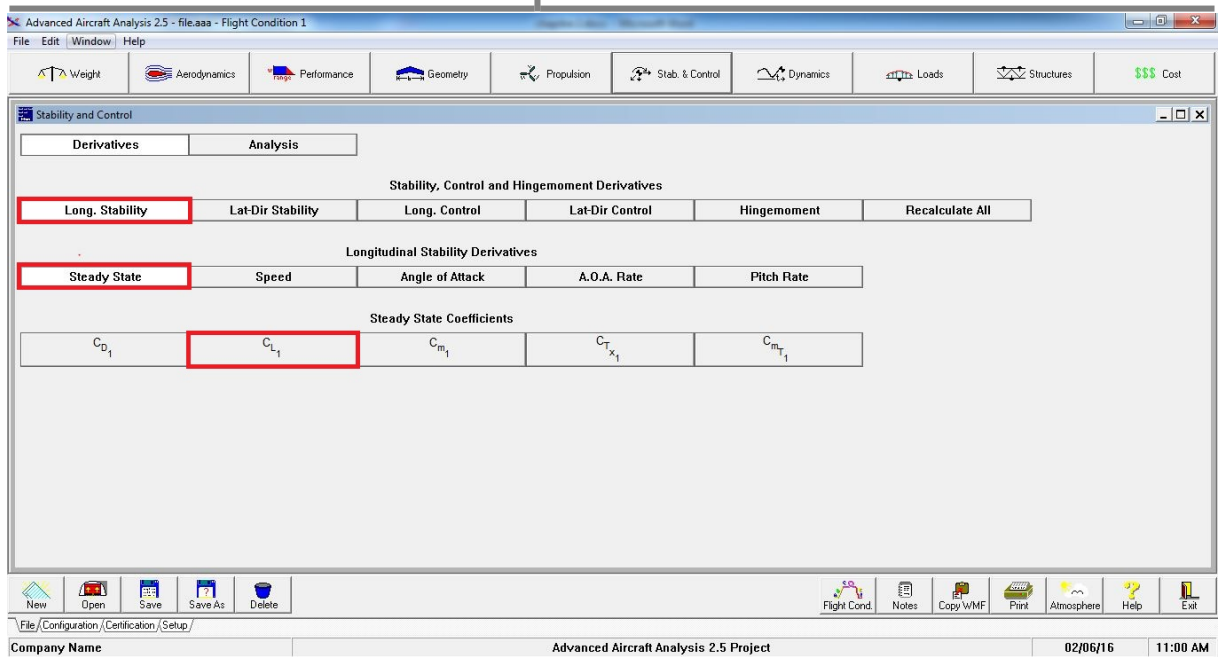
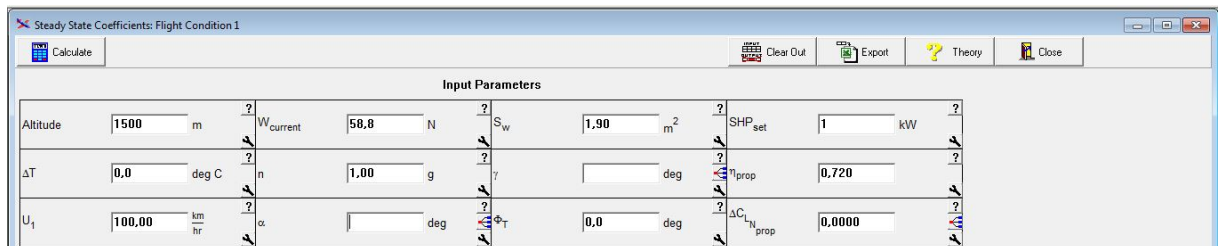


Figure 2-28: Icône des coefficients d'états constants.

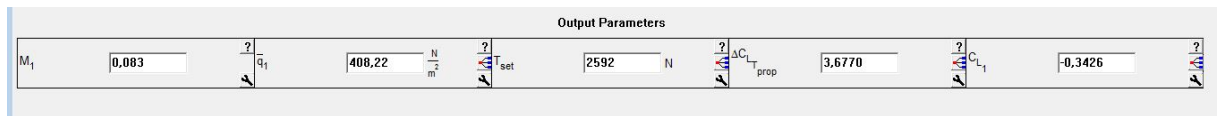
Pour avoir (le tableau 2.1) on clique sur l'icône  $C_{L1}$

Tableau 2-1: Valeur d'entrer des coefficients d'états constants.



Puis les résultats de calcul sont visualisés sur le tableau qui dans le (Tableau 2.2).

Tableau 2-2: Tableau de résultats des coefficients d'états constants.



**Stabilité dynamique :**

Dans cette étape on calcule les paramètres de la stabilité dynamique.

Au début on clique sur l'icône (**dynamique**).

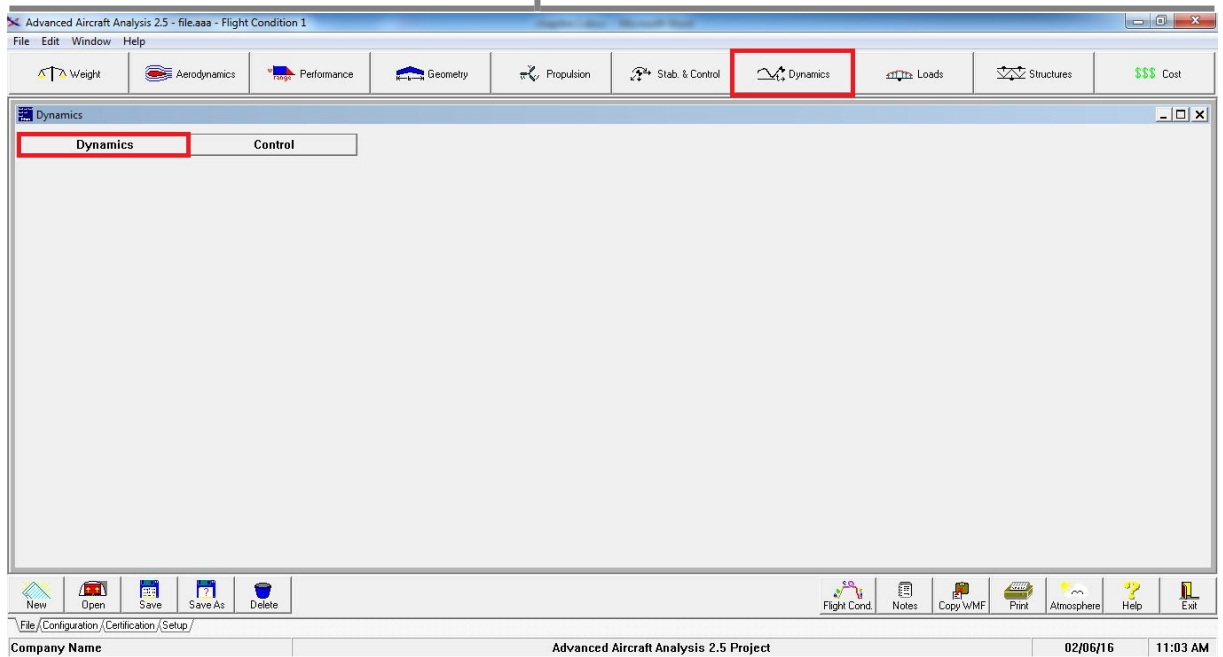


Figure 2-29: Icone de dynamique.

Lorsqu'on clique sur l'icône (**dynamics**) on obtient plusieurs icones, on clique sur (**longitudinal**) par exemple puis on clique sur (**transfer function**).

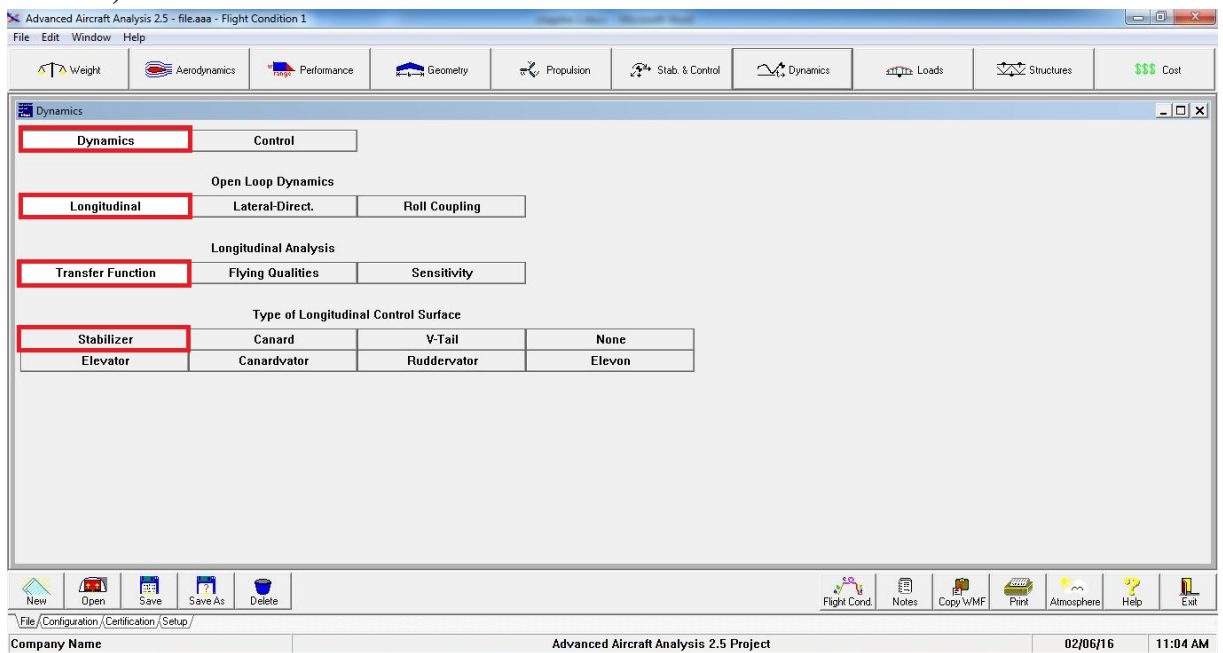


Figure 2-30: Icone suite de dynamique.

Le (Tableau 2.3) est apparue en cliquons sur (**stabilizer**).



Tableau 2-3: Valeur d'entrée pour le calcul de fonction de transfert longitudinal.

Tableau 2-4: Résultat de calcul de fonction de transfert longitudinal.

On fait rentrer nos données selon les composants de notre drone.

### M. RÉSULTAT DU CALCUL DE LA STABILITÉ :

Class I :

**Transversal :**

Tableau 2-5: Coefficient de stabilité directionnelle statique.

$C_{n\beta}$  représente le coefficient de la stabilité directionnelle positive pour une configuration statiquement stable.

**Longitudinal :**

Tableau 2-6: Calcul de la marge statique.

Output Parameters							
$C_{L\alpha}$	-3,1470 rad <sup>-1</sup>	$x_{cg}$	0,8419	$x_{ac}$	11,7211	$x_{ac_h}$	4,7236
$x_{cg}$	0,65 m	$x_{ac_{wf}}$	0,2434	SM	72,53 %		

Tableau 2-7: Calcul de la superficie de l'empennage horizontal.

Output Parameters							
$C_{L\alpha}$	-3,1470 rad <sup>-1</sup>	$x_{cg}$	0,8419	$x_{ac}$	11,7211	$x_{ac_h}$	4,7236
$x_{cg}$	0,65 m	$x_{ac_{wf}}$	0,2434	$S_h$	0,04 m <sup>2</sup>		

Tableau 2-8: Calcul du gain longitudinal.

Output Parameters							
$C_{L\alpha}$	-3,1470 rad <sup>-1</sup>	$x_{cg}$	0,8419	$x_{ac}$	11,7211	$K_\alpha$	-5,00
$x_{cg}$	0,65 m	$x_{ac_{wf}}$	0,2434	SM	72,53 %	$x_{ac_h}$	4,7236

$C_{L\alpha}$  est la pente de la courbe de portance, en faisant l'approximation que la portance s'établit instantanément, cet incrément de la pente produit donc des incréments comme le montre les tableaux précédant.

Class II :

Tableau 2-9: Classe analyse du diagramme de garniture II taillé.

Output Parameters					
$d_r$	-0,10 m	$x_{cg}$	0,8419	$x_{cg_{forw}}$	0,1720
				$x_{cg_{aft}}$	0,8419

Tableau 2-10: Gradient de force gouvernail.

Output Parameters			
$C_{n\beta_{free}}$	0,1032 rad <sup>-1</sup>	$dF_r/d\beta$	-0,1857 N/rad

Tableau 2-11: Rotation au décollage.

Output Parameters			
$\alpha_h$	6,5 deg	$C_{L_h}$	5,5335
		$S_{h_{req_{TO}}}$	51,52 m <sup>2</sup>

## N. STABILITÉ STATIQUE :

En prend les résultats de la stabilité statique longitudinale :

Tableau 2-12: Les dérivés longitudinaux permanents .

Output Parameters									
$M_1$	0,083	$q_1$	408,22	$d_T$	-0,10 m	$T_{set}$	2592 N	$C_{m_T}$	4,2430
Output Parameters									
$M_1$	0,083	$q_1$	408,22	$T_{set}$	2592 N	$C_{T_z}$		$C_{T_x}$	18,4855
Output Parameters									
$M_1$	0,083	$q_1$	408,22	$T_{set}$	2592 N	$\Delta C_{T_{prop}}$	3,6770	$C_{L_1}$	-0,3426

Output Parameter		Output Parameter	
$C_{D_1}$	0,5409	$C_{m_1}$	-0,2150

Tableau 2-13: Les dérivés liés à la vitesse.

Output Parameters			
$d_T$	-0,10 m	$c_w$	0,25 m
$C_{m_T_u}$	-12,2632		
Output Parameters			
$M_1$	0,083	$q_1$	408,22 $\frac{N}{m^2}$
$C_{T_x_u}$	-3,2838		
Output Parameters			
$M_1$	0,083	$C_{D_u}$	0,0332
Output Parameters			
$C_{m_{\dot{\omega}_2}}$	6,0161 $rad^{-1}$	$\dot{\omega}_2$	-0,1191 $rad/s^2$
$\dot{\omega}_2$	0,58 m	$\dot{\omega}_2$	1,64 m
$\dot{\omega}_2$	410,22 $\frac{N}{m^2}$	$\dot{\omega}_2$	0,7816 $rad/s^2$
$M_1$	0,083	$\dot{\omega}_2$	4,7236 $rad/s^2$
$\dot{\omega}_2$	0,25 m	$\dot{\omega}_2$	0,15 m
$\dot{\omega}_2$	0,2534 $rad/s^2$	$\dot{\omega}_2$	6,0161 $rad/s^2$
$\dot{\omega}_2$	0,7816 $rad/s^2$	$\dot{\omega}_2$	0,7816 $rad/s^2$
$\dot{\omega}_2$	0,0057 $rad/s^2$		
Output Parameters			
$M_1$	0,083	$q_1$	408,22 $\frac{N}{m^2}$
$C_{L_u}$	-0,0238		

Le tableau 2-13. Nous montre tous les dérivés liés à la vitesse et les paramètres qui s'y produisent.

Tableau 2-14: Les dérivés par rapport à l'angle d'attaque.

Output Parameters									
$M_1$	0,083	$C_{L_{w\alpha, clean}}$	4,7714 rad <sup>-1</sup>	$K_{wf}$	1,0004	$(d\eta/d\alpha)_{p, off}$	0,2652	$C_{L_{\alpha, clean}}$	-3,1740 rad <sup>-1</sup>
$\bar{q}_1$	408,22 $\frac{N}{m^2}$	$C_{L_{w\alpha, wf, clean}}$	4,9152 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{\alpha, @M=0}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$d\eta/d\alpha$	23,6348	$C_{L_{\alpha}}$	4,8033 rad <sup>-1</sup>
$e$	0,5282	$C_{L_{w\alpha}}$	4,7714 rad <sup>-1</sup>	$Z_{ac_h}$	0,38 m	$C_{L_{h\alpha}}$	2,5444 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_{\alpha}}$	0,0757 rad <sup>-1</sup>
$C_{L_{w\alpha, @M=0}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{w\alpha, wf}}$	4,9152 rad <sup>-1</sup>	$d\eta/d\alpha_{clean}$	0,2582	$C_{L_{\alpha, h}}$	0,2524 rad <sup>-1</sup>		

Output Parameters									
$M_1$	0,083	$C_{L_{w\alpha, wf, clean}}$	4,9152 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{\alpha, @M=0}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$d\eta/d\alpha$	23,6348	$C_{L_{\alpha}}$	4,8033 rad <sup>-1</sup>
$\bar{q}_1$	408,22 $\frac{N}{m^2}$	$C_{L_{w\alpha}}$	4,7714 rad <sup>-1</sup>	$Z_{ac_h}$	0,38 m	$C_{L_{h\alpha}}$	2,5444 rad <sup>-1</sup>		
$C_{L_{w\alpha, @M=0}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{w\alpha, wf}}$	4,9152 rad <sup>-1</sup>	$d\eta/d\alpha_{clean}$	0,2582	$C_{L_{\alpha, h}}$	0,2524 rad <sup>-1</sup>		
$C_{L_{w\alpha, clean}}$	4,7714 rad <sup>-1</sup>	$K_{wf}$	1,0004	$(d\eta/d\alpha)_{p, off}$	0,2652	$C_{L_{\alpha, clean}}$	-3,1470 rad <sup>-1</sup>		

Output Parameters									
$M_1$	0,083	$C_w$	0,25 m	$C_{N_{\alpha, p, K=80.7}}$	0,0069 rad <sup>-1</sup>	$\Delta(dC_m/dC_L)_T$	5,8515		
$\bar{q}_1$	408,22 $\frac{N}{m^2}$	$d_T$	-0,10 m	$inflow$	1,0000	$C_{m_{T_{\alpha}}}$	-8,2948 rad <sup>-1</sup>		
$P_{avail}$	21 kW	$(dC_m/dC_L)_{TL}$	5,8515	$(dC_m/dC_L)_N$	-0,8000				

Output Parameters									
$M_1$	0,083	$C_{L_{w\alpha, clean}}$	4,7714 rad <sup>-1</sup>	$X_{ac_{wf}}$	0,50 m	$C_{L_{\alpha, h}}$	0,2524 rad <sup>-1</sup>	$X_{ac}$	1,42 m
$\bar{q}_1$	408,22 $\frac{N}{m^2}$	$C_{L_{w\alpha, wf, clean}}$	4,9152 rad <sup>-1</sup>	$X_{ac_{wf}}$	0,2434	$Z_{ac_h}$	0,38 m	$X_{ac_{p, off}}$	0,4664
$\bar{x}_{cg}$	0,8419	$C_{L_{w\alpha}}$	4,7714 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{\alpha, @M=0}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$(d\eta/d\alpha)_{p, off}$	0,2652	$X_{ac}$	11,7211
$\bar{c}_w$	0,25 m	$C_{L_{w\alpha, wf}}$	4,9152 rad <sup>-1</sup>	$X_{ac_h}$	1,64 m	$d\eta/d\alpha$	23,6348	SM	72,53 %
$X_{mgc_w}$	0,15 m	$X_{ac_w}$	0,50 m	$X_{ac_h}$	4,7236	$V_h$	0,4654	$C_{L_{\alpha}}$	4,8033 rad <sup>-1</sup>
$C_{L_{w\alpha, @M=0}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$X_{ac_w}$	0,2534	$C_{L_{h\alpha}}$	2,5444 rad <sup>-1</sup>	$\Delta C_{power}$	11,2547	$C_{L_{\alpha}}$	3,4237 rad <sup>-1</sup>

Tableau 2-15: Evaluation des dérivés de l'angle d'attaque.

Output Parameters									
$M_1$	0,083	$C_w$	0,25 m	$C_{L_{w\alpha, @M=0}}$	4,7590 rad <sup>-1</sup>	$X_{ac_h}$	4,7236	$d\eta/d\alpha$	23,6348
$X_{ac_w}$	0,50 m	$C_{L_{w\alpha, @M=0}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{w\alpha}}$	4,7714 rad <sup>-1</sup>	$Z_{ac_h}$	0,38 m	$V_h$	0,4654
$\bar{x}_{ac_w}$	0,2534	$C_{L_{w\alpha, @M=0, clean}}$	4,7590 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{\alpha, @M=0}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{h\alpha}}$	2,5444 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{\alpha, h}}$	64,6276 rad <sup>-1</sup>
$\bar{x}_{cg}$	0,8419	$C_{L_{w\alpha, clean}}$	4,7714 rad <sup>-1</sup>	$X_{ac_h}$	1,64 m	$(d\eta/d\alpha)_{p, off}$	0,2652	$C_{L_{\alpha}}$	5,8550 rad <sup>-1</sup>

Output Parameters									
$M_1$	0,083	$C_w$	0,25 m	$C_{L_{w\alpha, @M=0}}$	4,7590 rad <sup>-1</sup>	$X_{ac_h}$	4,7236	$d\eta/d\alpha$	23,6348
$X_{ac_w}$	0,50 m	$C_{L_{w\alpha, @M=0}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{w\alpha}}$	4,7714 rad <sup>-1</sup>	$Z_{ac_h}$	0,38 m	$V_h$	0,4654
$\bar{x}_{ac_w}$	0,2534	$C_{L_{w\alpha, @M=0, clean}}$	4,7590 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{\alpha, @M=0}}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$C_{L_{h\alpha}}$	2,5444 rad <sup>-1</sup>	$C_{m_{\alpha, h}}$	-250,8567 rad <sup>-1</sup>
$\bar{x}_{cg}$	0,8419	$C_{L_{w\alpha, clean}}$	4,7714 rad <sup>-1</sup>	$X_{ac_h}$	1,64 m	$(d\eta/d\alpha)_{p, off}$	0,2652	$C_{m_{\alpha}}$	-1,3584 rad <sup>-1</sup>

Output Parameter	
$C_{D_{\alpha}}$	0,0000 rad <sup>-1</sup>

Les dérivées par rapport à l'angle d'attaque proviennent du fait que la distribution de pression sur l'aile ou l'empennage ne s'ajuste pas instantanément aux variations d'incidence. Il s'agit donc d'un effet instationnaire contrairement aux effets considérés précédemment qui pouvaient tous s'analyser

par une théorie aérodynamique stationnaire. Tout comme pour la vitesse de rotation  $q$ , on néglige l'effet sur la force axiale  $C_x$ .

Contribution de l'empennage :

Tableau 2-16:Les dérivés reliés au tangage.

Output Parameters										
$M_1$	0,083	$C_w$	0,25 m	$C_{l_{\alpha_h} @ M=0}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$C_{l_{n_{\alpha}}$	2,5444 rad <sup>-1</sup>	$C_{m_{\dot{w}}}$	-2,9358 rad <sup>-1</sup>	
$\bar{x}_{cg}$	0,8419	$X_{ac_w}$	0,50 m	$X_{ac_n}$	1,64 m	$V_h$	0,4654	$C_{m_q}$	-13,5581 rad <sup>-1</sup>	
$C_{l_w @ M=0}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$X_{ac_w}$	0,2534	$X_{ac_n}$	4,7236	$C_{m_{\dot{q}_h}}$	-10,6143 rad <sup>-1</sup>			
Output Parameters										
$M_1$	0,083	$C_{l_{w_{\alpha} @ M=0}}$	4,7590 rad <sup>-1</sup>	$X_{ac_w}$	0,2534	$X_{ac_n}$	4,7236	$C_{l_{\dot{q}_h}}$	2,7344 rad <sup>-1</sup>	
$\bar{x}_{cg}$	0,8419	$C_w$	0,25 m	$C_{l_{\alpha_h} @ M=0}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$C_{l_{n_{\alpha}}$	2,5444 rad <sup>-1</sup>	$C_{m_{\dot{w}}}$	-3,3274 rad <sup>-1</sup>	
$C_{l_w @ M=0}$	6,0161 rad <sup>-1</sup>	$X_{ac_w}$	0,50 m	$X_{ac_n}$	1,64 m	$V_h$	0,4654	$C_{l_q}$	-0,5915 rad <sup>-1</sup>	

Output Parameter	
$C_{D_q}$	0,0000 rad <sup>-1</sup>

O. RÉSULTAT DU CALCUL DE LA PARTIE DYNAMIQUE :

Tableau 2-17:Calcul de fonction de transfert longitudinal.

Output Parameters										
$M_1$	0,083	$Z_u$	0,9890 s <sup>-1</sup>	$M_{\alpha}$	23,8992 s <sup>-2</sup>	$\sigma_{\text{long}}$	8,3100 rad/s	$TC_{\text{long}_3}$	5,524 s	
$\bar{q}_1$	408,22 N/m <sup>2</sup>	$Z_{\dot{\alpha}}$	-122,8938 s <sup>-1</sup>	$M_{\dot{\alpha}}$	-57,9020 s <sup>-2</sup>	$\zeta_{\text{long}}$	0,760	$TC_{\text{long}_4}$	0,300 s	
W/S	103,16 N/m <sup>2</sup>	$Z_{\dot{w}}$	-0,6125 s <sup>-1</sup>	$M_{\dot{\alpha}}$	-0,0256 s <sup>-1</sup>	$\alpha_{n_3}$	5,9071 rad/s			
$X_u$	-0,1130 s <sup>-1</sup>	$Z_q$	0,0619 s <sup>-1</sup>	$M_q$	-0,2555 s <sup>-1</sup>	$\zeta_3$	0,387			
$X_{T_u}$	46,9900 s <sup>-1</sup>	$M_u$	-0,1095 1/m.s	$\alpha_{SP}$	0,2326 rad/s	$TC_{\text{long}_1}$	28,966 s			
$X_{\dot{\alpha}}$	-16,2079 s <sup>-1</sup>	$M_{\dot{u}}$	-0,9492 1/m.s	$\zeta_{SP}$	0,375	$TC_{\text{long}_2}$	-0,021 s			

Tableau 2-18:Calcul des fonctions de transfert latéral-directionnels.

Output Parameters										
$M_1$	0,083	$Y_{\beta}$	-3,6010 s <sup>-1</sup>	$N_{\beta}$	290,2971 s <sup>-2</sup>	$\sigma_{\text{lateral}}$		$TC_{\text{lateral}_3}$		
$\bar{q}_1$	408,22 N/m <sup>2</sup>	$Y_p$	-0,0664 s <sup>-1</sup>	Yaw Angular Acceleration Imparted to the Airplane as a Result of a Unit Change in Sideslip Angle		$\sigma_{\text{lateral}}$		$TC_{\text{lateral}_4}$		
W/S	103,23 N/m <sup>2</sup>	$Y_r$	0,2042 s <sup>-1</sup>	$N_{\dot{\beta}}$	93,0319 s <sup>-1</sup>	$T_S$	0,479 s			
$I_{xx_S}$	0,0 kg.m <sup>2</sup>	$L_{\beta}$	-3448,6792 s <sup>-2</sup>	$N_{\dot{r}}$	555,4988 s <sup>-1</sup>	$T_R$	-0,002 s			
$I_{zz_S}$	0,1 kg.m <sup>2</sup>	$L_p$	-19,0230 s <sup>-1</sup>	$\alpha_D$	24,0976 rad/s	$TC_{\text{lateral}_1}$				
$I_{xz_S}$	0,0 kg.m <sup>2</sup>	$L_r$	-151,7079 s <sup>-1</sup>	$\zeta_D$	-0,142	$TC_{\text{lateral}_2}$				

Variable pour rayon d'action pour l'analyse de sensibilité :

L'effet de son centre de gravité, la distribution de masse, et les dérivés de stabilité sur les caractéristiques de stabilité dynamique d'un avion est représenté dans le graphe **sensitivity**. Ce graphe se compose d'un de ces paramètres varié dans un rayon d'action d'utilisateur spécifié et en

fonction de la fréquence, amortissement constantes de rapport et / ou temps inverse. Une analyse de sensibilité peut être effectuée à la fois longitudinal et latéral - caractéristiques directionnelles

Tableau 2-19:Analyse de sensibilité longitudinale.

$C_{D\alpha}$	0,8787	$C_{mu}$	-0,0057	$C_{mT1}$	4,2893
$C_{Du}$	0,0332	$C_{L1}$	-0,3426	$C_{Lq}$	-0,5919
$I_{yyB}$	5,0000	$C_{L\alpha'}$	5,8590	$C_{mT\alpha}$	-8,2948
$C_{L\alpha}$	-3,1470	$C_{Txu}$	-3,2038	$C_{Tx1}$	10,6855
$C_{Lu}$	-0,0239	$C_{m1}$	-0,2150	$C_{mq}$	-13,5501
$C_{D1}$	0,0219	$C_{m\alpha'}$	-1,6504	$W_{current}$	58,8
$C_{m\alpha}$	3,4237	$C_{mTu}$	-12,2532	$U_1$	100

De l'équation caractéristique longitudinale, les paramètres suivants peuvent faire varier un intervalle spécifié par l'utilisateur. Les racines de la caractéristique sont ensuite recalculées pour les intervalles dans les rayons d'action, puis ploted. alpha, q, u, T, poids, inertie, l'état d'équilibre

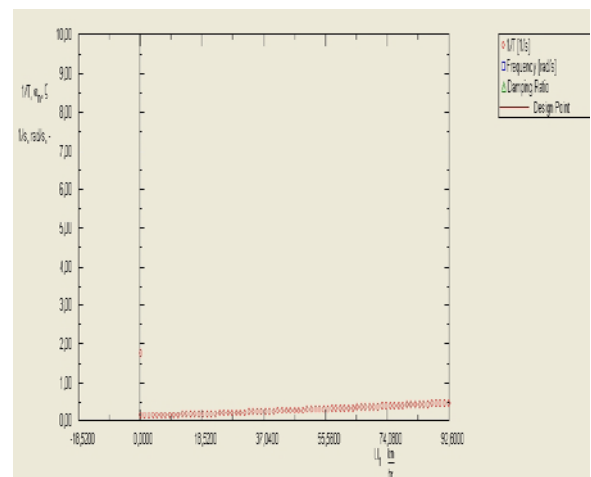
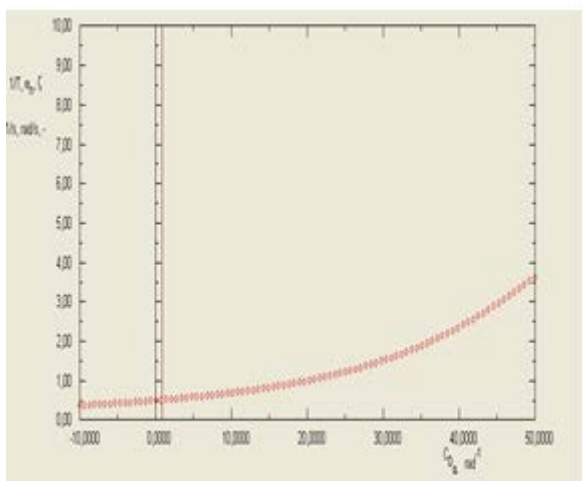


Figure 2-31:L'allure 1/T en fonction de  $C_{D\alpha}$  Figure 2-32:L'allure 1/T en fonction d' $U_1$ .

Tableau 2-20:Analyse de sensibilité latérale.

$C_{y\beta}$	-0,0930	$C_{lr}$	-0,2688
$C_{l\beta}$	-0,2529	$C_{nr}$	2,2752
$C_{n\beta}$	0,04920	$I_{xxB}$	0,0469

CHAPITRE II

$C_{nT\beta}$	-4,2903 E-6	$I_{zzB}$	-0,0830
$C_{yp}$	-0,0414	$I_{xzB}$	0,0250
$C_{lp}$	-0,0337	$W_{current}$	58,8
$C_{np}$	0,3810	$U_1$	100
$C_{yr}$	0,1274		

De l'équation caractéristique directionnelle latérale, les paramètres suivants peuvent être modifiés d'une plage spécifiée par l'utilisateur. Les racines de l'équation caractéristique sont ensuite recalculées pour les intervalles dans la gamme, puis tracées, dérapage  $\beta$ , taux roulis  $p$ , vitesse de lacet  $r$ , poids, inertie, à l'état d'équilibre

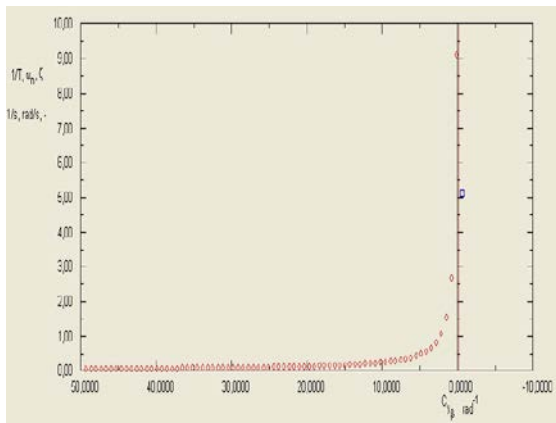


Figure 2-33:L'allure 1/T en fonction de  $C_{D\alpha}$ .

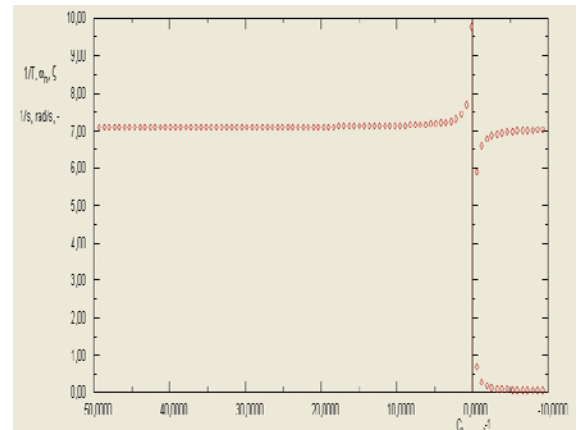


Figure 2-34:L'allure 1/T en fonction de  $U_1$ .

Tableau 2-21:Taux de roulis critique.

Output Parameters					
$\omega_{n\alpha}$	65,4454 rad/s	$\omega_{n\beta}$	17,5752 rad/s	$P_1$	-0,01 rad/s
$\zeta_{\alpha}$	0,74	$\zeta_{\beta}$	0,80	$P_1A$	0,67 rad/s
				$P_1B$	2263,25 rad/s

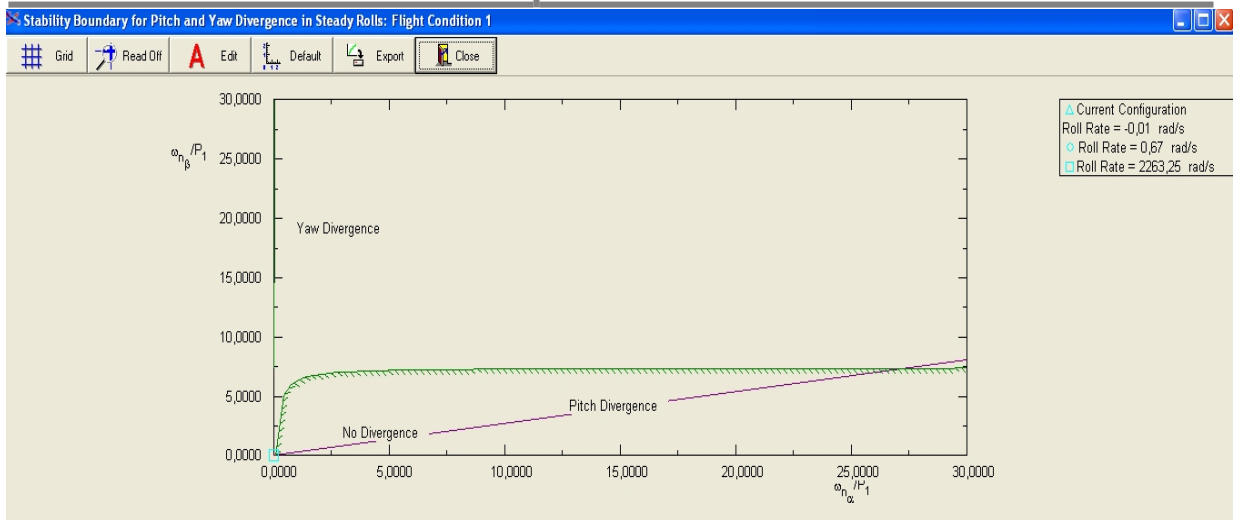


Figure 2-35:Condition de la stabilité pour le tangage et lacet divergence.

-La polaire est croissante au voisinage de 0.2 ( $\omega_{n\alpha}/P_1$ ) en suite elle est stable selon l'axe y l'allure de graphe atteint 6.5 ( $\omega_{n\beta}/P_1$ ).



# **CHAPITRE 3**

## **PERFORMANCES ET OPTIMISATION D'UN UAV**

### 3 Introduction :

L'objet de calcul Performance est l'étude du vol atmosphérique, c.-à-d. du mouvement de l'avions dans l'air. Pour cette étude deux approches sont utilisée : **Approche Analytique et Numérique**. Plusieurs niveaux d'approximation sont possibles, qui correspondent chacun à des échelles de temps caractéristiques différents :

- **Point matériel** : Ce niveau d'approximation correspond à des échelles de temps caractéristiques longs (plusieurs minutes) et permet, par l'analyse de l'équilibre des forces sur l'avion, de déterminer ses performances.
- **Solide indéformable** : On s'intéresse dans ce niveau à des échelles de temps caractéristiques moyens (de l'ordre de quelques secondes). L'analyse de l'équilibre des forces et des moments sur l'avion permettent d'en déterminer les caractéristiques de stabilité et guidage.

On a coutume de rassembler ces deux premiers niveaux d'approximation sous le vocabulaire de **mécanique du vol** où la majeure partie des forces et couples exerçant sur l'avion sont d'origine aérodynamique. L'étude exige donc une bonne connaissance des caractéristiques aérodynamiques des surfaces portantes.

#### 3.1 Phases de vol d'un aéronef :

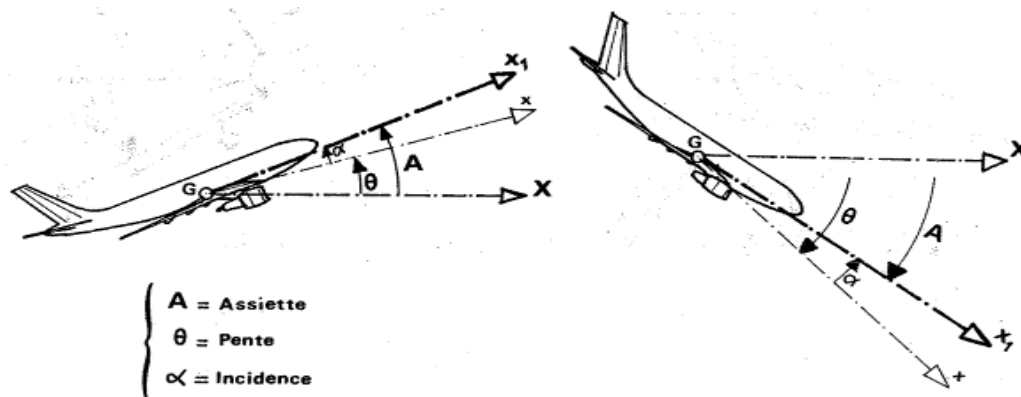


Figure 3-1 : Différente angle caractéristique d'un avion.

Pour les avions qui possèdent un plan de symétrie, l'équilibre transversal est automatiquement assuré par la symétrie de la configuration, de sorte qu'il suffit juste d'étudier l'équilibre dans le plan de symétrie. La configuration et le système des forces sont représentées ci-dessus dans le cas plus général du vol incliné, où :

$$A = \alpha + \theta \quad (3.1)$$

**A** Angle d'assiette : angle entre l'axe de l'avion et l'horizontale géographique (attitude).

**$\alpha$**  Incidence : angle entre la direction de la vitesse (vent) et l'axe de l'avion.

**$\theta$**  Pente : angle entre la direction de la vitesse / l'horizontale géographique.

Pour le vol d'un avion on note **trois phase** marquante où **l'incidence  $\alpha$  est toujours positive ( $\alpha > 0$ ) pour qu'il y ait sustentation en vol normal.**

- **Vol Horizontal uniforme :** où on a des valeurs nulle pour la pente ( $\Theta = 0$ ) et l'angle de l'assiette est équivalent à celui d'incidence ( $A = \alpha$ ).

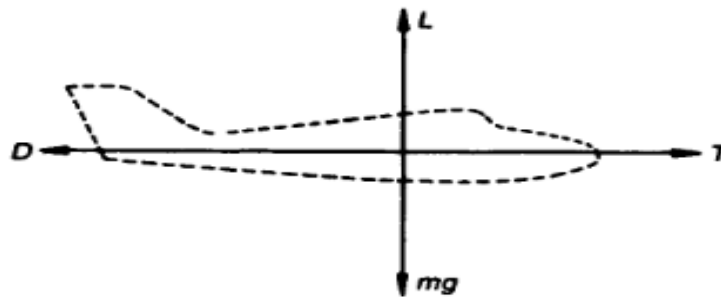


Figure 3-2 : Vol en palier (horizontal uniforme).

- **Vol de montée rectiligne uniforme :** où on a des valeurs positive pour la pente ( $\Theta > 0$ ) ainsi que pour l'assiette ( $A > 0$ ).

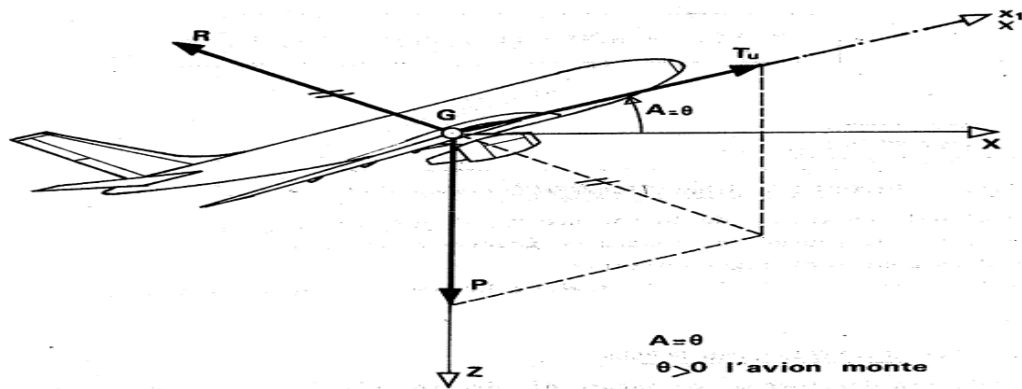


Figure 3-3 : Phase de montée.

- **Vol de descente rectiligne uniforme :** où on a des valeurs négative pour la pente ( $\Theta < 0$ ) ainsi que pour l'assiette ( $A < 0$ ).

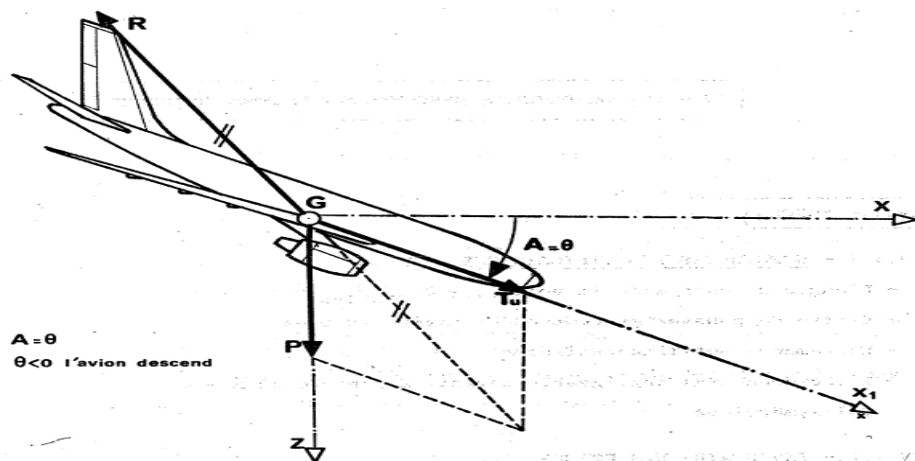


Figure 3-4 : Phase de descente.

### 3.2 Analyse Numérique de Performance :

Le logiciel **AAA 2.5 Project** a été utilisé afin d'avoir plus de validité pour le calcul de trainée et trainée totale afin d'estimer la poussée nécessaire pendant chaque phase de vol et aussi pour assurer la stabilité et le control de l'UAV dans le mode longitudinal et latérale.

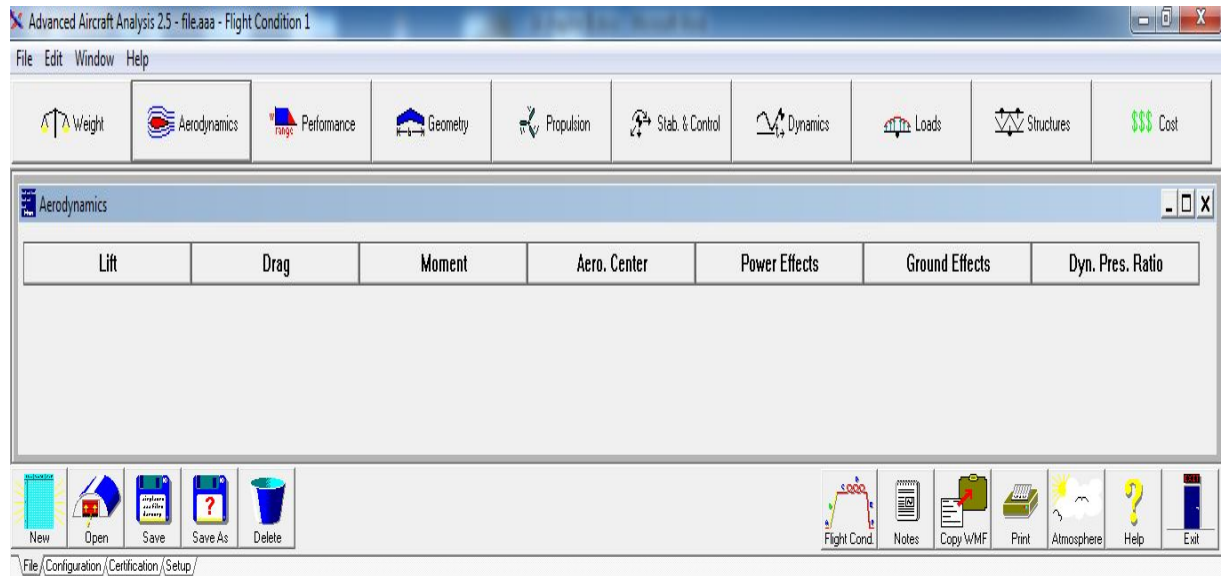


Figure 3-5: Représentation de Logiciel AAA 2.5 Project.

Les étapes à suivre afin d'avoir les résultats d'analyse par **AAA 2.5** peuvent se conclure dont :

- **Définition de la géométrie :** Dans cette étape on définit les constituants de la géométrie où on choisit le module géométrique et les paramètres à introduire dans le logiciel **AAA 2.5 Project**. Pour cela On prend comme exemple, la définition de la géométrie d'aile, et c'est la même chose pour le fuselage, les empennages...etc.

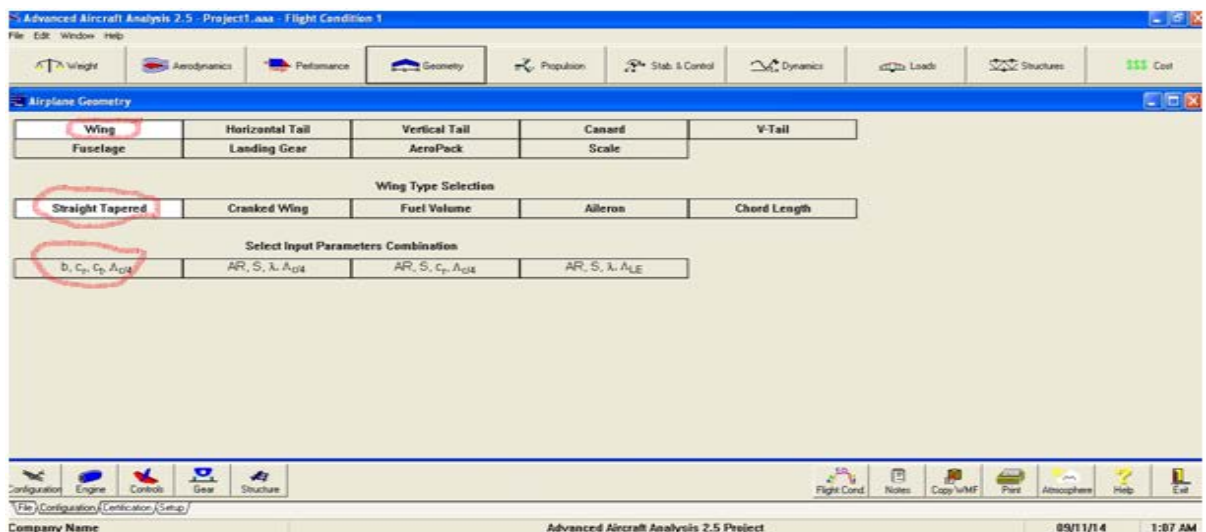
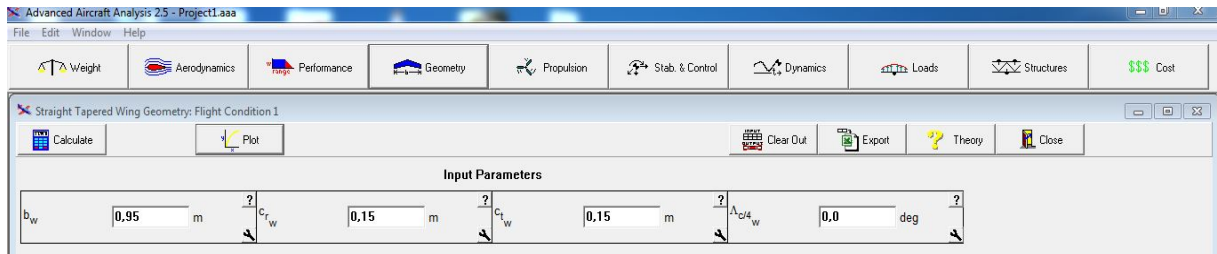


Figure 3-6: Commande de la géométrie de l'aile.

Pour fixer la géométrie de l'aile, on introduit nos données dans la partie **INPUT PARAMETERS** qui regroupe : l'envergure, corde à l'emplanture/saumon ainsi que les angles paramétriques (flèche et dièdre de l'aile) >> puis on clique sur **CALCULATE**.

**Tableau 3-1:** l'enter des paramètres de l'aile.

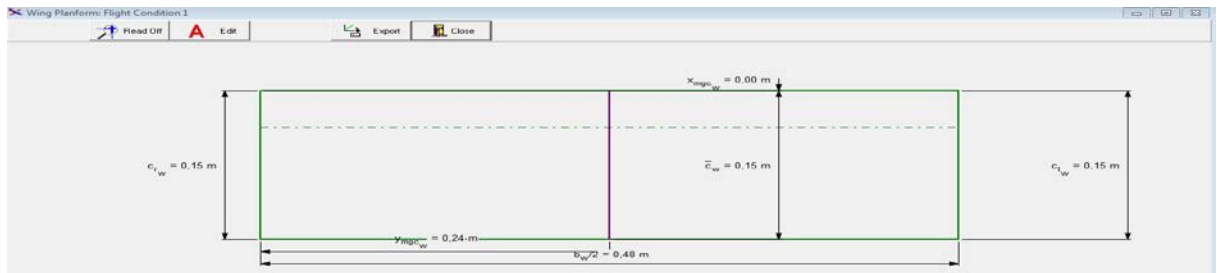


Une boîte de dialogue va s'apparaître donnant les valeurs caractéristiques de l'aile comme la surface alaire, l'allongement...etc.

**Tableau 3-2 :** les sorties caractéristiques de l'aile.

Output Parameters							
$S_w$	0,14	$\lambda_w$	1,00	$y_{mgc_w}$	0,24	$\Lambda_{LE_w}$	0,0
$AR_w$	6,33	$c_w$	0,15	$x_{mgc_w}$	0,00	$\Lambda_{TE_w}$	0,0

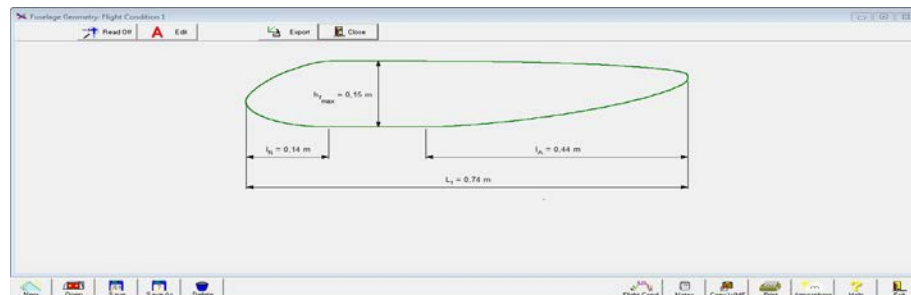
Si on veut dessiner la géométrie, en clique sur **plot** >> on obtient la figure suivante :



**Figure 3-7 :** Schéma de l'aile en 2D.

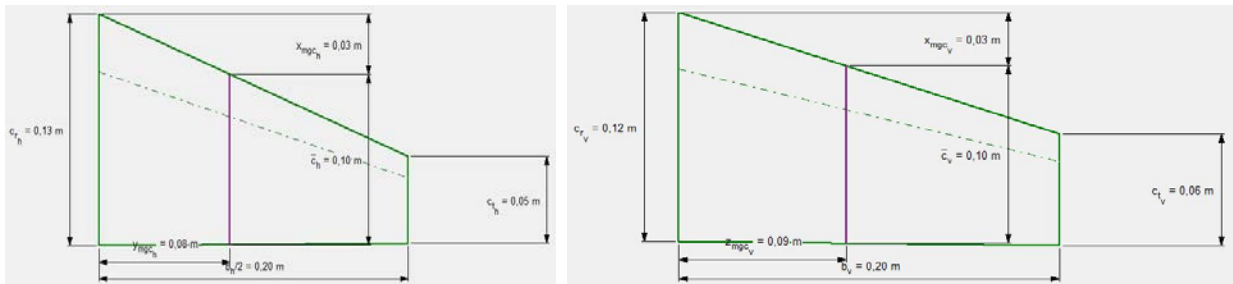
La même procédure est suivie afin d'analyser les autres constituants de notre UAV (fuselage, empennage verticale, empennage horizontale).

Les caractéristiques de fuselage tel que l'épaisseur maximum, longueur, position des ailes par rapport au fuselage ainsi que les différentes sections sont nécessaires aux calculs de la charge sur l' avion.



**Figure 3-8 :** Géométrie de fuselage.

Les caractéristiques de l'empennage : envergure, surface et flèche sont nécessaires aux calculs des charges sur l'aile de l'avion. Ces caractéristiques sont utilisées pour le calcul de la pente de la courbe de portance avion influençant le facteur de charge maximum en



turbulence et la position du point neutre de l'avion.

Figure 3-9 : Géométrie d'empennage horizontal (G) - Verticale (D).

- **Obtention des performances :** Pour cela il faut tout d'abord saisir quelques coefficients >> on clique sur l'icône **Sizing** >> un tableau de configuration est obtenue qui nous permet d'introduire les différentes données afin d'avoir la vitesse et les distances parcourues des différentes phases de vol.

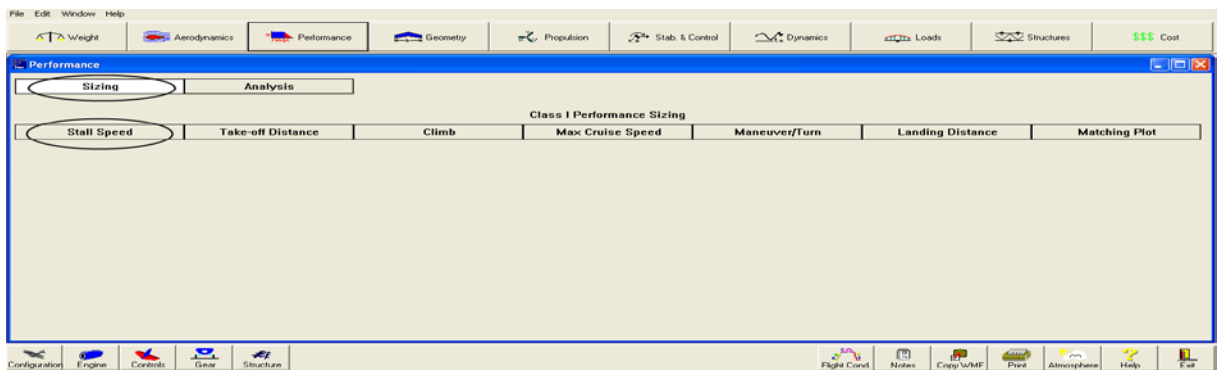


Figure 3-10: Tableau de configuration AAA 2.5 Project.

Les paramètres d'entrée du modèle sont obtenus expérimentalement, la figure ci-dessous regroupe celle nécessaire à l'analyse.

Tableau 3-3 : Les différents paramètres d'entrée.

Input Parameters							
$h_S$	1500 m	$V_S$	56,00 km/hr	$W_{TO}$	6864,0 N	$C_{L_{max_S}}$	1,000
$V_{S_{clean}}$	100,00 km/hr	$W_S$	70,0 N	$C_{L_{max_S_{clh}}}$	1,000		
Input Parameters							
$h_{TO}$	15 m	$\Delta T$	0,0 deg C	$C_{L_{max_{TO}}}$	1,300		
$F_{TO}$	0,700	$S_{TO}$	273 m	Plot $\Delta C_{L_{max}}$	0,000		
Input Parameters							
Altitude	1500 m	$F_{Cr}$		$l_{power}$	0,60		

Les valeurs d'entrés nécessaire pour l'obtention de la distance d'Atterrissage sont mentionnée dans le tableau (3.4). La distance nécessaire d'atterrissage est de 82m.

Tableau 3-4 : Paramètre d'entrée-Sortie pour la distance d'atterrissage.

Input Parameters										
$h_M$	1500	m	$n$	1,00	g	$W_M$	2803,3	N	$\eta_{prop}$	0,720
$V_M$	100,82	km/hr	$W_{TO}$	6864,0	N	$F_M$	1,425		$AR_w$	9,64
									$C_{D_{0, clean, M}}$	0,0118
									$\beta_{clean}$	0,8000
Input Parameters										
$h_L$	15	m	$W_L$	74,5	N	$C_{L_{max, L}}$	1,300		$S_L$	49
$\Delta T$	0,0	deg C	$W_{TO}$	74,1	N	Plot $\Delta C_{L_{max}}$	0,000			
Output Parameter										
$S_{FL}$	02	m								

Ensuite on passe à la partie Analysis, pour cela cliquer sur la l'icône (Analysis) et on obtient les fenêtres suivantes :

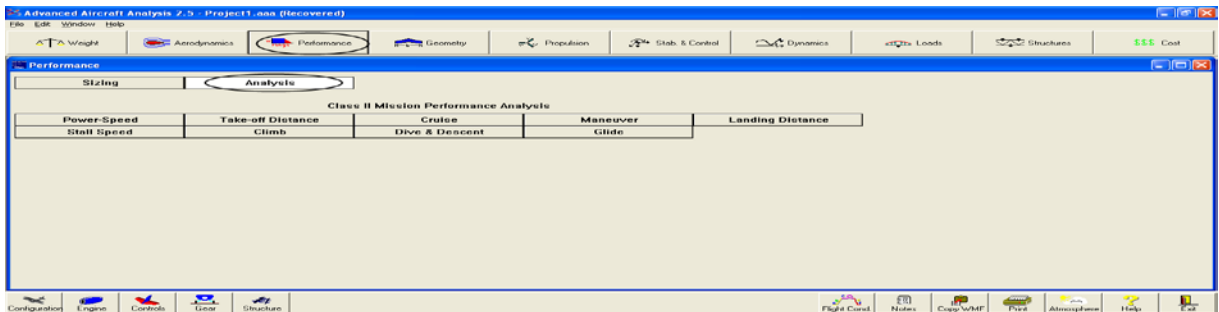


Figure 3-11 : Analyse des performances par AAA 2.5 Project.

Tableau 3-5 : Les valeurs d'entrés/sortie de Puissance et Vitesse de Décollage.

Input Parameters										
Speed[1]	80,00	km/hr	Speed[2]	90,00	km/hr	Speed[3]	100,00	km/hr	$V_{plot_{min}}$	0,02
Power[1]	59,000	kW	Power[2]	66,000	kW	Power[3]	73,500	kW	$V_{plot_{max}}$	100,00
Output Parameters										
$A_{Power}$	0,002	$\frac{kW}{(km/hr)^2}$	$B_{Power}$	0,275	$\frac{kW}{km/hr}$	$C_{Power}$	21,000	kW		

- **ANALYSE DES PERFORMANCES** : Les résultats obtenus de performance du modèle PIPER Cub J3 sont regroupée dans des tableaux Ci-dessous.

a. Calcul de la puissance requise :

Tableau 3-6 : Calcul de puissance requise.

Input Parameters										
Speed[1]	210,00	km/hr	Speed[2]	173,00	km/hr	Speed[3]	167,00	km/hr	$V_{plot_{min}}$	100,00
Power[1]	110,000	kW	Power[2]	73,000	kW	Power[3]	67,000	kW	$V_{plot_{max}}$	210,00
Output Parameters										
$A_{Power}$	0,000	$\frac{kW}{(km/hr)^2}$	$B_{Power}$	1,000	$\frac{kW}{km/hr}$	$C_{Power}$	100,000	kW		

**b. Vitesse de Décrochage :**

**Tableau 3-7 : Vitesse de décrochage pour les différentes phases de vol.**

Input Parameters										
$S_w$	1,90	$m^2$	$W_{T0}$	74,1	N	SHP <sub>set</sub>	1	kW	$C_{L\alpha_{T0}}$	
$h_{T0}$	15	m	$C_{L_{max_{T0}}}$	1,300		$\eta_{prop}$	0,820		$C_{L_{0_{T0}}}$	
$\Delta T_{T0}$	0,0	deg C	$F_{T0}$	0,700		$\phi_T$	0,0	deg		
Output Parameters										
$P_{avail}$	39	kW	$\alpha_{T0}$	22,0	deg	$V_{S_{T0}}$	63,20	km/hr		
Input Parameters										
$S_w$	1,90	$m^2$	$W_S$	82,0	N	SHP <sub>set</sub>	1	kW	$C_{L\alpha}$	4,8033
$h_S$	1500	m	$C_{L_{max}}$	1,565		$\eta_{prop}$	0,820		$C_{L_0}$	0,9807
$\Delta T$	0,0	deg C	$F_{Cr}$	0,010		$\phi_T$	0,0	deg		
Output Parameters										
$P_{avail}$	39	kW	$\alpha$	6,97	deg	$V_{S_{clean}}$	46,94	km/hr		
Input Parameters										
$S_w$	1,90	$m^2$	$W_L$	74,5	N	SHP <sub>set</sub>	1	kW	$C_{L\alpha_L}$	2,0000
$h_L$	15	m	$C_{L_{max_L}}$	1,300		$\eta_{prop}$	0,820		$C_{L_{0_L}}$	0,0000
$\Delta T_L$	0,0	deg C	$F_L$	1,000		$\phi_T$	0,0	deg		
Output Parameters										
$P_{avail}$	39	kW	$\alpha_L$	37,2	deg	$V_{S_L}$	36,61	km/hr		

**Décollage**

**Vol Plané**

**Atterrissage**

▪ **C- Performance de Croisière :**

• **Vitesse maximale :**

**Tableau 3-8 : Vitesse maximal de Croisière.**

Input Parameters										
$S_w$	1,90	$m^2$	$W_{Cr}$	85,0	N	$\eta_{prop}$	0,820		$C_{L_0}$	0,9807
Altitude	1500	m	$C_{D_{cleanM}}$	0,0118		$\phi_T$	0,0	deg	$F_{Cr}$	0,010
$\Delta T$	0,0	deg C	$E_{D_{clean}}$	0,0413		$C_{L\alpha}$	4,8033	rad <sup>-1</sup>	$\alpha_{low}$	12,0
									$\alpha_{high}$	30,0
Output Parameters										
$P_{req}$	0	kW	$C_L/C_D$	1,23		$\alpha$	6,97	deg	$M_{Cr_{max}}$	0,700
$P_{avail}$	39	kW	$C_{L@V_{Cr_{max}}}$	0,1357		$V_{Cr_{max}}$	142,00	km/hr		



• Distance de Décollage :

Tableau 3-9 : Distance de décollage.

Input Parameters													
$S_w$	1,90	m <sup>2</sup>	$W_{TO}$	74,1	N	$V_{3/4} / V_{S_{TO}}$	1,25	$D_{prop}$	0,10	m	$C_{D_{TO}}$		rad <sup>-1</sup>
$AR_w$	8,14		$C_{L_{max_{TO}}}$	1,300		$H_0$	0,0500	$\eta_{prop}$	0,820		$C_{D_{TO}}$		
$h_{TO}$	15	m	$C_{D_{TO\_down}}$	0,0418		$a/g$	0,35	$F_{TO}$	0,700				
$\Delta T_{TO}$	0,0	deg C	$(L/D)_{OEI}$	10,86		$SHP_{set}$	1	kW	$\Phi_T$	0,0	deg		
Output Parameters													
$P_{TO} / ND_p^2$	30,00	$\frac{kW}{m^2}$	$V_{LOF}$	75,84	$\frac{km}{hr}$	$S_{TOG}$	162	m					
$V_{S_{TO}}$	63,20	$\frac{km}{hr}$	$S_{TO}$	273	m	$S_{FL}$	205	m					

• Manœuvre :

Tableau 3-10 : Les valeurs d'entrées/sortie de Manœuvre.

Input Parameters												
$S_w$	0,55	m <sup>2</sup>	$V_M$	100,82	$\frac{km}{hr}$	$C_{D_{cleanM}}$	0,0118	$\Phi_T$	0,0	deg	$C_{L_0}$	-0,9807
$h_M$	1500	m	$W_M$	2803,3	N	$B_{Dp_{clean}}$	0,0413	$F_M$	1,425			
$\Delta T$	0,0	deg C	$C_{L_{max}}$	1,565		$\eta_{prop}$	0,720	$C_{L_{\alpha}}$	4,8033	rad <sup>-1</sup>		
Output Parameters												
$P_{req}$	251	kW	$P_{avail}$	24	kW	$Q_T$	0,4600	$\frac{rad}{s}$	$n_{pull-up}$	14,89	g	

• La distance d'Atterrissage :

Tableau 3-11 : Calcul de la distance d'Atterrissage.

Input Parameters													
$S_w$	1,90	m <sup>2</sup>	$W_L$	74,5	N	$B_{Dp_{L\_down}}$	0,0413	$SHP_{set}$	1	kW	$\Phi_T$	0,0	deg
$h_L$	15	m	$C_{L_{max_L}}$	1,300		$a/g$	0,35	$\eta_{prop}$	0,820		$C_{L_{\alpha_L}}$	2,0000	rad <sup>-1</sup>
$\Delta T_L$	0,0	deg C	$C_{D_{L\_down}}$	0,0268		$\Delta n$	0,10	$F_L$	1,000		$C_{L_{\alpha_L}}$	0,0000	
Output Parameters													
$\bar{y}$	0,30		$V_A$	47,59	$\frac{km}{hr}$	$S_{LG}$	15	m					
$V_{S_L}$	36,61	$\frac{km}{hr}$	$S_{air}$	34	m	$S_L$	49	m					

▪ d- Performance de descente :

Tableau 3-12 : Performances de descente.

Input Parameters														
$S_w$	0,55	$m^2$	$U_1$	100,00	$\frac{km}{hr}$	$B_{DP_{clean}}$	0,0413	$\Phi_T$	0,0	deg	$F_{MaxCont}$	1,200		
Altitude	1500	m	$W_{current}$	56,0	N	$SHP_{set}$	100	kW	$C_{L_{\alpha}}$	4,8033	$rad^{-1}$	$\alpha_{low}$	1,3	deg
$\Delta T$	0,0	deg C	$C_{D_0_{clean,M}}$	0,0118		$\eta_{prop}$	0,720		$C_{L_o}$	-0,9807		$\alpha_{high}$	30,0	deg
Output Parameters														
$\alpha$	13,33	deg	$C_{L_T}$	-0,3426		$P_{avail}$	-24	kW	$\gamma$	-2,8	deg			

▪ e- Vol Plané :

• le Temps de Plané :

Tableau 3-13 : Calcul de Temps de Vol Plané.

Input Parameters											
$S_w$	0,55	$m^2$	$W_{current}$	20,0	N	$B_{DP_{clean}}$	0,0413		$\alpha_{low}$	12,0	deg
Altitude	1500	m	$\alpha$	6,97	deg	$C_{L_{\alpha}}$	4,8033	$rad^{-1}$	$\alpha_{high}$	30,0	deg
$\Delta T$	0,0	deg C	$C_{D_0_{clean,M}}$	0,0118		$C_{L_o}$	0,9807				
Output Parameters											
$\gamma$	-4,1	deg	$t_{Gl}$	7	min	$t_{Gl_{max}}$	35	min			

• Taux de la descente :

Tableau 3-14 : Calcul de Taux de la descente.

Input Parameters											
$S_w$	0,55	$m^2$	$W_{current}$	56,0	N	$B_{DP_{clean}}$	0,0413		$\alpha_{low}$	1,3	deg
Altitude	1500	m	$\alpha$	13,33	deg	$C_{L_{\alpha}}$	4,8033	$rad^{-1}$	$\alpha_{high}$	30,0	deg
$\Delta T$	0,0	deg C	$C_{D_0_{clean,M}}$	0,0118		$C_{L_o}$	-0,9807				
Output Parameters											
$\gamma$	-2,8	deg	RD	0,73	$\frac{m}{s}$						

❖ Conclusion :

L'étude de simulation par ANSYS et XFLR5 nous a aidés à déterminer les coefficients aérodynamiques et qui sont d'une utilité importante pour la poursuite de l'analyse vers le calcul des performances du drone.

Ces performances englobent tous les paramètres nécessaires lors du vol de drone dans l'atmosphère. Ces paramètres sont regroupée et organiser suivants des tableaux, quand peut conclure les informations obtenues comme suit :

- **Décollage :**  $V_{\max} = 21 \text{ m/s}$  ,  $V_{\text{décollage}} = 17.50 \text{ m/s}$ .
- **Montée :** la vitesse de montée commence à partir de  $5.5 \text{ m/s}$  et elle croit jusqu'à  $27 \text{ m/s}$ .
- **Vol en palier :**  $V_{\max} = 40 \text{ m/s}$ .
- **Descente :**  $V_{\text{ds}} = 16 \text{ m/s}$  ,  $T_{\text{ds}} = 7 \text{ min}$  , degré de descente =  $-2.8^\circ$  Taux de descente =  $0.73 \text{ m/s}$ .
- **Atterrissage :**  $V_{\text{atterrissage}} = 13,20 \text{ m/s}$  ,  $V_{\text{décollage}} = 36,61 \text{ m/s}$  ,  $D_{\text{atterrissage}} = 82 \text{ m}$ .

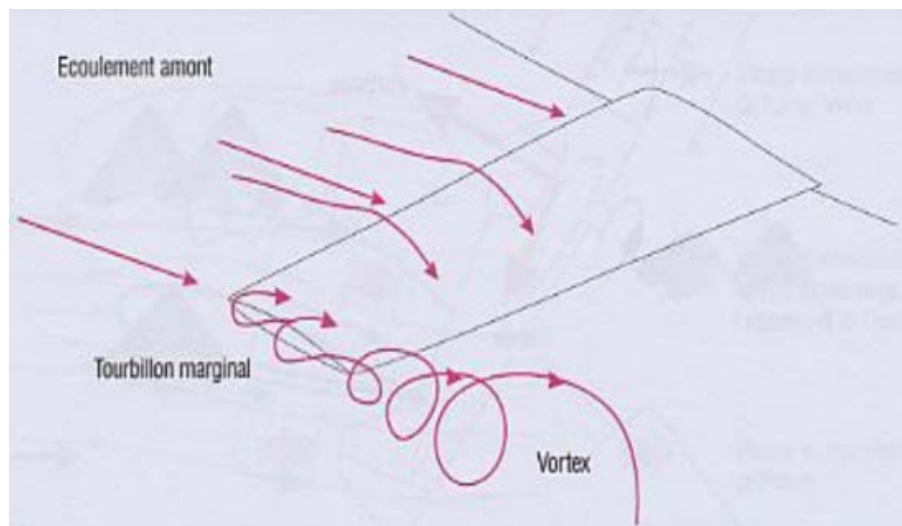
### 3.3 Optimisation :

Pour obtenir l'optimisation on joue sur la traînée :

- Traînée d'un profil résulte des forces de pression dans l'axe de l'avion. Toutefois on peut la composer en trois parties distinctes :

- la traînée de forme
- la traînée de sillage
- la traînée induite (due à la portance).

Trainée induite est liée aux différences de pression entre l'intrados et l'extrados de l'aile (qui engendrent la portance). L'air du dessous du profil qui a tendance à remonter vers le dessus au niveau des saumons d'aile. Cela crée des tourbillons qu'on appelle tourbillons marginaux (vortex).(figure ....)

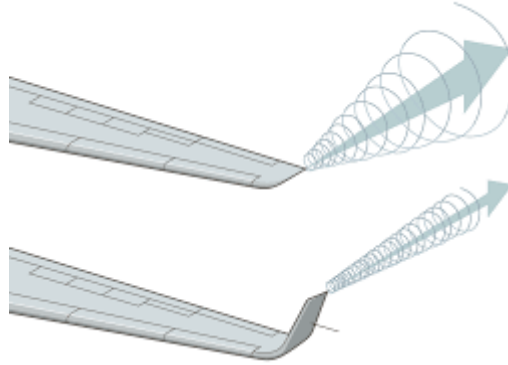


**Figure 3-12** : Tourbillons marginaux au niveau des saumons.

Pour diminuer ces tourbillons l'aérodynamicien américain Richard Whitcomb a fait une recherche au centre de recherches de la NASA et a développé le concept de la technologie de dérive. Selon Whitcomb, la dérive pourrait être décrite comme petite aile comme les structures verticales qui s'étend du saumon, visant la réduction de la drague induite une fois comparée à d'autres dispositifs ou prolongements de saumon. Il a également réclamé dans sa recherche que la réduction des expositions 20% de dérive de la drague induite. C'est pourquoi nous avons choisi ce dispositif (qu'il a donné le terme winglets) dans ce thème pour optimiser notre UAV. Mais avant de détailler comment on a choisi notre winglets, commençons par quelques notions d'aérodynamique.

**❖ Winglets :**

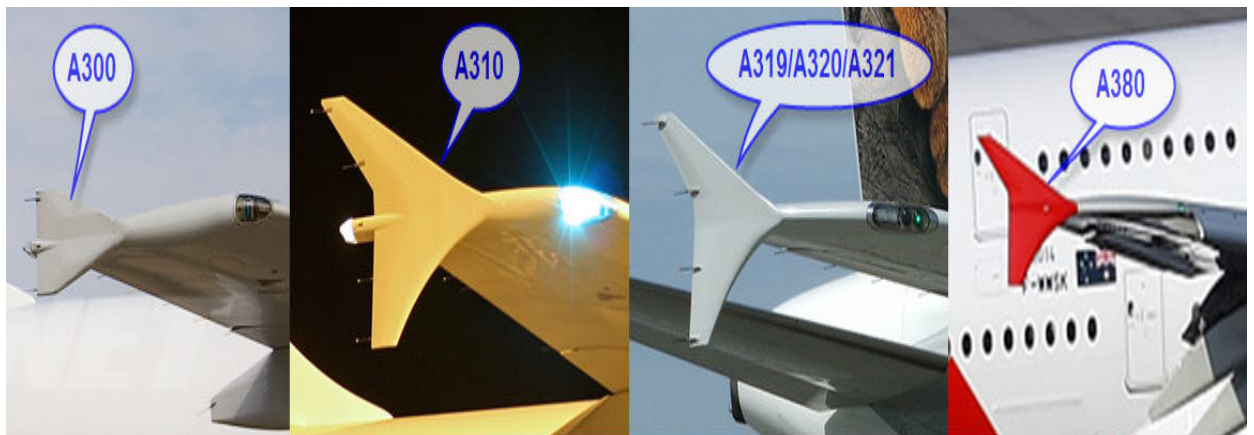
Sont des appendices recourbés installés au bout des ailes d'un avion. ils servent à réduire la traînée induite engendrée par les écoulements d'air turbulents aux extrémités des ailes.



**Figure 3-13 :** réduction de tourbillons marginaux par les winglet.

**❖ Type de winglets :**

- **WINGTIP FENCES :** sont une variante spéciale des ailettes, qui vont à la fois vers le haut et vers le bas de la pointe de l'aile. Préféré par européenne avionneur Airbus.



**Figure 3-14 :** Wingtip Fence.

➤ **BLENDED WINGLETS :** (Les vrais "winglets")

Ces ailettes sont populaires parmi les compagnies aériennes qui volent ces avions sur les courriers à moyen / long comme la plupart de la véritable essence économies se matérialisent en croisière. Les vols plus longs signifient plus de croisière, donc de plus grandes économies de carburant. Et ils ont aussi serveur comme surface de marketing pour les logos des compagnies aériennes ou des adresses Web en général. Ce type est considérée par Boeing par exemple comme une fonctionnalité supplémentaire en option sur leurs produits, sauf pour le Boeing 747 -400.



Figure 3-15 : Blended Winglet.

➤ **RAKED WINGTIPS :**

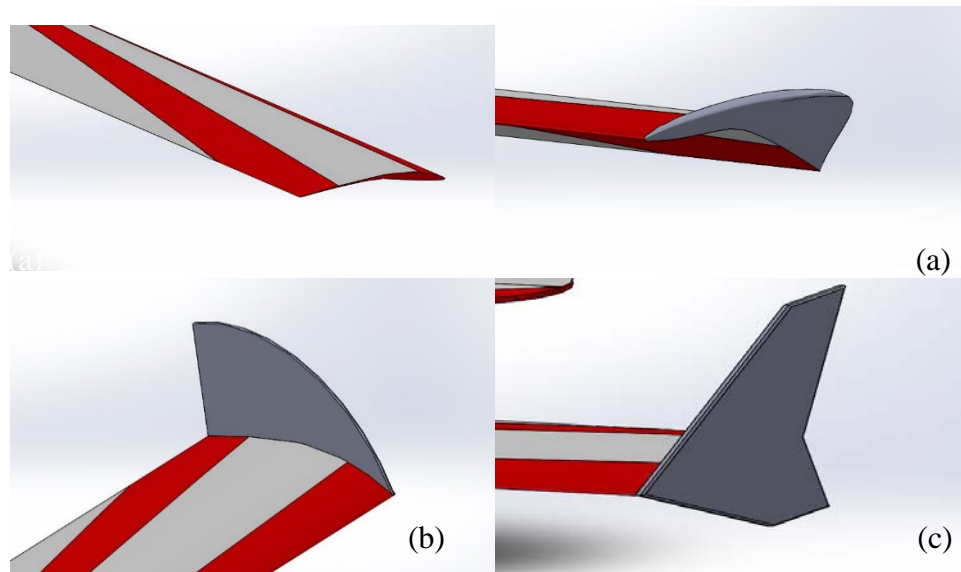
sont des variantes les plus récentes de Winglet (ils sont probablement mieux classées comme des ailes spéciales, cependant), où le bout de l'aile a un degré plus élevé de balayage que le reste de l'aile. Ils sont largement appelées ailettes, mais ils sont mieux décrits comme des extensions de bout d'aile intégrés car ils sont des ajouts à l'aile existante (horizontal). L'objectif déclaré de cette fonction supplémentaire est d'améliorer l'économie de carburant, grimper performance et de raccourcir la longueur de piste au décollage.



Figure 3-16 : Raked Wingtip.

### 3.3.1 Etude D'optimisation :

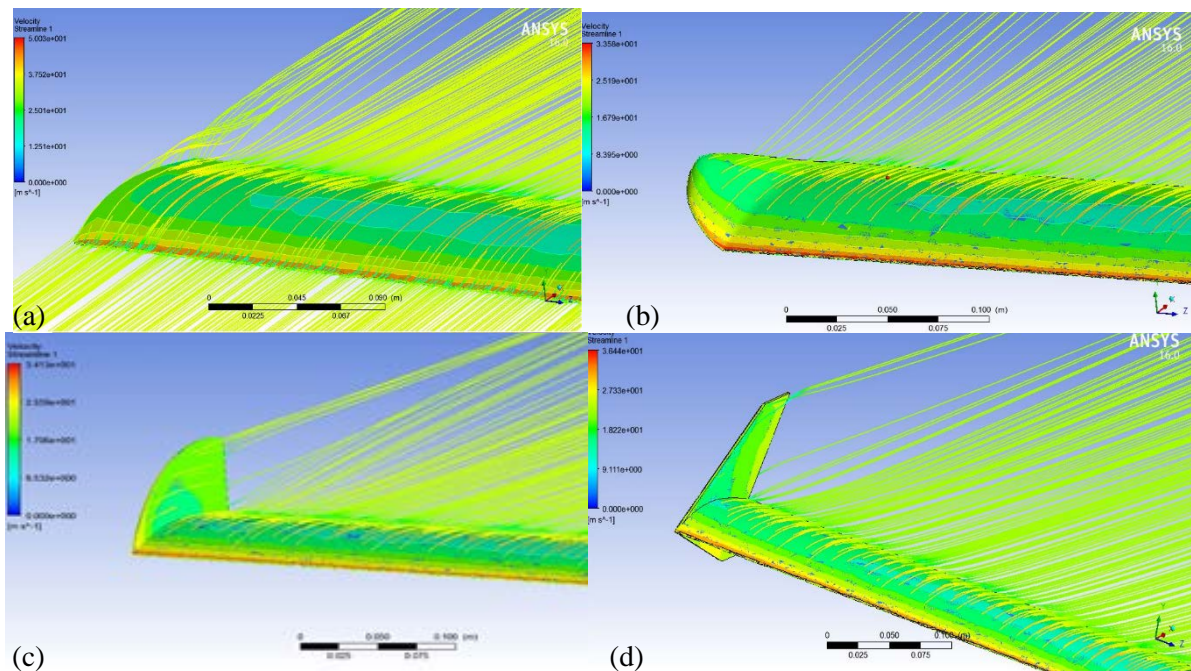
Le processus d'optimisation se concentre sur la maximisation de l'efficacité aérodynamique avec l'augmentation simultanée de portance et la diminution de trainée, de sorte que la consommation soit réduite au minimum, l'endurance augmente et les performances de vols s'améliorent. L'expérimentale a montré que l'utilisation des ailettes au bout des ailes fait augmenter l'efficacité de l'aile en réduisant les tourbillons marginaux au saumon via ces dispositifs spécialement conçus. Il est important que les winglets n'a pas d'interaction avec les ailes produisant des tourbillons d'interférence, pour cela un total de trois configurations a été examinés.



**Figure 3-17** : Configurations des Winglets (a,b,c).

De toutes les configurations examinées, la configuration présentée dans la figure 3-17 était dominante sur le reste à tous égards (haute portance, faible trainée et haute finesse) ce qui valide notre choix pour cette ailette dans la conception optimale.

L'ailette (b) combine tous les points positifs rencontrés dans les autres ailettes, la force des tourbillons marginaux est affaiblie tandis que dans le même temps ne semble pas générer des tourbillons d'interférences dues à sa courbe spécialement conçus pour un large éventail de conditions de vol examiné



**Figure 3-18** : linges de courant et tourbillons près au saumon d'aile.

L'effet est clairement affiché dans la figure 3-18 qui fournit une comparaison de flux dans la région de bout d'aile. Il est évident que la force de tourbillon marginal est fortement réduite par l'utilisation de ces ailettes.

On va discuter les résultats de ANSYS FLUENT 16 dans le **Chapitre 4** pour choisissiez le winglet le plus efficace.

### ❖ Conclusions

Pour satisfaire les besoins croissantes des UAV légères pour la prise des photographies aériennes, un UAV léger a été conçu, et testé avec succès en vol. La conception préliminaire a été suivie par une analyse approfondie CFD qui a servi de base pour le processus d'optimisation finale. L'efficacité de l'aile et la traînée induite ont été optimisés par l'utilisation des ailettes. La conception de l'aile finale était le résultat de plusieurs simulations CFD qui ont démontré clairement que les caractéristiques aérodynamiques de l'aile pourraient être améliorées après certaines modifications. Ce document met l'accent uniquement sur l'optimisation de l'efficacité aérodynamique par l'utilisation des ailettes. Une fois que les obstacles à l'intégrité de structure sont éliminés, les performances aérodynamiques peuvent être encore améliorées. Il est prévu que de nouvelles améliorations aérodynamiques en utilisant l'analyse CFD, combinée à l'optimisation structurelle pourraient permettre à un modèle plus performant et plus écologique.



# **CHAPITRE 4**

## **INTERPRETATION DES RESULTATS ET ESSAIS**

## 4 Résultats et interprétation :

### 4.1 Interprétation des résultats de performances :

#### 4.1.1 1<sup>ère</sup> VARIANTE PROPOSEE COMME PERFORMANCES DU DRONE-TYPE

##### Estimation des performances

L'évaluation des performances est un processus itératif. D'abord, nous verrons comment estimer ou "prédéterminer" les performances de notre avion, puis dans un deuxième temps nous pourrions affiner nos calculs et déterminer ses performances réelles.

##### Prédétermination ou estimation des performances

Soient les caractéristiques d'un avion :

Poids de l'appareil	$G = 550kg$
Puissance motrice	$P_0 = 60CV$
Rendement de l'hélice	$\eta = 72\%$
Puissance utile	$P_u = P_0 \times 0,72 = 43,2CV \text{ utiles}$
Surface Alaire	$S = 14,5m^2$
Envergure	$E = 9,4m$
Allongement (carré de l'envergure /Surface Alaire)	$\lambda = E^2/S = 9,42/14,5 = 6,1$
Coefficient aéronautique	$C.A = 350$
Profil utilisé	<b>23012</b>
Résistances passives unitaires ou <b> finesse</b>	$X = \Sigma/S = (100C'_D)/S = 2,2$

On peut évaluer ses performances graphiquement ; il suffit pour cela d'extraire du réseau de polaires unitaires moyennes la polaire correspondant à la finesse  $X = 2$ .

Polaires logarithmiques moyennes (fig. R.G. Desgranschamps)

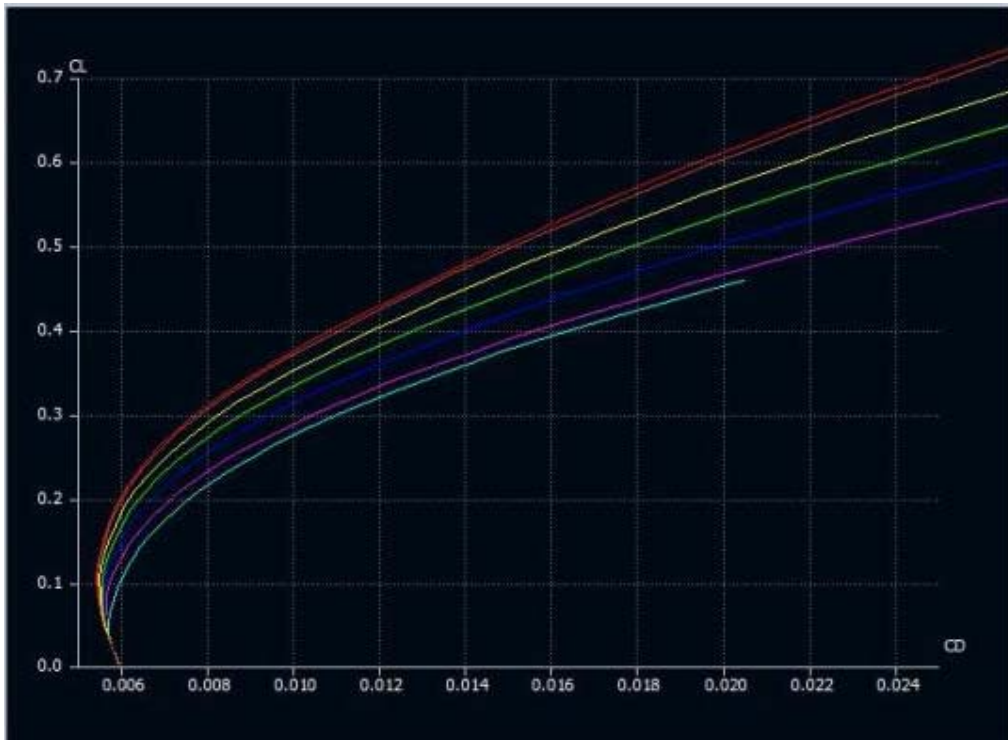


Figure 4-1: R.G. Desgranschamps.

On translate ensuite la courbe vers la droite d'une abscisse constante = 0,207, ce qui donne la courbe ci-dessous.

La courbe ci-dessous nous permet de déterminer : Point O (caractéristique de l'avion), Vitesse maximum au sol, Plafond théorique, Vitesse minimum de sustentation, Vitesse d'atterrissage. (Fig. R.G. Desgranschamps)

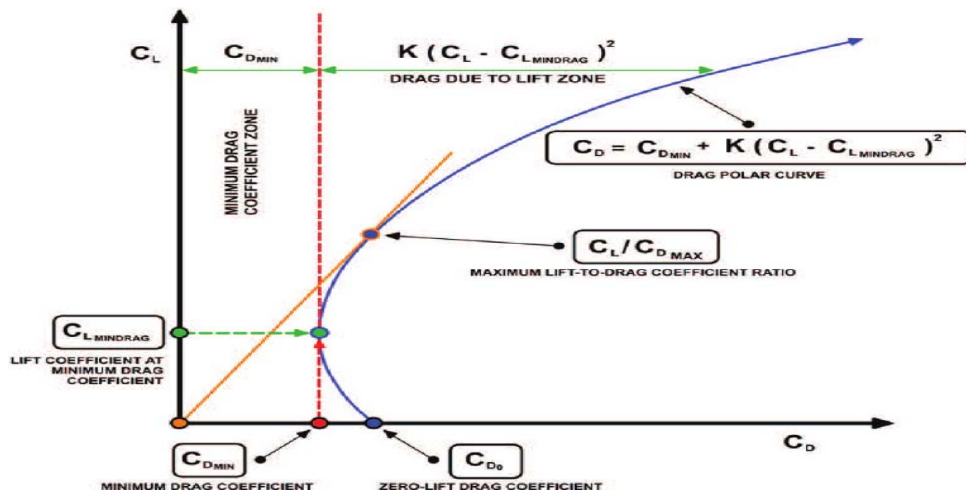


Figure 4-2: Les caractéristiques de l'avion.

Point O caractéristique avion

Le Point O, caractéristique de l'avion est donné par

- l'ordonnée  $G/S = 38 \text{ kg/m}^2$
- l'abscisse  $P_u/S = 3$

### **Vitesse maximum au sol**

A partir du point O, on trace la parallèle à la droite des vitesses. Elle coupe la polaire en A.

La valeur de la Vitesse maximum au sol  $V_0$  se lit sur la droite des vitesses (graduée), sur laquelle on reporte la longueur du vecteur OA à partir du point Or :

- $V_0 = 168 \text{ km/h}$

Plafond théorique

A partir du point O, on trace la parallèle à la ligne des altitudes. Elle coupe en B la parallèle à la droite des vitesses, tangente à la polaire.

La valeur du plafond théorique Pl. th se lit sur la ligne des altitudes (graduée), sur laquelle on reporte la longueur du vecteur OB :

$$Pl. th = 6.000m$$

Plafond pratique

$$Pl. th = 5.400m.$$

### **Vitesse minimum de sustentation**

$V_{min.sust}$  Est donnée par le vecteur OC. On trace la parallèle aux abscisses, tangente à la polaire. Elle coupe la droite OA en C.

La Vitesse minimum de sustentation se mesure en reportant la longueur du vecteur OCO sur la droite des vitesses (graduée), à partir du point Or, mais en sens opposé car le vecteur OC est dirigé en sens inverse du vecteur OA.

- $V_{min.sust} = 77 \text{ km/h}$

### **Vitesse d'atterrissage**

$V_{att}$ : Elle est inférieure à  $V_{min.sust}$  d'environ 10% à 15% grâce au matelas d'air comprimé sous les ailes à l'arrivée au sol qui produit un "freinage sustentateur".

- Avions ailes hautes :  $V_{att} = 69,3 \text{ km/h}$
- Avions ailes basses :  $V_{att} = 65,5 \text{ km/h}$

### Le $C.A$ et les performances

Le  $C.A$  traduit le rôle du Poids, de la surface alaire et de la puissance :

$$C.A = \frac{G}{P_0} \times \frac{G}{S} = \frac{G^2}{P_0 \times S}$$

⇒ Les meilleures performances sont obtenues avec un  $C.A$  aussi petit que possible :

- un poids faible,
- une surface alaire grande,
- et une puissance élevée.

### Le poids

Le poids est le facteur le plus nuisible. Pour construire un avion, on choisit des matériaux aussi légers que possible, dans les limites de la résistance de l'avion.

Surface alaire et puissance

Soit la surface alaire  $S$ , et la puissance  $P_0$ ,

Si	Avantages	Inconvénients
$S \uparrow$	décollage plus aisé plafond $\uparrow$ $V_{att} \downarrow$	traînée $\uparrow$ $V_{croisière} \downarrow$ poids $G \uparrow$ , prix $\uparrow$ inconfort $\uparrow$ encombrement $\uparrow$
$P_0 \uparrow$	décollage plus aisé plafond $\uparrow$ , $V_{croisière} \uparrow$ manœuvrabilité $\uparrow$	poids $G \uparrow$ prix $\uparrow$ encombrement $\uparrow$

Si la surface augmente, le poids constitutif de l'aile et les efforts de flexion augmentent d'environ  $1,5 \text{ kg/m}^2$  supplémentaires. L'avion devient sensible aux turbulences et inconfortable si la charge alaire est inférieure à  $30 \text{ kg/m}^2$ .

Si la puissance augmente, le poids du moteur augmente d'environ  $3\text{ kg/cheval}$  à autonomie constante. Poids : bloc moteur, hélice, carburant, lubrifiant, réservoirs vides, tuyauterie, radiateurs (?).

Rôle de la surface S et de la puissance Po dans notre exemple numérique :

$G = 550\text{kg}$	$100C'_D = 32$			$\eta = 72\%$		
.	$P_0 = 60\text{CV}$			$S = 14,5\text{m}^2$		
.	S =	S =	S =	Po =	Po =	Po =
.	10	14,5	19	40	60	80
$C.A$	504	348	265	521	348	261
$V_0$	186	168	154	131	168	185
$Pl.th$	5000	6000	7100	1000	6000	7800
$V_{min\text{ sust}}$	90	77	66	77	77	77

Performances d'un aéronef à finesse 8 (fig. Henri Mignet).

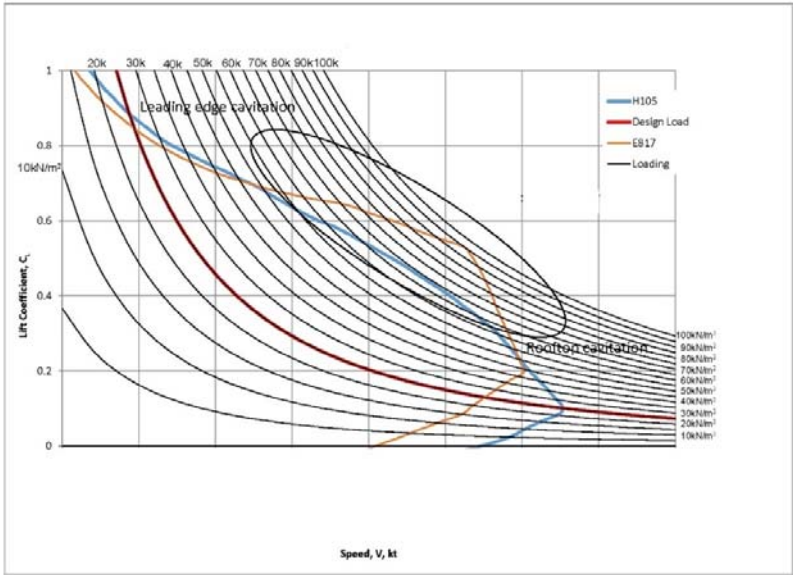


Figure 4-3: Performances d'un aéronef à finesse 8 (fig. Henri Mignet).

**Rôle du  $C_D$** 

A surface  $S$  constante, si l'on diminue  $C_D$  de 3,5 à 2, par exemple, on gagne 7% en vitesse

$$\sqrt[3]{3,5/2,8} = 1,07$$

Mais en fait le gain en  $C_x$  ne dépasse que rarement 5%, car il s'obtient au prix d'une sophistication coûteuse en poids.

A puissance constante, par contre, si  $S$  diminue de  $13m^2$  à  $6m^2$  (grâce à un gain de poids) on gagne cette fois 30% en vitesse. Autrement dit, au niveau de la conception, les sophistications constructives pour améliorer le  $C_D$  sont moins importantes que les gains de poids.

**Estimation des Traînés parasites**

Nous avons vu précédemment que la résistance  $G$  due à la viscosité de l'air était de la forme :

$$G = K . S . V^2$$

$G$  = Résistance en kg

$V$  = vitesse en m/s

$S$  = surface alaire en  $m^2$

$K$  = coefficient variant de 0,008 à 0,1

Et que **La Traînée** qui équilibre la traction  $T$  (ou la propulsion) de l'hélice était de la forme :

$$T = \left[ \frac{100C_x}{1600} S + 100C_D \right] V^2$$

Où :

$100C_x$  = coefficient de Traînée caractéristique du profil

$S$  = surface alaire en  $m^2$

$100C'_D$  =  $\Sigma$  Des traînés parasites (parties autres que l'aile : mâts, cordes à piano, ferrures, etc.)

$V$  = Vitesse de l'avion en  $m/s$

Des études en laboratoire ont permis de déterminer les **traînés  $C'$**  dues aux **éléments non porteurs**.

$$C' = C'_D/S$$

Nous en donnons ci-dessous quelques valeurs approximatives :

Elément :	$C'$
• Cordes à piano, câbles ronds	0,900
• Tubes ronds	0,700
• Roues nues	<b>0,500</b>
• Haubans fuselés	0,400
• Fuselage empenné monoplace à section rectangulaire, d'allongement 7, appuie-tête, pare-brise, moteur avant refroidi par radiateur	0,260
• Fuselage empenné monoplace à section ovoïde, moteur refroidi par air	0,185
• Fuselage empenné biplace côte à côte, à section ovoïde, moteur à air	0,215
• Fuselage empenné, biplace côte à côte, de forme ovoïde à galbe soigné, conduite intérieure fuyante, moteur à air	0,135
• Mâts carénés, tubes profilés	0,100
• Jambes de train carénées	0,065

Pour calculer le coefficient des traînées parasites  $C'_D$ , on multiplie chaque  $C'$  par  $S$ , la surface du maître couple en  $m^2$ .

Exemple :	$S \times C'$	$C'_D$
• Fuselage caréné	$1,4 \times 0,135$	0,18900
• Jambes de train	$0,15 \times 0,065$	0,00975
• Roues	$0,16 \times 0,500$	0,08000
• Jambe et roue arrière	$0,02 \times 0,500$	0,01000
.	TOTAL	0,28875

Les chiffres ci-dessus doivent être majorés de 10 à 12% à cause des interactions :

$$C'_{D\text{total}} = 0,28875 \times 1,1 = 0,3176$$

La somme des résistances passives à l'air ou **finesse X** est :

$$X = (100C'_D/S) = (100 \times 0,3176)/14,5 = 2,19 \sim 2,2$$

Où :  $S$  = surface alaire en  $m^2$

### Calcul final des performances

Récapitulons les caractéristiques de notre avion biplace :



Poids de l'appareil	$G = 550kg$
Puissance motrice	$P_0 = 60CV$
Rendement de l'hélice	$\eta = 72\%$
Puissance utile	$P_u = P_0 \times 0,72 = 43,2CV \text{ utiles}$
Surface Alaire	$S = 14,5m^2$
Envergure	$E = 9,4m$
Allongement (carré de l'envergure /Surface Alaire)	$\lambda = E^2/S = 9,42/14,5 = 6,1$
Coefficient aéronautique	$C.A = 350$
Profil utilisé	<b>23012</b>
Résistances passives unitaires ou <b>finesse</b>	$X = \Sigma/S = (100C'_D)/S = 2,2$

La finesse  $X = 2,2$  est un minimum pour une incidence de vol normale, une traînée minimum du fuselage supposé dans le lit du vent, et une portance  $100C_z = 20$  à 30. Voici le tableau permettant de tracer la polaire logarithmique :

**Tableau 4-1 : Les coefficient de la Portance et de la Trainée en fonction de l'Angle d'Incidence.**

Incidence $i^\circ$	Coefficient de Portance $100 C_z$ ou $C_z\%$	Coefficient de Trainée $100 C_x$ ou $C_x\%$	Trainées parasites $X$ $= \Sigma/S =$ $(100C'_x)/S$	Trainée totale $100C_x$ $+ X$	Coefficient de Tangage $100C_m$
-4,15	23	1	2,40	3,40	-4,9
-1,05	0	0,62	2,30	2,92	+0,5
<b>+1,66</b>	20	0,82	<b>2,20</b>	3,02	+5,3
4,32	40	1,52	2,30	3,82	10,1
6,98	60	2,78	2,50	5,28	15,1
9,64	80	4,32	2,70	7,02	20,1
12,3	100	6,40	2,90	9,30	25,2
14,96	120	9,10	3,10	12,2	30,3
17,61	140	12,5	3,30	15,8	35,3
22,05	159	20	3,60	23,6	44
22,75	130	22,5	3,70	26,2	40

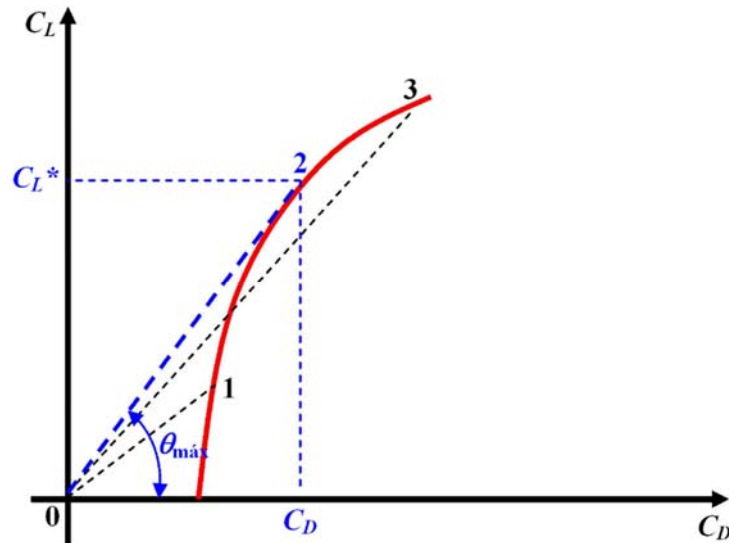


Figure 4-4: La polaire logarithmique.

Le point O caractéristique de l'avion a pour coordonnées :

$$\text{Ordonnée} = G/S = 550/14,5 = 38$$

$$\text{Abscisse} = P_u/S = (P_0 \eta)/s = (60 \times 0,72)/14,5 = 3CV \text{ utiles par } m^2$$

On en déduit (voir prédétermination) :

$$V_0 \text{ au sol} = 173 \text{ km/h}$$

$$V \text{ à } 1500m = 167 \text{ km/h}$$

$$\text{Plafond théorique} = 5400 \text{ m}$$

$$V \text{ mini de sustentation} = 72 \text{ km/h}$$

$$V \text{ atterrissage} = 72 \times 0,85 = 61,2 \text{ km/h}$$

### **Rendement de l'hélice**

Le **rendement d'hélice** et le **diamètre optimum** peuvent se calculer comme nous

L'avons expliqué dans le chapitre sur les hélices :

$V_0$  Étant connue (173 km/h), on peut appliquer la formule de Caquot :

$$\eta_{max} = 0,54 \sqrt[16]{V_0^5 / (N^2 P)}$$

Où :

$P(CV)$  = puissance du moteur.

$N(t/mn)$  = vitesse de rotation de l'hélice (tours/minutes)

$V_0 = (km/h)$  vitesse au sol de l'avion

$$\eta_{max} = 0,54 \sqrt[16]{173^5 / (2300)^2 60} = 0,79$$

Rendement pratique (selon profil du capot, du train, etc.)

$$\eta_{réel} = \eta_{max} \times 0,96 = 0,79 \times 0,96 = 0,76$$

Ceci décale le point O vers la droite et améliore les performances :

**Tableau 4-2: Les vitesses en fonction de Rendement.**

Prédétermination	$\eta_{réel} = 0,72$	$\eta_{réel} = 0,76$
$V_0$ au sol <b>168 km/h</b>	173 km/h	177 km/h
$V$ à 1500 m =	167 km/h	176 km/h
<b>Pl. th 600 m</b>	5400 m	6000 m
$V_{min.sust}$ 77 km/h	72 km/h	Idem
<b><math>V_{att}</math> 65,5 km/h</b>	61,2 km/h	Idem

*Diamètre optimum de l'hélice :*

$$D = 104 \sqrt[4]{P / (N^2 V_{max})}$$

Où:

$D(m)$  = diamètre du cercle décrit par l'hélice

$P(CV)$  = puissance du moteur

$N(t/mn)$  = vitesse de rotation de l'hélice (tours/minutes)

$V_{max}(km/h)$  = vitesse maxi de l'avion

Pour un monomoteur de 60CV tournant à 2300 t/mn , à  $V_0 = 177 km/h$  , on a :

$$D = 104 \sqrt[4]{60 / (2300)^2 177} = 1,645 \text{ m}$$

**Nombre de Reynolds**

$$Re = \frac{V \times t}{\nu}$$

$V$  = vitesse de l'avion en  $m/s = 177 km/h = 49,2 m/s$

$t$  = profondeur moyenne =  $14,5 / (9,4 - 1,08) = 1,74 m$

$\nu$  = coefficient de viscosité de l'air

$$R_e = (49,2 \times 1,74 \times 10^7) / 145 = 5,9 \times 10^6$$

Comme  $R_e > 4,5 \times 10^6 V_{min.Suit}$  devrait en principe diminuer, ce qui améliore la partie supérieure de la polaire.

### *Qualités d'en vol*

#### • **Décollage**

Passage des 15 mètres en 500 mètres environ (franchir un obstacle de 15 mètres plus haut que le sol de l'aérodrome en parcourant moins de 500 mètres en projection horizontale).

La distance horizontale parcourue pour franchir un obstacle de 15m comporte la distance de roulement ( $L_r$ ) et la distance parcourue pendant la montée ( $L_m$ ).

#### *Distance de roulement $L_r$*

$$L_r = (-1,88 / (C_{D_1} - r C_{L_1})) (G/S) \text{Log}[1 - ((C_{D_1} - r C_{L_1}) / (C_{L_2} (T'/G) - r))]$$

où :

$r$  = Coefficient de roulement = 0,02 sur piste en dur = 0,04 sur herbe  
 $T'$  = traction moyenne pendant le roulement = 1,75 kg/CV ; avec une puissance maxi admissible de 66CV pleins gaz indiquée par le constructeur,  $T'=115,5\text{kg}$   
 Sur la polaire logarithmique (voir figure précédente),  $C_{D_1}$  et  $C_{L_1}$  correspondent à l'angle  $V_0$  (avion en ligne de vol)

- $C_{D_1} = 0,032$

- $C_{L_1} = 0,26$

$C_{L_2}$  (Montée sous pente maximum) correspond à l'angle de finesse optimum = tangente à la polaire issue de l'origine (figure ci-dessous)

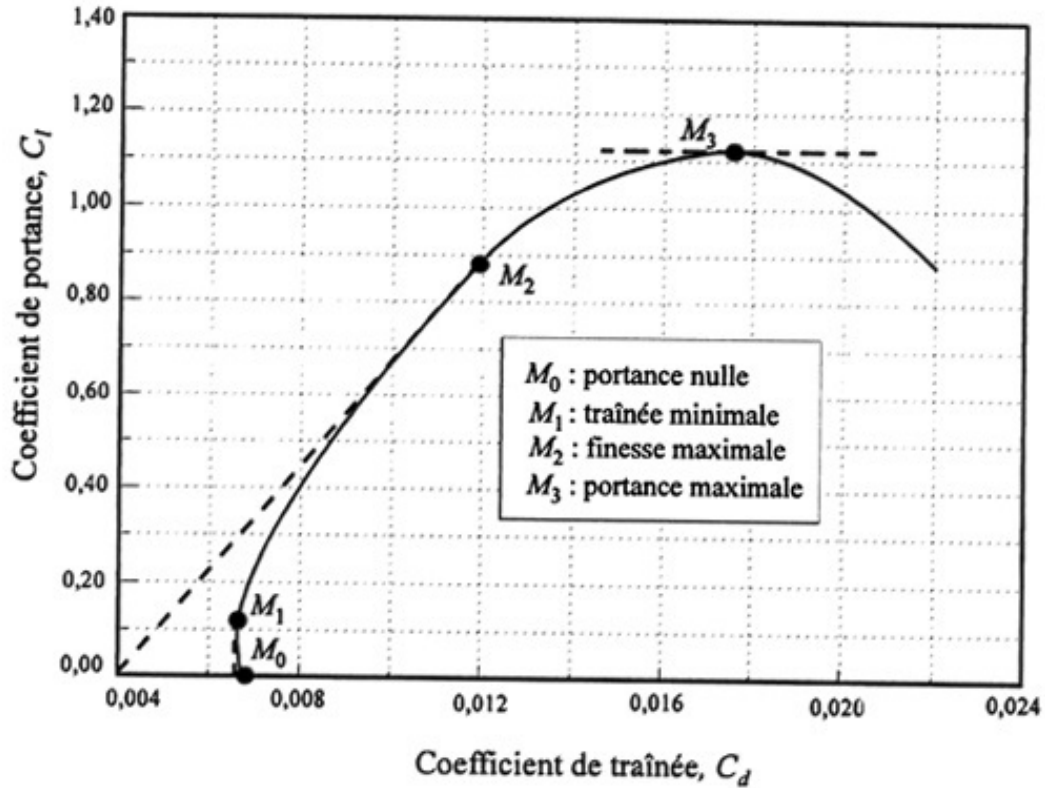


Figure 4-5: Polaire de portance en fonction de la traînée.

On lit:

$$C_{D_2} = 0,06$$

$$C_{L_2} = 0,68$$

$$L_r = (-1,88 / (0,032 - 0,04 \times 0,26)) (550 / 14,5) \text{Log} [1 - ((0,032 - 0,04 \times 0,26) / ((0,068 (1,75 \times 66) / 550) - 0,04))] ]$$

D'où:

$$L_r = 87 \times 38 \times \log 0,813 = 297m$$

**Distance de montée  $L_m$** 

$$L_m = 15 / ((T/G) - (C_{D_2}/C_{L_2}))$$

Si l'on prend un rendement  $\eta = 60\%$  en montée à l'angle de finesse optimum,

**La vitesse vaut**

$$V = \sqrt{(16G)/(C_{L_2}S)}$$

$$V = \sqrt{(16 \times 550)/0,68 \times 14,5} = 29,9 \text{ m/S}$$

**La traction**

$$T = \eta \times P_0 \times 75/V \rightarrow$$

$$T = (0,60 \times 66 \times 75)/29,9 = 99,5 \text{ kg}$$

**La distance de montée**

$$L_m = 15 / ((T/G) - (C_{D_2}/C_{L_2}))$$

$$L_m = 15 / ((99,5/550) - (0,06/0,68)) = 166,7 \text{ m}$$

Le passage des 15 mètres (500m maximum)

$$L_{15} = L_r + L_m = 279 + 166,67 = 463,67 \text{ m}$$

( $L_{15}$  Est donc bien inférieur à 500 m)

**• Montée à 360m en 3 minutes**

Atteindre 360 m d'altitude en moins de 3 minutes implique une vitesse ascensionnelle

$$\omega = 2\text{m/s.}$$

$\omega$  est maximale pour l'angle du plafond (défini par la tangente à la polaire logarithmique)

Sur la polaire ci-dessus on a un point de tangence pour :

- $C_L = 1,1$  ou  $100C_L = 100$
- $C_D = 0,1$  ou  $100C_D = 10$

La **vitesse** est tirée de

$$C_L = 6 G / (S V_2) \Rightarrow$$

$$V = \sqrt{(16 G) / (C_Z S)}$$

$$V = \sqrt{(16 \times 550) / (1,1 \times 14,5)} = 23,5 \text{ m/s}$$

La **traction** est tirée de

$$P_u = T \times V = P_0 \times \eta \Rightarrow$$

$$T = \eta \times P_0 75 / V \Rightarrow$$

$$T = (0,55 \times 60 \times 75) / 23,5 = 105,32 \text{ kg}$$

### • Vol plané

$$\text{Pente du plané} = (C_D + X) / C_L$$

La polaire montre que  $C_D + X < 1/6$  de  $C_D$  pour tous les angles d'incidences compris entre  $1,5^\circ$  et  $22^\circ$ .

### • Roulement à l'atterrissage

Avec le moteur arrêté au moins 50 mètres au-dessus du sol et en vol plané, pouvoir s'arrêter à l'atterrissage en roulant moins de 250 mètres depuis le point d'impact jusqu'à l'arrêt complet, sur terrain plat et horizontal avec un vent inférieur à 2,5 mètres par seconde.

Pour satisfaire à cette condition, prévoir des freins sur roues.

### ESSAIS DE MAQUETTE

Une maquette de l'appareil permet d'expérimenter son comportement aérodynamique en soufflerie. Si les valeurs numériques des  $C_L$  et  $C_D$  diffèrent, les écoulements d'air ne sont pas très différents.

L'échelle  $1/5^e$  permet de rester au-dessus du nombre de Reynolds critique.  $N_r$  Varie de 2.000.000 à 5.000.000 pour un avion, et de 200.000 à 500.000 pour une maquette au  $1/5^e$ .

Autrefois, on réalisait une maquette en bois soigneusement poncée et vernie qui reproduisait fidèlement les formes extérieures de l'avion, à part les organes de petites dimensions comme l'hélice, les câbles et cordes à piano dont les résistances parasites

prendraient une importance relative exagérée sur un petit modèle. Ce type de maquette permet d'estimer la polaire, les décrochages et la stabilité.

Si l'on respecte l'échelle des poids on peut aussi estimer la plage de centrage et l'efficacité des volets. Toutefois les puissances restent difficiles à comparer. Polaire d'avion

La polaire d'avion est établie au cours d'un essai en soufflerie. Certains laboratoires peuvent exécuter l'essai sur l'avion entier, mais il est plus facile d'y soumettre une maquette à échelle réduite.

Le laboratoire fournit les valeurs  $100C_D$ ,  $100C_L$  et  $100C_m$  à différents angles d'incidence de l'avion entier (l'axe de traction) et les courbes correspondantes. Il ne reste plus qu'à reporter les  $100C_D$  et  $100C_L$  sur un fond de diagramme logarithmique.

### Stabilité longitudinale (tangage)

La stabilité en tangage est donnée par l'**empennage horizontal**.

Le laboratoire fournit la courbe et les valeurs du **coefficient de moment autour du centre de gravité  $100C_mG$** , en ordonnées, en fonction de l'**angle d'incidence** de l'avion, en abscisses (l'angle d'incidence est l'angle entre l'axe de traction et la trajectoire ou "lit du vent relatif").

### Stabilité longitudinale (ou stabilité en tangage)

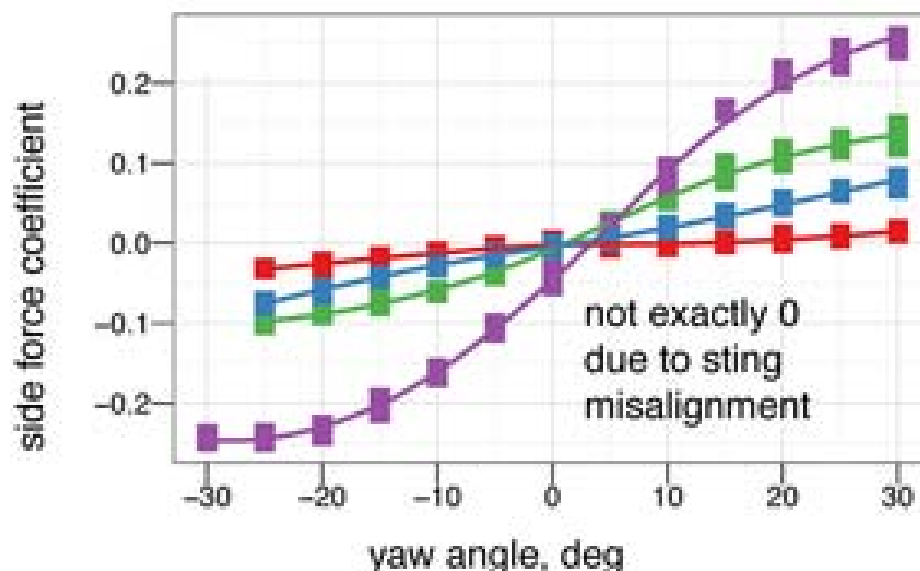


Figure 4-6: Stabilité longitudinale (ou stabilité en tangage).



Cette courbe permet d'ajuster les surfaces et la position des empennages horizontaux et verticaux. La meilleure stabilité correspond à une courbe fortement ascendante vers la droite.

Par exemple, si l'essai donne une branche de courbe descendante comme en ab, ceci indiquerait une instabilité dans cette zone :

Dans la formule de La presle  $[X/t = 0,225 + 0,37 (s.L)/(S.t)]$ , il faudrait alors augmenter le produit  $(s.L)$ , c'est à dire soit "L" la distance entre le CDG de l'avion et le foyer du stabilisateur horizontal, soit "s" la surface d'empennage horizontal, ou bien les deux à la fois

**Remarque :** la stabilité longitudinale est peu sensible à des calages différents de la partie fixe de l'empennage horizontal ou à des braquages divers du gouvernail de profondeur.

### **Stabilité de route (axe de lacet)**

La stabilité suivant l'axe de lacet est donnée par l'**empennage vertical**. Le laboratoire fournit la courbe et les valeurs du coefficient de moment autour du centre de gravité **100CmG**, en ordonnées, en fonction de différents **angles de dérapage** (axe de lacet), en abscisses.

Les trois courbes représentées correspondent à trois angles d'incidence  $i$  de l'avion.

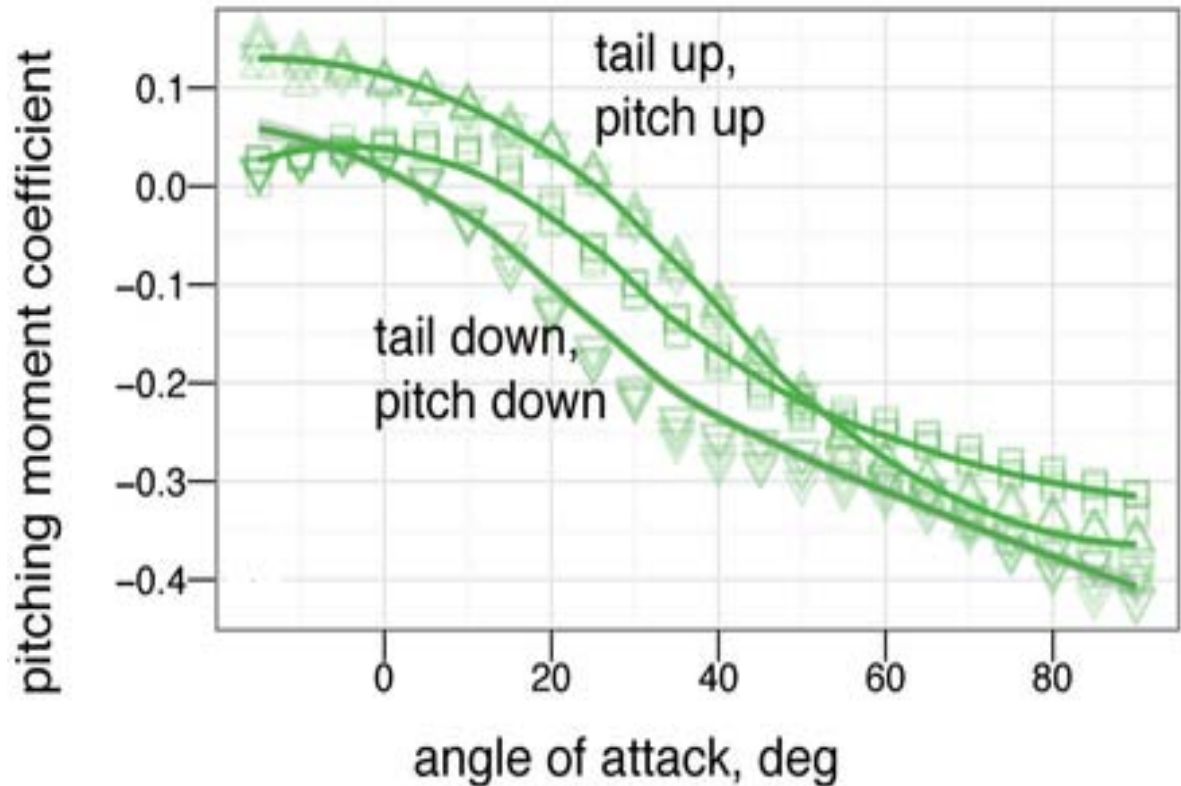
**Stabilité de route (suivant l'axe de lacet)**

Figure 4-7 : Stabilités de route (suivant l'axe de lacet).

Comme pour l'axe de tangage, la meilleure stabilité de route correspond à une courbe fortement ascendante vers la droite.

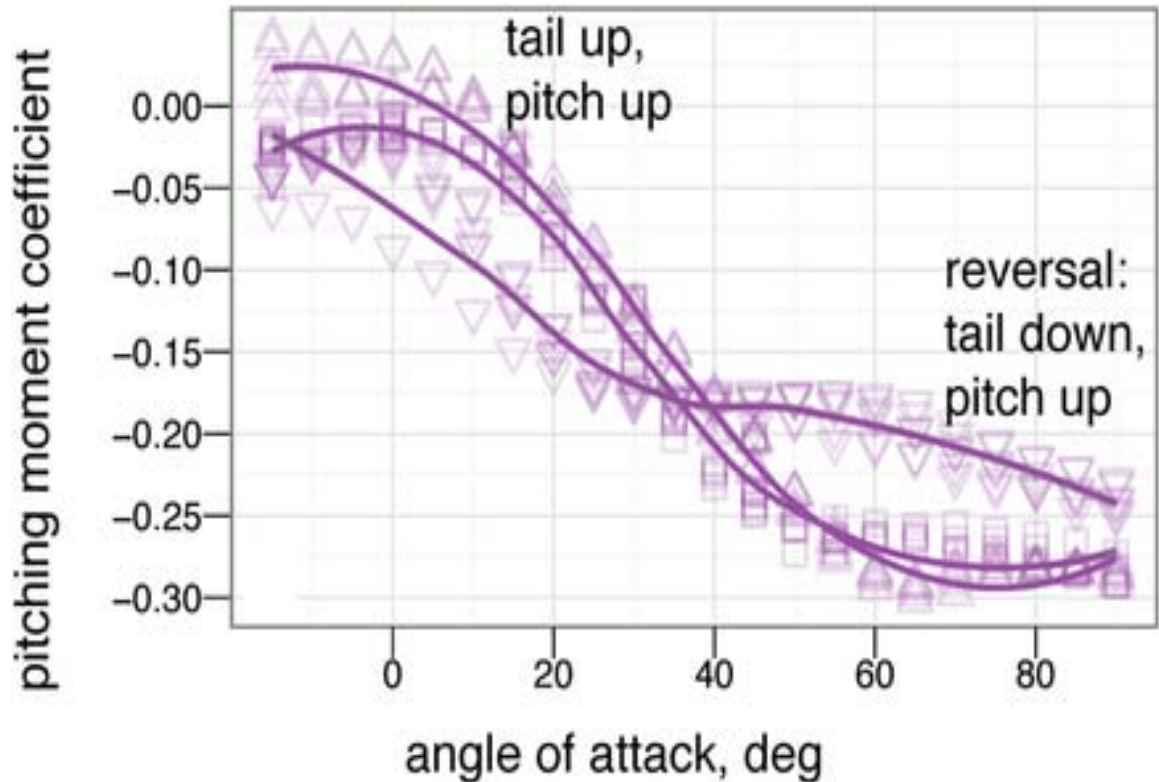
En cas de branche descendante, le remède à apporter serait le même que précédemment, c'est à dire augmenter le produit ( $s \cdot L$ ), soit " $L$ ", la distance entre le CDG de l'avion et le foyer du **stabilisateur vertical**, soit " $s$ ", la surface d'**empennage vertical**, ou bien les deux à la fois.

Remarque : la stabilité de route est peu sensible au braquage du gouvernail de direction ou des ailerons.

***Stabilité au roulis (axe du fuselage)***

La stabilité au roulis traduit l'efficacité des ailerons suivant leur angle de braquage  $\alpha$ . Le laboratoire fournit la courbe et les valeurs du coefficient de moment de roulis  $100CmG$ , en ordonnées, en fonction de leur angle de braquage  $\alpha$ , en abscisses. Les trois courbes représentent trois angles d'incidence  $i$  de l'avion.

*Stabilité au roulis (autour de l'axe du fuselage)*



**Figure 4-8: Stabilité au roulis (autour de l'axe du fuselage).**

De la même manière, un manque d'efficacité conduirait au même remède, augmenter le moment  $s \times d$ , c'est à dire soit augmenter la surface des ailerons, soit les éloigner du fuselage.

### Les contrôles et essais en vol

Pour obtenir le CNRA l'avion est finalement soumis aux essais en vol. Ces contrôles comportent une **visite du GSAC** (ex **bureau vérités**) qui vérifie la qualité de la construction, et des essais en vol sous le contrôle du GSAC. Les ULM de construction amateur sont toutefois dispensées de la visite vérités.

Les services techniques de l'aéronautique exigent d'effectuer **15 heures de vol et 50 atterrissages** au cours desquels le GSAC effectue les contrôles et essais suivants :

- vitesse maximale en km/heure et le nombre de tours/mn,
- vitesse de croisière en km/heure et le nombre de tours/mn à environ 70% de la puissance maximale (d'après la courbe hélice),
- consommation en litres par heure d'après les courbes du moteur,
- passage des 15 mètres en 500 mètres environ
- essais en ressource à 2,5g; 3g; 3,5g mesurés à l'accéléromètre, sans déformation permanente,
- aucun essai de rupture de l'atterrisseur n'est exigé car dans ce cas seule la sécurité de l'usager est mise en jeu et pas celle des tiers à terre.

### **Décollage**

Franchir un obstacle de 20 mètres plus haut que le sol de l'aérodrome en parcourant moins de 600 mètres en projection horizontale. Atteindre en moins de trois minutes une altitude de 360 mètres au-dessus du sol de l'aérodrome.

### **Atterrissage**

Avec le moteur arrêté au moins 50 mètres au-dessus du sol et en vol plané, pouvoir s'arrêter à l'atterrissage en roulant moins de 250 mètres depuis le point d'impact jusqu'à l'arrêt complet, sur terrain plat et horizontal avec un vent inférieur à 2,5 mètres par seconde.

### **Vol Plané**

Descendre en vol plané sur une distance horizontale au moins égale à six fois l'altitude.

#### **4.1.2 2<sup>ème</sup> VARIANTE PROPOSEE COMME PERFORMANCES DU DRONE-TYPE CARACTÉRISTIQUES TECHNIQUES DU DRONE**

- Poids aux décollages 7 kg. Envergure 950mm.
- Longueur 735mm.
- Vitesse du drone 40-150 km/h.
- L'altitude du drone 5-1500 m.
- Temps de vol de chargement de 1.5kg pendant 40 min.

- Charge utile 3 kg. - Poids de cellule 4 kg.
- Moteur électrique 1 kW. Vitesse de décollage 35 km/h.
- Vitesse d'atterrissage 35km/h.
- Piste d'atterrissage 15 m.
- Monter en vitesse vertical 5 m/s.
- Qualité aérodynamique pour une vitesse de 60km/h est 14.
- Rayon de virage. Aile haute sans volets (Profil d'aile NACA 5305).
- Le fuselage (CUB J3).
- L'empennage horizontal. Stabilisateur vertical.
- Plaque de fixation du servomoteur. Le train d'atterrissage type classique fixe.

### **RESULTATS EXPERIMENTAUX ET NUMERIQUES:(Voir Annexe)**

Une étude a été élaborée et qui nous aidé à déterminer plusieurs paramètres qui influent sur l'exactitude des résultats Théoriques et expérimentaux tels que : Les erreurs de fabrication de la maquette car elle est faite à la main. Les erreurs des instruments de mesure et de la lecture ...etc.

Pour le calcul numérique on a utilisé logiciel (L'ANSYS.16), malgré ses avantages concernant la rapidité dans les calculs, mais aussi présence des inconvénients : Il est basé sur des méthodes numériques (volume finie) qui reste juste une méthode de résolution approximée et elle nécessite une validation, pour cette raison on trace les courbes expérimentales de l'approche numérique pour qu'on puisse comprendre les résultats ou se déroulent.

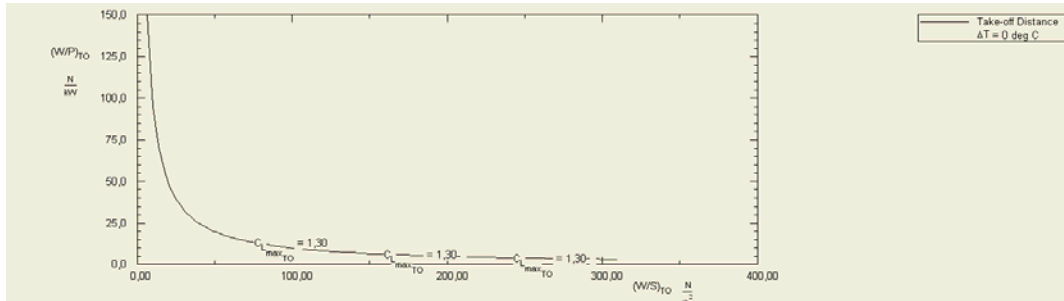
#### **4.1.3 3<sup>ème</sup> VARIANTE PROPOSEE COMME PERFORMANCES DU DRONE-TYPE**

L'étude englobe les caractéristiques du drone utilisé dans la deuxième variante. Et après une simulation numérique à l'aide du logiciel (Advanced Aircraft Analysis 2.5 Project) les résultats sont comme suivis :

**LE DECOLLAGE**

**Tableau 4-3:Les résultats de calcul à phase de Décollage.**

Output Parameters					
$P_{TO}/ND_p^2$	50,00 $\frac{kW}{m^2}$	$V_{LOF}$	75,84 $\frac{km}{hr}$	$S_{TOG}$	177 m
$V_{S_{TO}}$	63,20 $\frac{km}{hr}$	$S_{TO}$	273 m	BFL	206 m



**Figure 4-9 : courbe de la distance au cours de Décollage.**

D'après le graphe on remarque que la distance de Décollage diminue jusqu'à la valeur  $12.5 (W/P)_{TO}$

Ensuite elle est stable selon l'axe OY, l'allure du graphe peut atteindre  $2.5(W/P)_{TO}$ .

-Franchir un obstacle de 20 mètres plus haut que le sol de l'aérodrome en parcourant moins de **273 mètres** en projection horizontale.

Atteindre en moins de trois minutes une altitude de 360 mètres au-dessus du sol de l'aérodrome.

-La limite de vitesse avant le Décollage est des environs de : **75.84km/h**.

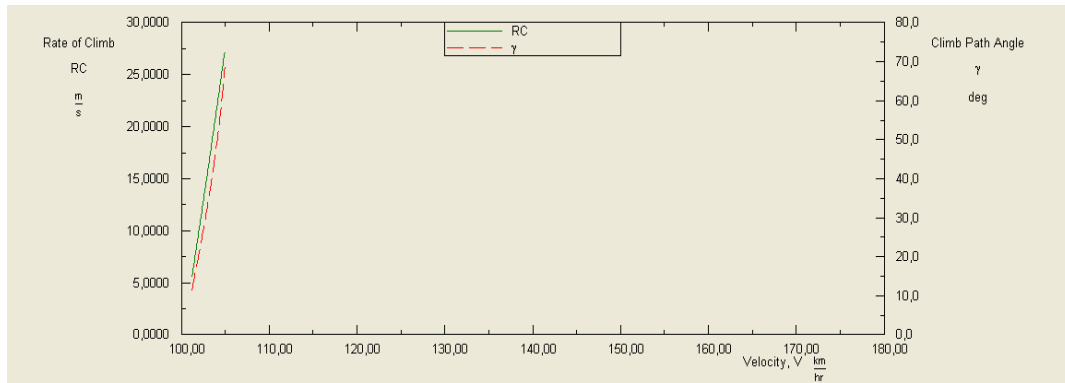
-la vitesse de Décrochage au cours de Décollage est : **63,20 km/h**.

**LA MONTE**

**Tableau 4-4 : Le Taux de Monté.**

Output Parameters					
$P_{avail}$	39 kW	$\alpha$	6,97 deg	RC	2,5400 m/s
				CGR	4,32
				$P_{optExpwr}$	12,000

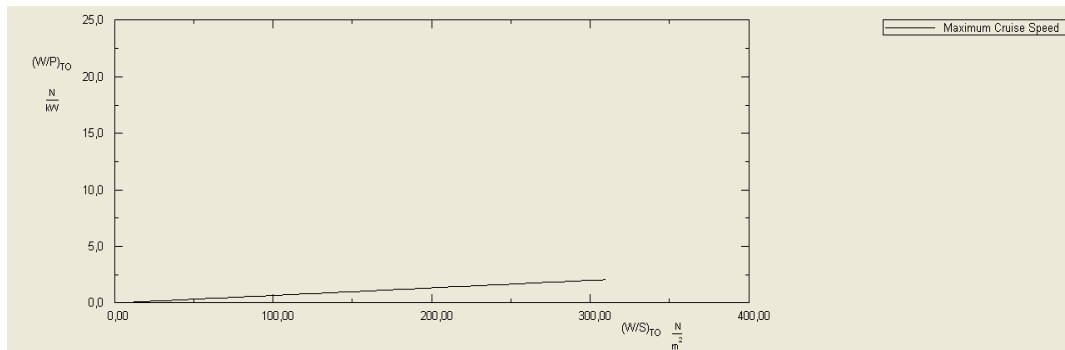
-Taux de Monté de drone **RC=2,54 m/s**.



**Figure 4-10 : Polaire de Performance de Montée.**

Dans la figure (fig. IV.) on voit que la vitesse de montée commence à partir de 5.5m/s et elle croissante jusqu'à RC (27m/s)

**VOL PLANE**

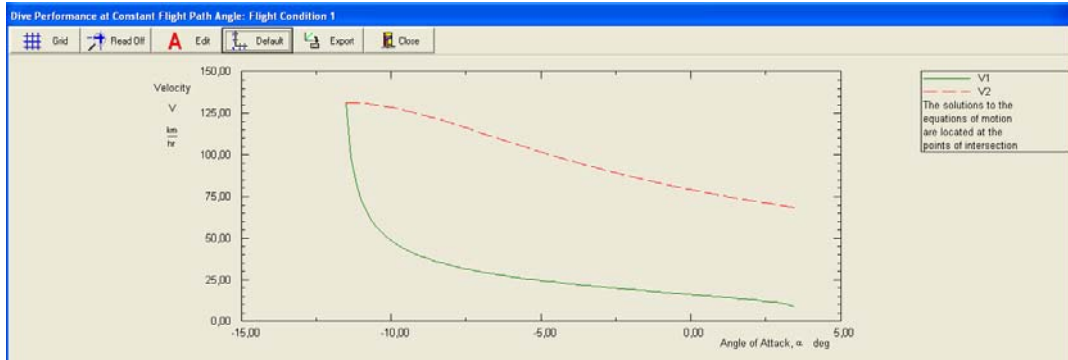


**Figure 4-11 : Courbe de la vitesse maximale de Croisière.**

-La polaire est sous forme d'une droite avec une petite pente qui veut dire que la vitesse de Croisière augmente jusqu'à atteindre le maximum au saint de  $4,5(W/P)_{TO}$ .

-La vitesse maximale de Croisière arrive jusqu'à  $V_{Cr max}=14,2\text{km/h}$ .

**LA DESCENTE**



**Figure 4-12 : Performance de la Descente en fonction d'angle d'Attaque.**

-L'interprétation de cette courbe est la solution qui est l'intersection des deux graphes de la fig.4.12.

-D'après le graphe :

La vitesse de la descente de drone  $V_D=12,5\text{km/h}$ .

Temps de la descente est : **7 min.**

**ATTERRISSAGE**

**Tableau 4-5 : Les résultats des paramètres d'Atterrissage.**

Output Parameters					
$\gamma$	0,30	$V_A$	47,59 km/hr	$S_{LG}$	15 m
$V_{S_L}$	36,61 km/hr	$S_{air}$	34 m	$S_L$	49 m

-La vitesse d'atterrissage vaut  $V_A=47,59 \text{ km/h}$ .

- a 15m le drone entre dans la phase d'Atterrissage avec le moteur arrêté au moins 50 mètres au-dessus du sol et en vol plané, pouvoir s'arrêter à l'atterrissage en roulant **15 mètres** depuis le point d'impact jusqu'à l'arrêt complet, sur terrain plat et horizontal avec un vent inférieur à 2,5 mètres par seconde.

-La vitesse de décrochage dans cette phase ça veut dire la phase d'Atterrissage est égale :  $V_{S_L}=36,61 \text{ km/h}$ .



**4.2 Interprétation des résultats d’optimisation :**

**4.2.1 Influence de l’incidence sur la force de portance Fz :**

D’après le logiciel fluent on a obtenu les résultats indiqués dans les graphes suivant pour Chaque angle d’incidence (de 0° à 16°) :

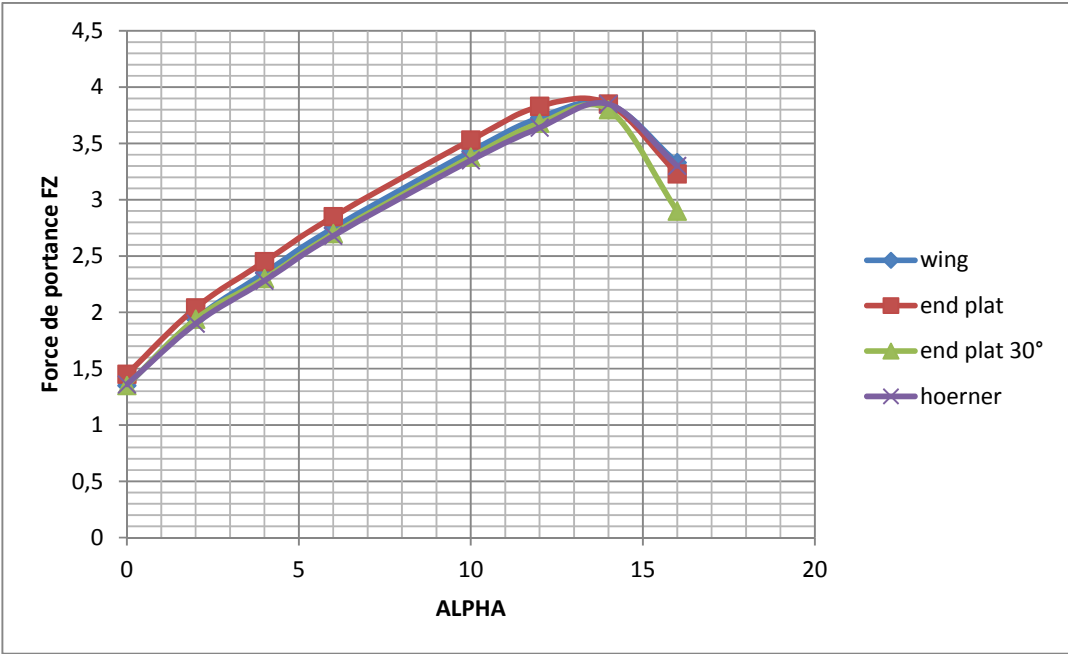


Figure 4-13 : Courbe Fz en fonction d’incidence.

D’après ce graph on voit que ‘end plat’ winglet à optimiser la portance.

**4.2.2 Influence de l’incidence sur la force de la traînée Fx :**

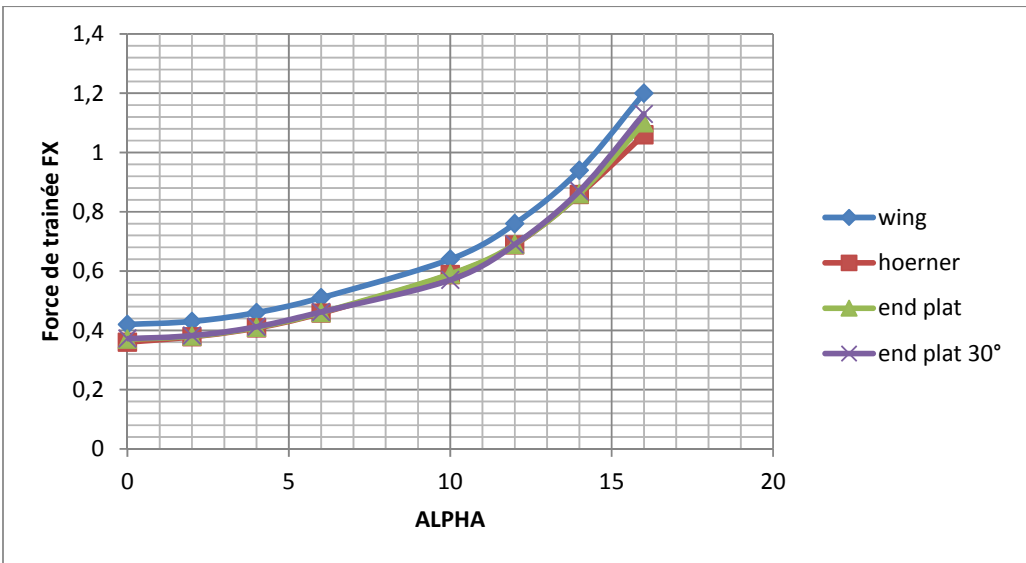
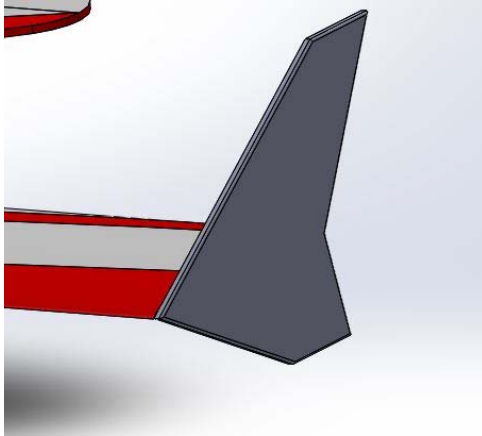


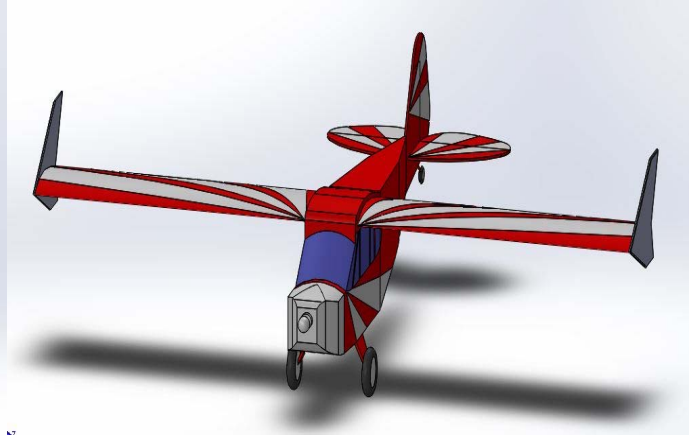
Figure 4-14 : Courbe Fx en fonction d’incidence.

D'après ce graph on voit que tous les 3 types de winglets on réduit la trainée avec des résultats approximative.

D'après cette petite comparaison on va choisie 'end plat ' winglet pour notre drone.



**Figure 4-15:** end plat winglet.



**Figure 4-16 :** Forme finale du drone.

# **CONCLUSION GENERALE**

## CONCLUSION GENERALE

---

Notre travail est consacré d'une part à l'étude de la stabilité et performances du drone PIPER CUB J3. Et d'autre part à la simulation numérique à l'aide de logiciels ANSYS FLUENT 16 et ADVANCED AIRCRAFT ANALYSIS 2.5 PROJECT. Cette étude peut être généralisée sur tous les autres types des drones. Après, une interprétation et des discussions des résultats obtenues par notre logiciel sont élaborées.

Ce sujet est très riche d'informations et de techniques, ça nous a permis de :

- S'initier au logiciels ADVANCED AIRCRAFT ANALYSIS PROJECT 2.5 ANSYS FLUENT 16, SOLIDWORKS, et de les maîtriser.
- Faire une recherche bibliographique et qui nous a aidés à améliorer notre connaissance sur les drones d'une façon générale et sur notre modèle CUB J3 en particulier.

Des performances étudiées à savoir :

- Franchir un obstacle de 20 mètres plus haut que le sol de l'aérodrome en parcourant **273 mètres** en projection horizontale. Atteindre en moins de trois minutes une altitude de 360 mètres au-dessus du sol de l'aérodrome. Avec le moteur arrêté au moins 50 mètres au-dessus du sol et en vol plané, pouvoir s'arrêter à l'atterrissage en roulant **15 mètres** depuis le point d'impact jusqu'à l'arrêt complet, sur terrain plat et horizontal avec un vent inférieur à 2,5 mètres par seconde.
- La limite de vitesse avant le Décollage est des environs de: **75.84km/h**.
- la vitesse de Décrochage au cours de Décollage est: **63,20 km/h**.
- La vitesse de la descente de drone  $V_D=125\text{km/h}$ .
- Temps de la descente est: **7 min**.
- La vitesse d'atterrissage  $V_A=47,59\text{ km/h}$ .

Il a été constaté une très bonne satisfaction entre les résultats obtenus dans l'étude numérique et l'étude théorique, l'erreur ne dépasse pas 10%. Dès le départ on a voulu prouver que malgré la complexité et les difficultés de cette étude elle reste réalisable ici même en Algérie notre principal objectif c'était de fournir aux gens de l'aéronautique au pays un support technique qui fait l'étude aérodynamique et l'étude des performances nécessaires pour des éventuelles réalisations. A la fin nous espérons qu'on a apporté toutes les réponses nécessaires entourant ce sujet qui permettront à nos collègues de poursuivre ce travail pour des améliorations qui feront l'objet d'un autre sujet en constatant le développement illimité de l'aéronautique. Et enfin ce volet de recherche est clôturé par une demande d'une publication a été sollicitée dans la revue (J.A.E.S.T) de l'Université de BISKRA pour valoriser notre

travail de recherche, ou une optimisation des différentes formes aérodynamiques des ailes avec des Winglets a été élaborée et un choix judicieux d'une construction adéquate a été proposé.

### **PERSPECTIVES:**

1-Une partie expérimentale est obligatoire pour déterminer les coefficients de stabilités.  
2-Une étude de simulation plus approfondie est souhaitable, dont le but de varier d'autres paramètres à savoir les matériaux, les régimes etc...  
3-Des essais: - vitesse maximale en km/heure et le nombre de tours/mn, - vitesse de croisière en km/heure et le nombre de tours/mn à environ 70% de la puissance maximale, - consommation en litres par heure d'après les courbes du moteur, - passage des 15 mètres en 500 mètres environ, - essais en ressource à 2,5g; 3g; 3,5g mesurés à l'accéléromètre, sans déformation permanente, sont souhaitable, une fois une variante optimale a été choisie.

# **BIBLIOGRAPHIE**

# Bibliographie

- [1] R G Austin and G Earp. Power line inspection by UAV : A business case. In 19th international UAV Systems Conference, Bristol, UK, 2004.
- [2] Peter Van Blyenburgh. Uavs s where do we stand? Military Technology, pages 29–30, March 1999.
- [3] Arthur Huber. Death by a thousand cuts : micro-air vehicles in the service of air force missions. Technical report, Air War College, 2001
- [.re-search.maxwell.af.mil/papers/ay2001/awc/huber.pdf](http://re-search.maxwell.af.mil/papers/ay2001/awc/huber.pdf)
- [4] Eric Johnson, Sebastien Fontaine, and Aaron Kahn. Minimum complexity uninhabited air vehicle guidance and flight control system. In Proceedings of DASC'01, 2001.
- Claude Pastre. L'observation atmosphérique, quel avenir? La Météorologie, Février 2003.
- [5] **V.n.zaitsev**«construction des aéronefs».
- [6]Cox, T.H., Civil UAV capability assessment, NASA, December 2004.
- [7] ON ERA. [PDF], LES DRONES, Tome II [www.onera.fr/conference/drones](http://www.onera.fr/conference/drones)

# **ANNEXE A**



## **Introduction :**

La simulation numérique représente une bonne alternative à de nombreux essais effectués en soufflerie. L'économie potentielle est évidente puisque fabrication, installation, et réglage des maquettes ont disparus de la procédure.

Dans ce chapitre, nous allons présenter le logiciel de calcul SOLIDWORKS, ICEM, FLUENT et les différentes notions théoriques de base. Surtout les équations principales régissant l'écoulement.

### **A.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, etc.).
- D'améliorer les modèles théoriques en passant des fluides parfaits (équations d'Euler) aux fluides réels (équations de Navier-Stokes).
- De mieux optimiser l'appareil en tenant compte d'un plus grand nombre de paramètres, donc en se rapprochant de plus en plus de l'écoulement réel.
- De raccourcir la durée de mise au point du prototype final.

### **A.2. Equation de Navier Stokes [6]:**

Les équations de Navier Stokes sont des équations différentielles non linéaires régissant l'écoulement étudié. Ces équations, lorsqu'elles ne sont pas simplifiées, elles n'ont pas de solutions analytiques et ne sont donc pas utiles pour des simulations numériques.

Ces équations peuvent être simplifiées de diverses manières ce qui rend les équations plus facile à résoudre. Certaines simplifications permettent de trouver des solutions analytiques à des problèmes de la dynamique des fluides.

Pour un fluide Newtonien, incompressible, isotherme et à propriétés constantes; avec  $\rho$ ,  $\nu$ ,  $u$ ,  $v$ ,  $w$  et  $p$  représentant respectivement la masse volumique, la viscosité cinématique, les trois composantes de la vitesse et la pression statique instantanées et  $(x, y, z)$  un repère de coordonnées cartésiennes, les équations de Navier Stokes s'écrivent sous la forme :

❖ Equation de continuité :

$$\text{div } \vec{U} = 0$$

❖ Equation de quantité de mouvement :

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \text{div } (\rho v \vec{U}) = \nu \text{div } \text{grad } u - \frac{\partial p}{\partial x} + S_{Mx}$$

$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \text{div } (\rho u \vec{U}) = \nu \text{div } \text{grad } v - \frac{\partial p}{\partial y} + S_{My}$$

$$\frac{\partial \rho w}{\partial t} + \text{div } (\rho w \vec{U}) = \nu \text{div } \text{grad } w - \frac{\partial p}{\partial z} + S_{Mz}$$

❖ Conservation de l'énergie interne :

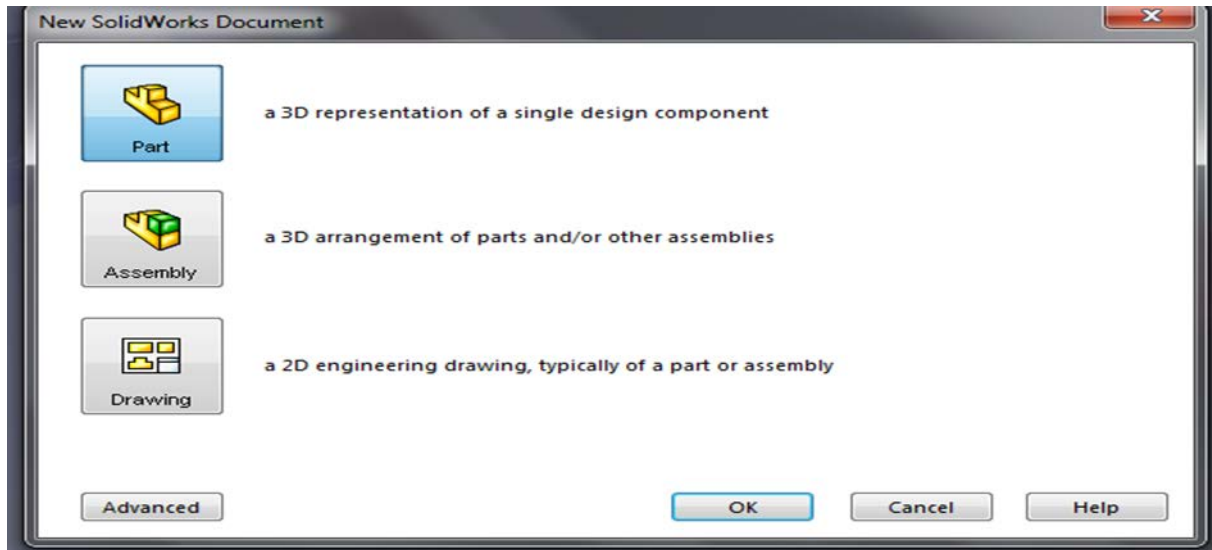
$$\frac{\partial (\rho e)}{\partial t} + \text{div } (\rho e \vec{U}) = -p \text{div } \vec{U} + \text{div } (k \text{grad } T) + S_e$$

### A.3. les logiciels utilisés pour notre travail :

#### A.3.1. SolidWorks :

Inventé par l'éditeur américain en 1981, et qui a été acheté par la société Dassault Systèmes. Les grandes entreprises qui utilisent le **SOLIDWORKS** sont : **Michelin, Patek Philippe, Mega Bloks, Axiome, ME2C, SACMO**, et le **Boulch Robert Renaud**. Le **SOLIDWORKS** est un modèleur 3D utilisant la conception paramétrique.

Il génère 3 types de fichiers relatifs à trois concepts de base la pièce, l'assemblage, et la mise en plan. De nombreux logiciels viennent compléter l'éditeur **SOLIDWORKS**. Des utilitaires orientés métiers (tôlerie, bois, BTP...), mais aussi des applications de simulation mécanique ou d'image des synthèses travaillent à partir des éléments de maquette virtuelle.



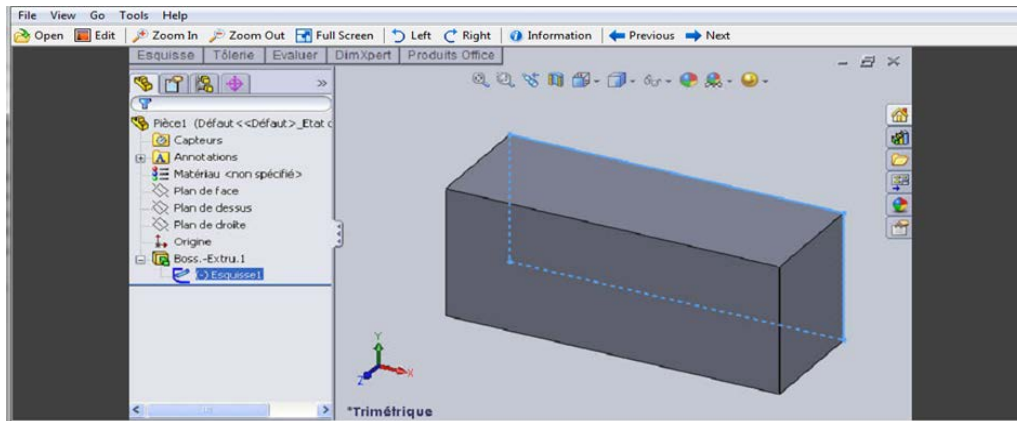
*Figure. A.1. Format d'un SOLIDWORKS.*

### **A.3.1.1. La pièce :**

Elle est l'objet 3D monobloc, la modélisation d'une telle entité dépendra de la culture de l'utilisateur, c'est la réunion d'un ensemble de fonctions volumiques avec des relations d'antériorité, des géométriques, cette organisation est rappelée sur l'arbre de construction. Chaque ligne est associée à une fonction qu'on peut renommer à sa guise. Parmi les fonctions génératrices on trouve :

- **L'extrusion :**

Déplacement d'une section droite dans une direction perpendiculaire à la section. La section est définie dans une esquisse 'qui apparait alors dans l'arbre de création comme élément générateur de la fonction. Cette esquisse contient l'ensemble des spécifications géométriques (cotation) nécessaires à la complète définition de la section. Cet ensemble de cotes auquel il faut ajouter la (ou les) longueur d'extrusion constitue l'ensemble des paramètres de la fonction ; il est possible de les modifier une fois la fonction validée.



*Figure.A.2 .L'extrusion d'un rectangle.*

- **La révolution** : déplacement d'une section droite autour d'un axe, ou extrusion

Suivant un cercle ou un arc de cercle.

- **Le balayage** : déplacement d'une section droite le long d'une ligne quelconque.

Lorsque la génératrice de balayage est gauche, l'esquisse est en 3D dimensions.

- D'autres fonctions, plutôt orientés métier intégrant des notions qu'il serait fastidieux de modéliser :

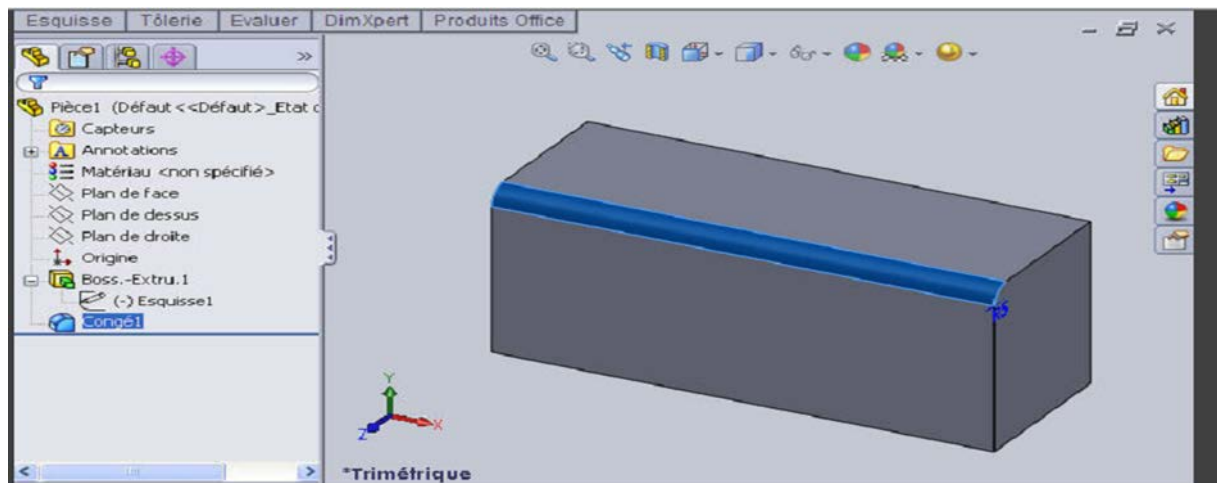
- D'autres fonctions, plutôt orientés métier intégrant des notions qu'il serait fastidieux de modéliser :

- Congés et chanfreins.
- Nervures.
- Coque (permettant d'éviter un objet en lui conférant une épaisseur constante).
- Trous normalisés (perçage, mortaises..).

Ainsi il est possible d'obtenir à partir d'un seul fichier de type pièce, l'ensemble des modèles de vis d'assemblages (toute forme de tête ou dimensions), ou encore toutes les combinaisons de briques LEGO (1x1, 1x2, etc.).

Avec tous ces outils, la méthode de conception d'une pièce très proche du métier du concepteur qui ne soucis plus de savoir où placer les traits du dessin mais les formes de la pièce. Les possibilités d'édition sont complétées d'éditions sont complétées par un ensemble

d'outils de mesures géométriques. Ainsi il est possible de connaître le volume de la pièce, son poids, la position de centre de masse, sa matrice d'inertie, la surface...



*Figure. A.3. Fonctions de SOLIDWORKS (congés).*

- **L'assemblage :**

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

Dans une certaine mesure, ces associations de contraintes s'apparentent aux liaisons mécaniques entre les pièces. Le mécanisme monté, s'il possède encore des mobilités, peut être manipulé virtuellement. On peut alors aisément procéder à des réglages à l'aide des différents outils disponibles (déplacement composants, détection de collision, mesure des jeux, etc.).

Comme pour les pièces, la gestion de l'ensemble est portée par un arbre de création qui donne accès à l'arbre de création de chaque pièce. Il est d'ailleurs possible d'assembler des assemblages, donc de former des sous-groupes de pièces. Cette opération étant préalable ou en cours d'édition.

L'intérêt de cet outil, c'est qu'il rend possible la création d'une pièce dans l'assemblage, c'est qu'il propose la même méthode au concepteur que celle qu'il appliquait sur la table à dessin: tout concevoir en même temps. En effet, à part sur les petits ensembles simples (ou déjà définis), il n'est pas raisonnable de concevoir chaque pièce dans son coin pour corriger ensuite, lors de l'assemblage, les problèmes éventuels d'interférence, ou de coïncidence. La conception intégrée lie automatiquement les géométries des pièces entre elles, si bien qu'une

modification sur une, est automatiquement répercutée sur les autres. alors l'édition de pièce est la conséquence de l'édition de l'ensemble.

### **A.3.1.2. La mise en plan :**

C'est un dessin de définition établi avec SOLIDWORKS. Il concerne à la fois les pièces (dessin de définition) ou les assemblages (dessin d'ensemble). Pour aboutir à un plan fini d'une pièce, on peut estimer de mettre deux fois de temps qu'avec un outil CAO (temps de conception et exécution du dessin). En effet, en CAO, chaque trait est indépendant et c'est au dessinateur de savoir quelles entités graphiques sont concernées par une modification. Le logiciel 3D ne fait qu'une projection de l'objet. Les modifications éventuelles sont opérées sur l'objet représenté, et ne concernent pas directement le plan.

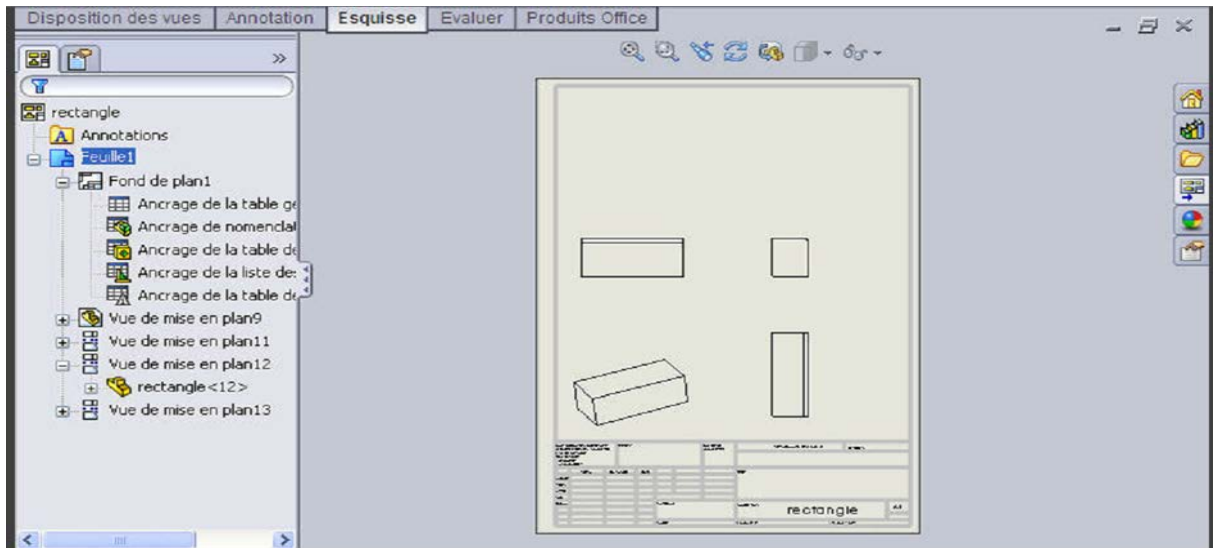
- **Vues :**

La projection sur plan de modèle ne pose aucun problème. Aujourd'hui il est très facile d'obtenir un plan, forcément juste (avec un logiciel de CAO il est possible d'éditer un plan faux !). Les vues en coupes, les vues partielles, perspectives, sont exécutées d'un simple clic. Les seuls problèmes encore rencontrés concernent la représentation des filetages et taraudages dans les assemblages.

De plus, chaque vue peut être exécuté avec habillage différent, filaire, conventionnel ou ombré rendant encore plus accessible la lecture de plans aux non initiés.

- **Cotation :**

La cotation regroupe l'ensemble des spécifications géométriques définissant la pièce, les paramètres déclarés des esquisses en font partie. Ils peuvent être automatiquement intégrés, de manière équilibrée, à la mise en plan. À ce niveau il est encore possible de modifier la pièce en changeant la valeur des côtes. L'indépendance de ces paramètres, se rapproche du principe dit d'indépendance (cotation GPS). Cependant, la mise en forme définitive de la cotation demande encore un peu de travail (avec un éditeur DAO ou sur le calque aussi).



*Figure.A.4.La mise en plan.*

- **Fond de plan :**

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

- Le fond de plan statique, où il faut remplir à la main chacun des champs.
- Le fond de plan dynamique, où il se remplit automatiquement suivant les paramètres mis dans l'assemblage ou dans la pièce.

- **Nomenclature :**

Le fichier assemblage contient chacune des pièces qui composent l'assemblage, on peut donc sortir de façon automatique la nomenclature appartenant à la maquette 3D.

- **Les extensions des fichiers :**

La simple ouverture d'un fichier dans une version ultérieure le rend inutilisable pour toutes versions antérieures. Vu leur très faible interopérabilité et le fait que leur contenu soit sauvé sans que l'on utilise la commande de sauvegarde, ces fichiers **SOLIDWORKS** ne doivent pas être considérés comme des sauvegardes à long terme d'un contenu, mais comme une simple extension de mémoire physique ayant la propriété de rémanence.

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

.solder, pour les fichiers pièce.

.soldas, pour les fichiers assemblage.

.solder, pour les fichiers plans.

.soldat ; pour les fichiers de fond de plan. Certains formats proposés par le logiciel permettent d'envisager une sauvegarde à long terme. [7]

#### **A.4. La CFD et ses objectifs :**

Le mot CFD est un acronyme en Anglais qui veut dire « **Computational Fluid Dynamics** » dont la traduction en Français donnerait « **Mécanique des Fluides Numérique (MFN)** ». Cependant, même dans les ouvrages en français et la littérature française, c'est le mot CFD qui est utilisé.

C'est la résolution numérique des équations qui gouvernent les écoulements des fluides en utilisant différentes approximations. Elle prédit ce qui se produira qualitativement et quantitativement pour plusieurs problèmes d'écoulements de fluides internes ou externes, et qui peuvent être aussi complexes que:

- les écoulements avec ou sans transfert de chaleur.
- les écoulements avec ou sans changement de phase (fusion, congélation, évaporation, etc.).
- les écoulements multi-espèces avec ou sans réaction chimique (dispersion de polluants, combustion, etc.).
- les écoulements avec ou sans mouvement relatif (écoulement autour d'une aile d'avion ou autour d'un rotor d'hélicoptère).

L'utilisation de la CFD permet essentiellement une réduction des coûts liés au développement de produits qui mettent en jeu des phénomènes physiques d'écoulements de fluide et de transfert de chaleur particulièrement durant la phase conception et analyse. Elle présente les avantages suivants par rapports aux techniques expérimentales :

- moindre coût et plus rapide que la réalisation de modèles et les tests.
- la solution que CFD fournit permet de connaître la solution partout dans le champ d'écoulement.
- la CFD permet la simulation des phénomènes physiques qui sont difficiles ou mêmes impossibles.



À mesurer expérimentalement telles que les prévisions des performances d'objets non encore construits ou présentant des risques.

### **A.5.Méthodologie de la CFD :**

De manière générale, la résolution d'un problème de mécanique des fluides numérique (MFN) passe par trois grandes phases :

- a. **la préparation du problème** : ceci passe par la définition d'une géométrie, d'un maillage discrétisant le domaine de calcul, du choix des modèles et méthodes numériques employés ;
- b. **la résolution numérique du problème** qui passe par l'exécution d'un programme informatique. Bien des problèmes suscitant un minimum d'intérêt nécessitent des ordinateurs aux très grandes capacités ;
- c. **l'exploitation des résultats** : ces derniers sont vérifiés afin de vérifier leur cohérence, puis examinés afin d'apporter des réponses aux questions posées par le problème de MFN de départ. Cette exploitation passe le plus souvent par des logiciels de post-traitement scientifique utilisés dans de nombreuses branches de la physique, ou bien par les modules de post-traitement disponibles dans certains logiciels de MFN commerciaux.

### **A.6.Modèles physique :**

Dans le cas général il faut passer par la résolution numérique des équations de Navier-Stokes ou des équations d'Euler. Selon le problème il est important de choisir les bonnes hypothèses pour prendre en compte tous les aspects de l'écoulement.

### **A.7.Méthodes de discrétisation :**

Les équations de Navier-Stokes peuvent être numériquement abordées de diverses manières : différences finies, volumes finis ou éléments finis par exemple.

### **A.7.1.Méthode des différences finies :**

En analyse numérique, la méthode des différences finies est une technique courante de recherche de solutions approchées d'équations aux dérivées partielles qui consiste à résoudre un système de relations (schéma numérique) liant les valeurs des fonctions inconnues en certains points suffisamment proches les uns des autres. En apparence, cette méthode apparaît comme étant la plus simple à mettre en œuvre car elle procède en deux étapes : d'une part la discrétisation par différences finies des opérateurs de dérivation/différentiation, d'autre part la convergence du schéma numérique ainsi obtenu lorsque la distance entre les points diminue.

Toutefois, il convient de rester vigilant et critique sur les résultats obtenus tant que la seconde étape n'a pas été montrée en toute rigueur.

### **A.7.2.Méthode des volumes finis :**

En analyse numérique, la méthode des volumes finis est utilisée pour résoudre numériquement des équations aux dérivées partielles, comme la méthode des différences finies et celle finis. Contrairement à la méthode des différences finies qui met en jeu des approximations des dérivées, les méthodes des volumes finis et des éléments finis exploitent des approximations d'intégrales. Toutefois, la méthode des volumes finis se base directement sur la forme dite forte de l'équation à résoudre, alors que la méthode des éléments finis se fonde sur une formulation vibrationnelle de l'équation (on parle aussi de formulation faible). L'équation aux dérivées partielles est résolue de manière approchée à l'aide d'un maillage constitué de volumes finis qui sont des petits volumes disjoints (en 3D, des surfaces en 2D, des segments en 1D) dont la réunion constitue le domaine d'étude. Les volumes finis peuvent être construits autour de points d'un maillage initial, mais ce n'est pas une nécessité.

Les méthodes de volumes finis ont été initialement mises au point pour des lois de conservation hyperboliques, mais des développements récents permettent à présent de les utiliser pour des équations elliptiques et paraboliques. Ces équations aux dérivées partielles contiennent des termes de divergence. En utilisant le théorème de flux-divergence, les intégrales de volume d'un terme de divergence sont transformées en intégrales de surface et ces termes de flux sont ensuite évalués aux interfaces entre les volumes finis.

On utilise une fonction de flux numérique pour élaborer une approximation des flux aux interfaces. Puisque le flux entrant dans un volume donné est égal au flux sortant du volume

adjacent, ces méthodes sont conservatives, donc parfaitement adaptées à la résolution de lois de conservation. Un autre avantage de la méthode des volumes finis est qu'elle est facilement utilisable avec des maillages non-structurés car, en matière de discrétisation des lois de conservation, sa formulation ne tient aucun compte de la complexité du maillage. En revanche, les caractéristiques géométriques du maillage peuvent jouer un rôle prépondérant lorsque des flux diffusifs entrent en jeu.

### **A.7.3.Méthode des éléments finis :**

La méthode des éléments finis fait partie des outils de mathématiques appliquées. Il s'agit de mettre en place, à l'aide des principes hérités de la formulation variationnelle ou formulation faible, un algorithme discret mathématique permettant de rechercher une solution approchée d'une équation aux dérivées partielles (ou EDP) sur un domaine compact avec conditions aux bords et/ou dans l'intérieur du compact. On parle couramment de conditions de type Dirichlet (valeurs aux bords) ou Neumann (gradients aux bords) ou de Robin (relation gradient/valeurs sur le bord). Il s'agit donc avant tout de la résolution approchée d'un problème, où, grâce à la formulation variationnelle, les solutions du problème vérifient des conditions d'existence plus faibles que celles des solutions du problème de départ et où une discrétisation permet de trouver une solution approchée. Comme de nombreuses autres méthodes numériques, outre l'algorithme de résolution en soi, se posent les questions de qualité de la discrétisation :

- existence de solutions,
- unicité de la solution,
- stabilité,
- convergence,
- et bien sûr : mesure d'erreur entre une solution discrète et une solution unique du problème initial.

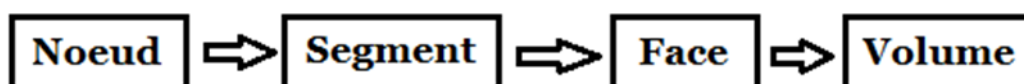
### **A.8.LE Maillage avec ICEM CFD :**

Le maillage est une discrétisation de l'espace à étudier. Support des calculs CFD, il est constitué d'un ensemble de mailles (ou cellules) dans lesquelles les équations du problème

seront résolues. Le pas d'espace est ici défini comme la taille caractéristique d'une maille. Aussi, faut-il veiller à ce que deux mailles adjacentes n'aient pas de dimensions trop différentes sans qu'il y ait recouvrement d'une maille sur l'autre. Il est souhaitable pour cela que la variation de tailles entre deux cellules adjacentes n'excède pas à 20% .le maillage doit être réalisé de sorte à minimiser la diffusion de l'erreur numérique. Dans une approche de CFD, il faut aussi définir des directives de création de maillage, d'autant que le maillage est la pièce maitresse en terme de gain de temps de calcul .différents type de cellules existent : tétraèdre, hexaèdre, pentaèdre,...la façon dont les cellules sont assemblées donne lieu à des maillages conformes ou non conforme, structurés ou non, orthogonaux ou non. Lors d'une étude CFD, l'étape de création du maillage est cruciale pour assurer la cohérence des résultats et prendre en compte les considérations physiques du cas à étudier, numériques du code utilisé (convergence) et pratiques du contexte de l'étude effectuée (délais, puissance des ordinateurs, volume de données a traité

Qu'est-ce qu'un maillage ?

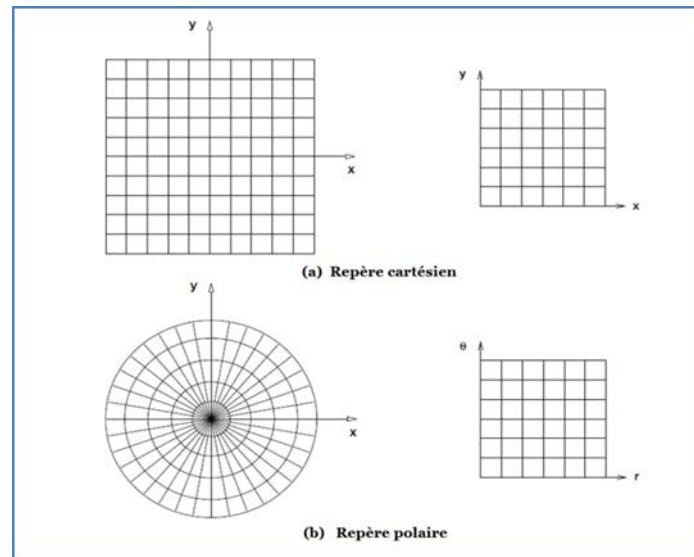
Un maillage est un mécanisme pour l'organisation et la structuration d'un domaine dans l'espace pour fins de calculs. Il s'agit un partitionnement des frontières et du domaine qu'elles renferment en éléments géométriques discrets. Ces entités possèdent des propriétés géométriques (les coordonnées, tailles) et des informations topologiques (connectivité, voisinage). Ces entités s'impliquent hiérarchiquement selon leur dimension ou étendue : zéro pour les nœuds, un pour les segments, deux pour les faces et trois pour les volumes.



Ensemble, ces éléments forment un recouvrement de l'espace avec les propriétés suivantes :

- Les éléments couvrent complètement le domaine ;
- Il n'y a pas de chevauchement (ni de vide) entre les éléments.

De plus, ils sont ordonnés, c'est-à-dire numérotés ou identifiés de sorte qu'ils peuvent être facilement récupérés pour fins de traitement numérique. Par les propriétés géométriques et topologiques, ils peuvent être localisés dans l'espace et vis-à-vis leur voisinage, ainsi qu'entre eux-mêmes par une structure hiérarchique.



**Figure. A.5. Maillages construits avec des systèmes de coordonnées réguliers**

### **A.9. Buts d'un maillage :**

La simulation numérique de phénomènes physiques que l'on retrouve dans des applications en ingénierie est réalisée par la résolution d'équations dans des applications en ingénierie est réalisée par la résolution d'équations aux dérivées partielles sur des domaines à géométrie complexe. Quelle que soit la méthode retenue, éléments finis, volumes finis ou différences finie, toutes nécessitent une discrétisation du domaine.

Comme support à la discrétisation des équations différentielles, les maillages doivent rencontrer un certain nombre d'exigences :

- Représenter une discrétisation fidèle de l'espace et des frontières du domaine de calcul,
- Discrétiser l'intérieur du domaine en fonction des équations et du phénomène simulé,
- Permettre un contrôle sur la répartition, la forme et la taille des éléments.

Un maillage se définit comme un ensemble d'éléments discrets qui recouvrent au complet un domaine sans chevauchement ni vide. Ces éléments ont des propriétés spatiales telles qu'une position et une dimension, et sont construits par une hiérarchie de nœuds, segments et faces. Une autre propriété d'un maillage est la connectivité qui traite de la relation des éléments entre eux. Le procédé de génération de maillage doit créer ces deux niveaux d'information, c'est-à-dire calculer les positions des nœuds et leur imbrication en structure d'élément (géométrie), et établir le voisinage de chaque élément (la topologie). Dépendant de la méthode utilisée, ces deux niveaux peuvent se faire séquentiellement ou en parallèle. Les entrants dans

ce procédé sont la représentation géométrique des frontières du domaine, avec d'autres fonctions décrivant la répartition des nœuds.

#### **A.10. Classification des maillages :**

Les maillages sont caractérisés selon leurs caractéristiques ou bien selon la méthode utilisée pour les générer.

##### **Les maillages sont caractérisés selon leurs propriétés :**

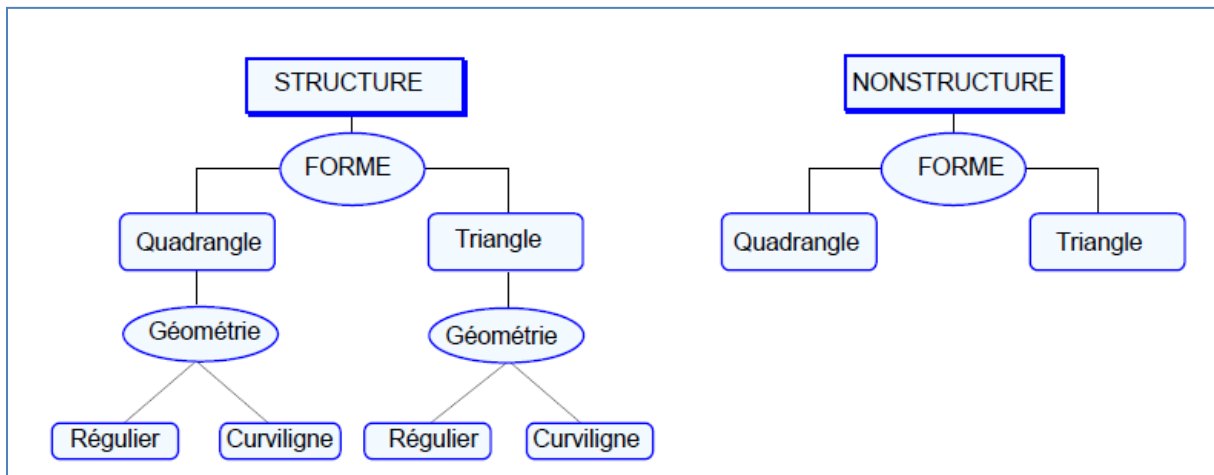
- Réguliers structurés .
- Curvilignes ou adaptés .
- Non-structurés .
- Hybrides .
- Et leur forme géométrique.

##### **Ou bien selon la méthode utilisée pour les générer :**

- Interpolation transfinie ou techniques algébriques ;
- Equations différentielles ou transformations conformes ;
- Triangulation de Delaunay ;
- Avance de front ;
- Décomposition par blocs ;
- Décomposition hiérarchique ;

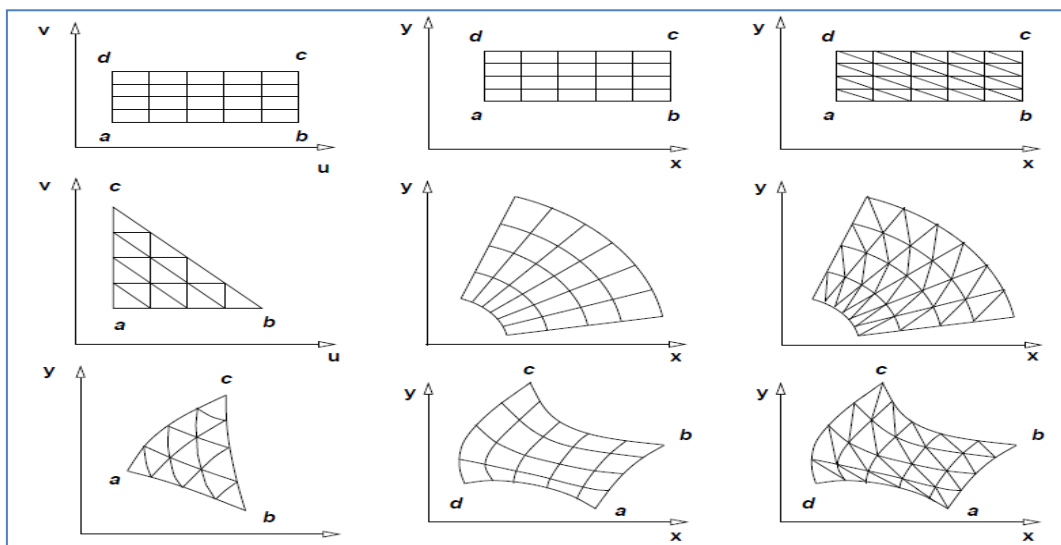
Le type de classement le plus fréquemment utilisé est basé sur la propriété structuré ou non structuré des maillages qui se rapportent à la nature de la connectivité entre les éléments. La connectivité peut être implicite (comme c'est le cas dans un treilli) ou explicite pour les maillages non structuré. Un niveau de raffinement de ce procédé est obtenu en utilisant la forme des éléments. En dimension 2, les formes les plus répandues et les plus pratiques sont le triangle ou le quadrangle. Les formes équivalentes en dimension 3 sont les tétraèdres ou les hexaèdres, avec l'autre possibilité comme le prisme ou la pyramide.

Dans un maillage structuré chaque nœud est entouré d'exactly du même nombre de nœuds. Une différence entre les maillages structurés ou curvilignes et les maillages non structurés réside dans la présence de lignes (surfaces) ou des directions clairement identifiables à l'intérieur du maillage. Ces dernières peuvent ou non coïncider avec les frontières du domaine selon la technique de génération utilisée. La propriété globale de tels maillages est qu'ils sont des applications vers un carré (cube) logique ou un triangle logique en dimension 2.

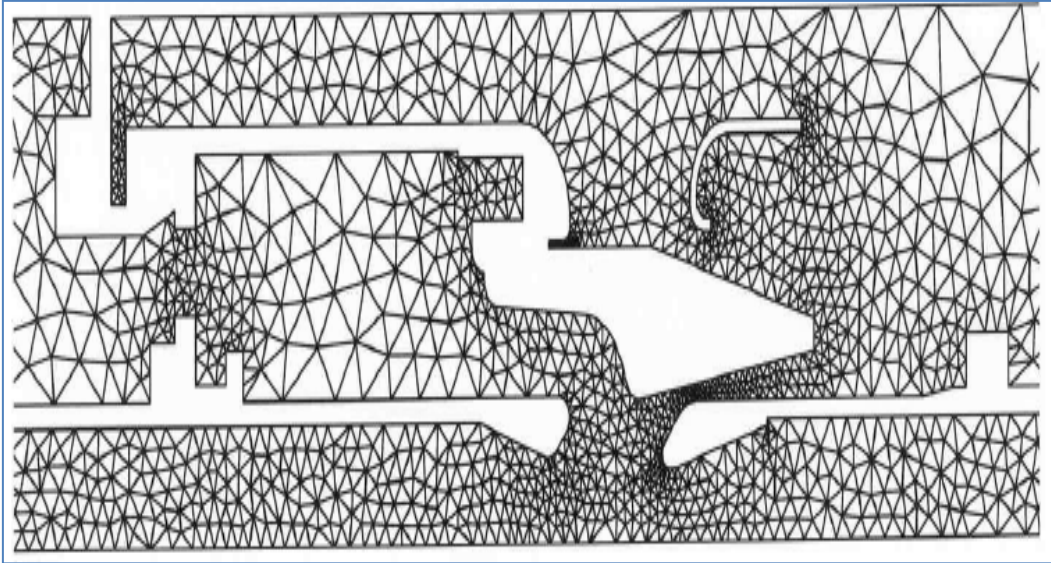


*Figure .A.6. Classification des maillages.*

Il est évident qu'il ne sera pas toujours possible de réaliser de telles applications pour des domaines complètement quelconques, comme par exemple des topologies non-simplement connexes. Dans ces cas-là, ces difficultés peuvent être contournées par une décomposition ou zonage du domaine qui donne une combinaison de plusieurs blocs ou sous-domaines, chacun pouvant s'appliquer à un carré (cube) logique. On obtient alors des maillages dits composites. Par contre, dans un maillage non structuré chaque nœud est entouré d'un nombre variable de voisins. LA forme des éléments est un polygone quelconque mais en pratique on retrouve des quadrangles et surtout des triangles, qui peuvent être mélangés. Contrairement aux maillages structurés, il n'y a aucun patron (absence de lignes ou surfaces de maillage) et aucune restriction sur la topologie du domaine.



*Figure.A.7.Classification des maillages structurés.*



*Figure.A.8.Maillage non structuré.*

### **A.11.Classification des techniques de génération de mailles :**

Il existe de nombreuses techniques pour la génération de maillages structurés et non structurés :

➤ **Structurés :**

- Méthodes algébriques et interpolation transfinie.
- Transformations conformes ou analytiques.
- Méthodes différentielles.

➤ **Non structurés :**

- Delaunay triangulation.
- Avance de font.
- Adaptation methods.
- Hierarchical methods.

La génération d'un maillage structuré peut se présenter comme une application d'un maillage régulier cartésien par une transformation d'un espace paramétrique vers un espace physique. Ce qui distingue les diverses méthodes dans cette catégorie générale, c'est la forme ou le type de transformation utilisée. Strictement parlant, le maillage (la position des nœuds et la connectivité) est généré dans l'espace paramétrique (qui est une tâche triviale)



et en suite appliqué vers l'espace physique par une transformation qui préserve les nœuds et leur connectivité. La forme des frontières et le type de transformation déterminent les caractéristiques et limitations du maillage résultant.

Les techniques de maillages non structurés travaillent seulement dans l'espace physique et sont classées en méthodes directes (avance de front) ou itératives (Delaunay ou adaptatives). Dans les premières, les positions et connectivités sont engendrées simultanément lors de la propagation du front dans le domaine. Dans les méthodes itératives, un maillage est adapté aux frontières du domaine et à une carte de tailles pour la répartition des nœuds par un processus adaptatif où un maillage initial est modifié successivement par l'ajout, le retrait et la relocalisation des nœuds, opérations accompagnées d'une modification de la connectivité.

Afin d'obtenir des simulations numériques donnant des résultats les plus fidèles à la physique du problème, la discrétisation doit tenir compte de plusieurs critères portant sur la forme des éléments et la distribution des sommets, sur la géométrie du domaine ainsi que sur les caractéristiques du phénomène étudié.

Les contraintes portant sur les propriétés topologiques, physiques et géométriques du maillage :

- La fidélité du maillage par rapport à la géométrie du problème.
- La densité des sommets en fonction des zones d'intérêts.
- La forme des éléments.

Le tout afin de permettre l'écriture de codes de calculs généralisés, c.-à-d. indépendant du domaine et où les frontières sont des données du problème.

Les attentes vis-à-vis un maillage sont nombreuses.

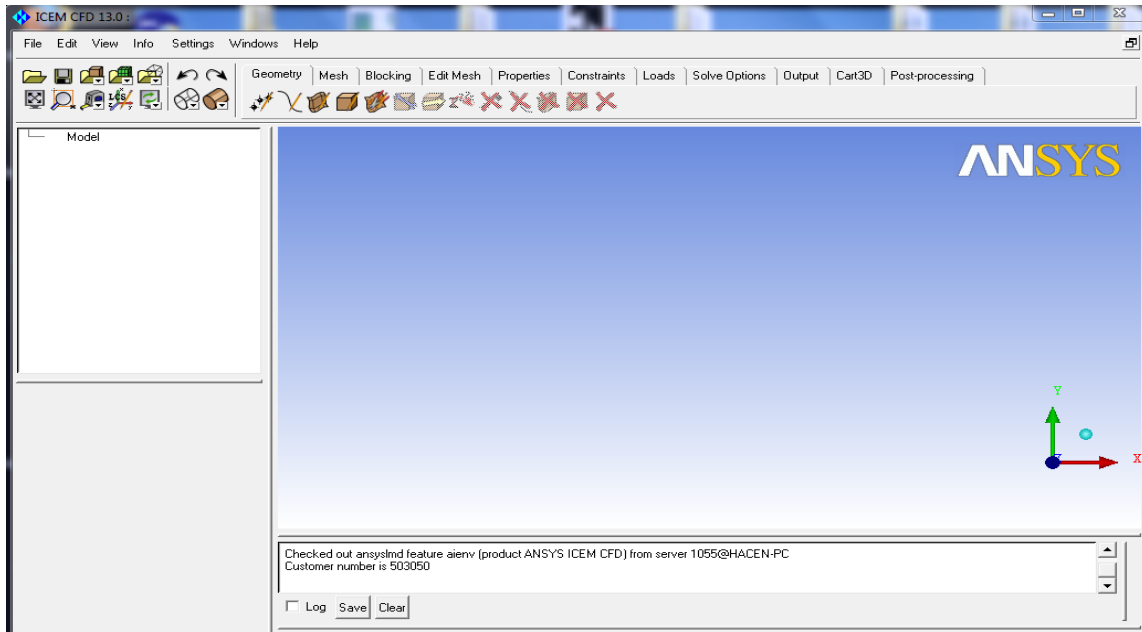
-Une représentation précise de la géométrie :

- Alignement avec les frontières.
  - Orthogonalité des lignes du maillage.
- Une organisation et un stockage efficace des éléments.
- La possibilité d'adaptabilité selon la physique du phénomène :
- Concentration.
  - Etirement des mailles.
  - Régularité.

Les exigences vis-à-vis un logiciel de maillage comprennent les éléments suivants :

- Intégration avec les modeleurs géométriques.
- Structure de données efficace.
- Rapidité de calcul.
- Minimise les interventions, c.-à-d. automatique.

### A.12.Présentation ICEM CFD 16.0 :



*Figure.A.9.ICEM CFD 16.0.*

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.

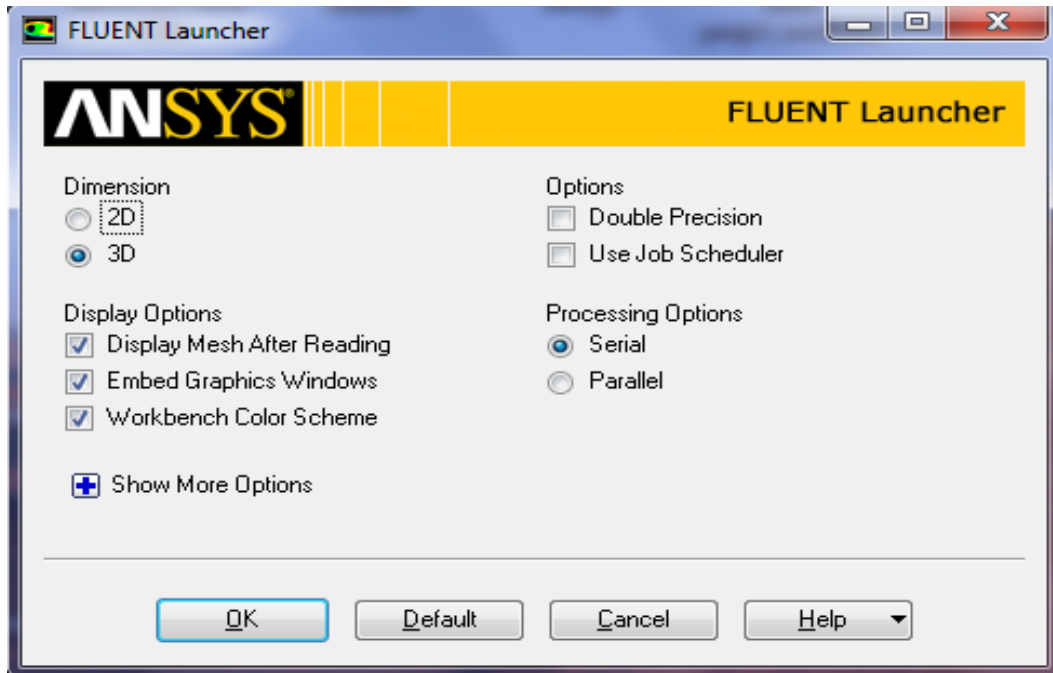
Il génère des fichiers \*.msh pour Fluent. Fluent est un logiciel qui résout par la méthode des volumes finis des problèmes de mécanique des fluides et de transferts thermiques.

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,

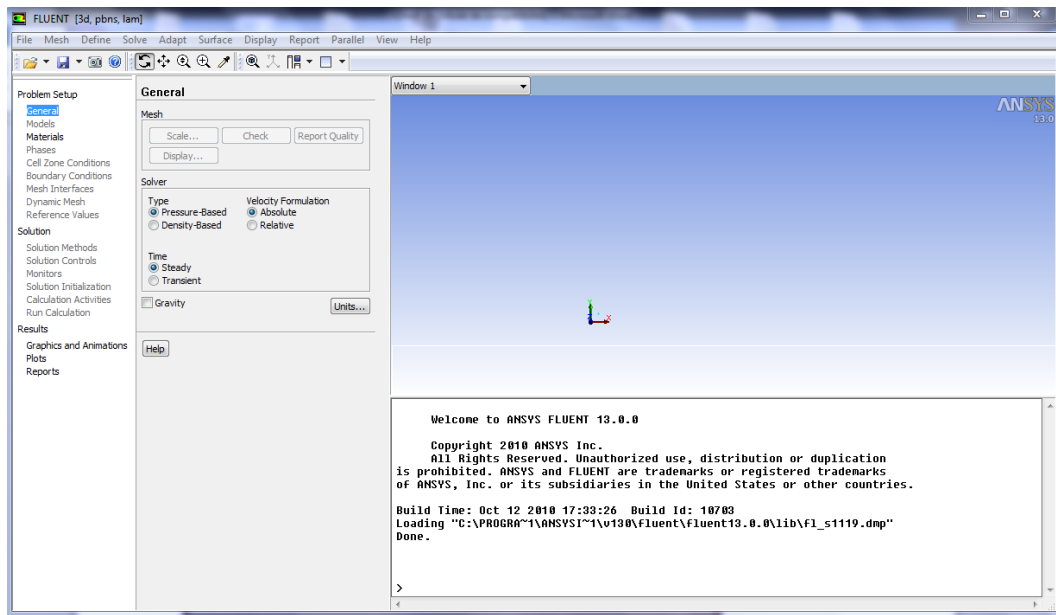
la définition des frontières (Types de conditions aux limites) et définitions des domaines de calculs.

### A.13. La simulation avec fluent :

#### 1- Présentation de Fluent :



*Figure .A.10. Fluent launcher.*



*Figure.A.11.ANSYS Fluent 16.0.*

"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. 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.

## 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 poste 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 ».

**Mise en place dans Fluent** : \* File → Read → Case et lire le fichier (drone.msh).

Vous pouvez visualiser votre maillage : display/grid.

# **ANNEXE B**

## Résultats et interprétation

### Pour un angle d'incidence $\alpha=0^\circ$

On fait varier la vitesse, on obtient les valeurs suivantes :

D'après la relation  $L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

On déduit:  $C_L = 2L / \rho V^2 S$

$$C_D = 2D / \rho V^2 S$$

### Données

$S=0,0086\text{m}^2$  ,  $\rho=1.225\text{g/m}^3$

Tableau.B1

Fréquence(Hz)	Vitesse (m/S)	L(N)	D(N)	$C_L$	$C_D$	Finesse(f)
20	9.5	0.10	0.080	0.213	0.171	1.246
25	12	0.23	0.115	0.307	0.153	2.006
30	14.4	0.38	0.160	0.352	0.148	2.378
35	17.2	0.58	0.205	0.376	0.133	2.827
40	19.0	0.79	0.230	0.421	0.138	3.051
45	21.2	1.09	0.330	0.466	0.141	3.305
50	23.1	1.30	0.380	0.468	0.137	3.416

### Résultats

Pour une vitesse V (m /S) donnée en fait varie l'angle d'incidence ( $\alpha$ ) on obtient les valeurs suivantes :

- Pour  $V1=19$  (m /s), on obtient le tableau suivant

Tableau.B2

$(\alpha)$	Portance L (N)	Trainée D(N)	Coefficient de portance ( $C_L$ )	Coefficient de trainé ( $C_D$ )	Finesse(f)
$0^\circ$	0.79	0.23	0.350	0.120	3.051
$2^\circ$	1.38	0.25	0.734	0.130	5.518
$4^\circ$	1.69	0.27	0.899	0.138	6.243
$6^\circ$	1.71	0.35	0.909	0.150	4.887
$8^\circ$	1.91	0.41	1.011	0.170	4.637
$10^\circ$	2.12	0.46	1.127	0.200	4.600
$12^\circ$	2.35	0.54	1.250	0.240	4.355

14°	1.98	0.63	1.053	0.335	3.143
-----	------	------	-------	-------	-------

- Pour  $V_2=21,2$ (m/s) on obtient le tableau suivant :

Tableau.B3

Alpha ( $\alpha$ )	Portance L (N)	Trainée D (N)	Coefficient de portance ( $C_L$ )	Coefficient de trainé ( $C_D$ )	Finesse(f)
0°	1.09	0.33	0.440	0.150	3.305
2°	1.67	0.335	0.714	0.160	4.993
4°	2.10	0.34	0.897	0.170	6.186
6°	2.48	0.37	1.060	0.190	6.708
10°	2.70	0.60	1.154	0.256	4.508
12°	2.90	0.69	1.239	0.295	4.200
14°	3.00	0.79	1.282	0.337	3.804
16°	2.60	0.91	1.112	0.389	2.858

- Pour  $V_3=23,1$ (m/s) on obtient le tableau suivant

Tableau.B4

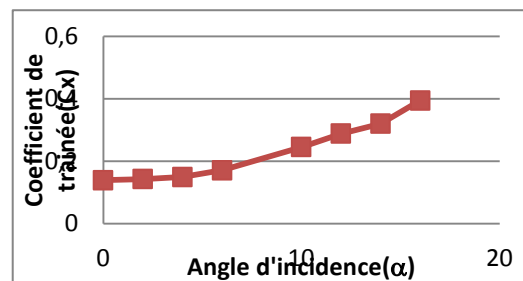
Alpha ( $\alpha$ )	Portance L (N)	Trainée D (N)	Coefficient de portance ( $C_L$ )	Coefficient de trainé ( $C_D$ )	Finesse
0°	1.3	0.38	0.46250331	0.13875099	3.333
2°	1.75	0.40	0.62260061	0.14230871	4.3750
4°	2.50	0.42	0.88942945	0.14942415	5.953
6°	2.93	0.45	1.04241131	0.17077045	6.104
10°	3.17	0.71	1.12779654	0.24548253	4.594
12°	3.45	0.81	1.22741264	0.28817514	4.259
14°	3.76	0.90	1.33770189	0.3201946	4.177
16°	3.10	1.11	1.10289252	0.39490668	2.793

## Les graphes

### Influence de l'incidence sur le coefficient de portance $C_L$

Tableau

L'angle d'incidence ( $\alpha^\circ$ )	Le coefficient de portance ( $C_L$ )
0	0.46250331
2	0.62260061
4	0.88942945
6	1.04241131
10	1.12779654
12	1.22741264
14	1.33770189
16	1.10289252

Figure B.1 : Courbe  $C_L$  en fonction d'incidence.



## Interprétation des résultats

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

- Lorsque l'angle d'incidence est nul ; on obtient un coefficient de portance : 0.462.
- Entre l'angle  $0^\circ$  et  $15^\circ$  le coefficient  $C_L$  augmente rapidement, ce qui signifie qu'il y a une augmentation aussi importante avec l'augmentation de l'incidence sur cette tranche du graphe.
- Pour l'angle d'incidence =  $14^\circ$ ,  $C_L$  passe par un maximum ( $C_{L\max}=1.337$ ), au-delà de cet angle on aura le phénomène de décrochage qui interprétés par une chute de portance. Par ce que les filets d'air n'épousent plus le contour de l'aile.
- La courbe obtenu avant le point de décrochage n'est pas une droite à cause :
  - Les erreurs de manipulation expérimentale.
  - Les erreurs de lecture des résultats.
  - Les erreurs de l'appareil utilisé (les frottements des parois de la soufflerie).
  - Les erreurs durant la réalisation de la maquette qui est faite à la main.

## Conclusion 1

- On conclut que : l'incidence de l'écoulement et leur vitesse deux facteurs influent sur la force de portance et leur coefficient.

## Influence de l'incidence sur le coefficient de trainée $C_D$

Tableau B5

L'angle d'incidence ( $\alpha^\circ$ )	Le coefficient de trainée ( $C_D$ )
0	0.13875099
2	0.14230871
4	0.14942415
6	0.17077045
10	0.24548253
12	0.28817514
14	0.3201946
16	0.39490668

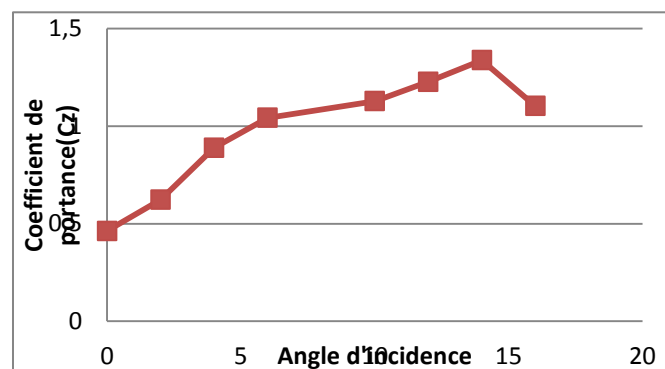


Figure B.2 : Courbe  $C_D$  en fonction d'incidence.

## Interprétation des résultats

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

- La courbe du coefficient de trainée  $C_D$  du modèle En fonction de l'incidence obtenue possède approximativement la forme d'une parabole. Appart quelques points qui sont décalés de la courbe à cause des erreurs cités déjà dans la courbe de  $C_L$ .
- Cette courbe ne coupe pas l'axe d'incidence 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.
- Lorsque l'angle d'incidence est nulle ; les filets d'air sont peu déviés, la surpression et la dépression sont faibles, et leur coefficient et faible.
- Lorsque l'angle d'incidence augmente la trainée et le coefficient de trainée augmente.

## Conclusion 2

- On conclut que : l'incidence de l'écoulement et leur vitesse deux facteurs influent sur la force de trainée et leur coefficient.

## Courbe de la polaire

TableauB6

Le coefficient de trainée ( $C_D$ )	Le coefficient de portance ( $C_L$ )
0.13875099	0.46250331
0.14230871	0.62260061
0.14942415	0.88942945
0.17077045	1.04241131
0.24548253	1.12779654
0.28817514	1.22741264
0.3201946	1.33770189
0.39490668	1.10289252

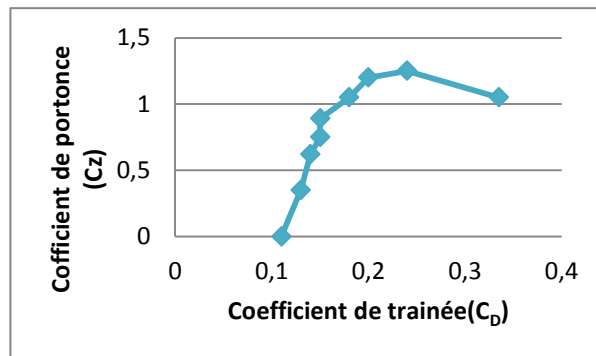


Figure B.3 : Courbe de la polaire

## Interprétation des résultats

- On constate sur la partie correspond au  $C_L$  Positif de la polaire de révolution du coefficient de portance  $C_L$  est plus grande que révolution du coefficient  $C_D$  correspond.

- D'autre part on prend l'incidence  $0^\circ$  correspond a  $C_L$  nul et  $C_D = 0.15$  (minimum de trainée induite).
- Entre l'incidence :  $0^\circ$  et  $14^\circ$  quand  $C_D$  augmente  $C_L$  augmente.
- Pour l'incidence  $14^\circ$  on a pour  $C_D = 0.32$  correspond à un  $C_{L\max} = 1.337$ , elle n'a qu'un intérêt usuel pour le vol du modèle car elle a aussi un coefficient de trainée élevée.
- Ou delà de  $14^\circ$  quand  $C_D$  augmente  $C_L$  diminue.
- Ces points prisent ne représentent pas les meilleures conditions de vol du modèle.

**Remarque :** dans notre courbe on remarque qu'il y a des points qui sont un peu décalés, et ça dû aux erreurs cités avant.

### Courbe de la finesse

Tableau B7

L'angle d'incidence ( $\alpha$ )	La finesse ( $C_L/C_D$ )
0.13875099	0.46250331
0.14230871	0.62260061
0.14942415	0.88942945
0.17077045	1.04241131
0.24548253	1.12779654
0.28817514	1.22741264
0.3201946	1.33770189
0.39490668	1.10289252

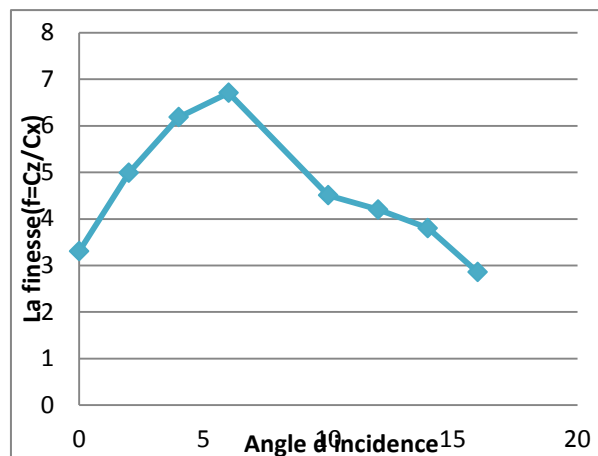


Figure B.4 : Courbe de la finesse.

### Interprétations résultats

La courbe de finesse en fonction de l'incidence peut nous servir des autres caractéristiques complémentaires de vol du modèle.

- Pour l'incidence  $0^\circ$  on a une finesse  $f = C_L/C_D = 3,33$ .
- Entre  $0^\circ$  et  $6^\circ$  quand l'incidence augmente la finesse augmente.
- Pour l'incidence  $6^\circ$  correspond à une valeur maximum de finesse  $f = C_L/C_D = 6,87$ .
- Ou delà de cette angle la finesse diminue.

**Remarque :** dans notre courbe on remarque qu'il y a des points qui sont un peu décalés, et ça dû aux erreurs cités avant.

**Conclusion 3 :** D'après ces résultats on déduit que : **L'angle optimale de vol  $\alpha=6^\circ$ .**

### Comparaison entre les résultats expérimentaux et numériques

En réalité on ne peut pas dire est ce que l'expérimental est la bonne route pour nous pousser à faire confiance à ces résultats car elle a des cotés négatifs, par ce que ils existent plusieurs paramètres

Qui influent sur l'exactitude des résultats tels que :

- Les erreurs de fabrication de la maquette car elle est faite à la main.
- les erreurs des instruments de mesure et de la lecture ....etc.

Pour le calcul numérique on a utilisé logiciel (L'ANSYS.16), malgré ses avantages concernant la rapidité dans les calculs, mais aussi présence des inconvénients :

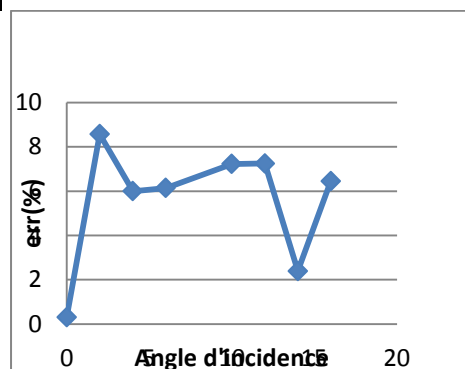
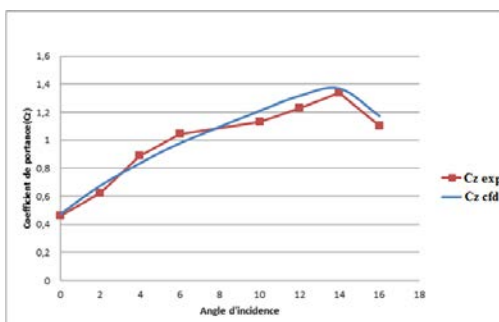
- Il est basé sur des méthodes numériques (volume finie) qui reste juste une méthode de résolution approximée et elle nécessite une validation, pour cette raison on trace les courbes expérimentales de l'approche numérique pour qu'on puisse comprendre les résultats ou se déroulent.

### La force de portance et son coefficient

- **Les résultats obtenus**

Tableau B8

Alpha ( $\alpha$ )	L CFD	$C_L$ CFD	D EXP	$C_D$ EXP	Err%
0	1.35	0.473	1.332	0.462	2.307
2	1.94	0.675	1.753	0.622	8.571
4	2.35	0.836	2.502	0.889	6.000
6	2.75	0.978	2.932	1.042	6.143
10	3.43	1.209	3.176	1.127	7.225
12	3.73	1.316	3.455	1.227	7.246
14	3.85	1.367	3.763	1.337	2.393
16	3.33	1.174	3.102	1.102	6.451



**Figure B.5 :** Courbe de  $C_L$  en fonction de l'angle de  $C_L$  en fonction de l'angle d'incidence

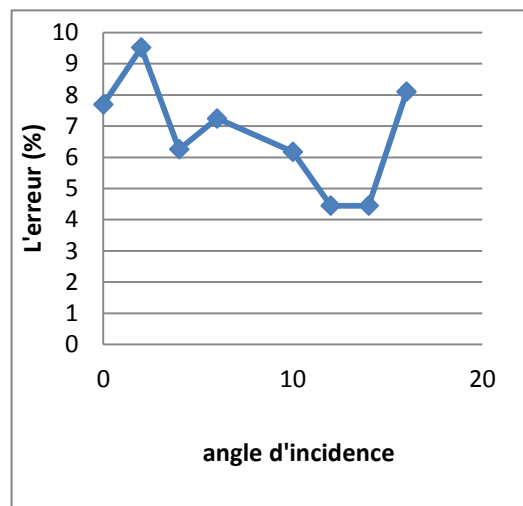
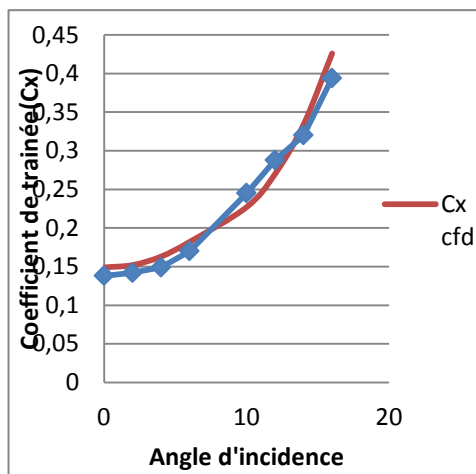
**Figure B.6 :** Courbe de l'erreur relative

## La force de trainée et leur coefficient

- Les résultats

TableauB9

Alpha ( $\alpha$ )	D-CFD	C <sub>D</sub> -CFD	D-EXP	C <sub>D</sub> -EXP	Err%
0	0.42	0.149	0.38	0.138	7.693
2	0.43	0.152	0.40	0.142	7.552
4	0.46	0.163	0.42	0.149	9.521
6	0.51	0.182	0.45	0.170	6.254
10	0.64	0.227	0.71	0.245	7.246
12	0.76	0.270	0.81	0.288	6.179
14	0.94	0.334	0.9	0.320	4.446
16	1.2	0.174	1.11	0.394	8.108



**Figure B.7 :** Courbe de  $C_D$  en fonction de  $\alpha$  **Figure B.8 :** Courbe de l'erreur de  $C_D$  en fonction de  $\alpha$

## Courbe de la polaire

Tableau B10

C <sub>D</sub> exp	C <sub>L</sub> exp	C <sub>D</sub> cfd	C <sub>L</sub> cfd
0,149	0,462	0,149	0,47317647
0,152	0,622	0,152	0,67596638
0,163	0,889	0,163	0,83606368
0,181	1,042	0,181	0,97837239

0,227	1,127	0,227	1,20962405
0,270	1,227	0,270	1,31635558
0,334	1,337	0,334	1,36972135
0,426	1,102	0,426	1,17404687

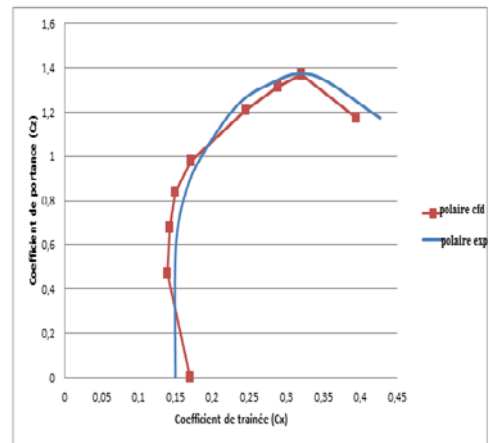


Figure B.9 : Courbe de la polaire.

### Courbe de la finesse

Tableau.B11

Angle d'incidence ( $\alpha^\circ$ )	Finesse $f_{exp}=(C_L/C_D)_{exp}$	Finesse $F_{cfd}=(C_L/C_D)_{cfd}$
3.16	3.33	3.16
4.88	4.38	4.88
6.21	6.13	6.21
6.75	6.87	6.75
4.95	4.55	4.95
3.94	4.26	3.94
2.97	3.88	2.97
2.12	2.86	2.12

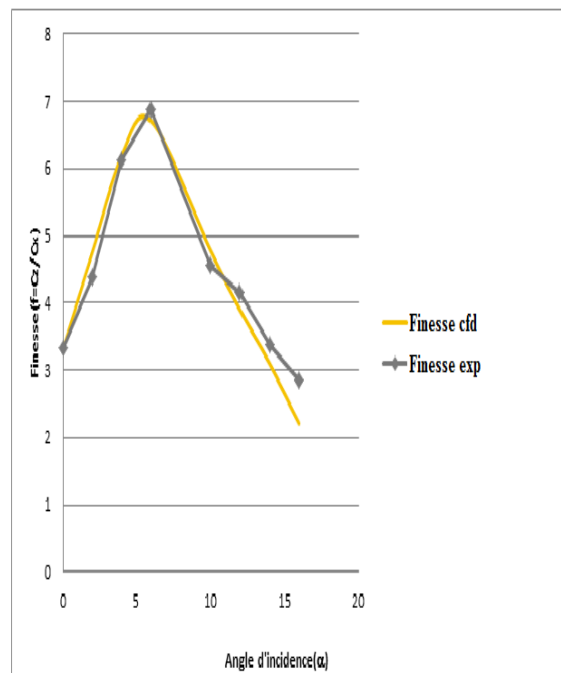


Figure B.10 : Courbe de la finesse.

### Interprétation et comparaison

D'après les courbes des erreurs relatives obtenues on déduit que :

- La marge d'erreurs relatives entre 2% et 8% nous indique qu'on est dans la bonne voie. Ce qui nous encourage à compter et faire confiance pour les résultats expérimentaux et L'approche numérique.

# **ANNEXE C**

Dear Ramzi BELAID,

Thank you for submitting the manuscript, "Contribution aux design, performance et optimisation d'un UAV" to Journal of Applied Engineering Science & Technology.

Manuscript ID: A00116B

If you have any questions, please contact me. Thank you for considering this journal as a venue for your work.

Prof. Adel Benchabane

Editor in Chief

J. Appl. Eng. Sci. Technol.

Email: [jaest@outlook.fr](mailto:jaest@outlook.fr)

JAEST Editorial office

---

J. Appl. Eng. Sci. Technol., JAEST - ISSN 2352-9873

Faculty of Sciences and technology

University of Biskra

BP 145, Biskra 07000, Algeria

<http://revues.univ-biskra.dz/index.php/jaest>