

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

« Université SAAD DAHLEB de BLIDA »

« Faculté des Sciences de l'ingénieur »

« Département D'Aéronautique »

PROJET FIN D'ETUDES

En vue de l'obtention du diplôme d'Ingénieur d'Etat en Aéronautique

Filière : Construction & Maintenance aéronautique

Spécialité : PROPULSION

THEME :

Simulation numérique et l'étude aérodynamique d'un drone.



Réalisée Par L'étudiante :

❖ **Melle. MANSOURI Zineb.**

Promoteur :

- **Mr : H. Bentradi.**

Co-promoteur :

- **Mr : A. Tahi.**

2009 / 2010.

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

Résumé

Dans ce modeste travail, on essaye de montrer la capacité de l'outil **CFD** à traiter l'effet aérodynamique du drone, ayant pour objectif de déterminer les forces aérodynamiques autour d'un drone en régime subsonique incompressible non visqueux, dans ce cas on a choisi le modèle d'UAV qui s'appelle **R4E-50 skyeye** en l'absence de son moteur, et sa camera d'observation.

Pour cela on a construit le modèle **UAV R4E-50** avec son domaine par le logiciel **SOLIDWORKS**, ensuite on a utilisé le mailleur **ICEMCFD** pour la mise en œuvre de la génération de maillage de cette structure, à l'appui du **FLUENT** comme un logiciel de calcul pour l'optimisation de l'ensemble par une technique de maillage, ainsi que sa visualisation.

Une fois, les résultats focalisés, l'ingénieur peut les interpréter, et donner son point de vue, par une démonstration d'un cas d'étude de comparaison entre les différentes présentations de figures mises en exergue, et dont il entérine méthodiquement la finalité, par une conclusion finement élaborée.

Abstract

In this modest work, we try to show the ability of the CFD tool to handle the aerodynamic effect of the drone, for the purpose of determining the aerodynamic forces around a drone in subsonic incompressible inviscid, in this case we chose the model of the UAV called R4E-50 skyeye in the absence of its engine and camera observatiob

For this, we built the model UAV R4E-50 with its feikd by the software SOLIDWORKS then we used the mesh ICEM CFD for implementation of the mesh generation of this structure, and we used as the FLUENT software for computational optimization of all technique of mesh and visualization.

Once the results focused, engineers can interpret and give his point of view by demonstrating a case study of comparison between different presentations of figures highlighted and he methodically endorses the purpose by finely drawn a conclusion

ملخص

في هذا العمل المتواضع أردنا أن نختبر قدرة البرنامج **CFD** على معالجة تأثير الهوائية للطائرة من دون طيار لغرض تحديد القوى الهوائية حول الطائرة من دون طيار في المجال دون سرعة الصوت والغير قابل للانضغاط و الميوعة و في هذه الحالة اخترنا نموذج من طائرة من دون طيار يدعى **R4E-50 SKYEYE**. مع غياب المحرك و كاميرا الملاحظة.

لهذا قمنا ببناء هذا النموذج **R4E-50** مع هيكل ميدانه في البرنامج **SolidWorks** و من خلال برنامج **ICEM CFD** نقوم بتقسيمهم إلى وحدات صغيرة بعدها أنجزت الحسابات و توضيح النتائج علي شكل رسومات باستخدام البرنامج **Fluent**.

بعد التركيز على النتائج يمكن للمهندس إعطاء التفسير و وجهة نظره مع البرهان من خلال إظهار دراسة حالة المقارنة بين مختلف العروض مع تطرقه بشكل منهجي إلى استنتاج الخلاصة في الأخير بدقة

REMERCIEMENTS

Ce travail a été réalisé dans le cadre de projet de fin d'étude, au département Aéronautique à l'université de Blida.

Avant tout je remercie ALLAH qui m'a donné la volonté, la foi et le courage pour mener à bien ce travail.

Un remerciement particulier et spécial à mes chers parents qui m'ont aidé et conseillé, sans eux je ne serais jamais arrivée à ce stade.

Je tiens aussi à remercier mon encadreur Mr. Bentréd Hocine, qui m'a aidé à mener ce travail, pour la confiance qu'il m'a témoignée.

J'exprime ma profonde gratitude à Mr le président, et membres du jury pour l'intérêt qu'ils portent à mon projet.

Enfin à tout mes camarades qui m'ont aidé beaucoup durant la réalisation de cette mémoire surtout Mr : Mohamed taifour Abdelwahab et guenez akram , et surtout Adda Mourad et aussi Mr salim le futur magister en aéronautique, et à tous ceux qui ont contribué de près ou de loin.

DEDICACES...

Je dédie ce modeste travail :

- *A mes chers parents que j'aime énormément, qui m'ont soutenu et encouragé tout au long de mes études.*
- *A ma sœur le médecin SAFIA, et mon petit frère ABDELKADER.*
- *A toute ma famille que ce soit du côté paternel ou maternel.*
- *A mes chers cousins spécialement pour : Assia, Kawther, Sarah, Amine, et sans oublier les petits Souhaib & Bouchra.*
- *A mon amie préférée Souad que j'aime beaucoup. et aussi A mon ami Abdenour Tebbal.*
- *A mes camarades de la promotion 2009 a tous qui m'ont aidé de près ou de loin.*
- *A tous ceux qui me sont chers, et que je porte à jamais dans mon cœur.*

ZINEB MANSOURI.

SOMMAIRE

Remerciement

Dédicace

Résumé

Sommaire

Nomenclature

INTRODUCTION GENERALE..... 1

Chapitre I : GENERALITES SUR LES DRONES

I.1: Définition.....	3
I.2 : Rôle de drone.....	3
I.3 : Classification des drones.....	3
I.4 : Catégories des drones.....	4
I.4.a : Drones tactiques.....	4
I.4.b : Drones d'observation.....	6
I.4.c : Drones de combat.....	7
I.5 : Description	8
I.5.a : Cellule.....	9
I.5.b : La sustentation	10
I.5.c : La motorisation.....	11
I.5.d : Caractéristiques générales.....	14
I.6 : Contrôle et guidage d'un drone (drone Pioneer).....	15
I.6.a : Station de contrôle au sol.....	16
I.6.b : Unité de communication de suivi.....	16
I.6.c : Poste de contrôle	17
I.6.d : Station de réception.....	17
I.6.e : Homme-pack station de réception.....	17
I.7 : Technologie.....	17
I.7.a : Construction métallique.....	18
I.7.b: Construction composite.....	18
I.8 : Equipements embarqués.....	19
I.8.a : Système de bord.....	19
I.8.b : La charge utile.....	20
I.9 : Avantages et inconvénients.....	21

Chapitre II : RAPPEL D'AERODYNAMIQUE

II.1 : Introduction.....	23
II.2 : Champ d'études.....	23
II.3 : Grandeurs caractéristiques.....	23
II.3.a : Nombre de Reynolds.....	24
II.3.b : Nombre de Mach.....	26
II.4 : Modèle mathématique.....	27
II.4.a : Equations de Navier-stokes.....	28
II.4.b : Equations d'Euler.....	30
II.5 : Notions aérodynamiques.....	31
II.5.a : Introduction.....	31
II.5.b : Le profil d'aile.....	32
II.5.b.1 : Définition.....	32
II.5.b.2 : Les familles de profil.....	32
II.5.b.3 : Les constitutions de profil.....	33
II.5.b.4 : Les termes géométriques de L'aile.....	35
II.5.b.5 : Désignation des profils.....	43
II.6 : Forces aérodynamiques.....	44
II.6.a : Introduction.....	44
II.6.a.1 : Les coefficients.....	45
II.6.b : La résultante aérodynamique.....	46
II.6.b.1 : Portance.....	46
II.6.b.2 : Trainée.....	47
II.6.c : Champs de pressions et forces aérodynamiques de l'aile.....	47
II.6.c.1 : Le centre de poussée.....	48
II.6.c.2 : La portance.....	48
II.6.c.3 : La trainée et ses composantes.....	49

Chapitre III : METHODE NUMERIQUE

III.1 : Descriptions des outils de système CFD.....	52
III.1.a : Conception Assisté Par Ordinateur (CAO).....	52
III.1.a.1 : Le logiciel SOLIDWORKS.....	53
III.2 : ICEM CFD.....	59
III.2.1 : Construction de la géométrie.....	60
III.2.2 : Import de la géométrie et nettoyage de la CAO.....	61
III.2.3 : Le maillage.....	63
III.2.3.a : Technique générale de génération de maillage.....	66
III.2.3.b : Choix de solveur.....	68
III.2.3.c : Conditions aux limites et définition des domaines.....	69

III.2.3.d : Exportation du maillage vers le solveur	69
III.3 : Le Fluent 6.3.26.....	70
III.3.1 : Le solveur Fluent.....	70
III.3.2 : Les étapes de marche de Fluent.....	70
III .3.3 : Conditions aux limites en Présence d'un domaine mobile.....	78

Chapitre IV : SIMULATION NUMERIQUE DU DRONE.

IV.1 : Introduction.....	84
IV.1.a : Développement de drone R4E-50.....	84
IV.1.b : Spécification de drone R4E-50.....	84
IV.2 : Conception de drone R4E-50 sur SOLIDWORKS.....	85
IV.2.1 Construction de fuselage sur SOLIDWORKS.....	86
IV.2.2 : Construction d'aile droite/aile gauche sur SOLIDWORKS.....	93
IV.2.3 : Construction d'empennage vertical sur SOLIDWORKS.....	97
IV.2.4 : Construction d'empennage horizontal sur SOLIDWORKS.....	99
IV.2.5 : Construction de pylon sur SOLIDWORKS.....	102
IV.2.6 : Assemblage sur SOLIDWORKS.....	105
IV.2.6.a : Assemblage aile droite avec le pylon droit.....	105
IV.2.6.b : Assemblage empennage vertical droit avec le pylon droit.....	109
IV.2.6.c : Assemblage du premier cas avec le fuselage.....	110
IV.2.6.d : Assemblage du l'empennage horizontale.....	112
IV.3 : Premier cas d'étude domaine cube.....	118
IV.3.1 : Construction de domaine sur Solidworks.....	118
IV.3.2 : Conception sur ICEM CFD.....	119
IV.3.3 : Conception de drone sur Fluent.....	123
IV.3.3.a : Résultats et interprétation.....	125
IV.3.3.b : contours de pression statique dans DISPLAY du Fluent.....	125
IV.3.3.c : contours de vilocity magnitude dans DISPLAY du Fluent.....	126
IV.3.3.d : Résultats et interprétations.....	128
IV.3.3.e : Différents coefficients.....	128
IV.3.3.f : Résultats et interprétations.....	129
IV.3.3.g : Coefficients de pression.....	130
IV.3.3.h : Résultats et interprétations.....	132
IV.4 : Deuxième cas d'étude domaine demi cube.....	132
IV.4.1 : Construction de domaine sur SOLIDWORKS.....	132
IV.4.2 : Conception sur ICEM CFD.....	134
IV.4.3 : Conception sur FLUENT.....	137
IV.4.3.a : Interprétations des résultats.....	139
IV.4.3.b : Contours de pression statique dans DISPLAY du Fluent.....	140
IV.4.3.c : Contours de vilocity magnitude dans DISPLAY du Fluent.....	141
IV.4.3.d : Interprétations des résultats.....	144
IV.5 : Domaine cube avec changement d'angle d'attaque.....	144
IV.5.1 : Construction du domaine avec changement d'angle d'attaque.....	144

IV.5.2 : Conception sur ICEM CFD.....	145
IV.5.3 : conception sur Fluent.....	149
IV.5.3.a : Interprétations des résultats du résidu.....	149
IV.5.3.b : Contours de pression statique dans DISPLAY du Fluent.....	150
IV.5.3.c : Contours de velocity magnitude dans DISPLAY du Fluent.....	151
IV.5.3.d : Interprétations des résultats.....	152
IV.5.3.e : Comparaison des résultats.....	152
IV.5.3.f : Portance et trainée d'aile dans ce cas d'étude.....	153
IV.6 : Conclusion.....	153
Conclusion générale.....	155
ANNEXE.....	156
BIBLIOGRAPHIE.....	166

Liste des figures

<i>N° de figure</i>	<i>Titre de figure</i>	<i>N° de page</i>
Figure I.1	<i>Les micros drones</i>	04
Figure I.2	<i>Exemples de drones hélicoptère</i>	05
Figure I.3	<i>Drone maritime tactique</i>	05
Figure I.4	<i>Drones d'observation MALE</i>	06
Figure I.5	<i>Drone HALE</i>	07
Figure I.6	<i>Drones de combat</i>	08
Figure I.7	<i>La cellule de drone Global Hawk</i>	09
Figure I.8	<i>Différents types de drones</i>	10
Figure I.9	<i>Différents types d'aile des drones</i>	11
Figure I.10	<i>Différents types moteur des drones</i>	12
Figure I.11	<i>Types pilotage d'UAVs</i>	14
Figure I.12	<i>Les missiles</i>	15
Figure I.13	<i>Station de Contrôle au Sol – Pioneer–</i>	16
Figure I.14	<i>La construction métallique et composite de drone</i>	19
Figure I.15	<i>La charge utile des drones</i>	21
Figure II.1	<i>Profil d'aile</i>	33
Figure II.2	<i>Les composantes de profil d'aile</i>	35
Figure II.3	<i>L'angle de calage</i>	36
Figure II.4	<i>L'angle d'incidence</i>	36
Figure II.5	<i>Le Décrochage de profil d'aile</i>	38
Figure II.6	<i>Viscosité et couche limite</i>	39
Figure II.7	<i>Couche limite et décollement</i>	40
Figure II.8	<i>Types d'écoulements d'air</i>	41
Figure II.9	<i>Le dièdre</i>	41
Figure II.10	<i>L'effilement</i>	42
Figure II.11	<i>Les tourbillons marginaux</i>	43
Figure II.12	<i>La résultante aérodynamique</i>	46
Figure II.13	<i>Champs de pressions et forces aérodynamiques de l'aile</i>	48
Figure II.14	<i>Le centre de poussée</i>	48
Figure III.1	<i>Format d'un SOLIDWORKS 2009</i>	53
Figure III.2	<i>L'extrusion d'un cercle.</i>	54
Figure III.3	<i>Fonctions de SOLIDWORKS (chanfreins)</i>	56
Figure III.4	<i>Les éléments d'assemblage</i>	57
Figure III.5	<i>La mise en plan</i>	58
Figure III.6	<i>ICEM CFD</i>	60
Figure III.7	<i>La géométrie de ICEM CFD</i>	61
Figure III.8	<i>Import de la géométrie</i>	62
Figure III.9	<i>Maillage structuré</i>	64
Figure III.10	<i>Maillage non structuré</i>	65
Figure III.11	<i>Maillage hybride</i>	66
Figure III.12	<i>Fenêtre de maillage (meshing)</i>	67
Figure III.13	<i>Menu (Output)</i>	68
Figure III.14	<i>Choix de solveur</i>	68
Figure III.15	<i>Importation de la géométrie vers FLUENT</i>	70
Figure III.16	<i>Vérification de maillage</i>	71
Figure III.17	<i>L'échelle d'étude de maillage</i>	72

Figure III.18	<i>Lissage de maillage</i>	72
Figure III.19	<i>Utilisation de menu « define » et l'option « Solver ».</i>	73
Figure III.20	<i>Le modèle « viscous »</i>	74
Figure III.21	<i>Utilisation de menu « define » et l'option « materials ».</i>	74
Figure III.22	<i>Le sous-menu « operating conditions »</i>	75
Figure III.23	<i>Le sous-menu « boundary conditions »</i>	76
Figure III.24	<i>Condition limite « velocity inlet ».</i>	76
Figure III.25	<i>Condition limite « pressure-outlet».</i>	77
Figure III.26	<i>Condition limite « wall»</i>	78
Figure III.27	<i>Condition limite « fluide»</i>	78
Figure III.28	<i>L'initialisation de solution.</i>	79
Figure III.29	<i>Choix et affichage pendant les calculs des critères de convergence</i>	80
Figure III.30	<i>Les itérations.</i>	80
Figure III.31	<i>Le TECKPLOT.</i>	82
Figure III.32	<i>L'enregistrement de la solution.</i>	82
Figure IV.1	<i>Drone R4E-50 skyeye</i>	85
Figure IV.2	<i>Les quatre vues de drone R4E.</i>	85
Figure IV.3	<i>Conception de fuselage sur SOLIDSWRKS.</i>	92
Figure IV.4	<i>vue de droite et arrière du fuselage avec cotation dans SOLIDWORKS.</i>	92
Figure IV.5	<i>vue de dessus et 3D du fuselage avec cotation dans SOLIDWORKS.</i>	93
Figure IV.6	<i>Conception de l'aile gauche sur SOLIDWORKS.</i>	95
Figure IV.7	<i>vue de face et gauche de demi-aile gauche avec cotation dans SOLIDWORKS.</i>	96
Figure IV.8	<i>vue de dessus et 3D de demi-aile gauche avec une flèche de 18°</i>	96
Figure IV.9	<i>Conception de l'empennage vertical droit sur SOLIDWORKS.</i>	98
Figure IV.10	<i>vues de face et droite de l'empennage vertical et avec cotation dans SOLIDWORKS.</i>	98
Figure IV.11	<i>vue de 3D de l'empennage vertical avec cotation dans SOLIDWORKS.</i>	99
Figure IV.12	<i>Conception de l'empennage horizontale sur SOLIDWORKS.</i>	101
Figure IV.13	<i>vues de dessus et droite de l'empennage horizontal avec cotation dans SOLID WORKS.</i>	101
Figure IV.14	<i>vues de face et 3D de l'empennage horizontal dans SOLIDWORKS.</i>	102
Figure IV.15	<i>Conception du pilon droit sur SOLIDWORKS.</i>	104

Figure IV.16	<i>vues de face et gauche du pylon droit avec cotation dans SOLIDWORKS.</i>	104
Figure IV.17	<i>vues de dessus et 3D du pylon droit avec cotation dans SOLIDWORKS.</i>	105
Figure IV.18	<i>Conception d'assemblage du pylon droit avec demi-aile droite</i>	108
Figure IV.19	<i>Premier assemblage du coté droit du drone.</i>	109
Figure IV.20	<i>Deuxième assemblage du coté droit du drone.</i>	111
Figure IV.21	<i>Conception du drone R4E-50 sur SOLIDWORKS.</i>	113
Figure IV.22	<i>vues de droite et arrière du drone avec cotation dans SOLIDWORKS.</i>	113
Figure IV.23	<i>vues de dessus et 3D du drone avec cotation dans SOLIDWORKS.</i>	114
Figure IV.24	<i>Vue de face</i>	114
Figure IV.25	<i>Vue de l'arrière</i>	115
Figure IV.26	<i>Vue de droite</i>	115
Figure IV.27	<i>Vue de gauche</i>	116
Figure IV.28	<i>Vue de dessus</i>	116
Figure IV.30	<i>Vue de dessous</i>	117
Figure IV.31	<i>vue en 3D du drone.</i>	117
Figure IV.32	<i>Le drone avec son domaine cube dans SOLIDWORKS</i>	119
Figure IV.33	<i>la géométrie de drone avec ses familles dans ICEM CFD (TITIN géométrie)</i>	119
Figure IV.34	<i>le Model de mech params</i>	120
Figure IV.35	<i>les paramètres de maillage pour toutes les familles.</i>	120
Figure IV.36	<i>les étapes de maillage de la géométrie</i>	121
Figure IV.37	<i>Le maillage de la géométrie en 3D</i>	121
Figure IV.38	<i>maillage du drone du coté droit</i>	122
Figure IV.40	<i>L'option « grid display »</i>	123
Figure IV.41	<i>Grid d'ensemble dans le menu « display »</i>	124
Figure IV.42	<i>Les résidus de drone et son domaine cube</i>	124
Figure IV.43	<i>les contours de pression dans DISPLAY.</i>	125
Figure IV.44	<i>Contours de la pression statique de « l'extrados »</i>	125
Figure IV.45	<i>Contours de la pression statique de « l'intrados »</i>	126
Figure IV.46	<i>Les contours de vilosity dans DISPLAY.</i>	126
Figure IV.47	<i>Contours de « vilosity magnitude » de la partie « extrados »</i>	127
Figure IV.48	<i>contours de velocity magnitude de la partie « intrados »</i>	127
Figure IV.49	<i>Le coefficient de portance.</i>	128
Figure IV.50	<i>Le coefficient de trainée.</i>	129
Figure IV.51	<i>La direction de l'appareil dans « grid display »</i>	129
Figure IV.52	<i>L'extrados de demi-aile droit dans TECKPLOT.</i>	130
Figure IV.53	<i>L'intrados de demi-aile droit dans TECKPLOT.</i>	131
Figure IV.54	<i>La variation de Cp en fonction de la corde d'aile « 500 ».</i>	131
Figure IV.55	<i>la variation de Cp en fonction de la corde d'aile « 2500 ».</i>	132
Figure IV.55	<i>Le demi-drone avec son demi-domaine cube dans SOLIDWORKS.</i>	134
Figure IV.56	<i>Le demi-drone avec son demi-domaine cube dans SOLIDWORKS.</i>	134
Figure IV.57	<i>la géométrie TITIN de demi- drone dans ICEM CFD.</i>	134
Figure IV.58	<i>le Model de mech params de demi-drone</i>	135

Figure IV.59	<i>les paramètres de maillage de demi-drone pour toutes les familles</i>	135
Figure IV.60	<i>les étapes de maillage de la géométrie de demi-drone</i>	136
Figure IV.61	<i>Le maillage de la géométrie demi-drone du coté droit</i>	136
Figure IV.62	<i>Le maillage de la géométrie demi-drone en 3D</i>	137
Figure IV.63	<i>Le maillage de la géométrie demi-drone en Solid/Wire</i>	137
Figure IV.64	<i>Surface Symétrique.</i>	138
Figure IV.65	<i>Les résidus de demi- drone et son domaine demi- cube</i>	138
Figure IV.66	<i>Le « grid display » de la géometrie demi-drone</i>	139
Figure IV.67	<i>Contours de pression statique de la partie « extrados»</i>	140
Figure IV.68	<i>Contours de pression statique de la partie « intrados »</i>	140
Figure IV.69	<i>Contours de « vilosity magnitude » de la partie « extrados »</i>	141
Figure IV.70	<i>Contours de « vilosity magnitude » de la partie « intrados »</i>	142
Figure IV.71	<i>Le coefficient de portance.</i>	143
Figure IV.72	<i>Le coefficient de trainée.</i>	144
Figure IV.73	<i>Le drone avec son domaine cube (angle d'attaque 2°) dans SOLIDWORKS.</i>	145
Figure IV.74	<i>la géométrie TITIN de drone (angle d'attaque 2°) dans ICEM CFD</i>	146
Figure IV.75	<i>le Model de mech params du drone (angle d'attaque 2°)</i>	146
Figure IV.76	<i>les paramètres de maillage du drone (angle d'attaque 2°) pour toutes les familles</i>	147
Figure IV.77	<i>Le maillage de la géométrie nouveau cas drone en 3D</i>	147
Figure IV.78	<i>Le maillage de la géométrie nouveau cas drone du coté droit.</i>	148
Figure IV.79	<i>Le maillage de la géométrie nouveau cas drone en Solid/Wire</i>	148
Figure IV.80	<i>Les résidus du drone (angle d'attaque 2°).</i>	149
Figure IV.81	<i>Contours de la pression statique de la partie « extrados » (angle d'attaque 2°)</i>	150
Figure IV.82	<i>Contours de la pression statique de la partie « intrados » (angle d'attaque 2°)</i>	150
Figure IV.83	<i>Contours de « vilosity magnitude » de la partie « extrados » (angle d'attaque 2°)</i>	151
Figure IV.83	<i>contours de vilosity magnitude de la partie « intrados » (angle d'attaque 2°)</i>	152

Liste des tableaux

N° de tableau	Titre de tableau	N° de page
Tableau II.1	<i>Caractéristiques des profils NACA</i>	44
Tableau IV.2	<i>Les valeurs de portance en N d'aile dans le troisième cas d'étude.</i>	153
Tableau IV.3	<i>Les valeurs de trainée en N d'aile dans troisième cas d'étude.</i>	153
Tableau A.1	<i>Les caractéristiques géométriques et de performance du drone</i> R4E-50	155

NOMENCLATURE**1- Système de coordonnées :**

X	coordonnée axiale
Y	coordonnée radiale

2- Lettres latines :

a	vitesse du son.
C_x	coefficient de trainée.
C_y	coefficient de portance latérale.
C_z	coefficient de portance.
C_p	coefficient de pression.
D_i	trainée induite.
D_p	trainée parasite.
F	force
f	finesse
F_x	force de trainée.
F_y	force de dérive.
F_z	force de portance.
g	accélération de pesanteur
M	nombre de mach
m	masse
P	pression
q	pression dynamique.
R	résultante aérodynamique
S	aire de section
T	température
t	temps
V	vitesse

3- Lettres grecques :

α	angle d'incidence
γ	accélération
ρ	masse volumique
λ	allongement

Chapitre I :

GENERALITES SUR LES DRONES

Chapitre II :

RAPPEL D'AERODYNAMIQUE

INTRODUCTION GENERALE

CONCLUSION

Chapitre III :

METHODE NUMERIQUE.

Chapitre IV :

SIMULATION NUMERIQUE DU DRONE

ANNEXES

INTRODUCTION GENERALE :

Un **drone** (" bourdon") ; ou **UAV** (*Unmanned Aerial Vehicle*) appelé aussi RPV (Remotely Piloted Vehicle) est un aéronef sans pilote humain à bord. C'est une invention de l'époque c'est à dire l'idée de cette exploitation de ce drone vient au début du 20 ième siècle. L'origine des drones peut être trouvée dans les tentatives de *torpilles aériennes* de la première guerre mondiale, associant dès 1916 un avion sans pilote et un gyroscope embarqué.

Cette innovation a beaucoup d'avantages dans le domaine aéronautique que ce soit du coté civil, et surtout militaire, dont cet aéronef est largement utilisé, ceci a incité les pays industrialisés à mettre en œuvre, ces engins de ce genre.

Mon travail consiste à l'étude de la partie la plus importante dans le domaine aéronautique en général, et en particulier dans la branche de la propulsion, c'est l'aérodynamique ; donc l'objectif est de faire une étude aérodynamique du drone en premier lieu, par l'établissement du dessin géométrique de l'appareil, et après on utilise une des nouvelles techniques de calcul par CAO (conception assisté par l'ordinateur) en employant dans ce cas le logiciel « SOLID WORKS »,et ensuite par le ICEM CFD pour faire le maillage et à la fin, le Fluent pour la simulation numérique de ce drone et on interprete des resultats qu'on a conclut.

La première étape de mon projet, est de focaliser les différents types de drones existants.

La deuxième étape importante est la suivante, c'est l'étude aérodynamique théorique et ses concepts principaux dont on a besoin,

L'étape troisième qui consiste la description des outils de CFD, qui sont le SOLIDWORKS, ICEM CFD, et le Fluent et ses déffirentes étapes de marche.

L'ultime étape , contient au début la definition d'un exemple de drone R4E-50 ensuite une simulation numérique et interpretation des resultants

Donc le plan de mon projet est comme suit :

Chapitre 1 : Généralités sur les drones

Chapitre 2: Rappel d'aérodynamique

Chapitre 3 : Méthode numérique

Chapitre 4 : Simulation numérique du drone.

Et enfin je termine par une conclusion generale dont laquelle je ferai des remarques et estimation sur ce sujet traité.

1 / Définition

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 de Uninhabited (ou Unmanned) Aerial Vehicle (UAV). D'origine anglaise, le mot «drone», signifie «bourdon», ou «bourdonnement».

La désignation de drone est très limitative puisqu'elle ne recouvre qu'un véhicule aérien. Le drone n'est en fait qu'un des éléments d'un système, conçu et déployé pour assurer une ou plusieurs missions. C'est la raison pour laquelle les spécialistes parlent de «*systèmes de drones*».

2 / Rôle de drone

Le drone dans toutes ces configurations est destiné essentiellement à emporter une charge utile pour réaliser une mission définie à savoir :

- Surveillance, reconnaissance et acquisition d'objectifs.
- Activités gouvernementales (police, douanes, environnement, etc...)
- Photos aériennes, et l'inspection.

3 / Classification des drones

La classification des drones est difficile à faire du fait qu'il existe plusieurs gammes, qui diffèrent dans leur formes, la mission, la charge utile, le type de motorisation et le guidage. Cependant dans la majorité des cas, les critères de classement sont retenus :

- **L'altitude** : selon l'altitude de croisière où évolue l'aéronef, on peut les classer en :
 - Aéronefs évoluent à moyen altitude $5\ 000\text{ m} < h < 15\ 000\text{ m}$;
 - Aéronefs évoluent à haute altitude $h > 20\ 000\text{ m}$;
- **L'endurance** : elle représente en effet l'autonomie, c'est le temps de vol que peut réaliser l'aéronef. Un temps de 20 à 40 heures qualifie l'aéronef de longue endurance.
- **Le rayon d'action** ; c'est la portée maximale que peut réaliser l'aéronef plein carburant en altitude et vitesse de croisière.

4 / Catégories de drones

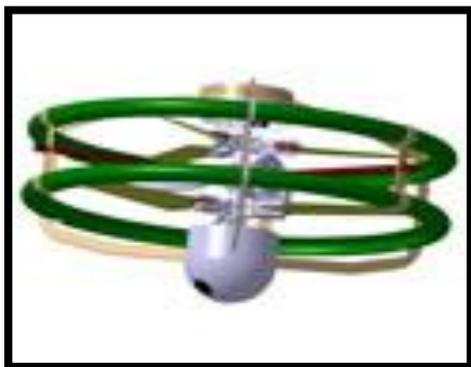
Les drones se subdivisent en générale en trois catégories spécifiques selon la mission à effectuer et le domaine technique aussi.

a) Drones tactiques ou TUAU (Tactical Unmanned Air Vehicle) :

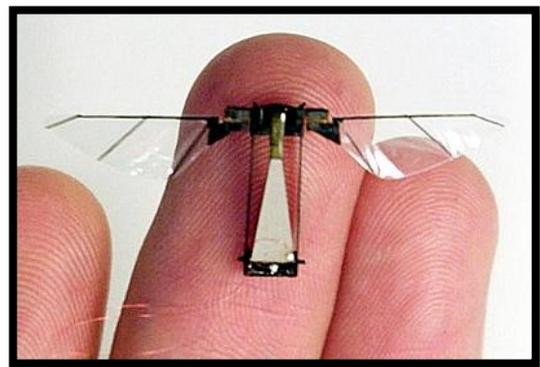
Ces aéronefs sont destinés à réaliser essentiellement des missions qui ont pour objectifs la reconnaissance et la surveillance. Ils sont équipés de senseur optique visible et infrarouge. Dans cette catégorie, on distingue plusieurs familles :

- *Micro-drones (Micro Air Vehicule ou MAV) :* qui s'apparentent plus à des modèles réduits ;
- *Drones hélicoptère :* ce type de drone tactique est capable d'atterrir sur des surfaces en petite dimensions comme les plates-formes et navire.
- *Drones de très courte portée (TCP) ;*
- *Drones moyenne portée lents (multichargés multi missions ou MCMM lents) ;*
- *Drones rapides basse altitude (MCMM rapides) ;*
- *Drones maritimes tactiques (DMT).*

Les *micros drones*, sont des aéronefs dont les dimensions sont inférieures à 15 cm. Ils Pèsent environ 50 grammes et ont une vitesse de croisière de l'ordre de 50 Km/h, une autonomie d'une vingtaine de minutes et un rayon d'action d'une dizaine de kilomètres.



a. Auryon.



b. Robot-insecte-harvard.

Figure I-1 ; Les micros drones.

D'autre part pour les drones hélicoptère ils sont sollicités pour effectuer des vols en stationnaire et réaliser des décollages et atterrissage sur des plateformes qui peuvent être mobile. On peut rencontrer des appareils de petite et grande dimensions.



a. Drone hélicoptère police



b. Okra (EADS).

Figure I-2 ; Exemple de drone hélicoptère.

On rencontre aussi un autre type de drones qui s'appelle drones maritimes tactique (DMT). Ce dernier devrait être capable de décoller depuis un pont plat de porte-avions ou du futur transport de chalands de débarquement, réaliser des missions de reconnaissance et de surveillance, et apponter de façon automatique ; son rayon d'action atteindra 110 km et son endurance sera de 12 heures.



Figure I-3 : Drone maritime tactique avec son bateau de débarquement.

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'apponer par vent fort sur une plate-forme étroite, partiellement entourée d'obstacles et soumise à des déplacements de grande amplitude, en roulis et tangage par mer agitée.

b) Drones d'observation :

Cette catégorie réalise des missions d'observations radar, pouvant supporter une charge utile de 500 kg et réalise aussi une longue endurance. Ils sont qualifiés de « **MALE** » pour ceux qui évoluent à moyen altitude et le « **HALE** » pour ceux qui évoluent à haute altitude.

Pour les drones « **MALE** » de moyen altitude longue endurance

L'altitude de vol est comprise dans cette catégorie entre 5000 et 12000 m, à des vitesses relativement faibles, de 260 à 360 km/h induites par des moteurs à piston ou des turbopropulseurs, la masse est environ de 3,5 tonnes, et l'envergure est généralement entre 10 et 20 m.

Les MALE opérationnels les plus connus sont le Hunter et le Heron d'Israel Aircraft Industries, ainsi que le Predator américain.



a. Le Heron



b. Le Predator

Figure I-4/ Les drones d'observation **HALE**.

Pour les drones « **HALE** » de haute altitude longue endurance :

On atteint dans cette catégorie les dimensions d'un avion de transport de la classe de l'Airbus A320, pour une autonomie très grande qui atteint 10 000 Km ou plus, et à une hauteur de vol de 20 000 m d'altitude. Les moteurs sont cette fois de turboréacteur.

La masse au décollage des drones **HALE** est environ de 10 tonnes, dont quelque 10% pour la charge utile.

L'exemple le plus connu de **HALE** est le Global Hawk américain.

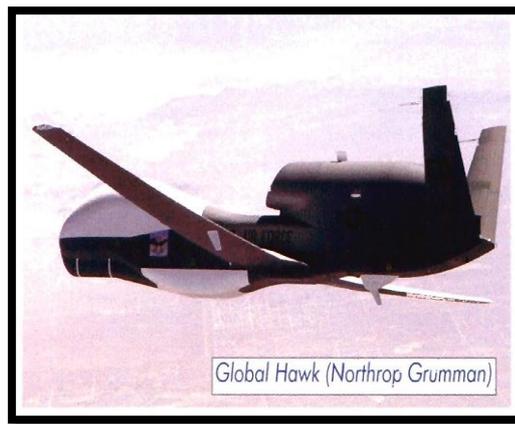


Figure I-5 : Exemple de drones **HALE** – Global Hawk –

c) Drones de combat :

Ces drones regroupent les aéronefs réalisant des missions de défenses et d'attaques aériennes. Ils sont équipés de système d'armement automatisé au portant une charge explosif (bombe, missile).





a. Le Predator lance un missile.



b. Le X-45A.

Figure I-6 : Les drones de combat « UCAV ».

La gestion déportée de l'armement de ces drones accroît la complexité technologique et opérationnelle ; ils doivent être capables d'identifier et de désigner des cibles, avec la capacité d'être réorienté en vol à partir d'informations obtenus en temps réel sur l'évolution de la situation au sol. Ils doivent également disposer d'une certaine autonomie pour la poursuite des cibles et être capable de manœuvre de dégagement après le tir.

5 / Description

Il existe plusieurs configurations de drones, très différentes les uns des autres, et dont certaines sont très novatrices.

Les drones sont des aéronefs capables de voler et d'effectuer une mission *sans présence humaine à bord*. Les drones occupent une place de plus en plus importante dans les milieux aéronautiques et de la défense. Et l'on assiste à une montée en puissance des expérimentations dans le monde entier, encore plus ou moins opérationnelles.

En effet, la forme d'un drone sera déterminée par la nature et le profil de la mission qui lui est assignée, ainsi que de sa charge utile ce qui correspondra qu'à chaque demande il y a une solution bien spécifique.

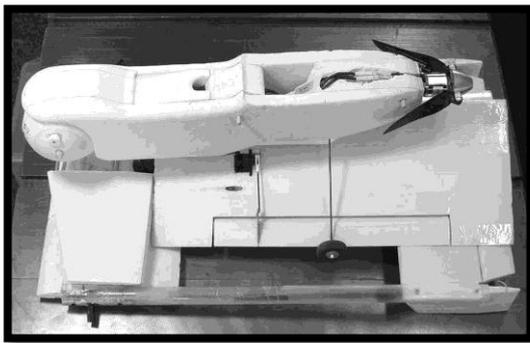
Tout de même, le drone pour réaliser ces fonctions principales ne s'écarte pas de ces prédécesseurs les avions, il répond aux mêmes fonctions intrinsèques d'un avion à savoir réaliser le décollage, le vol et l'atterrissage.

a) La cellule :

La cellule ou l'équivalent du fuselage a pour fonction principale d'abriter la charge utile, le moteur, les systèmes de bords et le carburant.



Figure I-7 : La cellule de drone Global Hawk.



a. Fuselage d'un prototype d'UAV



b. Fuselage de Global Hawk



c. Fuselage bipoutre de drone Tracker



d. Cabine d'hélicoptère Okra.

Figure I-8 : Différents types de fuselages des drones.

La configuration de fuselage est variable d'un drone à un autre afin de répondre sa mission appropriée. La charge utile se définit selon le type de mission à accomplir à savoir la surveillance, la reconnaissance ou le combat. D'où elle peut être une camera de haute définition, un dispositif de détection et le radar ou un système d'armement spécial.

b) La sustentation :

La sustentation est dans la majorité des cas assurée par une voilure fixe ou tournante similaire à un avion ou hélicoptère respectivement.

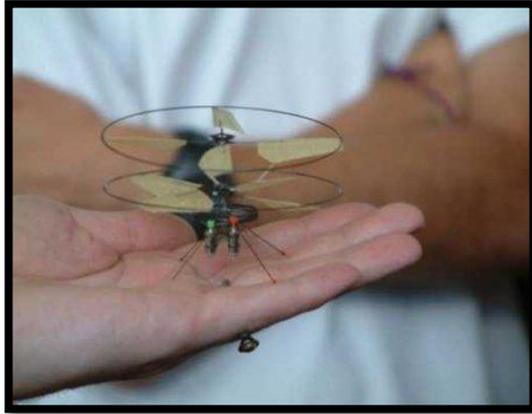
Il existe des drones à aile volante comme le X-47, des drone a aile tournante comme le drone Scorpio , et aussi des projets de drones à aile battante comme celle des oiseaux ou de certains insectes, ainsi que des projets de drones convertible, qui associent grâce à leurs rotors basculants, les capacités de vol vertical de l'hélicoptère à celle des grandes vitesses de l'avion.



a. Aile volante – X47–



b. Aile tournante d'hélicoptère – Scorpio –



c. Aile battante et tournante – drone insecte –

d. Aile convertible – Eagle Eye –

Figure I-9 : Différents types d'ailes des drones pour la sustentation.**c) La motorisation :**

La motorisation du drone est aussi dictée par le type de mission qui lui est attribuée, elle sera définie selon la masse, l'altitude de vol ainsi que l'endurance.

On distingue alors qu'il existe toute une série de configuration motrice, qui va d'un simple au plus compliqué, à savoir :

- Moteur électrique
- Moteur à piston
- Turboréacteur
- Turbopropulseur
- Système électronique



a. Moteur turbo réacteur – Global Hawk –



b. Moteur turbopropulseur – drone Orion –



c. Moteur turboprop à hélice – drone McCulloch –



d. Moteur électrique – Predator –



e. Moteur électrique – drone Parrot –



f. Moteur caréné – Golden Eye –



g. Exemple d'un moteur utilisant l'énergie solaire – Helios –

Figure I-10 : Différents types moteurs des drones.

➤ **Le carburant :**

Dans la majorité des cas le combustible retenu comme carburant conventionnel, les carburants classiques utilisés pour l'aviation telle que le JET A1, l'avgas, l'essence et le Diesel.

➤ **Motorisation électrique :**

Pour certain drones équipés de moteur électrique, la source d'énergie peut être épaïsse à partir d'un ensemble d'accumulateurs embarqués, qui stockent l'énergie électrique provenant du réseau électrique au sol ou des panneaux solaire disposé sur la surface de l'extrados.

La motorisation électrique évite le transport de carburant et est indétectable du point de vue thermique.

On constate que pour ce type d'aéronefs, la mission peut être très courtes et que la dimension n'est pas assez grandes, cependant il présente un avantage qu'est silencieux.

Actuellement certains gros aéronefs sont équipés de moteurs électriques, qui sont alimentés par une pile à hydrogène et qui peut voler à une durée très importante qui dépasse une semaine.

Il existe aussi des drones avec des moteurs nécessitant l'ensemble d'accumulateur, ou bien des panneaux solaire situés sur l'extrados.

d) Caractéristiques générales :

La taille et la masse de drone de quelque kilogrammes à plusieurs tonnes sont des facteurs opérationnels recherchés, le pilotage automatique ou à partir de sol permet d'avoir un vol de longue durée en plusieurs dizaines d'heures.



a. Pilotage au sol – EMT Aladin –



b. Pilotage automatique – RESSAC–

Figure I-11 : Types de pilotage d'UAV.

Les missiles de croisière non balistique ont l'apparence sur le plan aérodynamique des drones.



a. Les missiles sous l'aile de Pradator



b. Le Predator lance le missile.

Figure I-12 : Les missiles.

On distingue deux catégories générales de drones : ceux qui ont besoin d'une assistance de pilotage au sol pour les phases de décollage et atterrissage .Et ceux qui sont entièrement autonomes.

Il y'a une autre caractéristique importante des drones est qu'ils sont récupérables, et donc permet de les réutiliser.

Cela les différencie de missiles, auxquels on aurait pu être tenté de les assimiler.

6/ Contrôle et guidage d'un drone

On prend le cas d'un drone PIONEER.



a. Station de contrôle au sol (Ground Control Station) :

Le cœur du système de Pioneer est le GCS-2000, ce centre de contrôle sophistiqués dirige le drone dans la mission de la sécurité des très mobile militarisé, si le terrain en fonction ou installé sur un navire photosynthèse, l'aide électronique de pointe dans la mission de planification et efficace de exécution des missions les plus complexes.

Le GCS se compose de trois baies électronique habités par deux opérateurs, le Pilot BAY comprend les affiches de tous les contrôles requis pour le fonctionnement sûr, et efficace du véhicule aérien, la Observateur BAY donne le contrôle et l'affichage de l'imagerie charges utiles transportées par le véhicule, le Tracking BAY affiche la position des drones, des données obtenues utilisant le suivi d'unité de communication, diverses améliorations de la technologie pour le GCS sont actuellement mis en œuvre.



Figure I-13 : Station de Contrôle au Sol – Pioneer–

b. Unité de communication de suivi (Tracking Communication Unit):

Suivi de la TCU unité de communication hébergés dans un document distinct S-250, qui contient un tag résistants sophistiqués 200 km de distance en liaison des données, le TCU

contient des antennes de communication TCU équipement et la capacité de la télécommande du TCU par la liaison fibre optique jusqu'à 1000 mètres de la GCS survie le système et le personnel d'exploitation.

c. Poste de contrôle du portable (Portable Control Station):

La station portable de contrôle PCS fournit au pilote extérieure la capacité de contrôler le drone pendant le vol, de lancement et des opérations de valorisation, facilement transportable dans les deux manpackor S-250 de configurations, la SCP est conçu pour fonctionner UAV dans un lancement désigné et la zone de récupération, libérant GCS le champ de bataille pour les autres affectations

d. Station de réception à distance (Remote Receiving Station):

La petite station de réception à distance durci RRS offre une réception en temps réel de l'image vidéo UAV à des endroits éloignés, cette fonctionnalité permet d'avoir un commande de reconnaissance immédiate d'une zone opérationnelle de visualiser, et de l'impact de tout changement à son plan de bataille.

e. homme-pack station de réception:

Radio portable recevant le système MRS est un ordinateur transportable d' intelligence robuste qui reçoit et affiche la vidéo en temps réel et des données de télémétrie de l'UAV Pioneer, le MRS comprennent un système qui abrite l'ordinateur, un récepteur vidéo et de l'antenne ainsi que d'un écran léger à main TFI unité d'affichage pour la vidéo, de télémétrie et les données cartographiques.

7/ Technologie

Les drones sont capables de voler et d'effectuer une mission sans présence humaine à bord.

Le système de drone est constitué d'un engin volant miniaturisé à bord duquel sont embarqués une électronique qui le rend autonome et une charge utile (caméra, sondes, détecteurs...). Le système comprend également des équipements au sol qui traitent les données envoyées par le drone.

La **construction d'aéronef** est la construction d'un avion par une ou plusieurs personnes dont ce n'est pas le métier, juste par des plans ou à partir d'un kit à assembler.

➤ **Construction métallique :**

Le métal présente l'avantage de ne pas poser de problèmes de température (colles, résines), d'hygrométrie (bois, colles...), d'hygiène (poussières de ponçage, vapeurs nocives), mais exige un outillage plus conséquent : découpe, mise en forme, rivetage... mais des kits dans le contexte américain du terme ou *lot-matières* relativement avancés sont souvent disponibles. Le métal utilisé est l'aluminium en alliage 2024 Alclad ou 6061 T6 (comme le fameux C47 "Dakota").

Les avantages sont des conditions de travail moins draconiennes que pour le bois (température, humidité). Il existe une idée reçue sur ce type de construction : à savoir qu'ils seraient plus lourds et devraient être plus motorisés. Dans les faits, il faut comparer les performances, capacités de charge, et l'autonomie..

➤ **Construction composite :**

On entend par composite, le matériau qui résulte de l'association de fibre de verre (ou encore de carbone ou de kevlar) imprégnée d'une résine synthétique polymérisée (polyester, époxy).

Les avantages de ce type de construction sont les formes à double courbure que l'on peut obtenir, plus aérodynamiques (capotages moteur, carénages de roues). Certains matériaux composites (carbone/époxy) peuvent avoir un très bon rapport rigidité et résistance/poids (longerons et lames de train en carbone). Le principal inconvénient réside dans la manipulation de produits chimiques plus ou moins toxiques (risques d'allergie, parfois très sévères) lors de la fabrication.

Le drone Global Hawk par exemple est composé pour moitié de fibres de carbone et de résine, seulement 2 tonnes de débris.

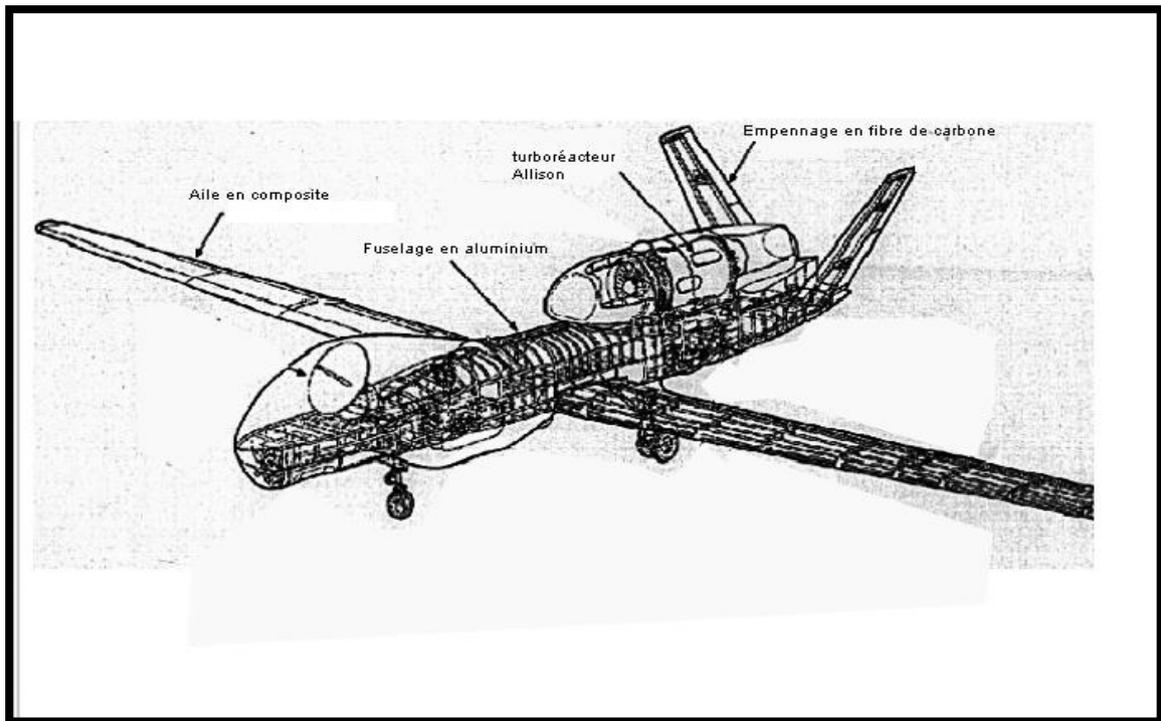


Figure I-14 : La construction métallique et composite de drone – Global Hawk –

8/ Equipements embarqués

a) Systèmes de bord :

Les *systèmes de bord* assurent le pilotage et la navigation de façon automatique. Ils peuvent fonctionner en parfaite autonomie ou selon des ordres émis depuis le sol, par un opérateur chargé de conduire la mission.

Le système de conduite du vol asservit plusieurs équipements entre eux :

- Les capteurs : mesurant les paramètres du vol);
- Des calculateurs : d'où sont émis les ordres de pilotage ;

- Une mémoire contenant la programmation du vol et, éventuellement, des critères de décision, préalablement enregistrés;
- Les actionneurs : agissant sur les commandes de vol.

Cette chaîne est parfaitement comparable, au degré de décision près, à celle d'un pilote automatique sur avion, couplé à un système de navigation de type FMS (Flight Management System), se référant à des données GPS (Global Positioning System). En outre, elle doit être capable de maintenir le drone dans son enveloppe de vol, protégeant celui-ci des situations dangereuses, (turbulences, configurations instables...).

b) La charge utile :

La *charge utile* constitue l'un des éléments fondamentaux du système drone car c'est elle qui permettra de réaliser la mission. Souvent placée en dessous de la structure.

Un système spécifique produit *l'énergie électrique* nécessaire au fonctionnement de l'ensemble des équipements embarqués. Comme sur un avion, cette énergie est obtenue par transformation de l'énergie mécanique prélevée sur la partie tournante du moteur (arbre de l'hélice ou de la turbine).

Certaines charges utiles ont une grande quantité d'énergie, qui s'ajoute à celle consommée par les autres équipements.

Dans certains cas, et sur les drones de grande taille, un petit turboréacteur d'appoint ou APU (Auxiliary Power Unit) est nécessaire.

Certains drones militaires peuvent également être armés (bombes, roquettes ou missiles), ce qui nécessite un système de gestion spécifique à l'armement embarqué.



a. Camera de drone – Predator –



b. camera de drone sous- marin



c. La charge utile expérimentale du – RESSAC–



d. missiles sous le drone –AQM-34M–

Figure I-15 : La charge utile des drones

9/ Inconvénients et Avantages des Drones

➤ Avantages :

- Qu'ils sont «sans pilote». Cette caractéristique, essentielle, *supprime toute notion de risque pour l'équipage.*
- L'entraînement et les qualifications des opérateurs au sol sont moins complexes et moins coûteux.
- Sa *souplesse d'opération* (envoi, récupération, réutilisation)
- Son *efficacité*. On citera par exemple : l'accessibilité des sites à survoler
- La qualité de l'observation (logiquement meilleure à 5000 m qu'à 800 km par satellite...)

- La transmission des données, en temps réel ou peu différé. Cette dernière qualité permet l'exploitation des informations dans un délai très court.

Les drones ne mettent pas de vie humaine en danger.

Ils sont polyvalents et efficaces.

➤ **Inconvénients :**

- Navigabilité et intégration dans la circulation aérienne: Les drones doivent impérativement répondre à des critères de navigabilité et respecter des règles de circulation aérienne, analogues à ceux des avions.
- La législation : L'utilisation des drones doit être compatible avec les législations nationales et internationales dans le domaine des responsabilités juridiques.
- L'altitude: une rupture technologique sur les moteurs au delà de 60.000ft.
- La sécurité: La transmission des ordres et des informations échangés entre le sol et le drone utilise un segment aérien, vulnérable aux ruptures de transmissions et aux brouillages.
- Les contraintes techniques : La transmission des données, La discrétion, La motorisation, La maintenance et le stockage, La gestion des pannes en vol,

1/ Introduction

L'**aérodynamique** est une branche de la dynamique des fluides qui porte principalement sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi qu'éventuellement sur leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent.

Elle s'applique aux véhicules en mouvement dans l'air (aérodynes, automobiles, trains), aux systèmes de propulsion (hélices, rotors, turbines, turboréacteurs) et aux installations fixes dans un air en mouvement subissant les effets du vent (bâtiments, tours, ponts).

2/ Champ d'études

Le champ d'étude peut se subdiviser selon les grandeurs caractéristiques Reynolds et le nombre de Mach en écoulement compressible ou incompressible et visqueux et non visqueux respectivement..

- **L'aérodynamique incompressible** : Concerne les écoulements pour lesquels le nombre de Mach est inférieur à 0,3 environ. Placer dans cette classe d'écoulements permet de prendre certaines hypothèses simplificatrices lors de l'étude de ces écoulements.

- **L'aérodynamique compressible** : Elle se subdivise aussi en aérodynamique:
 - **subsonique** à Mach compris entre 0,3 et le Mach critique, ce qui correspond à une vitesse d'écoulement localement supérieure à la vitesse du son.
 - **transsonique** à Mach compris entre le Mach critique et 1.
 - **supersonique** à Mach entre 1 et 5 et hypersonique au-delà.

3/ Grandeurs caractéristiques

L'aérodynamique est une science qui fait partie de la mécanique des fluides, appliquée au cas particulier de l'air. Dans ce cas elle nécessite des grandeurs qui caractérisent cette étude qui sont comme suit :

a) Nombre de Reynolds :

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

Le nombre de Reynolds représente le rapport entre les forces d'inertie et les forces visqueuses.

On le définit par:

$$Re_L = \frac{\rho UL}{\eta} = \frac{UL}{\nu} \quad (2.1)$$

Avec :

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

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

➤ Interprétation du nombre de Reynolds :

Le nombre de Reynolds s'interprète alors comme le rapport entre forces d'inertie et forces visqueuses. Donc on distingue trois principaux régimes :

- Aux faibles valeurs du Reynolds (inférieures à 2000) : les forces de viscosité sont prépondérantes, l'accélération convective étant négligée ; L'écoulement est laminaire. De plus, comme l'inertie est négligeable, l'écoulement du fluide est réversible. C'est-à-dire si les forces extérieures sont soudainement stoppées, le fluide s'arrête immédiatement, et si les forces extérieures sont inversées, le fluide repart en sens inverse.

- Aux valeurs intermédiaires du Reynolds (entre 2000 et 3000 environ) : les forces d'inertie sont prépondérantes, mais l'écoulement reste laminaire. Cependant, il n'est plus réversible: si l'on stoppe les forces extérieures, le fluide continu partiellement sur sa lancée.
- Aux fortes valeurs du Reynolds (au-delà d'environ 3000) : les forces d'inertie sont si importantes que l'écoulement devient turbulent. Entre les régimes laminaire et turbulent, on parle de régime transitoire.

➤ Ses Exemples :

- Dans une conduite, l'écoulement est laminaire lorsque le nombre de Reynolds est inférieur à une valeur critique pour laquelle se produit une transition assez brutale vers le turbulent. $Re = 2300$ est la valeur généralement retenue pour cette transition mais, dans des conditions soignées comme une paroi particulièrement lisse, stabilité de la vitesse, la transition peut se produire pour une valeur plus élevée. On considère souvent que la transition peut se produire entre 2000 et 3000.
- Sur un cylindre à section circulaire placé dans un écoulement, on obtient un écoulement proprement laminaire qui s'ajuste parfaitement à l'obstacle jusqu'à un nombre de Reynolds de l'ordre de 1 ; un sillage turbulent apparaît à l'aval aux environs de 10^5 . Entre les deux, la transition se fait à travers diverses formes de sillages tourbillonnaires.
- Avec une plaque plane située dans le lit de l'écoulement, la dimension caractéristique n'est plus l'épaisseur de celle-ci mais la distance d'un point au bord d'attaque. En effet une couche limite, dans laquelle interviennent la viscosité ou la turbulence, se développe à partir du bord d'attaque. Si celui-ci présente une arête émoussée, la couche limite est turbulente dès le début. Dans le cas d'un bord effilé, la couche limite est laminaire sur une certaine longueur, puis devient turbulente ensuite.

Cette laminarité se maintient jusqu'à une distance qui correspond au Reynolds critique de l'ordre de $5 \cdot 10^5$ marquant la transition du type d'écoulement, la zone située au-delà développant une couche limite turbulente.

- ✚ Pour un profil d'aile, la distribution d'épaisseur le long de la corde avec le gradient de pression négative associé de certains profils dits "laminaires" stabilise la laminarité et permet de reculer le point de transition bien au-delà de $5 \cdot 10^5$: des valeurs de $7 \cdot 10^6$ sont possibles dans des conditions non turbulentes - c'est difficile à obtenir en soufflerie - sur une surface parfaitement lisse comme ailes de planeurs.
- ✚ Un corps profilé comme un fuselage peut avoir une transition reculée jusqu'à $50 \cdot 10^6$, dans des conditions idéales également

b) Nombre de Mach :

Le **nombre de Mach** est un nombre sans dimension, noté (M), qui exprime le rapport de la vitesse locale d'un fluide sur la vitesse du son dans ce même fluide.

On dit ainsi d'un avion qu'il vole à Mach 1 si sa vitesse est égale à celle du son, à Mach 2 si sa vitesse correspond à deux fois la vitesse du son, et ainsi de suite. Il est nommé en l'honneur du physicien et philosophe autrichien Ernst Mach.

➤ Signification du nombre de Mach :

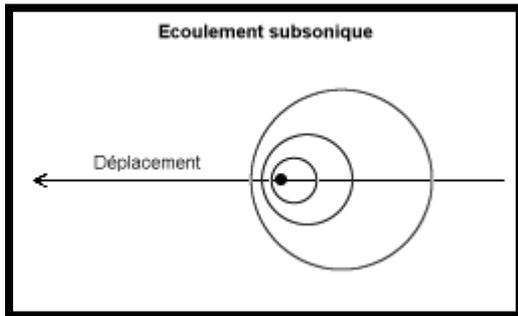
Le nombre de Mach mesure le rapport entre les forces liées au mouvement et la compressibilité du fluide.

$$M = \frac{V}{a} = \frac{\text{vitesse de fluide}}{\text{vitesse du son}} \quad (2.2)$$

La vitesse de propagation ou célérité du son, notée (a), représente la vitesse de propagation de tout ébranlement produit dans le milieu. Dans l'air aux températures habituelles, elle vaut environ 340 m.s^{-1} ou $1\,224 \text{ km.h}^{-1}$. Cette vitesse varie cependant en fonction de l'altitude et de la température.

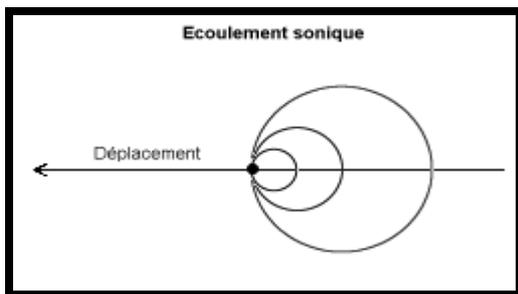
Dans ce qui suit, un avion en mouvement uniforme à la vitesse V sera assimilé à un point :

- Écoulement subsonique



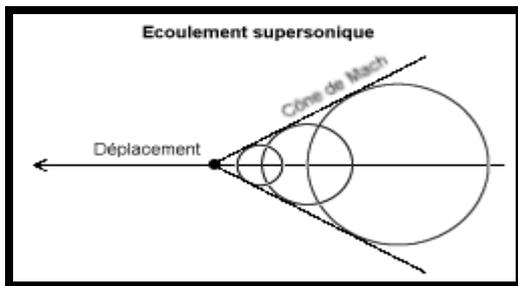
Si $V < a$ ($Ma < 1$),

- Écoulement sonique



Si $Ma = 1$

- Écoulement supersonique



Quand $Ma > 1$,

4/ Modèle mathématique

Les modèles mathématiques qui s'appliquent à l'aérodynamique sont comme suit :

- Les équations de Navier-Stokes lorsque les effets visqueux ne sont pas négligeables.
- Les équations d'Euler ou de fluide parfait, lorsque les effets visqueux sont négligeables ;
- L'équation d'état du gaz (modèle du gaz parfait pour l'air).

a) Équations de Navier-Stokes :

En mécanique des fluides, les **équations de Navier-Stokes** sont des équations aux dérivées partielles non-linéaires qui décrivent le mouvement des fluides dans l'approximation des milieux continus. Elles modélisent par exemple les mouvements de l'air de l'atmosphère, les courants océaniques, l'écoulement de l'eau dans un tuyau, et de nombreux autres phénomènes d'écoulement de fluides.

➤ Formulation différentielle :

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

La formulation différentielle de ces équations est la suivante :

- **Équation de continuité** ou équation de bilan de la masse :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (2.3)$$

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

$$\frac{\partial (\rho \vec{v})}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{v} \otimes \vec{v}) = -\vec{\nabla} p + \vec{\nabla} \cdot \vec{\tau} + \rho \vec{f} \quad (2.4)$$

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

$$\frac{\partial (\rho e)}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot [(\rho e + p) \vec{v}] = \vec{\nabla} \cdot (\vec{\tau} \cdot \vec{v}) + \rho \vec{f} \cdot \vec{v} - \vec{\nabla} \cdot \vec{q} + r \quad (2.5)$$

➤ **Expression pour les écoulements de fluides incompressibles :**

Pour un fluide visqueux newtonien et lorsque l'écoulement est incompressible, l'équation de l'énergie est découplée des équations de continuité et de quantité de mouvement, c'est-à-dire qu'on peut déterminer la vitesse et la pression indépendamment de l'équation de l'énergie.

L'expression des équations de continuité et de quantité de mouvement sont considérablement simplifiées. On obtient alors :

- **Équation de continuité** appelée alors équation d'incompressibilité :

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{v} = 0 \quad (2.6)$$

- Équation de bilan de la quantité de mouvement :

$$\frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + (\vec{v} \cdot \vec{\nabla}) \vec{v} = -\frac{1}{\rho} \vec{\nabla} p + \nu \nabla^2 \vec{v} + \vec{f} \quad (2.7)$$

Où $\nu = \frac{\mu}{\rho}$ désigne la viscosité cinématique du fluide (unité SI : $\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$),

Que l'on peut décomposer en coordonnées cartésiennes :

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (2.8)$$

Avec :

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) + g_x \\
 \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) + g_y \\
 \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \nu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) + g_z
 \end{aligned} \tag{2.9}$$

b) Équations d'Euler :

L'**équation d'Euler** établie par Euler en 1755, s'applique dans le cas d'un fluide parfait, c'est-à-dire un fluide non visqueux et sans conductivité thermique. Le fluide peut être incompressible ou compressible. Complétée par d'autres équations tirées de la dynamique des fluides parfaits, elle permet de caractériser un mouvement du fluide en calculant par exemple sa pression motrice.

Une intégration le long d'une ligne de courant de cette équation permet d'obtenir l'équation de Bernoulli.

L'équation d'Euler dérive de la relation fondamentale de la dynamique, appliquée à une particule fluide :

$$\sum \vec{F} = m\vec{\gamma} \tag{2.10}$$

Faisons le bilan des forces appliquées à un élément de volume :

- les forces de volume $\vec{F} = \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix}$, proportionnelles à l'élément de volume considéré ;
- les forces de pression, proportionnelles à l'élément de surface considéré ;

- les forces d'inertie, proportionnelles à l'accélération $\vec{\gamma} = \begin{pmatrix} \gamma_x \\ \gamma_y \\ \gamma_z \end{pmatrix}$ et au volume du fluide ;

On obtient donc :

$$\boxed{\vec{F} - \overrightarrow{\text{grad}}(P) = \rho\vec{\gamma}} \tag{2.11}$$

C'est la forme condensée de l'équation d'Euler.

En développant, on a :

$$\rho\vec{\gamma} = \begin{pmatrix} \rho\gamma_x \\ \rho\gamma_y \\ \rho\gamma_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F_x - \frac{\partial P}{\partial x} \\ F_y - \frac{\partial P}{\partial y} \\ F_z - \frac{\partial P}{\partial z} \end{pmatrix} \tag{2.12}$$

Une autre forme de l'équation d'Euler où les équations, dans ce cas s'écrit :

$$\vec{\gamma} = \begin{pmatrix} \gamma_x \\ \gamma_y \\ \gamma_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{dV_x}{dt} \\ \frac{dV_y}{dt} \\ \frac{dV_z}{dt} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\partial V_x}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_x}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_x}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_x}{\partial z} \\ \frac{\partial V_y}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_y}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_y}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_y}{\partial z} \\ \frac{\partial V_z}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_z}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_z}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_z}{\partial z} \end{pmatrix} \tag{2.13}$$

5/ Notions aérodynamiques

a) Introduction :

La sustentation des aéronefs est assurée au moyen d'une voilure, les ailes pour un avion, le rotor pour l'hélicoptère.

b) Le profil d'aile :**➤ Définition :**

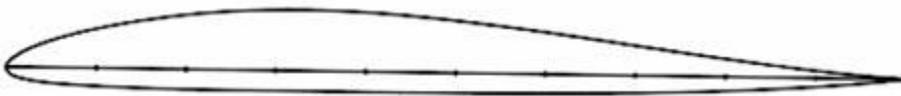
On appelle profil une ligne plane dont le tracé a été réalisé pour provoquer certaines propriétés aérodynamiques de l'aile qui sera construite à partir de celui-ci.

- Un profil est défini point par point à l'aide de formules plus ou moins compliquées, à partir d'un repère orthonormé (A ; AT ; AN) avec AT axe de référence du profil.
- Mais les profils sont des compromis adaptés à un cas particulier : il n'existe pas de profil miracle, intégralement laminaire donnant une portance élevée, n'ayant qu'une faible traînée et décrochant en douceur; si un tel profil existait, il serait universellement utilisé.

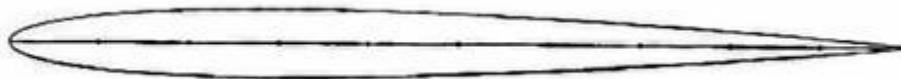
➤ Les familles de profil :

Il existe de très nombreuses familles de profil et on ne peut d'une manière générale toutes les présenter. On se propose ici de voir les plus utilisées.

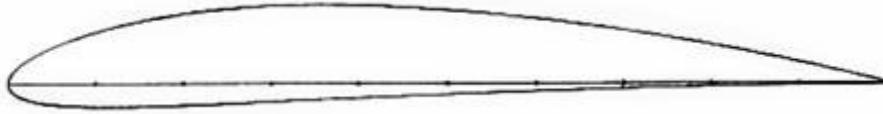
- **Plan convexe** : il permet d'obtenir une portance assez élevée même à faible incidence mais à pour inconvénient d'être légèrement instable. Il génère une traînée moyenne. Utilisé en aviation générale.



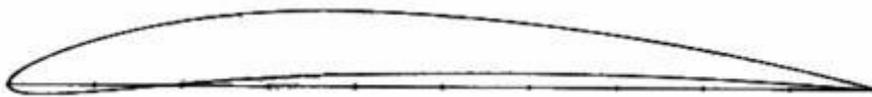
- **Biconvexe symétrique** : ne portant pas aux faibles incidences, il est utilisé pour la voltige.



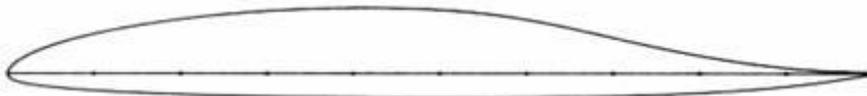
- **Biconvexe dissymétrique** : il donne aussi une portance assez élevée même à incidence nulle tout en étant très stable. Utilisé pour l'aviation de loisir.



- **Profil cambré ou creux** : profil assez instable, permettant une portance très élevée. Lorsque l'incidence augmente il cherche à se cabrer. Ce profil crée une forte traînée due à sa cambrure.



- **Double cambrure (ou autostable)** : Il permet d'avoir une grande stabilité, au dépend d'une traînée assez forte et d'une portance moyenne.



➤ Les constitutions du profil d'aile :

Les termes techniques qui définissent véritablement les caractéristiques géométriques d'un profil.

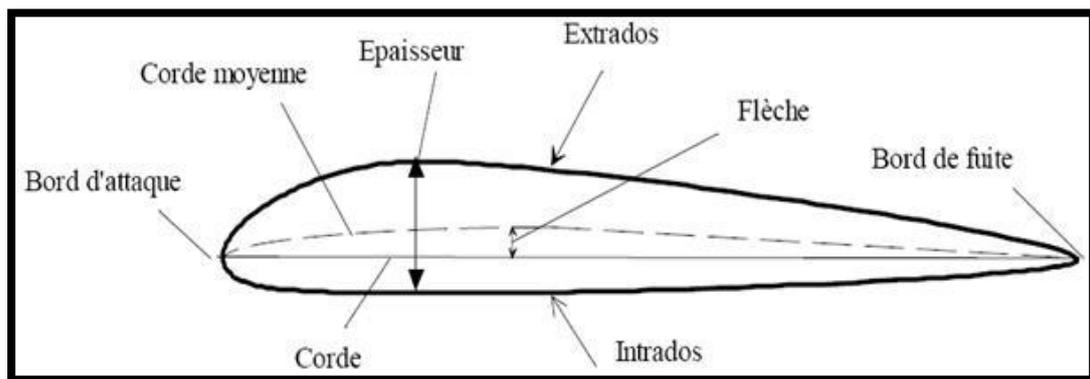
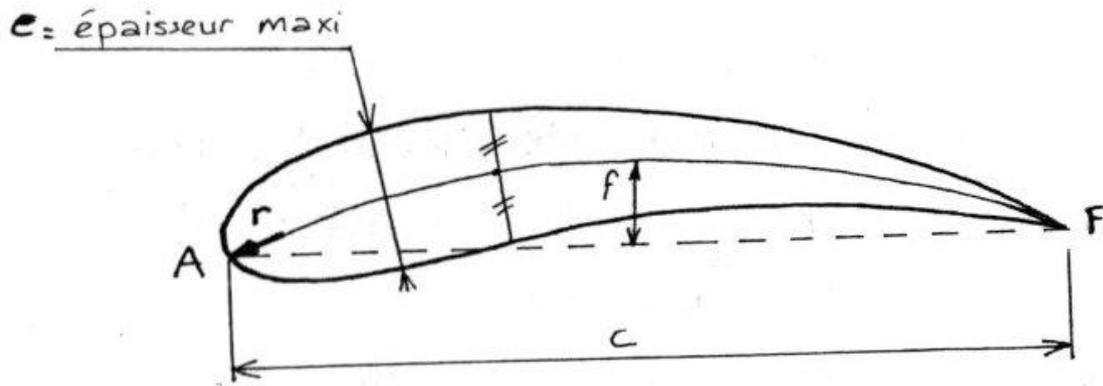


Figure II-1 : Profil d'aile.



- C : droite joignant le bord d'attaque au bord de fuite d'un profil. C 'est la corde.
- f : la flèche du profil, soit l'écart maximum entre la corde et la ligne moyenne, aussi appelée rayon
- r : Rayon du bord d'attaque, c'est la ligne moyenne qui part du bord d'attaque pour aboutir au bord de fuite

A partir de ces termes, on a créé des rapports, qui expriment les performances pour un profil donné.

- f/C : flèche relative, ou f est donnée en pourcentage de C .
- L'épaisseur maxi e , qui est donnée en pourcentage de C
- L'épaisseur relative : rapport entre l'épaisseur maximale et sa profondeur, s'exprime en pourcentage.

- **Bord d'attaque A :**

Dans le sens de l'écoulement, c'est la partie avant du profil. Il est généralement de forme arrondie.

- **Bord de fuite F :**

Dans le sens de l'écoulement, c'est la partie arrière et amincie du profil.

- **Extrados :**

Surface supérieure de l'aile ou du profil. C'est dans cette partie que se situe la dépression selon le théorème de Bernoulli.

- **Intrados :**

Surface inférieure de l'aile ou du profil.

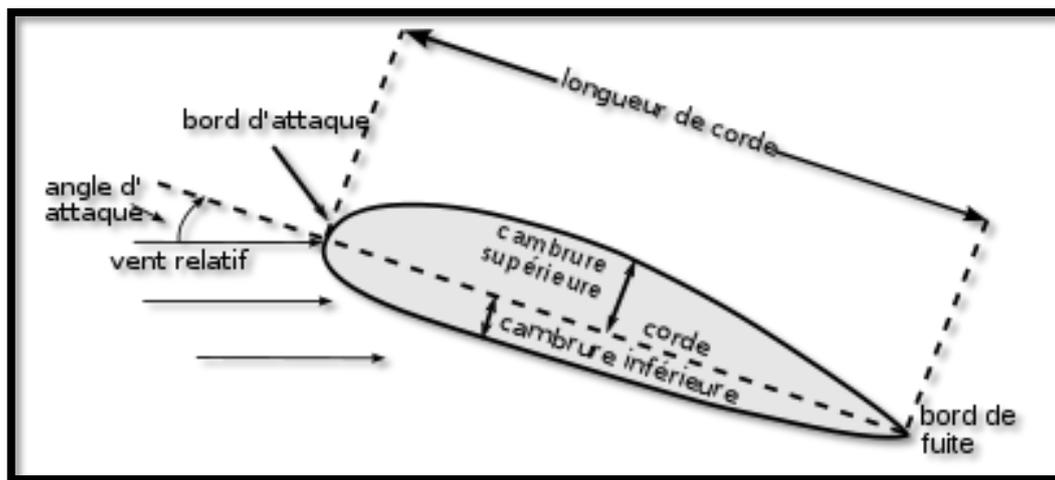


Figure II-2 : Les composantes de profil d'aile.

➤ **Les termes géométriques de l'aile :**

- **Allongement :**

L'allongement d'une surface portante, sur un aérodyne à voilure non tournante, est le rapport entre l'envergure et la "corde moyenne" ; c'est aussi le rapport du carré de l'envergure à la surface. C'est une caractéristique essentielle pour la finesse. Plus l'allongement est grand, plus la finesse de l'aile est grande (plus l'angle de plané est faible). La pente de portance dépend de l'allongement.

- Angle de calage :

Angle formé par la corde de l'aile et l'axe de référence du fuselage.

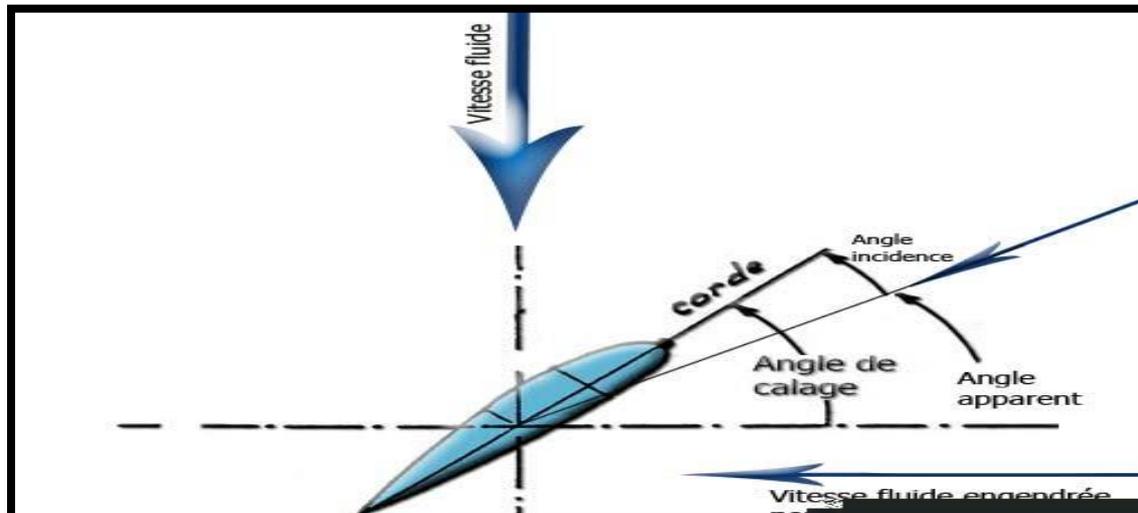


Figure II-3 : L'angle de calage

- Angle d'incidence :

Angle formé par la corde de profil de l'aile et la vectrice vitesse, aussi appelé angle d'attaque.

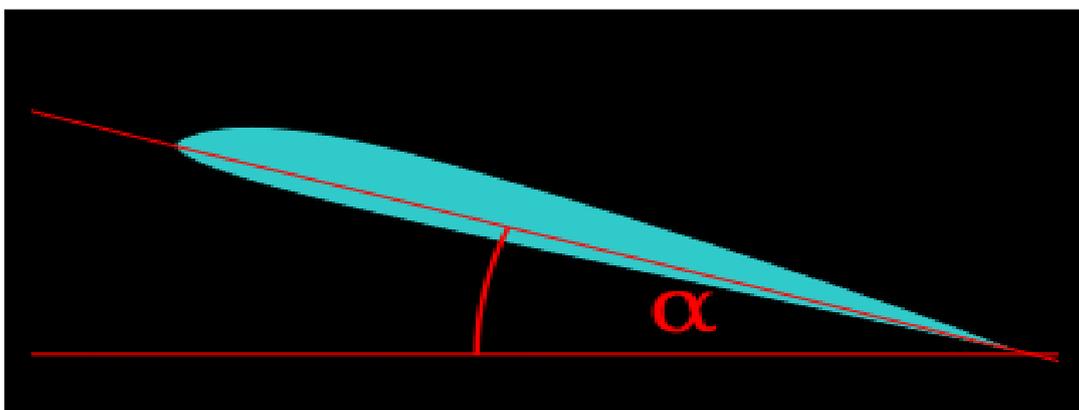


Figure II-4: L'angle d'incidence.

- **Incidence et portance :**

La portance d'une aile est en relation directe avec son angle d'attaque, plus l'angle d'attaque est important plus la portance est grande et plus la traînée augmente. Ceci reste vrai jusqu'au point de décrochage, où la portance commence à décroître à cause de la séparation des flux d'air.

Pour conserver une portance donnée, l'angle d'attaque doit être augmenté au fur et à mesure de la chute de la vitesse. Lorsqu'un avion vole avec un angle d'attaque important, il peut décrocher soudainement si, par exemple, une bourrasque de vent change la direction du vent relatif. C'est pourquoi le décrochage se produit le plus souvent à basse vitesse. Un décrochage dynamique peut toutefois survenir à n'importe quelle vitesse, mais il est plus facile à obtenir à basse vitesse.

- **Incidence nulle :** Si le profil est symétrique (cambrure nulle), la portance est nulle.
- **Incidence négative :** Si le profil est cambré (cambrure supérieure à zéro), la portance est nulle pour une certaine incidence négative.

La valeur de cet angle s'appelle "incidence de portance nulle" notée α_{Cz0} (alpha Cz zéro).

- **Faibles incidences :** Incidences correspondant au C_z normal de l'aile pour le vol en croisière, environ 0 à 3 degrés
- **Grandes incidences :** incidences correspondant aux C_z élevés au décollage et surtout à l'atterrissage, environ 12 à 18 degrés pour une aile d'allongement standard
- **Incidence de décrochage :** Incidence où la portance n'augmente plus et chute plus ou moins brutalement.

- **Le Décrochage :**

○ **Du profil :**

Lorsque, à vitesse constante du fluide on accroît la valeur de l'angle d'incidence, la portance générée par le profil augmente, passe par un maximum entre 15 et 18 degrés, et diminue plus ou moins brutalement. Les caractéristiques de ce phénomène dépendent du profil considéré, de l'allongement de la surface et des conditions de l'écoulement en fonction de nombre de Reynolds, nombre de Mach, et état de la couche-limite.

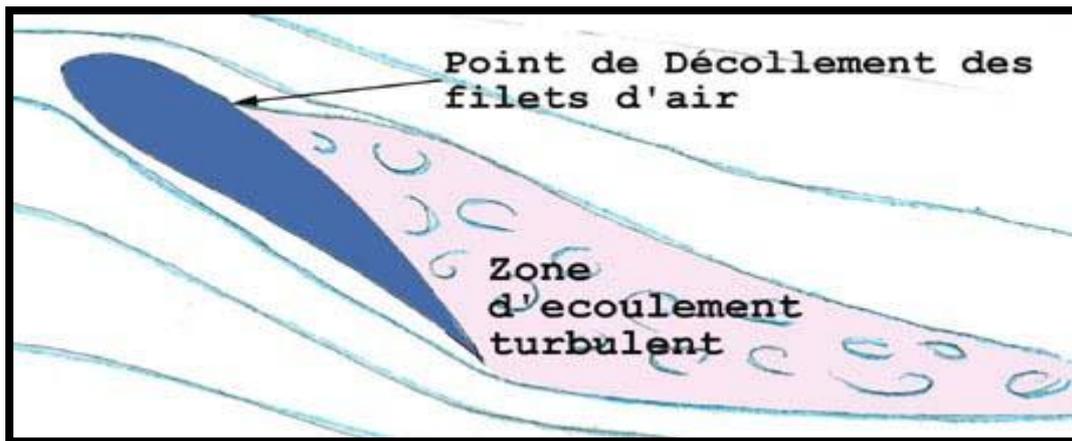


Figure II-5 : Le décrochage au niveau de profil d'aile.

On voit donc que les filets d'air, deviennent turbulents à partir d'un point de décollement pour l'incidence de décrochage. Ce décollement détruit la zone génératrice de surpression et l'absence de portance entraîne par conséquent le décrochage. La traînée augmente alors, ce qui aggrave encore le phénomène.

○ **De l'aile :**

Le décrochage commence localement à l'endroit le plus chargé aérodynamiquement, et s'étend plus ou moins brusquement à toute la surface de l'aile.

- La Viscosité et couche limite :

Les molécules d'air se déplacent le long de l'aile et sont de ce fait freinées près de l'extrados. Cependant, plus les molécules sont éloignées de la paroi ailaire, moins elles sont freinées jusqu'à retrouver 100% de leur vitesse initiale. On appelle couche limite l'épaisseur de l'air pour laquelle la vitesse est inférieure à 100%.

Ce phénomène en induit un autre appelé **décollement**.



Figure II-6 : viscosité et couche limite.

Bien qu'il soit freiné, l'air a toujours une vitesse propre dans le sens initial.

Mais dans des situations particulières, ces molécules d'air peuvent à un tel point être freinées, qu'elles sont alors totalement arrêtées. Ce point particulier est alors appelé point de décollement.

Au-delà du point de décollement, le phénomène continue et les filets d'air sont alors "à la recul", ils ont alors une vitesse inverse de leurs voisins du dessus.

La conséquence principale est alors que les filets d'air changent de nature.

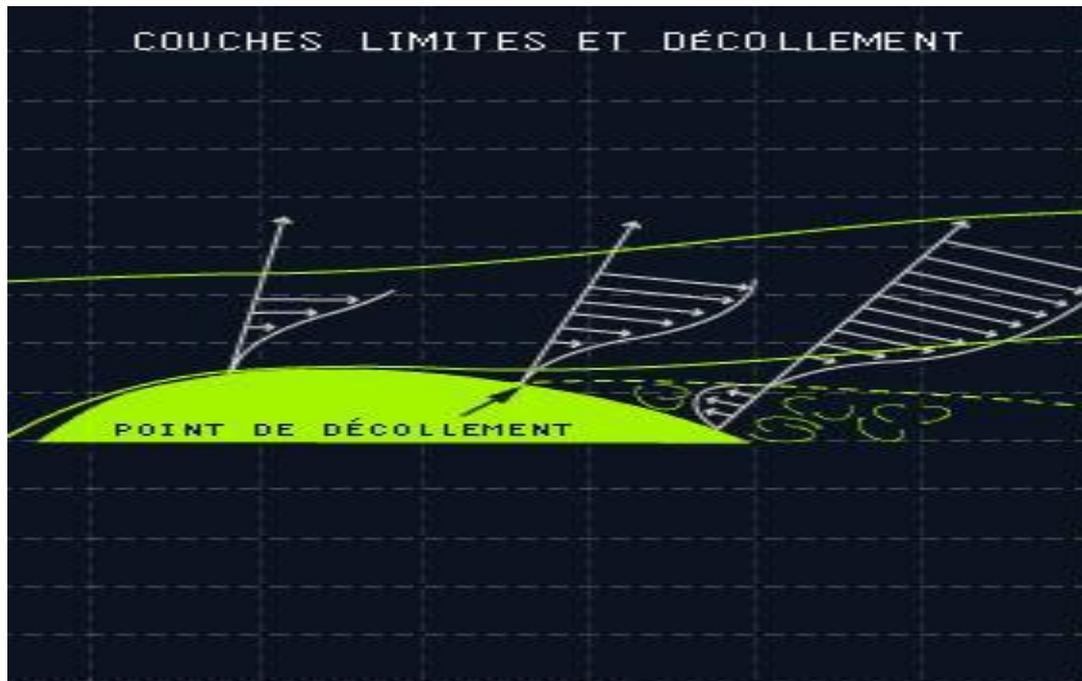


Figure II-7 : couches limites et décollement.

- **L'écoulement d'air autour de profil d'aile :**

Il existe trois (03) types d'écoulements différents :

L'écoulement laminaire : c'est le plus simple des trois, les filets d'airs circulent en ligne droite le plus souvent mais peuvent également être freinés.

L'écoulement turbulent : les filets d'air sont très instables et il est difficile de définir leurs parcours. Ce phénomène apparaît après le point de décollement et rend l'aile très difficile à contrôler et aboutit ensuite, si le phénomène est prolongé au décrochage.

L'écoulement tourbillonnaire : il est totalement anarchique; on le retrouve sur les saumons d'ailes des gros porteurs

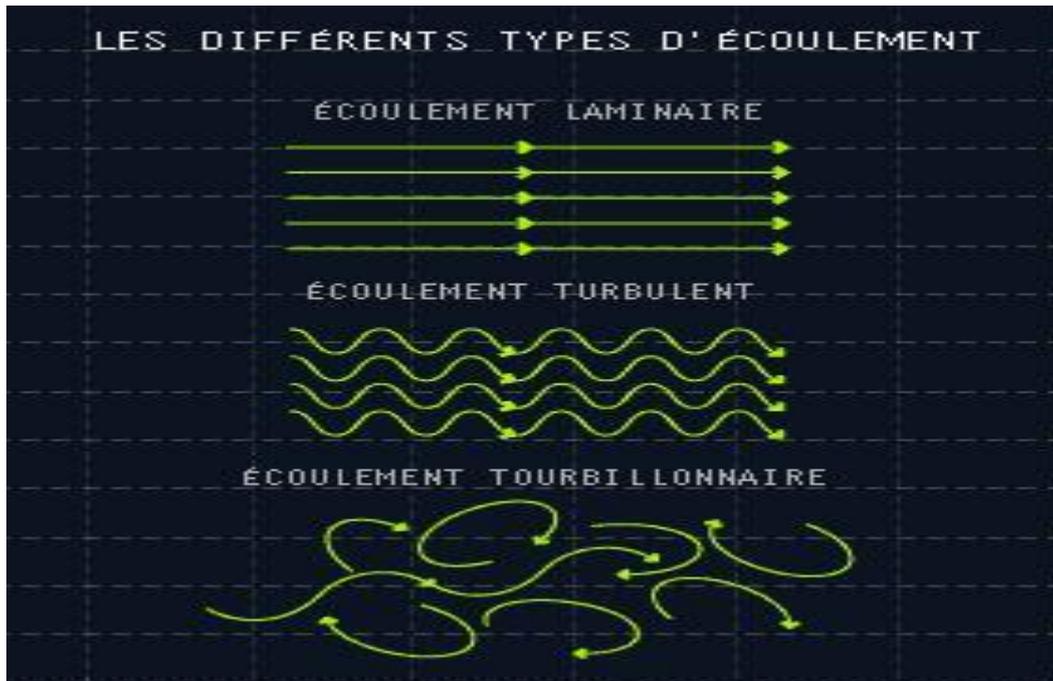


Figure II-8 : Types d'écoulement d'air

- **Dièdre :**

En aéronautique, le **dièdre** est l'angle formé par le plan de chaque aile et le plan horizontal. Le dièdre peut être positif (ailes vers le haut) ou négatif (ailes vers le bas).

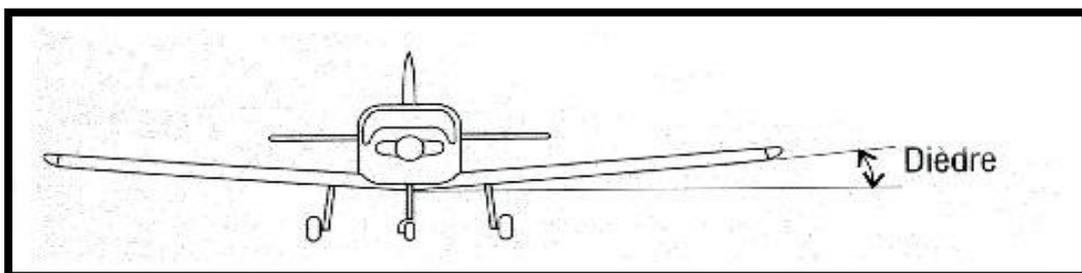


Figure II- 9: le dièdre.

- **Emplanture :**

Partie de l'aile en contact avec le fuselage.

- **Envergure :**

Distance entre les deux bouts d'aile.

- **Effilement :**

C'est le rapport de la corde d'extrémité sur la corde d'implanture; il peut être égal à 1 (aile dite "à corde constante") ou inférieur à 1 (aile trapézoïdale "effilée").

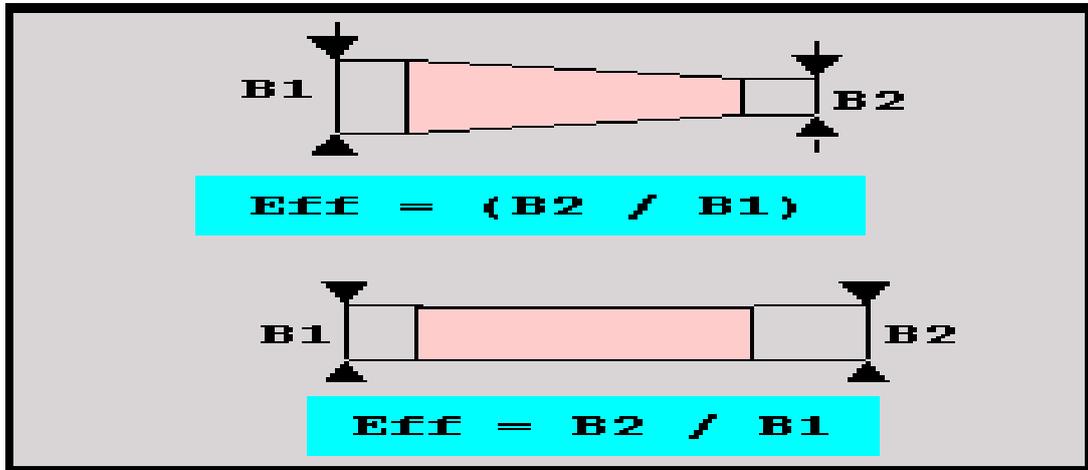


Figure II-10 : L'effilement.

- **Finesse :**

Rapport entre la portance et la traînée. C'est aussi le rapport de la vitesse horizontale sur la vitesse de chute

D'un point de vue mathématique, la finesse est calculée de la façon suivante :

$$f = \frac{C_z}{C_x}$$

(2.14)

Où :

- C_x : le coefficient de traînée.
- C_z : le coefficient de portance.

C'est aussi le rapport entre la distance parcourue et la perte d'altitude. La finesse maximale ne dépend pas du poids mais du coefficient de portance et donc de l'incidence de l'aile. La vitesse de finesse maximale augmente avec le poids pour un même avion.

- **Tourbillon marginal :**

Le Tourbillon présent à l'extrémité d'une surface portante, généré par la différence de pression entre l'intrados et l'extrados. Ce tourbillon peut être très marqué dans le cas d'une aile à faible allongement et à forte incidence (aile delta). Une partie de l'énergie dissipée dans ce tourbillon peut être récupérée en prolongeant l'aile par des ailettes spécifiques appelées winglets.



Figure II-11 : Les tourbillons marginaux.

➤ **Désignation des profils :**

Au cours du temps, les profils ont évolué et chaque nation a développé son propre programme de recherche sur les profils. Le plus fameux fut le programme américain est NACA.

- **Les profils NACA :**

Le NACA, pour National Advisory Committee for Aeronautics, fut créé dans les années 50 et est l'équivalent de l'ONERA français. Cet organisme créa essentiellement des profils laminaires.

Prenons l'exemple du profil 23012 (Dr-300), le premier chiffre représente une courbe relative de 2%, puis le deuxième et 3ème chiffre le double de l'abscisse de la flèche maximum et enfin l'épaisseur relative de 12%.

Pour information, regardons à présent quelques profils NACA et leurs caractéristiques :

Profil	Epaisseur relative	Flèche relative	Cz de finesse maxi	Finesse maxi	Cx de finesse maxi	Cz maxi
NACA 0009	9	4.4	0.98	52	0.019	1.15
NACA 0012	12	0	0.6	30	0.02	0.84
NACA 4409	9	4.4	0.98	52	0.019	1.15
NACA 2415K24	15	2	0.95	36	0.015	1.06
NACA 2412	12	2	0.8	43	0.025	1.05

Tableau 1 : caractéristiques de profils NACA.

- **Les autres profils :**

Il existe beaucoup d'autres profils mais ils demeurent assez peu utilisés dans l'ensemble.

Ainsi on peut citer les profils français Eiffel dont les premiers furent élaborés par l'ingénieur du même nom.

Mais la famille la plus connue après les profils NACA est celle des Clark spécialement le Clark Y.

6/ Forces aérodynamiques

a) Introduction :

Le champ de pression s'exerçant sur un obstacle induit globalement un torseur d'efforts où l'on considère généralement :

- une force de traînée : F_x , parallèle à la direction moyenne de l'écoulement ;
- une force de dérive : F_y , perpendiculaire à la direction moyenne de l'écoulement, dans le plan horizontal ;
- une force de portance : F_z , perpendiculaire à la direction moyenne de l'écoulement, dans le plan vertical.

L'expression de la force est de la forme générale :

$$F = \frac{1}{2} \times \rho \times S \times C \times V^2 \quad (2.15)$$

On peut aussi introduire la pression dynamique $q = \frac{1}{2} \times \rho V^2$ dans l'expression de la force : $F = q \times S \times C$.

➤ Les Coefficients :

Les coefficients aérodynamiques sont des coefficients adimensionnels servant à quantifier les forces en x, y, z :

- C_x : le coefficient de traînée
- C_y : le coefficient de portance latérale
- C_z : le coefficient de portance.

Les forces étant calculées ou mesurées expérimentalement (en soufflerie), les coefficients sont déterminés en posant

$$C = \frac{F}{q \times S} \quad (2.16)$$

- $$C_{x,y,z} = \frac{F_{x,y,z}}{\frac{1}{2} \times \rho_{air} \times V^2 \times S} \quad (2.17)$$

Ils varient en fonction :

- De la forme du profil.
- De l'angle d'incidence.

b) La force ou résultante aérodynamique (**R**) :

C'est la force générée par l'ensemble des surpressions de l'intrados et des dépressions de l'extrados. Elle augmente avec la vitesse et l'angle d'incidence.

Le centre d'application de la force aérodynamique s'appelle le « centre de poussée » avec :

$$\mathbf{R} = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_a \quad (2.18)$$

La force aérodynamique se décompose en deux forces.

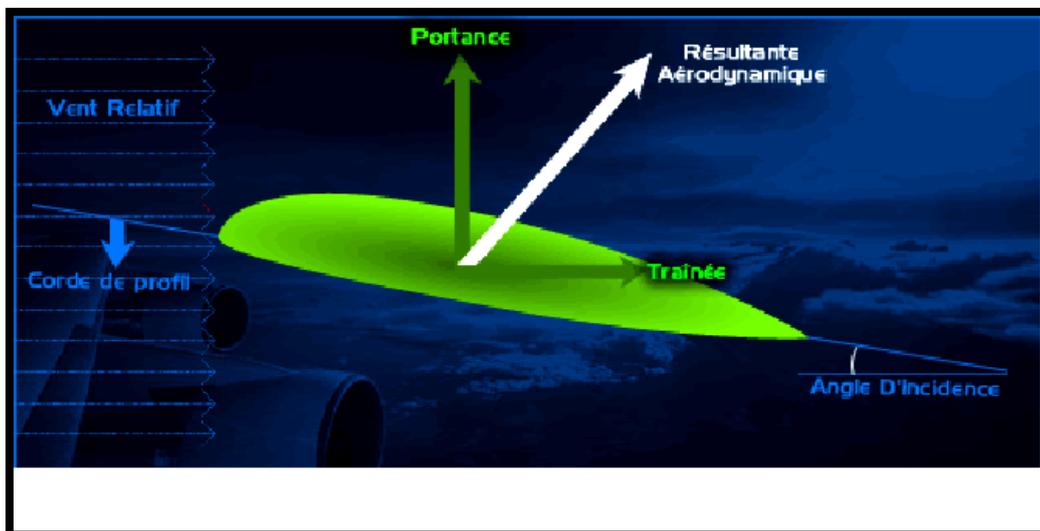


Figure II-12 : La résultante aérodynamique.

- **La portance (F_z) :**

Est la composante aérodynamique perpendiculaire aux filets d'air du vent relatif. C'est une force, aussi appelée sustentation, dirigée du bas vers le haut, et qui a son centre en un point de l'aile: le centre de poussée. Elle est opposée au poids de l'avion et doit lui être au moins égale pour que l'avion s'élève.

Elle résulte de la pénétration dans l'air de l'aile avec :

$$F_z = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z. \quad (2.19)$$

- **La traînée (F_x) :**

Est la composante aérodynamique parallèle aux filets d'air du vent relatif.

C'est la force opposée au déplacement de l'avion et qui résulte de sa résistance à l'air. C'est la résistance à l'avancement, on cherche donc à la réduire au maximum avec :

$$F_x = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x. \quad (2.20)$$

L'aile est en effet un obstacle pour l'air et elle le freine car elle s'oppose au déplacement de l'air. Cette force est représentée par un vecteur parallèle au vent relatif et partant de l'aile. Il nous manque le poids de l'avion (qui s'oppose à la portance) et la force de traction créée par notre hélice et son moteur (qui s'oppose à la traînée). Voici le schéma complet des forces :

Un avion en vol est soumis globalement à quatre (04) forces, à savoir :

Son **POIDS**, la **TRACTION** de l'hélice, la **PORTANCE** des ailes et la **TRAINEE**.

On en déduit aisément les conditions nécessaires pour qu'un avion puisse se maintenir en vol horizontal à vitesse constante, à savoir :

LA TRACTION DE L'HELICE DOIT EQUILIBRER LA TRAINEE, ET LA PORTANCE DES AILES DOIT EQUILIBRER LE POIDS.

c) **Champs de pressions et forces aérodynamique de l'aile :**

Le vent relatif passe sur l'extrados de l'aile et sur son intrados. Il en résulte une dépression sur l'extrados et une surpression sur l'intrados, en vertu du principe de Bernoulli, qui montre que la vitesse du fluide (l'air) augmente lorsque la pression exercée sur le fluide diminue.

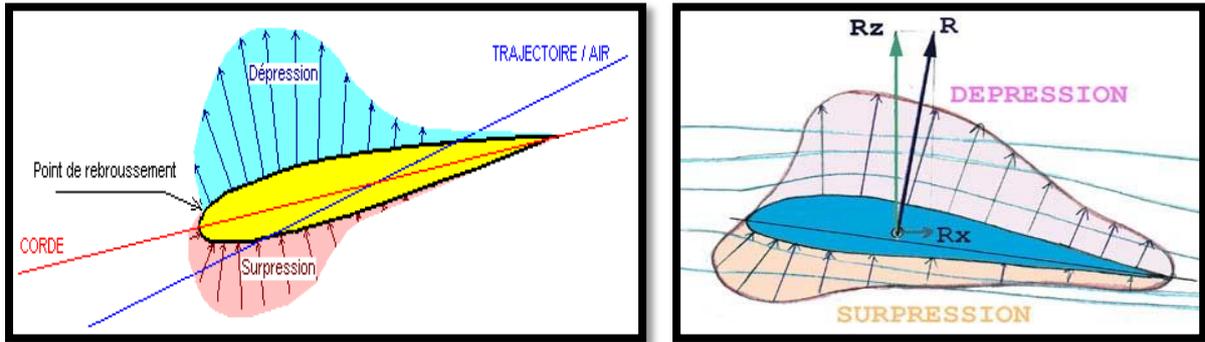


Figure II- 13: Champs de pressions et forces aérodynamique de l'aile

L'addition de la surpression et de la dépression donne alors une force appelée portance qui aspire l'aile et donc l'avion vers le haut.

➤ **Le centre de poussée :**

C'est le point d'application des forces aérodynamiques. Il se déplace suivant l'angle d'incidence, Il n'est donc pas fixe.

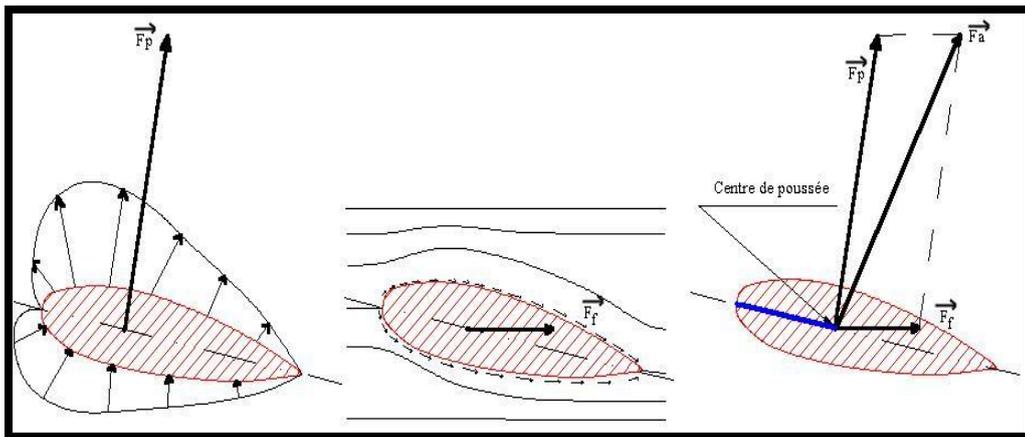


Figure II- 14: Le centre de poussée

d) **La Portance :**

La **portance** est la composante de la force subie par un corps en mouvement dans un fluide qui s'exerce perpendiculairement à la direction du mouvement.

Un corps placé dans un écoulement d'air ou d'eau subit une force aérodynamique ou hydrodynamique. Pour l'analyse, on décompose cette force en une composante selon la direction du vent relatif, la traînée . La portance est une composante perpendiculaire.

Pour une voile, la portance est dirigée de l'intrados (la face "au vent", creusée), vers l'extrados (la face "sous le vent", bombée).

Pour une aile d'avion, la portance est dirigée de l'intrados, vers l'extrados. Les surfaces verticales peuvent développer des portances latérales.

e) La traînée est ses composantes :

La traînée est la composante parallèle au vent relatif de la réaction aérodynamique.

Si la portance est essentiellement créée par les ailes, la traînée est constituée de l'ensemble des forces qui s'opposent à l'avancement de l'avion et qui agissent non seulement sur les ailes mais également sur toutes les parties de l'avion exposées au vent relatif (fuselage, moteur, train d'atterrissage, empennages,) Il est d'usage, en aérodynamique de décomposer la traînée totale d'un avion en deux grandes catégories :

- la **traînée parasite (D_p)** : que l'on décompose elle-même en :
 - une traînée de **frottement**.
 - une traînée de **forme**.
 - une traînée **d'interférence**.
- la **traînée induite** par la portance (D_i).

On désigne souvent par "**traînée de profil**" la somme de la traînée de frottement et de la traînée de forme.

➤ **La traînée de frottement :**

Dans l'écoulement d'un fluide autour d'un corps quelconque se produit un phénomène d'adhérence du fluide à la paroi du corps. On constate qu'il existe, le long de la surface, une mince couche dans laquelle la vitesse de l'écoulement est freinée. Cette couche s'appelle la **couche limite**.

La traînée de frottement concerne toutes les parties de l'avion. Sa grandeur augmente :

- avec la surface totale du revêtement de l'avion ;
- avec la turbulence dans la couche limite ;

- avec la rugosité des parois (la présence de glace, de poussières, de toute aspérité... augmente la rugosité et donc la traînée de frottement) ;
- avec la vitesse du vent relatif ;
- avec l'épaisseur du profil ;
- avec l'angle d'attaque.

➤ **La traînée de forme :**

C'est la variation de la résistance à l'écoulement de l'air autour d'un corps dont on affine progressivement les formes tout en gardant la même surface frontale, en passant d'un disque plat à une sphère puis à une forme en goutte d'eau et enfin un profil plus effilé.

La traînée est d'autant plus importante que la séparation des filets d'air autour du corps est plus brutale; plus la séparation est abrupte, plus le sillage est turbulent. La dépression qui règne dans cette zone de turbulence, à l'arrière du corps, contribue à augmenter la résistance à l'avancement.

➤ **La traînée d'interférence :**

La traînée d'interférence est celle qui apparaît à la rencontre de deux écoulements de directions et/ou de vitesses différentes. C'est le cas notamment à l'emplanture de l'aile et à la jonction empennage - fuselage où se rencontrent l'écoulement sur le fuselage et l'écoulement sur l'aile ou l'empennage. L'entrecroisement des filets d'air y provoque de la turbulence génératrice de traînée, que l'on peut atténuer en arrondissant les angles aux jonctions des différentes parties de la structure.

❖ **La traînée induite :**

La traînée induite est une traînée résultant de l'existence même de la portance des ailes. On sait que l'écoulement de l'air autour d'un profil d'aile produit une dépression sur l'extrados et une surpression sur l'intrados

On sait par ailleurs que l'air a toujours tendance à s'écouler d'une zone de haute pression vers une zone de basse pression. L'air en surpression aux extrémités des ailes tend à s'écouler de l'intrados vers l'extrados en contournant les bouts d'ailes et en créant deux tourbillons appelés **tourbillons marginaux** (vortex).

Le tourbillon marginal de l'aile gauche tourne dans le sens des aiguilles d'une montre et celui de l'aile droite en sens inverse.

De plus, la pression régnant sur l'extrados étant inférieure à la pression atmosphérique qui règne à l'extérieur de l'aile, il s'établit un courant qui dévie la trajectoire des filets d'air vers le fuselage. L'inverse se produit sous l'intrados ; la trajectoire des filets d'air est déviée vers l'extrémité de l'aile. Lorsque ces filets d'air s'entrecroisent le long du bord de fuite, ils produisent une nappe de petits tourbillons appelés "tourbillons élémentaires" qui rejoignent les tourbillons marginaux à l'arrière de l'avion.

L'énergie propre de ces mouvements secondaires est nécessairement empruntée à celle de l'écoulement général ; tout se passe comme si une traînée supplémentaire, appelée **traînée induite**, agissait sur l'avion.

La traînée induite augmente avec l'intensité des tourbillons marginaux et des tourbillons élémentaires. Elle est proportionnelle à la différence des pressions qui leur donnent naissance. Elle augmente donc avec la portance, et par conséquent avec le poids de l'avion.

L'expérience montre également qu'elle est inversement proportionnelle à l'allongement (λ) de l'aile et au carré de la vitesse :

$$D_i = K / V^2 \cdot \lambda. \quad (2.21)$$

Autrement dit la traînée induite est d'autant plus grande que la vitesse est faible et que l'allongement de l'aile est faible.

1/ Description de système CFD et ses outils

L'utilisation de logiciels pour la résolution de problèmes physiques est de nos jours est très fréquents. En effet, dans la plus de ces problèmes, surtout la résolution de phénomènes (transferts de chaleur, rayonnement, changement de phase...) couplés à la mécanique des fluides n'est possible que sous certaines hypothèses simplificatrices qui ne permettent pas de faire une étude plus réelle des phénomènes physiques observés expérimentalement.

1. Conception Assistée Par Ordinateur (CAO):

La conception assistée par ordinateur (CAO) permet de créer une vue virtuelle d'un projet servant de maquette à usage de tests et de simulations avant de procéder à l'étape de production en grandeur nature. Cette technique est particulièrement intéressante, compte tenu de l'enjeu économique et financier de certains projets. La CAO est aussi utilisée pour réaliser des séquences cinématographiques qu'il serait impossible ou trop onéreux de tourner véritablement.

Les différentes applications de la CAO permettent de créer des objets en deux (2D) ou (3D) dimensions, et de les visualiser en modèles filaires, surfaciques, volumiques, ou encore sous forme de solides avec leur texture.

Les modèles (3D) sont établis par des méthodes dites des éléments finis ou des volumes finis, qui décompose la structure de l'objet à étudier en éléments simples (triangles, parallélisme,...). A partir de ces modèles numériques, des calculs exploitant les lois de la géométrie, de la physique et de la mécanique permettent de tester le comportement du produit à réaliser.

Certains programmes de CAO peuvent faire évoluer l'objets dans l'espace et le visualiser selon différentes perspectives, en modifiant la taille, ou même fournir la liste des composants nécessaire à sa construction. Les programmes (3D) de CAO, gros consommateurs de puissance de calculs pour simulations, nécessitent donc des stations de travail très performantes. Ils sont utilisés dans tous les services de recherche et de développement de nombreux métiers liés à l'industrie (automobile, armement, aéronautique, etc...), mais également dans des applications nécessitent une représentation graphique fidèle de ce que l'on envisage de réaliser, comme en architecture.

La conception assistée par ordinateur (CAO) est devenue une technique incontournable dans l'industrie aérospatiale.

- **Le logiciel SolidWorks :**

Inventé par l'éditeur américain en 1933, 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 modéleur 3D utilisant la conception paramétrique. Il génère 3 types de fichiers relatifs à trois concepts de base : la pièce, l'assemblage, et la mise en plan.

Ces fichiers sont relation. Toute modification à quelque niveau que ce soit est répercutée vers tous les fichiers concernés.

Un dossier complet contenant l'ensemble des relatifs à un même système constitue une maquette numérique. 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.

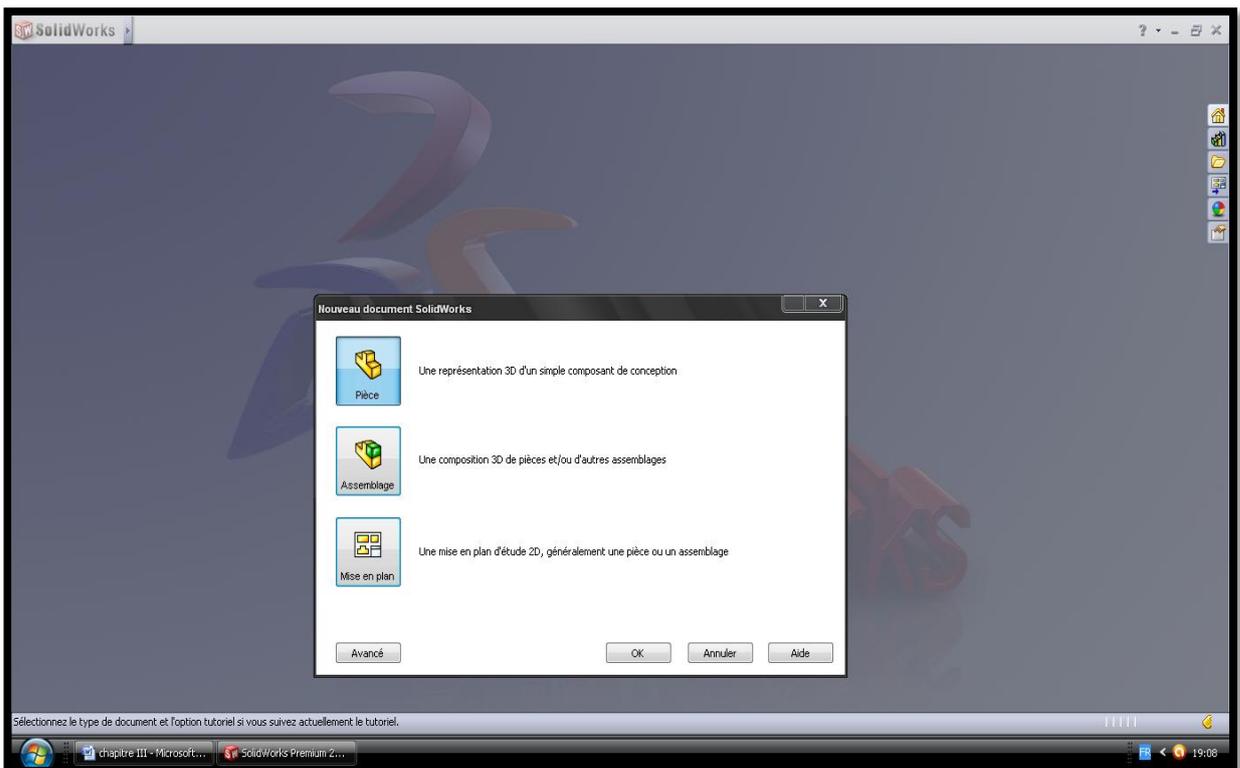


Figure III-1 : Format d'un SOLIDWORKS 2009.

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

Une pièce est la réunion d'un ensemble de fonctions volumiques avec des relations d'antériorité, des géométriques, 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 apparaît alors dans l'arbre de création comme élément générateur de la fonction. Cette esquisse contient l'ensemble des spécifications géométriques (cotation) nécessaires à la complète définition de la section. Cet ensemble de cotes auquel il faut ajouter la (ou les) longueur d'extrusion constitue l'ensemble des paramètres de la fonction ; il est possible de les modifier une fois la fonction validée.

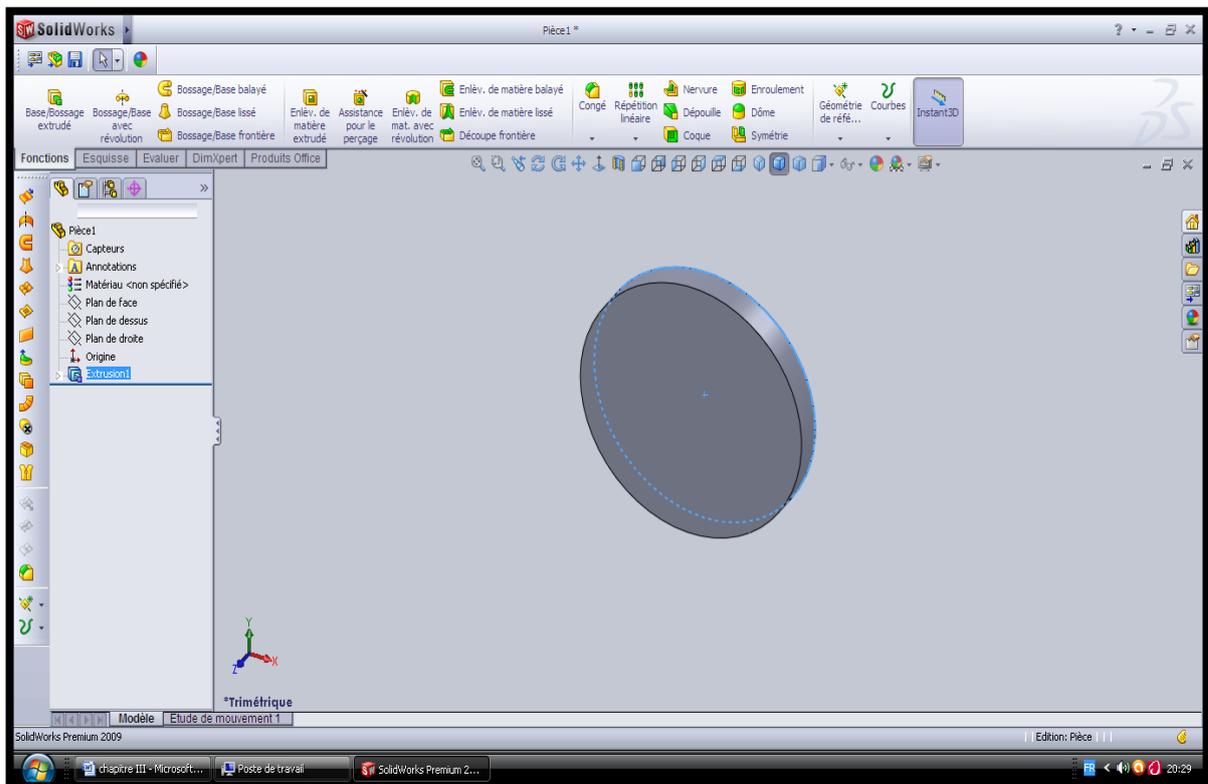


Figure III-2 : L'extrusion d'un cercle.

- **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.
 - Dépouilles.
 - Coque (permettant d'éviter un objet en lui conférant une épaisseur constante),
 - Trous normalisés (perçage, mortaises..).
 - Plis de tôles...

Des fonctions d'ordre logiciel comme la répartition linéaire, circulaire, curviligne ou par symétrie...

Les dernières versions autorisent la réalisation de pièces momentanément disjointes, ce qui permet de concevoir un objet fonctionnellement, c'est-à-dire en définissant d'abord les éléments fonctionnels, puis en joignant les différentes parties par de la matière (nervures, carter...).

L'édition de familles de pièces est possible en associant à SOLIDWORKS, le tableur Microsoft Excel : un tableau devient ainsi éditeur des références (lignes) donnant la valeur des paramètres variables des fonctions (colonnes) :

- Valeur de certaines cotes.
- Valeur de certaines propriétés.
- Etat de suppression d'une fonction.

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....

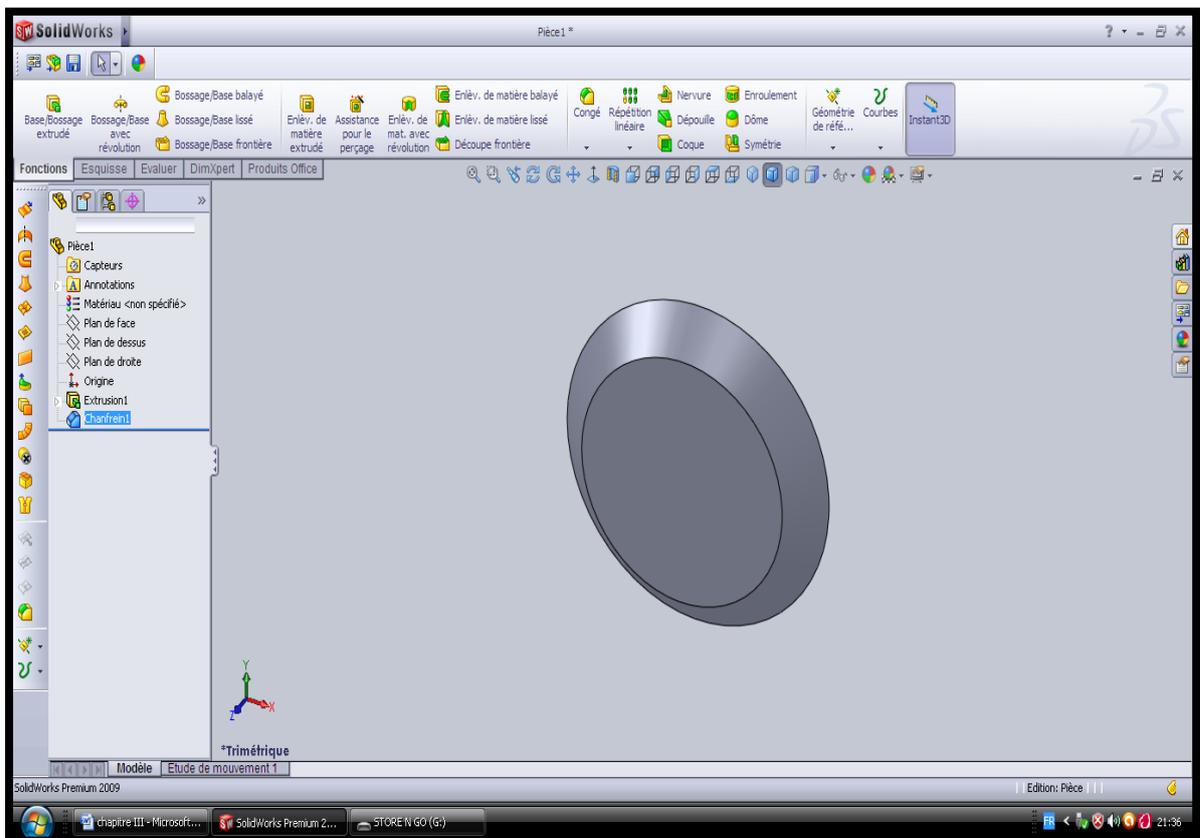


Figure III-3 : Fonctions de SOLIDWORKS (chanfreins)

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

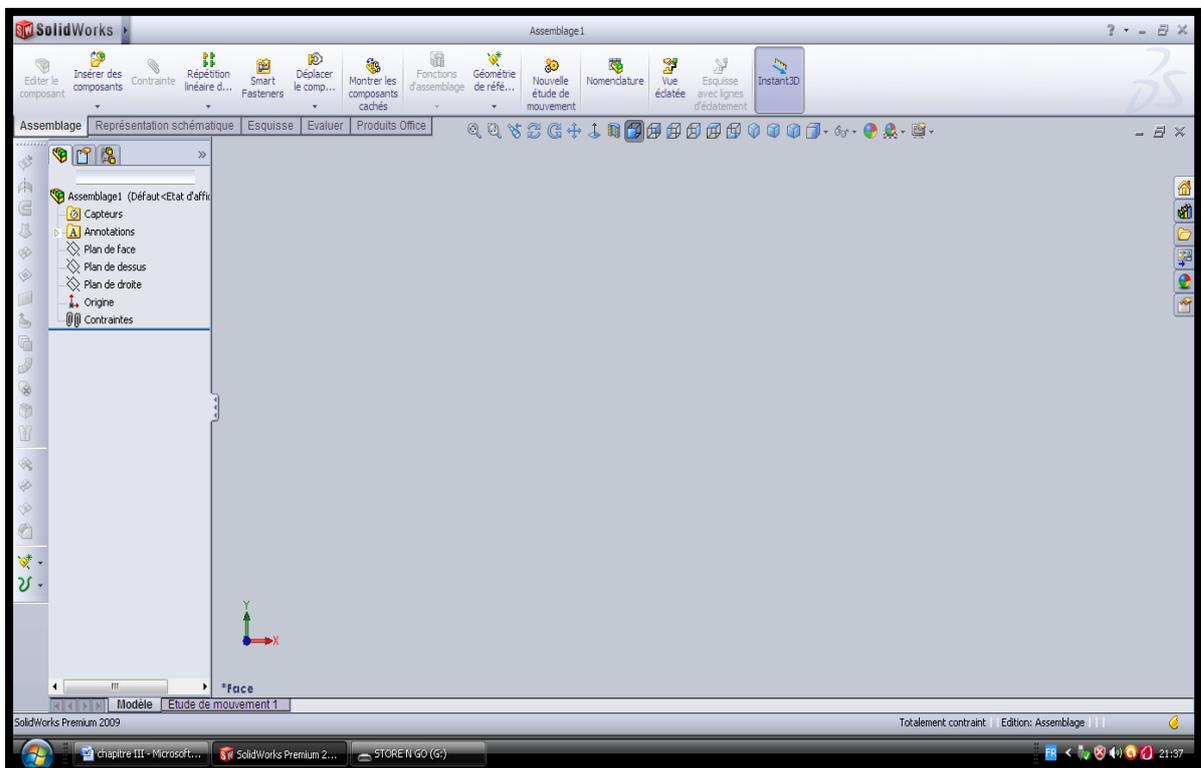


Figure III-4 : les éléments d'assemblages

- **Les mises en plan :** c'est un dessin de définition établi avec SOLIDWORKS.

Les mises en plan concernent à la fois les pièces (dessin de définition) ou les assemblages (dessin d'ensemble). Pour aboutir à un plan fini d'une pièce, on peut estimer de mettre deux fois de temps qu'avec un outil DAO (temps de conception et exécution du dessin). En effet, en DAO,

chaque trait est indépendant et c'est au dessinateur de savoir quelles entités graphiques sont concernées par une modification. Le logiciel 3D ne fait qu'une projection de l'objet. Les modifications éventuelles sont opérées sur l'objet représenté, et ne concernent pas directement le plan.

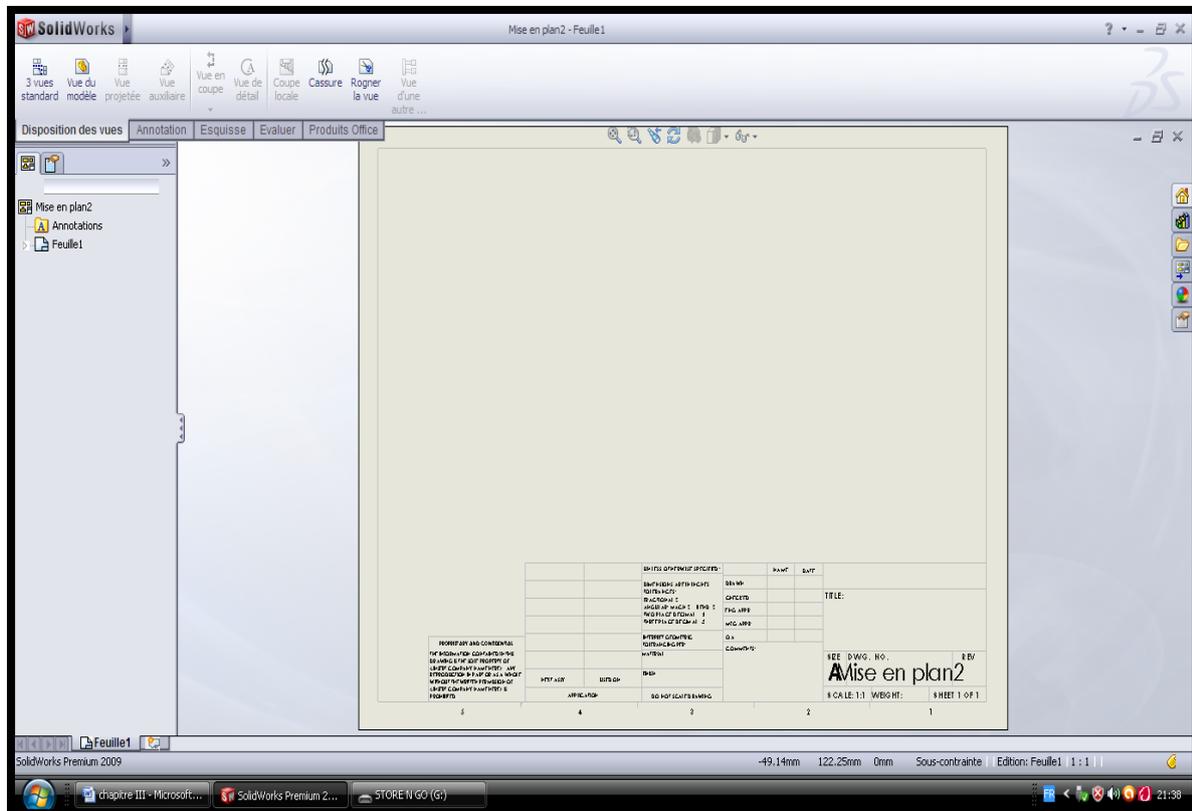


Figure III-5 : la mise en plan

- **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 DAO 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 cotes. 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).

- **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 :

.sldprt, pour les fichiers pièce.

.sldasm, pour les fichiers assemblage.

.slddrw, pour les fichiers plans.

.sldprt ; pour les fichiers de fond de plan.

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

2. **ICEM CFD** :

Le logiciel ICEM CFD est un mailleur 2D/3D ; pré-processeur qui permet de mailler des domaines de géométrie d'un problème de CFD (Computational Fluid Dynamics). Il génère des fichiers *.msh pour Fluent.

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 définition des domaines de calculs.

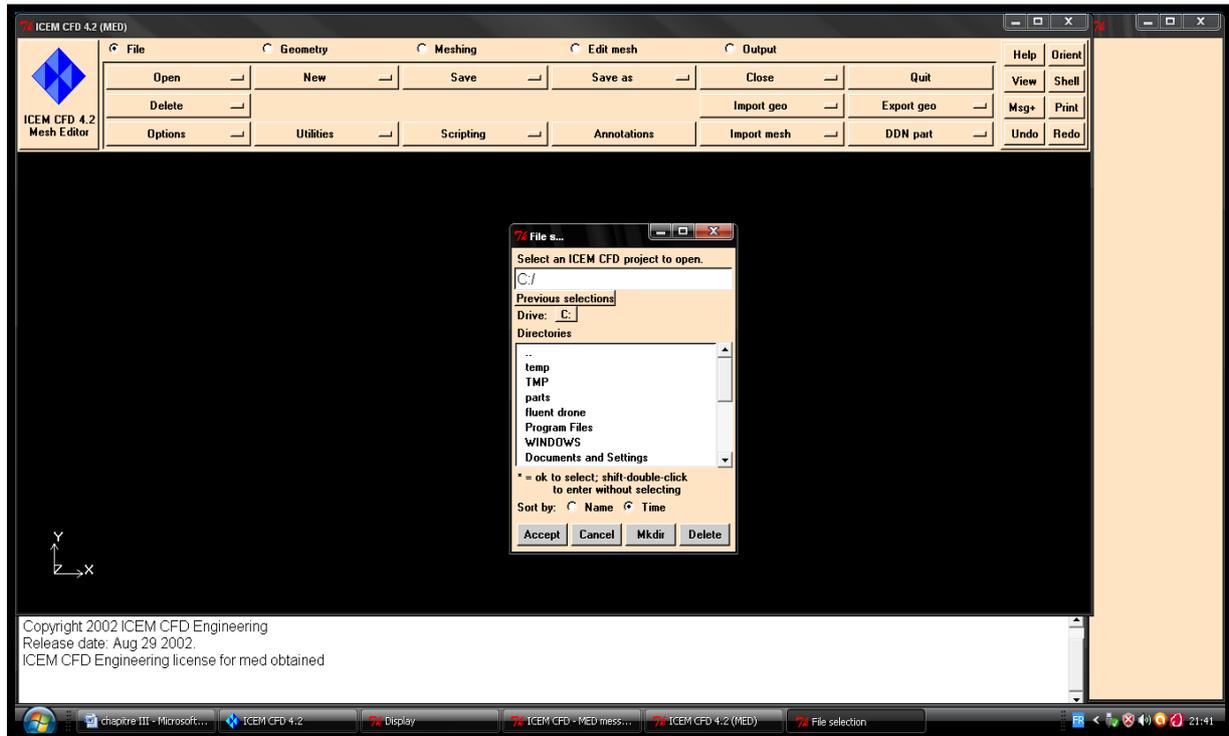


Figure III-6 : ICEM-CFD

- **Construction de la géométrie :**

ICEM CFD 4.2 permet d'établir la géométrie du système étudié. La géométrie est construite à partir de points, de courbes, de surfaces et de volumes.

La finalité de la construction de la géométrie est de définir les domaines de calcul qui seront des faces dans un problème 2D et des volumes dans un problème 3D.



Figure III-7 : La géométrie de l'ICEM CFD.

- **Import de la géométrie et nettoyage de la CAO :**

Souvent la géométrie est conçue par des logiciels de la CAO (SolidWorks, CATIA...).

Dans le cas des turbomachines, elle peut être aussi conçue par des logiciels de dimensionnement (problème inverse). Dans ce cas, on a recours à l'importation de la géométrie. Il est conseillé d'importer des fichiers sous format TETIN (*.tin). souvent il est indispensable de nettoyer la géométrie.

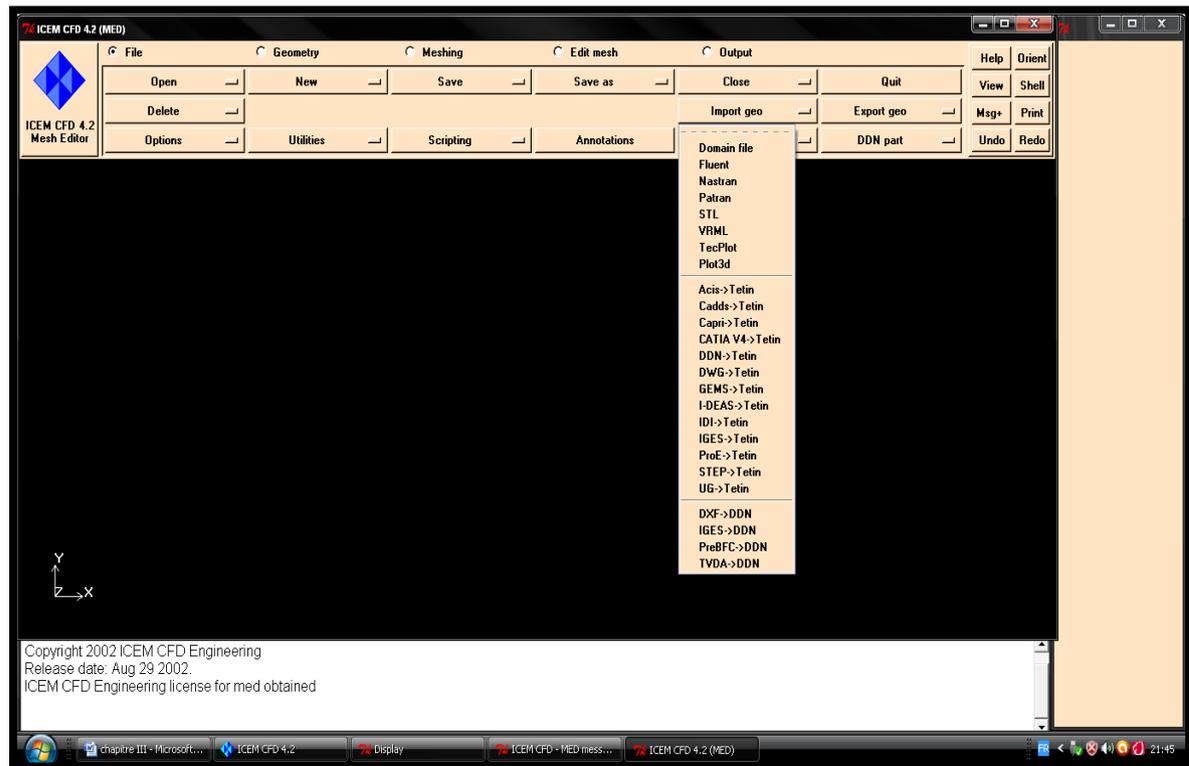


Figure III-8 : Import de la géométrie.

- **Création des familles :**

Dans cette étape on va subdiviser l'élément importé (la géométrie et le Domain) en plusieurs sous-éléments de point de vue surface et curve pour chacun avec une association d'un nom de la position pour éviter le désordre.

Cette fonction est réalisée comme suit :

Après avoir importé la géométrie, dans le menu principal et juste « géométrie » on trouve « change de family ».

- **Association des points aux familles :**

Si on veut faire par exemple un calcul (simulation) sous fluide par la technique du maillage mobile « moving mesh » il faut un maillage de volume 3D (création des éléments tétra), nous associons un des points matériels au niveau des volumes pour la géométrie (live-solide) et le Domain (live-fluide) afin de les séparer.

Cette fonction est faite toujours dans le menu « géométrie », on trouve le « material »

- **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.

La technique de génération de maillage peut être résumée sous la forme suivante :

- La géométrie doit être préparée au préalable, avec la définition de tous les composants de la géométrie, moyeu, volute, stator, ...etc, sous forme de données numériques, fichier CAD pré-établi ou plutôt sous forme de fichier maillage qu'on peut importer sous ICEMCFD.
- La géométrie qui représente les différents domaines fluides est décomposée en sous domaines « maillables ».
- Maillages des sous domaines fluides.

La réduction du temps nécessaire à la génération du maillage est un critère de bonne maîtrise de l'utilisation des outils CFD.

- **Méthode des éléments finis :**

En analyse numérique, la **méthode des éléments finis** est utilisée pour résoudre numériquement des équations aux dérivées partielles. Celles-ci peuvent par exemple représenter analytiquement le comportement dynamique de certains systèmes physiques (mécaniques, thermodynamiques, acoustiques, aérodynamique, etc.).

La méthode des éléments finis repose sur un découpage de l'espace selon un maillage. D'habitude l'on choisit un maillage carré ou triangulaire mais rien n'interdit de choisir des maillages plus complexes. Il n'est pas non plus nécessaire que le maillage soit régulier et l'on a tendance à resserrer le maillage près des endroits d'intérêts (par exemple aux endroits où l'on pense que la solution va beaucoup varier),

Cependant il faut veiller à avoir des éléments faiblement distordus (se rapprocher d'un polygone régulier). Plus ce maillage est resserré plus la solution que l'on obtient par la méthode des éléments finis sera précise et proche de la « vraie » solution de l'équation aux dérivées partielles.

- **Choix de type de maillage :**

✓ **Maillage structuré (quadra/hexa)**

Il est beaucoup plus facile de le générer en utilisant une géométrie à multi bloc, il présente les avantages suivants :

- Economique en nombre d'éléments, présente un nombre inférieur de maille par rapport à un maillage non structuré équivalent.
- Réduit les risques d'erreurs numériques car l'écoulement est aligné avec le maillage

Ses inconvénients :

- Difficile à le générer dans le cas d'une géométrie complexe.
- Difficile d'obtenir une bonne qualité de maillage pour certaines géométries complexes.

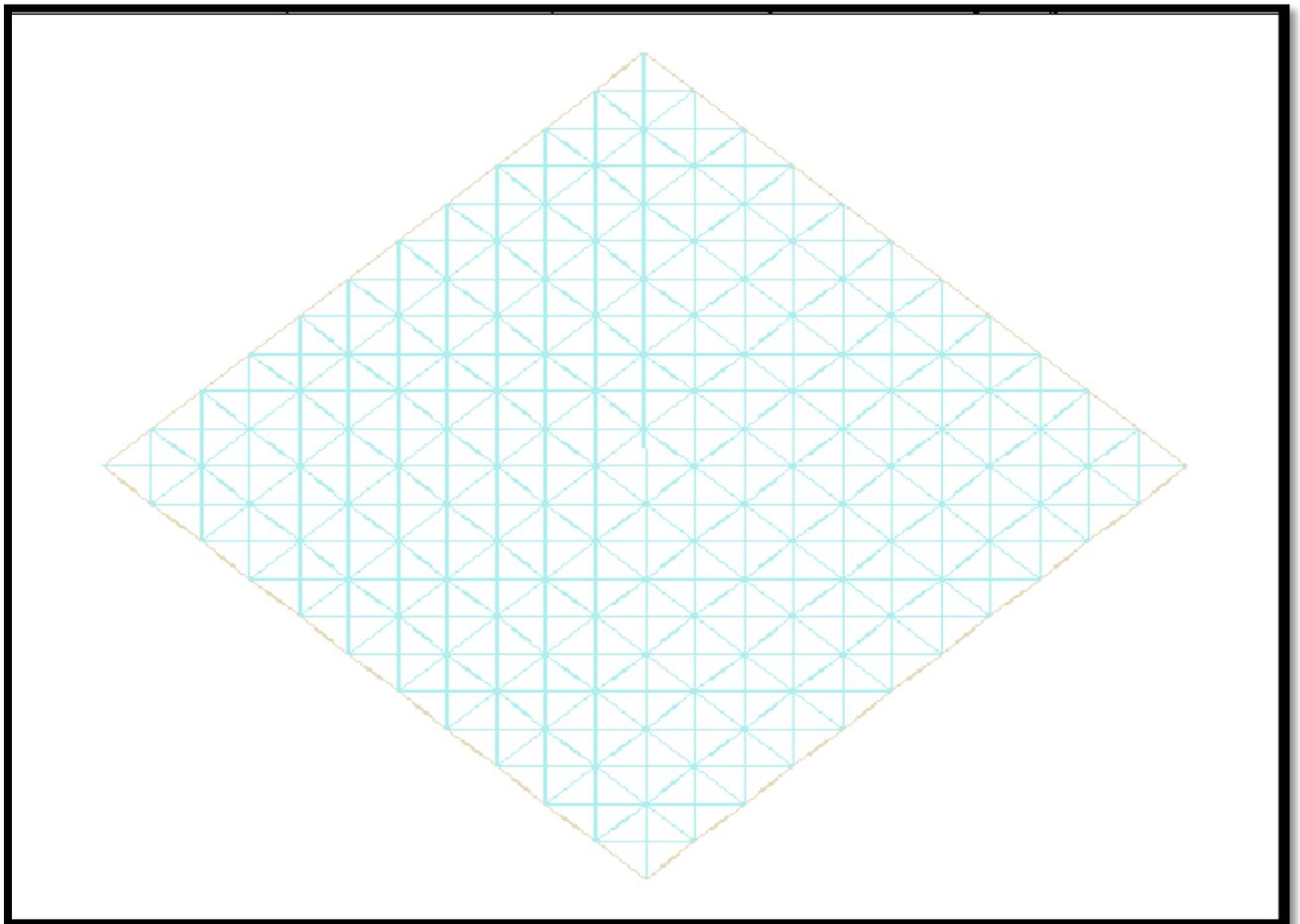


Figure III-9 : Maillage structuré.

✓ Maillage non structuré :

Les éléments de ce type de maillage sont générés arbitrairement sans aucune contrainte quand à leur disposition.

Ses avantages :

- Peut être généré sur une géométrie complexe tout en gardant une bonne qualité des éléments.
- Les algorithmes de génération de ce type de maillage (tri/tetra) sont très automatisés.

Ses inconvénients :

- Très gourmand en nombre de mailles comparativement au maillage structuré.
- Engendre des erreurs numériques (fausse diffusion) qui peuvent être plus importante si l'on compare avec le maillage structuré.

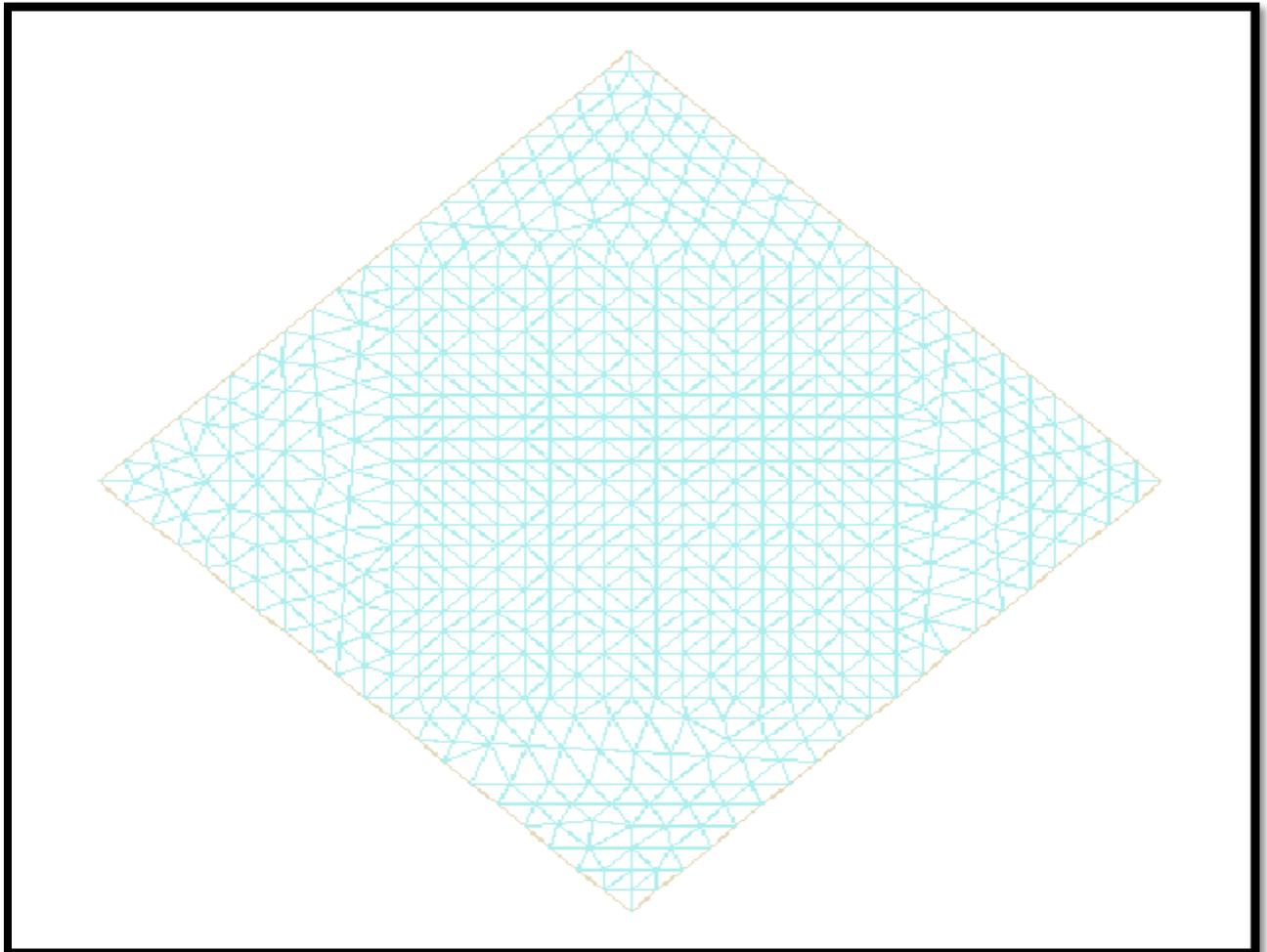


Figure III-10 : Maillage non structuré

✓ **Maillage hybride :**

Maillage généré par un mélange d'éléments de différents types, triangulaires ou quadrilatéraux en 2D, tétraédrique, prismatiques, ou pyramidaux en 3D.

Ses avantages :

- Combine entre les avantages du maillage structuré et ceux du maillage non structuré.

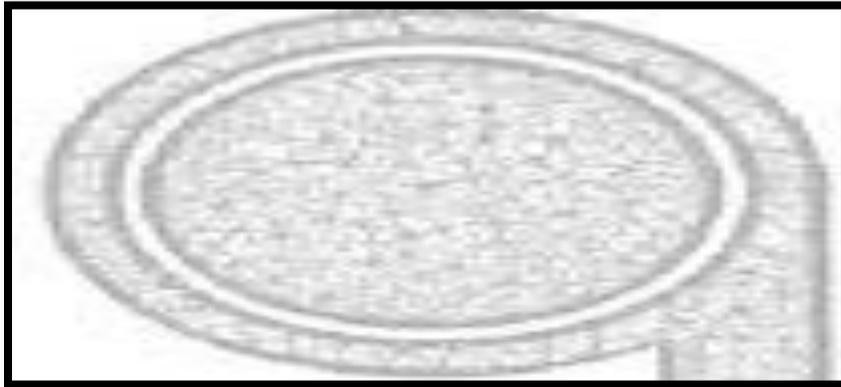


Figure III-11 : Maillage hybride

• **Technique générales de génération du maillage :**

Pratiquement, il n'existe pas de règle précise pour la création d'un maillage valable.

Cependant il existe différentes approches qui permettent d'obtenir une grille acceptable.

Nous pouvons résumer ces règles ainsi :

- Maintenir une bonne qualité des éléments.
- Assurer une bonne résolution dans les régions à fort gradient.
- Assurer un bon lissage dans les zones de transitions entre les parties à maillage fin et les parties à maillage grossier.
- Minimiser le nombre total des éléments (temps de calcul raisonnable).

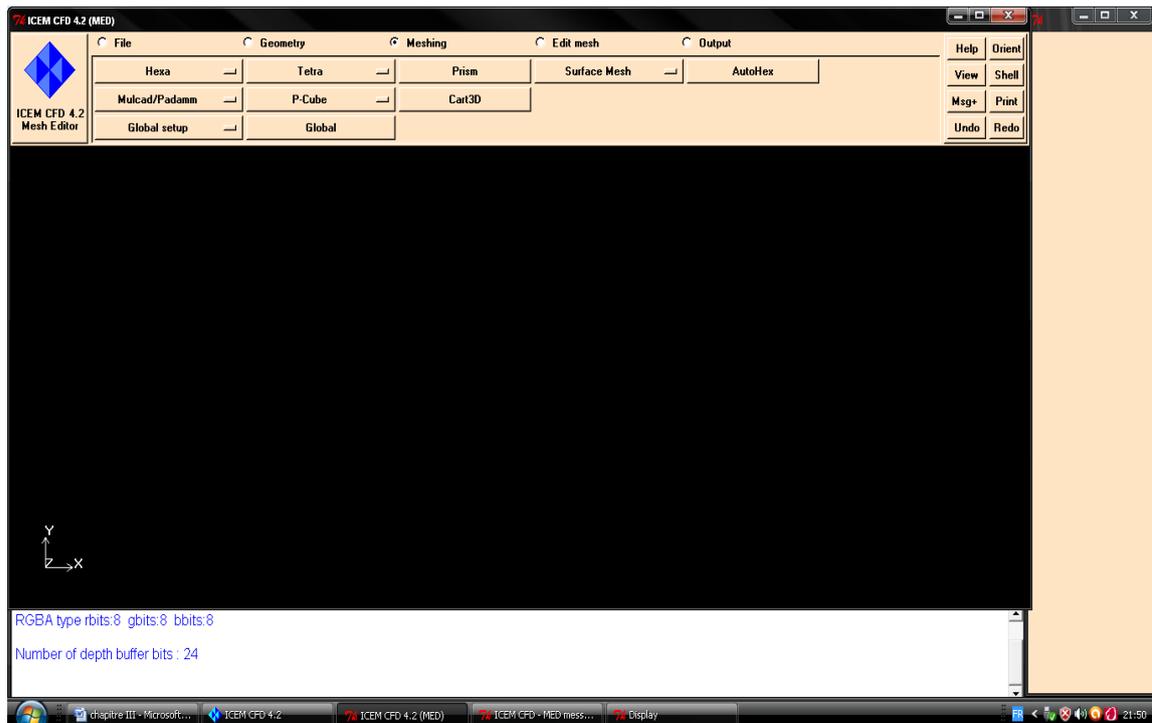


Figure III-12: Fenêtre de maillage (meshing).

- **Qualité d'un maillage :**

La génération d'une très bonne qualité de maillage est essentielle pour l'obtention d'un résultat de calcul précis, robuste et signifiant.

Une bonne qualité de maillage repose sur les éléments suivants :

- Minimisation des éléments présentant des distorsions
- Une bonne résolution dans les régions présentant un fort gradient (couches limites, ondes de choc...).

Enfin, la qualité de maillage à un sérieux impact sur la convergence, la précision de la solution et surtout sur le temps de calcul.

- **Les étapes de maillage dans ICEM CFD :**

- La géométrie doit être préparée au préalable, avec la définition de tous les composants sous forme, fichier TIN ou sous forme de fichier maillage qu'on peut importer sous icemcfd 4.22.

- Maillages des Domain (fluide) et sous Domain (solide).

La réduction du temps nécessaire à la génération du maillage est un critère de bonne maîtrise de l'utilisation des outils CFD dans le design des turbomachines.

Dans cette étape les procédures à suivre sont :

- Dans le menu « géométrie », exacte « mesh params » on trouve les dimensions de maillage.

Le choix des dimensions nous donne la main à l'utilisation de menu « meshing » on utilise le sous-menu tétra pour générer le maillage.

La précision de la solution, dans le contexte de l'optimisation de forme, dépend de la qualité du maillage et aussi des propriétés du flux.

- **Choix du solveur :**

Le maillage est visible par Icem. Il peut être à nouveau optimisé via le menu « *Edit Mesh* ».

En cliquant sur le bouton « *Output* », les menus présentés dans la figure suivante apparaissent.

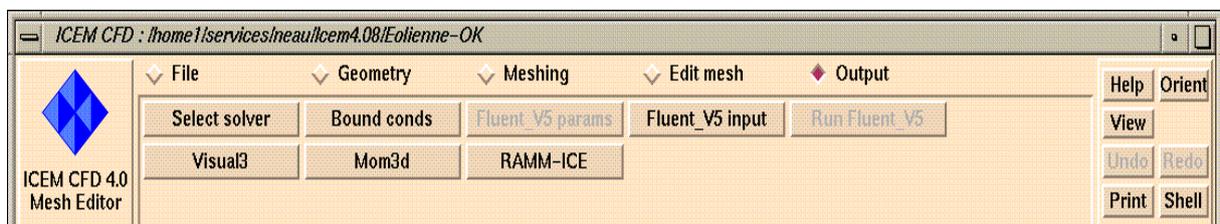


Figure III.13: Menu « Output ».

C'est à ce stade que l'on définit le solveur (calculateur) qui va utiliser le maillage ainsi créé. Ce choix induit un interfaçage qui adapte le format d'écriture et les conditions aux limites au solveur.

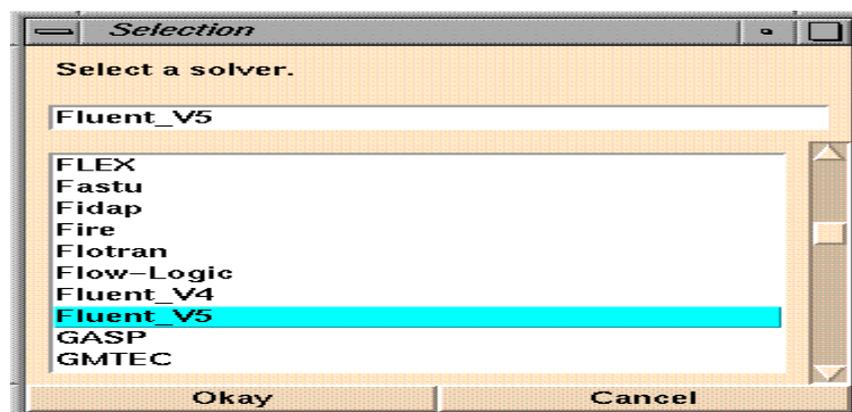


Figure III-14 : choix du solveur.

Ainsi en cliquant sur le bouton « *Select solveur* », une nouvelle fenêtre « *Selection* » apparaît suivante. Il suffit de choisir le solveur souhaité. Dans notre cas, nous choisissons : Fluent_V5.

- **Conditions aux limites et définition de domaines :**

Le mailleur ICEM CFD peut générer des maillages que beaucoup de solveurs peuvent utiliser, ainsi nous devons spécifier le logiciel solveur avec lequel on veut traiter le fichier maillage. Comme conditions aux limites on peut imposer un débit massique à l'entrée de la machine, en utilisant la condition Mass flow Inlet ou une Velocity Inlet. La pression à la sortie en utilisant la condition Pressure Outlet.

Ensuite, on possède à la définition des domaines de calcul.

- **Principe de la méthode des volumes finis**

Le domaine de calcul est divisé en une série de sous domaines appelés volumes de contrôle. Ces volumes de contrôle enveloppent tout le domaine de calcul sans chevauchement, de telle façon que la somme de leurs volumes soit égale exactement au volume du domaine de calcul. Un point est positionné au centre de chaque volume et est appelé centre du volume de contrôle, il sera noté P_i . Les nœuds des volumes voisins seront notés suivant leurs positions N, S, W, E, T et B (se rapportant aux directions *North, South, West, East, Top* et *Bottom* respectivement). Dans la méthode des volumes finis les lois de conservation (de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie) sont exprimées localement sous une forme intégrale.

- **Exportation du maillage vers le solveur :**

Le passage d'Icem vers fluent est comme suivant :

Après avoir la sélection de solveur, fluent-V5 apparaitre pour le choix de l'objet a transfert a fluent.

3. Le Fluent 6.3.26:

Le Fluent est un logiciel qui résout par la méthode des volumes finis des problèmes de mécanique des fluides et de transferts thermiques.

- le solver Fluent :

Fluent est solveur qui utilise des maillages non-structurés 2D ou 3D (avec la méthode des volume finis). Ces maillages sont : soit des maillages triangulaires (tétraédrique en 3D), soit des maillages structurés interprétés en formats non- structurés comme des rectangles (héxaédres), pour une simulation de tous les écoulements fluides, compressible ou incompressible, impliquant des phénomènes physiques complexe tels que la turbulence, le transfert thermique, les réactions chimiques , les écoulements multiphasiques...et ce sur les géométries complexes industrielles. Ce produit inclut également un véritable environnement CAO et un mailleur paramétrique de dernière génération, permettant de mettre en place rapidement les modèles numériques ou de s'intégrer aux outils de conception déjà existant.

- Les étapes de marche du Fluent :

La première chose à faire quand vous entrez sous fluent est de choisir le type de résolution que fluent va avoir à faire : 2D ou 3D puis d'ouvrir ou d'importer un maillage (fichier.msh), et ce en suivant la procédure suivante :

File → Read → Case...

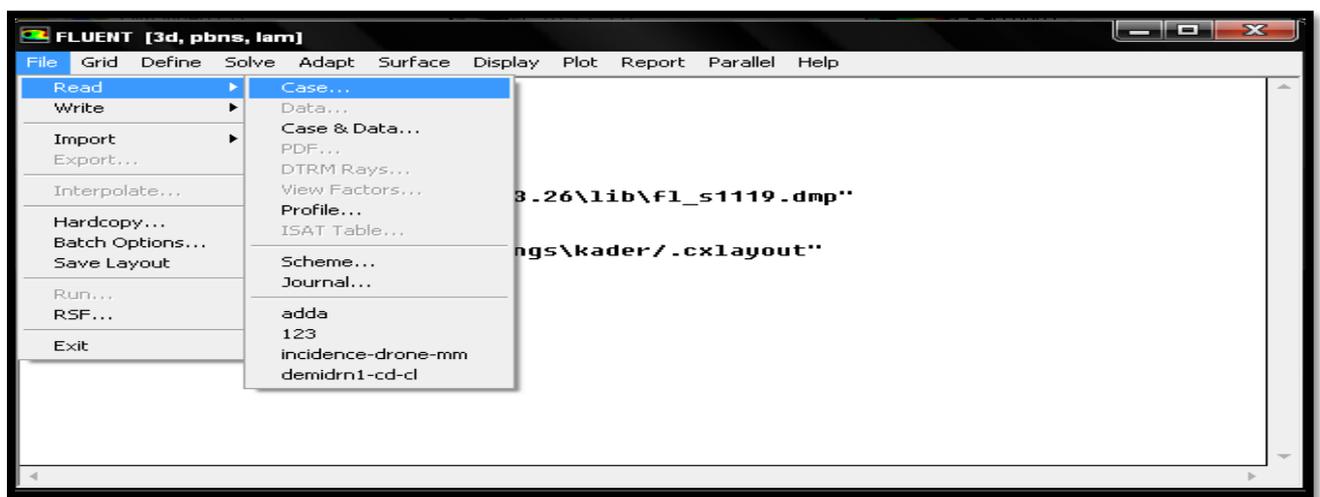


Figure III-15 : importation de la géométrie vers Fluent.

Ensuite l'utilisation de fluent est simple, il suffit de suivre l'ordre des menus en partant de la gauche pour aller vers la droite.

Le premier menu que nous allons étudier est le menu **GRID** :

La première chose à faire est d'utiliser l'option « *check* » afin de vérifier si le maillage importé comporte des anomalies comme des problèmes de jointure entre les différentes surfaces du maillage.

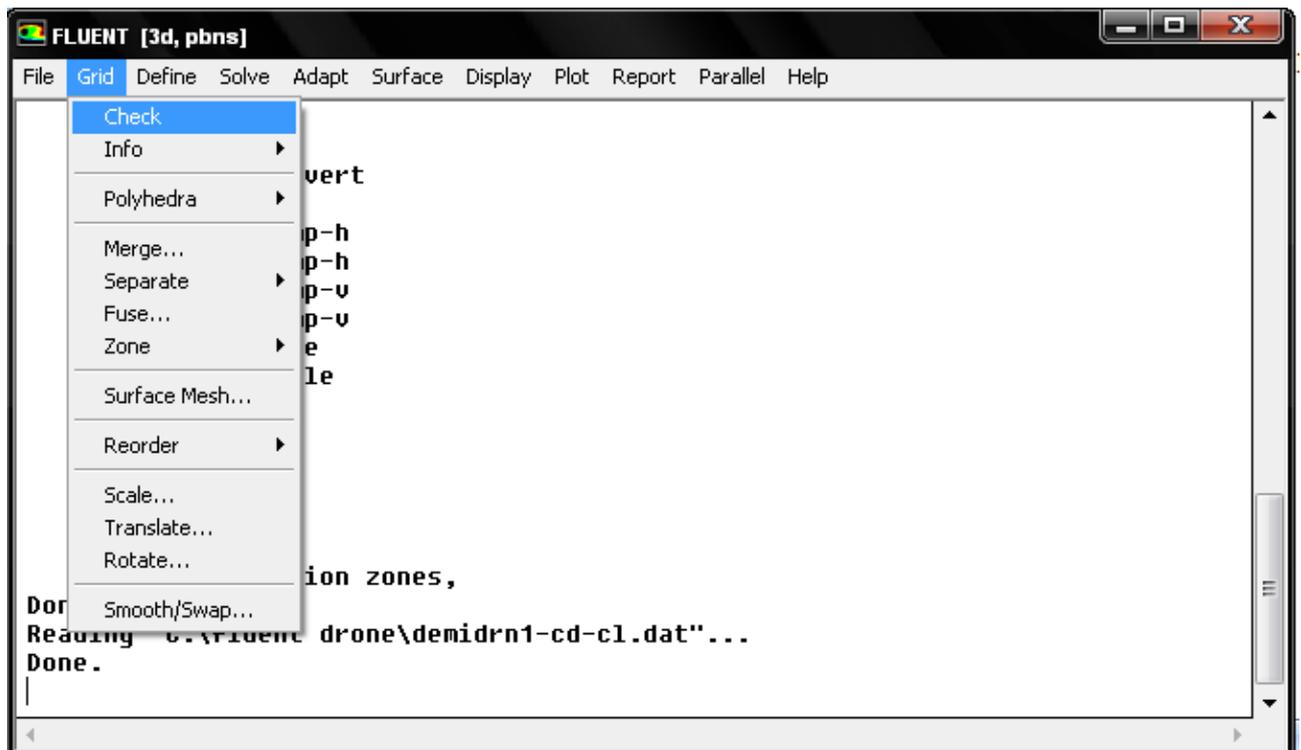


Figure III.16 : vérification du maillage.

Pour choisir l'échelle d'étude du maillage et par conséquent réfléchir en nombres adimensionnels, il faut utiliser l'option « *scale* » (choix est très important car souvent suivant les dimensions du domaine, les phénomènes mis en jeu ne sont pas les mêmes)

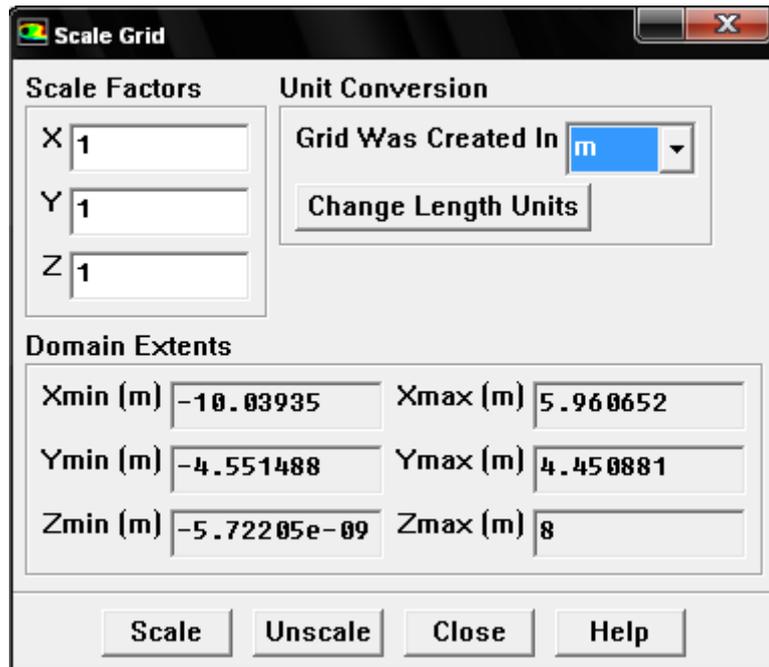


Figure III-17 : l'échelle d'étude de maillage.

Pour s'assurer de la qualité du maillage, il est pratique de lisser le maillage, cliquez sur le bouton Smooth puis sur le bouton Swap (Smooth and Swap the Grid) Répétez jusqu'à ce que FLUENT affiche que zéro faces sont swapped.

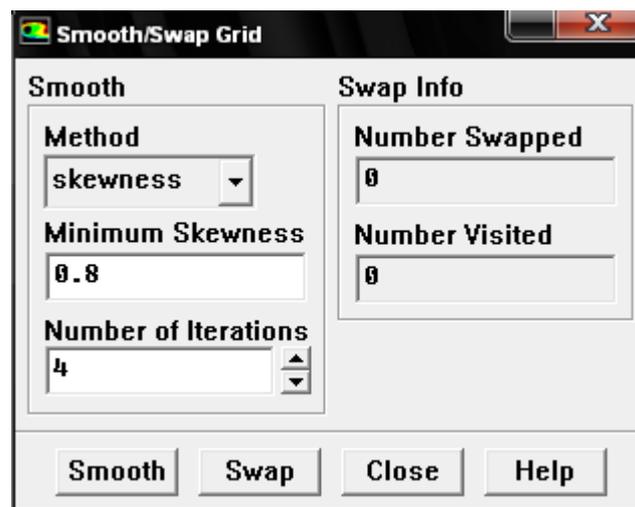


Figure III.8 : lissage de maillage.

Il est possible de vérifier tout de suite la forme de la grille en cliquant sur « *display* » et ensuite sur grid. On peut de cette façon vérifier que la géométrie correspond bien à ce que l'on veut.

Le second menu que l'on va utiliser est menu **DIFINE** :

La démarche à suivre est de partir des options du haut du menu secondaire et de descendre au fur et à mesure. Nous trouvons donc l'option « *models* » qui se décompose aussi en un autre menu.

« *Solver* » permet de choisir le type de solveur que l'on souhaite utiliser (implicite, explicite, stationnaire, 2D...).

« *viscous* » permet de choisir le modèle de turbulence que l'on va prendre pour résoudre le problème (laminaire- ϵ , k- w , LES...)

« *Energy* » permet de choisir si oui ou non on doit faire intervenir l'équation de l'énergie dans la résolution du système (des qu'un gradient de température intervient dans les phénomènes il faut utiliser cette équation pour d'une part observer une solution réaliste mais aussi souvent pour faciliter la convergence).

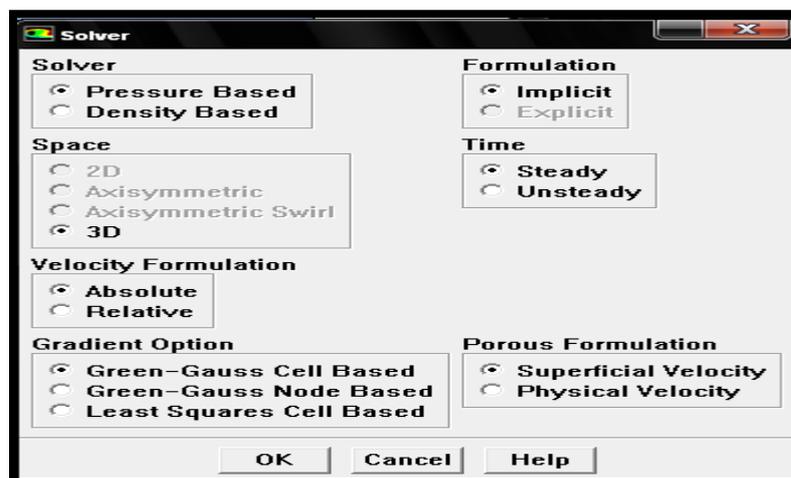
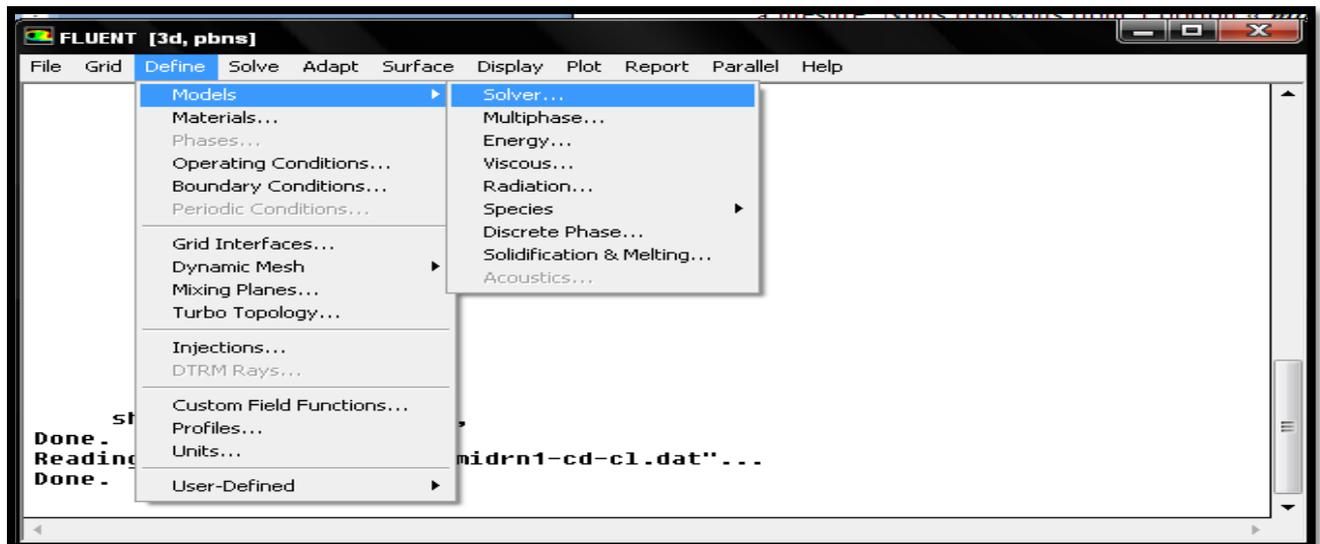


Figure III-19 : utilisation de menu « define » et l'option « Solver »

Dans le menu « **model** » se trouvent d'autres options telles que « *radiation* » qui sont utilisées en fonction de l'énoncé du problème.

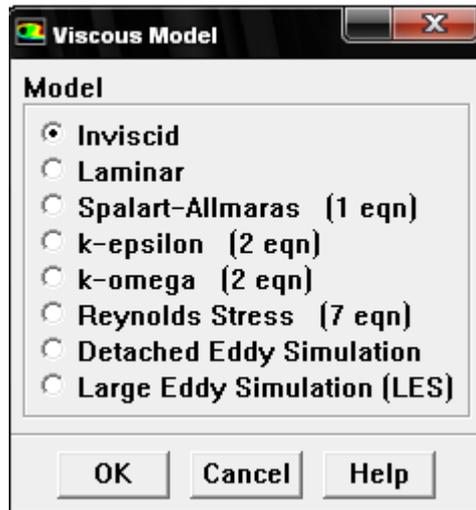


Figure III-20 ; le modèle « viscous ».

Vient ensuite le sous menu « *Materials* » qui permet de choisir le fluide qui va être étudié en fonction de la nature du problème.

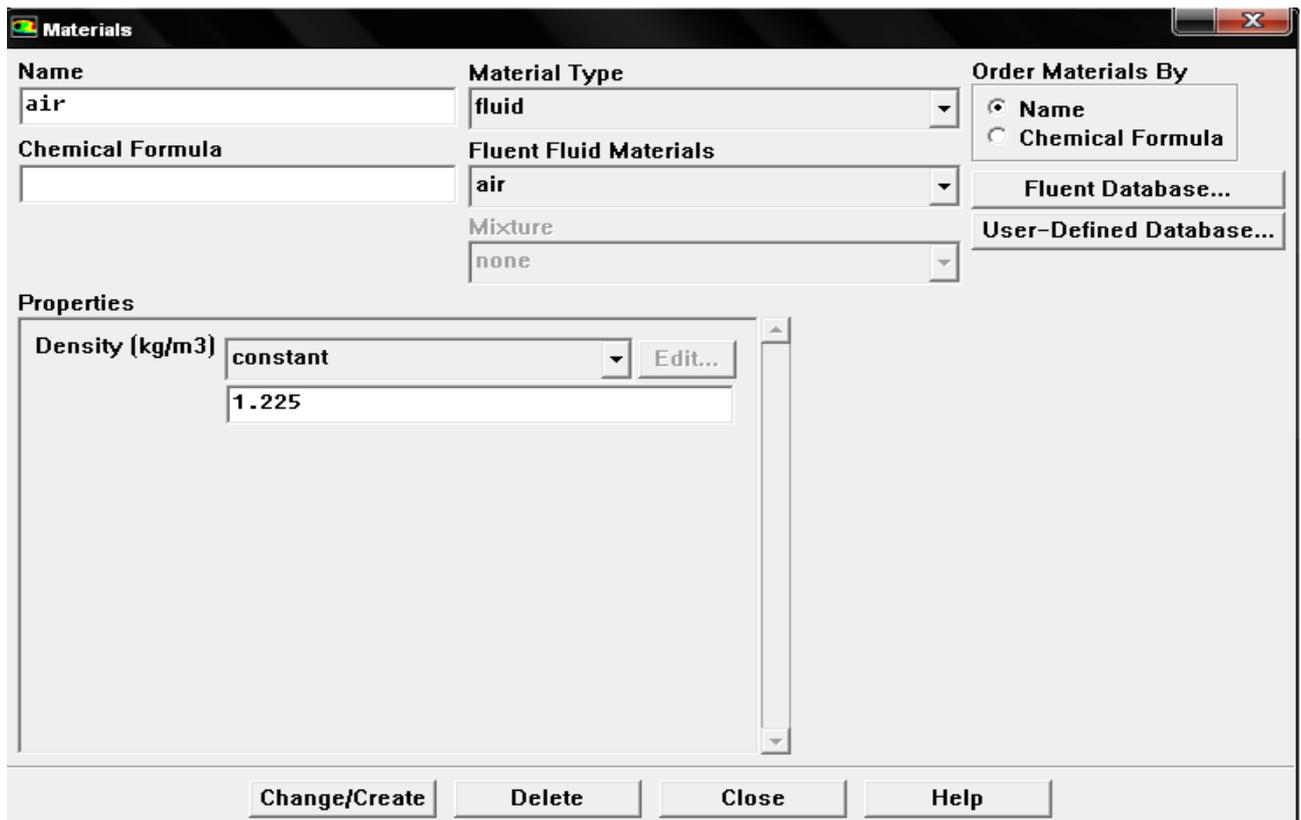


Figure III-21 : utilisation de menu « define » et l'option « materials »

Le sous-menu suivant est « *operating conditions* » qui permet de fixer les conditions de fonctionnement (gravité, pression de référence...).

Fluent effectue tous les calculs, avec une pression appelée gauge pressure et ce afin d'éviter les erreurs d'ordre numérique lors du calcul pour des écoulements à faible nombre de mach. La relation liant la pression absolue à la « gauge pressure » est donnée par :

$$P_{abs} = P_{op} + P_{gauge}$$

Fluent prend par défaut la valeur de la pression atmosphérique de 101325 pascal comme operating pressure, mais dans ce cas la pression est de 44750 pascal.

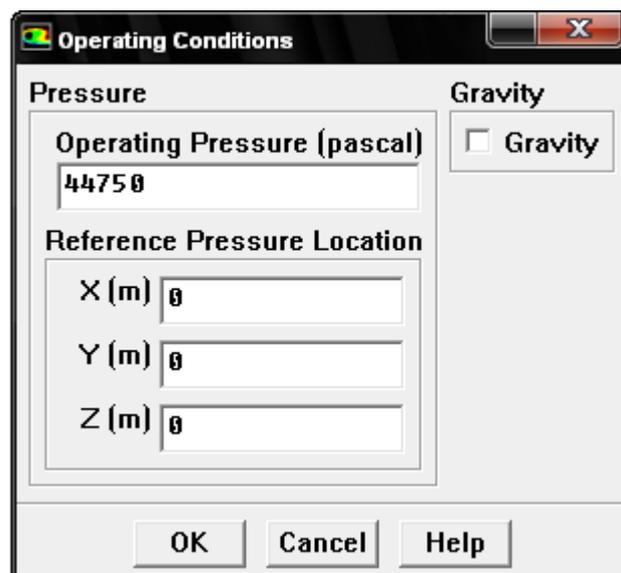


Figure III.22 : le sous-menu « operating conditions »

Le dernier sous-menu utile est « *Boundary conditions* » qui sert à fixer les conditions aux limites du problème.

On a précédemment vu que les limites physiques sont déjà rentrées sous icemcfd, cependant on doit les expliciter et leur donner une valeur sous fluent (ceci montre que même si l'on fait une erreur de condition sous icemcfd, on peut encore tout modifier sous fluent).

Pour une entrée de fluide, on fixe la vitesse ainsi que le niveau de turbulence ; pour un mur on peut fixer soit un flux constant, soit une température constante et bien d'autres possibilités (telles que la rugosité du mur par exemple).

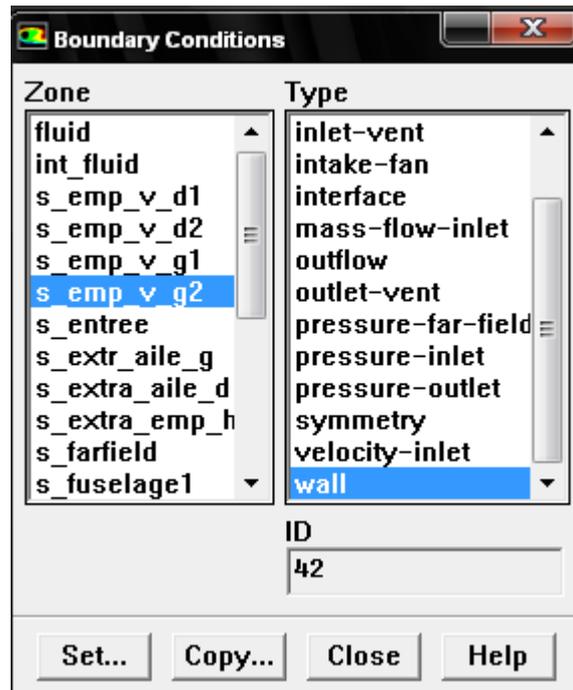


Figure III.23 : le sous-menu « boundary conditions »

Velocity inlet : utilisée pour des écoulements incompressibles ou moyennement compressibles, quand la vitesse d'entrée est connue.

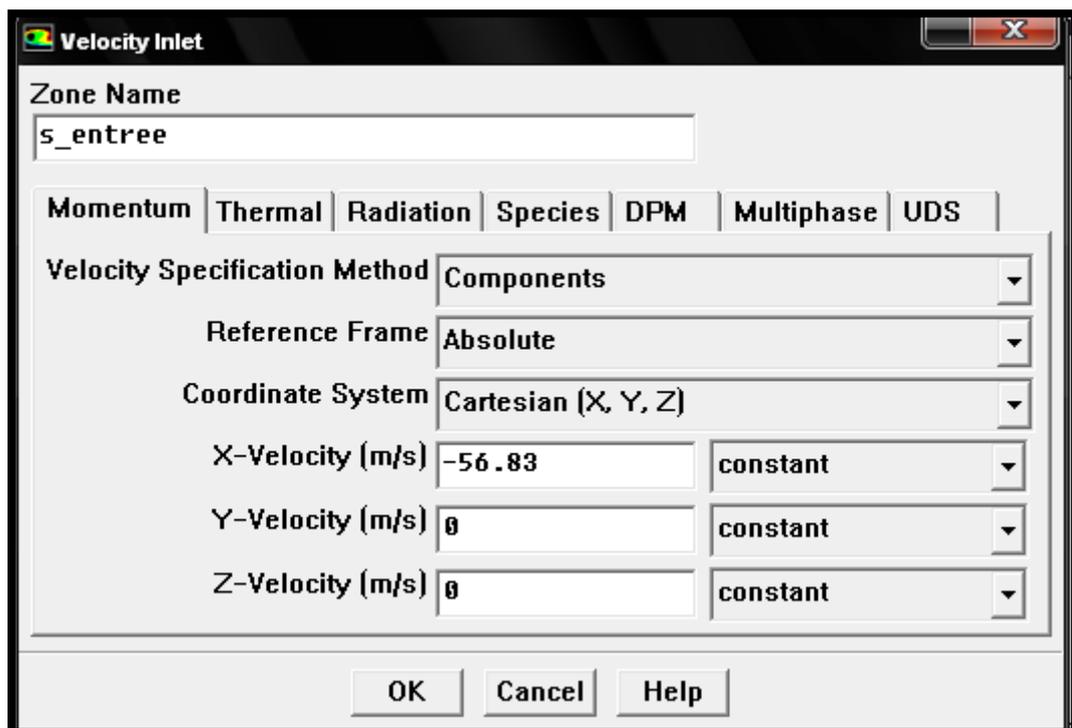


Figure III-24 : condition limite « velocity inlet »

Pressure Outlet :

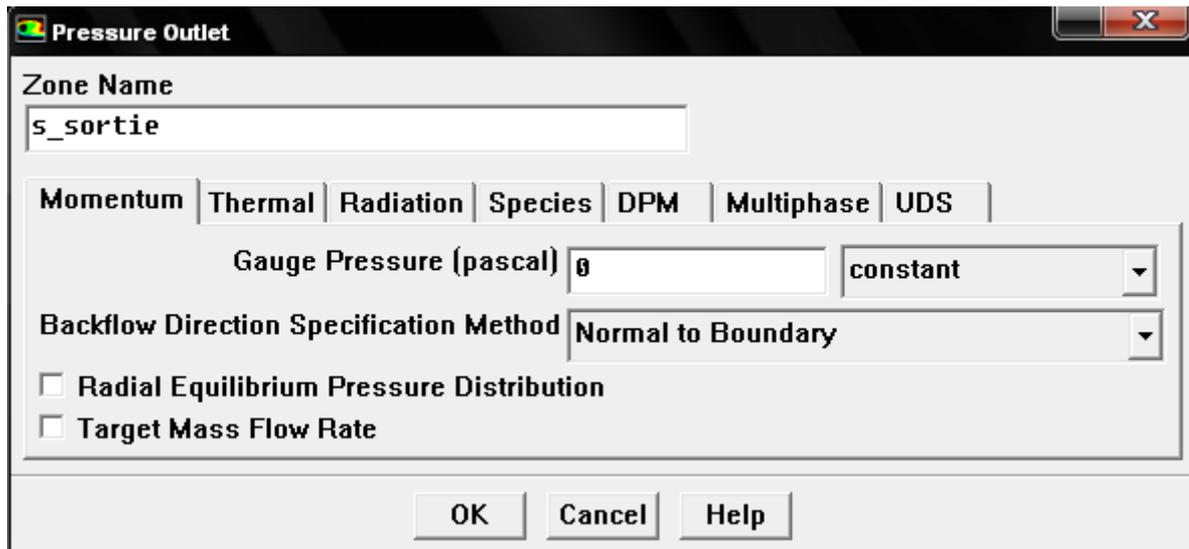


Figure III-25 : condition limite « pressure-outlet »

Spécifie la pression statique de sortie.

L'utilisation de Pressure Outlet sert à définir la pression statique à la sortie. L'utilisation de la condition Pressure Outlets au lieu d'Out flow a souvent comme conséquence une meilleure convergence.

- **Définition de la pression totale :**

$$p_1 = p + \frac{1}{2} \rho V^2 \text{ En écoulement incompressible.}$$

$$p_1 = p \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \text{ En écoulement compressible.}$$

Wall :

Est utilisé pour délimiter les régions solides des régions fluides

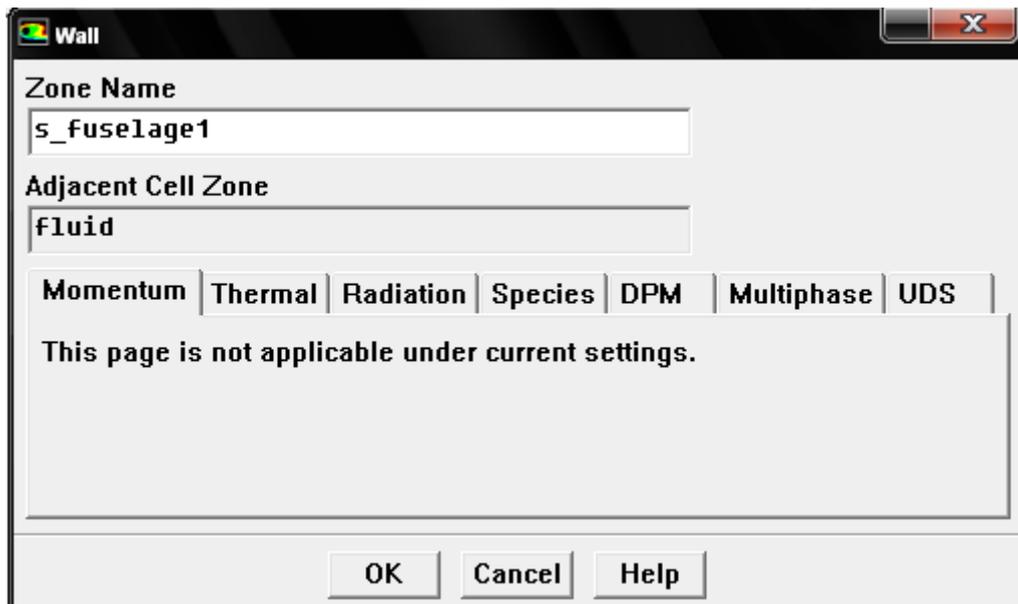


Figure III.26 : condition limite « wall »

- **Conditions Aux Limites En Présence D'un Domaine mobile :**

Cette option est généralement utilisée pour les simuler les objets mobiles dans la réalité par l'utilisation des tests de validation (pour avoir **confiance** de logiciel).

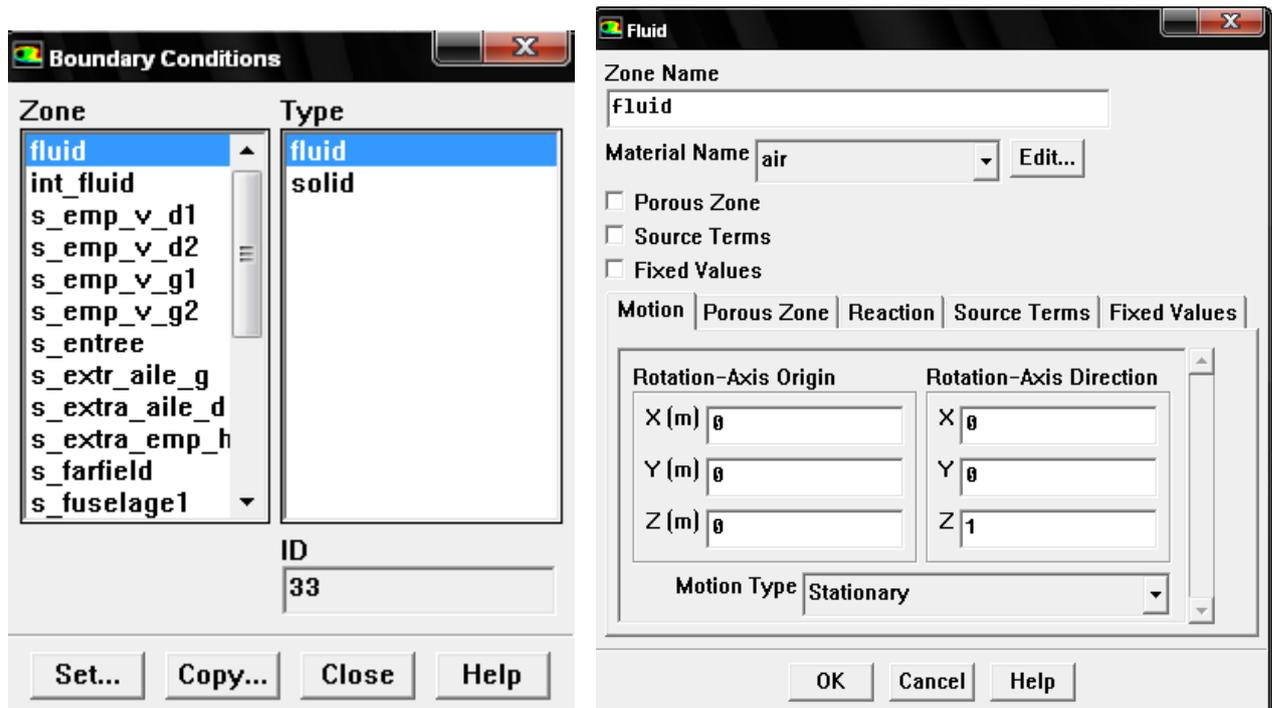


Figure III.27 : condition limite « fluide »

Maintenant que la géométrie est en place, nous pouvons paramétrer et initialiser le solveur de fluent dans le menu suivant : le menu **solve**.

Le premier sous-menu est le menu « **control** » qui comprend tout d'abord :

- L'option « **solution** » c'est grâce à cette option que l'on va pouvoir entrer les différents facteurs de sous-relaxation du système pression, température, etc... ces facteurs peuvent être modifiés au cours de la résolution. Leur principal intérêt est de forcer la solution à converger.
- Une autre option intéressante est « **limits** » qui permet de fixer les limites physiques du système.

L'autre sous-menu de solve est « **initialise** ». Ce menu permet de fixer les conditions initiales du système telles que les vitesses initiales suivant x, y, z par exemple, ainsi la température du fluide.

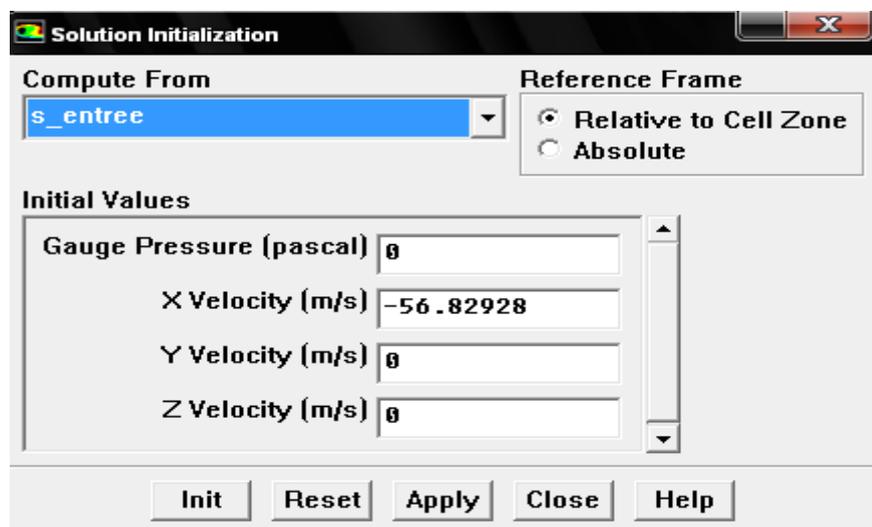
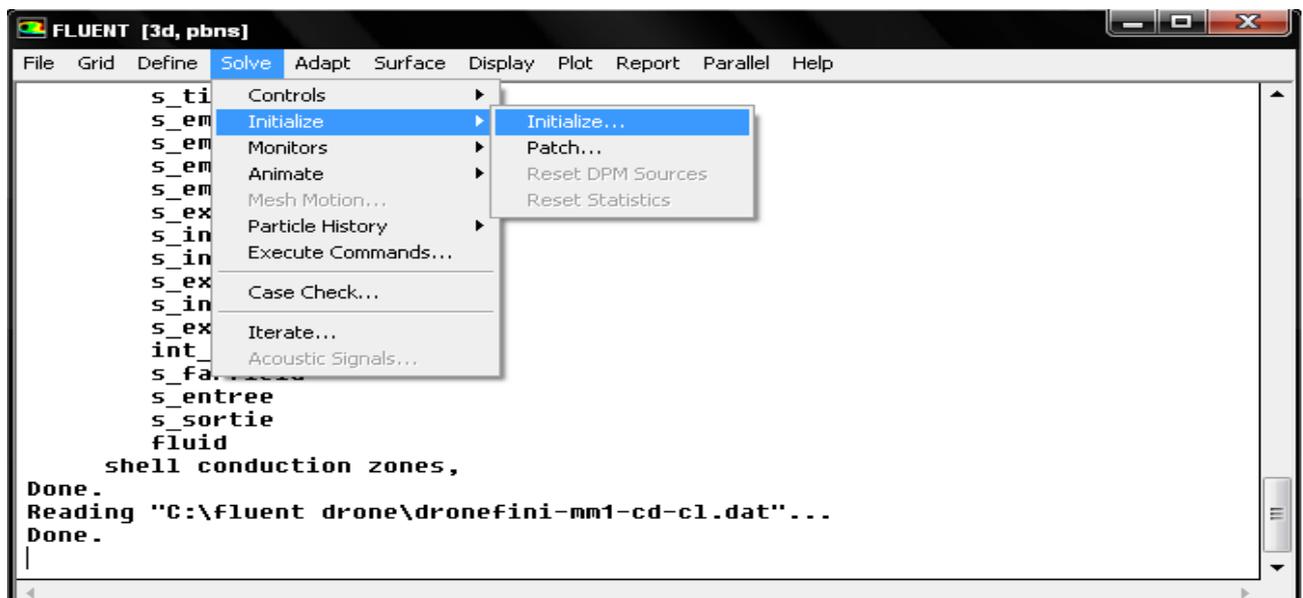


Figure III-28 : l'initialisation de solution.

Le sous menu suivant est « *Monitors* » l'option qu'il contient et qu'il faut bien utiliser est l'option « *residuel* » ; dans cette option il faut d'abord cocher plot afin d'afficher graphiquement l'évolution des résidus en fonction des itérations successives (cela permet d'avoir une vue globale de l'évolution de la convergence). cette option permet aussi de choisir le nombre d'itérations que l'on veut faire pour résoudre le système et aussi la valeur limite des résidus que l'on veut se fixer.

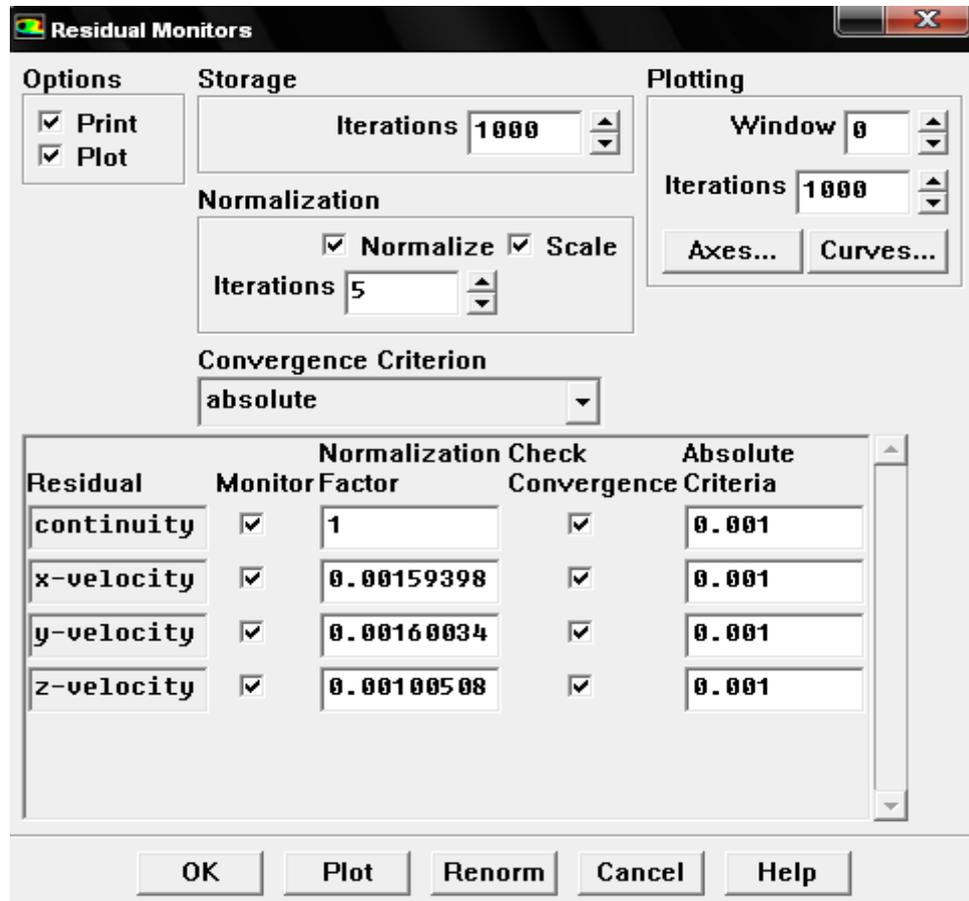


Figure III-29 : choix et affichage pendant les calculs des critères de convergence

Une fois que tout cela a été fait, il ne vous reste plus qu'à lancer les calculs en choisissant le sous-menu « *Itérate* » et de choisir encore une fois le nombre d'itération maximum que l'on se fixe pour souhaiter que les résultats convergent.

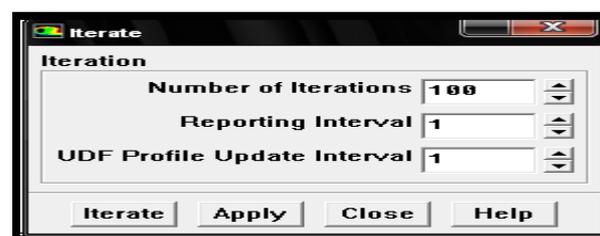


Figure III-30 : les itérations.

Une fois que l'on estime que la convergence est atteinte, on peut visualiser les résultats grâce au post-traitement de Fluent. Principalement, on utilise le menu **DISPLAY** et les sous-menus « **contours** » et « **velocity vectors** ». Dans le premier, on observe les variations des variables (vitesse, température...) avec les iso-surfaces. Dans le second, les valeurs sont traduites par des vecteurs ; ceci est surtout utile pour la visualisation des vecteurs vitesse. Il est également possible dans ces menus d'observer les résultats sur les faces de la géométrie et pour les vecteurs de faire des projections.

Pour visualiser des zones précises du maillage (lignes, plans...), le menu **SURFACE** permet de créer des lignes ou de plans dans la géométrie à partir de points. Ensuite on peut pour les plans, les choisir pour visualiser les contours ou les vecteurs, et pour les lignes, on utilise le menu **PLOT**, qui offre la possibilité de faire des graphes en 2D de toutes les variables sur les lignes créées par l'utilisateur.

Pour exporter des images, on peut, soit faire une copie d'écran (de loin le plus simple), soit cliquer dans **FILE**, « **hardcopy** » et choisir TIFF pour créer une image Tiff de la fenêtre actuellement affichée (l'utilisateur peut choisir diverse options comme couleur ou noir et blanc...).

Pour tout le post-traitement, Fluent ne propose que peu d'options et celles présentées sont souvent peu pratiques (surtout pour le déplacement dans la fenêtre graphique et pour sa faible qualité au niveau des graphismes). Il est donc conseillé d'utiliser d'autres logiciels spécialement dédiés pour le post-traitement comme Tecplot ou Fieldview si cela est possible.

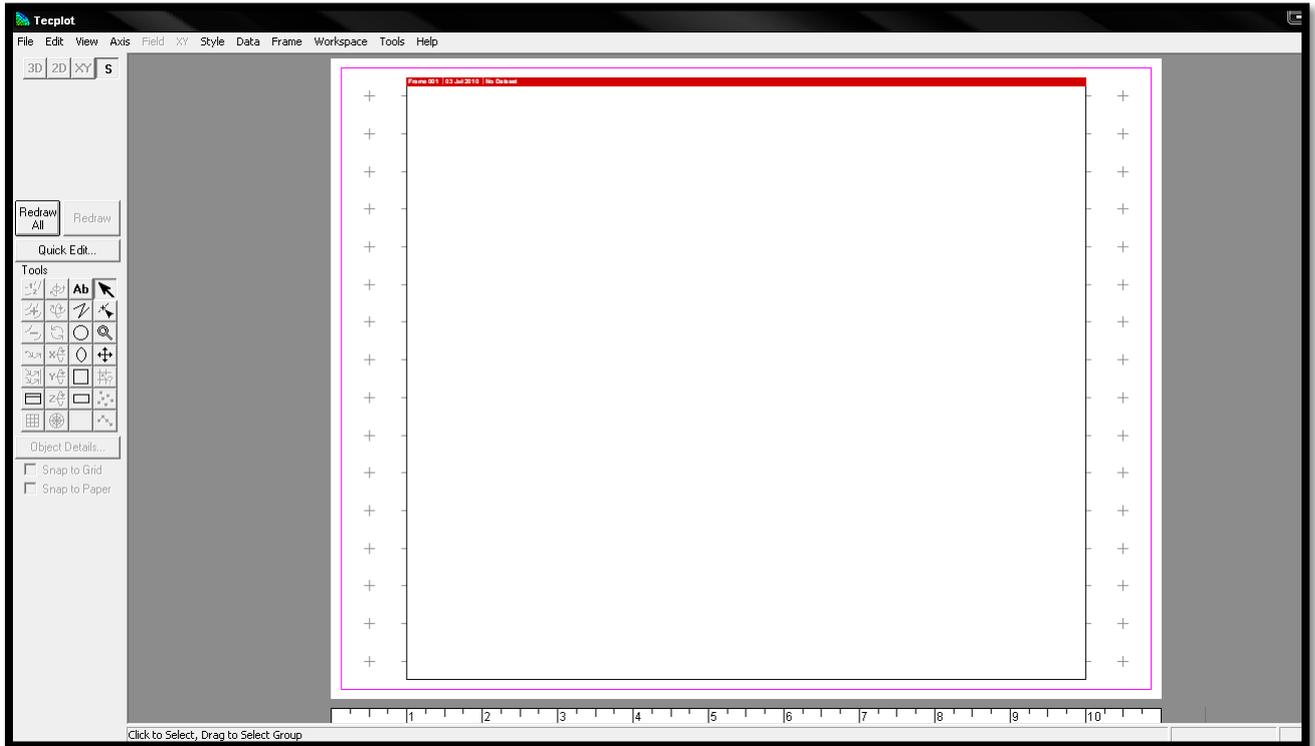


Figure III-31 : le TECKPLOT.

L'enregistrement se fait simplement par **FILE**, write, case & data (si l'on veut tout sauvegarder, géométrie, données) ou seulement data (pour enregistrer juste les données, mais dans ce cas pour ouvrir ces données il faudra posséder un .cas du système étudié).

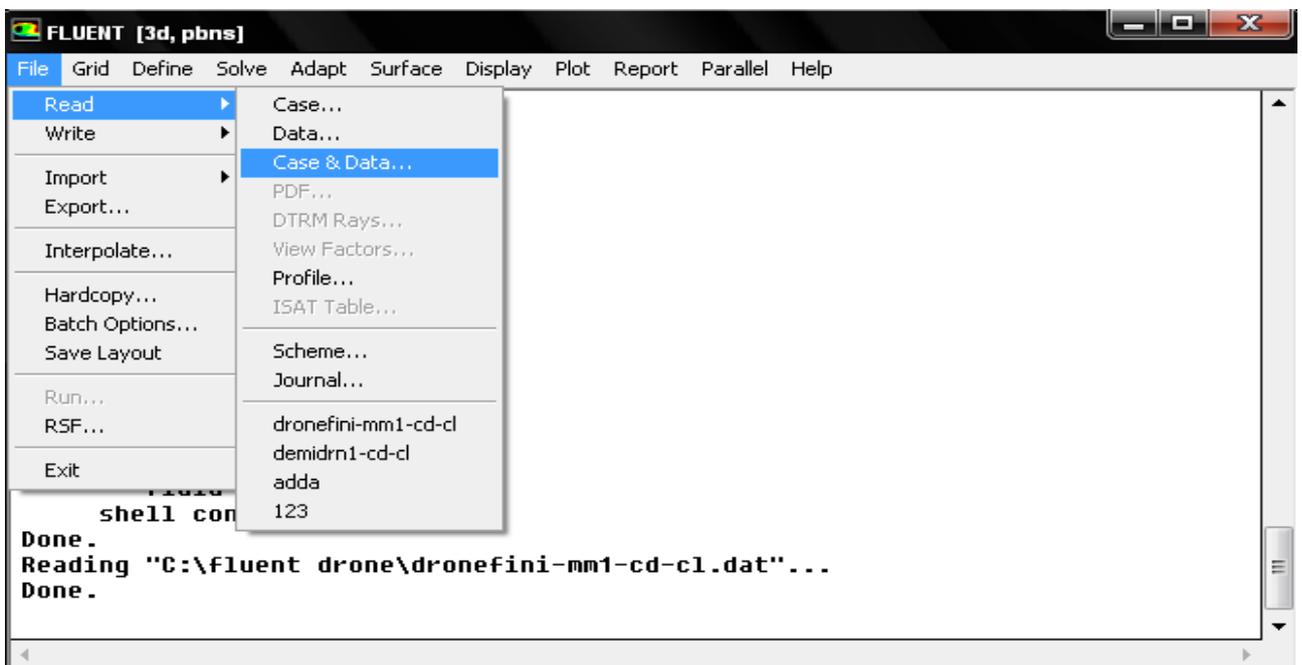


Figure III-32 : l'enregistrement de la solution.

Donc on peut résumer les procédures de simulation par fluent dans les étapes suivantes :

- 1-Importation de la géométrie (*.msh)
- 2-vérification du maillage importé
- 3-lissage du maillage (smooth and swap the grid)
- 4-vérification de l'échelle
- 5-choix du solveur
- 6-affichage de la grille
- 7-choix du modèle de turbulence
- 8-définition des caractéristiques du fluide
- 9-operating conditions
- 10-conditions aux limites usuelles
 - velocity inlet
 - pressure Outlet
 - Wall
- 11-conditions aux limites.
- 12-choix des critères de convergence
- 13-autres critères de contrôle de la convergence
- 14-initialisation des calculs
- 15-l'itération.
- 16-sauvegarde du fichier*.cas
- 17-lancement de la simulation.

Dans cette partie ce n'est pas obligatoire que toute solution est Just, le plus important c'est comment interpréter les résultats qui exigent la connaissance de la théorie pour juger c'est le travail est bien fait (résultats de bon sens) ou bien les résultats sont pas bonnes

1/ Introduction

Dans notre étude nous nous sommes intéressés à étudier le comportement aérodynamique du drone RE4-50. Un model conçu par l'armée américaine de Mc Donnell Douglas Sky owl qui fait partie de BAE-Systems.

L'étude aérodynamique se base sur une simulation numérique effectuée par le solveur Fluent, à partir d'un modèle conçu sur un logiciel de CAO (Solidworks)

a) Développement de R4E-50 :

Le R4E-50, qui effectua son premier vol en 1986, est un développement plus grand et plus avancé de la R4E-40. Il est équipé d'un appareil GPS pour une précision de navigation ont augmenté, et la capacité d'emport accrue permet le transport de colis de capteurs multiples. Le R4E-50 de production est entré en 1988 et a été exporté dans plusieurs pays.

b) Spécification de drone R4E-50 :

Le drone skyeye RE4-50 est de l'attelage « **MALE** » de moyen altitude longue endurance, il vole à une altitude de 0 à 15000 m, à une vitesse de croisière de 203 km/h.

La charge maximale qui peut être transportée est de 90.7kg, et son poids à vide est d'environ 197kg.

Les données caractéristiques de R4E-50 skyeye sont fournies par plusieurs sources sont représentés dans l'Annexe.

Les instruments de ce drone sont utilisés pour des patrouilles de reconnaissance des frontières, en utilisant la lumière du TV, LLL (Bas Niveau de Lumière) et TV, FLIR (Forward Looking Infrared) au jour et la nuit, et des charges utiles caméra panaramic. Ainsi que les appareils photo.

Pour le guidage et le contrôle, les drones sont équipés d'une liaison montante d'une commande radio et une transmission vidéo TV. Ce dernier transmet les images qui sont utilisé par le contrôleur au sol pour guider le véhicule. Le skyeye peut également être programmé avant ou pendant la mission pour la navigation automatique le long de trajectoires prédéfinis.

Un schéma explicatif est représenté comme suit :

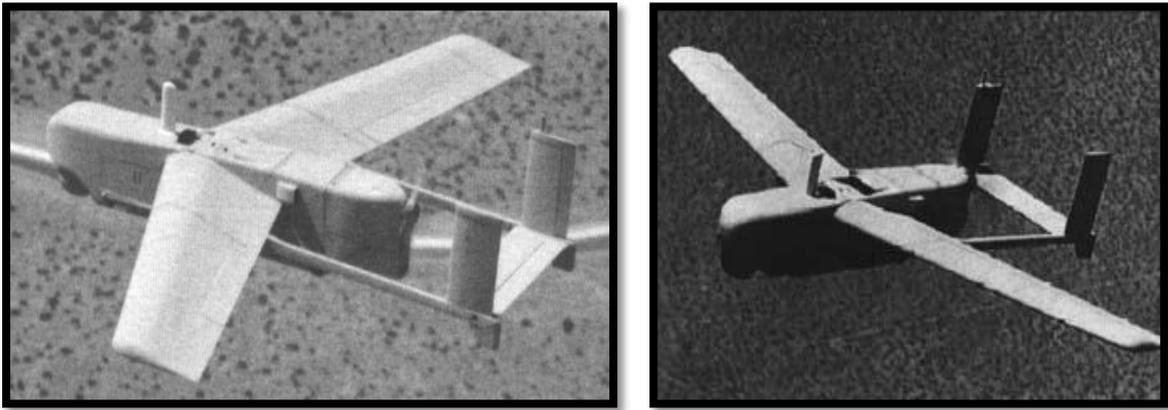


Figure IV-1 : Drone R4E-50 skyeye.

Les quatre (04) vues approximatives de ce drone est comme suit :

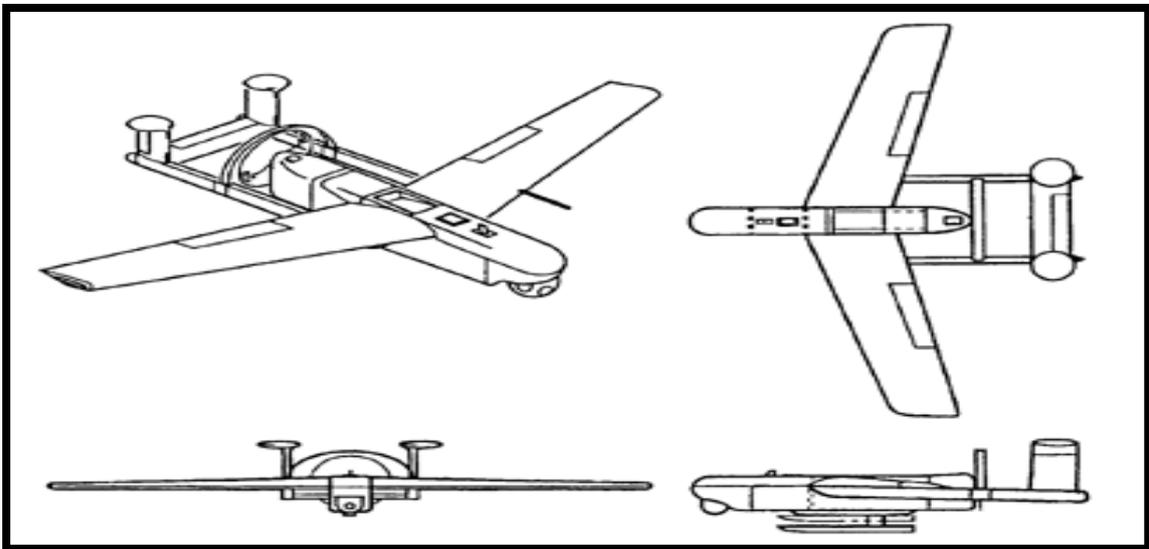


Figure IV-2 : Les quatre vues de drone R4E.

2/ Conception de drone R4E-50 sur SOLIDS WORKS

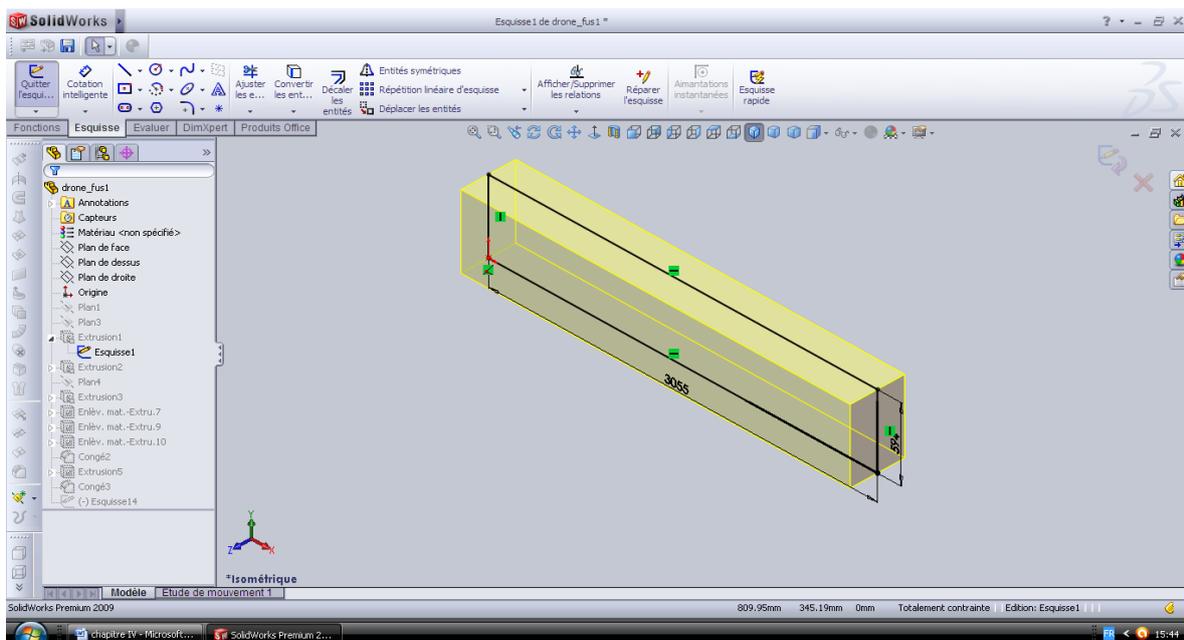
Sur la base de dessin explicatif à l'échelle de R4E-50 nous nous inspirons à rapprocher de la forme la plus approprié du drone R4E-50. Pour pouvoir tirer tout les dimensions nécessaires à la conception du modèle sur SOLIDWORKS.

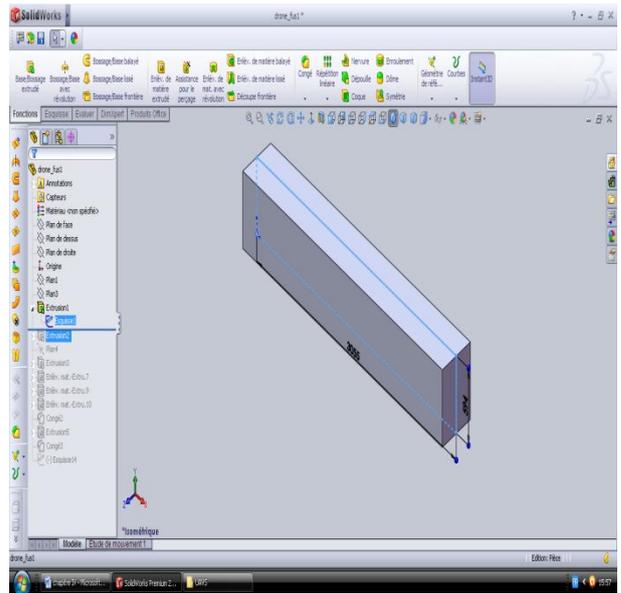
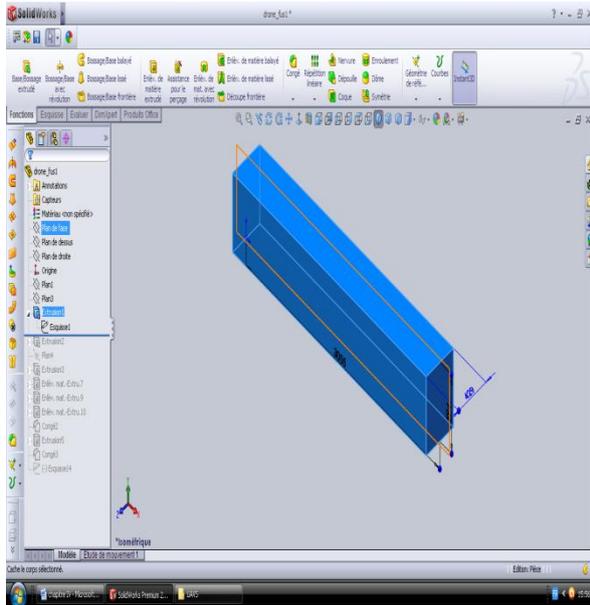
Les procédures sont les suivantes :

a) Construction de fuselage :

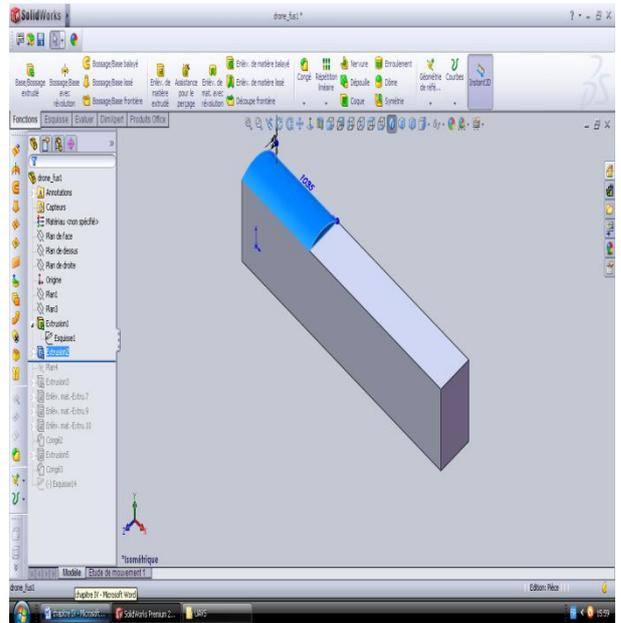
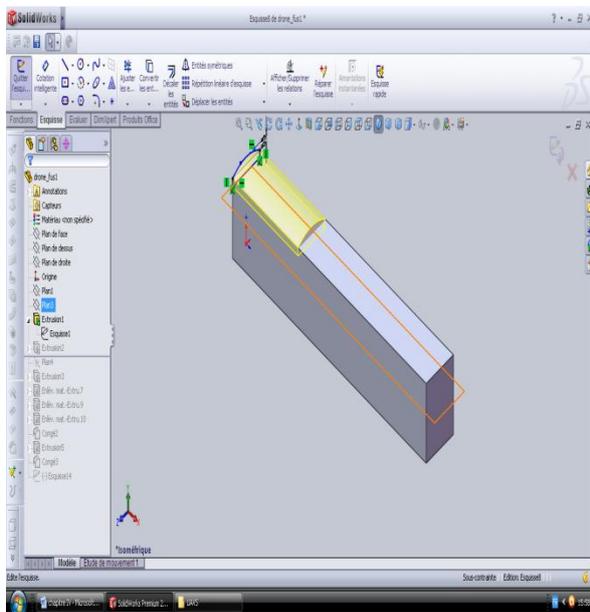
Tout d'abord, on crée des plans et sur lesquels on désigne le plan de coupe et à partir de ce plan on fait l'extrusion d'un plan à l'autre par la touche. Et on a les procédures suivantes pour réaliser cette tâche

Construction du premier lieu d'un rectangle avec les dimensions appropriée du drone ensuite on fait des extrusions pour lesquelles on peut obtenir la forme exacte de ce drone avec la fonction de l'enlèvement de la matière et congés.

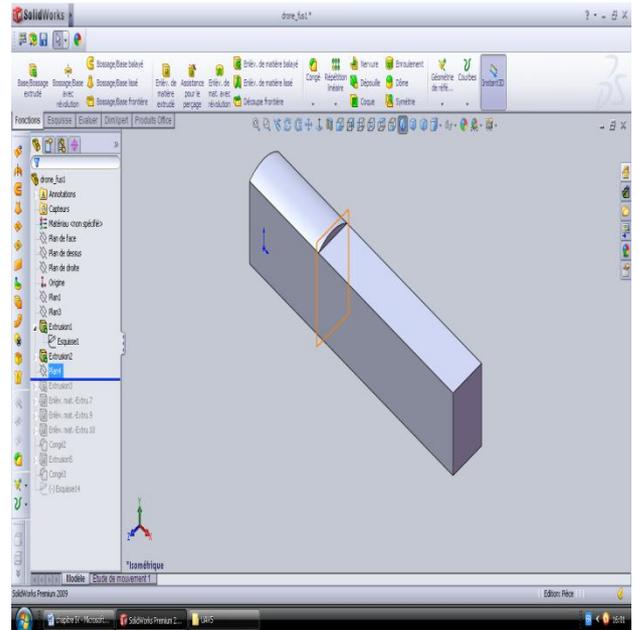
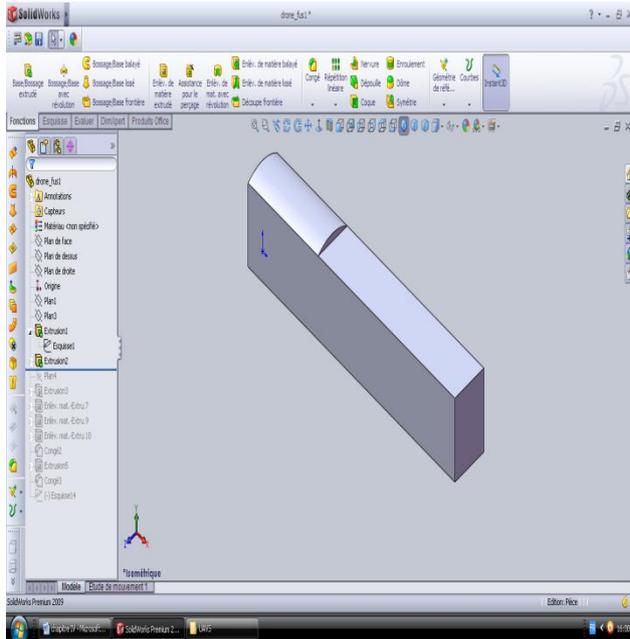
**a. 1^{ère} extrusion pour la construction.**



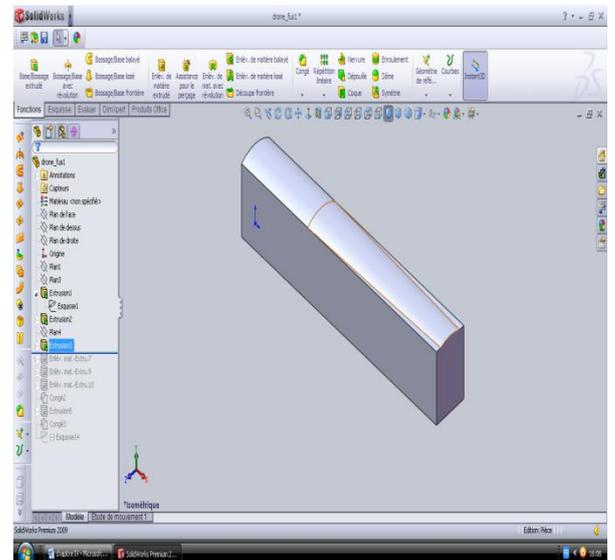
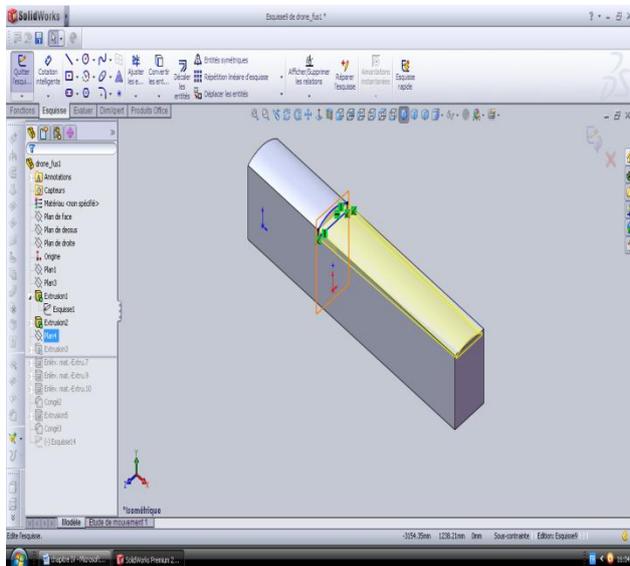
b. 2^{ème} extrusion



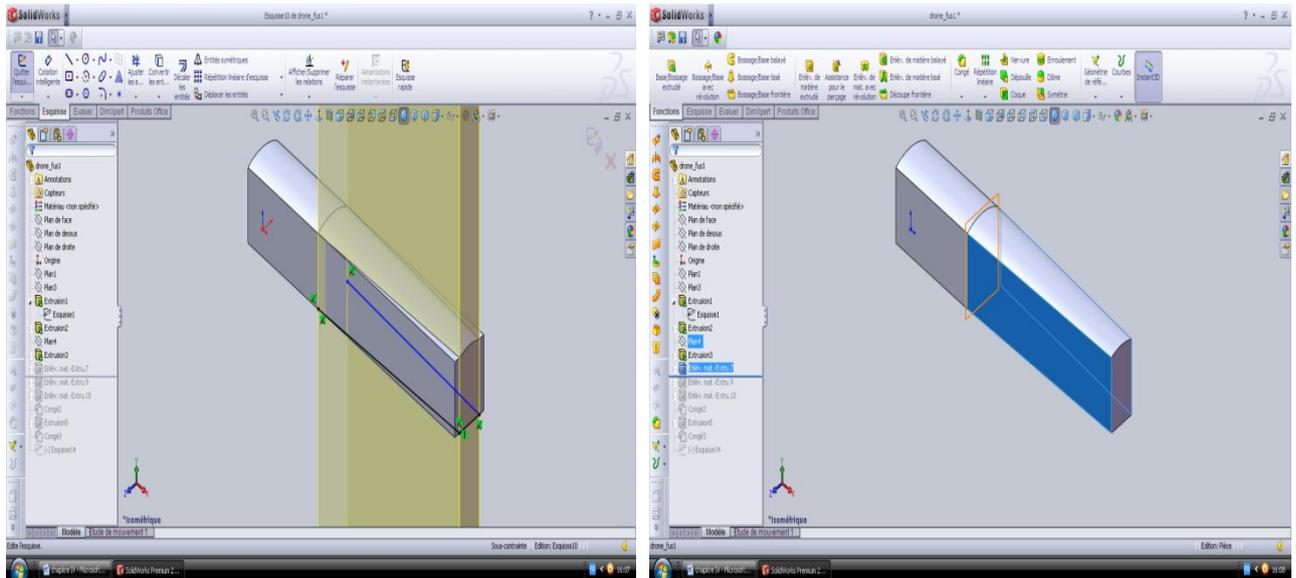
c. 3^{ème} extrusion



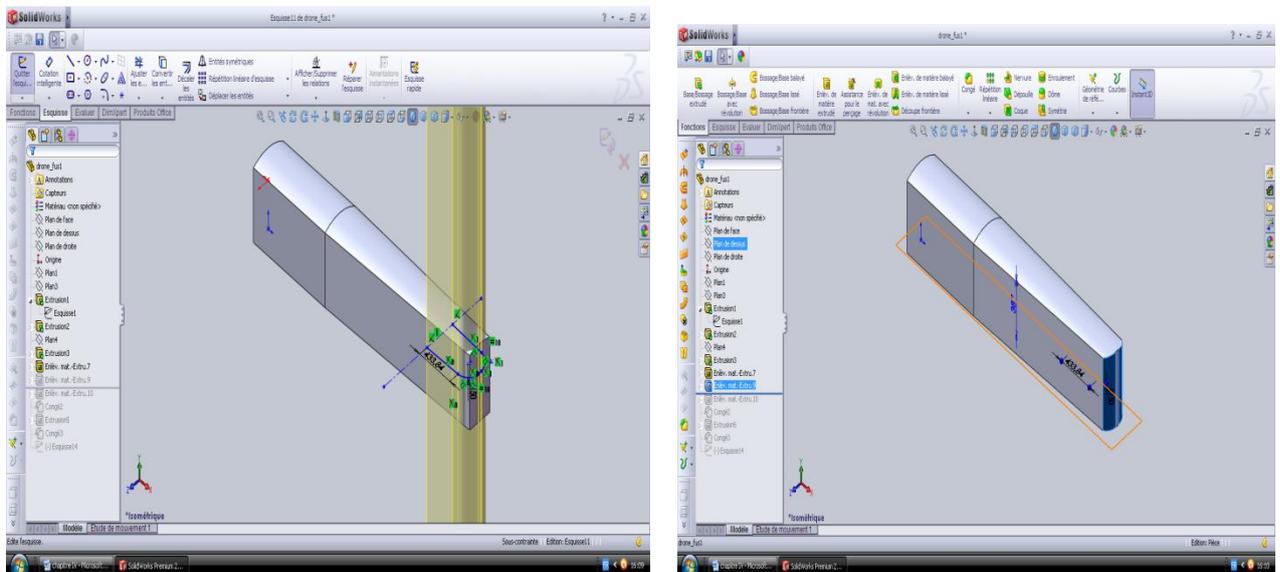
d. 4^{ème} extrusion



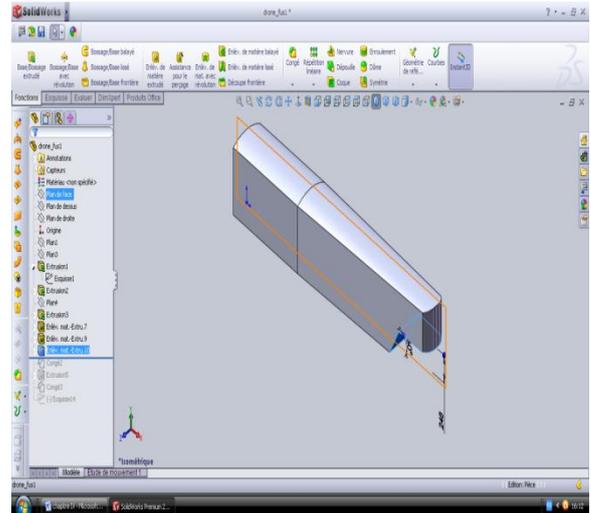
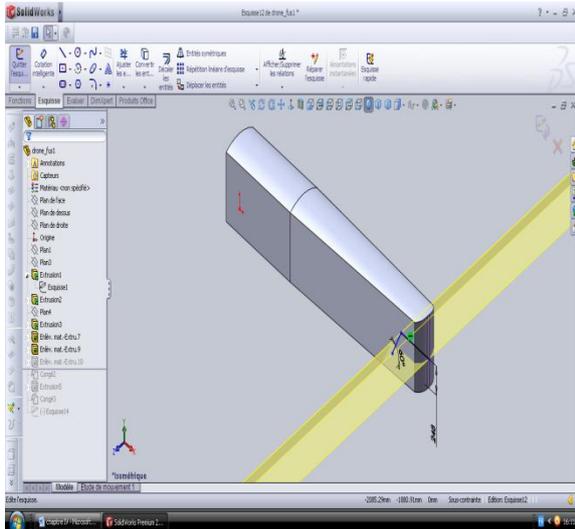
e. 5^{ème} extrusion



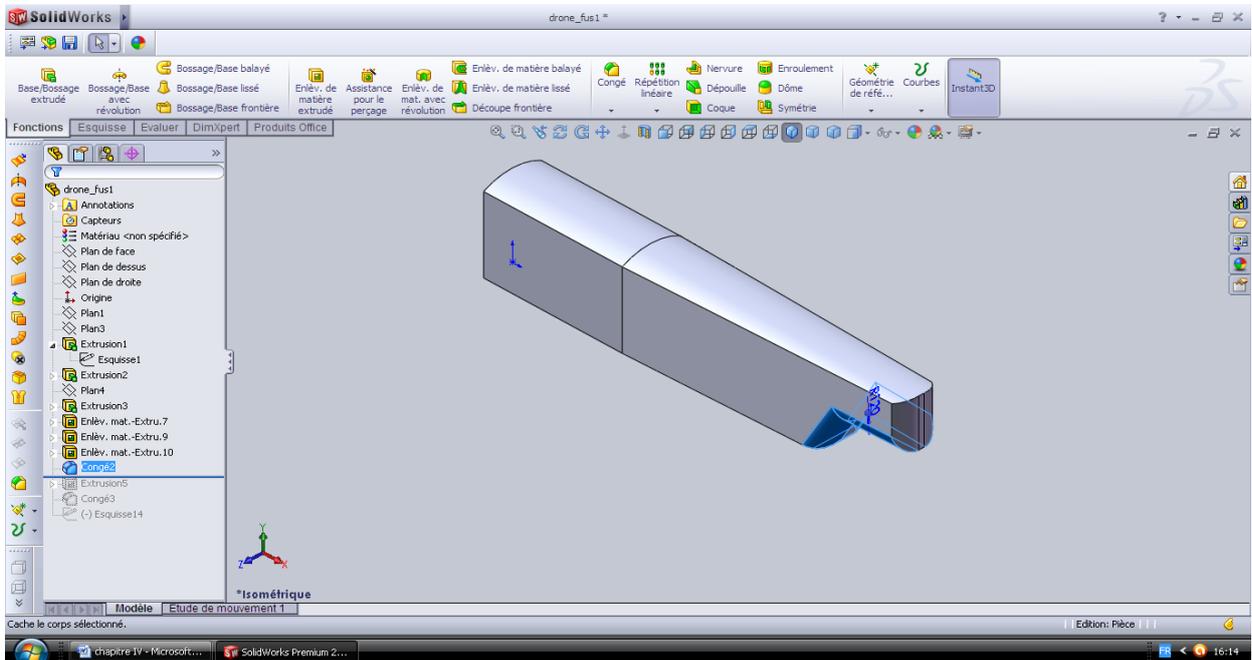
f. Début de l'enlèvement de la matière de la partie avant du fuselage.



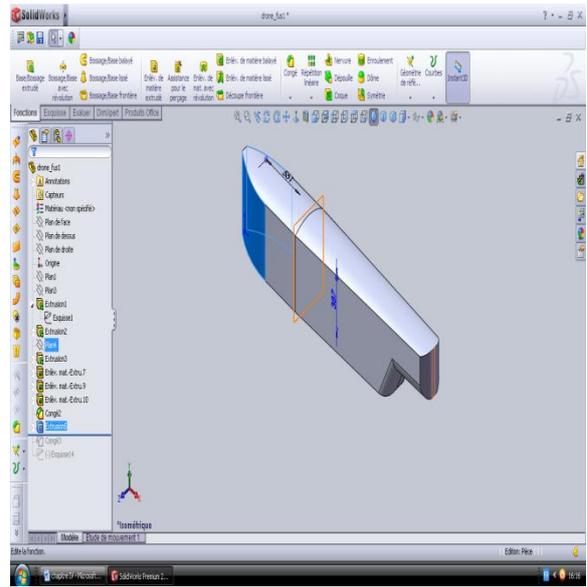
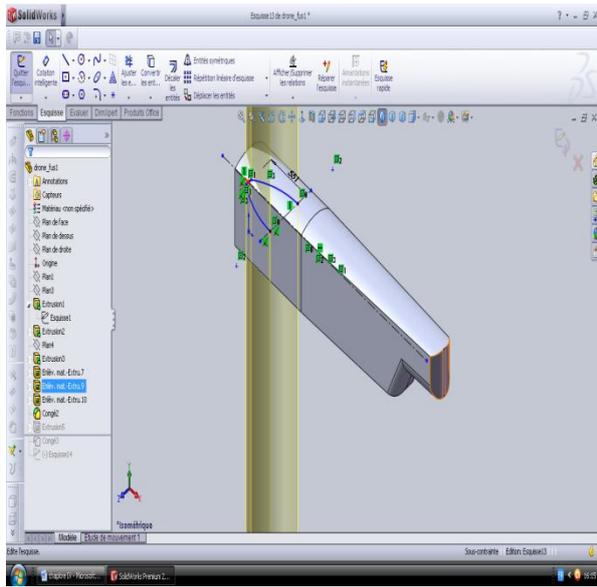
g. L'enlèvement de la matière de la partie avant du fuselage



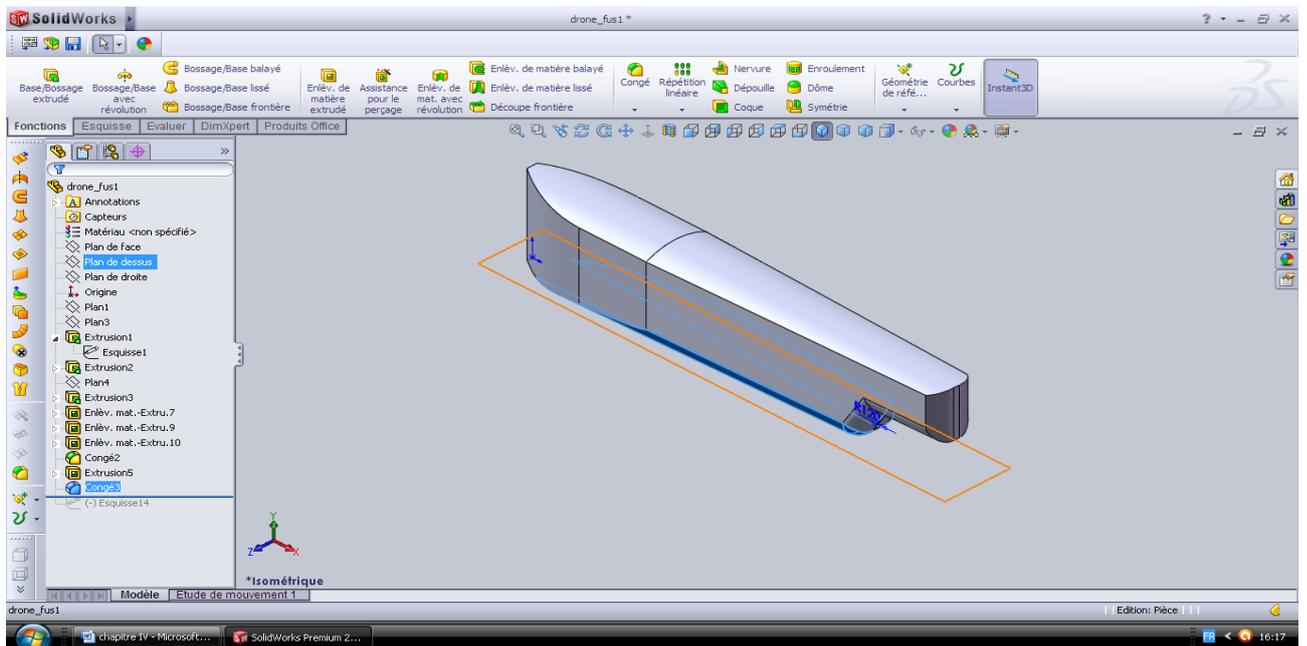
h. L'enlèvement de la matière de la partie avant du fuselage



i. Le congé de la partie avant du fuselage



j. 6^{ème} extrusion



k. Le congé de la partie inférieure du fuselage.

Enfin, après tout les procédures précédentes, on obtient la forme de drone comme suit :

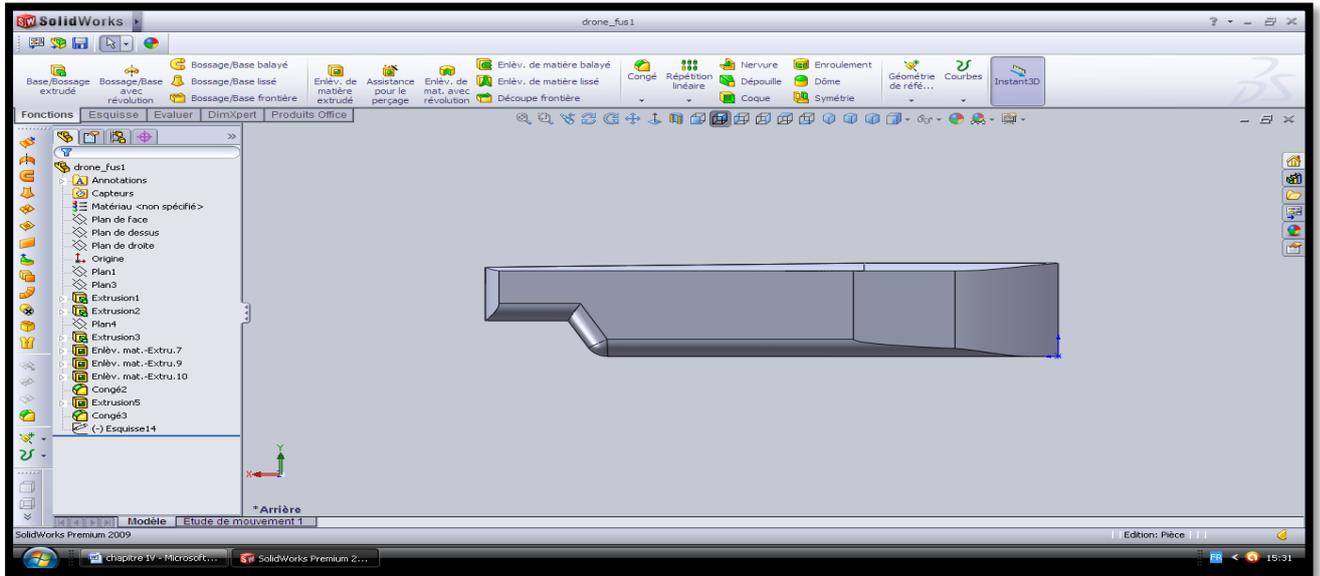


Figure IV-3 : Conception de fuselage sur SOLIDSWRKS.

Et avec l’option de Mise en plan du Solidworks, on peut présenter les vues de fuselage avec cotation intelligente et voici les figures qui montrent ça :

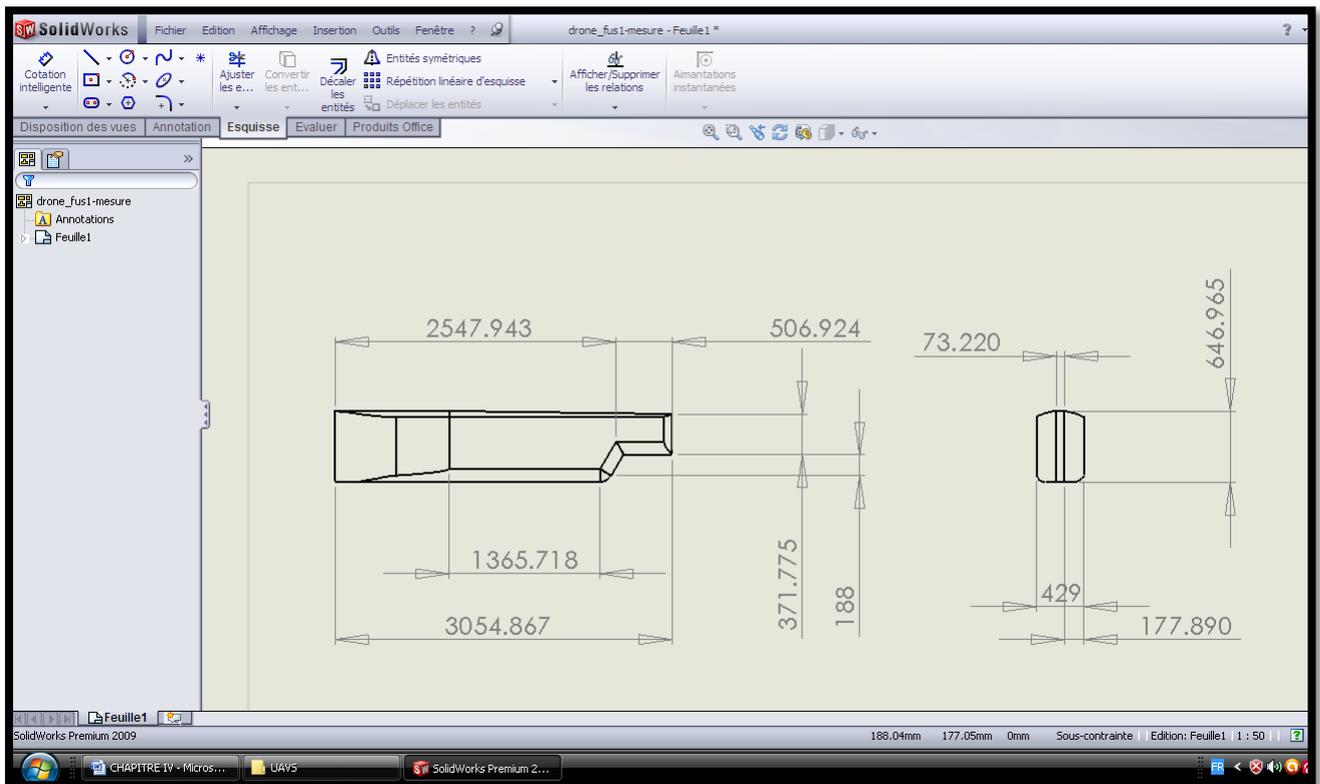


Figure IV-4 : vue de droite et arrière du fuselage avec cotation dans SOLIDWORKS.

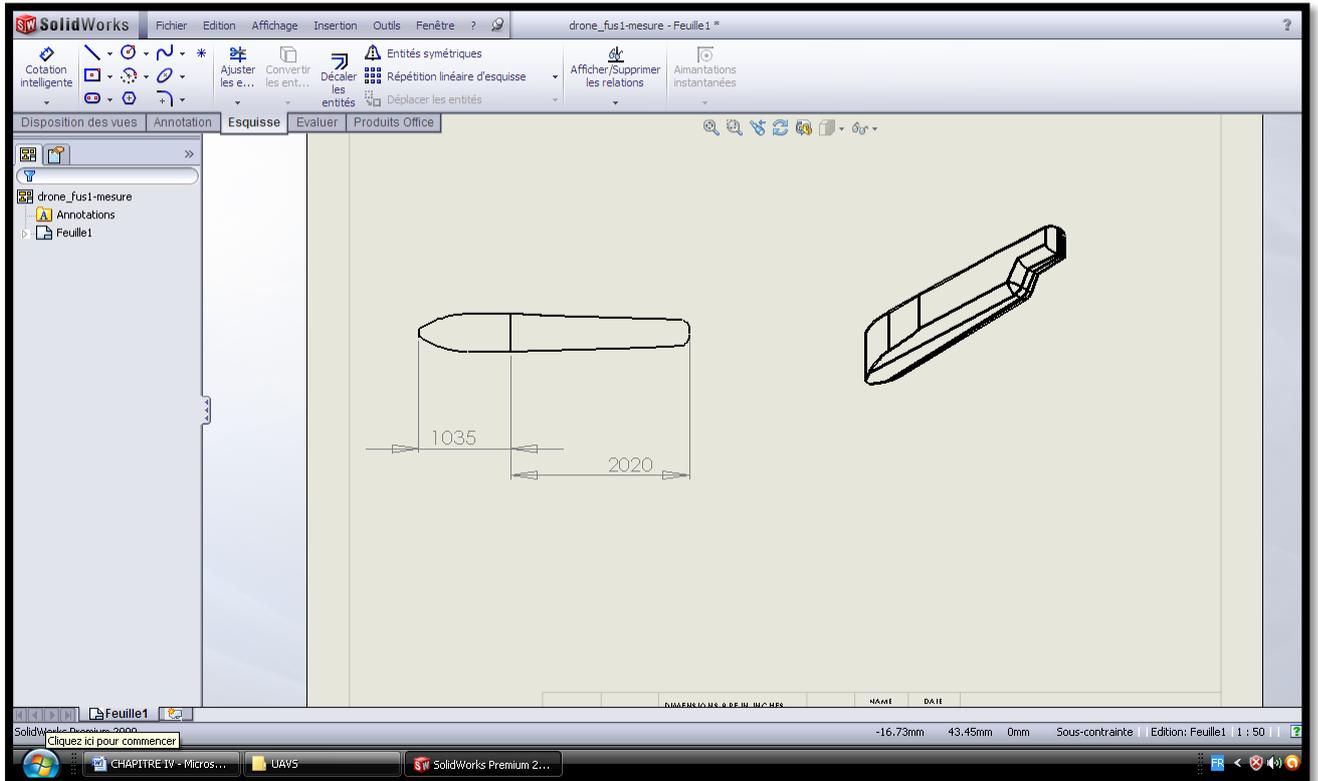
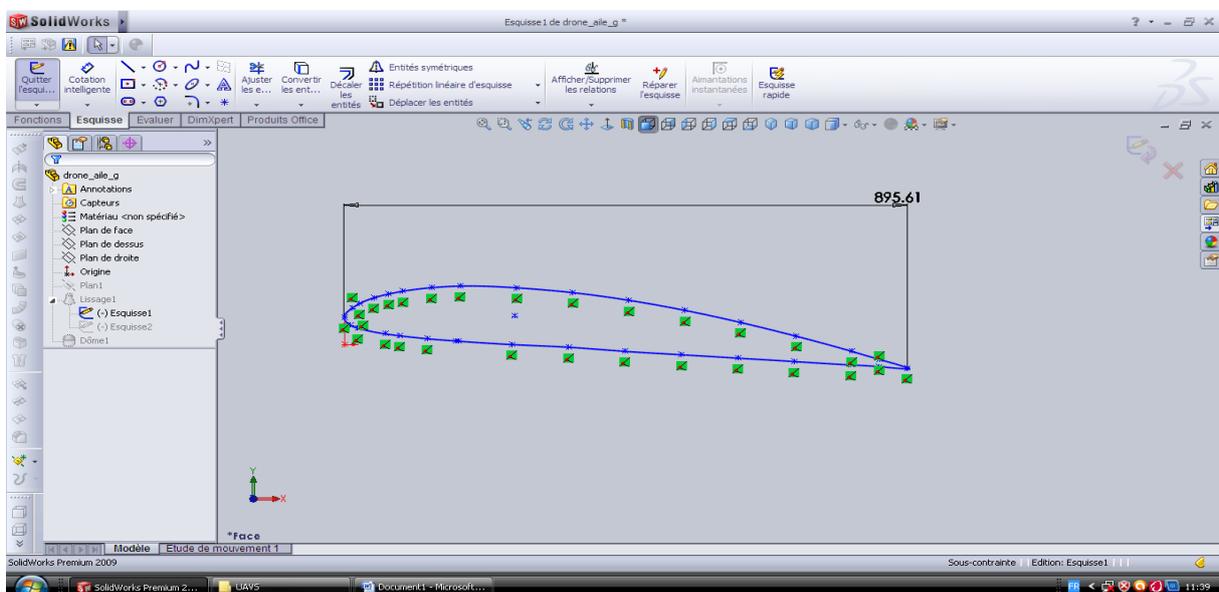


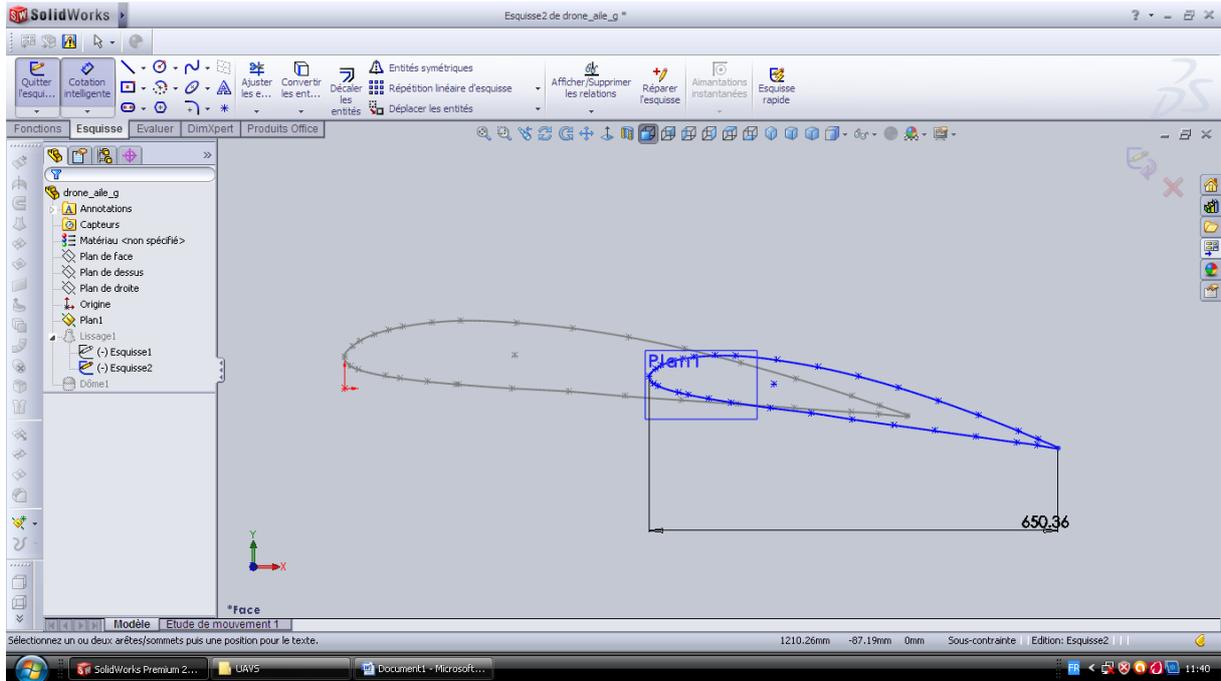
Figure IV- 5: vue de dessus et 3D du fuselage avec cotation dans SOLIDWORKS.

b) Aile droite/aile gauche :

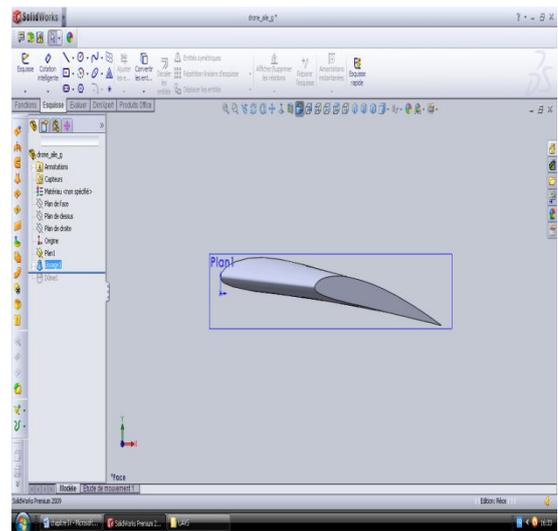
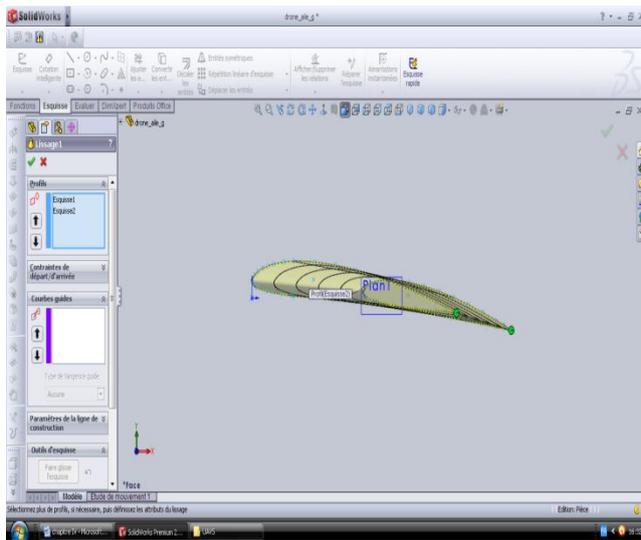
On a utilisé le profil d'aile Clark Y et on le trace sur Solidworks, pour la construction de demi aile droit et gauche, on utilise la fonction lissage et dôme à l'extrémité de l'aile.



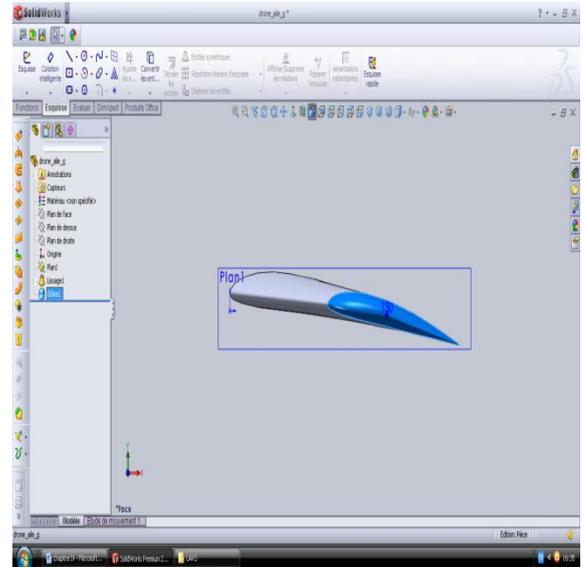
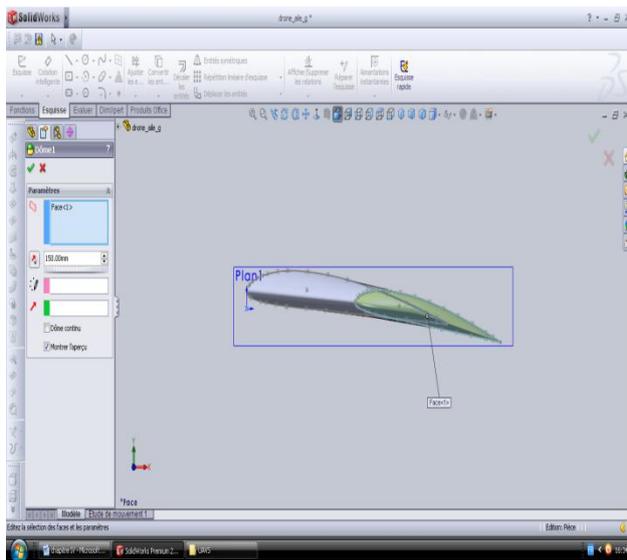
a. Traçage de profil d'emplanture de l'aile avec cotation de la corde.



b. Traçage de profil d'extrémité de l'aile avec cotation de sa corde.



c. Le lissage du profil Clark Y



d. Le dôme à l'extrémité de demi-aile.

A la fin on a obtenu la forme de l'aile qui est comme suit :

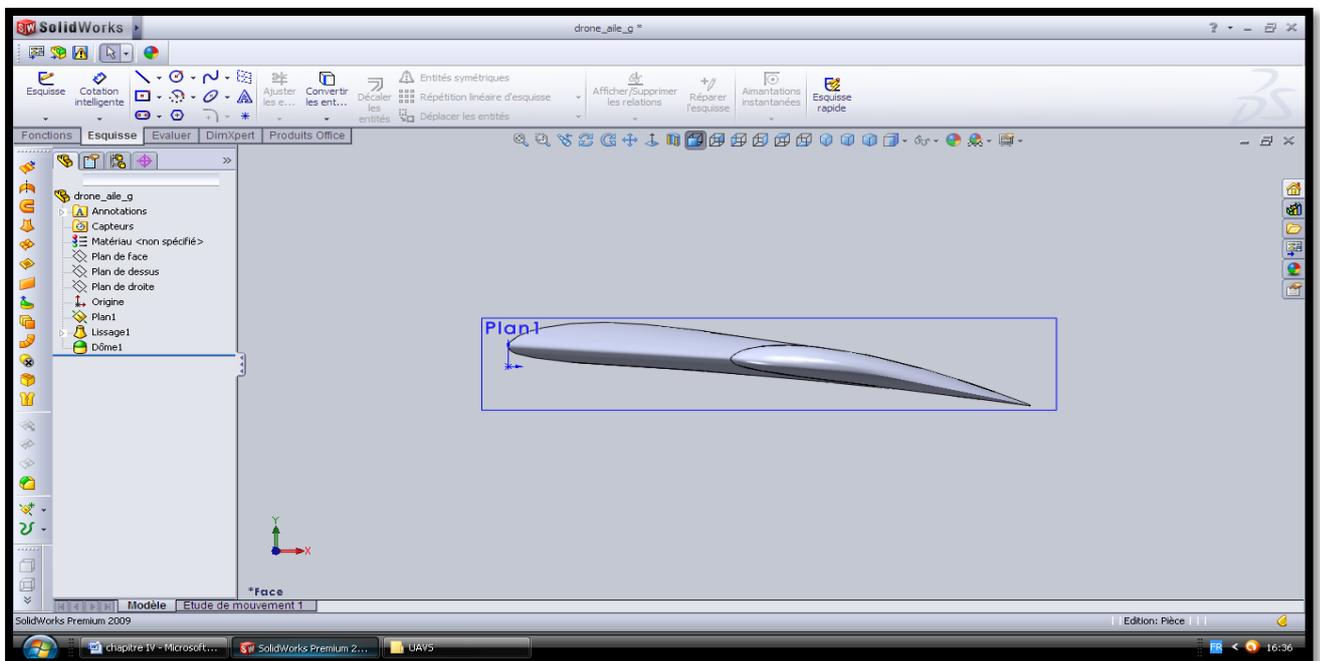


Figure VI-6: Conception de l'aile gauche sur SOLIDSWORKS.

Et avec l'option de Mise en plan du Solidworks, on peut présenter les vues de demi-aile avec cotation intelligente et voici les figures qui montrent ça :

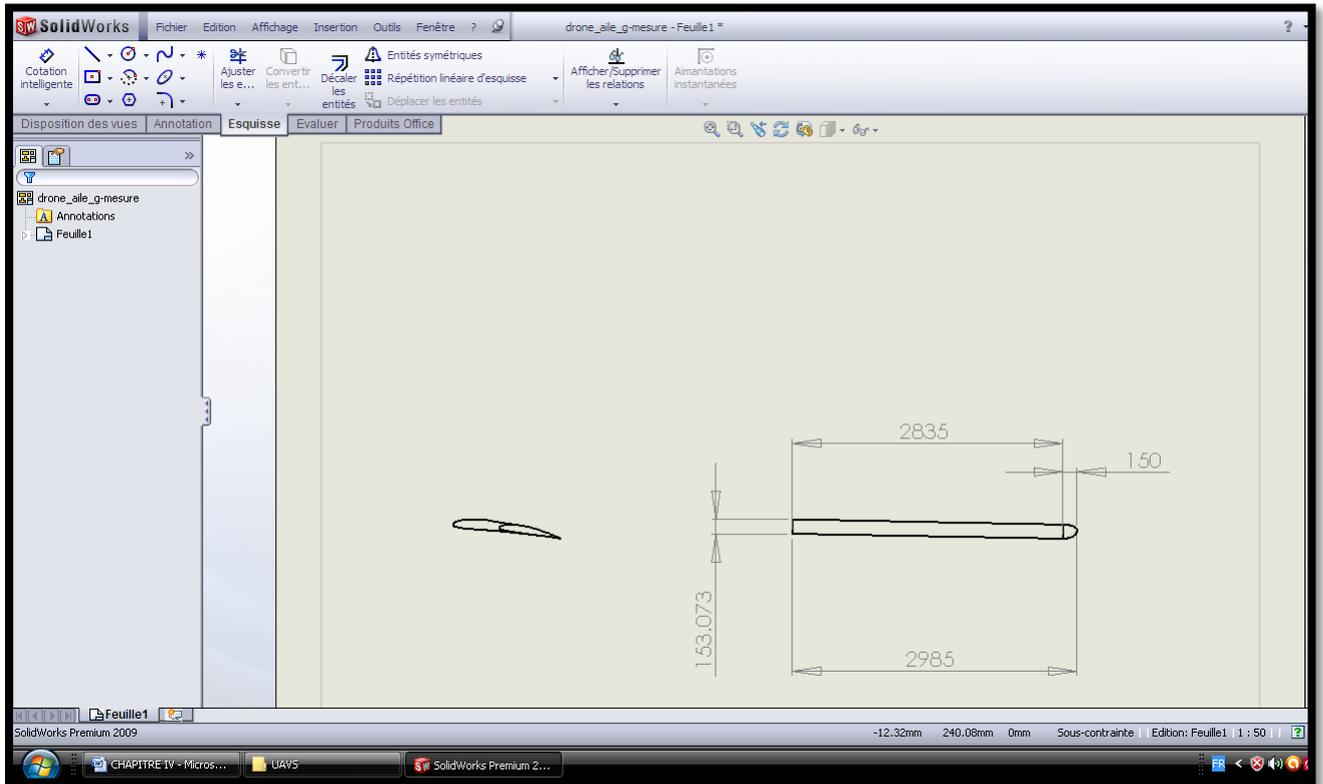


Figure IV-7 : vue de face et gauche de demi-aile gauche avec cotation dans SOLIDWORKS.

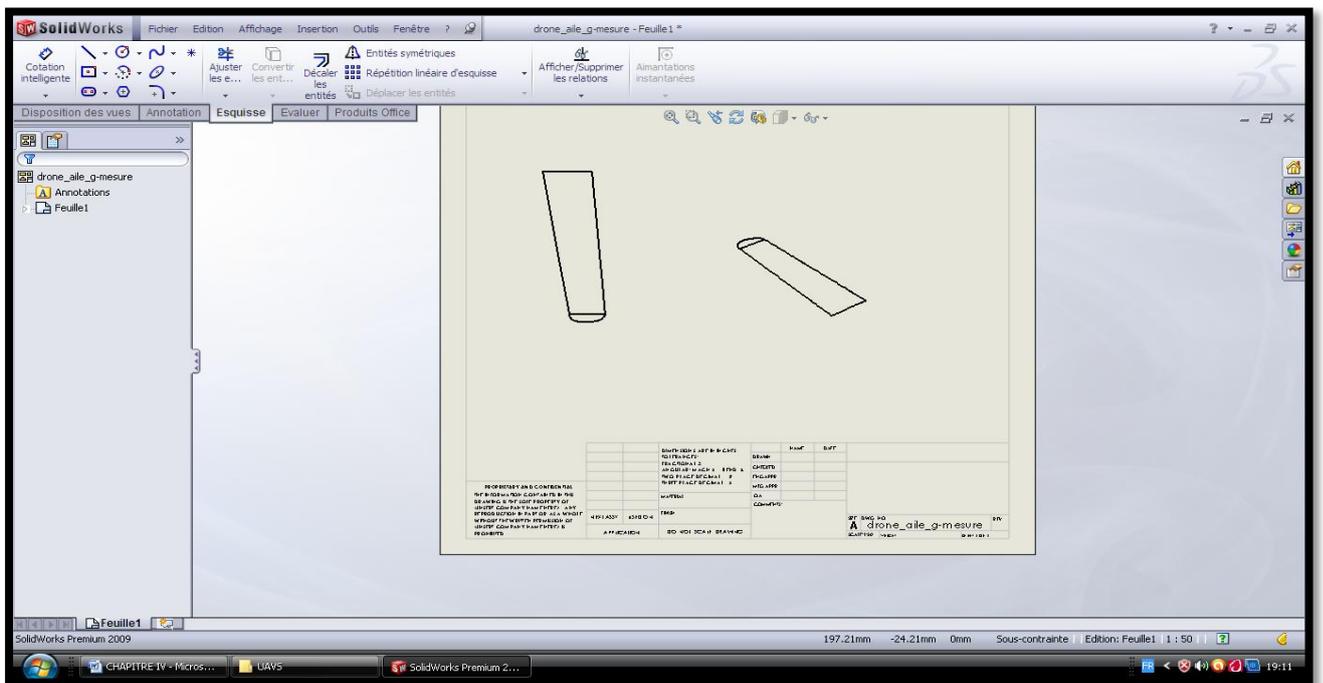
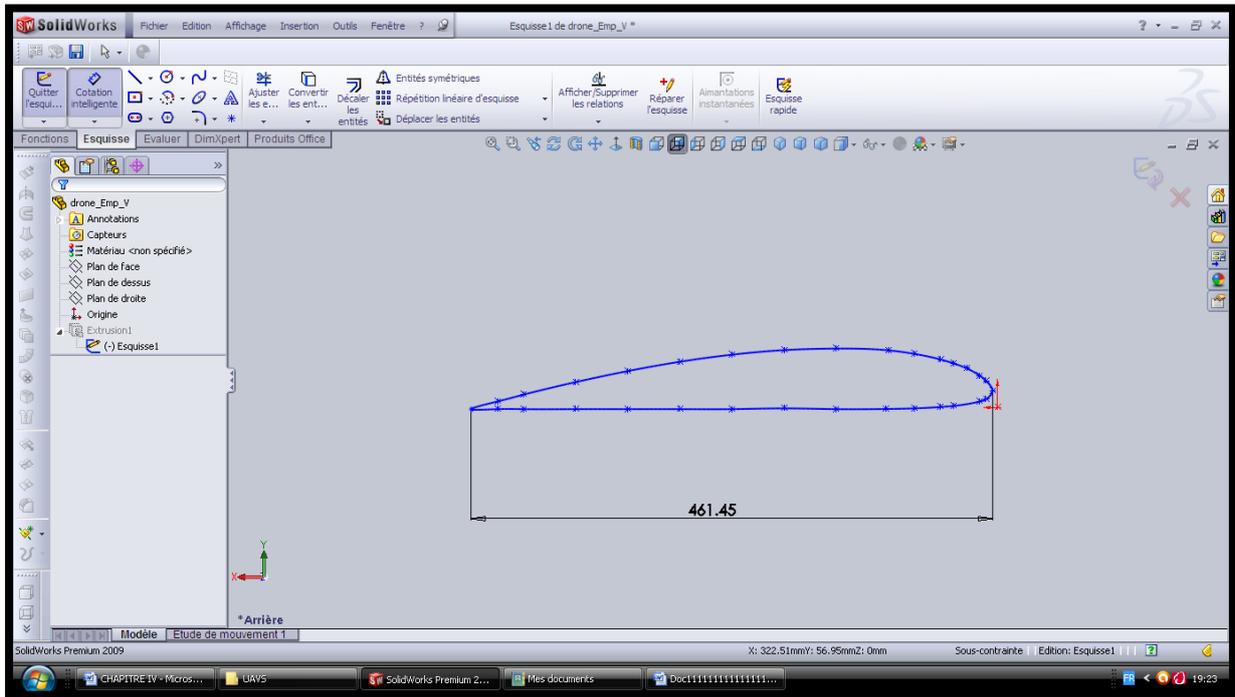


Figure IV- 8: vue de dessus et 3D de demi-aile gauche avec une flèche de 18°

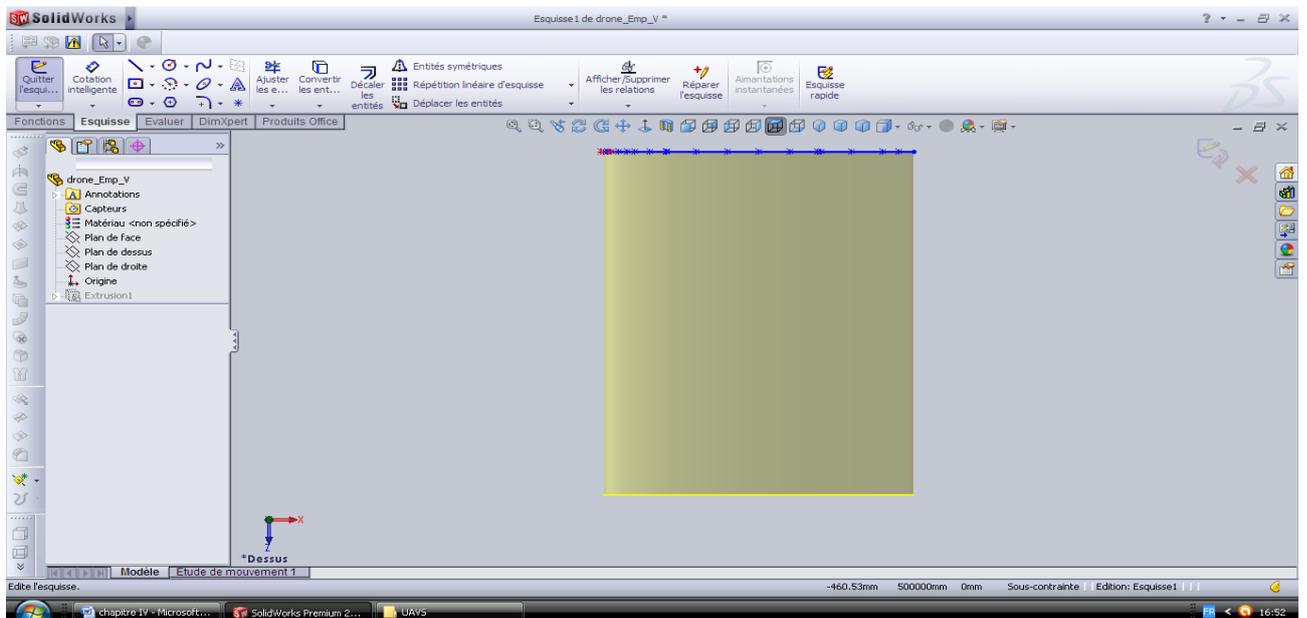
Nota : on fait les mêmes procédures précédentes pour l'aile droite.

C) Empennage verticale :

On choisit le profil symétrique pour l'empennage, on prend comme exemple le NACA 0012. On le trace et ensuite on le fait l'extrusion pour trouver le design approprié d'empennage



a. Traçage de profil NACA 0012



b. 1^{ère} extrusion

Après tout ça on obtient le design suivant :

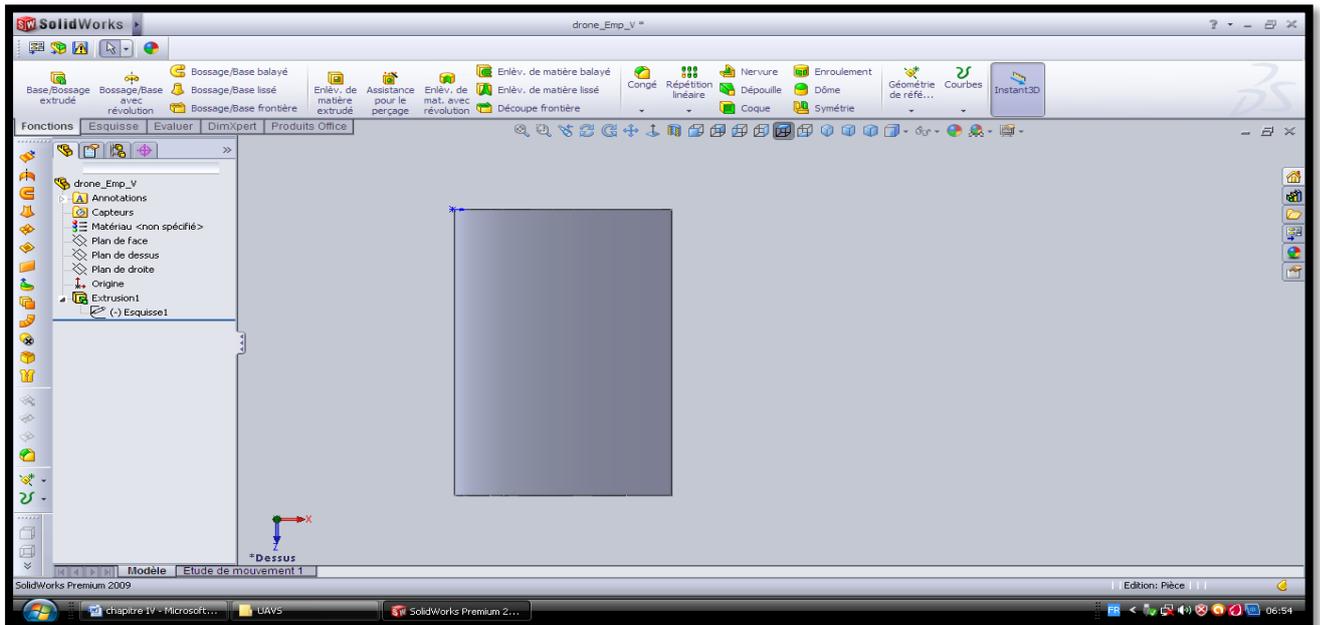


Figure IV-9 : Conception de l’empennage vertical droit sur SOLIDSWORKS.

Et avec l’option de Mise en plan du Solidworks, on peut présenter les vues de l’empennage vertical avec cotation intelligente, et voici les figures qui montrent ça :

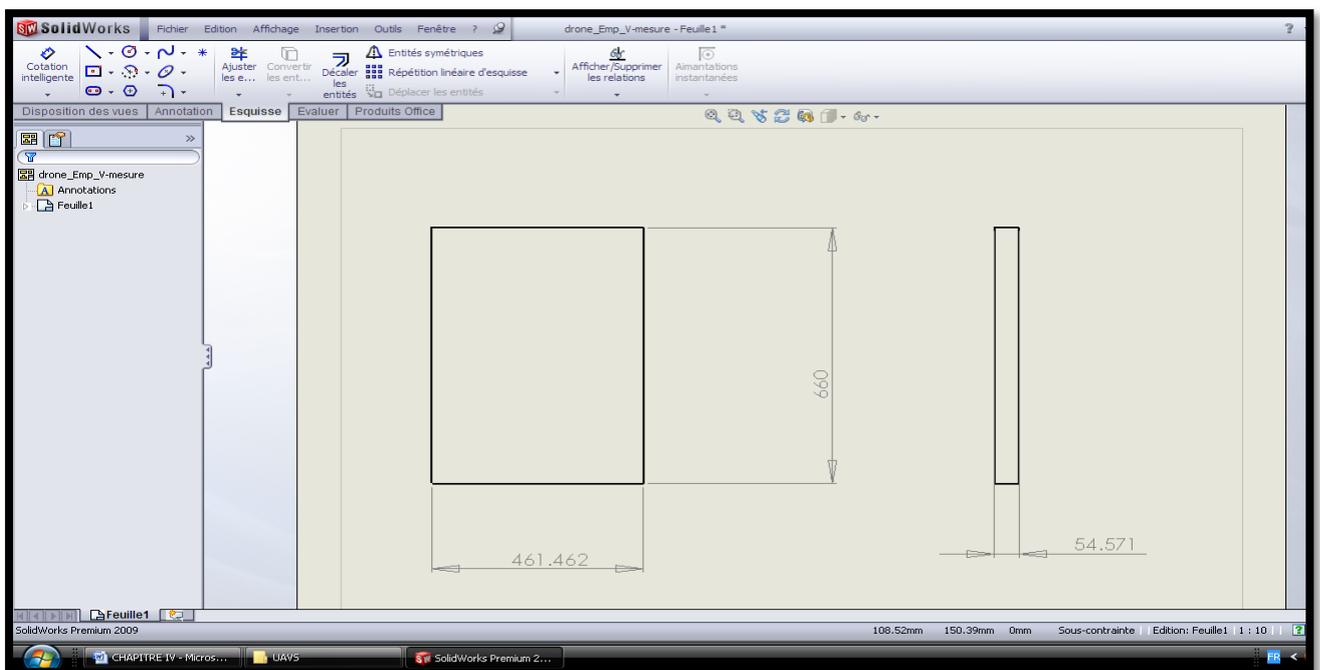


Figure IV-10 : vues de face et droite de l’empennage vertical et avec cotation dans SOLIDWORKS.

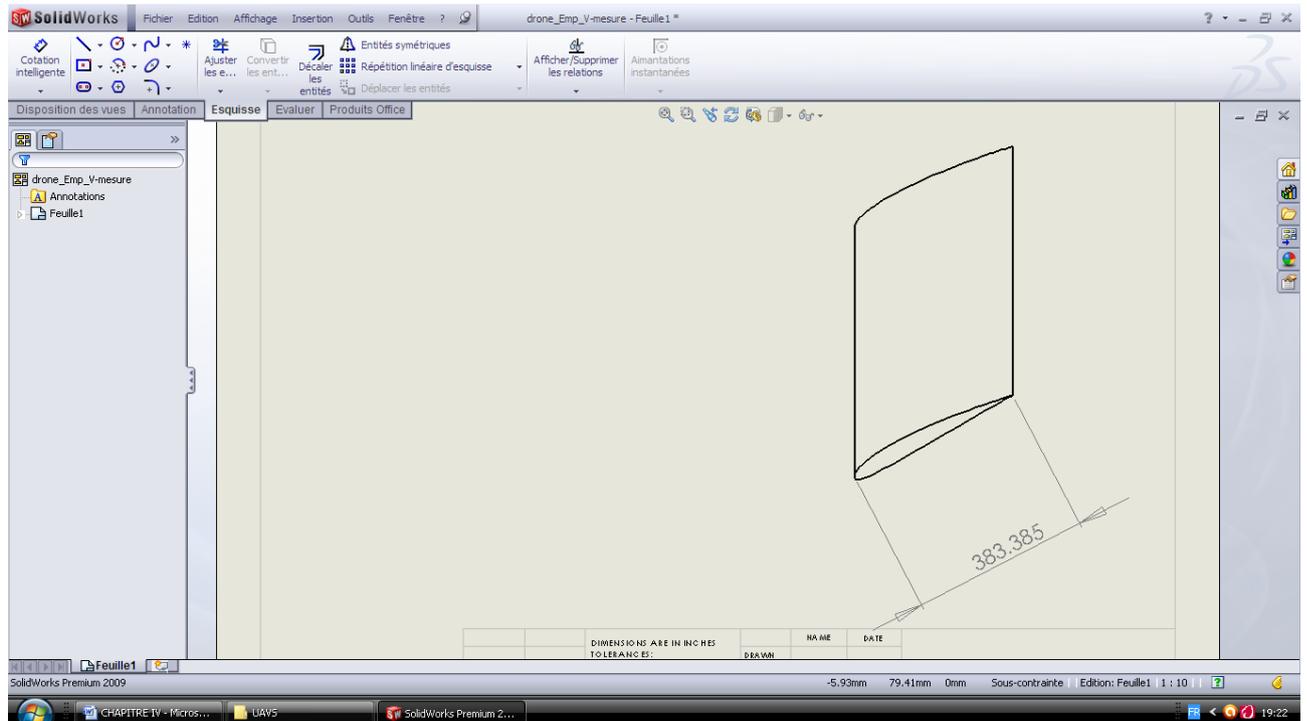
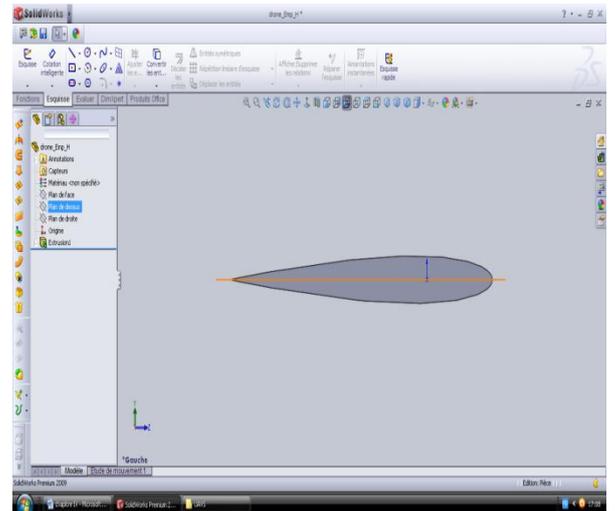
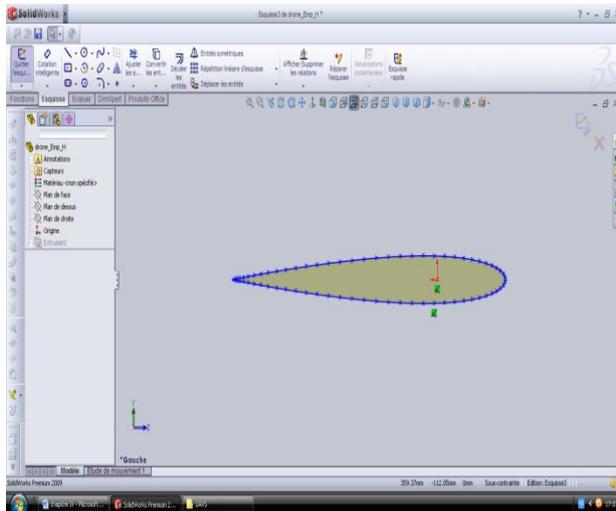


Figure IV-11 : vue de 3D de l'empennage vertical avec cotation dans SOLIDWORKS.

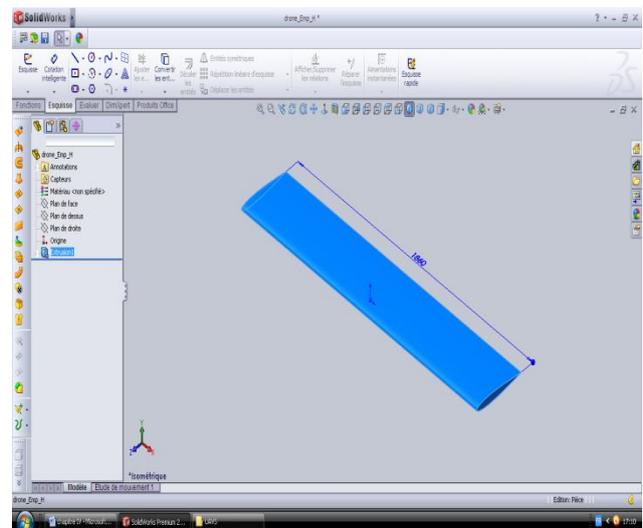
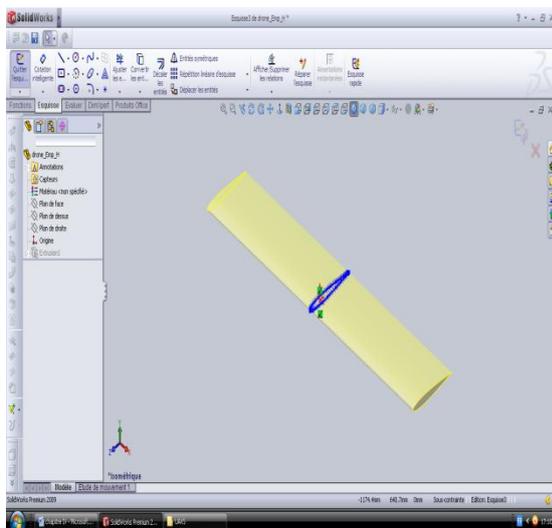
Nota : on fait les mêmes procédures précédentes pour l'empennage vertical gauche.

D) L'empennage horizontal :

On prend le même profil symétrique NACA 0012. Les étapes de construction de l'empennage horizontale est les mêmes que celles de l'empennage verticale sauf que ces étapes se fiaient d'une façon horizontale.



a. Traçage de profil NACA 0012.



b. 1^{ère} et 2^{ème} extrusions

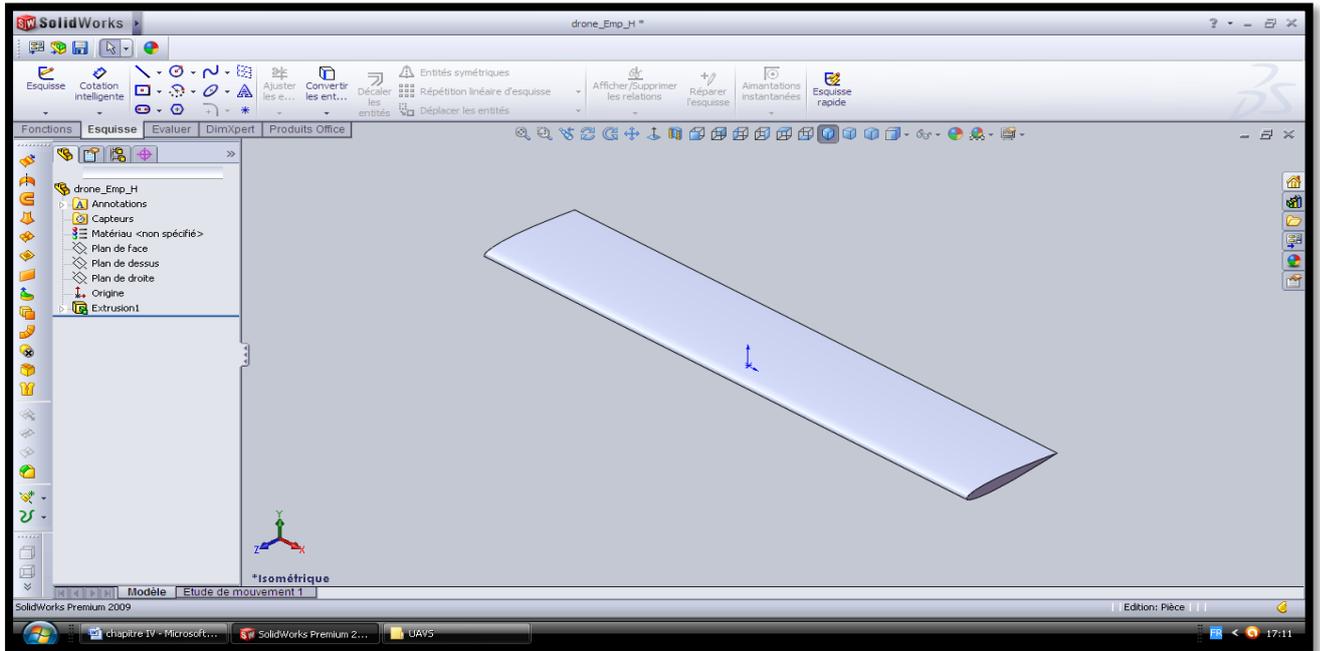


Figure IV-12 : Conception de l’empennage horizontale sur SOLIDWORKS.

Et avec l’option de Mise en plan du Solidworks, on peut présenter les vues de l’empennage horizontal avec cotation intelligente, et voici les figures qui montrent ça :

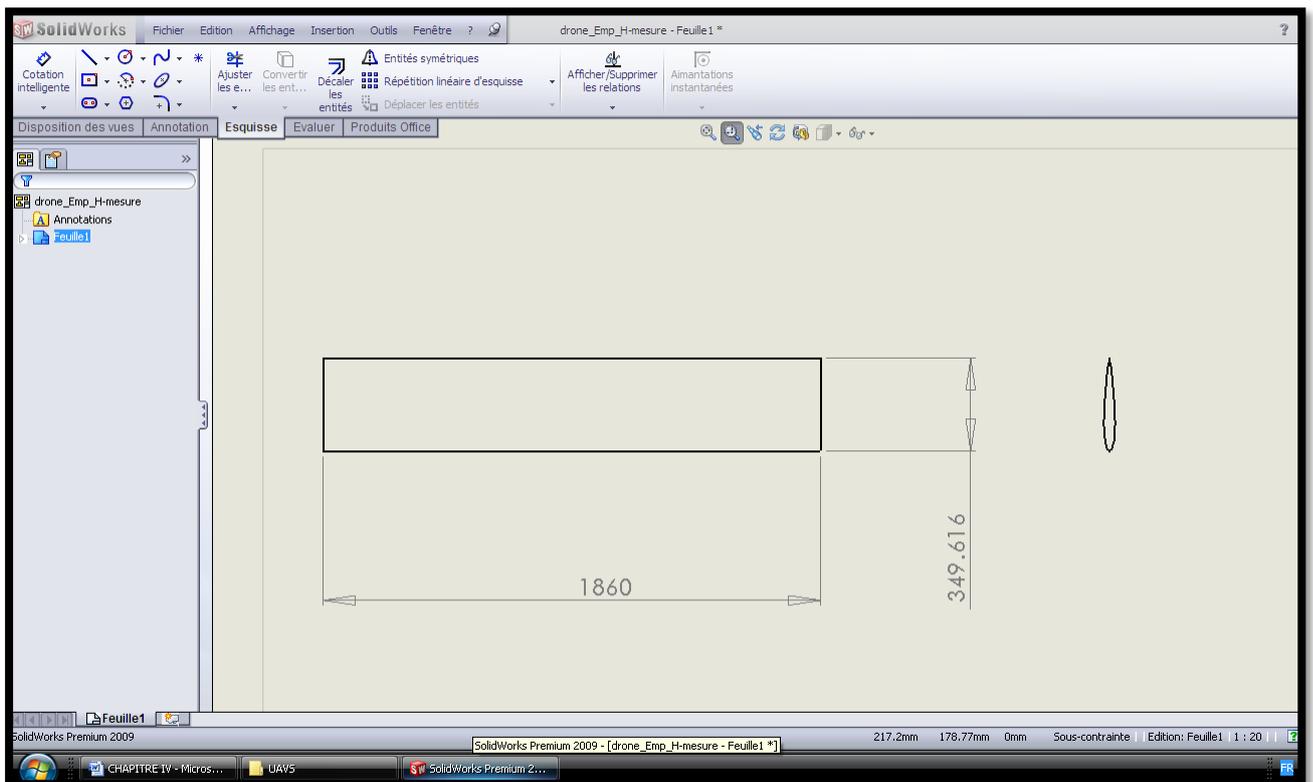


Figure IV-13 : vues de dessus et droite de l’empennage horizontal avec cotation dans SOLID WORKS.

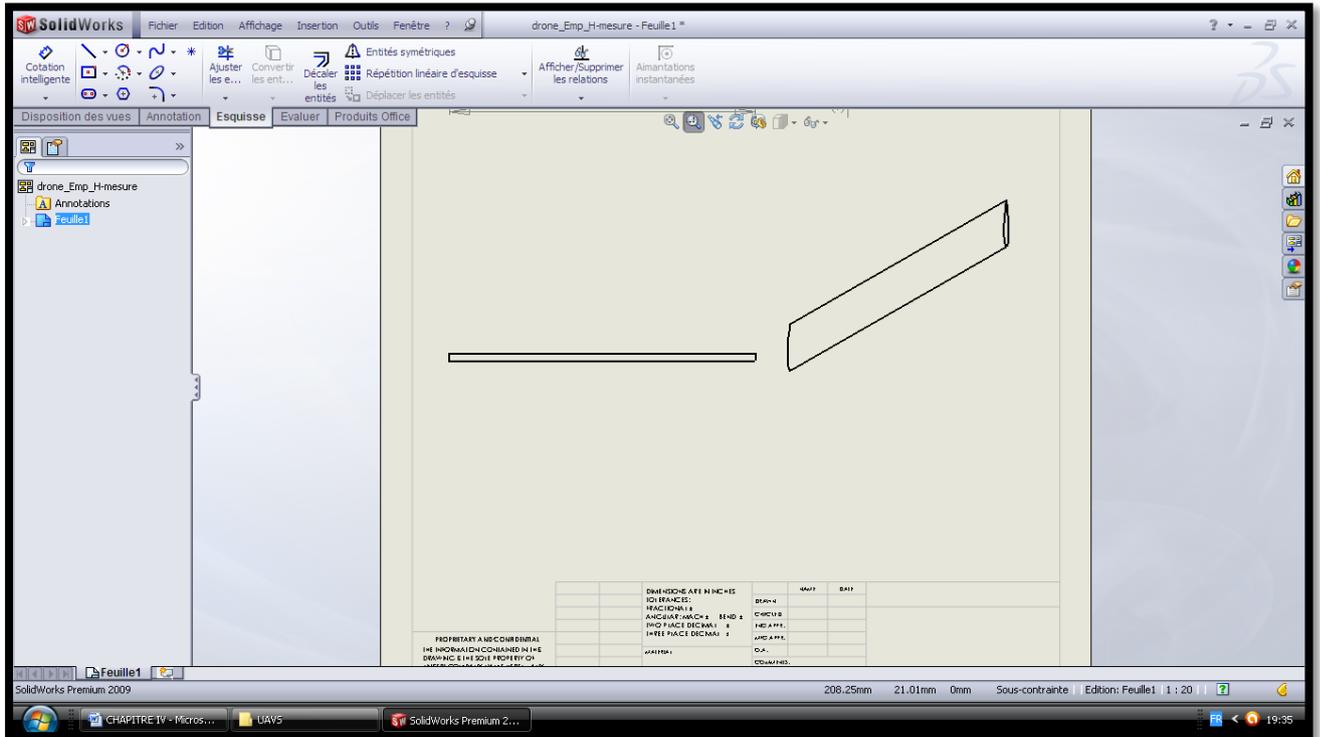
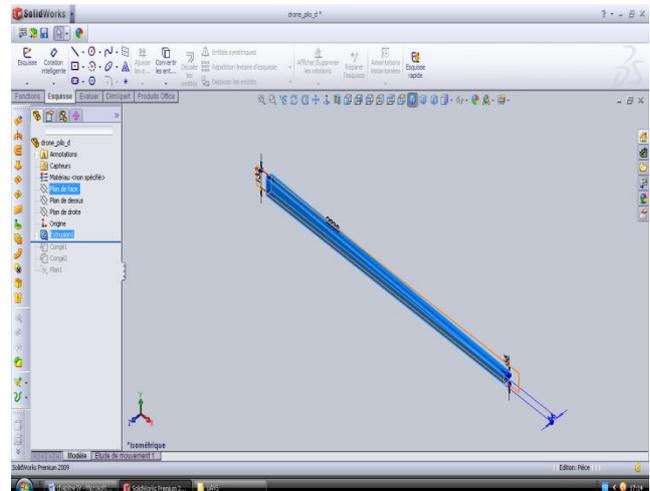
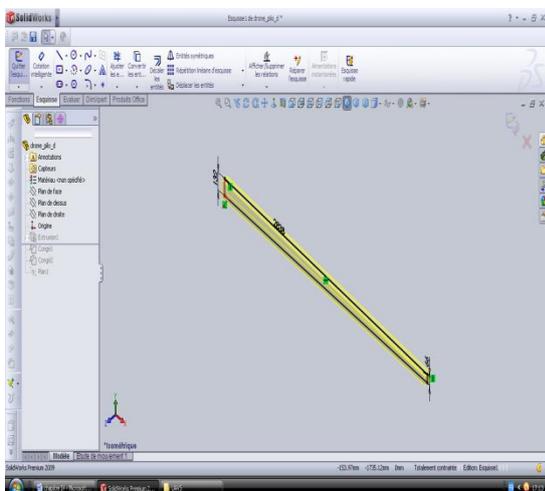


Figure IV-14 : vues de face et 3D de l’empennage horizontal dans SOLIDWORKS.

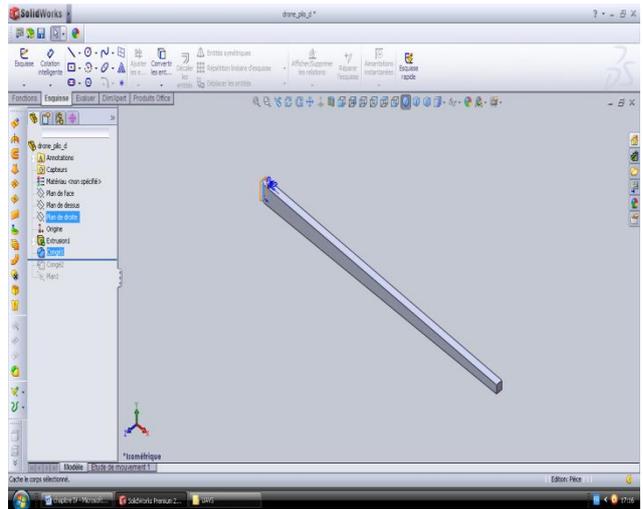
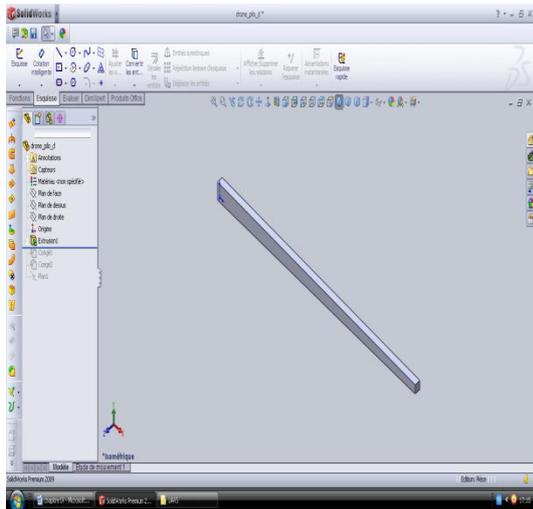
E) Pilon :

Le pilon est une tige liant l’aile avec l’empennage vertical et l’horizontal.

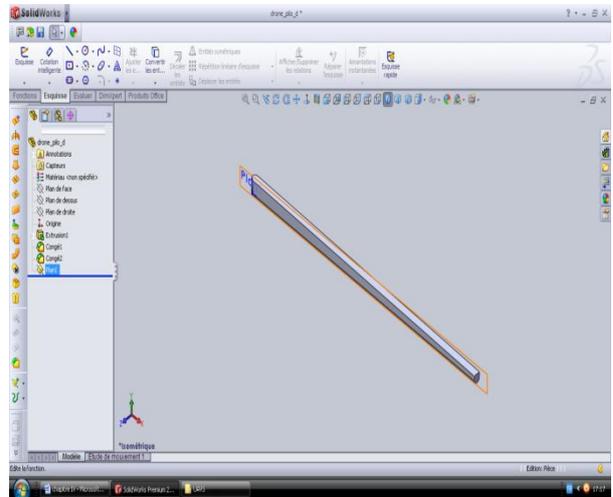
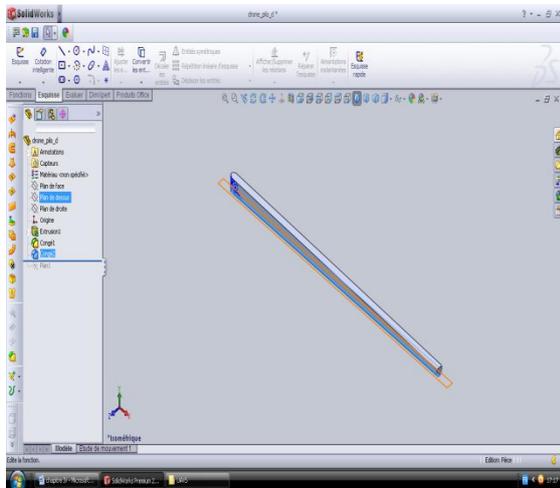
On le construit sur solidworks avec l’extrusion avec des mesures réels ensuite on fait le congé en amont et au dessous de ce pilon.



a. 1^{ère} extrusion



b. Le congé en avant du pilon



c. Le congé au dessous du pilon

Enfin on obtient la forme suivante :

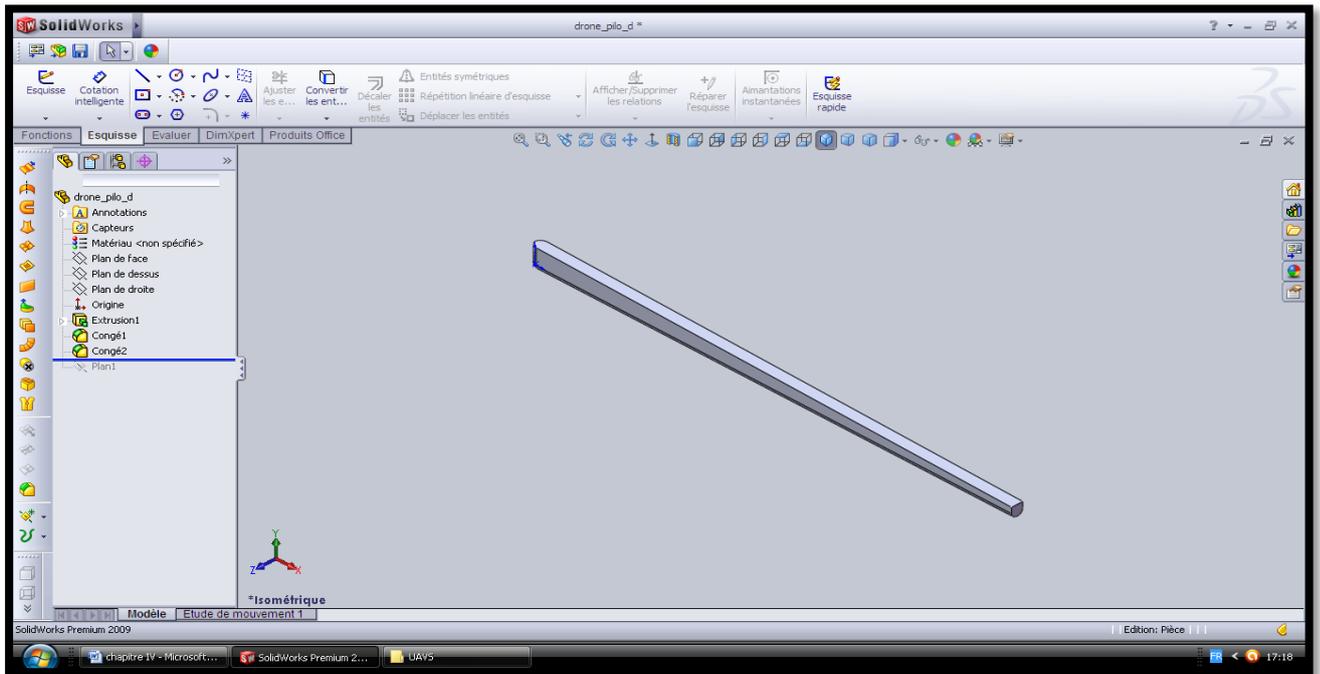


Figure IV-15 : Conception du pilon droit sur SOLIDWORKS.

Et avec l’option de Mise en plan du Solidworks, on peut présenter les vues de pilon avec cotation intelligente, et voici les figures qui montrent ça :

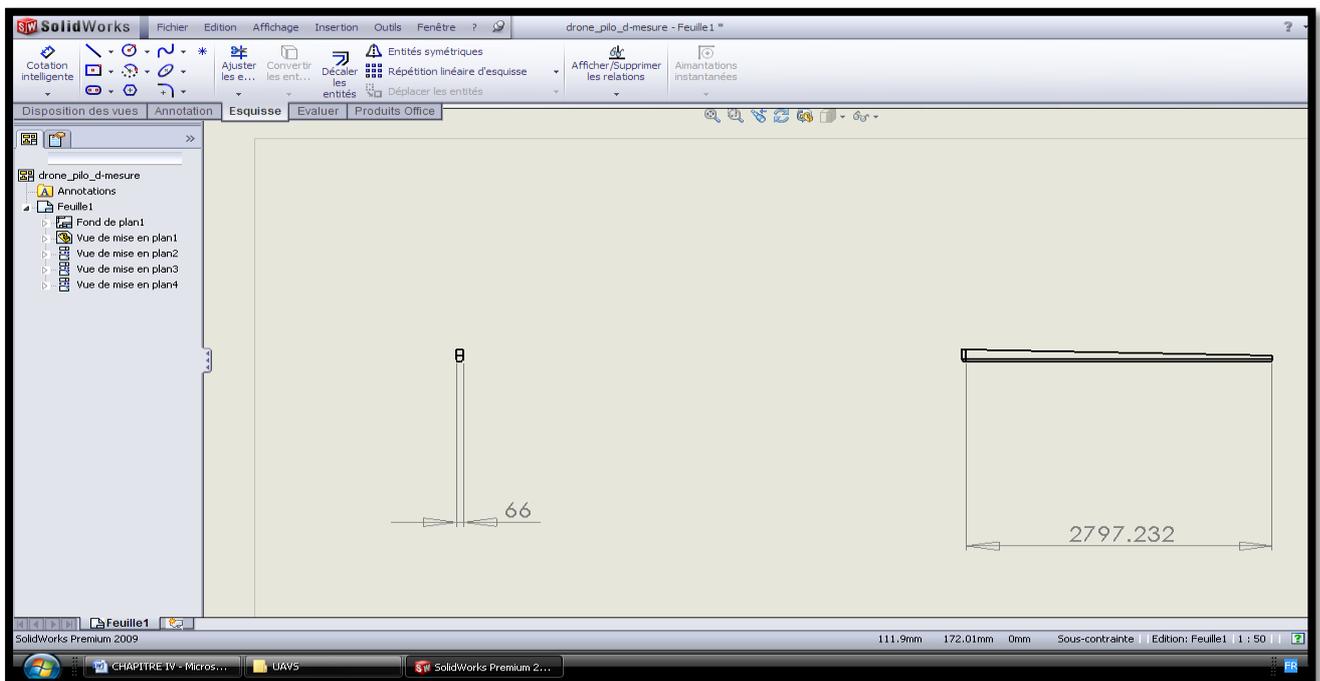


Figure IV- 16: vues de face et gauche du pilon droit avec cotation dans SOLIDWORKS.

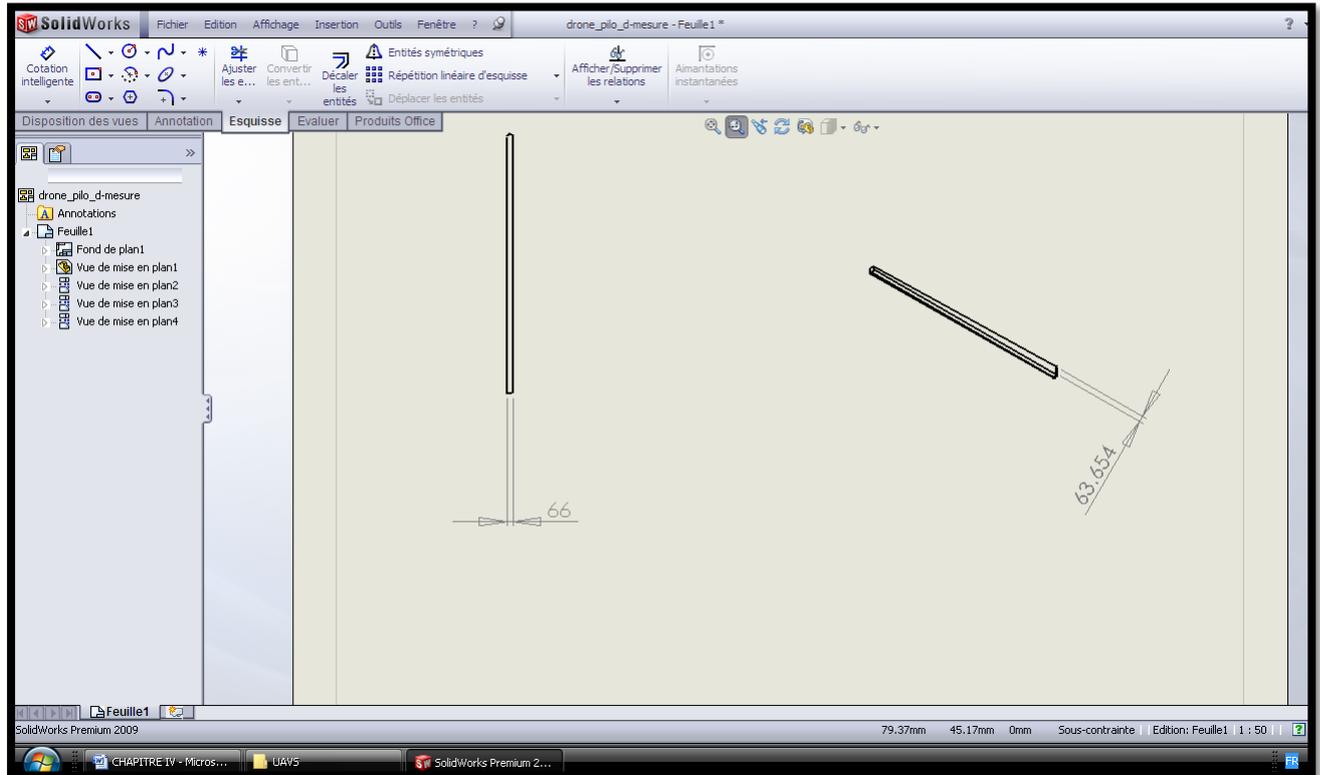


Figure IV-17 : vues de dessus et 3D du pilon droit avec cotation dans SOLIDWORKS.

Nota : on fait les mêmes procédures précédentes pour le pilon gauche

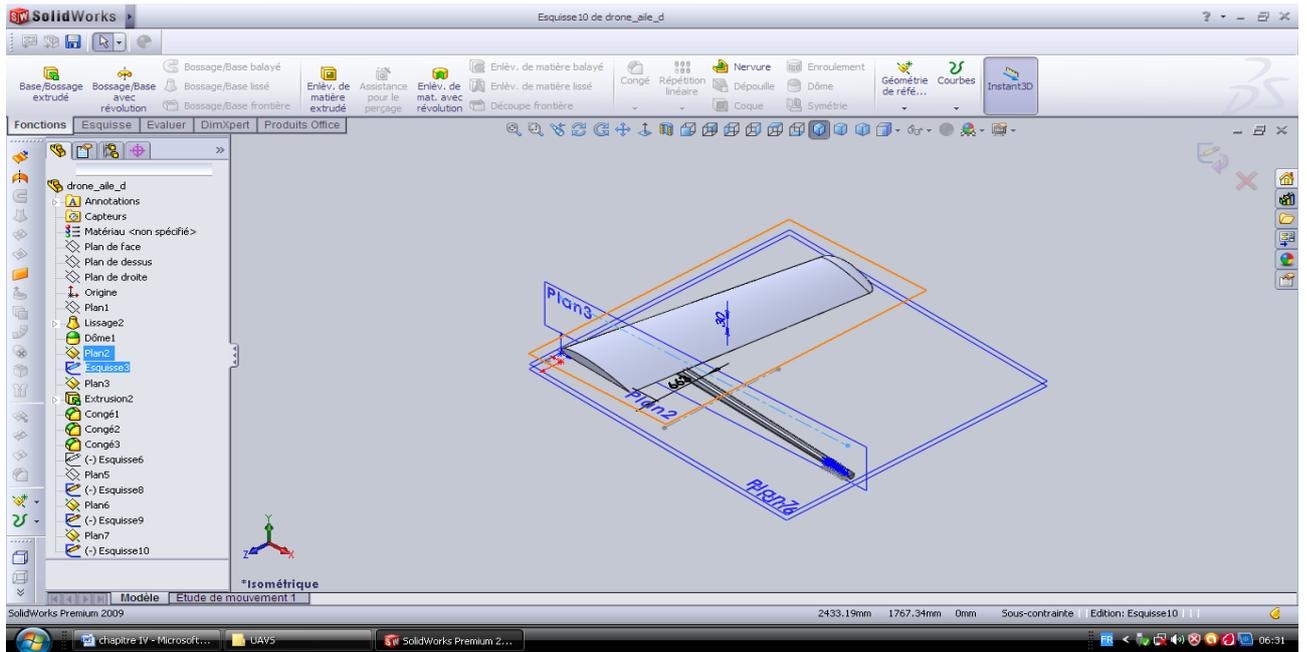
F) Assemblage :

On fait l'assemblage entre l'aile droite, le pilon et l'empennage verticale droit, après avec le fuselage, enfin on fait une symétrie du coté droit vers le coté gauche et à la fin aussi on ajoute l'empennage horizontale.

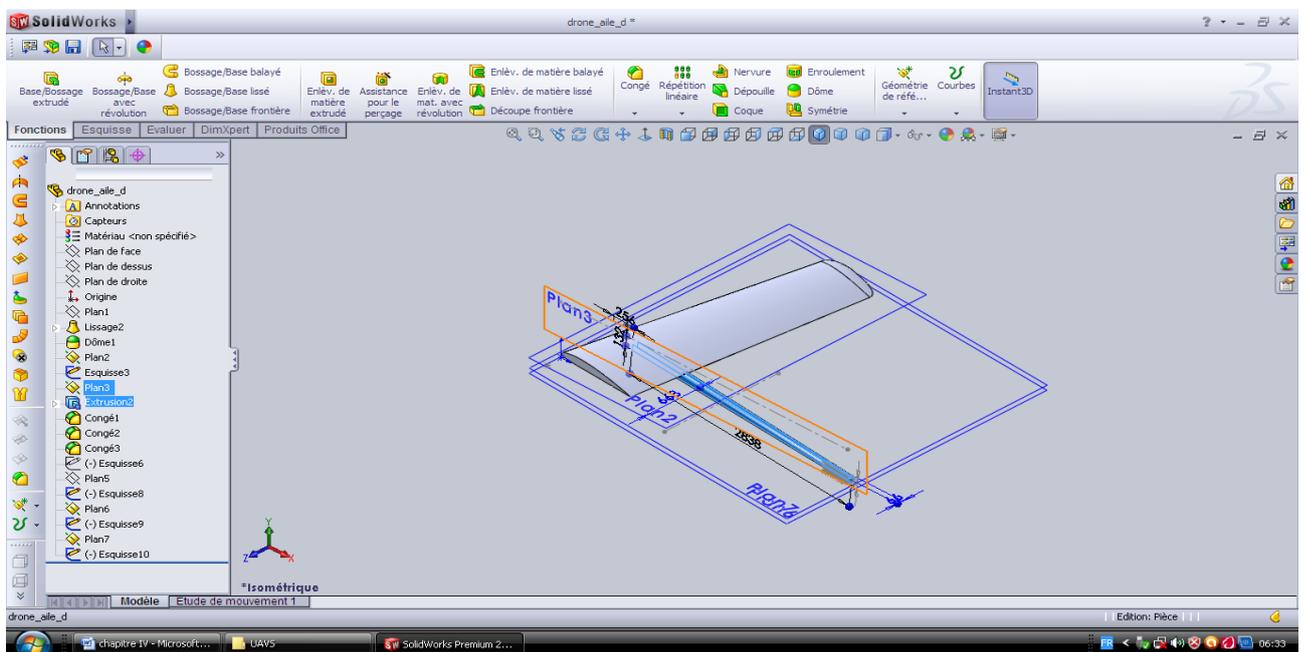
- **Premier assemblage** (demi aile droit avec le pilon droit avec l'empennage vertical droit) :

- **1^{er} cas** : demi-aile droite avec le pilon droit :

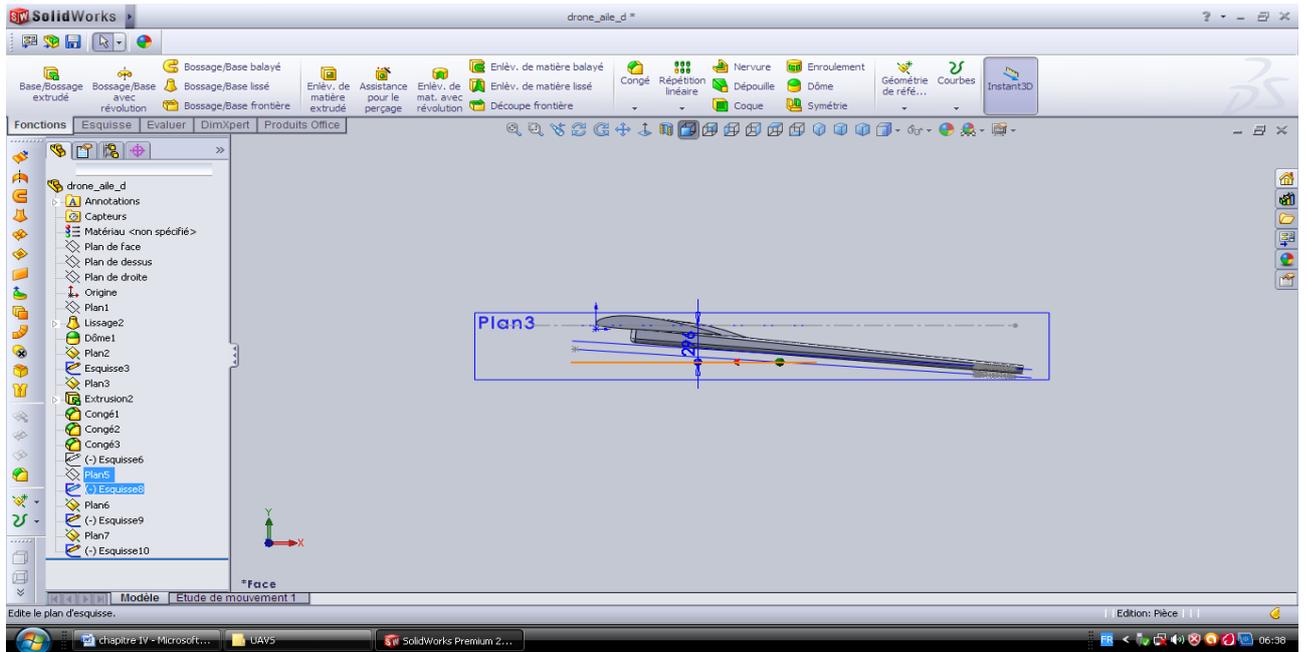
Dans cette étape on fait assembler le pilon droit avec demi-aile droite avec une position exacte à celle concernant du réel. Avec des extrusions et ensuite l'inclinaison du pilon.



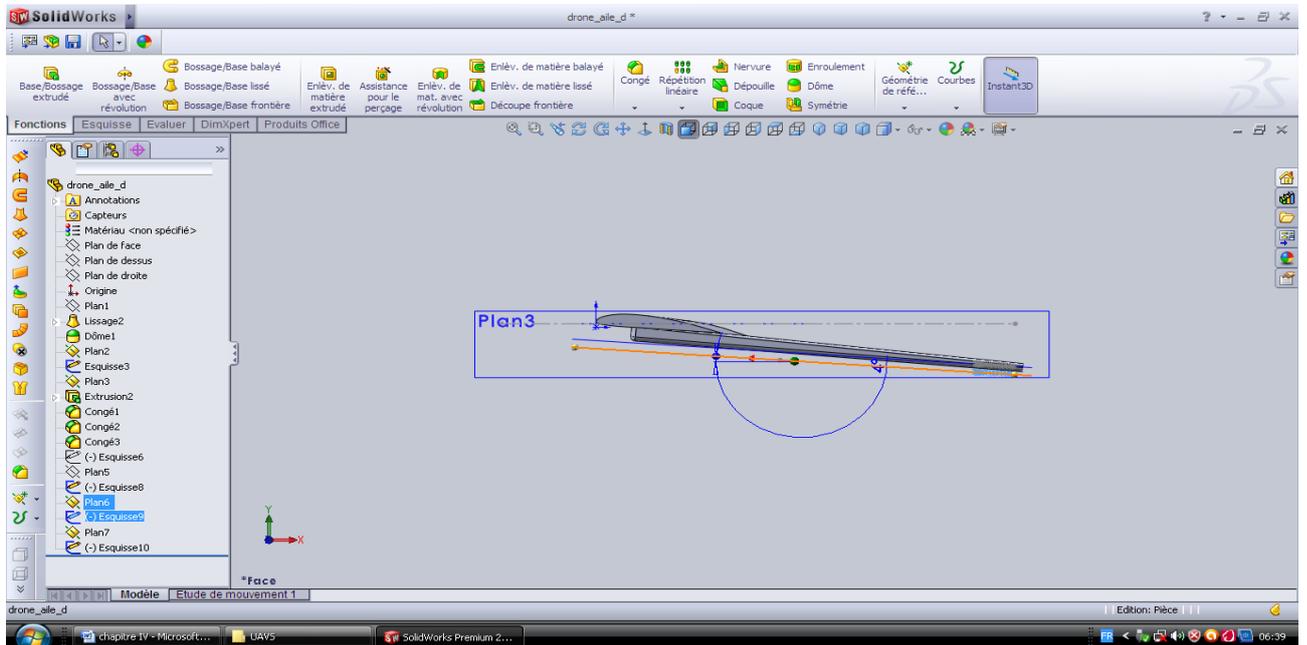
a. 1^{ère} extrusion d'assemblage entre le pilon et demi- aile



b. Positionnement du pilon au dessous de demi-aile



c. La position d'inclinaison du pylon



d. Inclinaison du pylon de 4°.

Et on trouve à la fin la forme suivante :

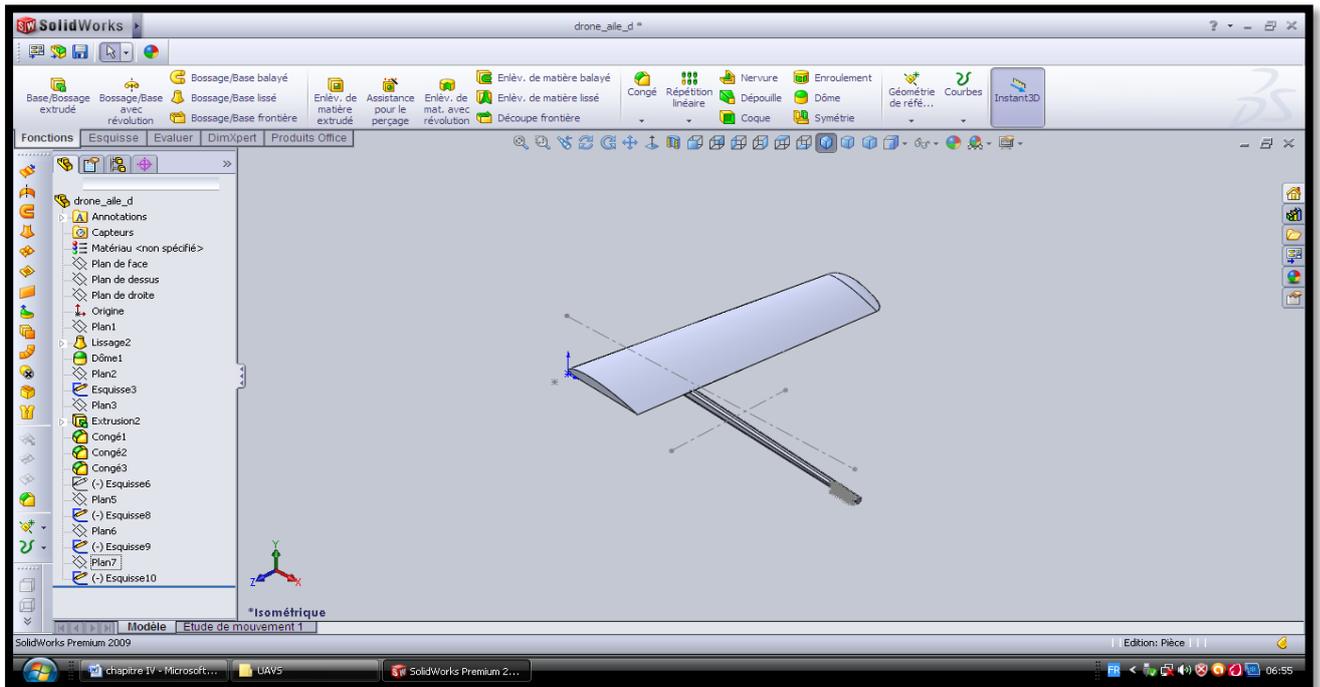
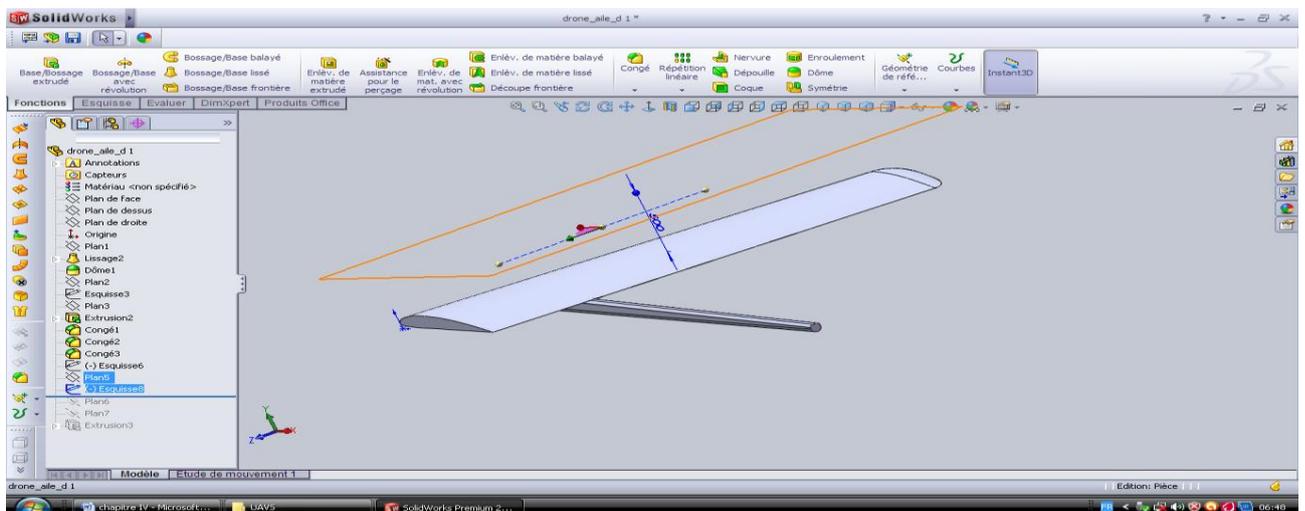


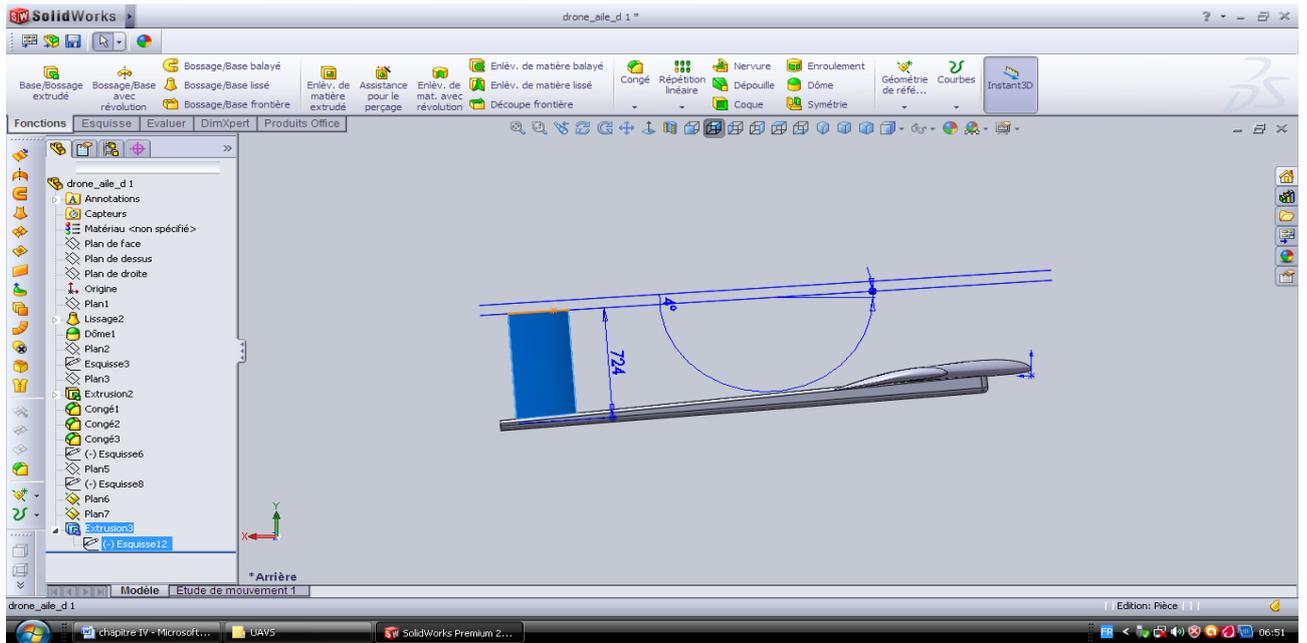
Figure IV-18 : Conception d'assemblage du pylon droit avec demi-aile droite

- **2^{eme} cas** : assemblage empennage droit avec pylon droit :

Tout d'abord, il faut tracer des plans au dessus d'assemblage du 1^{er} cas, pour pouvoir assembler de l'empennage vertical en plus, on les incline suivant l'inclinaison du pylon afin d'obtenir la forme convenable.



- Traçage du plan au dessus du demi-aile et pylon droit



b. L'inclinaison du plan et assemblage d'empennage vertical.

Et voici la forme finale de ce premier assemblage

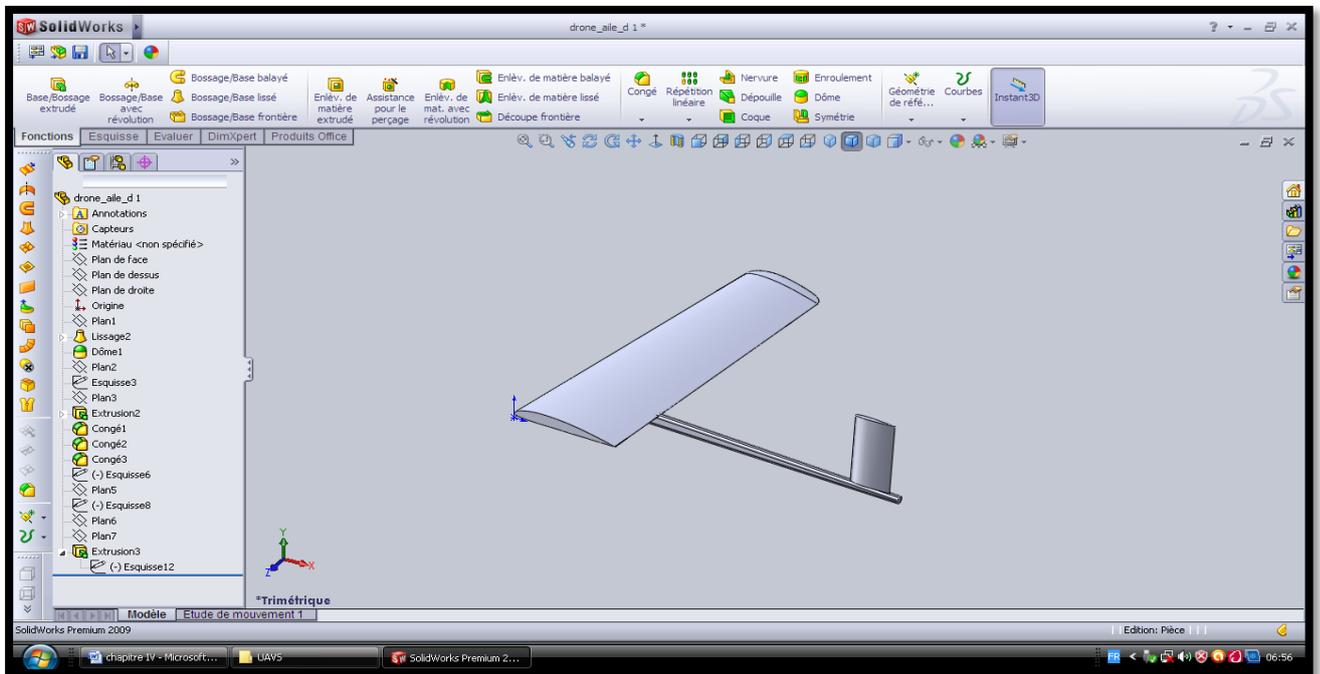
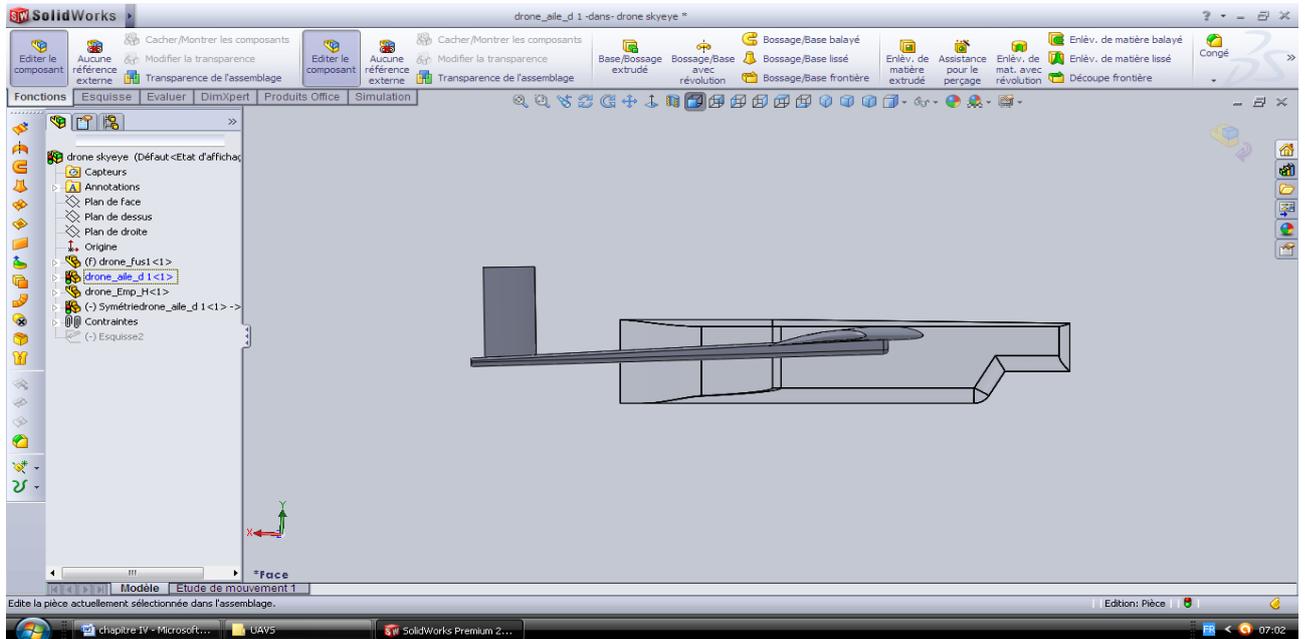


Figure IV-19 : premier assemblage du coté droit du drone.

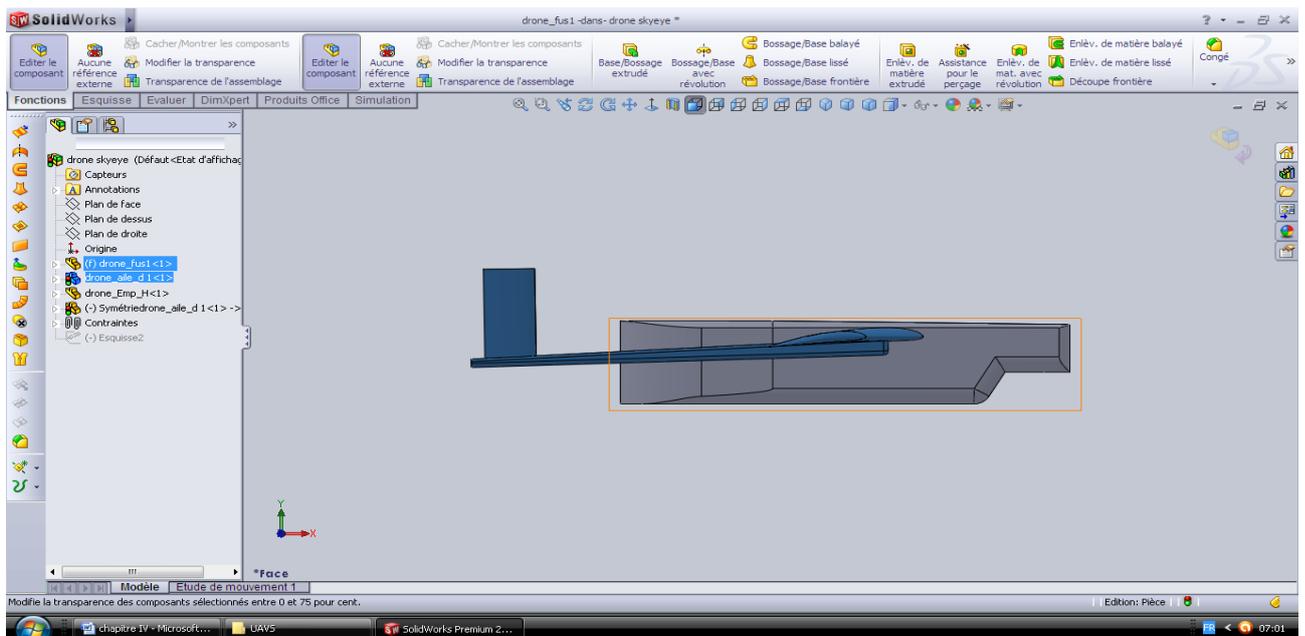
Nota : on peut faire les mêmes étapes précédente dans le coté gauche.

- **Deuxième assemblage** (du premier cas avec le fuselage) :

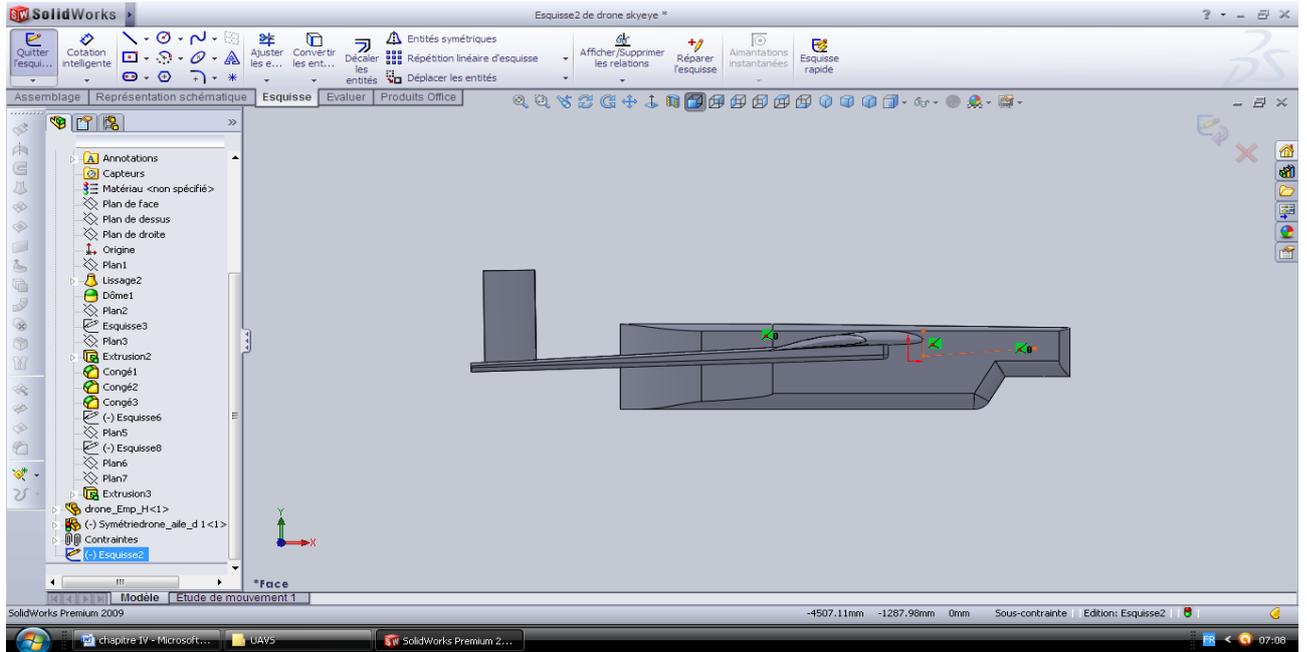
La même chose quand a fait avec du premier cas, on ajoute seulement le fuselage et on positionne l'assemblage précédent avec le fuselage avec une mesure exacte réelle.



a. Le premier assemblage et le fuselage



b. Début de positionnement de l'assemblage précédent et le fuselage



c. La position exacte pour l'obtention de deuxième assemblage.

Et on obtient le nouvel assemblage :

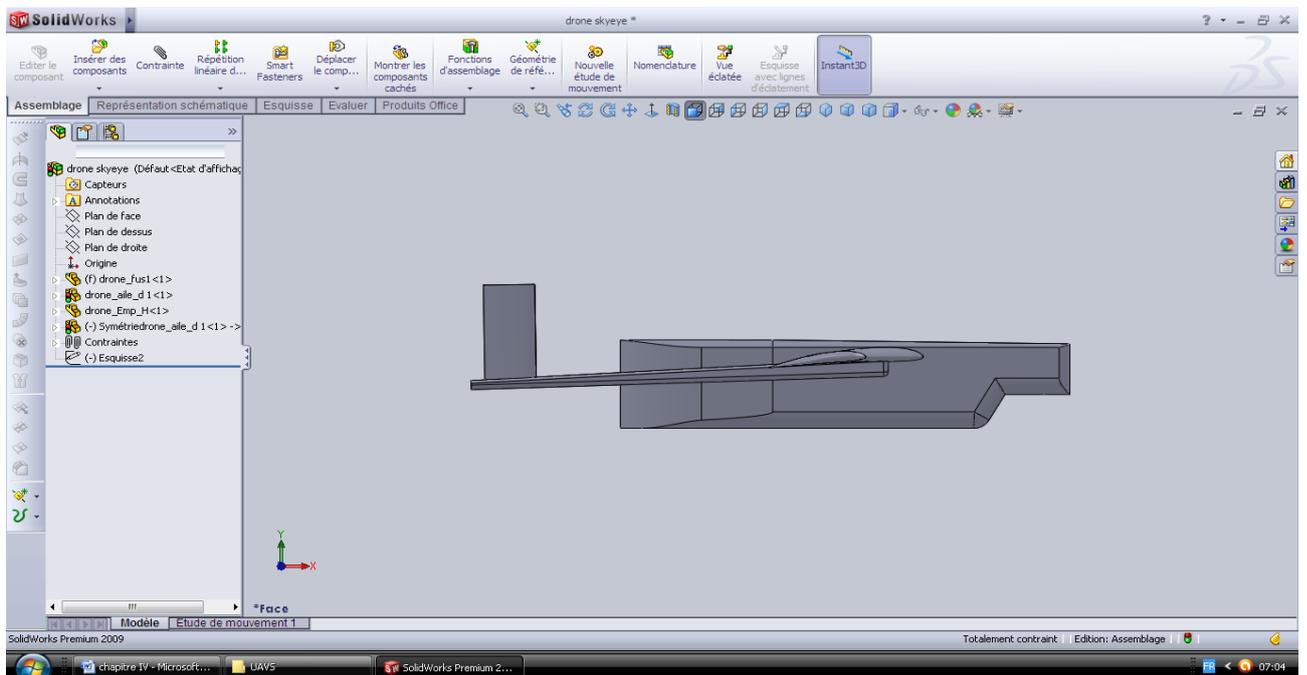
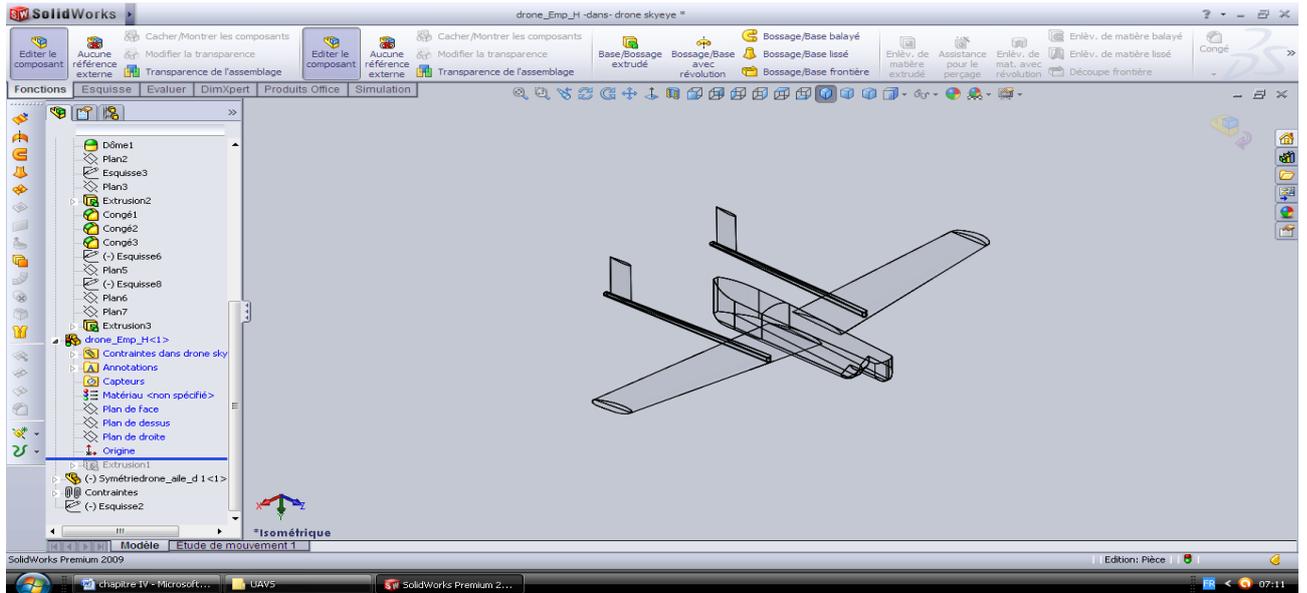


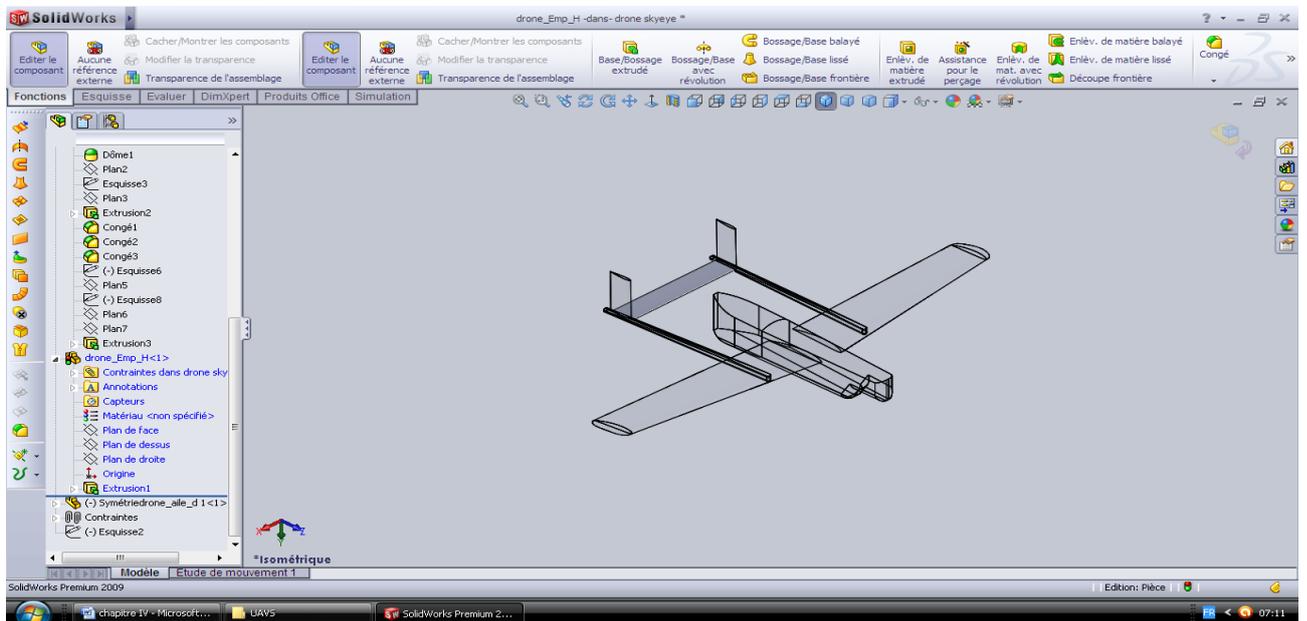
Figure IV-20 : deuxième assemblage du coté droit du drone.

Nota : on peut faire les mêmes étapes pour le coté gauche.

Et par symétrie et l'ajustement de l'empennage horizontal, on obtient le schéma suivant :



a. La fonction symétrie du coté droit du drone



b. Ajustement du l'empennage horizontal.

A la fin on a aboutit à réaliser la forme finale de drone R4E-50 SKYEYE. Et voici la forme de ce drone :

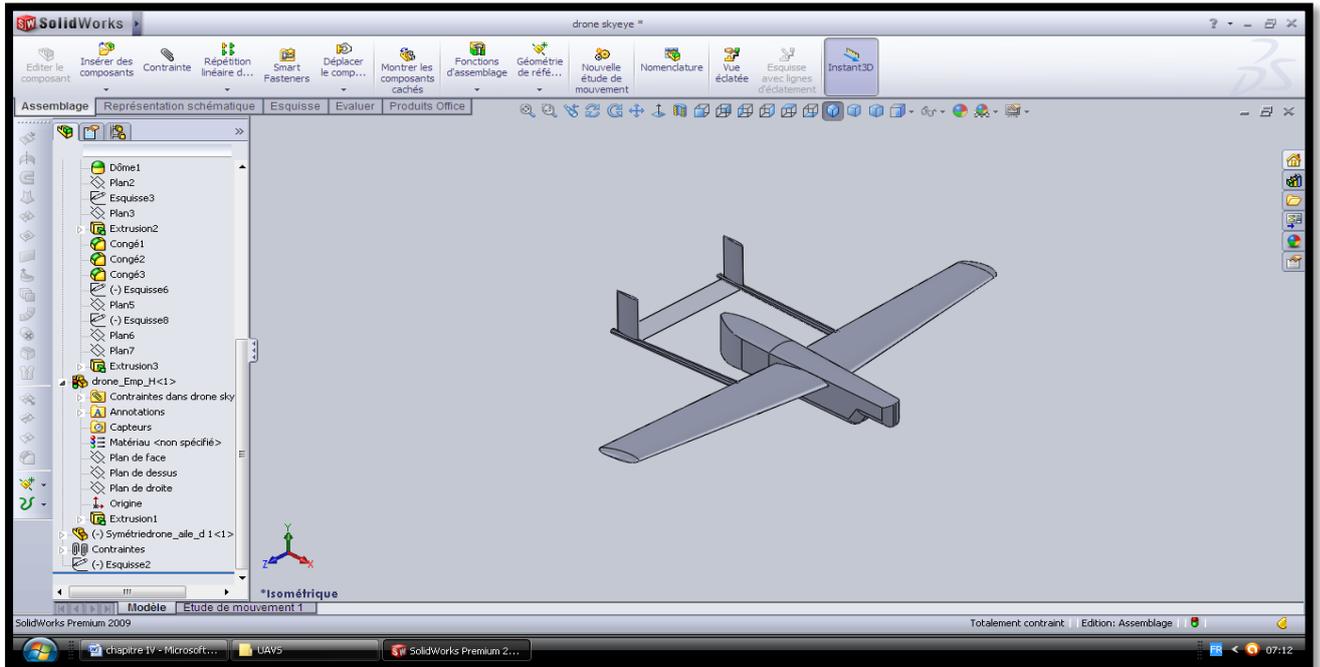


Figure IV-21 : Conception du drone R4E-50 sur SOLIDWORKS.

Et avec l'option de Mise en plan du Solidworks, on peut présenter les vues du drone avec cotation intelligente, et voici les figures qui montrent ça :

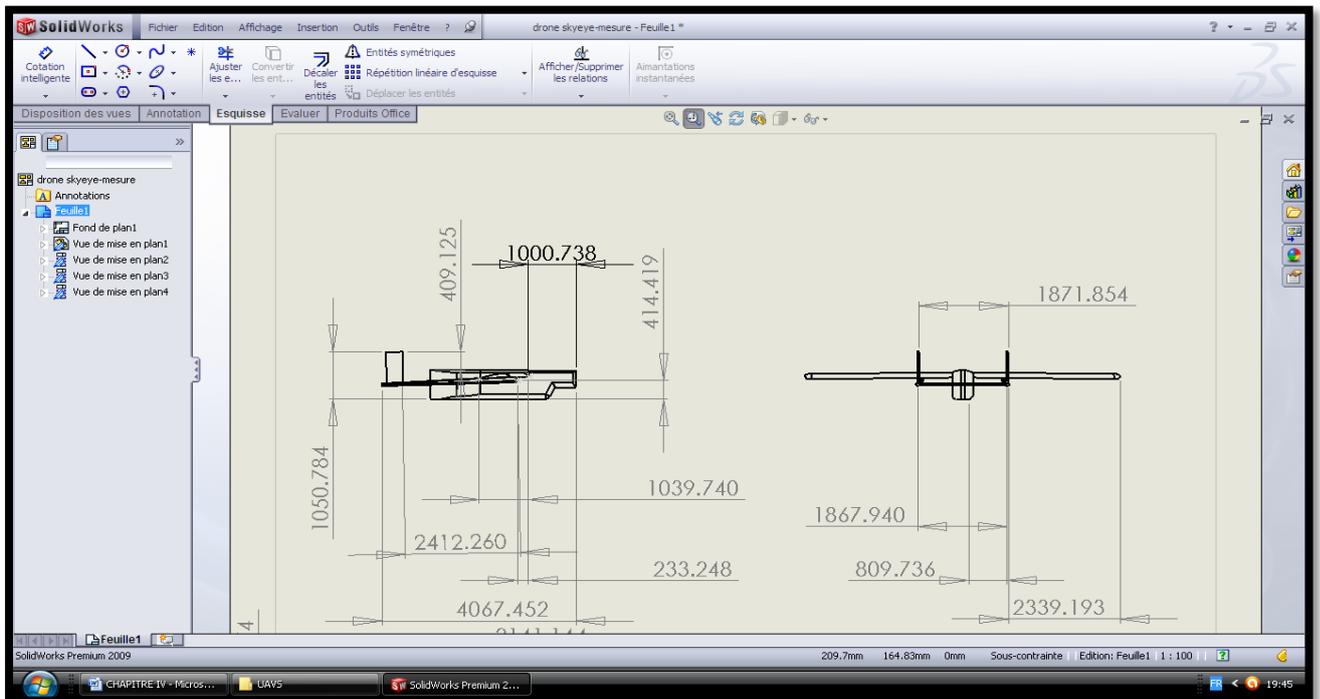


Figure IV- 22: vues de droite et arrière du drone avec cotation dans SOLIDWORKS.

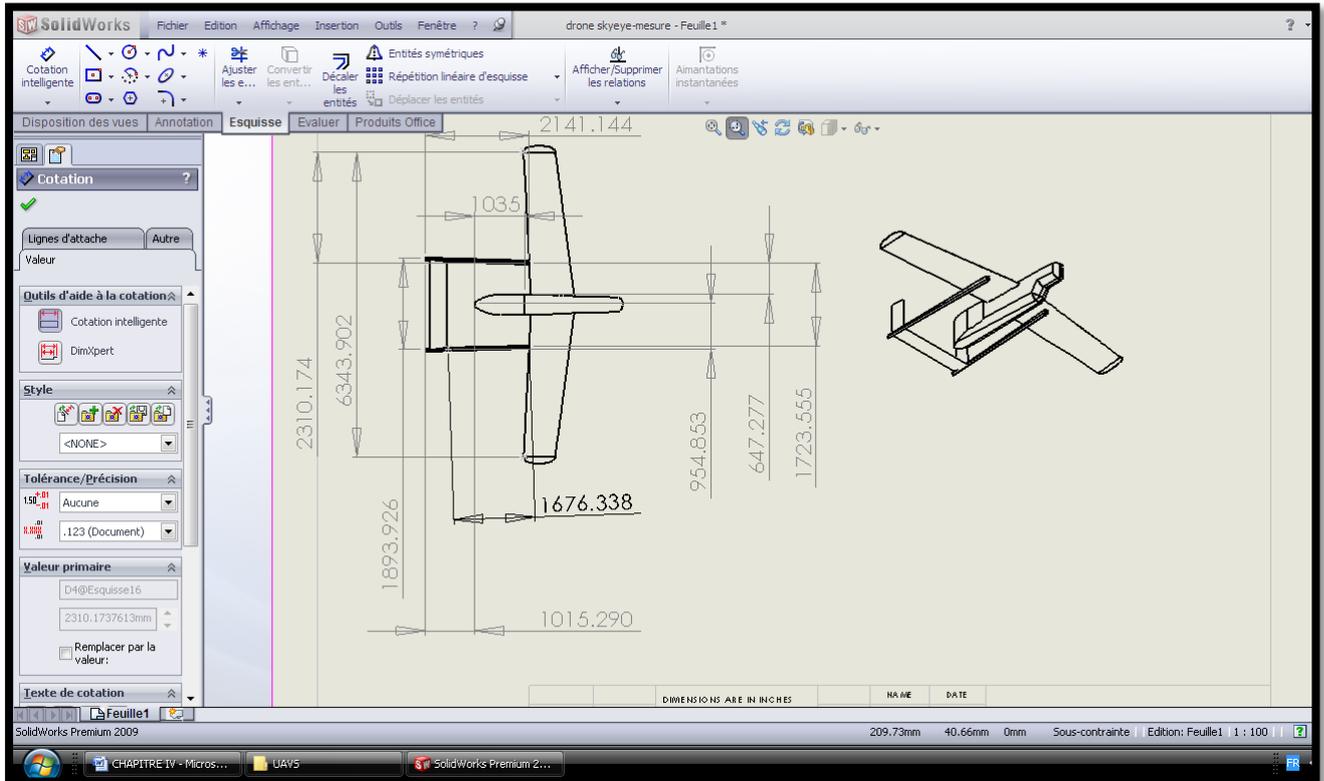


Figure IV-23 : vues de dessus et 3D du drone avec cotation dans SOLIDWORKS.

Le model expérimental et approximative de drone R4E-50 SKYEYE est faite sur SOLIDSWORKS et voici les vues de cet appareil :

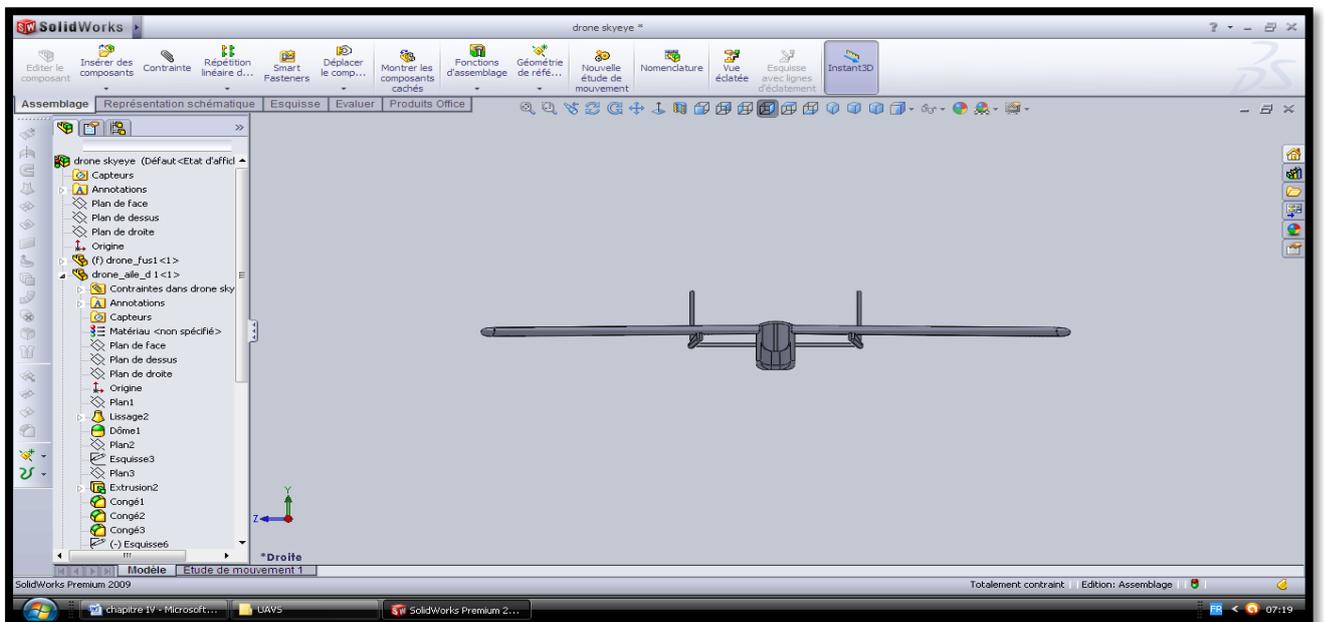


Figure IV-24 : Vue de face

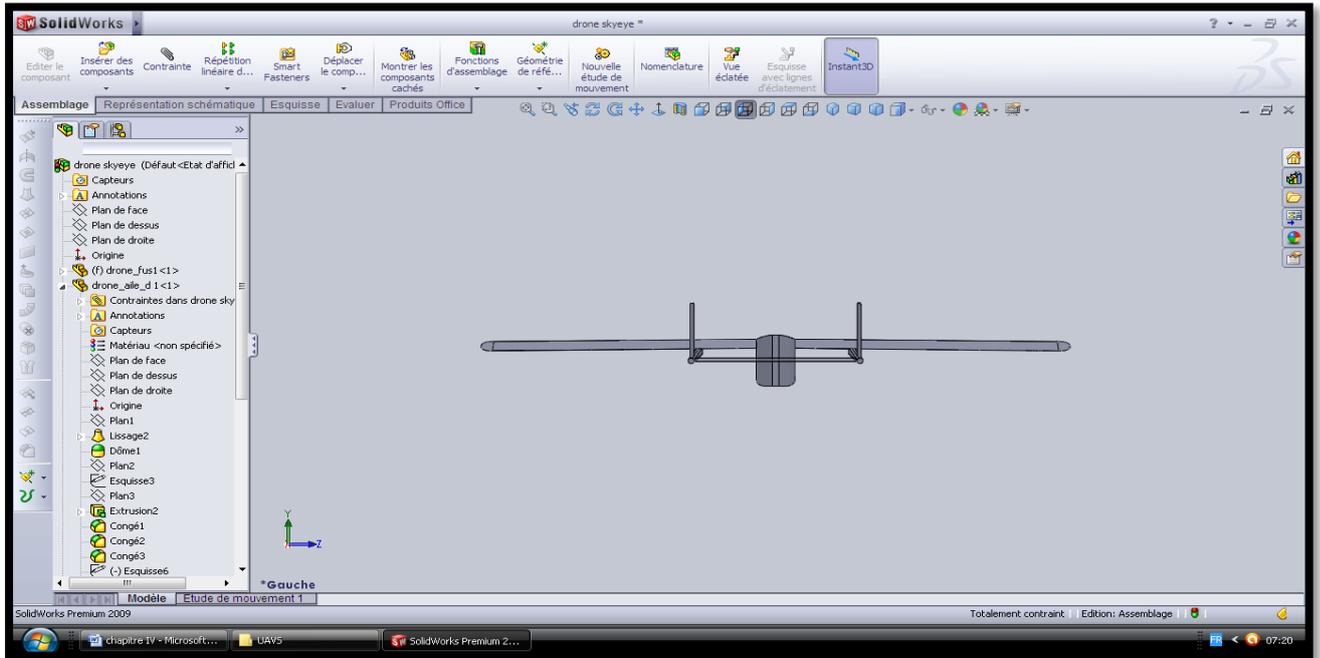


Figure IV-25: Vue de l'arrière

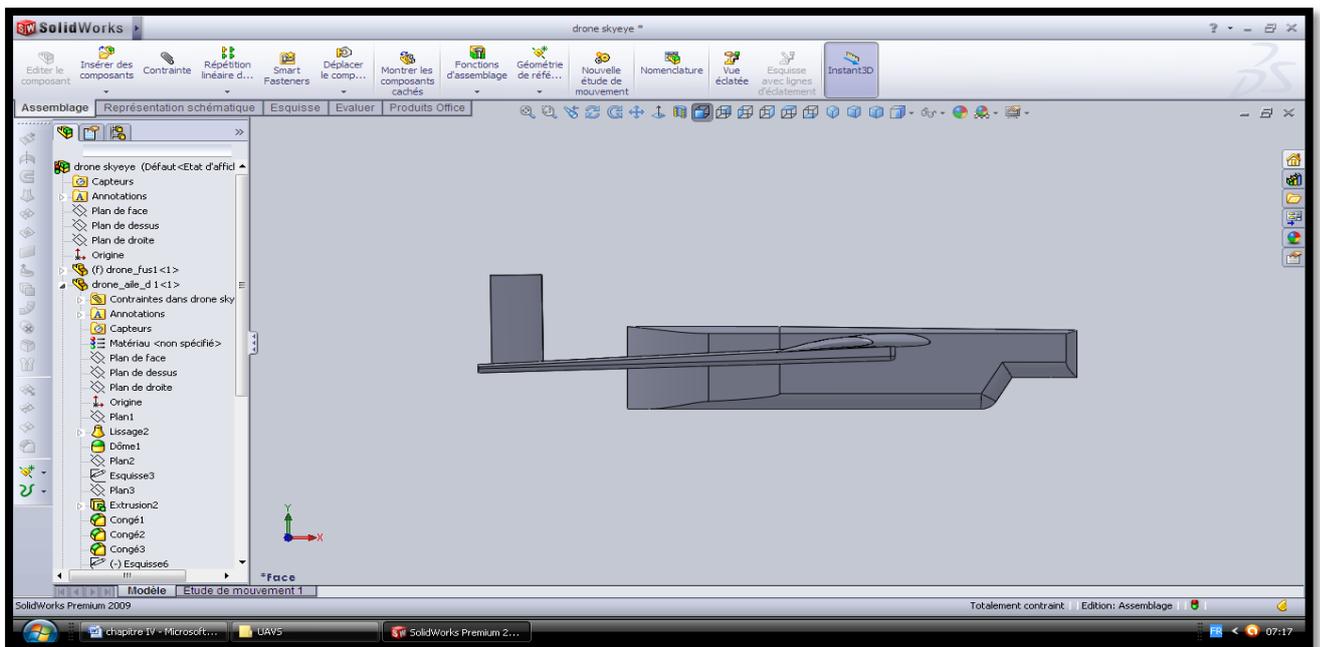


Figure IV-26 : Vue de droite

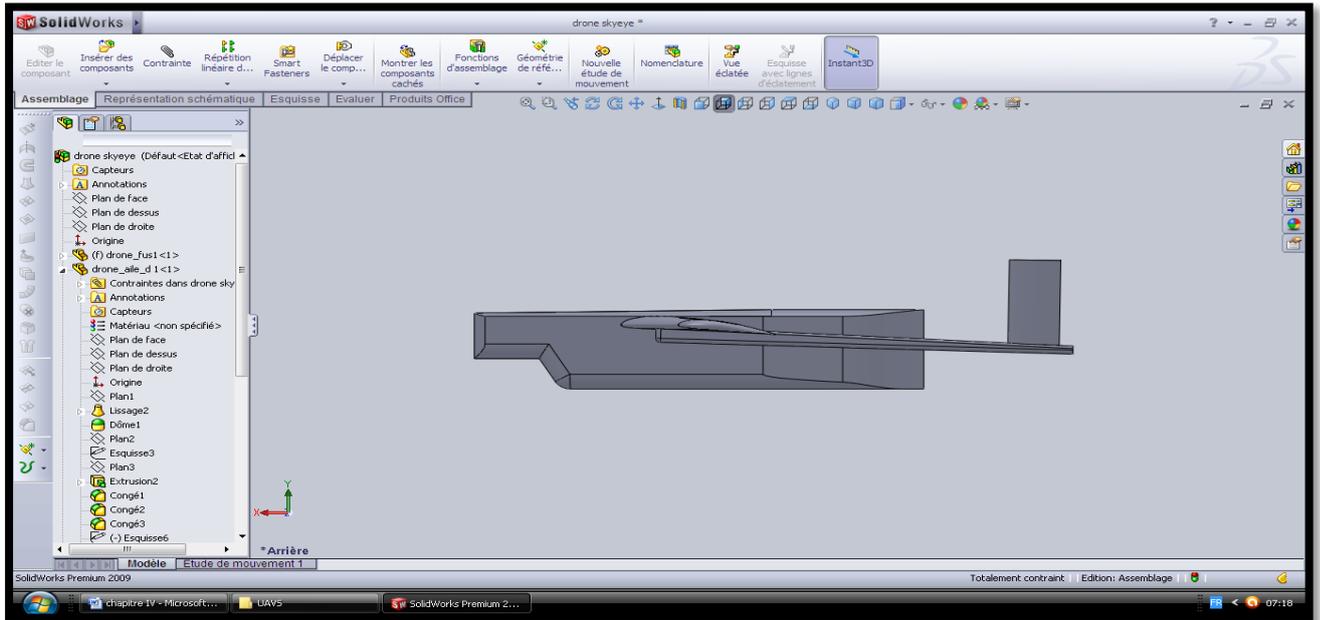


Figure IV-27 : Vue de gauche

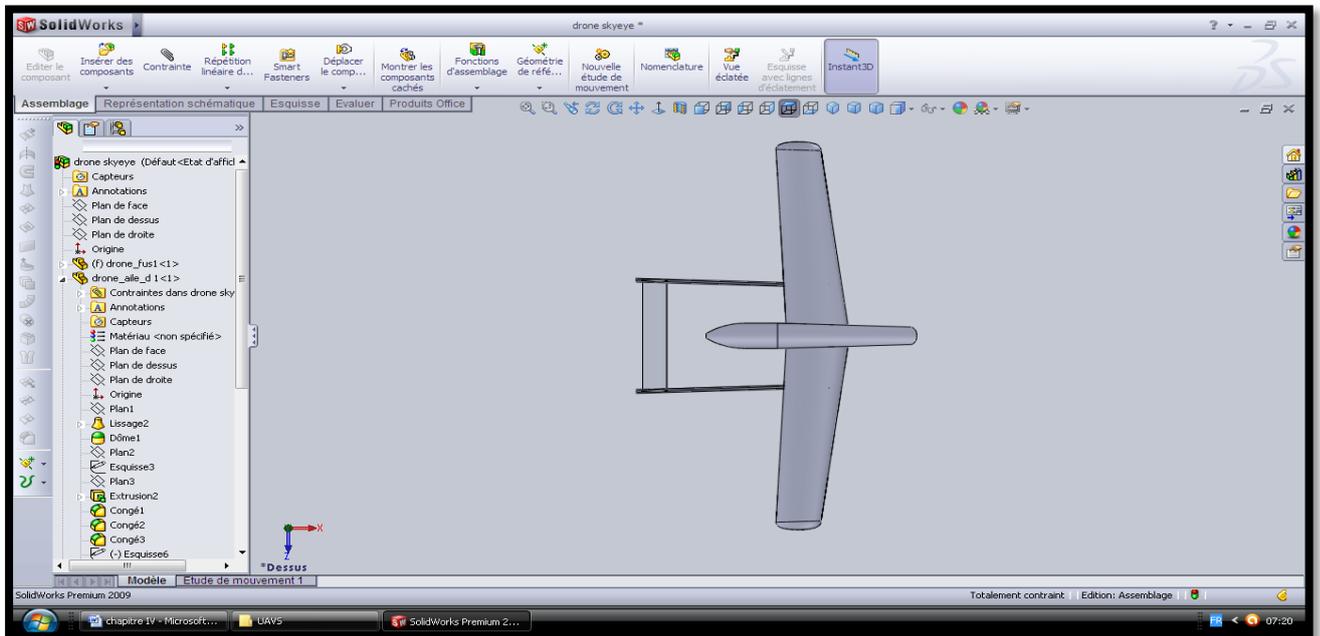


Figure IV-28 : Vue de dessus

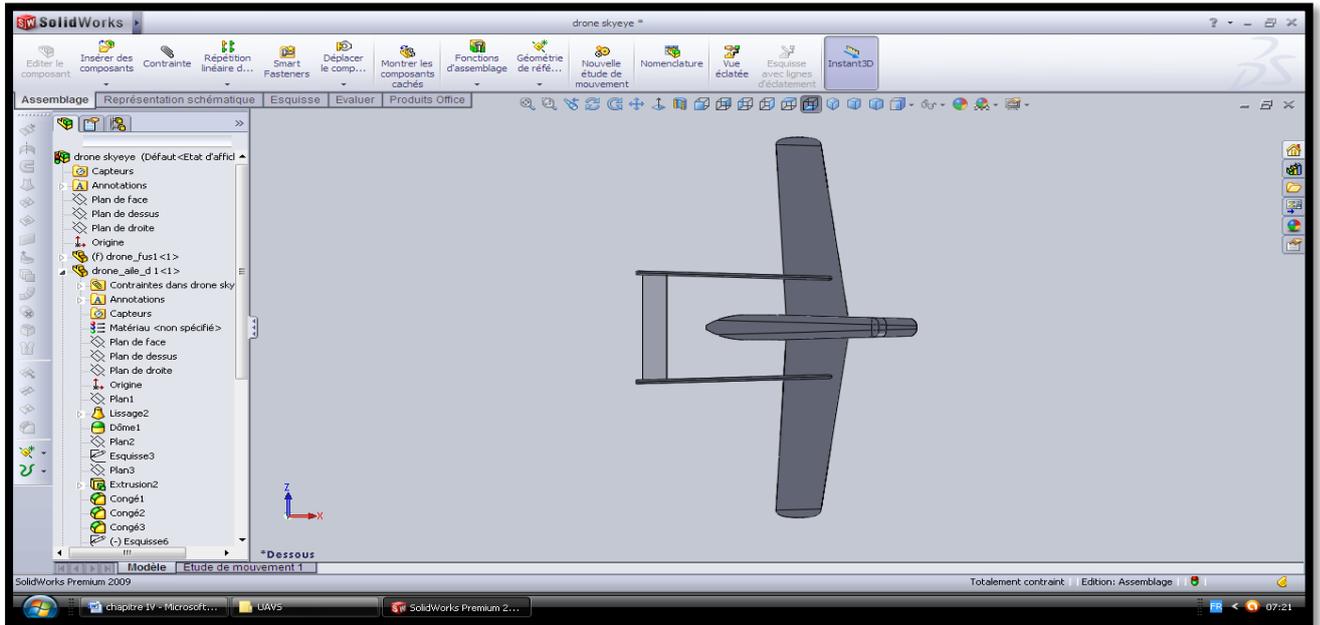


Figure IV-30 : Vue de dessous

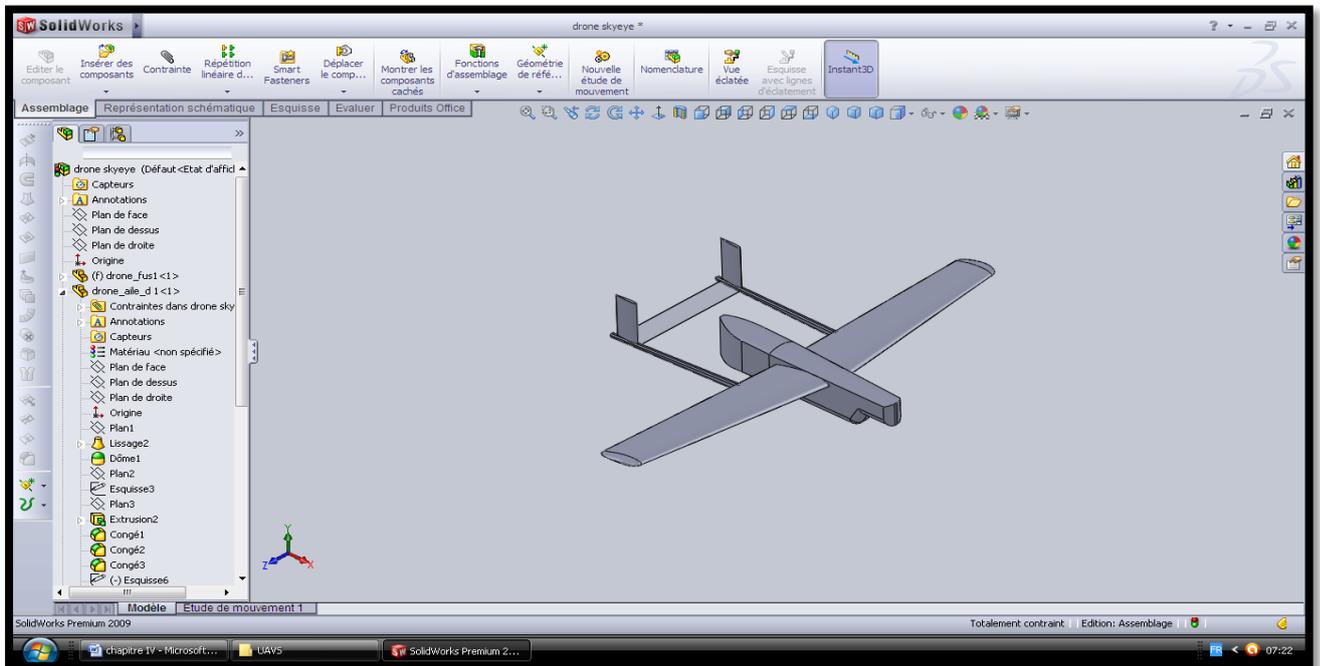
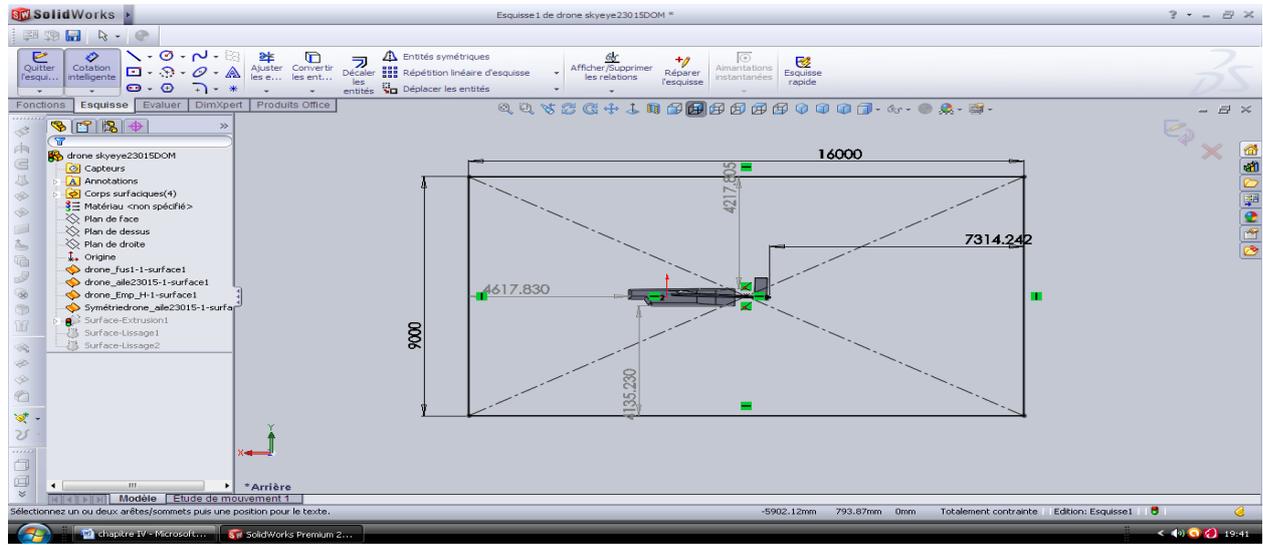


Figure IV-31 : vue en 3D du drone.

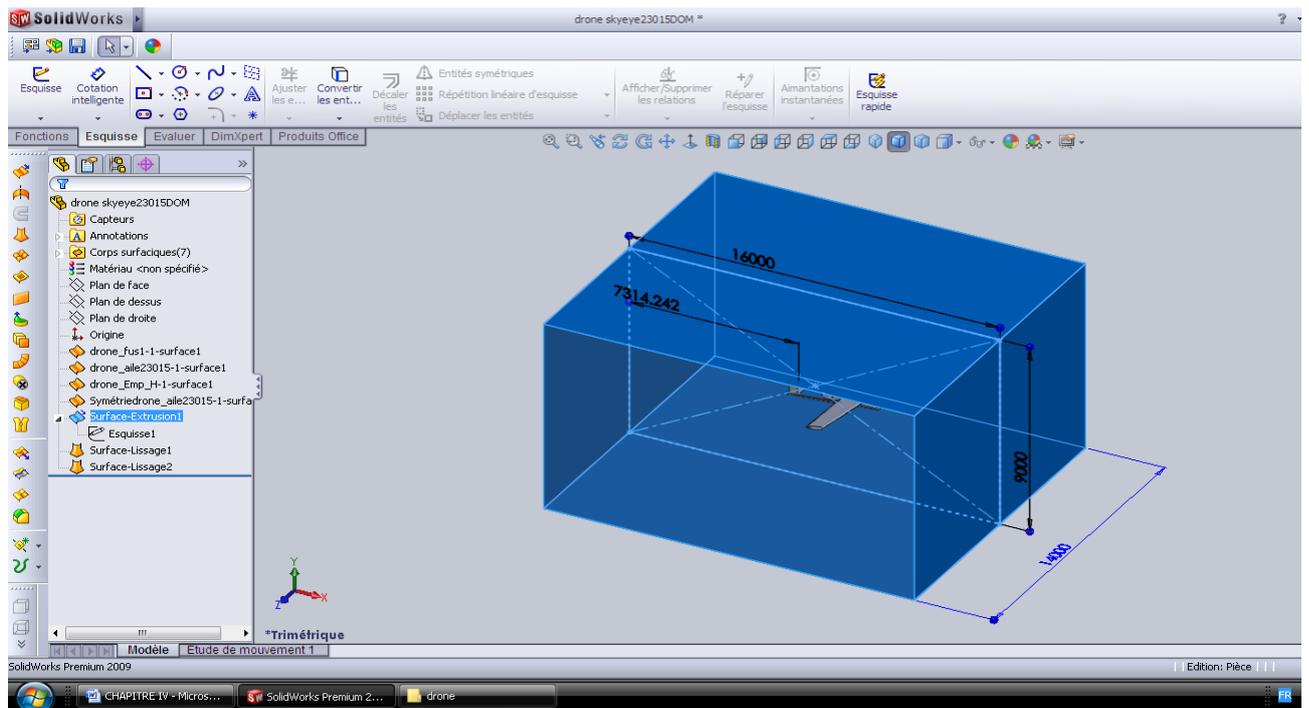
3/ Premier cas d'étude : Domaine cube

a. Construction de domaine sur Solidworks :

On va construire un domaine du forme cube pour faire après le maillage dans ICEM CFD.



a. Construction du domaine cube sur SOLIDWORKS



b. Les mesures du domaine en 3D

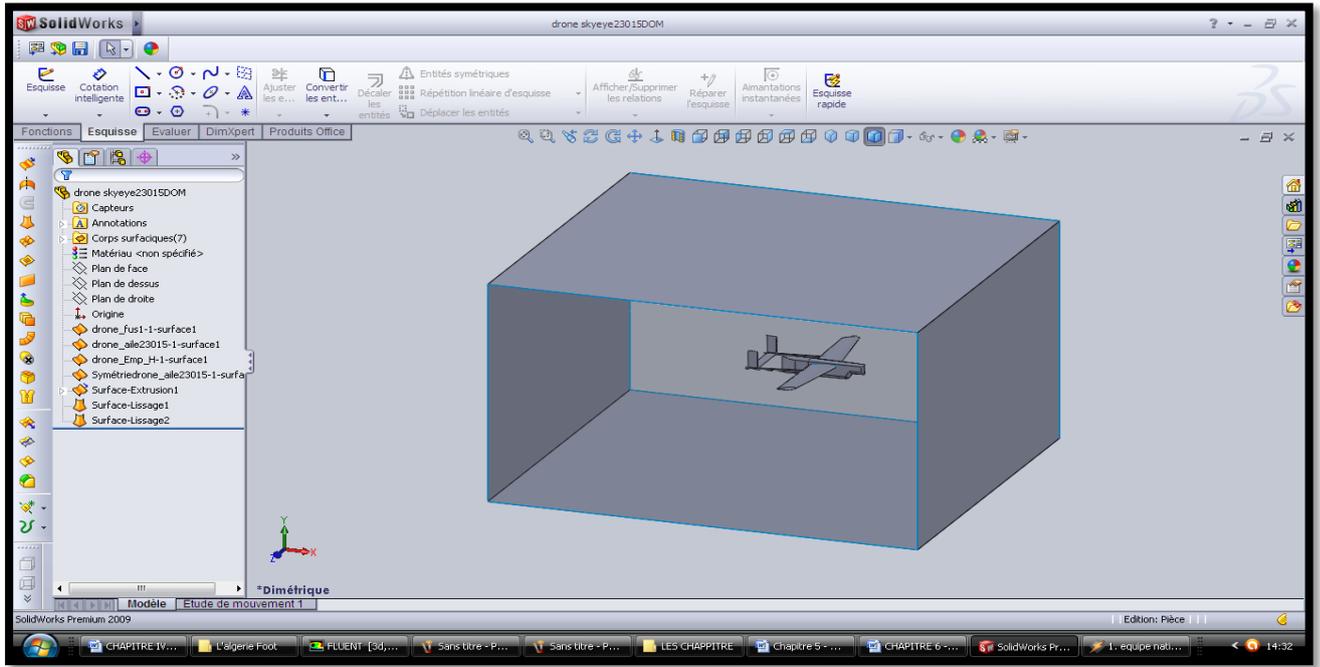


Figure IV-32 : Le drone avec son domaine cube dans SOLIDWORKS

Note : Le domaine doit être fermé mais je le laissé ouvert d’un coté pour voir la position de l’avion dans ce domaine

Ensuite, Créer un fichier IGES → vers ICEM CFD.

b. Conception sur ICEM CFD :

On va créer des familles sur cette géométrie, que ce soit du « curve » et « surface » dans DISPLAY

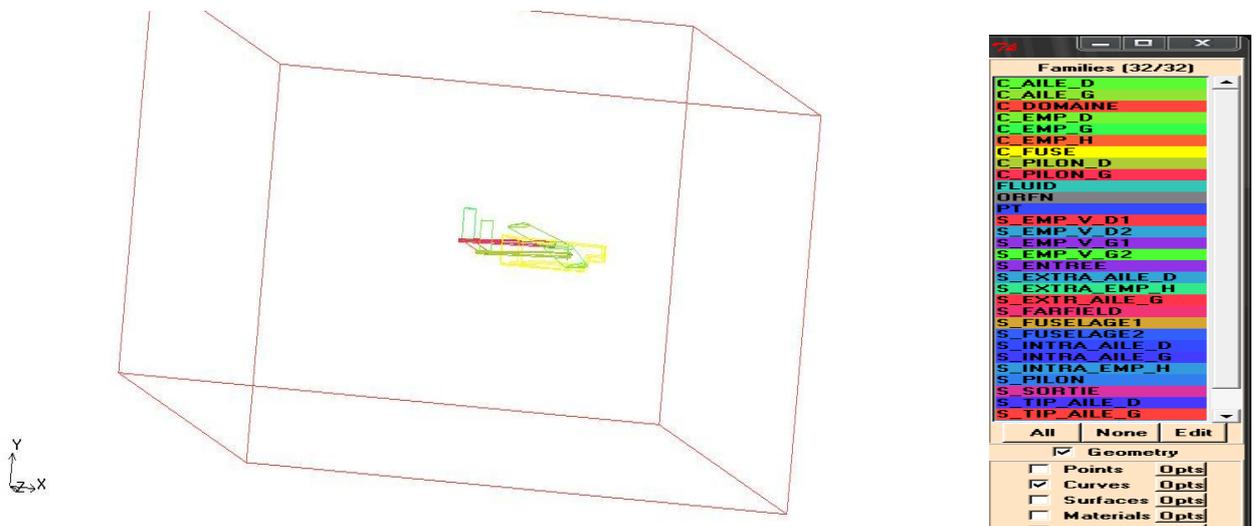


Figure IV-33 : la géométrie de drone avec ses familles dans ICEM CFD (TITIN géométrie)

- Génération de maillage :

Cette étape est la plus importante c'est la où on va mailler la structure, mais il faut d'abord créer des paramètres de maillage (mesh params) dans GEOMETRY qui sont comme suit :

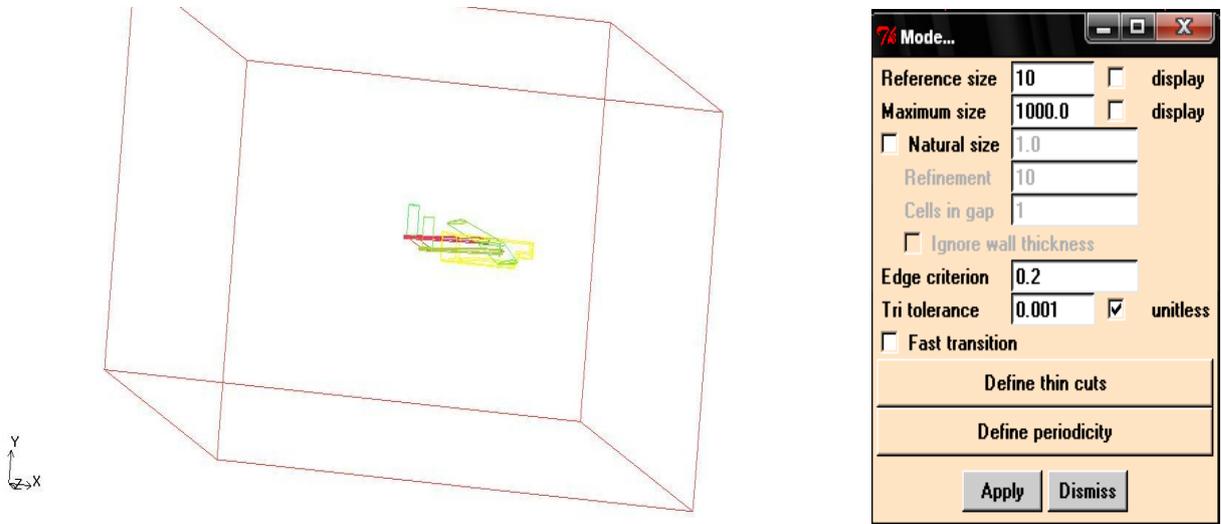


Figure IV-34 : le Model de mech params

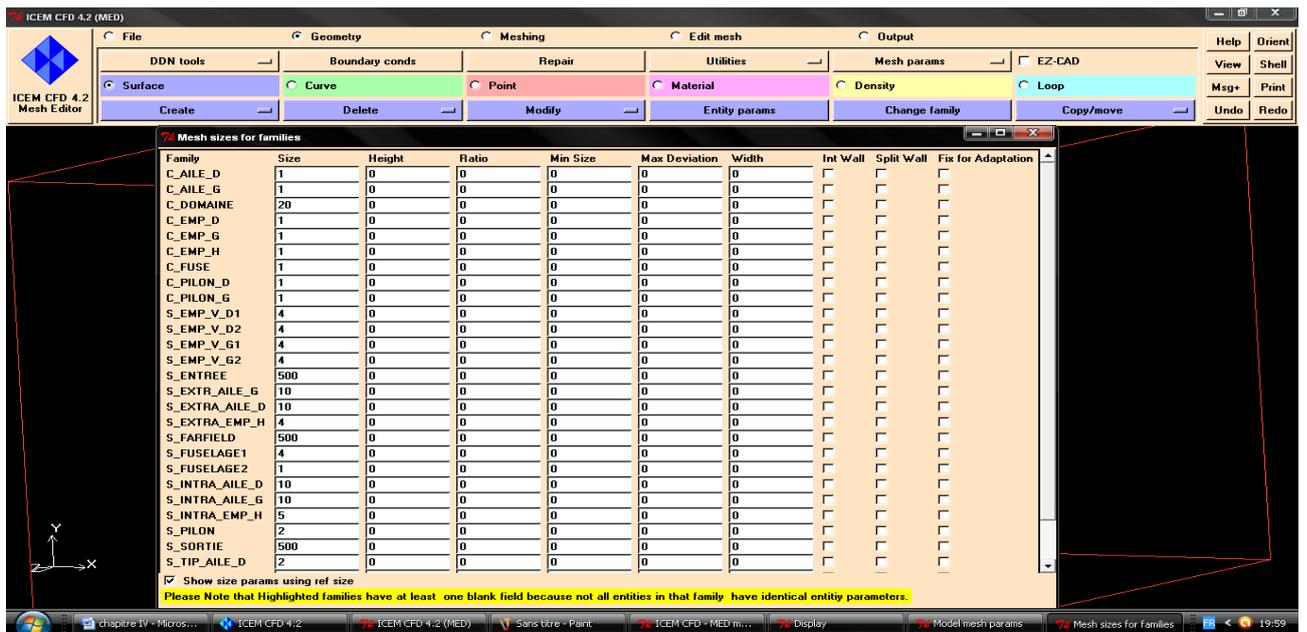


Figure IV-35 : les paramètres de maillage pour toutes les familles.

Après mesh params, on passe vers meshing → TETRA → Old tetra GUI.



Figure IV-36 : les étapes de maillage de la géométrie

Ensuite il va enregistrer le Domain (mesh) et il commence de faire le maillage, après ca on obtient ce schéma :

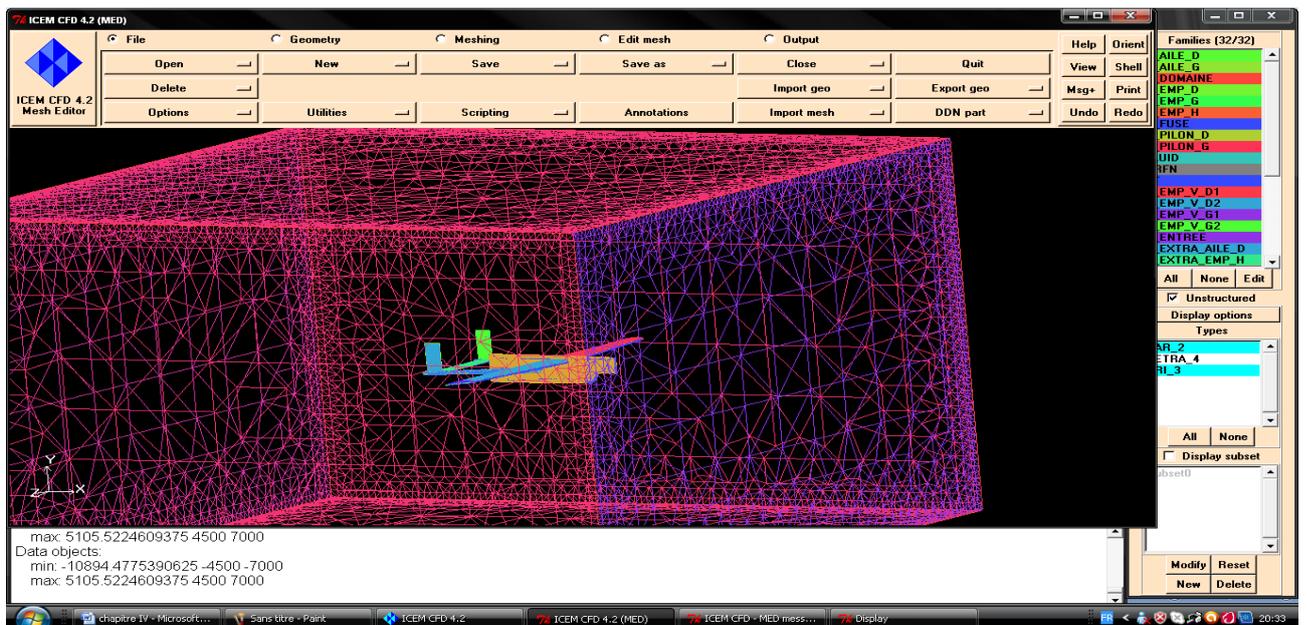


Figure IV-37 : Le maillage de la géométrie en 3D

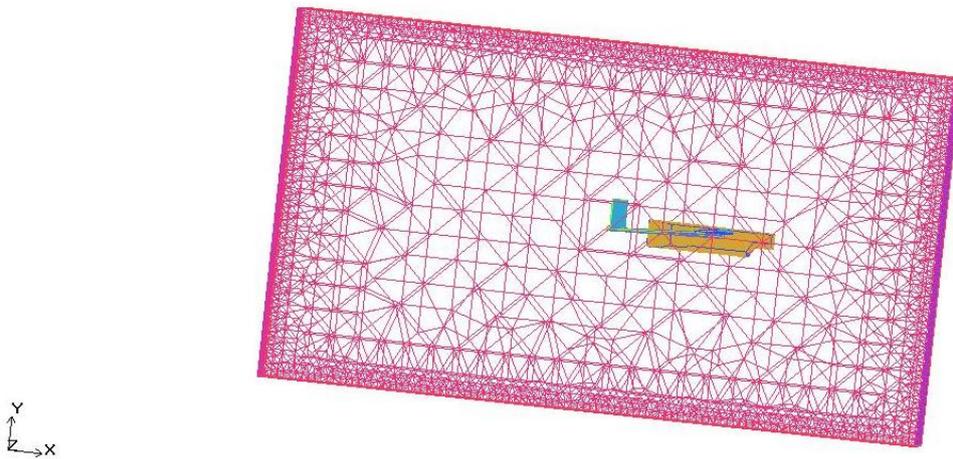


Figure IV-38 : maillage du drone du coté droit

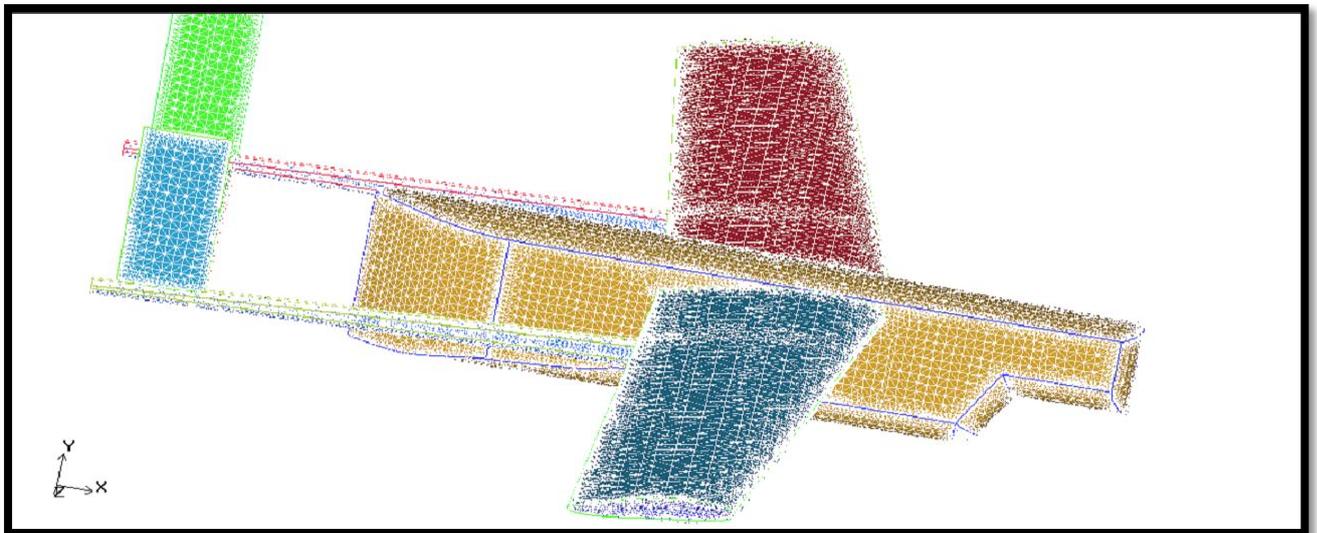


Figure IV-38 : Le maillage de la géométrie en Solid/Wire

- Drone complet

Total (Elements **1542740** et **296217** nodes)

- Domaine cube

Après la génération de fichier avec extension*.mesh pour chaque cas on peut dire que on a termine le maillage qui sera prés a l'utilisation dans fluent ;

La dernière étape dans cette partie est d'exporter le maillage vers le fluent

- TITIN → Msh → fluent.

c. Conception du drone sur Fluent :

Après tout les étapes qu'on a mentionnées dans le chapitre III concernant les étapes de fonctionnement, on a les conditions aux limites suivantes :

Operating pressure= 44750 pascal.

Température = 15°= 258K°.

Vitesse (vilosity)= 233ft/s = -56.83 m/s à l'entrée et Fairfield

Gauge pressure = 0 à la sortie.

$$M = \frac{V}{a} = \frac{V}{\sqrt{\gamma r T}} = \frac{56.83}{\sqrt{1.4 * 283 * 258}} = 0.18.$$

Donc le nombre de Mach < 0.2.

Après le la mise des conditions limites dans « boundary », on passe au « grid » dans DISPLAY où on va trouver la géométrie comme suit :

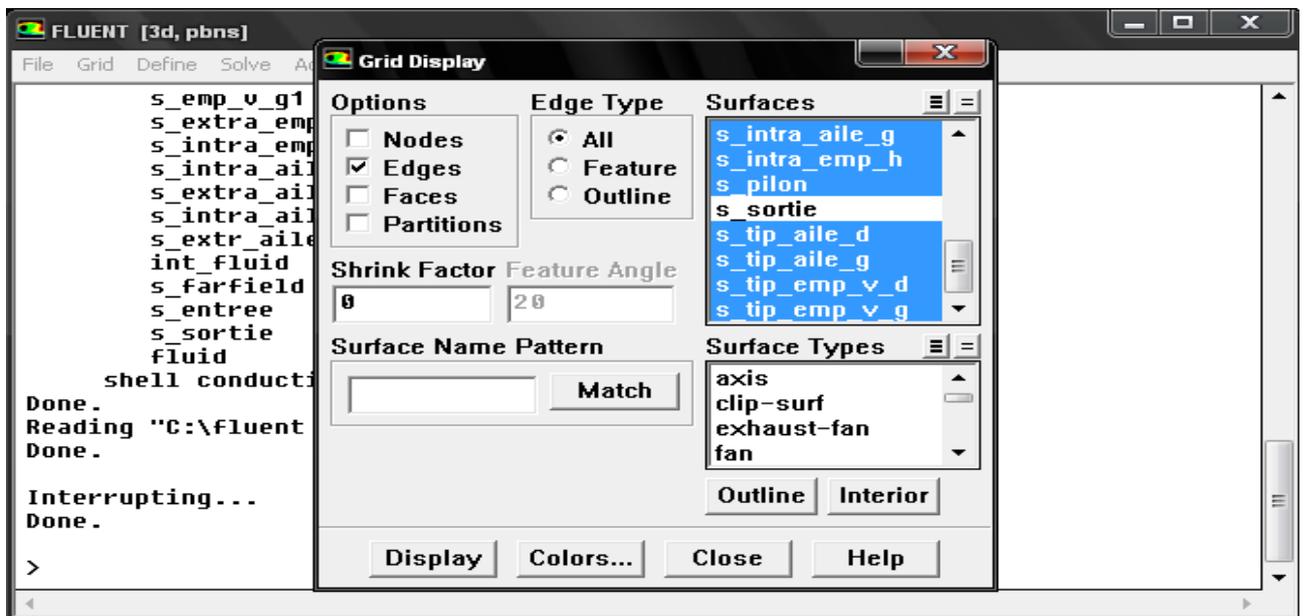


Figure IV- 40: L'option « grid display »

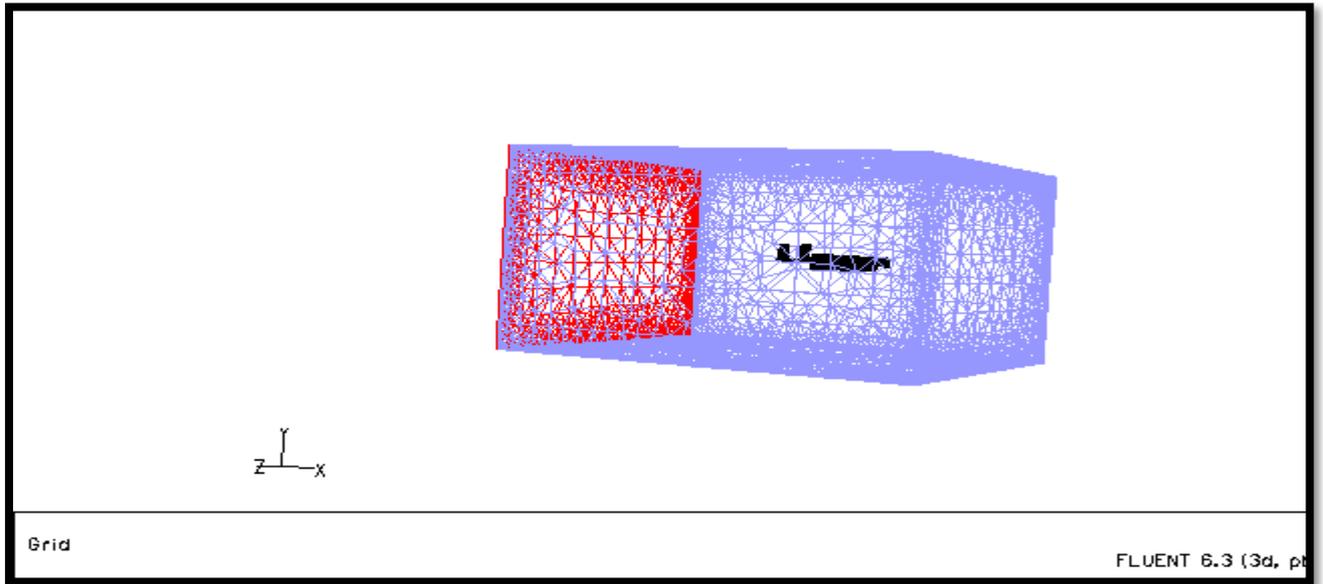


Figure IV-41 : Grid d'ensemble dans le menu « display »

On passe ensuite au « Monitors » où on a les résultats de résiduels et forces de coefficients de portance et trainée.

Monitors → résiduel, et on a obtenu le résultat suivant :

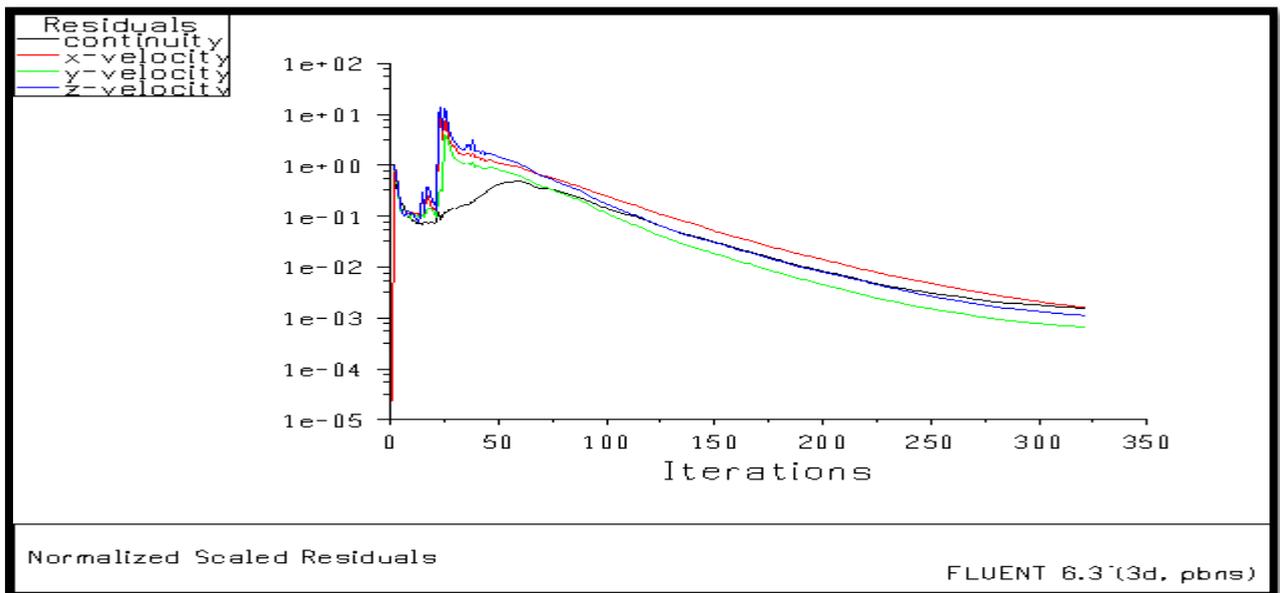


Figure IV-42 : Les résidus de drone et son domaine cube

Le nombre d'itérations est de : **320**.

❖ Interprétations des résultats :

D'après le graphe (IV-42) du résidu de l'équation de continuité et de mouvement suivant les trois axes. on remarque qu'il y'a une perturbation durant les 50 premières itérations et qui tends a se stabiliser puis se converge à la valeur 10^{-3} . Cette grandeur de résidu obtenue est une valeur de précessions qui est acceptable dans le domaine de la CFD.

Et concernant les résultats dans DISPLAY on a la case « contours » de :

- Pression « pression statique » :

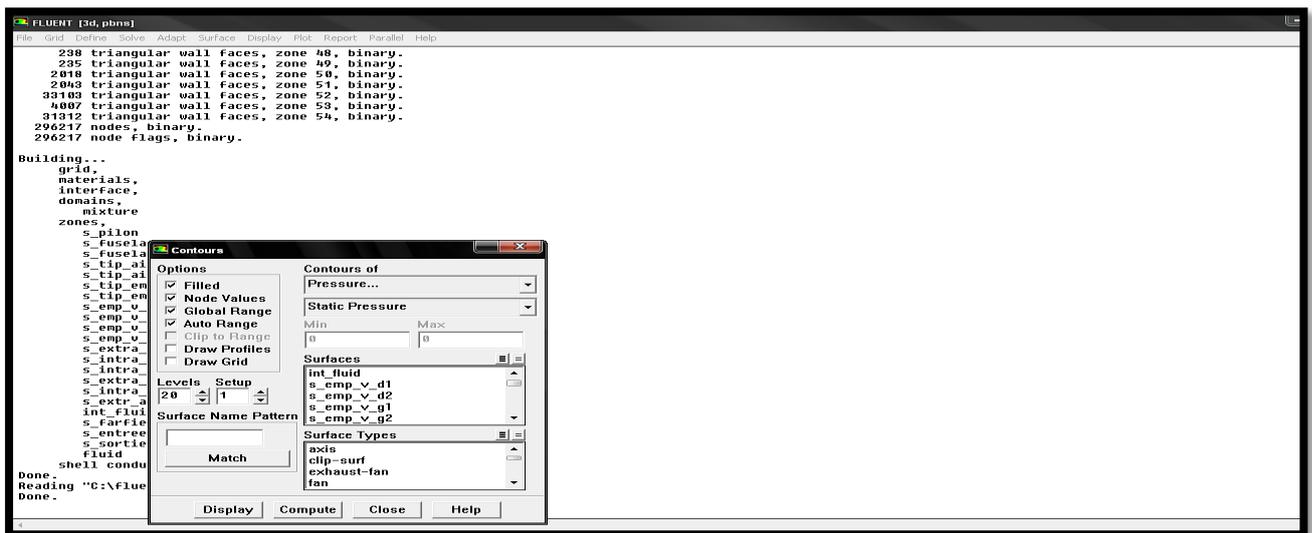


Figure IV-43 : les contours de pression dans DISPLAY.

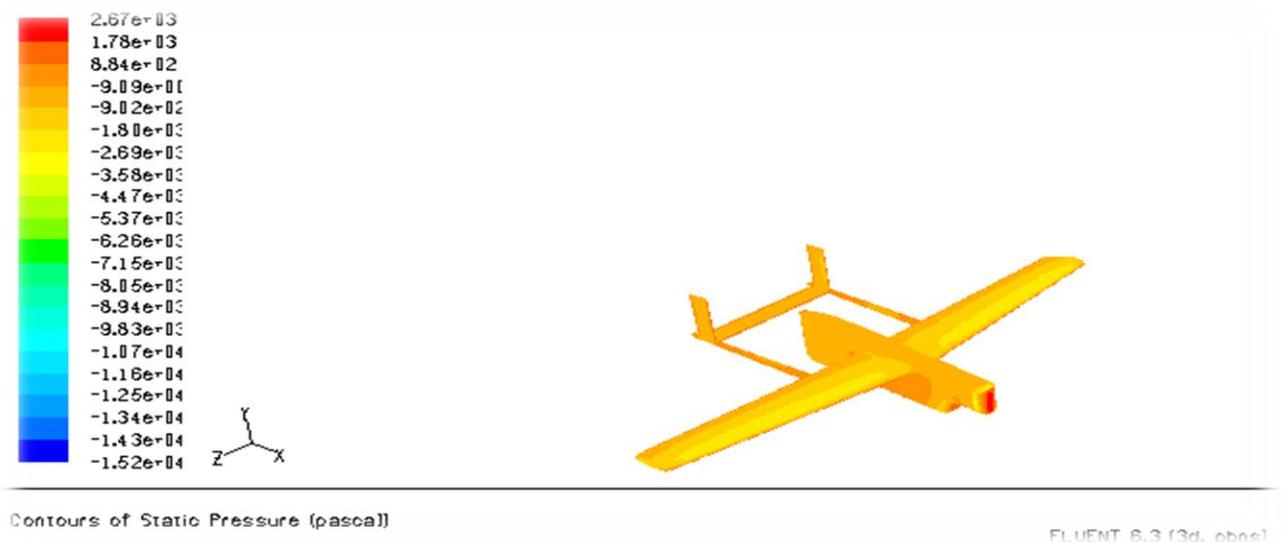


Figure IV-44 : Contours de la pression statique de « l'extrados »

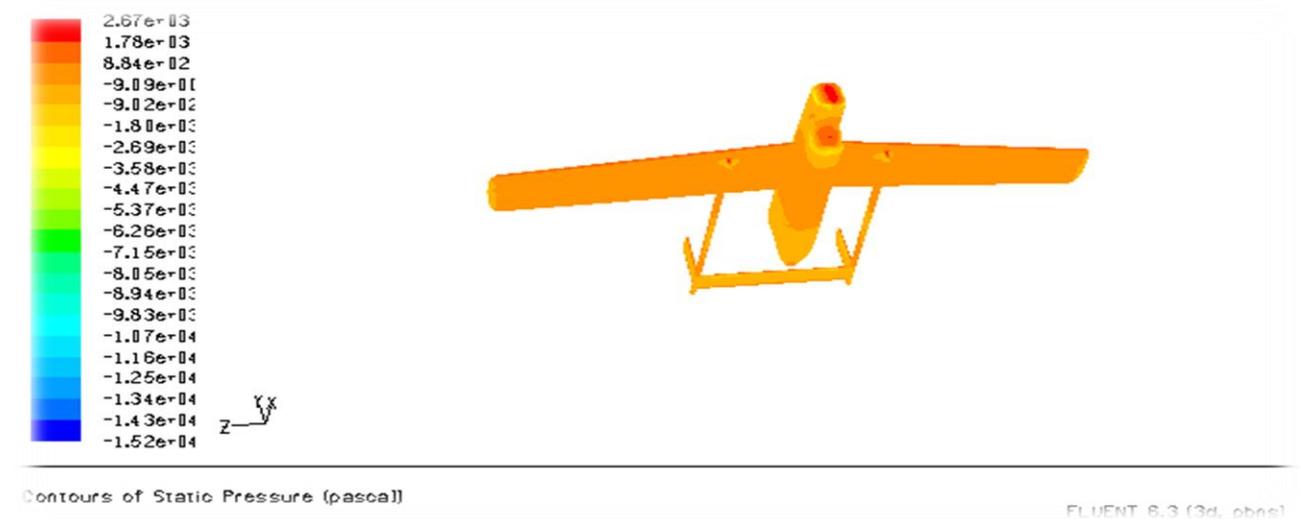


Figure IV-45 : Contours de la pression statique de « l'intrados »

L'examen des figures (IV-44) et (IV-45) définissant la distribution de pression statique sur l'aéronef respectivement sur la partie extrados et intrados.

On note que la marge de la pression dans l'extrados est entre $-3.5.10^3$ à $-9.02.10^2$ (en jaune) et la marge de pression statique l'intrados est entre -9.09 à $8.84.10^2$ (en orange).

- Velocity ou la vitesse« velocity magnitude » (par fluent):

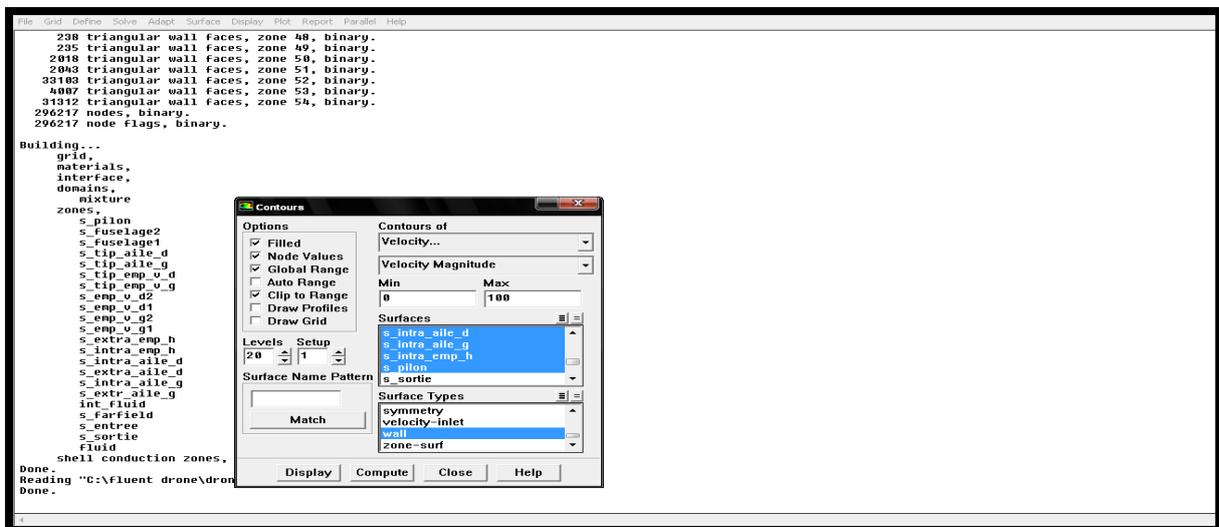


Figure IV-46: Les contours de vilosity dans DISPLAY.

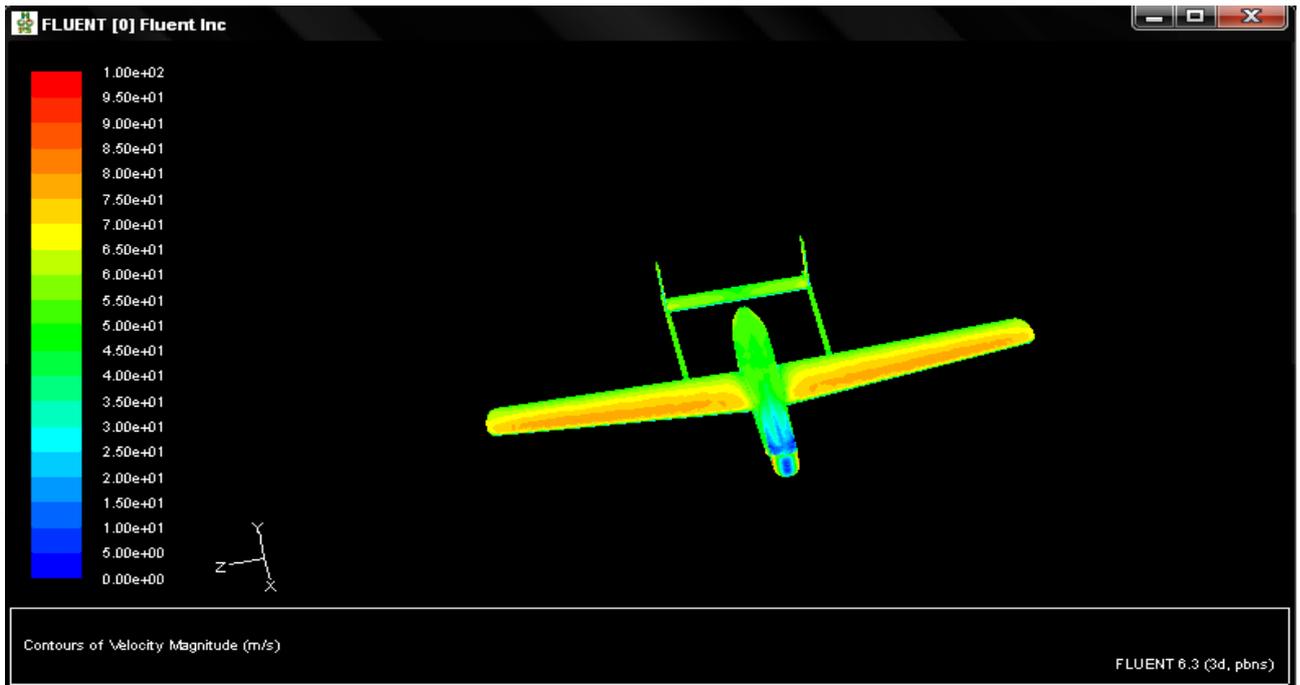


Figure IV-47 : Contours de « velocity magnitude » de la partie « extrados »

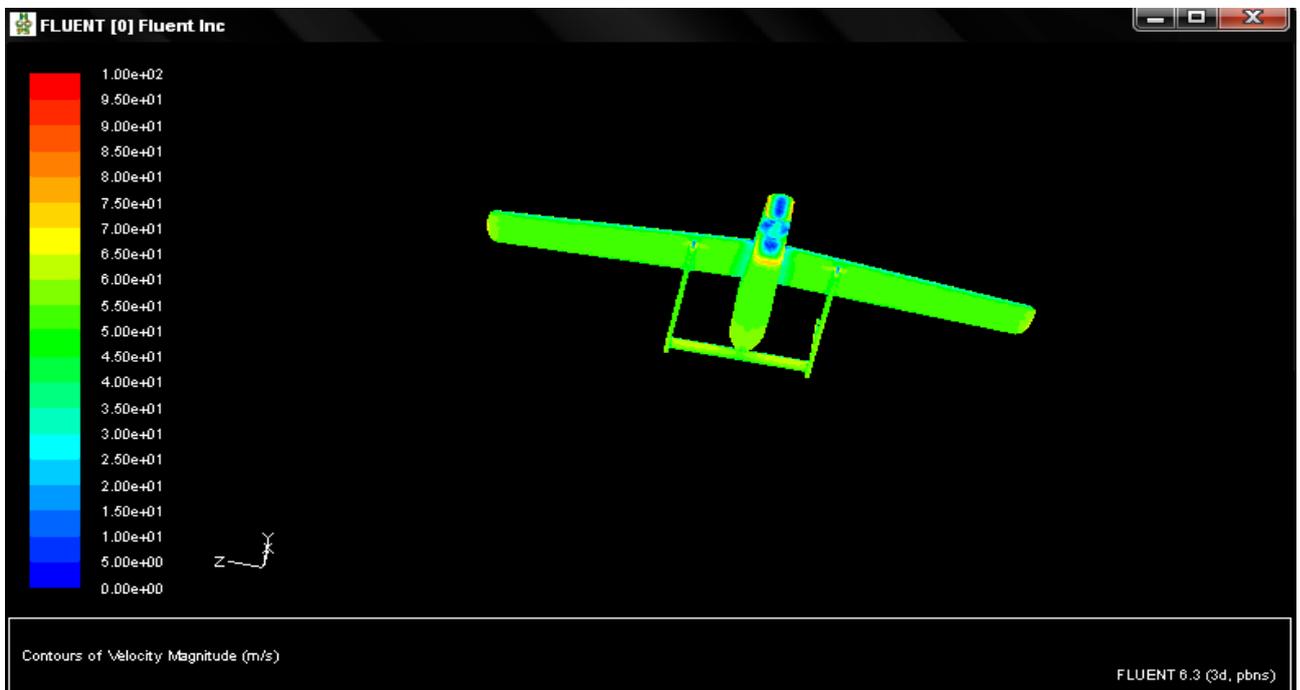


Figure IV-48 : contours de velocity magnitude de la partie « intrados »

L'examen des figures (IV-47) et (IV-48) définissant la distribution de « velocity magnitude » sur l'aéronef respectivement sur la partie extradados et intrados.

On note que la marge de vitesse dans l'extrados est entre $5.5+01$ à $7.5+01$ (en vert, jeune, orange à partir de bord de fuite jusqu'à bord d'attaque respectivement) et la marge de velocity de l'intrados est entre $5.00+01$ à $5.5+01$ (en vert).

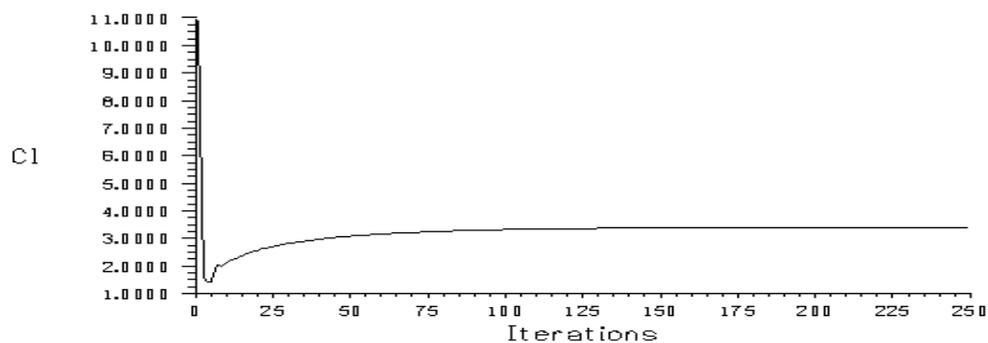
❖ Interprétations des résultats :

D'après les contours que l'on a obtenus, nous permettent de faire les remarques suivantes :

- Apparition d'une zone de suppression ou effet de compression sur l'intrados et une dépression (effet d'aspiration) sur l'extrados dû à la direction de l'écoulement le long de la l'aile et pour cette raison il y'a une accélération sur l'extrados et décélération sur l'intrados tout ça d'après le théorème de BERNOULLI..
- Apparition d'une zone de la pression est maximale (en rouge) qui Correspond aux points de vitesse nulle qui apparait (en bleu) c'est ce qu'on appelle le point d'arrêt on le voit sur le nez l'avion et partie avant du pilon et bords d'attaques des ailes.
- Les contours de la simulation numérique sont proche qualitativement que celle du Phénomène physique.

❖ les différents coefficients :

1. Le coefficient de portance c_l (lift) :



Lift Convergence History

FLUENT 6.3 (3d, pbns)

Figure IV-49 : Le coefficient de portance.

2. Le coefficient de trainée c_d (drag) :

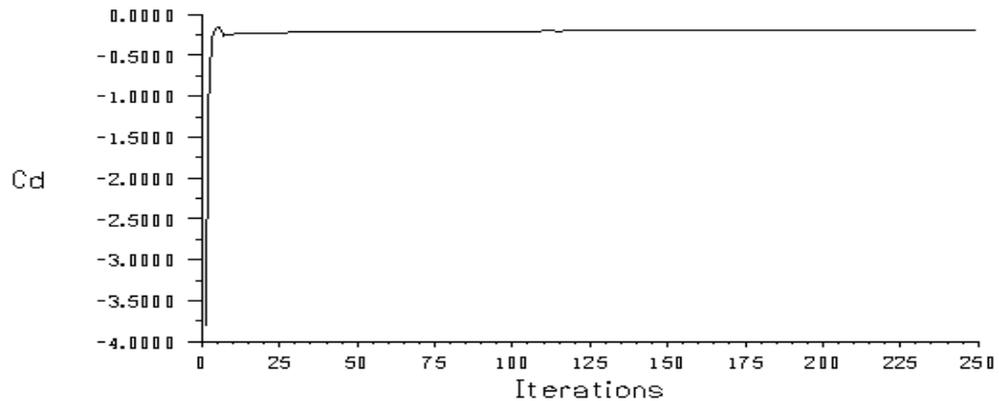


Figure IV-50 : Le coefficient de trainée.

Remarque :

Comme la trainée est dans le sens contraire de l'axe X, c'est-à-dire le sens d'écoulement est dans la même direction comme la figure ci-dessous montre et c'est pour cette raison que les valeurs de coefficient de la trainée sont négatives



Figure IV-51 : La direction de l'appareil dans « grid display »

❖ **Interprétations des résultats :**

D'après les résultats du graphe (figure IV-49) précédent du $Cl=f(Ni)$, on remarque qu'il ya une diminution de coefficient de portance en fonction de nombre d'itérations à partir d'une valeur

de 9 jusqu'à 1 dans les 5 premiers itérations, ensuite il se converge à une valeur de 3 qui est une valeur acceptable dans la théorie (norme).

D'après les résultats du graphe (figure IV-50) $C_d=f(Ni)$, on remarque qu'il ya une augmentation de coefficient de trainée en fonction de nombre d'itérations à partir de d'une valeur de -3.5 jusqu'à -0.2 dans les 5 premiers itérations, après il se converge à une valeur de -0.3 qui est une valeur acceptable dans la théorie (norme).

❖ Coefficient de pression :

Le coefficient de pression est un facteur très important dans l'aérodynamique, c'est le rapport de la pression totale par rapport à la pression de référence.

On essaye de donner les graphes de C_p en fonction de la corde de l'aile, quand a obtenu à partir du Fluent, à l'aide de TECKPLOT et EXEL.

Les étapes du fonctionnement du TECKPLOT sont mentionnées dans l'Annexe.

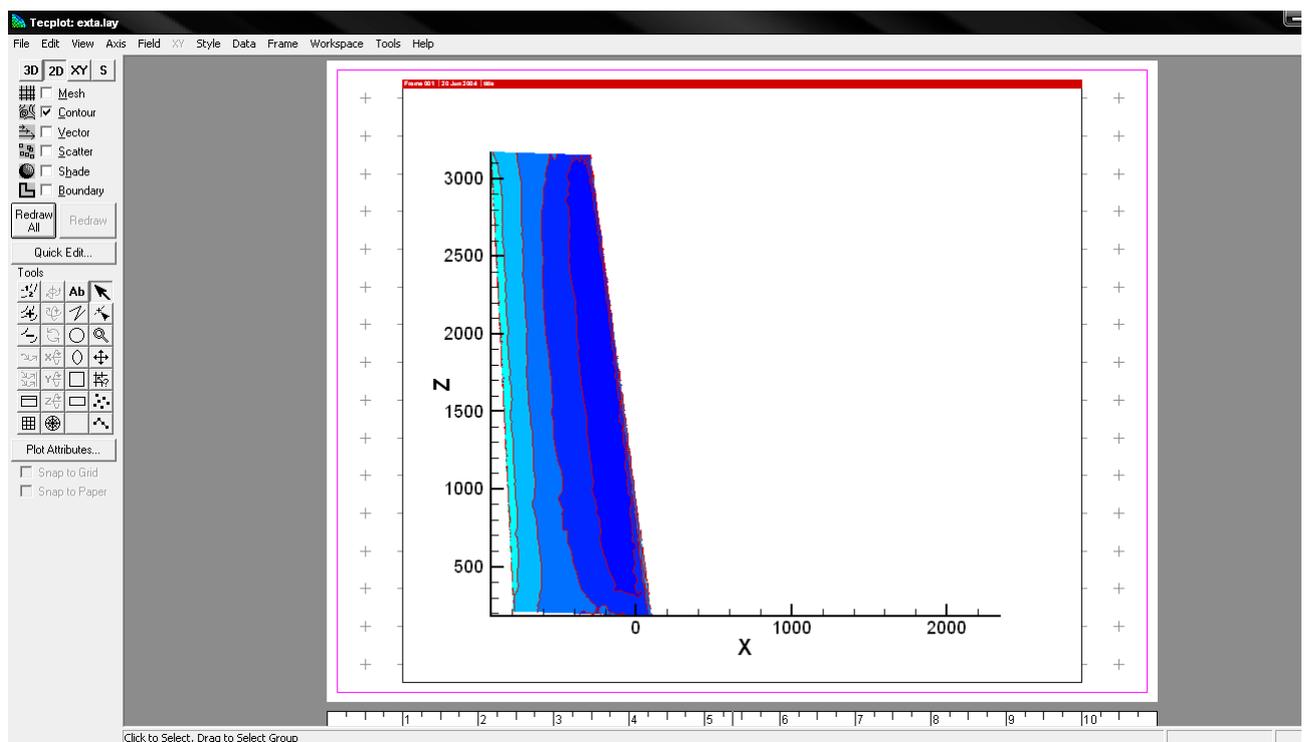


Figure IV- 52 : L'extrados de demi-aile droit dans TECKPLOT.

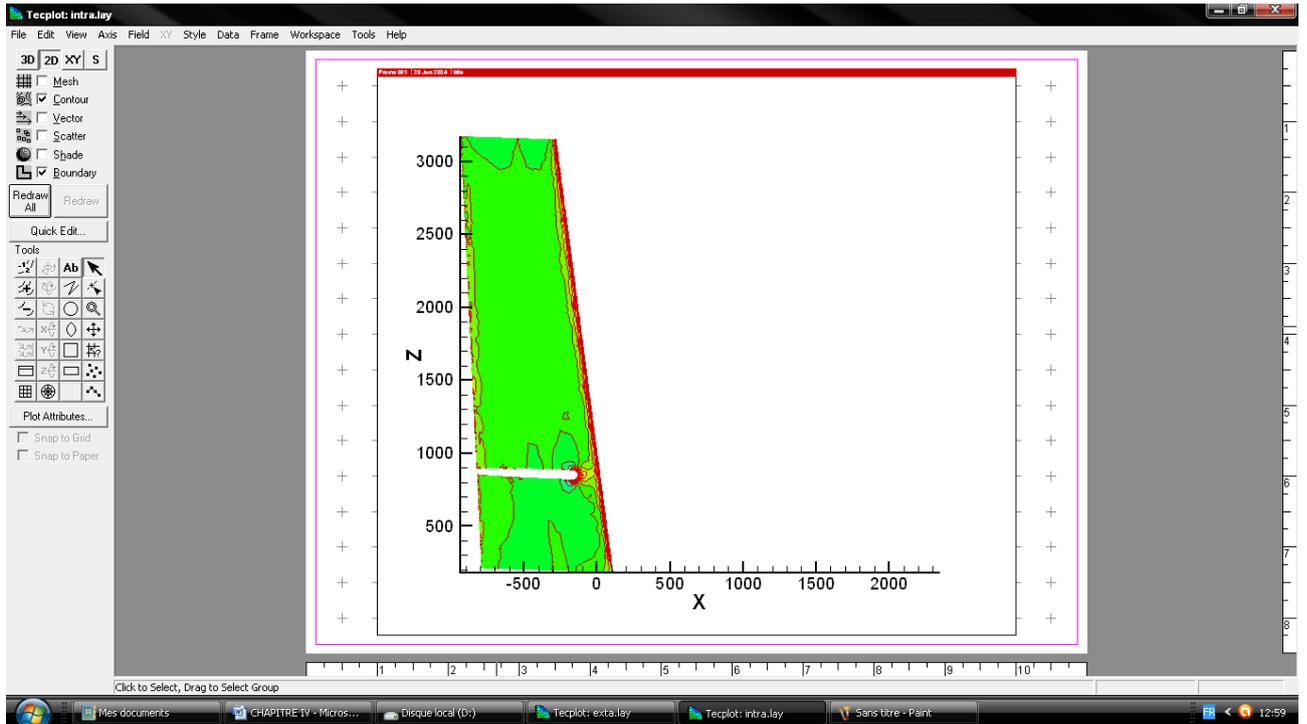


Figure IV-53 : L'intrados de demi-aile droit dans TECKPLOT.

- La station 500 :

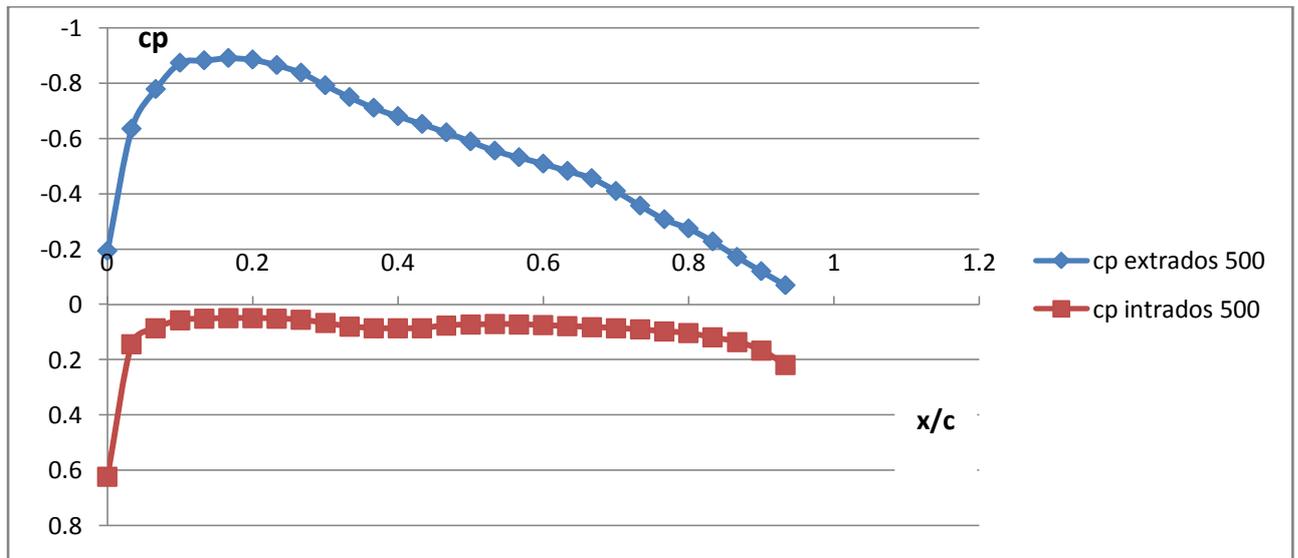


Figure IV-54 : La variation de Cp en fonction de la corde d'aile « 500 ».

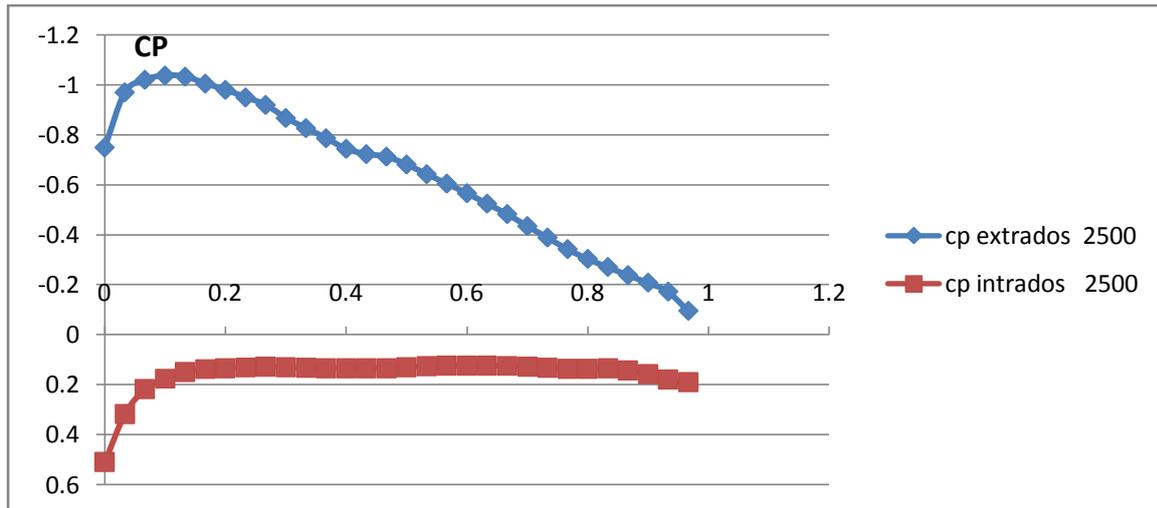
- La station 2500

Figure IV-55 : la variation de Cp en fonction de la corde d'aile « 2500 ».

❖ Résultats et interprétations :

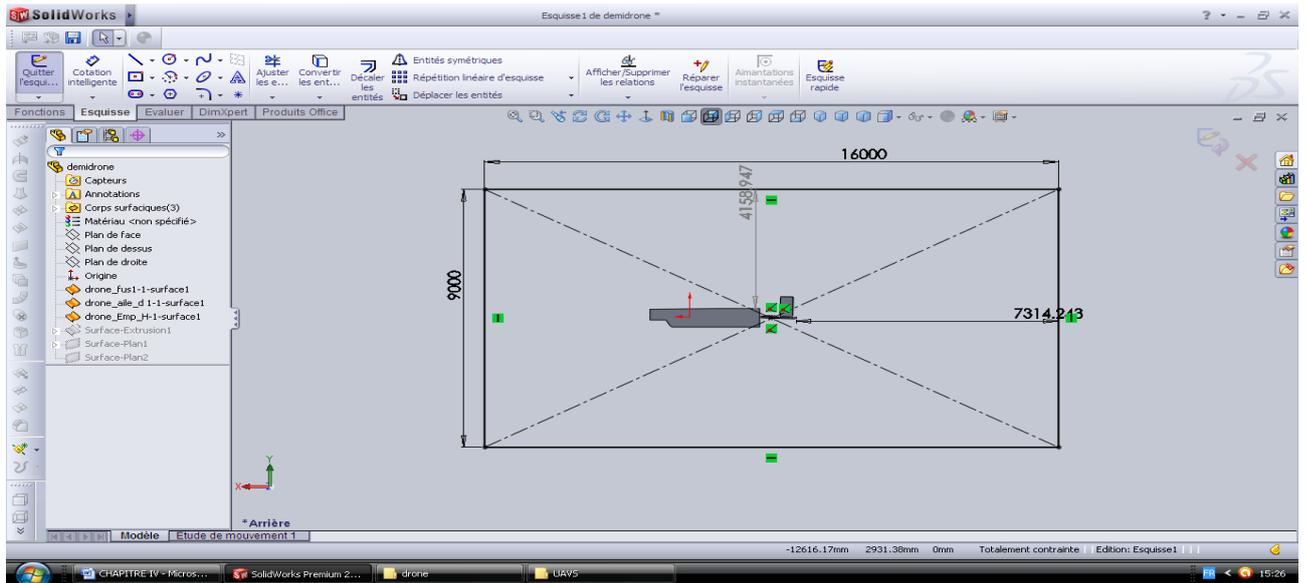
D'après les figures précédentes figure (IV-54), figure (IV- 55), qui représentent l'évolution du coefficient de pression calculé par FLUENT, sur l'extrados et l'intrados de l'aile, dont les stations 500,2500 sont des stations à partir de l'emplanture, et l'extrémité de l'extrados et l'intrados de l'aile, et on va trouver les valeurs de coefficient de pression à chaque station à l'aide de TECKPLOT. Ensuite on a tracé la variation de coefficient de pression en fonction de la corde de l'aile (X).

En effet on constate globalement qu'il existe une dépression au niveau de l'extrados et une surpression au niveau de l'intrados de l'aile ce qui est logique.

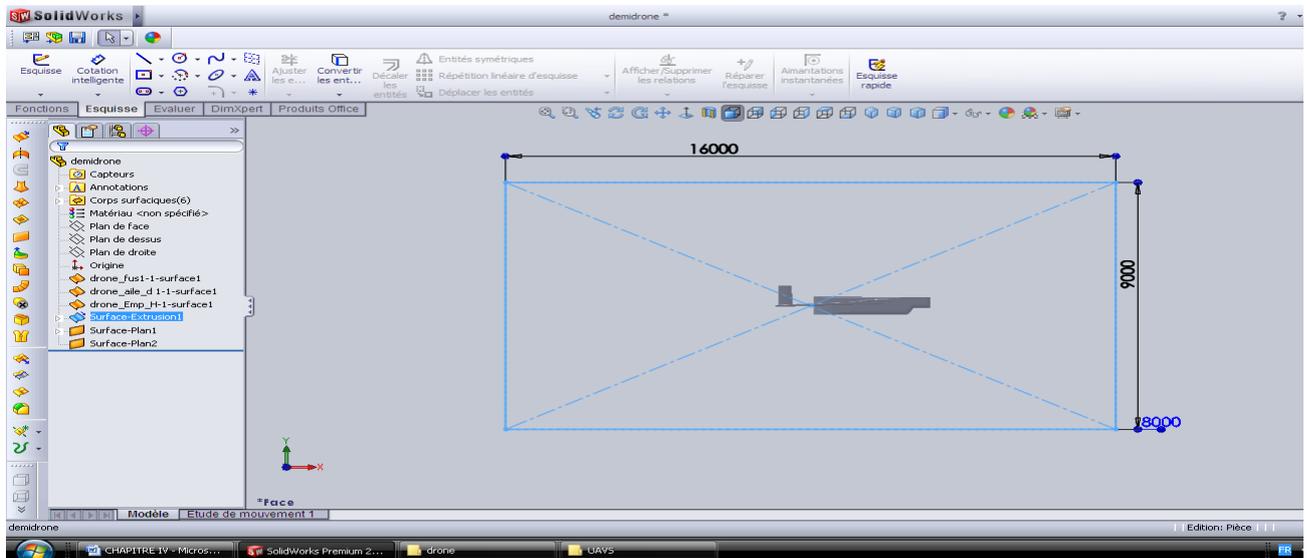
4/ Deuxième cas d'étude : Demi domaine cube

a. Construction de domaine d'étude sur SolidWorks :

La même chose que précédent, on va construire un domaine, sauf que la forme cube et le drone on les divise en deux.



a. Construction du domaine demi-cube dans SOLIDWORKS



b. Les dimensions de domaine demi cube

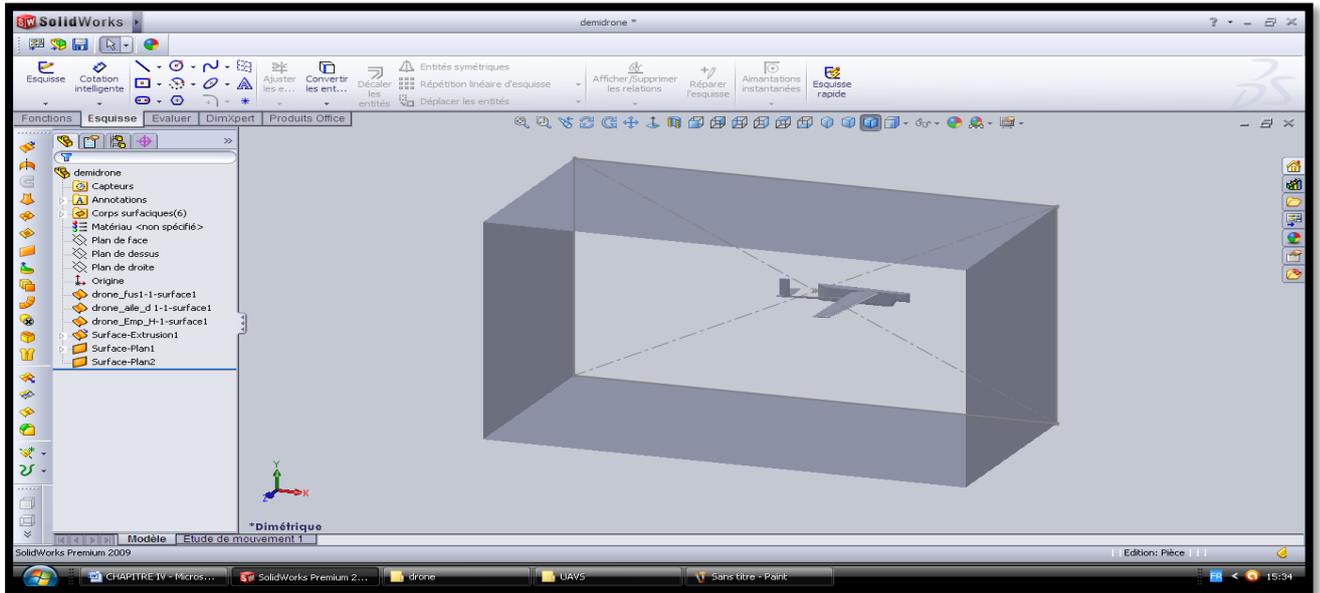


Figure IV-56 : Le demi-drone avec son demi-domaine cube dans SOLIDWORKS.

Ensuite, Créer un fichier IGES → vers ICEM CFD.

b. Conception sur ICEM CFD :

On va au début créer des familles sur cette géométrie, que ce soit du « curve » et « surface » dans DISPLAY

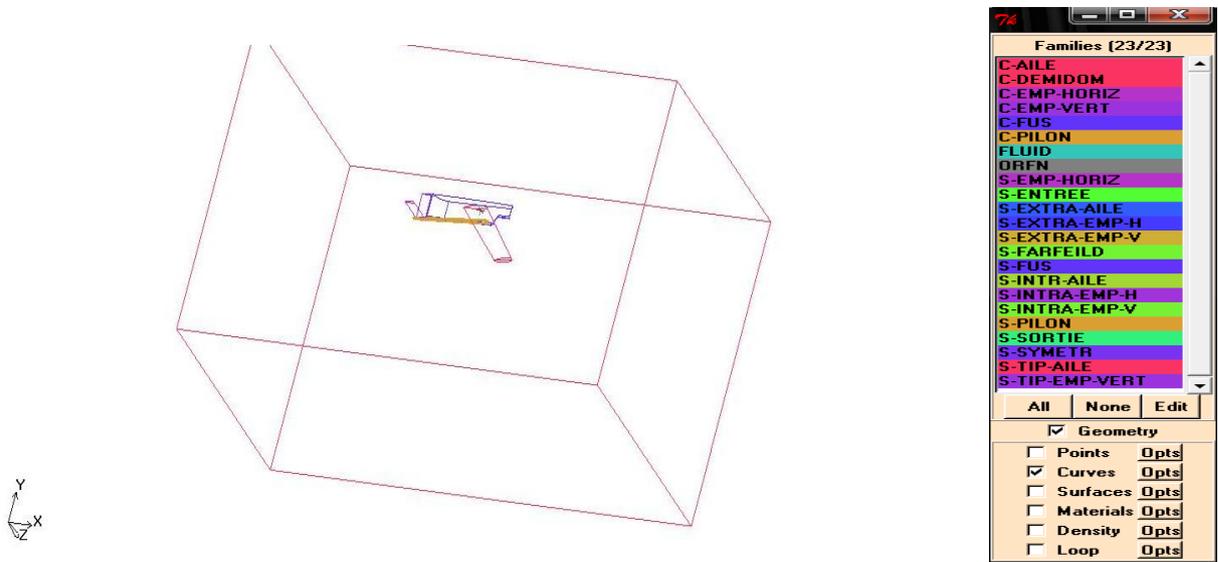


Figure IV-57 : la géométrie TITIN de demi- drone dans ICEM CFD.

- Génération de maillage :

Cette étape est la plus importante c'est la où on va mailler la structure, mais il faut d'abord créer des paramètres de maillage (mesh params) dans GEOMETRY qui sont comme suit :

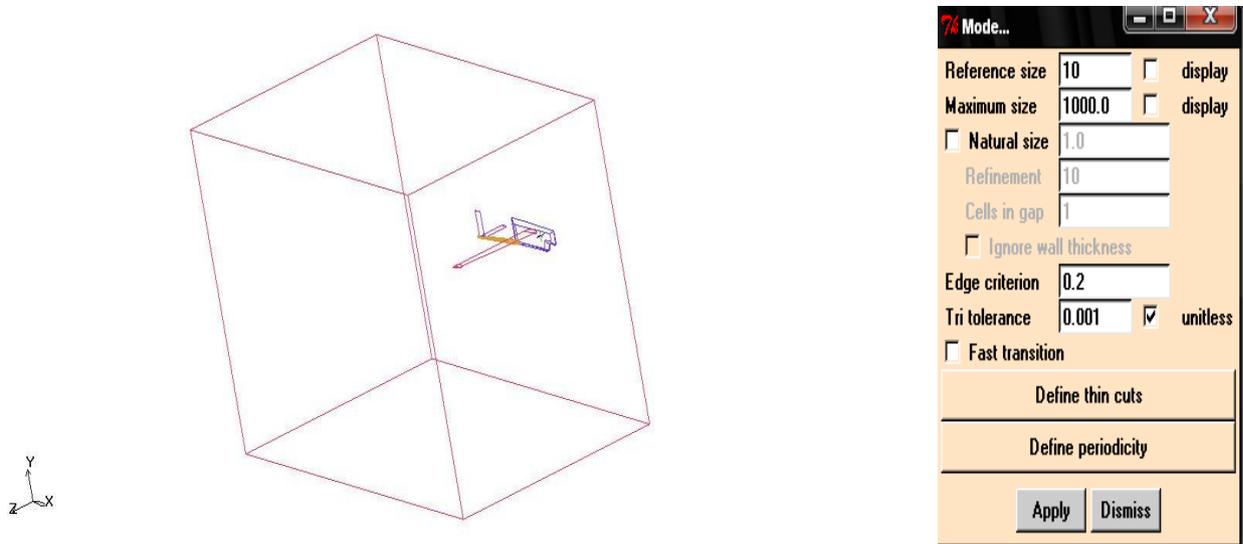


Figure IV- 58: le Model de mech params de demi-drone

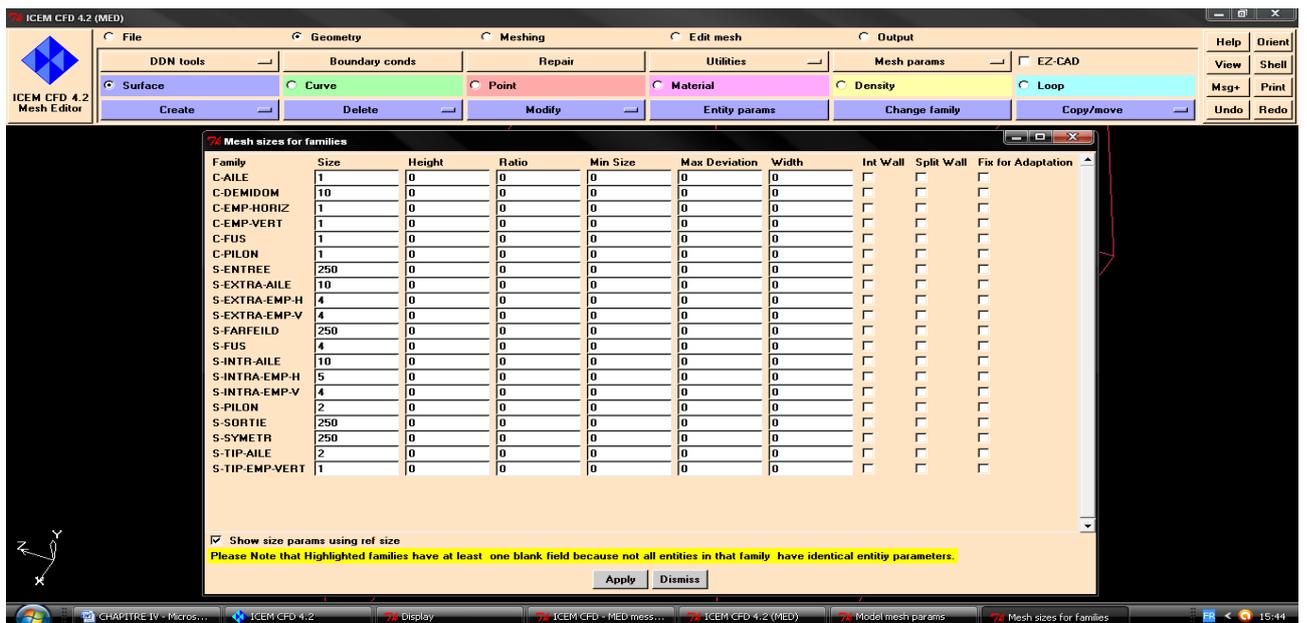


Figure IV-59 : les paramètres de maillage de demi-drone pour toutes les familles

Après mesh params, on passe vers meshing → TETRA → Old tetra GUI.

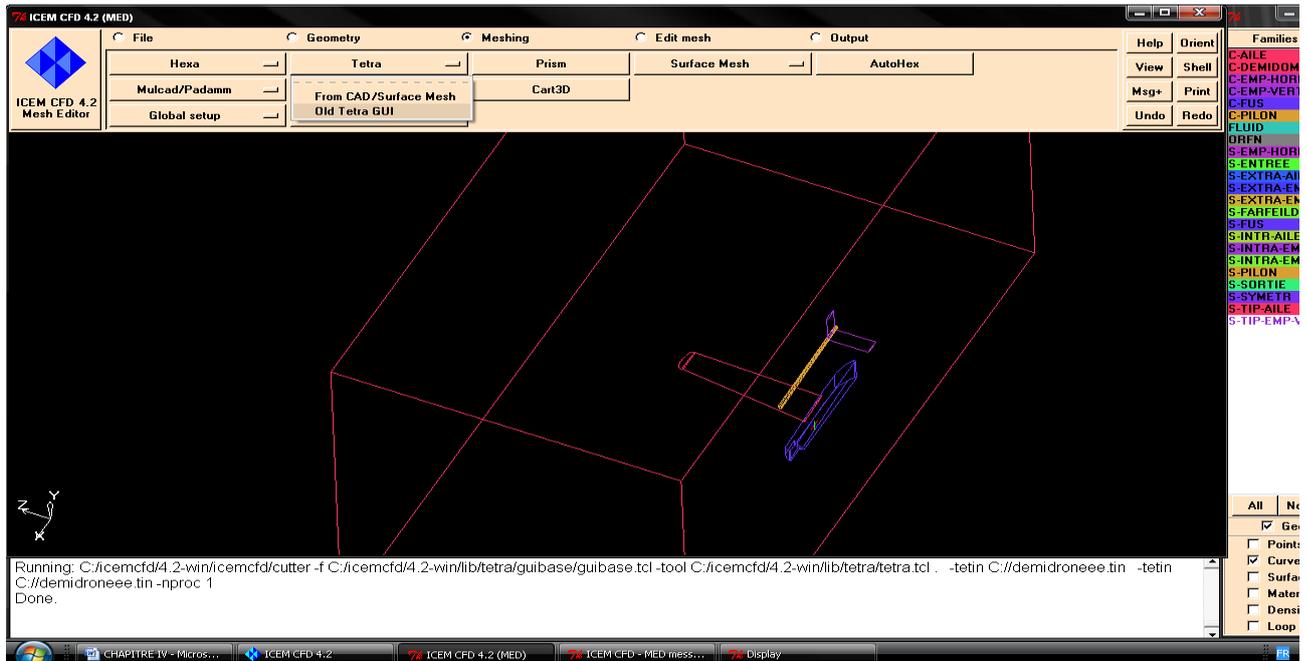


Figure IV-60: les étapes de maillage de la géométrie de demi-drone

Ensuite il va enregistrer le domaine (mesh) et il commence de faire le maillage, et on obtient ce schéma :

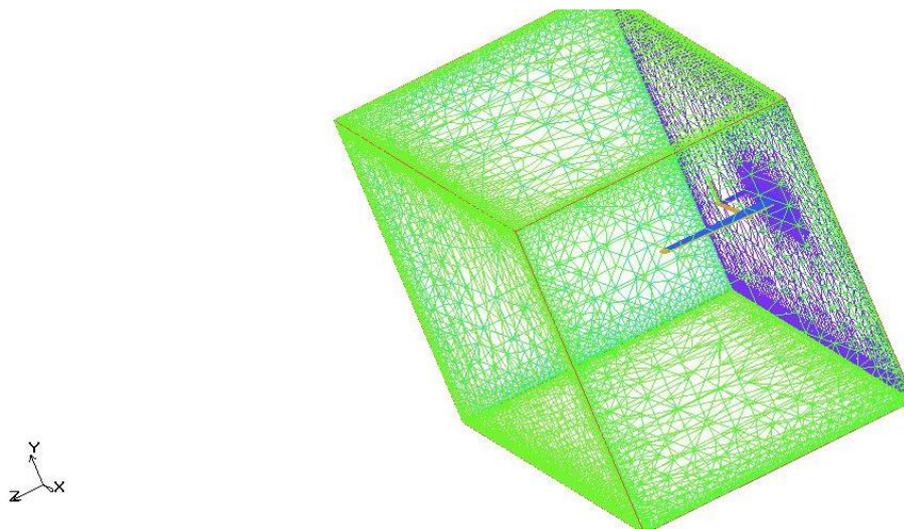


Figure IV-61 : Le maillage de la géométrie demi-drone du côté droit

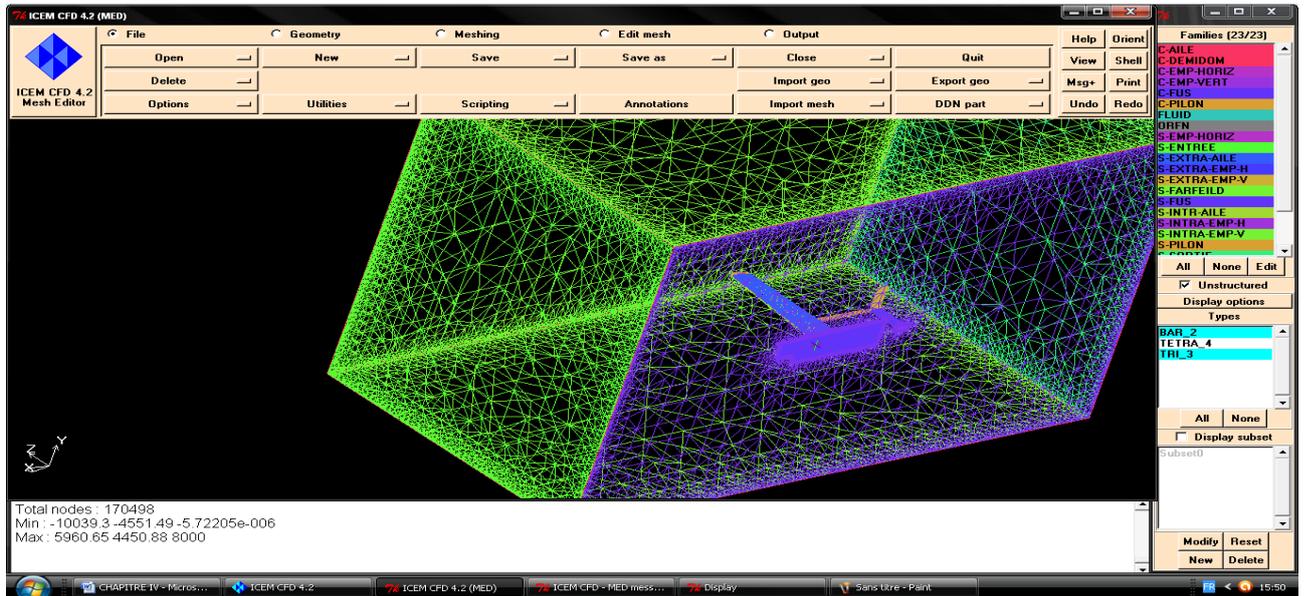


Figure IV-62 : Le maillage de la géométrie demi-drone en 3D

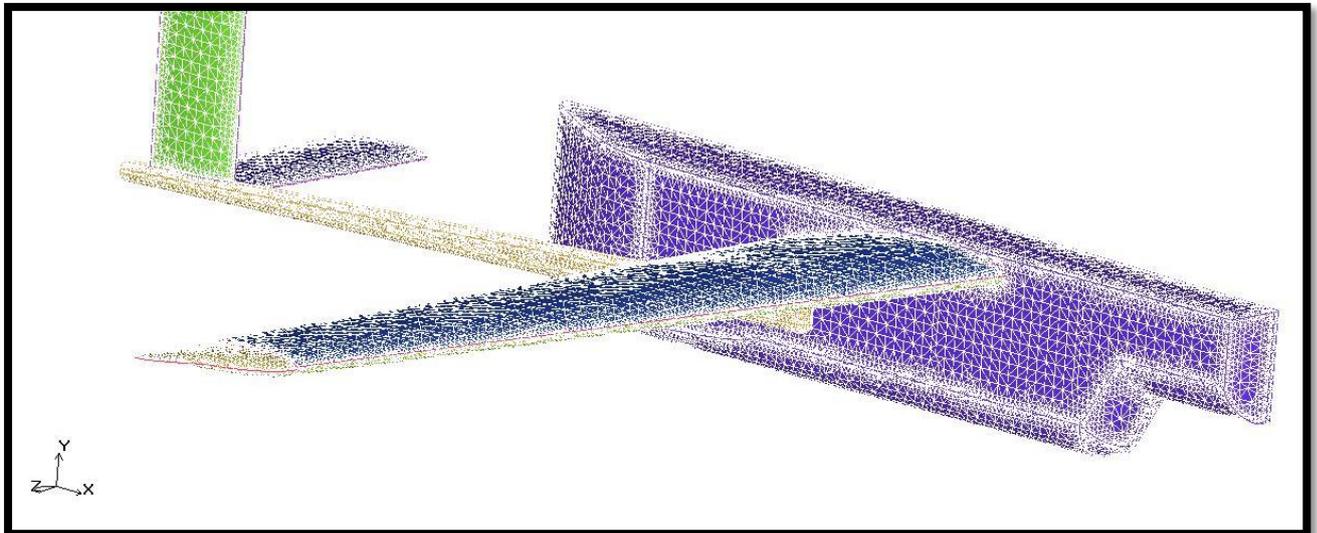


Figure IV-63 : Le maillage de la géométrie demi-drone en Solid/Wire

- Demi-drone

Total (Elements **858751** et **170498** nodes)

- Demi-domaine-cube

On a terminé le maillage de ce drone on passe au FLUENT, avec les mêmes étapes de premier cas sauf qu'on ajoute dans « boundary condition » la surface symetrie et voici ces condition :

Operating pressure= 44750 pascal.

Température = 15°= 258K°.

Vitesse (velocity)= 233ft/s =56.83 m/s à l'entrée et Fairfield

Gauge pressure = 0 à la sortie.

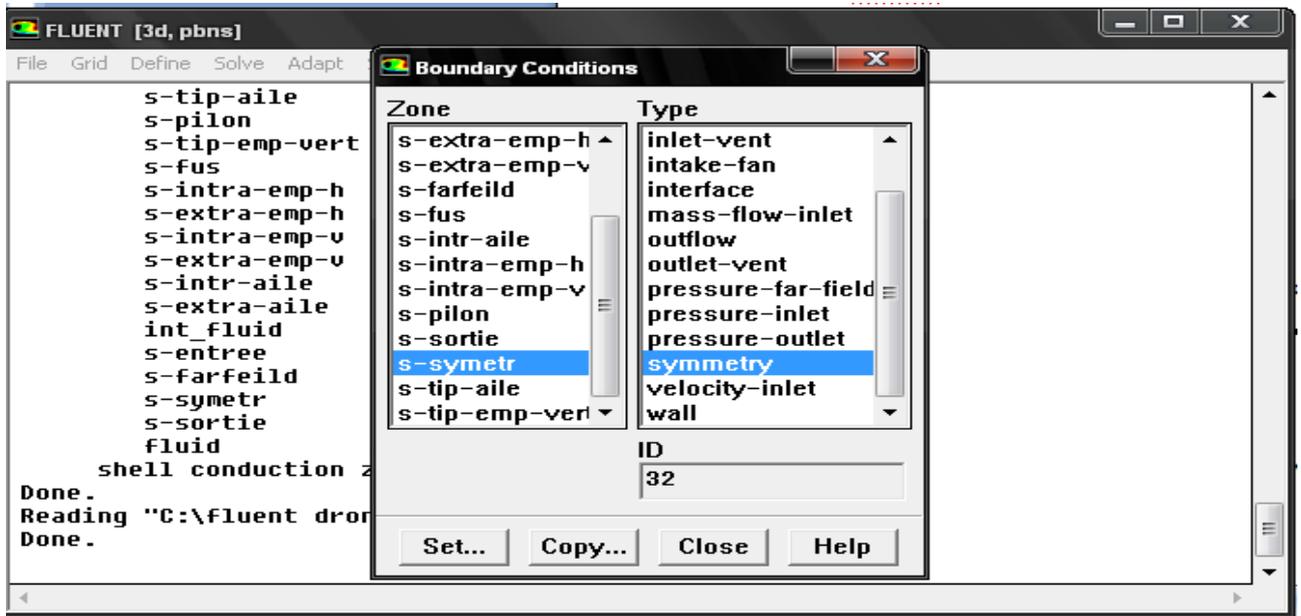


Figure IV- 64: Surface Symétrique.

Après les conditions limites on obtient le résidu suivant :

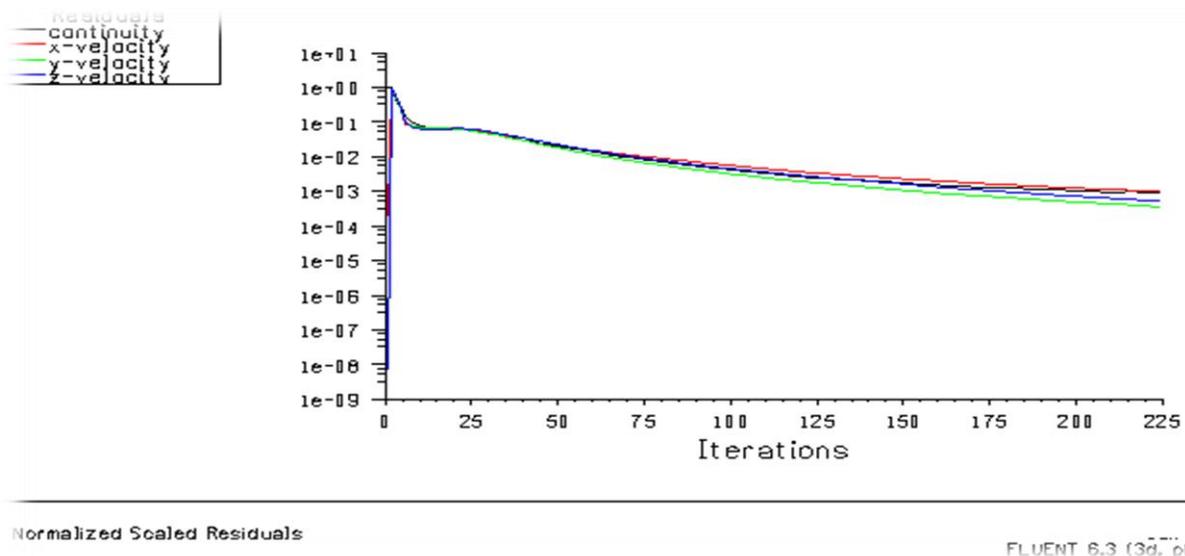


Figure IV-65 : Les résidus de demi- drone et son domaine demi- cube

Nombre d'itérations : 225

❖ Interprétations des résultats :

D'après le graphe figure (IV-65) du résidu de l'équation de continuité et mouvement suivant les trois axes, on remarque que ces variations convergent sans aucune perturbation par rapport au premier cas à cause de bon qualité de maillage, on voit que ces variations convergent à une valeur de 10^{-3} qui est une acceptable dans domaine CFD.

D'après le graphe (IV-42) du résidu de l'équation de continuité et de mouvement suivant les trois axes, On remarque qu'il y'a une perturbation durant les 50 premières itérations et qui tends à se stabiliser puis se converge à la valeur 10^{-3} . Cette grandeur de résidu obtenue est une valeur de précessions qui est acceptable dans le domaine de la CFD.

Et on a la géométrie dans « grid display » comme suit :

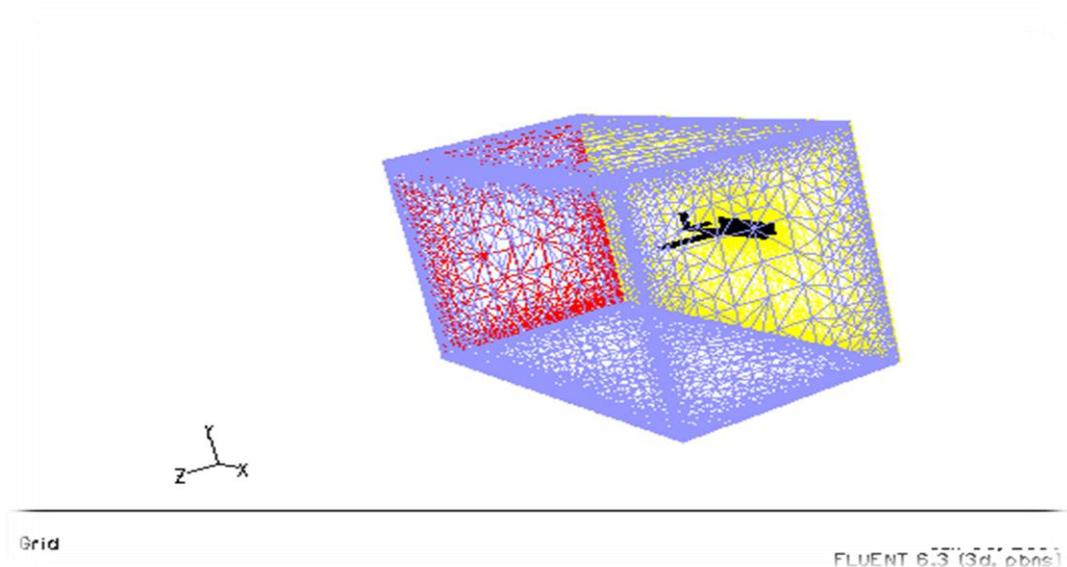


Figure IV-66: Le « grid display » de la géometrie demi-drone

Et concernant les résultats dans DISPLAY on a la case « contours » de :

- Pression « pression statique » (par fluent) :

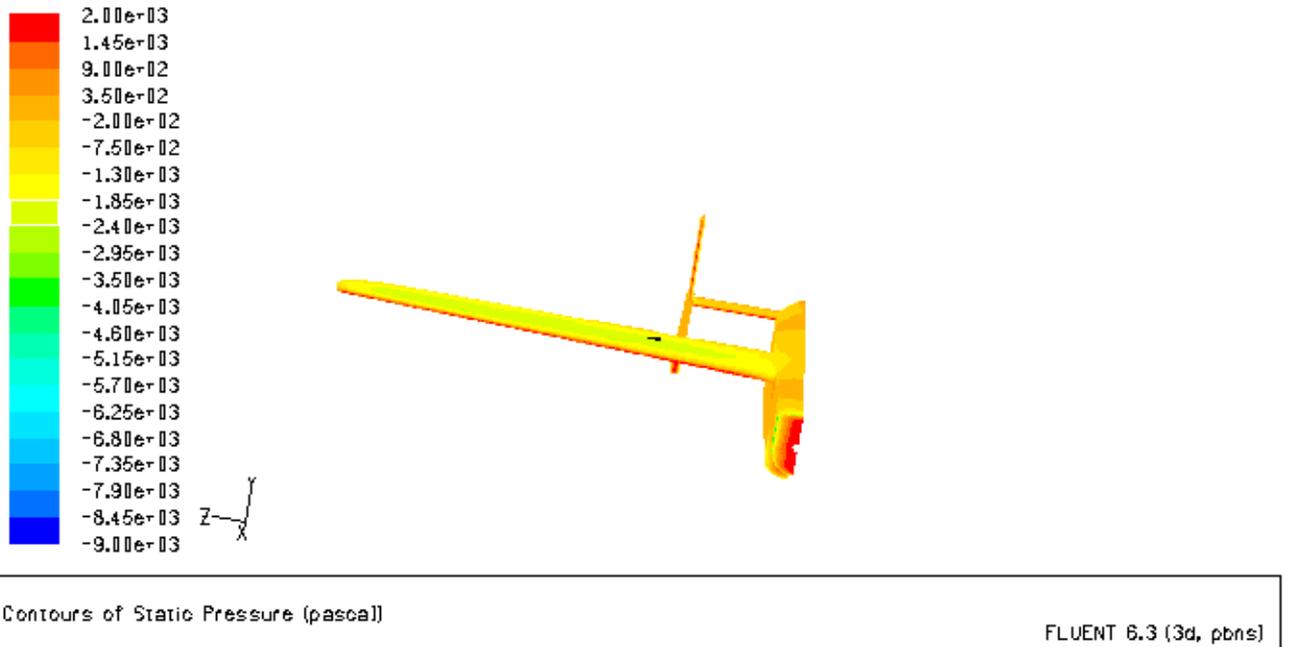


Figure IV-67 : Contours de pression statique de la partie « extrados»

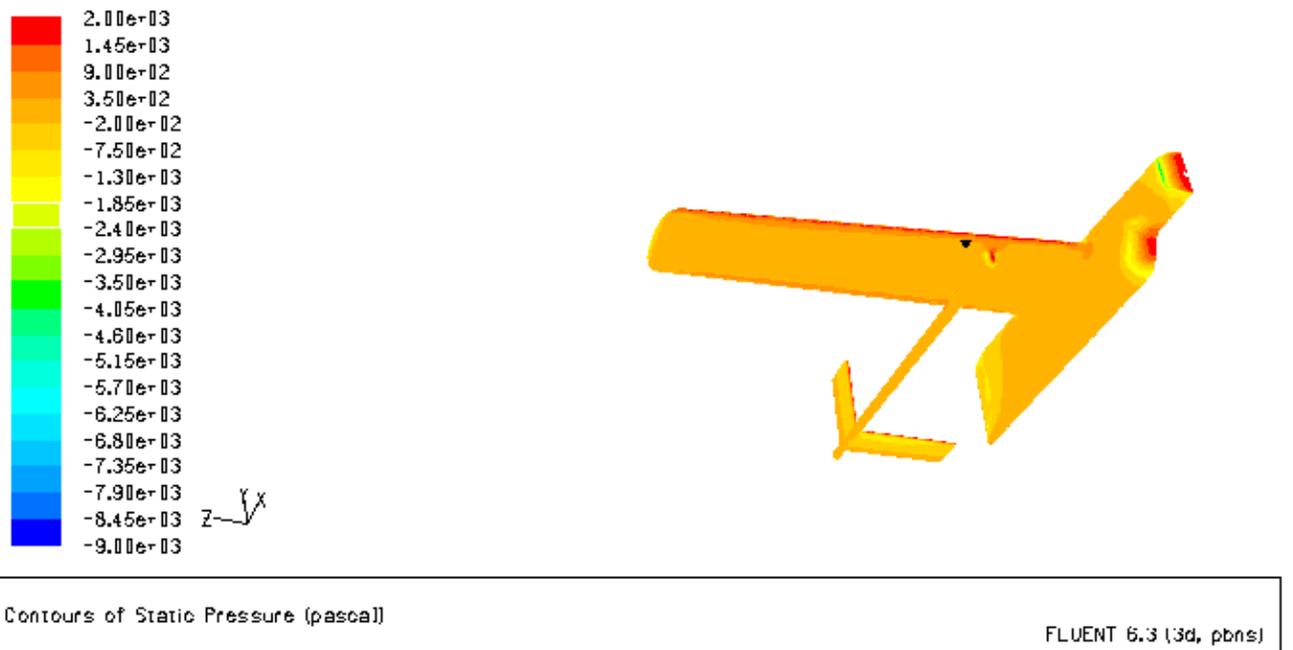


Figure IV-68 : Contours de pression statique de la partie « intrados »

L'examen des figures (IV-67) et (IV-68) définissant la distribution de pression statique sur l'aéronef respectivement sur la partie extrados et intrados.

On note que la marge de la pression dans l'extrados est entre $-2.4.10^3$ à $-7.5.10^2$ (en jaune et peu de vert) et la marge de pression statique l'intrados est entre $-2.00.10^2$ à $3.5.10^2$ (en orange).

- Velocity ou la vitesse « velocity magnitude » (par fluent):

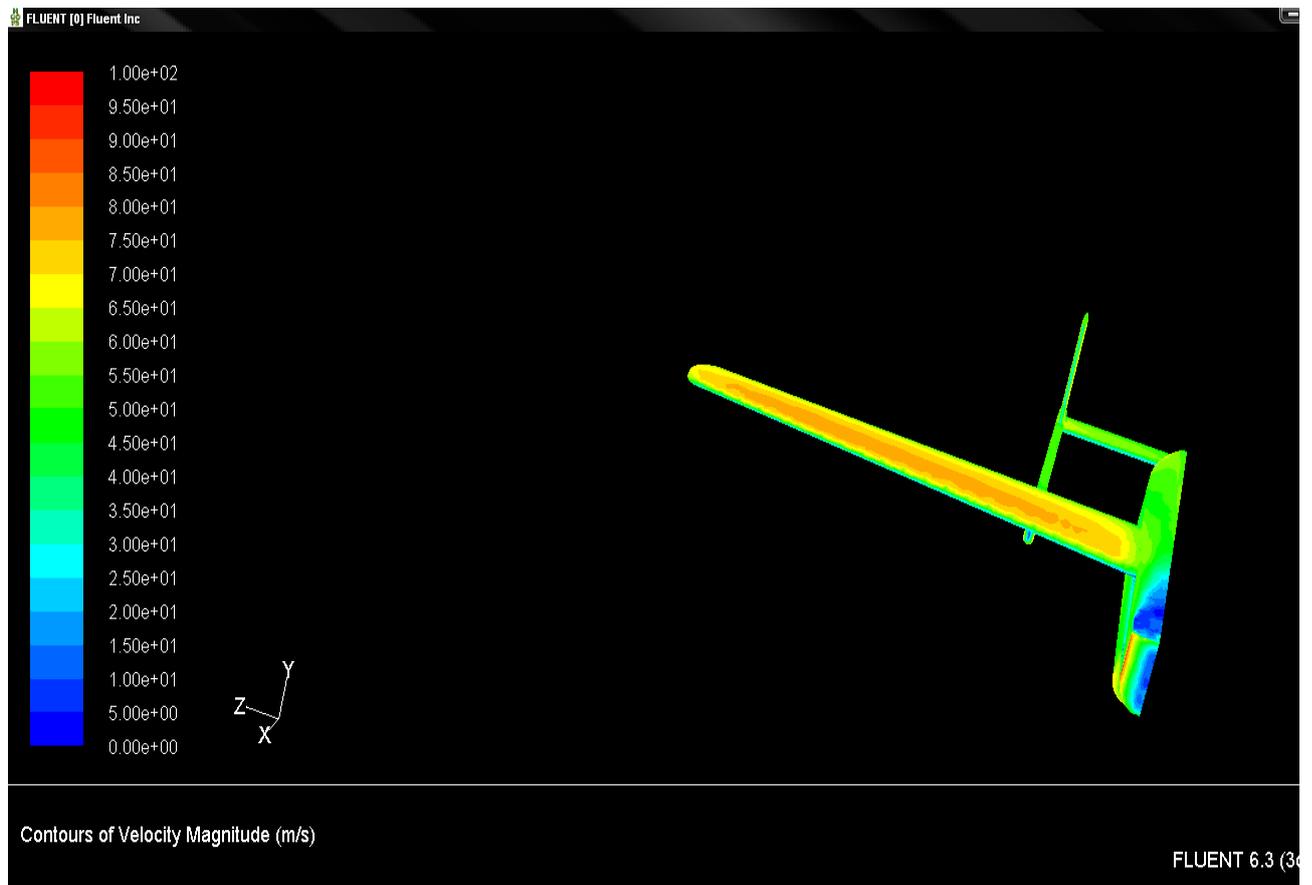


Figure IV-69 : Contours de « velocity magnitude » de la partie « extrados »

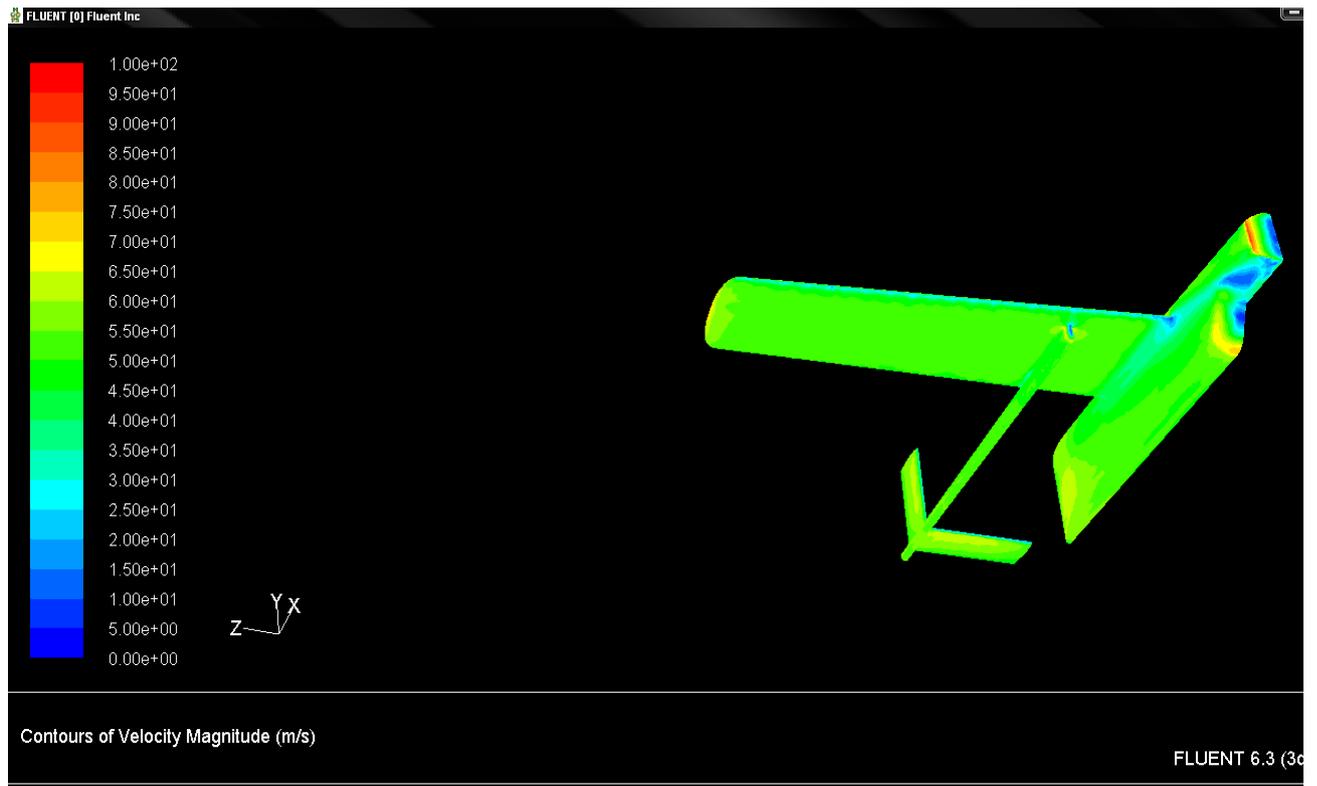


Figure IV-70 : Contours de « velocity magnitude » de la partie « intrados »

L'examen des figures (IV-69) et (IV-70) définissant la distribution de « velocity magnitude » sur l'aéronef respectivement sur la partie extrados et intrados.

On note que la marge de vitesse dans l'extrados est entre $6.00+01$ à $8.00+01$ (en vert, jaune, orange à partir de bord de fuite jusqu'à bord d'attaque respectivement) et la marge de velocity de l'intrados est entre $5.00+01$ à $5.5+01$ (en vert).

❖ Interprétations des résultats :

D'après les contours que l'on a obtenus, nous permettent de faire les remarques suivantes :

- Apparition d'une zone de suppression ou effet de compression sur l'intrados et une dépression (effet d'aspiration) sur l'extrados dû à la direction de l'écoulement le long de la l'aile et pour cette raison il y'a une accélération sur l'extrados et décélération sur l'intrados tout ça d'après le théorème de BERNOULLI..
- Apparition d'une zone de la pression est maximale (en rouge) qui Correspond aux points de vitesse nulle qui apparait (en bleu) c'est ce qu'on appelle le point d'arrêt on le voit sur le nez l'avion et partie avant du pilon et bords d'attaques des ailes.

- Les contours de la simulation numérique sont proche qualitativement que celle du Phénomène physique.

❖ Comparaison des résultats :

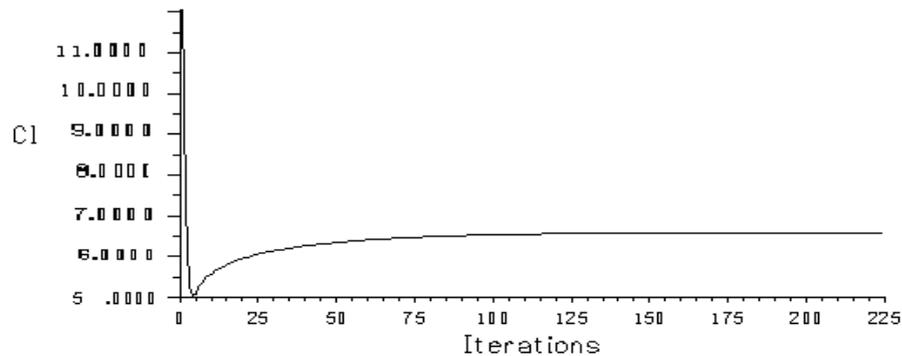
La comparaison se faite sur les paramètres suivants :

- 1/ influence de la pression et velocity sur l'avion.
- 2/ l'influence de la division du drone et domaine sur les contours de pression et vitesse et forces aérodynamiques.
- 3/ l'influence de diminution des éléments de (maillage et nodes)

On constate qu'il n'ya pas une grande déférence des résultats entre ces deux cas.

❖ Les différents coefficient :

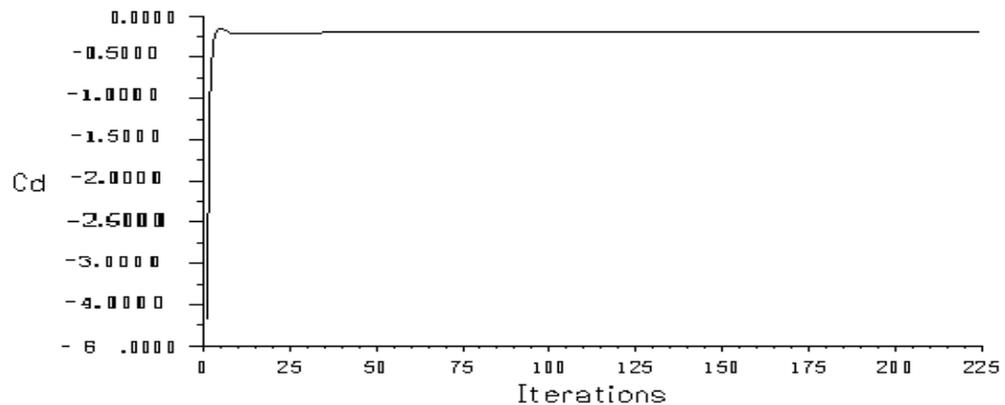
- a. Le coefficient de portance c_l (lift)



Lift Convergence History

FLUENT 6.3 (3d, pbns)

Figure IV-71 : Le coefficient de portance.



Drag Convergence History

FLUENT 6.3 (3d, pbns)

Figure IV-72 : Le coefficient de trainée.

❖ Interprétations des résultats :

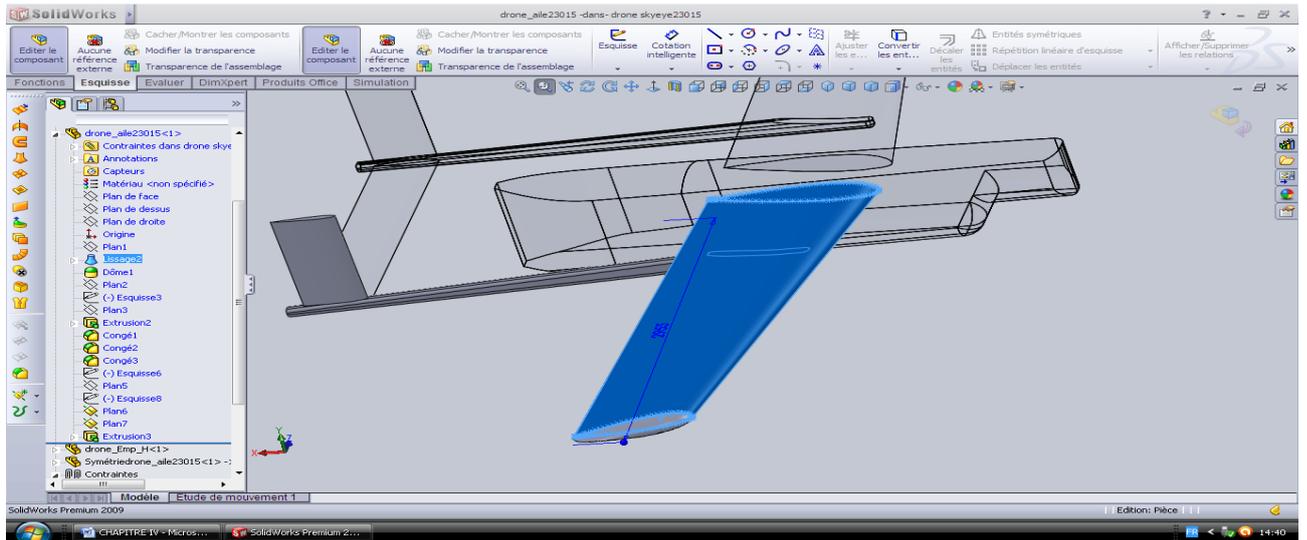
D'après les résultats du graphe (figure **IV-71**) précédent du $C_l=f(Ni)$, on remarque qu'il ya une diminution de coefficient de portance en fonction de nombre d'itérations à partir d'une valeur de 10 jusqu'à 1 dans les 5 premiers itérations, ensuite il se converge à une valeur de 3 qui est une valeur acceptable dans la théorie (normes).

D'après les résultats du graphe (figure **IV-72**) $C_d=f(Ni)$, on remarque qu'il ya une augmentation de coefficient de trainée en fonction de nombre d'itérations à partir de d'une valeur de -3.5 jusqu'à -0.2 dans les 5 premiers itérations, après il se converge à une valeur de -0.3 qui est une valeur acceptable dans la théorie (norme).

5/ troisième cas d'étude : domaine cube avec changement de l'angle d'attaque de profil d'aile

a. Construction du domaine avec changement d'angle d'attaque de (2°):

On utilise dans ce cas un profil Clark Y d'angle d'attaque différent, on utilise par exemple $\alpha = 2^\circ$



a. Utilisation de profil CLARK Y avec un angle d'attaque de 2°

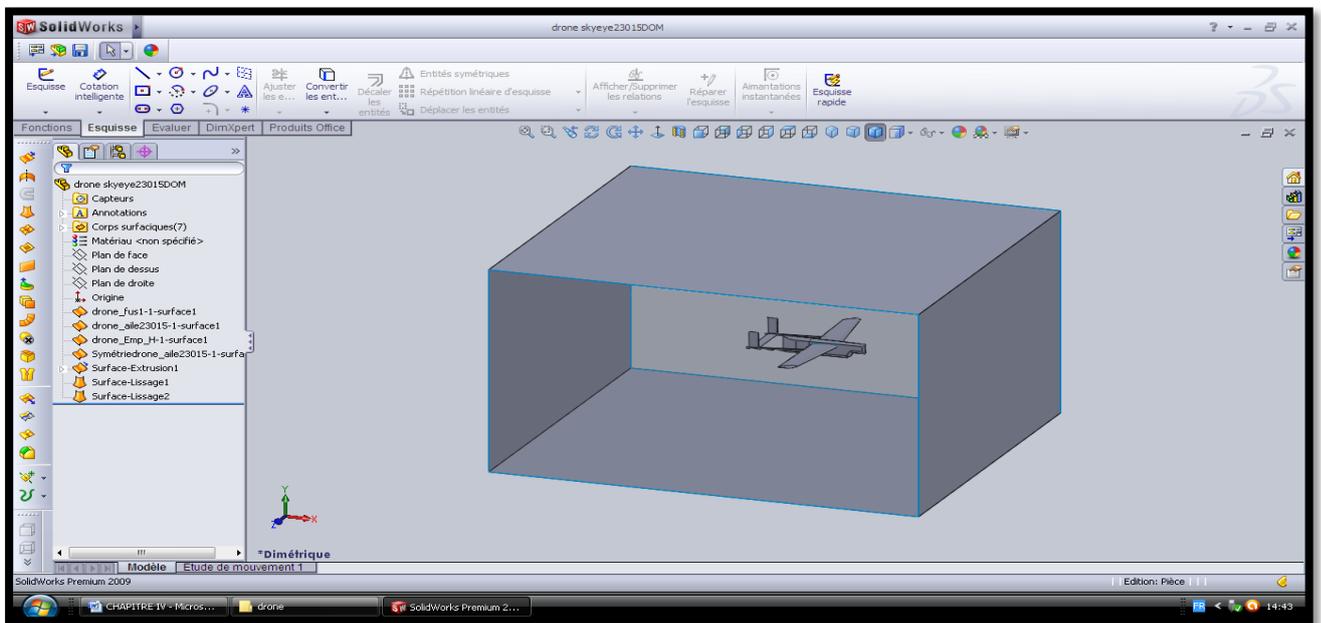


Figure IV-73 : Le drone avec son domaine cube (angle d'attaque 2°) dans SOLIDWORKS.

Ensuite, Créer un fichier IGES → vers ICEM CFD.

b. Conception sur ICEM CFD :

On crée des familles sur cette géométrie, que ce soit du « curve » et « surface » dans DISPLAY.

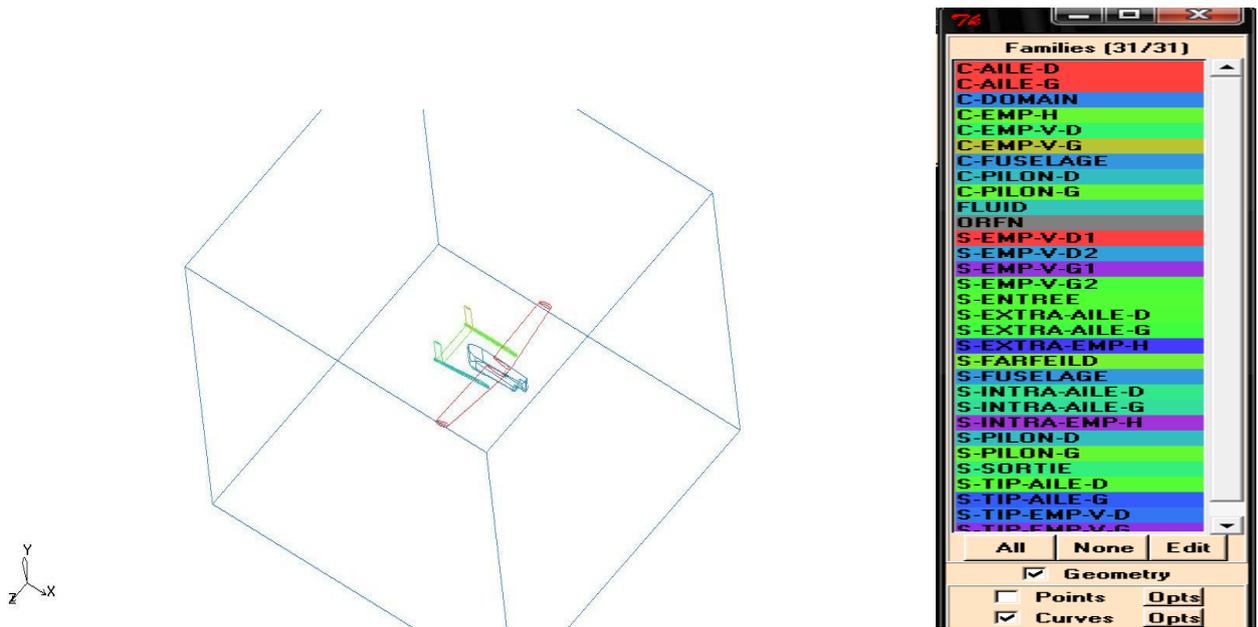


Figure IV-74 : la géométrie TITIN de drone (angle d'attaque 2°) dans ICEM CFD

- Génération de maillage :

Cette étape est la plus importante c'est la où on va mailler la structure, mais il faut d'abord créer des paramètres de maillage (mesh params) dans GEOMETRY qui sont comme suit :

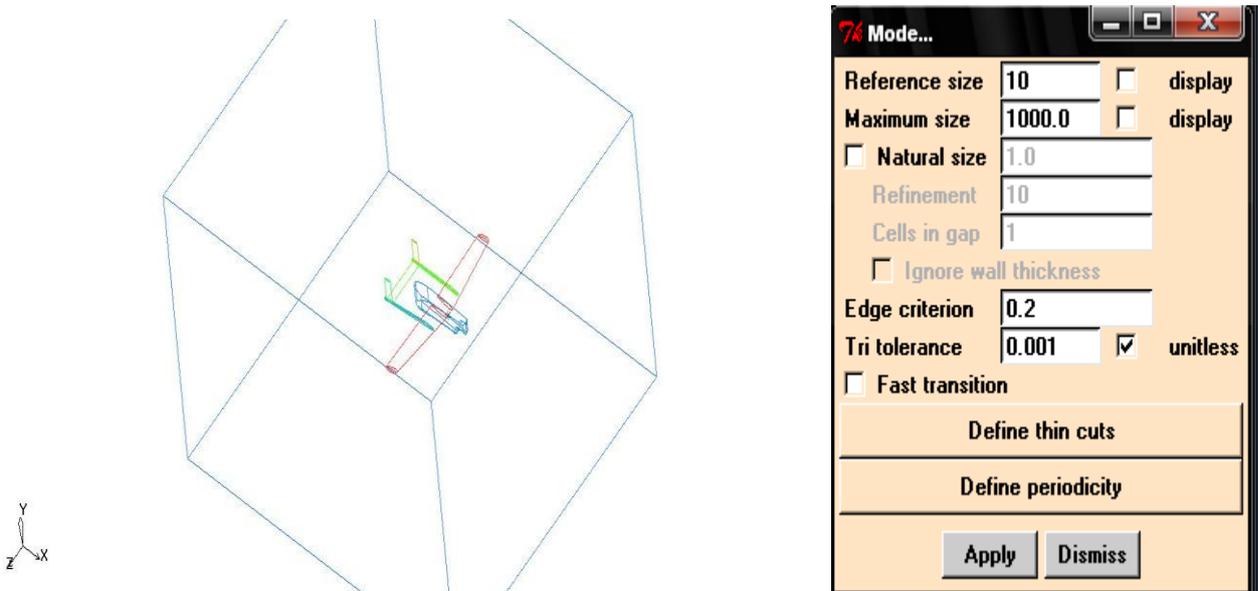


Figure IV-75 : le Model de mech params du drone (angle d'attaque 2°)

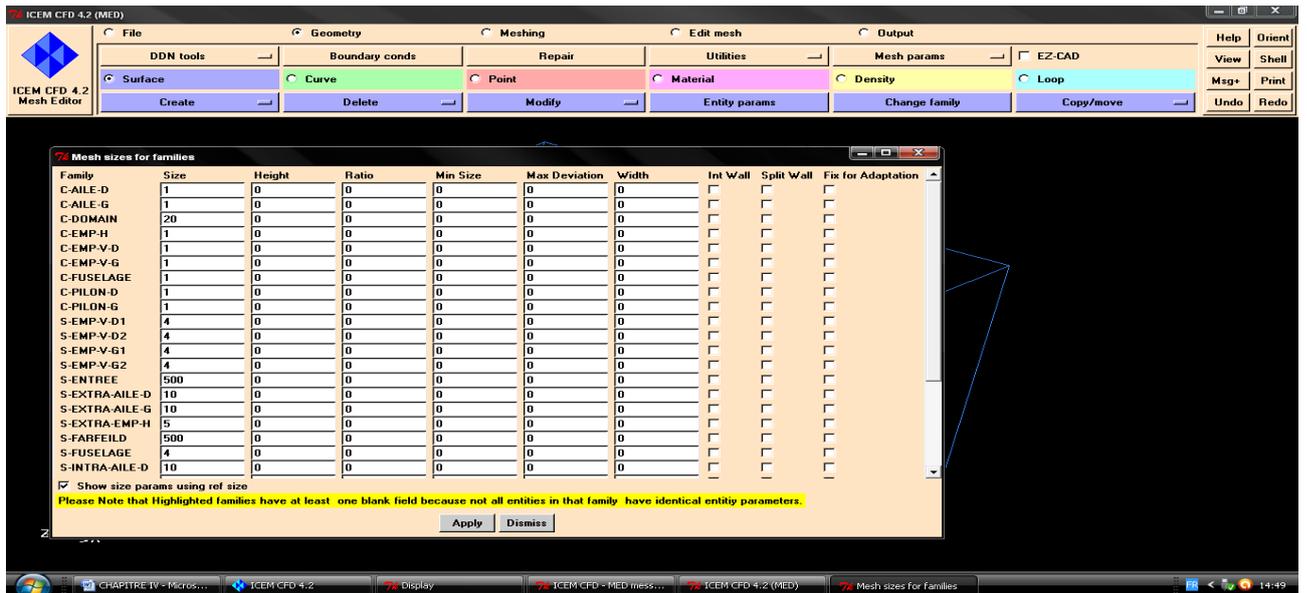


Figure IV-76 : les paramètres de maillage du drone (angle d'attaque 2°) pour toutes les familles

Ensuite il va enregistrer le domaine (mesh) et il commence de faire le maillage, et on obtient ce schéma :

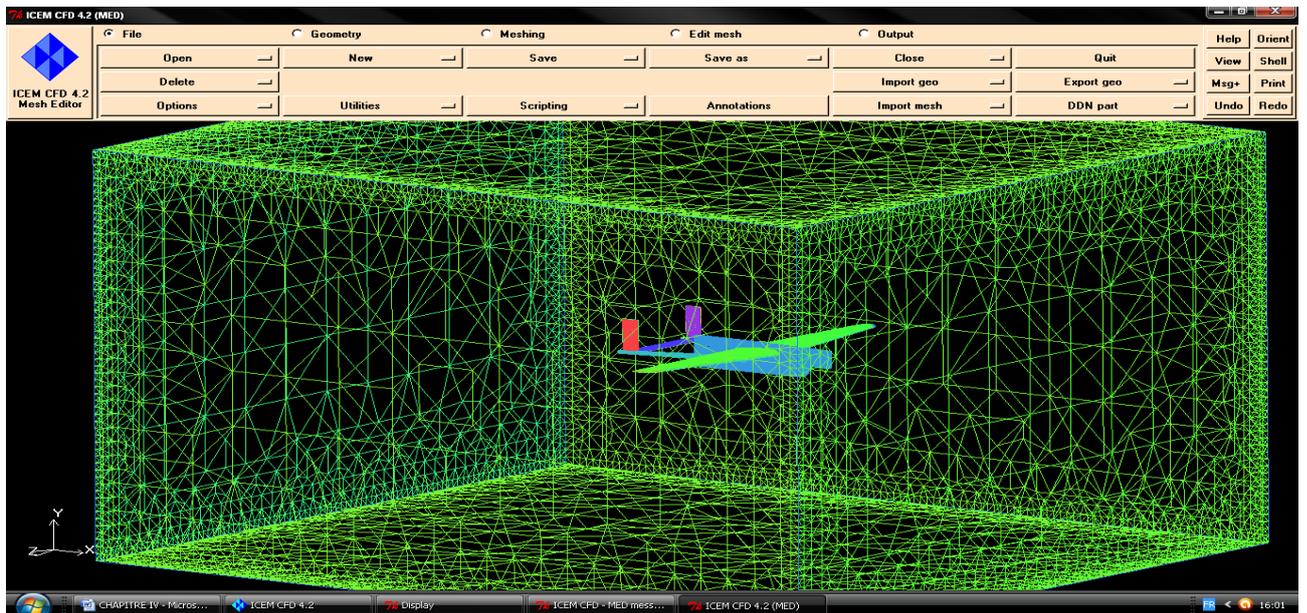


Figure IV-77 : Le maillage de la géométrie nouveau cas drone en 3D

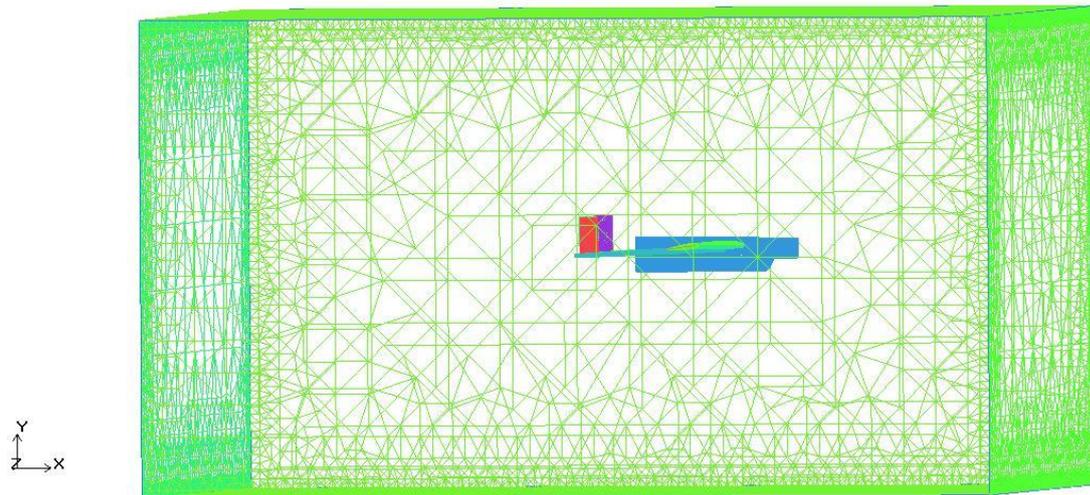


Figure IV-78 : Le maillage de la géométrie nouveau cas drone du coté droit.

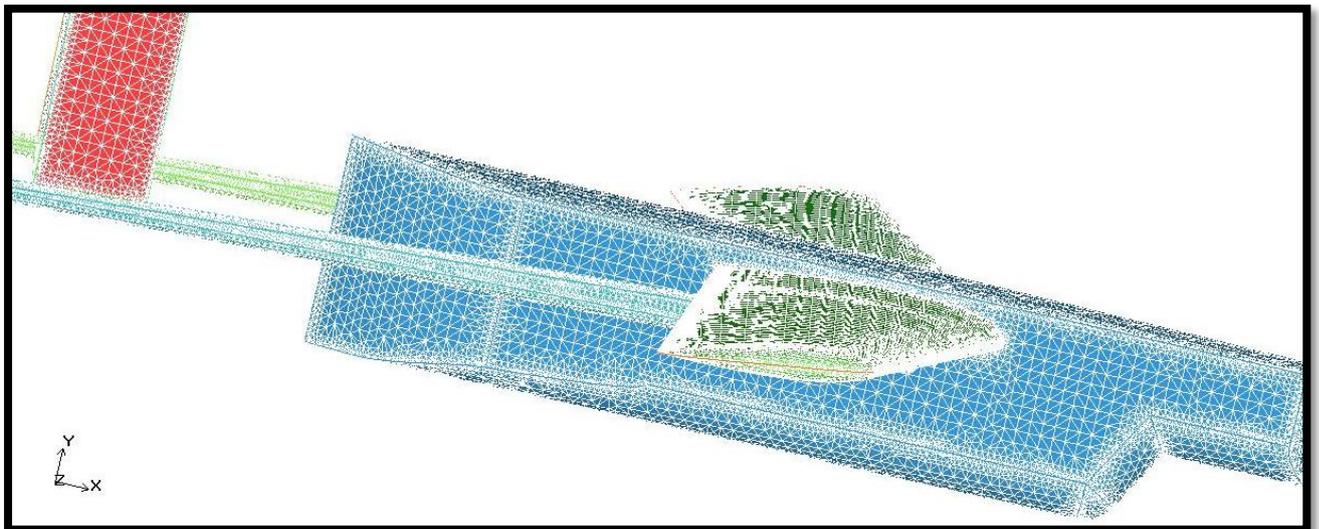


Figure IV-79: Le maillage de la géométrie nouveau cas drone en Solid/Wire

- Drone complet

Total (Elements **1542740** et **296217** nodes)

- Domaine cube

On a terminé le maillage de ce nouveau cas drone on passe au FLUENT.

c. Conception du drone dans fluent :

Les mêmes conditions aux limites et les étapes précédentes du fluent sauf que la vilosity-inlet de l'entrée et Farfeild changent à cause de l'angle d'attaque, on a obtenu les nouveaux résidus à partir des résidus précédents suivant :

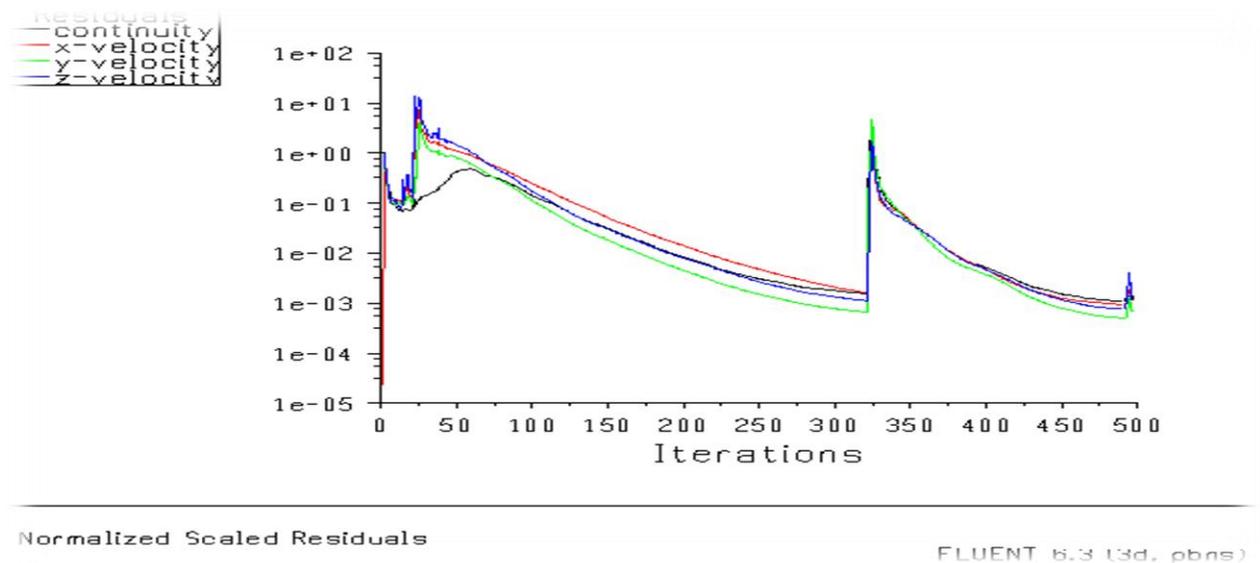


Figure IV-80 : Les résidus du drone (angle d'attaque 2°).

Nombre d'itérations : **180**.

❖ Résultats et interprétations :

D'après le graphe (IV-80) du résidu de l'équation de continuité et de mouvement suivant les trois axes. On remarque qu'il n'ya pas une perturbation donc il se converge à la valeur 10^{-3} . Cette grandeur de résidu obtenue est une valeur de précessions qui est acceptable dans le domaine de la CFD.

Et concernant les résultats dans DISPLAY on a dans la case « contours » de :

- Pressure « Pression statique » (par fluent) :

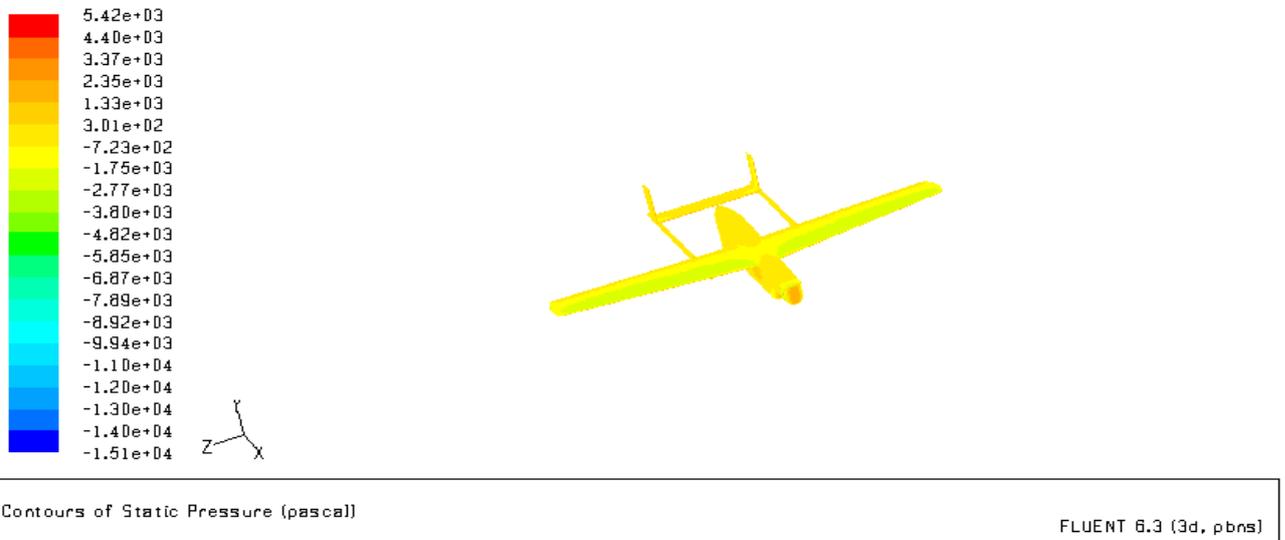


Figure IV-81 : Contours de la pression statique de la partie « extrados » (angle d’attaque 2°)

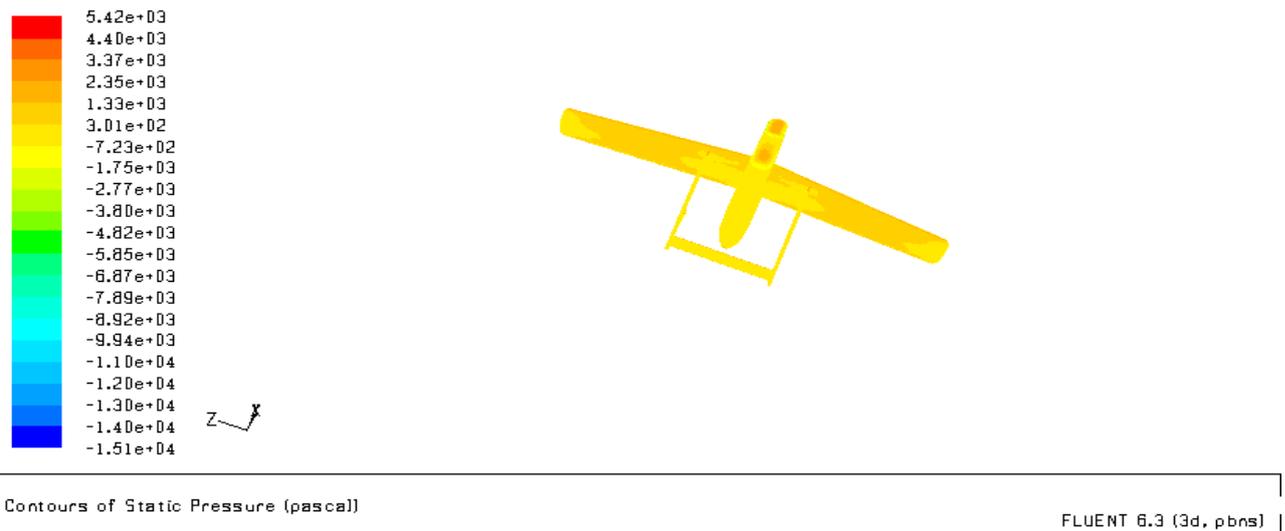


Figure IV-82 : Contours de la pression statique de la partie « intrados » (angle d’attaque 2°)

L'examen des figures (IV-81) et (IV-82) définissant la distribution de pression statique sur l'aéronef respectivement sur la partie extradados et intrados.

On note que la marge de la pression dans l'extrados est entre $-2.77.10^3$ à $-7.23.10^2$ (en jaune et peu de vert) et la marge de pression statique l'intrados est entre $3.01.10^2$ à $2.35.10^3$ (en orange et peu de jaune).

On passe aux contours vitesse :

- Velocity « velocity magnitude » (par fluent) :

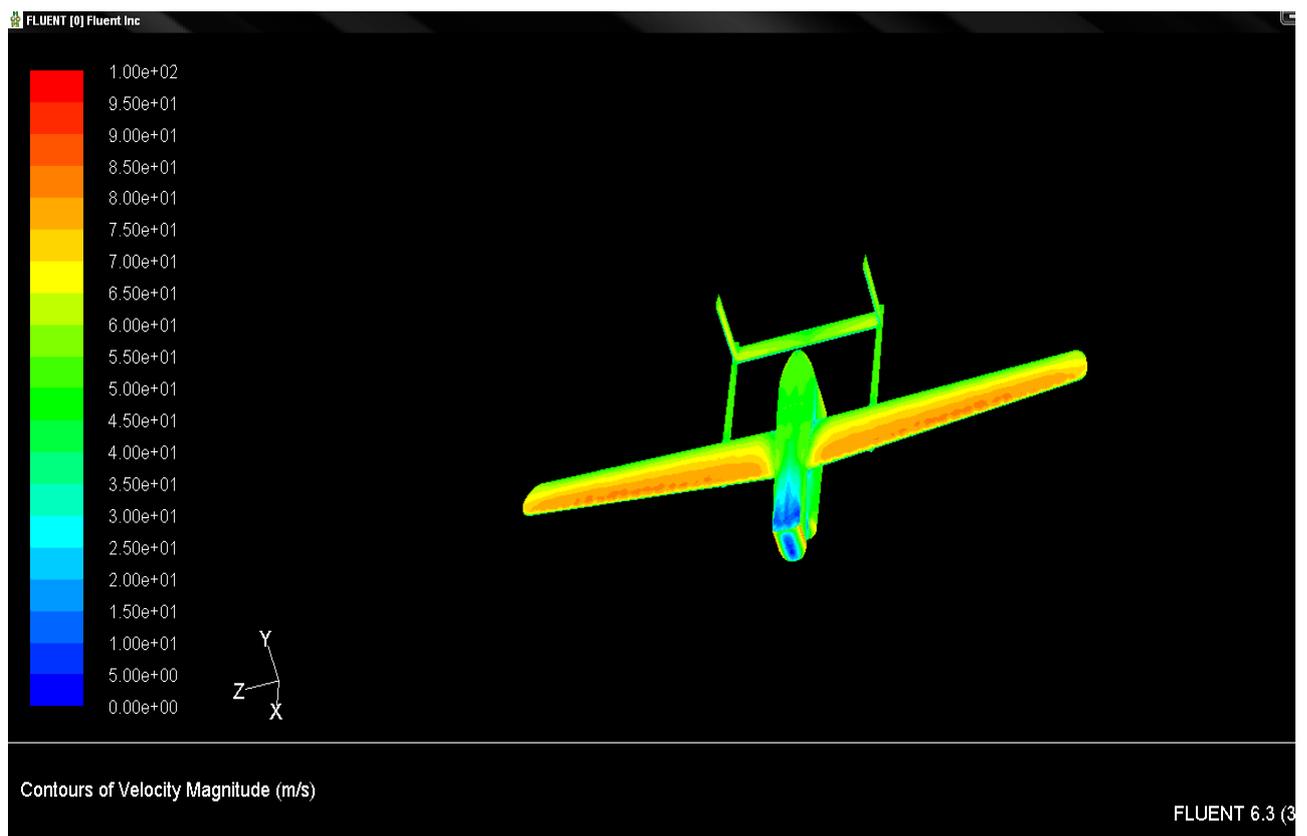


Figure IV-83 : Contours de « velocity magnitude » de la partie « extradados » (angle d'attaque 2°)



Figure IV-84 : contours de velocity magnitude de la partie « intrados » (angle d'attaque 2°)

❖ Interprétations des résultats :

D'après les contours que l'on a obtenus, nous permettent de faire les remarques suivantes :

- Apparition d'une zone de suppression ou effet de compression sur l'intrados et une dépression (effet d'aspiration) sur l'extrados dû à la direction de l'écoulement le long de la l'aile et pour cette raison il y'a une accélération sur l'extrados et décélération sur l'intrados tout ça d'après le théorème de BERNOULLI.
- Apparition d'une zone de la pression est maximale (en rouge) qui Correspond aux points de vitesse nulle qui apparait (en bleu) c'est ce qu'on appelle le point d'arrêt on le voit sur le nez l'avion et partie avant du pilon et bords d'attaques des ailes.
- Les contours de la simulation numérique sont proche qualitativement que celle du Phénomène physique.

❖ Comparaison des résultats :

La comparaison se faite sur les paramètres suivants :

1/ influence de la pression et vilosity sur l'avion dans le cas où l'angle d'attaque change.

2/ l'influence de changement d'angle d'attaque.

On constate qu'il ya des changements dans les résultats par rapport du premier cas, et dans ce cas la trainée augmente et la portance diminue et (le coefficient de portance diminue et coefficient de trainée augmente)..

❖ **Portance et trainée d'aile dans ce cas d'étude :**

A partir du fluent on peut avoir les résultats des valeurs de portance et trainée de l'aile de l'option « force report »

Tableau IV-1 : Les valeurs de portance en N d'aile dans troisième cas d'étude

- Force vector (vecteur force): (0.99000001 0.034000002 0)

zone name (nom de la zone)	Pressure forces (PORTANCE) en N
S_extr_aile_g	118.73242
S_intra_aile_g	-97.991309
S_extra_aile_d	120.28682
S_intra_aile_d	-98.086823

Tableau IV-3 : Les valeurs de trainée en N d'aile dans troisième cas d'étude

- Force vector (vecteur force): (-0.034000002 0.99000001 0)

zone name (nom de la zone)	Pressure force (TRAINEE) en N
S_extr_aile_g	3110.7479
S_extr_aile_g	942.42312
S_extr_aile_d	3116.0958
S_intra_aile_d	941.29842

6/ Conclusion :

Dans l'objectif de connaitre le changement de configuration de drone-domaine et variation d'angle d'attaque, on a fait des comparaisons précédentes sachant que chaque cas influe sur les résultats de visualisation.

On a prit les dimensions convenables du domaine par rapport de la dimension du drone de telle façon que les résultats qu'on a obtenus sont acceptables suivant les normes.

Malgré que certaines résultats sont sans validation, nous permettra d'estimer et de juger l'évolution des résultats obtenues, mais si on compare avec la théorie avec les conditions de simulations, on peut dire que les résultats obtenus est dans les normes dans l'attente de les amélioies plus tard par les étudiants qui s'intéressent par ce travail.

CONCLUSION

Ce mémoire ayant pour objectif l'étude aérodynamique, et la simulation numérique d'**UAV** de **R4E-50**.

L'élaboration de ce présent mémoire de fin d'étude, nous a permis de mettre en œuvre nos théories et pratiques, que nous avons acquis de notre formation, et d'enrichir nos connaissances dans le domaine de l'aérodynamique et la **CFD**, qui est un outil nécessaire à maîtriser l'étude de simulation menée sur le modèle du drone **R4E-50**, dont l'objectif assigné a été atteint, à savoir la conception, l'élaboration de celui-ci, ainsi que la faisabilité d'une résolution numérique de l'écoulement par un solveur commercial « Fluent ».

On note alors que le domaine cube et demi-domaine sont des cas adéquats, pour réaliser une résolution numérique non-visqueux du faite que la taille de temps de calcul reste dans les marges acceptables.

On a souhaité de faire la deuxième résolution numérique visqueuse (inclusion de la couche limite) mais à cause d'un emploi du temps très chargé, qui nous a été défavorable, et on espère que cette perspective sera réalisée par des futurs projeteurs.

L'évolution des forces aérodynamiques dans l'écoulement non visqueux reste une approximation de la valeur de la portance, et de la traînée.

Pendant cette simulation, on a trouvé quelques difficultés qui sont dues à l'insuffisance des connaissances sur les logiciels, ou par manque d'expériences dans certains cas (Par exemple le choix des conditions limite qui est très difficile, et qui n'ai pas à la portée de tous),mais on aboutit à trouver plus au moins, de bons résultats.

Le but de ce travail n'est pas de trouver des bons résultats, mais de démontrer la possibilité de l'utilisation de **CFD**, pour la résolution des problèmes liés à mon étude.

Donc, la réflexion appropriée, m'a permis d'atteindre l'objectif de ce mémoire, qui est l'utilisation de l'outil **CFD**, par une analyse de travail prouvée en rapport aux normes et standards reconnus.

Ce travail de référence utile, servirait éventuellement aux futurs projeteurs, de fins d'études, de contribuer, et de ressourceur davantage, cette mise en œuvre réalisée.

Bibliographie

Bibliographie

[1] La liste des livres :

1/ Dcauvin « aerodynamique mecanique du vol » institut aéronautque ‘’jean mermoz’’édition 1983

2/ L’aérodynamique du vol de l’avion par ‘’A.Boisson ‘’ingénieur civil de l’aéronautique bounod paris 1969

3/ PARASCHIVOIU, I., Aérodynamique subsonique, Editions de l’école polytechnique de Montréal, Montréal, 1998,

4/ Theiry Faurre « Mécanique des fluides appliquée » édition 2000.

5/ Micheal Combarous « Mécanique des fluides » édition 2000.

[2] Les sites Internet :

❖ ONERA. [PDF], *LES DRONES, Tome II* www.onera.fr/conference/drones.

❖ Dr. Jan Roskam [PDF], *Airplane Aerodynamics and Performance*.

- <http://fr.wikipedia.org/wiki/Aerodynamique>.
- <http://lyc21-liegeard.ac-dijon.fr/TPE25/profil.htm>.
- <http://www.volez.net/aerodynamique/technique/element-aerodynamique/types-ailles-profils.htm>

[3] les thèses et mini-projets :

- ✓ Thèse de fin d’études d’ingénieur sous le theme « Etude structurelle d’un UAV en matériaux composite » 2009.
- ✓ Fluent 6.3 tutorial guide september 2006.
- ✓ PROJET METHODE NUMERIQUE Sadat.H ‘’notice d’utilisation de fluent’’.

ANNEXES

1/ Caractéristiques générales et performance de R4E-50 SKYEYE

Length (longueur)	4.15m (13 ft 7.25 in)
Wingspan (envergure de l'aile)	6.10 m (20 ft)
La flèche de l'aile	18°
Weight (poids)+ parachute	566 kg (1250 lb)
Speed (vitesse)	204 km/h (110 knots)
Ceiling	4880 m (16000 ft)
Mission Radius (rayon du mission)	185 km (100 nm)
Endurance	> 12 hours
Propulsion	Twin-rotor rotary engine; 73.1 kW (98 hp)
Wing area (surface de l'aile)	5.2 m.m (56.0 sq ft)
Height (hauteur)	1.10 m (3 ft 7.5 in)
Propeller diameter (diamètre du l'hélice)	0.99 (3ft 3 in)
Weight empty (poids à vide)	195 kg (430 lb)
Max payload (poids charge utile max)	90.7 kg (200 lb)
Max standard fuel (poids carburant standard max)	45.5 kg (100 lb)
Max launching weight (poids max de lancement)	331 kg (730 lb)
Max weight for parachute recovery (Poids max de parachute de récupération)	295 kg (650 lb)
Max level speed (clean) (niveau de vitesse max)	125 knots (232km/h, 144 mph)
Max rate of climb at S/L (Max taux de montée)	198m (650 ft)/ min

Service ceiling without turbocharge (Service ceiling sans Turbocharge)	4.575 m (15000 ft)
Service ceiling avec turbocharge	9.150 m (30000ft)

2/ Les tableaux de force de pression suivant les cas d'études :

a. Premier cas :

Force vector (vecteur force) : (1 0 0)

zone name (nom de la zone)	Pressure force (force de pression) en N
S_extr_aile_g	-144.66704
S_intra_aile_g	-109.86583
S_extra_aile_d	-106.02064
S_intra_aile_d	-106.02064
S_intra_emp_h	-107.65034
S_extra_emp_h	-12.315751
s_emp_v_g1	-10.721511
s_emp_v_g2	-6.3303523
s_emp_v_d1	-4.5369716
s_emp_v_d2	-4.589016
S_tip_emp_v_g	-6.4645472
S_tip_emp_v_d	-0.033203926
S_tip_aile_g	-0.033066414
S_tip_aile_d	-6.1034431
s_fuselage1	-6.0524049
s_fuselage2	-11.844426
S_pilon	-7.0006151
Net (le total)	-40.994061

Force vector (vecteur force) : (0 1 0)

zone name (nom de la zone)	Pressure force (force de pression) en N
S_extr_aile_g	2104.917
S_intra_aile_g	83.084473
S_extra_aile_d	1913.4719
S_intra_aile_d	26.353367
S_intra_emp_h	-175.78207
S_extra_emp_h	232.54062
s_emp_v_g1	-0.11246268
s_emp_v_g2	0.001047663
s_emp_v_d1	0.0073013883
s_emp_v_d2	-0.10779149
S_tip_emp_v_g	2.1881437
S_tip_emp_v_d	2.1673446

S_tip_aile_g	44.66568
S_tip_aile_d	44.288475
s_fuselage1	209.6116
s_fuselage2	-13.951845
s_pilon	-17.49452
Net	4455.8483

Force vector (vecteur force) : (0 0 1)

zone name (nom de la zone)	Pressure force (force de pression) en N
S_extr_aile_g	-14.511322
S_intra_aile_g	12.228658
S_extra_aile_d	15.258693
S_intra_aile_d	-12.4969
S_intra_emp_h	0.037847534
S_extra_emp_h	-0.17183819
s_emp_v_g1	-49.682491
s_emp_v_g2	115.61684
s_emp_v_d1	-116.60636
s_emp_v_d2	49.616058
S_tip_emp_v_g	-0.00104649
S_tip_emp_v_d	0.0010863731
S_tip_aile_g	-13.569767
S_tip_aile_d	13.507681
s_fuselage1	-37.025841
s_fuselage2	0.057054259
S_pilon	14.748993
Net	-22.992652

b. Deuxième cas :

Force vector (vecteur de la force): (1 0 0)

zone name (nom de la zone)	Pressure force (force de pression) en N
s-extra-aile	-48.899502
s-intr-aile	-137.31503
s-extra-emp-v	-4.1054912
s-intra-emp-v	-5.6908431
s-extra-emp-h	-10.655718
s-intra-emp-h	-2.6415527
s-fuselage	-80.41674
s-tip-emp-v	-0.03421247
s-pilon	-7.494792
s-tip-aile	-10.397451
Net (total)	-307.65134

Force vector (vecteur de force): (0 1 0)

zone name (nom de la zone)	Pressure force (force de pression) en N
s-extra-aile	2667.55
s-intr-aile	591.1947
s-extra-emp-v	0.003793742
s-intra-emp-v	-0.11357243
s-extra-emp-h	63.456673
s-intra-emp-h	-116.65146
s-fuselage	187.43709
s-tip-emp-vert	2.2553787
s-pilon	-3.9594374
s-tip-aile	74.821091
Net	3465.9943

Force vector (vecteur de force): (0 0 1)

zone name (nom de la zone)	Pressure force (force de pression) en N
s-extra-aile	31.781204
s-intr-aile	-14.21392
s-extra-emp-v	-103.93101
s-intra-emp-v	50.445862
s-extra-emp-h	-0.0958267
s-intra-emp-h	-0.015755381
s-fuselage	309.91977
s-tip-emp-v	0.0011514795
s-pilon	-4.8322496
s-tip-aile	29.575235
net (total)	298.63446

c. Troisième cas :

Force vector (vecteur force) : (1 0 0)

zone name (nom de la zone)	Pressure force (force de pression) en N
S_extr_aile_g	11.891642
S_intra_aile_g	-130.28055
S_extra_aile_d	13.261564
S_intra_aile_d	-130.3374
S_intra_emp_h	-12.04221
S_extra_emp_h	-10.038812
s_emp_v_g1	-6.4329271

s_emp_v_g2	-3.5210843
s_emp_v_d1	-3.4350233
s_emp_v_d2	-6.7966752
S_tip_emp_v_g	-0.039483968
S_tip_emp_v_d	-0.039626528
S_tip_aile_g	-11.780116
S_tip_aile_d	-11.676763
s_fuselage1	-140.84076
s_fuselage2	-16.448114
S_pilon	-19.428448
Net	477.98479

Force vector (vecteur force): (0 1 0)

zone name (nom de la zone)	Pressure force (force de pression) en N
S_extr_aile_g	3112.9902
S_intra_aile_g	938.50446
S_extra_aile_d	3118.3884
S_intra_aile_d	937.37714
S_intra_emp_h	-158.64809
S_extra_emp_h	197.46182
s_emp_v_g1	-0.11535021
s_emp_v_g2	0.010869763
s_emp_v_d1	0.022423251
s_emp_v_d2	-0.11807396
S_tip_emp_v_g	2.6024683
S_tip_emp_v_d	2.5963974
S_tip_aile_g	95.338661
S_tip_aile_d	95.046165
s_fuselage1	515.9682
s_fuselage2	-9.3248873
S_pilon	10.61228
Net	8858.7131

Force vector (vecteur force): (0 0 1)

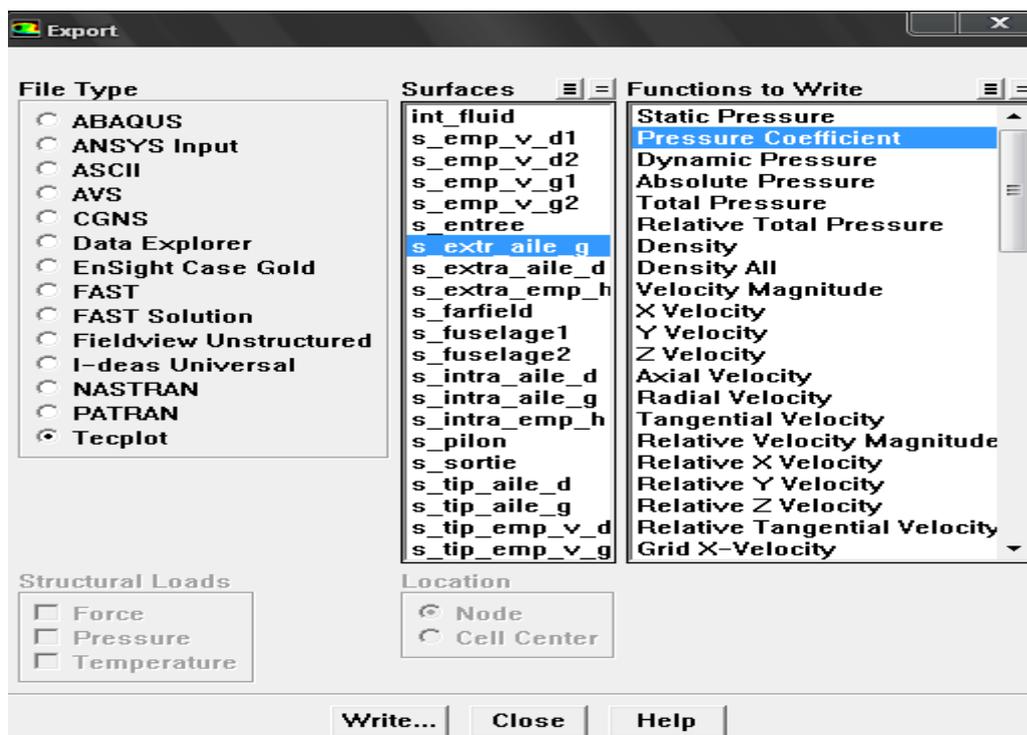
zone name (nom de la zone)	Pressure force (force de pression) en N
S_extr_aile_g	-44.133595
S_intra_aile_g	12.226873
S_extra_aile_d	44.372826
S_intra_aile_d	-12.249612

S_intra_emp_h	0.034179062
S_extra_emp_h	0.072994031
s_emp_v_g1	-46.481995
s_emp_v_g2	114.24175
s_emp_v_d1	-116.25674
s_emp_v_d2	45.415264
S_tip_emp_v_g	-0.0012495451
S_tip_emp_v_d	0.0012999737
S_tip_aile_g	-40.021362
S_tip_aile_d	40.08411
s_fuselage1	11.108361
s_fuselage2	0.083682373
S_pilon	1.4755105
Net (total)	9.9723036

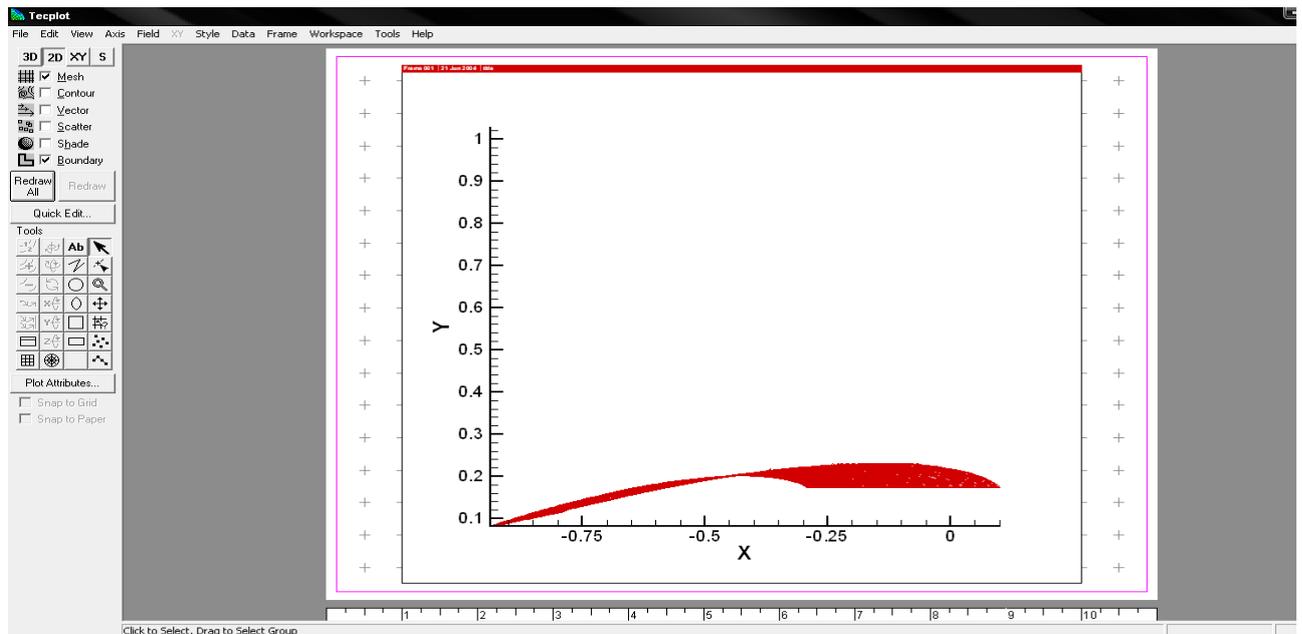
3/ explication du fonctionnement du Teckplot

Les étapes de fonctionnement de Teckplot se fait les étapes suivantes :

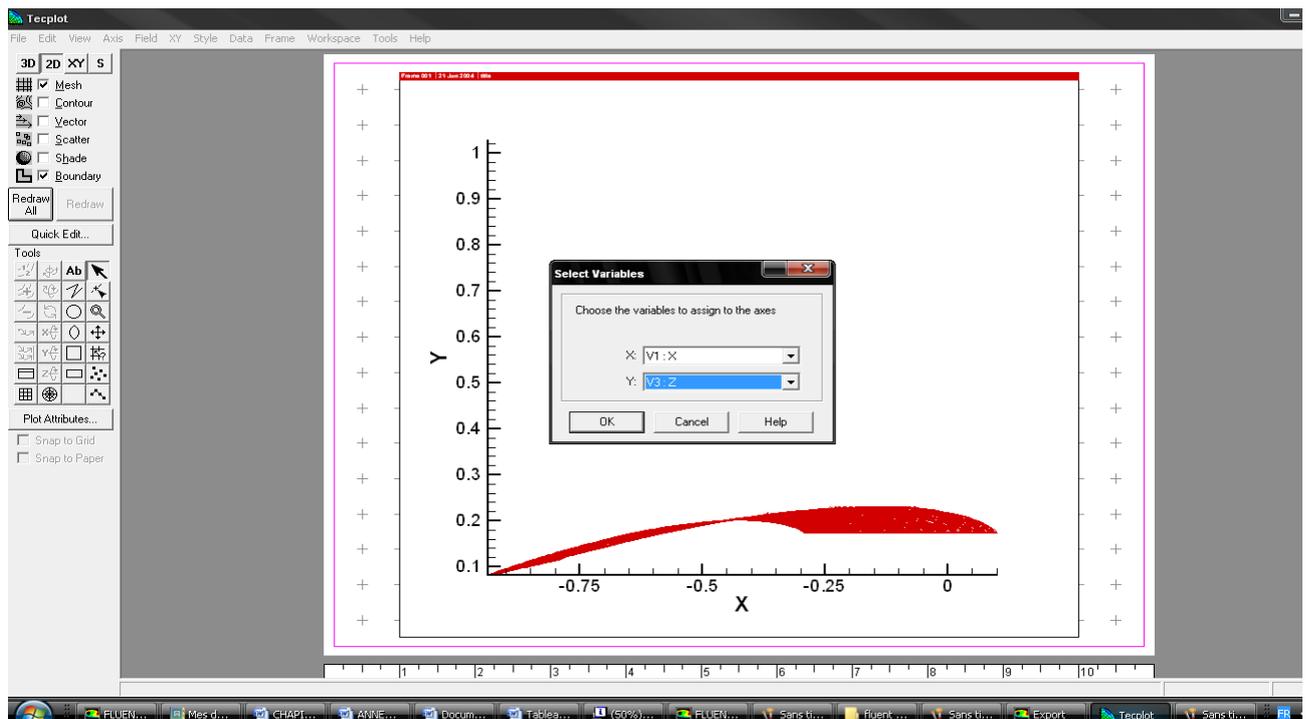
Premièrement on fait l'export de l'aile à partir du fluent vers le teckplot.



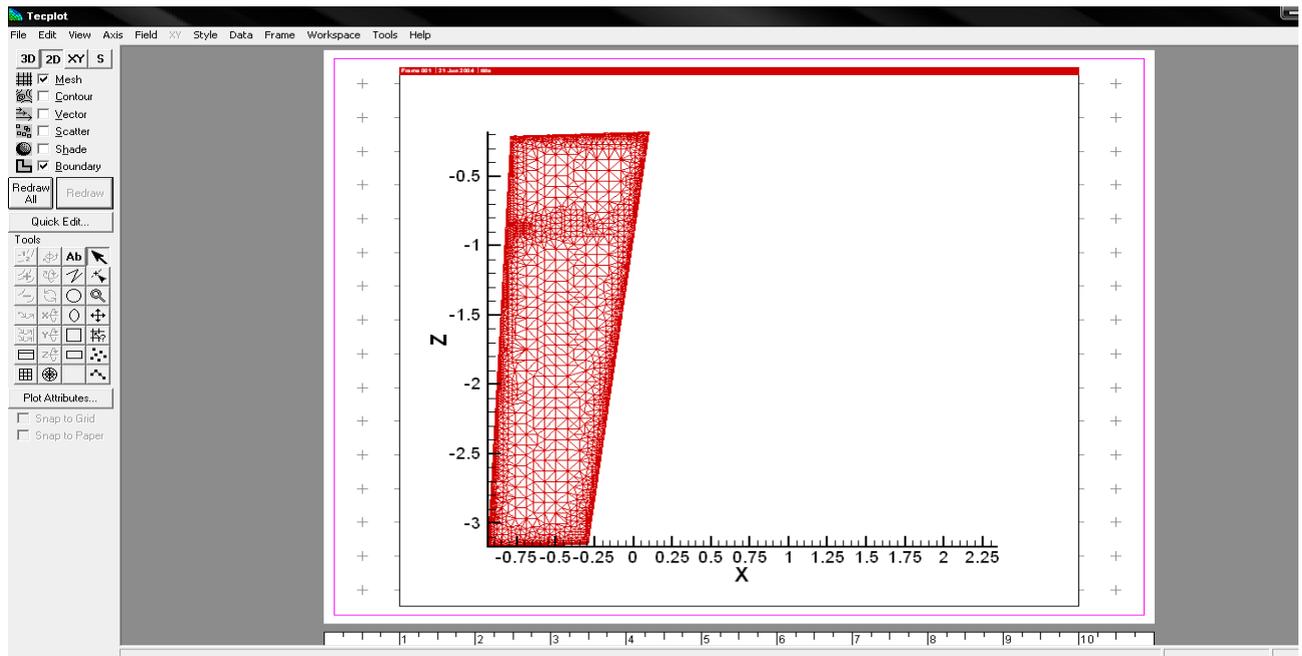
Deuxièmement on fait l'enregistrement **-tec**, et on ouvre le fichier par TECKPLOT, et on obtient la figure d'extrados -aile-gauche par exemple :



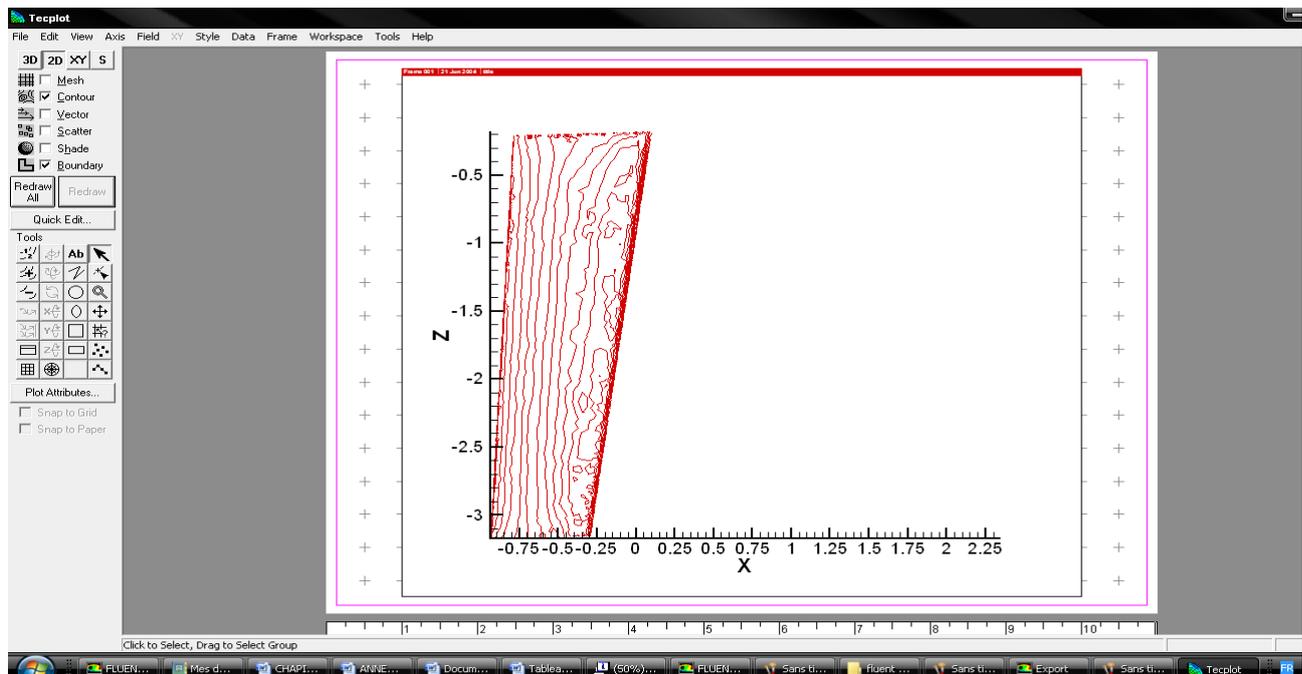
Ensuite on va vers le menu **teckplot** où il ya des options permettant de réaliser l'objectif, dans le menu il ya l'option « **axis** » qui contient (assign XYZ) on clic sur elle et on trouve la selection des variable, on met suivant Y ($V3=Z$) :



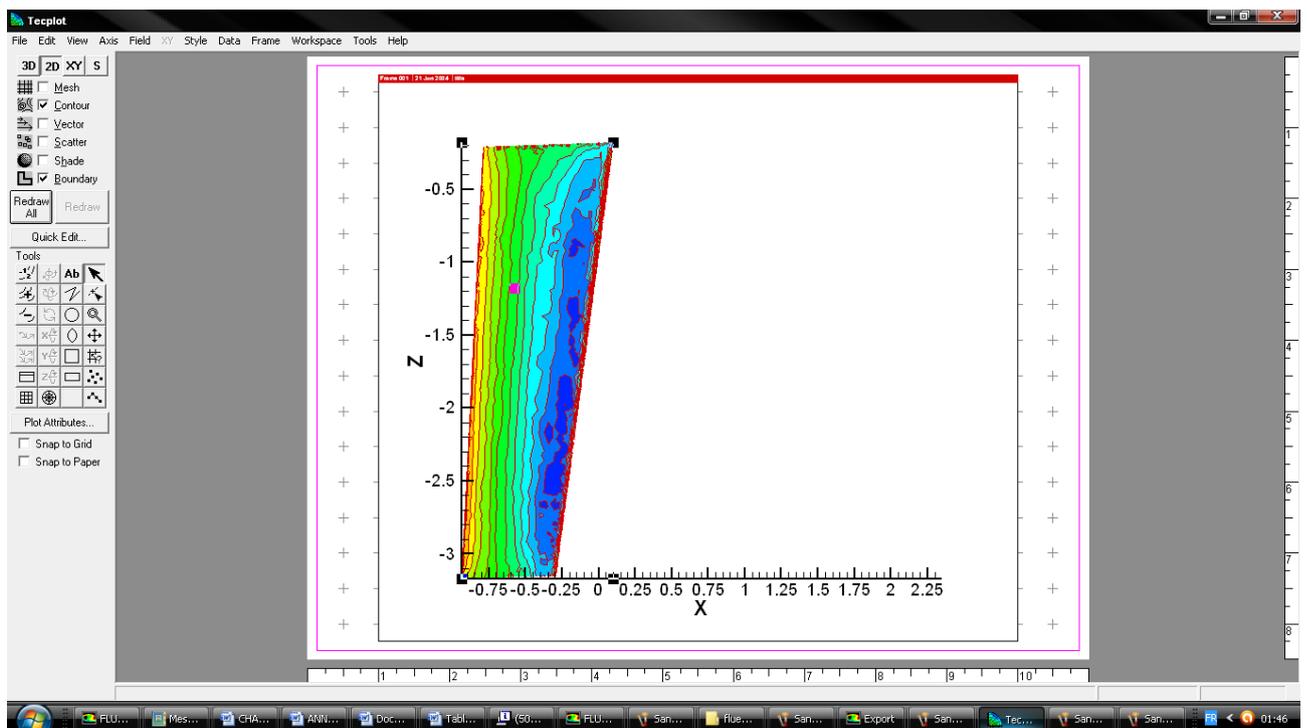
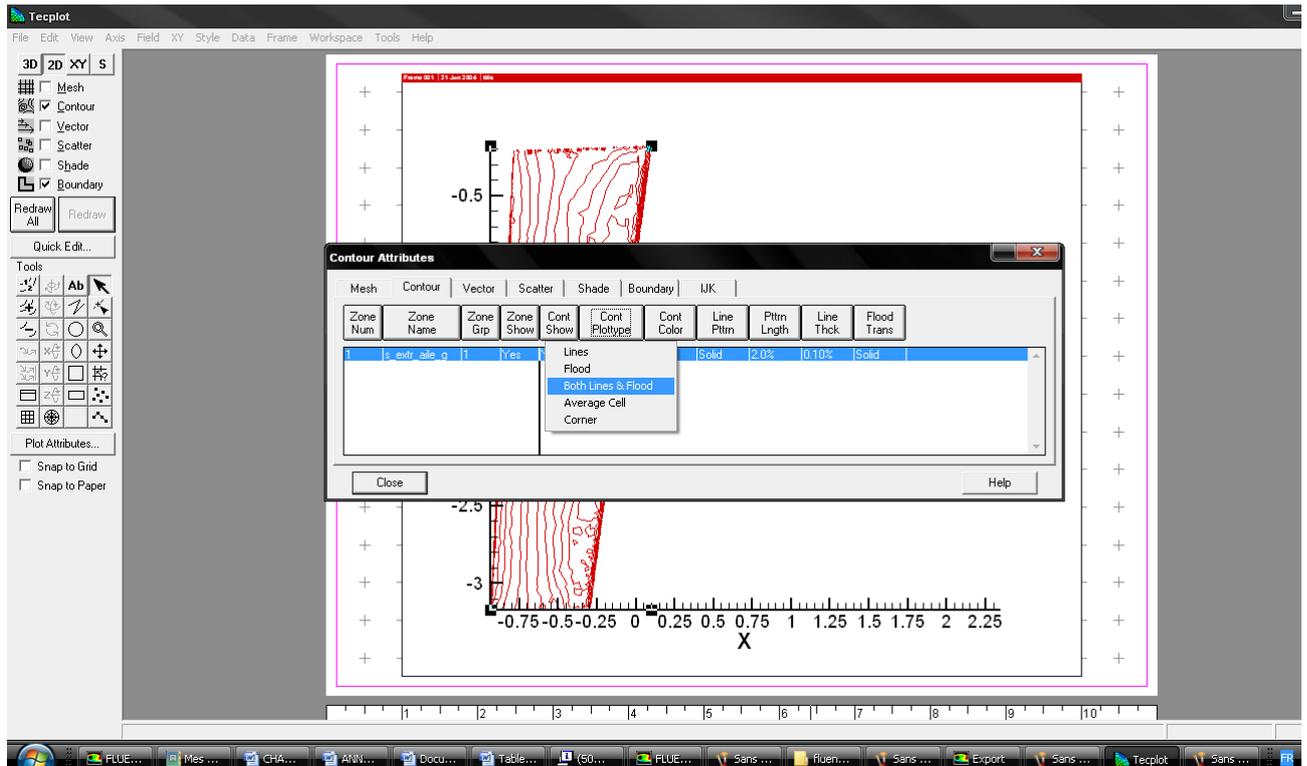
Après on obtient ce schéma :



On enlève le mesh et après on fait Contours on fait OK + REDRAW, obtient ce schéma:

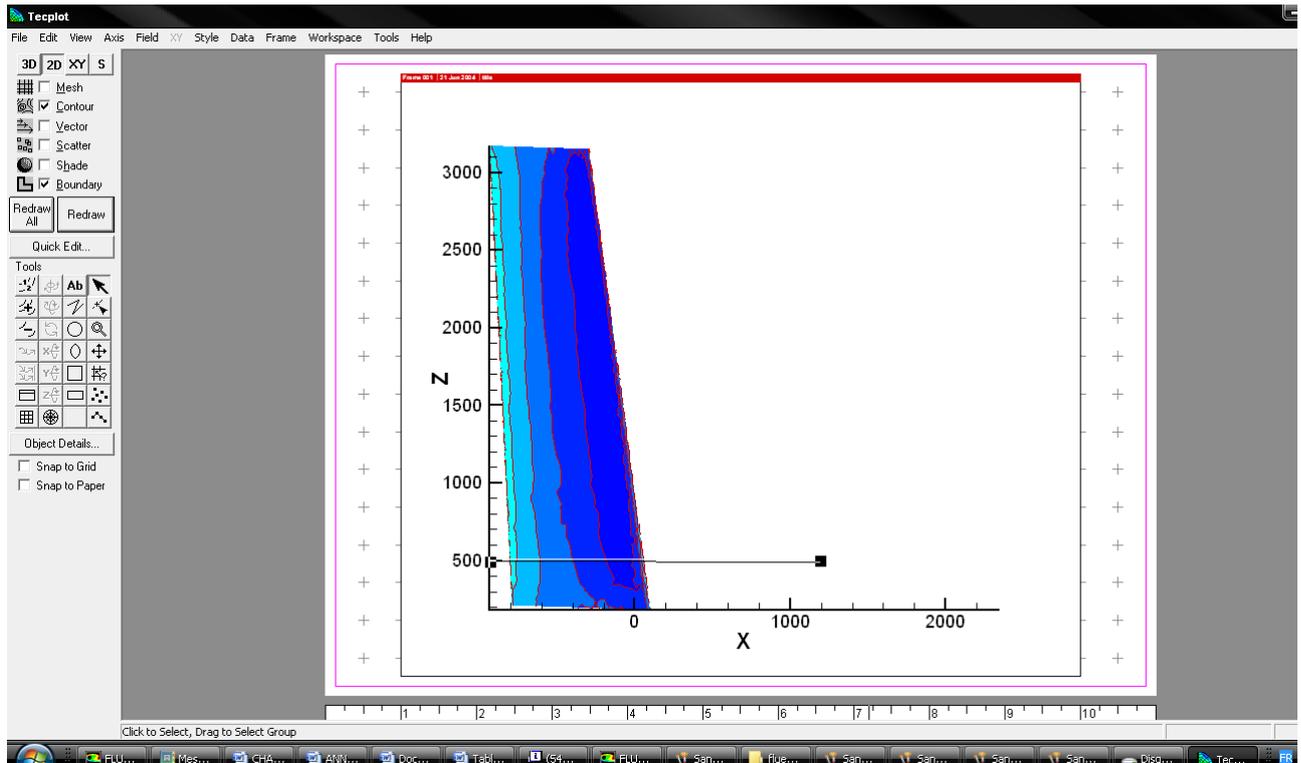


On clic sur la géométrie et on clic sur « both lines and flood » on obtient les deux schém&s suivante :

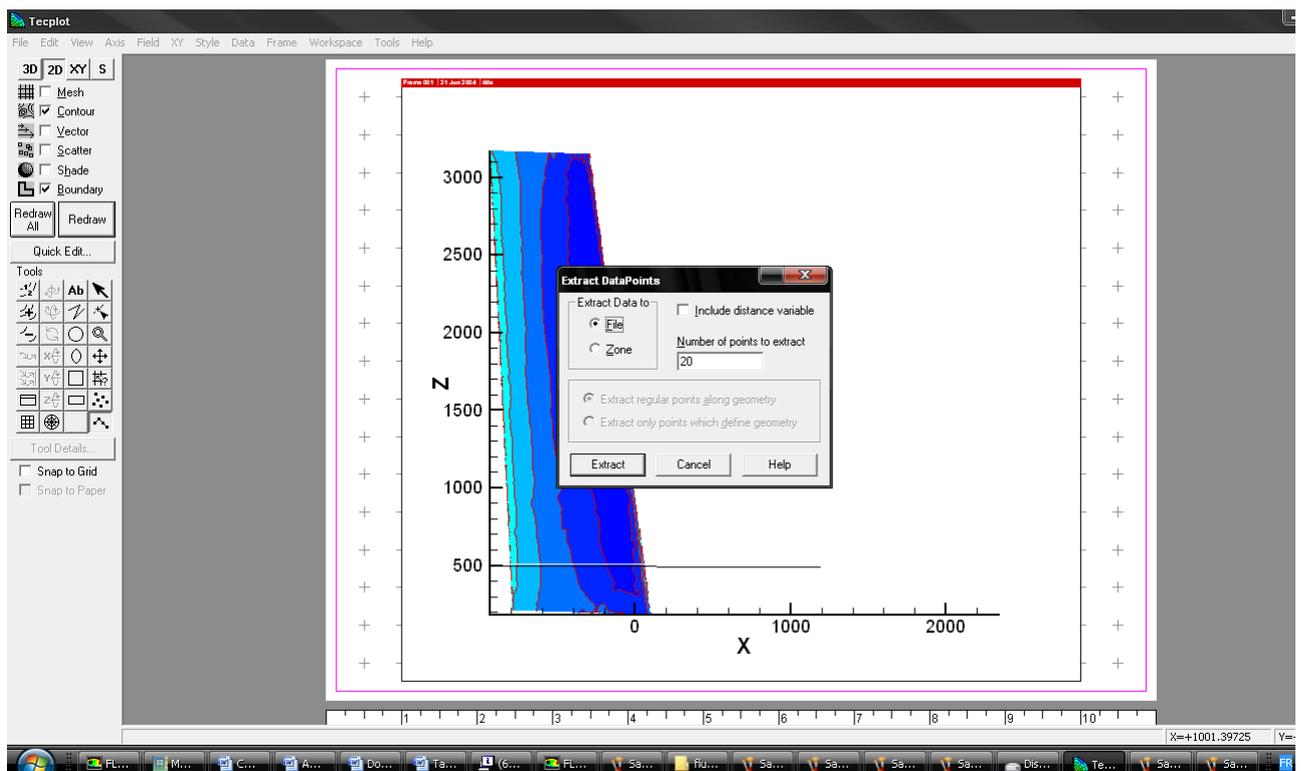


On arrivé au travail important est de selectionner les stations pour les copier et ouvrir ensuite par EXEL

- On sélectionne le trait rectiligne de la station qu'on veut la traiter

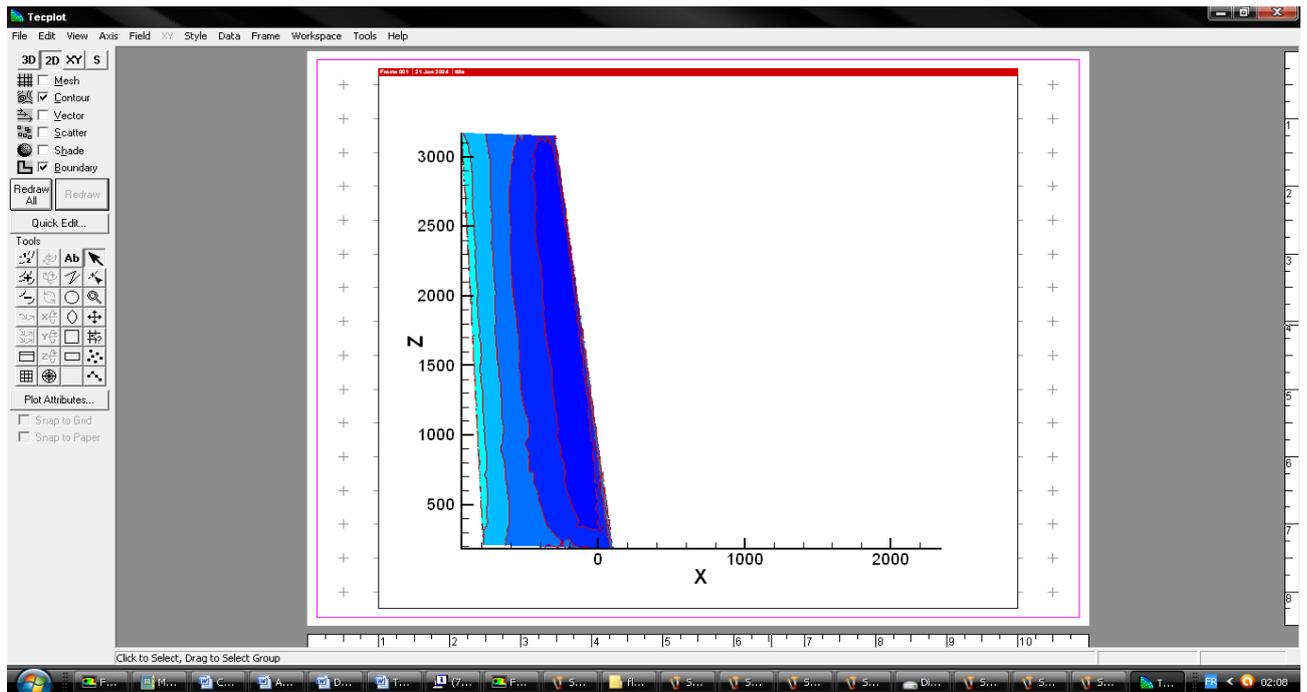


Ensuite on va au menu où il ya l'option « DATA » on clic sur Extract (points from polyline) pour tracer un trait blanc sur le trait de la station 500 précédent et on obtient cette figure :



On fait Extract et on enregistre sous forme *.dat, après l'enregistrement on ouvre le fichier enregistré dans EXEL et on trouve les valeurs de C_p en fonction de la corde d'aile.

Et enregistre la figure extradados dans tecplot dans la case File (print layout)



NOTE : le coefficient de pression C_p varie de 0 jusqu'à 1.5.