

RÉPUBLIQUE ALGÉRIENNE DÉMOCRATIQUE & POPULAIRE
MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITÉ DE BLIDA « SAAD DAHLAB »



INSTITUT D'AÉRONAUTIQUE ET DES ÉTUDES SPATIALES

PROJET DE FIN D'ÉTUDE

En vue l'obtention du diplôme de MASTER en Aéronautique
Option : Propulsion avion

THEME

Performance aérodynamique expérimentale d'un modèle réduit du mini drone (Bourrak II)

Fait par :

**MOKHTARI Younes
SOUALAH Zoulikha**

Diriger par :

**Promoteur : BENTRAD Houcine
Co-promoteur : BELKHEROUF Toufik**

Blida, Octobre 2015

REMERCIEMENTS

Le présent mémoire a été effectué sous la direction de **M. Hocine Bentradi** et l'encadreur **Belkherouf Toufik**.

Je tiens donc tout particulièrement à présenter mes remerciements à M. Cdt Bouzghoud le sous-directeur du laboratoire aérodynamique au niveau de L'URD (Unité De Recherche Et Développement Militaire), à DAR EL BEIDA, pour nous avoir guidés tout au long de nos travaux et d'avoir contribué, par sa grande disponibilité et ses commentaires critiques, à l'élaboration de mon mémoire.

Je tiens également à remercier le directeur de laboratoire aérodynamique colonel Belekherouf ainsi que le directeur d'URD Medjahed.

Mes remerciements s'adressent également à l'ensemble des membres du laboratoire : *Bilal, Amina Fayrouz, Nourdine, Hamel*.

Je n'oublie pas d'exprimer ma gratitude à mes chères parents (Rachid et Mbareka), mon frère Tarik, mes sœurs Djhad, Rosa, Ismahan, Wiam ; pour leur encouragement ainsi que leur soutien moral tout au long de mon parcours scolaire.

Nous exprimons nos sincères remerciements M. Chegrani Ahmed, Hocine, Qui nous a assisté dans les moments difficiles et nous faire profiter de leurs savoir faire.

Pour finir, je souhaite remercier mes amis : Sissi, Rachid, Rami, Ramzi, Hakim, Lidia, Saida, Hanna, Zino, Ramdan ; pour m'avoir soutenu moralement tout au long de mes études à l'institut.

DÉDICACES

Je dédie ce modeste travail à :

Ames chers parents, qui ont consacré toute leur vie pour mon éducation et ma réussite, et à qui je souhaite une longue vie heureuse

À toute ma famille.

Ames chers frères, **Cherifa, Mohamed, Aboubekre, Walid, Idris.**

Mon binôme, **Zoulikha** pour sa patience et sa compréhension.

À mes aimes : **Ahmed, Khaled, Ayoub, Bilal, Ahlem, Omar.**

Ames camarades de la promo 2015.

À tous ceux qui me connaissent de près et de loin.

MOKHTARI Younes

RESUME

Dans ce mémoire nous proposons une simulation numérique pour étudier les performances aérodynamiques d'un modèle de drone (Skywalker). Pour se faire, on a commencé par la conception de ce modèle sous le logiciel Solidworks, passant à la simulation numérique par le logiciel XFLR5 pour analyser de façon détaillée les performances aérodynamiques de ce modèle et dont le but principal est l'optimisation de ce drone. La comparaison des résultats obtenus par l'étude expérimentale dans la soufflerie. A la fin on a présenté la technique du pendule qui calcule les moments d'inertie du drone.

Toute cette étude a pour but d'apprendre les différents logiciels de la simulation numérique (Aérodynamique et structurale) ; savoir comment utiliser la soufflerie et pouvoir calculer la matrice d'inertie d'un solide de forme quelconque.

Le fond théorique complet, l'installation expérimentale et les résultats sont présentés.

Mots clés : simulation numérique, drone, performances aérodynamiques, technique du pendule.

ABSTRACT

In this work we propose a numerical simulation to study the aerodynamic performances of a model of UAV (Skywalker). To achieve this, one started with the design of this model with Solid Works software, passing to the digital simulation by the XFLR5. To analyze accurately the aerodynamic performances of this model to optimize this UAV. And the comparison of the results obtained by the experimental study in the wind tunnel. At the end we present the technique of the pendulum which calculates the moments of inertia of the real model UAV.

This study allows us to learn the various software of numerical simulation (Aerodynamics and structural); to know how to use the wind tunnel and to be able to calculate the matrix of inertia of a solid of an unspecified form.

The complete basic theory, UAV, the experimental installation and the results are presented.

Key words: numerical simulation, aerodynamic performances, technique of the pendulum.

ملخص

في هذا العمل نقتراح محاكاة رقمية لدراسة الأداء الايروديناميكي لنموذج طائرة من دون طيار (سكاى وولكر)، و لغرض تحقيق هذا قمنا أولاً بتصميم النموذج بواسطة برنامج Solid Works. ثم قمنا بالمحاكاة بواسطة برنامج XFLR5 من أجل تحليل دقيق للأداء الايروديناميكي للنموذج و بالتالي تحديد أفضل أداء له. و لغرض مقارنة النتائج تم تأكيدها باختبار في نفق هوائي.

في الأخير و من أجل حساب عزوم العطالة للنموذج المنجز، نقدم تقنية النواس لتحقيق ذلك. هذه الدراسة تسمح لنا بتعلم العديد من برامج المحاكاة (ديناميكا هوائية و تصميم) و كذلك التمكن من استعمال نفق الهواء لاختبار النماذج بالإضافة إلى التمكن من حساب مصفوفة العطالة لأي جسم. الجانب النظري و التثبيت التطبيقي تم تقديمهما بشكل كامل في هذا العمل مع النتائج المحصل عليها.

كلمات مفتاحية: محاكاة رقمية، طائرة من دون طيار، الأداء الايروديناميكي، تقنية النواس.

TABLEAU DES MATIÈRE

Chapitre 1 : Aérodynamique

1.1) Généralité Sur aérodynamiques	02
1.1.1) Le profil d'aile	02
1.1.2) Différent types de profil	03
1. Selon l'épaisseur.....	03
2. Selon la forme	03
3. Selon l'écoulement	04
1.1.3) Forces aérodynamiques	05
1.1.3.1) Force de portance	05
1.1.3.2) Force de traînée	06
1. Trainée de forme (Profil)	07
2. Trainée induite	07
1.1.4) Coefficient CZ et CX	09
1.1.4.1) Coefficient de la portance.....	09
1.1.4.2) Coefficient de la traînée	10
1.1.5) Finesse.....	11
1.1.6) Polaire	12
1.1.7) La couche limite	13
1.1.7.1) Décollement	15
1.2) Soufflerie	
1.2.1) Définition d'une soufflerie	17
1.2.2) Classification des souffleries.....	17
1. Le type de section d'essai.....	17
2. Le type de circuit de retour.....	18
3. La vitesse de l'écoulement dans la section d'essai.....	19
1.2.3) Instrumentation de soufflerie	19
1. Une chambre d'essai	20
2. Un collecteur (convergent)	20
3. Une chambre de tranquillisation	20
4. Un diffuseur (divergent)	20
5. Un ventilateur	20
1.3) Similitude	21
1. Similitude géométrique.....	21
2. Similitude cinématique.....	22
3. Similitude dynamique.....	22
1.3.1) Théorème Π de Buckingham	22
1.3.2) Application a nos maquettes	23
Conclusion	24

CHAPITRE 2 : Techniques De Mesure Et De Visualisations

2. 1) Instruments de mesure de pression	26
2. 1 .1) Le tube de Pitot	26
1. Présentation.....	26
2. 1 .2) Manomètre.....	27

2.2) Instruments de mesure de vitesse	28
2. 2.1) L'anémomètre.....	28
1. Présentation.....	28
2. Anémomètre à fil chaud.....	29
2. 3) Mesure de force aérodynamique	30
2.4) Piv	32
1. Principe.....	32
2. Ensemencement.....	33
3. Éclairage	34
2.5) Générateur de fume	35
2.6) Erreurs de mesure (soufflerie)	36

Chapitre 3: Technique De Conception Du Modèle Réduit

3.1) Conception 3D numérique d'un mini drone sous SOLIDWORKS	39
3. 1.1) Définition du logiciel.....	39
3. 1.2) Caractéristique géométrique du mini-drone (échelle 1 :1).....	40
3. 1.3) Les étapes de conception du mini-drone sous Solidworks.....	41
1. Conception du fuselage et de la poutre de queue.....	42
2. Conception de l'aile	43
3. Conception des empennages	45
4. Finalisation de la conception du vecteur	45
3. 2) Réalisation de la maquette à échelle réduite.....	46
1. Moyens de réalisation	46
2. Matériaux utilisés	47
3. 2.1) Étapes de réalisation	48
1. Fuselage	48
2. Aile	51
3. Les empennages.....	53
4. Poutre de queue.....	54
3. 2.2) L'assemblage de différentes pièces.....	54
Conclusion	55

Chapitre 4 : Mesure Et Résultats

4.1) Mesure de force	55
4.1.1) Description de La soufflerie « TE 44 Subsonique Wind Tunnel »	55
4.1.2) Matériels constitutifs	56
1. Balance TE 44	56
2. Capteur de pression (TE44 DPS)	57
3. Unité d'affichage	57
4. Boite de commande	57
4.1.3) Étalonnage de la balance (TE81).....	58
1. Étalonnage de la portance.....	59
2. Étalonnage de la traînée.....	59
4.1.4) Essais en soufflerie (TE 44 Subsonique).....	59
4.1.5) Relations mathématiques	60
4.1.6) Mesure et discussion.....	62
4.1.7) Études expérimentales	68
4.1.8) Générateur De Fume	72
Résultat	73

4.2) Calcul théorique du moment d'inertie.....	74
4.2.2. Calcul expérimentale de moment d'inertie	77
4.2.3. Teste de validation de l'expérience	78
4.2.3.1. Description de l'expérience	78
4.2.3.2. Formule Mathématique	78
4.2.3.3. Mesure expérimentale.....	80
4.3) Calcul expérimentale de moment d'inertie d'UAV.....	83

Liste des figures

Figure (1.1) : Les parties d'un profil d'aile	02
Figure (1.2) : Profil biconvexe symétrique	03
Figure (1.3) : Profil biconvexe dissymétrique	03
Figure (1.4) : Profil convexe	04
Figure (1.5) : Profil creux	04
Figure (1.6) : Profil à double courbure	04
Figure (1.7) : La résultante des forces aérodynamiques	05
Figure (1.8) : L'écoulement du fluide autour d'un profil d'aile	06
Figure (1.9) : Tourbillons marginaux	08
Figure (1.10) : Déviation des filets d'air	08
Figure (1.11) : Traînée induite	09
Figure (1.12) : Coefficient de la portance	10
Figure (1.13) : Coefficient de la traînée	10
Figure (1.14) : La finesse	11
Figure (1.15) : Moments aérodynamiques	12
Figure (1.16) : La Polaire	12
Figure (1.17) : Écoulement de couche limite sur une plaque plane	14
Figure (1.18) : Développement d'une couche limite turbulente sur une plaque	15
Figure (1.19) : Influence d'un gradient de pression extérieure sur la couche limite	16
Figure (1.20) : Une section ouverte d'essai	18
Figure (1.21) : Soufflerie à circuit ouvert	18
Figure (1.22) : Une soufflerie a circuit de retour	19
Figure (1.23) : Un shama de principe d'une oufflerie	20
Figure (2.1) : Principe de fonctionnement	26
Figure (2.2) : Manomètre à tube en U.....	27
Figure (2.3) : Équilibre.....	28
Figure (2.4) : Différence de pression.....	28
Figure (2.5) : Anémomètre à fil chaud.....	29
Figure (2.6) : Principe de mesure de la force R et de moment M.....	30
Figure (2.7) : Arrangement des capteurs de pression piézoélectrique.....	31
Figure (2.8) : Schéma type d'utilisation de la méthode PIV.....	32
Figure (2.9) : Exemple de pair d'images PIV avec en superposition une grille de fenêtres d'interrogation FI	33
Figure (2.10) : Principe de fonctionnement PIV.....	35
Figure (2.11) : Glace carbonique.....	36
Figure (2.12) : Générateur de fume lourde.....	36
Figure (3-1) : Cadre globale et dimensions primaires.....	41
Figure (3-2) : Combinaison des deux vue (droite, dessus)	41
Figure (3-3) : Esquisse de différentes stations du fuselage	42
Figure (3-4) : Génération de la surface fuselage par lissage.....	43
Figure (3-5) : Extrusion de la poutre de queue.....	43
Figure (3-6) : Lissage des surfaces de du nez et du raccordement poutre-fuselage.....	44
Figure (3-7) : Extrusion de la demi-aile.....	44
Figure (3-8) : Lissage des profils d'empennages verticale.....	45
Figure (3-9) : Fonction de symétrie.....	45
Figure (3-10) : Modèle 3D du BOURAK II.....	46
Figure (3-11) : Moyens utilisée.....	47
Figure (3-12) : Matériaux utilisés.....	47

Figure (3-13) : Les deux sur <i>AUTOCAD</i>	48
Figure (3-14) : Programme d'usinage sur nccad7.....	49
Figure (3-15) : Simulation de découpe sur nccad7 (vue de face).....	49
Figure (3-15) : Simulation de découpe sur nccad7 (vue de dessus)	50
Figure (3-16) : Dispositif de découpe.....	50
Figure (3-17) : Fuselage réalisé.....	51
Figure (3-18) : Aile centrale.....	51
Figure (3-19) : Bouts d'aile.....	52
Figure (3-20) : Aile complet.....	52
Figure (3-21) : Simulation d'usinage des profils.....	53
Figure (3-22) : Gouverne horizontale.....	53
Figure (3-23) : Gouverne vertical.....	54
Figure (3-24) : La poutre de queue.....	54
Figure (3-25) : La maquette complète	55
Figure (4.1) : Soufflerie subsonique TE44.....	55
Figure (4.2) : Équipement expérimental.....	56
Figure (4.3) : Boîte de contrôle.....	57
Figure (4.4) : Position de la balance pour l'étalonnage de la portance et de tramée.....	58
Figure (4.5) : Fixation de la maquette.....	61
Figure (4.6) : Usage de la soufflerie.	62
Figure (4.7) : La variation de C_x en fonction d'incidence (α).....	64
Figure (4.8) : La variation de C_z en fonction d'incidence (α).....	65
Figure (4.9) : La variation de C_z en fonction C_x	66
Figure (4.10) : C_z en fonction C_x	67
Figure (4.10) : C_z en fonction α	67
Figure (4.11) : Création d'aile.....	68
Figure (4.12) : Création de stabilisateur horizontal.....	69
Figure (4.14) : Le model complet par XFLR5.....	70
Figure (4.15) : C_x en fonction (α).....	70
Figure (4.16) : C_z en fonction (α).....	70
Figure (4.17) : Installation de générateur de fume.....	71
Figure (4.18) : Installation de la maquette.....	71
Figure (4.19) : Installation de l'appareil (GOPRO).....	72
Figure (4.20) : Une barre rectangulaire.....	73
Figure (4.21) : Le repère d'un parallépipède.....	74
Figure (4.22) : La barre sur SOLID WORKS.....	76
Figure (4.23) : Les propriétés de masse de La barre.....	76
Figure (4.24) : Installation du dispositif expérimentale (pendule).....	77
Figure (4.25) : Pendule composé (moment d'inertie autour de z).....	78
Figure (4.26) : Pendule de torsion (moment d'inertie autour de y).....	79
Figure (4.27) : Oscillation de la barre.....	80
Figure (4.28) : Chronomètre de mesure.	80
Figure (4.29) : Détermination du moment d'inertie autour de l'axe y.....	82
Figure (4.30) : Détermination du moment d'inertie autour de l'axe Z.....	83

REMERCIEMENTS

Le présent mémoire a été effectué sous la direction de **M. Hocine Bentradi** et l'encadreur **Belkherouf Toufik**.

Je tiens donc tout particulièrement à présenter mes remerciements à M. Cdt Bouzghoud le sous- directeur du laboratoire aérodynamique au niveau de L'URD (Unité De Recherche Et Développement Militaire), à DAR EL BEIDA, pour nous avoir guidés tout au long de nos travaux et d'avoir contribué, par sa grande disponibilité et ses commentaires critiques, à l'élaboration de mon mémoire.

Je tiens également à remercier le directeur de laboratoire aérodynamique colonel Belekherouf ainsi que le directeur de URD Medjahed.

Mes remerciements s'adressent également à l'ensemble des membres du laboratoire : *Bilal, Amina Fayrouz, Nourdine, Hamel*.

Je n'oublie pas d'exprimer ma gratitude à mes chère parents (Rachid et Mbareka), mon frère Tarik mes sœurs Djihad, Rosa, Ismahan, Wiam pour leur encouragement ainsi que leur soutien moral tout au long de mon parcours scolaire.

Nous exprimons nos sincères remerciements M. Chegrani Ahmed, Hocine, Qui nous a assisté dans les moments difficiles et nous faire profiter de leurs savoir faire.

Pour finir, je souhaite remercier mes amis : Sissi, Rachid, Rami, Ramzi, Hakim, Lidia, Saida, Hanna, Zino, Ramdan pour m'avoir soutenu moralement tout au long de mes études à l'institut.

RESUME

Dans ce mémoire nous proposons une simulation numérique pour étudier les performances aérodynamiques d'un modèle de drone (Skywalker). Pour se faire, on a commencé par la conception de ce modèle sous le logiciel Solidworks, passant à la simulation numérique par le logiciel XFLR5 pour analyser de façon détaillée les performances aérodynamiques de ce modèle et dont le but principal est l'optimisation de ce drone. La comparaison des résultats obtenus par l'étude expérimentale dans la soufflerie. A la fin on a présenté la technique du pendule qui calcule les moments d'inertie dudrone.

Toute cette étudea pour butd'apprendre les différents logiciels de la simulation numérique

(Aérodynamique et structurale) ; savoir comment utiliser la soufflerie et pouvoir calculer la matrice d'inertie d'un solide de forme quelconque.

Le fond théorique complet, l'installation expérimentale et les résultats sont présentés.

Mots clés : simulation numérique, drone, performances aérodynamiques, technique du pendule.

ABSTRACT

In this work we propose a numerical simulation to study the aerodynamic performances of a model of UAV (Skywalker). To achieve this, one started with the design of this model with Solid Works software, passing to the digital simulation by the XFLR5. To analyze accurately the aerodynamic performances of this model to optimize this UAV. And the comparison of the results obtained by the experimental study in the wind tunnel. At the end we present the technique of the pendulum which calculates the moments of inertia of the real model UAV.

This study allows us to learn the various software of numerical simulation (Aerodynamics and structural); to know how to use the wind tunnel and to be able to calculate the matrix of inertia of a solid of an unspecified form.

The complete basic theory, UAV, the experimental installation and the results are presented.

Key words: numerical simulation, aerodynamic performances, technique of the pendulum.

ملخص

في هذا العمل نقترح محاكاة رقمية لدراسة الأداء الايروديناميكي لنموذج طائرة من دون طيار (سكاي وولكر)، و لغرض تحقيق هذا قمنا أولاً بتصميم النموذج بواسطة برنامج Solid Works. ثم قمنا بالمحاكاة بواسطة برنامج XFLR5 من أجل تحليل دقيق للأداء الايروديناميكي للنموذج و بالتالي تحديد أفضل أداء له. و لغرض مقارنة النتائج تم تأكيدها باختبار في نفق هوائي.

في الأخير و من أجل حساب عزوم العطالة للنموذج المنجز، نقدم تقنية النواس لتحقيق ذلك. هذه الدراسة تسمح لنا بتعلم العديد من برامج المحاكاة (ديناميكا هوائية و تصميم) و كذلك التمكن من استعمال نفق الهواء لاختبار النماذج بالإضافة إلى التمكن من حساب مصفوفة العطالة لأي جسم.

الجانب النظري و التثبيت التطبيقي تم تقديمهما بشكل كامل في هذا العمل مع النتائج المحصل عليها.

كلمات مفتاحية: محاكاة رقمية، طائرة من دون طيار، الأداء الايروديناميكي، تقنية النواس.

TABLEAU DES MATIÈRE

Chapitre 1 : Aérodynamique

1.1) Généralité Sur Aérodynamiques	02
1.1.1) Le profil d'aile	02
1.1.2) Différent types de profil	03
1. Selon l'épaisseur.....	03
2. Selon la forme	03
3. Selon l'écoulement	04
1.1.3) Forces aérodynamiques	05
1.1.3.1) Force de portance	05
1.1.3.2) Force de traînée	06
1. Trainée de forme (Profil)	07
2. Trainée induite	07
1.1.4) Coefficient CZ et CX	09
1.1.4.1) Coefficient de la portance.....	09
1.1.4.2) Coefficient de la traînée	10
1.1.5) Finesse.....	11
1.1.6) Polaire	12
1.1.7) La couche limite	13
1.1.7.1) Décollement	15
1.2) Soufflerie	
1.2.1) Définition d'une soufflerie	17
1.2.2) Classification des souffleries.....	17
1. Le type de section d'essai.....	17
2. Le type de circuit de retour.....	18
3. La vitesse de l'écoulement dans la section d'essai.....	19
1.2.3) Instrumentation de soufflerie	19
1. Une chambre d'essai	20
2. Un collecteur (convergent)	20
3. Une chambre de tranquillisation	20
4. Un diffuseur (divergent)	20
5. Un ventilateur	20
1.3) Similitude	21
1. Similitude géométrique.....	21
2. Similitude cinématique.....	22
3. Similitude dynamique.....	22
1.3.1) Théorème Π de Buckingham	22
1.3.2) Application a nos maquettes	23
Conclusion	24

CHAPITRE 2 : Techniques De Mesure Et De Visualisations

2. 1) Instruments de mesure de pression	26
2. 1 .1) Le tube de Pitot	26
1. Présentation.....	26
2. 1 .2) Manomètre.....	27
2.2) Instruments de mesure de vitesse	28
2. 2.1) L'anémomètre.....	28
1. Présentation.....	28
2. Anémomètre à fil chaud.....	29
2. 3) Mesure de force aérodynamique	30
2.4) Piv	32
1. Principe.....	32
2. Enseignement.....	33
3. Éclairage	34
2.5) Générateur de fume	35
2.6) Erreurs de mesure (soufflerie)	36

Chapitre 3: Technique De Conception Du Modèle Réduit

3.1) Conception 3D numérique d'un mini drone sous SOLIDWORKS	39
3. 1.1) Définition du logiciel.....	39
3. 1.2) Caractéristique géométrique du mini-drone (échelle 1 :1).....	40
3. 1.3) Les étapes de conception du mini-drone sous Solidworks.....	41
1. Conception du fuselage et de la poutre de queue.....	42
2. Conception de l'aile	43
3. Conception des empennages	45
4. Finalisation de la conception du vecteur	45
3. 2) Réalisation de la maquette à échelle réduite.....	46
1. Moyens de réalisation	46
2. Matériaux utilisés	47
3. 2.1) Étapes de réalisation	48
1. Fuselage	48
2. Aile	51
3. Les empennages.....	53
4. Poutre de queue.....	54
3. 2.2) L'assemblage de différentes pièces.....	54
Conclusion	55

Chapitre 4 : Mesure Et Résultats

4.1) Mesure de force	55
4.1.1) Description de La soufflerie « TE 44 Subsonique Wind Tunnel »	55
4.1.2) Matériels constitutifs	56
1. Balance TE 44	56
2. Capteur de pression (TE44 DPS)	57
3. Unité d'affichage	57
4. Boîte de commande	57
4.1.3) Étalonnage de la balance (TE81).....	58

1. Étalonnage de la portance.....	59
2. Étalonnage de la traînée.....	59
4.1.4) Essais en soufflerie (TE 44 Subsonique).....	59
4.1.5) Relations mathématiques	60
4.1.6) Mesure et discussion.....	62
4.1.7) Études expérimentales	68
4.1.8) Générateur De Fume	72
Résultat	73
4.2) Calcul théorique du moment d'inertie.....	74
4.2.1. Définition.....	74
4.2.2. Calcul expérimentale de moment d'inertie	77
4.2.3. Teste de validation de l'expérience	78
4.2.3.1. Description de l'expérience	78
4.2.3.2. Formule Mathématique	78
4.2.3.3. Mesure expérimentale.....	80
4.3) Calcul expérimentale de moment d'inertie d'UAV	83
4.3.1. Moment d'inertie autour de l'axe Y.....	83
4.3.2. Moment d'inertie autour de l'axe X.....	84
4.3.3. Moment d'inertie autour de l'axe Z.....	84
4.3.4. Détermination des axes principaux	85
4.3.5. Détermination des moments d'inertie I_{xz} et I_{zx}	85
Conclusion générale.....	86
Annexes	

Liste des figures

Figure (1.1) : Les parties d'un profil d'aile	02
Figure (1.2) : Profil biconvexe symétrique	03
Figure (1.3) : Profil biconvexe dissymétrique	03
Figure (1.4) : Profil convexe	04
Figure (1.5) : Profil creux	04
Figure (1.6) : Profil à double courbure	04
Figure (1.7) : La résultante des forces aérodynamiques	05
Figure (1.8) : L'écoulement du fluide autour d'un profil d'aile	06
Figure (1.9) : Tourbillons marginaux	08
Figure (1.10) : Déviation des filets d'air	08
Figure (1.11) : Traînée induite	09
Figure (1.12) : Coefficient de la portance	10
Figure (1.13) : Coefficient de la traînée	10
Figure (1.14) : La finesse	11
Figure (1.15) : Moments aérodynamiques	12
Figure (1.16) : La Polaire	12
Figure (1.17) : Écoulement de couche limite sur une plaque plane	14
Figure (1.18) : Développement d'une couche limite turbulente sur une plaque	15
Figure (1.19) : Influence d'un gradient de pression extérieure sur la couche limite	16
Figure (1.20) : Une section ouverte d'essai	18
Figure (1.21) : Soufflerie à circuit ouvert	18
Figure (1.22) : Une soufflerie à circuit de retour	19
Figure (1.23) : Un schéma de principe d'une soufflerie	20
Figure (2.1) : Principe de fonctionnement	26
Figure (2.2) : Manomètre à tube en U.....	27
Figure (2.3) : Équilibre.....	28
Figure (2.4) : Différence de pression.....	28
Figure (2.5) : Anémomètre à fil chaud.....	29
Figure (2.6) : Principe de mesure de la force R et de moment M.....	30
Figure (2.7) : Arrangement des capteurs de pression piézoélectrique.....	31
Figure (2.8) : Schéma type d'utilisation de la méthode PIV.....	32
Figure (2.9) : Exemple de pair d'images PIV avec en superposition une grille de fenêtres d'interrogation FI	33
Figure (2.10) : Principe de fonctionnement PIV.....	35
Figure (2.11) : Glace carbonique.....	36
Figure (2.12) : Générateur de fumée lourde.....	36
Figure (3-1) : Cadres globale et dimensions primaires.....	41
Figure (3-2) : Combinaison des deux vues (droite, dessus)	41
Figure (3-3) : Esquisse de différentes stations du fuselage	42
Figure (3-4) : Génération de la surface fuselage par lissage.....	43
Figure (3-5) : Extrusion de la poutre de queue.....	43
Figure (3-6) : Lissage des surfaces de du nez et du raccordement poutre-fuselage.....	44
Figure (3-7) : Extrusion de la demi-aile.....	44
Figure (3-8) : Lissage des profils d'empennages verticaux.....	45
Figure (3-9) : Fonction de symétrie.....	45
Figure (3-10) : Modèle 3D du BOURAK II.....	46
Figure (3-11) : Moyens utilisés.....	47
Figure (3-12) : Matériaux utilisés.....	47

Figure (3-13) : Les deux sur <i>AUTOCAD</i>	48
Figure (3-14) : Programme d'usinage sur <i>nccad7</i>	49
Figure (3-15) : Simulation de découpe sur <i>nccad7</i> (vue de face).....	49
Figure (3-15) : Simulation de découpe sur <i>nccad7</i> (vue de dessus)	50
Figure (3-16) : Dispositif de découpe.....	50
Figure (3-17) : Fuselage réalisé.....	51
Figure (3-18) : Aile centrale.....	51
Figure (3-19) : Bouts d'aile.....	52
Figure (3-20) : Aile complet.....	52
Figure (3-21) : Simulation d'usinage des profils.....	53
Figure (3-22) : Gouverne horizontale.....	53
Figure (3-23) : Gouverne vertical.....	54
Figure (3-24) : La poutre de queue.....	54
Figure (3-25) : La maquette complète	55
Figure (4.1) : Soufflerie subsonique TE44.....	55
Figure (4.2) : Équipement expérimental.....	56
Figure (4.3) : Boîte de contrôle.....	57
Figure (4.4) : Position de la balance pour l'étalonnage de la portance et de tramée.....	58
Figure (4.5) : Fixation de la maquette.....	61
Figure (4.6) : Usage de la soufflerie.	62
Figure (4.7) : La variation de C_x en fonction d'incidence (α).....	64
Figure (4.8) : La variation de C_z en fonction d'incidence (α).....	65
Figure (4.9) : La variation de C_z en fonction C_x	66
Figure (4.10) : C_z en fonction C_x	67
Figure (4.10) : C_z en fonction α	67
Figure (4.11) : Création d'aile.....	68
Figure (4.12) : Création de stabilisateur horizontal.....	69
Figure (4.14) : Le model complet par XFLR5.	70
Figure (4.15) : C_x en fonction (α).....	70
Figure (4.16) : C_z en fonction (α).....	70
Figure (4.17) : Installation de générateur de fume.....	71
Figure (4.18) : Installation de la maquette.....	71
Figure (4.19) : Installation de l'appareil(GOPRO).....	72
Figure (4.20) : Une barre rectangulaire.....	73
Figure (4.21) : Le repère d'unparallélépipède.....	74
Figure (4.22) : La barre sur SOLID WORKS	76
Figure (4.23) : Les propriétés de masse de La barre.....	76
Figure (4.24) : Installation du dispositif expérimentale (pendule).....	77
Figure (4.25) : Pendule composé (moment d'inertie autour de z).....	78
Figure (4.26) : Pendule de torsion (moment d'inertie autour de y).....	79
Figure (4.27) : Oscillation de la barre.....	80
Figure (4.28) : Chronomètre de mesure.	80
Figure (4.29) : Détermination du moment d'inertie autour de l'axe y.....	82
Figure (4.30) : Détermination du moment d'inertie autour de l'axe Z.....	83

Liste des tableaux

Tableau (4.1) : Mesure de force de trainée.....	02
Tableau (4.2) : Mesure de force de portance	03
Tableau (4.3) : Mesure de force de trainée	03
Tableau (4.4) : Mesure de force de portance	04
Tableau (4.5) : Mesure prise en oscillant la barre comme pendule composé	04
Tableau (4.6) : Comparaison des résultats théoriques avec l'expérimentale	04
Tableau (4.7) : Mesure prise en oscillant la barre comme pendule de torsion	05
Tableau (4.8) : Comparaison des résultats théoriques avec l'expérimentale	06

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

SYMBOLES

C_x	Coefficient de traînée.
C_z	Coefficient de portance.
e	Épaisseur de profil.
g	Accélération de la pesanteur terrestre ($g=9.81 \text{ m.s}^{-2}$).
I	Moment d'inertie.
I_o	Matrice d'inertie au centre de repère O.
I_{xx}	Moment d'inertie autour de l'axe Ox.
I_{yy}	Moment d'inertie autour de l'axe Oy.
I_{zz}	Moment d'inertie autour de l'axe Oz.
I_{xy}	Produit d'inertie par rapport au plan (xOy)
P_{atm}	Pression atmosphérique
P_s	Pression statique
P_{tot}	Pression totale
q	Pression dynamique
Re	Nombre de Reynolds
S	Surface alaire de l'aile.
$T_{\text{réf}}$	Température de référence.
V	Vitesse de l'écoulement.

Symboles grecs

α	Angle d'incidence.
δ	Épaisseur de la couche limite
δ^*	Épaisseur de déplacement de la couche limite.
η	Viscosité dynamique du fluide.
ν	Viscosité cinématique du fluide.
ρ	Masse volumique de l'air

ABBREVIATIONS

CFD	Computationalfluid dynamics
PIV	Particleimage velocimetry
USTO	Université des sciences et de la technologie d’Oran « Mohamed BOUDIAF »
2D	Bidimensionnel
3D	Tridimensionnel
CAO	Conception Assistée par Ordinateur.
URD	Unité De Recherche Et Développement Militaire.

INTRODUCTION

Ce travail de fin d'études fait partie d'un projet qui consiste à concevoir et développer un drone. Les caractéristiques et critères de design sont faits par mes collègues (Rami et Ramzi). Pendant qu'on travaille sur la réalisation des essais expérimentaux sur les maquettes de ce drone pour déterminer les valeurs numériques des coefficients aérodynamiques et les comparer avec celles obtenues par le logiciel XFLR5. A la fin on va présenter une technique expérimentale qui calcule les moments d'inertie d'un solide de forme quelconque (technique du pendule).

Et cela selon 4 chapitres :

- ✓ **Chapitre I** Dans le premier chapitre, nous rappelons les principes de base de l'aérodynamique et des souffleries afin de faire une étude similitude qui nous permette de passer du modèle réel au modèle réduit.
- ✓ **Chapitre II** Dans le deuxième chapitre, on va parler sur les différentes techniques de mesure et de visualisation expérimentales.
- ✓ **Chapitre III** Le troisième chapitre présente le processus expérimental qui comprend l'élaboration et la construction d'une maquette (drone).
- ✓ **Chapitre IV** Le quatrième chapitre porte sur l'identification et la validation du modèle aérodynamique du drone à partir de données expérimentales d'efforts issues d'une balance aérodynamique, nous découvrons aussi une technique expérimentale qui mesure le moment d'inertie.

CHAPITRE 1

Aérodynamique

1. Généralité Sur L'aérodynamiques

Lors de mouvement d'un fluide autour d'un objet provoque différents phénomènes de frottements et de turbulences, et pour étudier ces phénomènes on fait appelle a aérodynamique qui est la «science du mouvement de l'air ».

1.1. Le profil d'aile

Grâce à des recherches en aérodynamique appliquées sur un profil d'aile (*voir figure ci- dessous*), les scientifiques peuvent définir un profil offrant la meilleure portance tout en apportant le moins de résistance possible, il n'existe pas de profil idéal, mais plutôt des profils adaptés aux différents besoins et contraintes, comme le poids, le domaine des vitesses utilisées, etc.

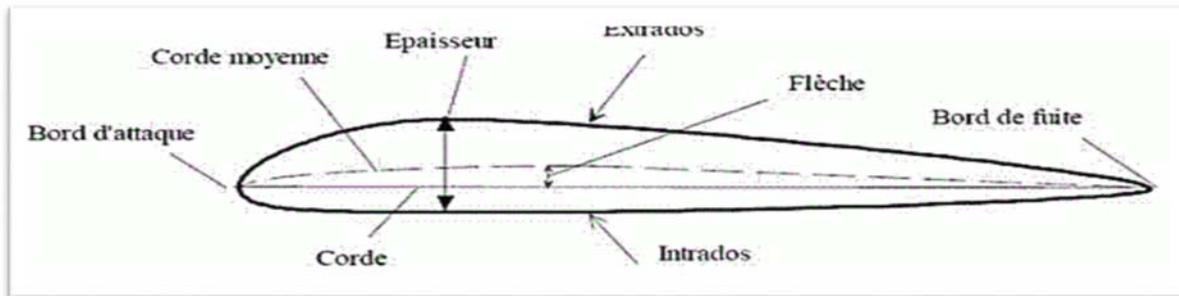


Figure 1.1 : Les parties d'un profil d'aile

Alors le profil possède un vocabulaire précis qui nous permet de comprendre son fonctionnement :

- ❖ **Bord d'attaque (BA)** : c'est la partie la plus avant du profil ;
- ❖ **Bord de fuite(BF)** :c'est la partie la plus arrière du profil ;
- ❖ **Extrados** : c'est la ligne joignant le bord d'attaque au bord de fuite par le dessus
- ❖ **Intrados** : c'est la ligne joignant le bord d'attaque au bord de fuite par le dessous
- ❖ **Corde (du profil)** : c'est la ligne qui joint le bord d'attaque de bord de fuite (l).
- ❖ **Epaisseur (d'un profil)**: c'est la distance maximum (e) entre l'extrados et l'intrados.
- ❖ **Ligne moyenne**: ligne équidistante entre l'extrados et l'intrados.
- ❖ **Epaisseur relative**: c'est le rapport de l'épaisseur et la corde de profil (e/l);donné en pourcentage (%).

1.2. Différent types de profil

1) **Selon l'épaisseur** : on peut classer les profils d'aile selon l'épaisseur

a) **Les profils minces**

Si $\frac{e}{l} < 6\%$ qui sont utilisés pour les grandes vitesses ;

b) **Les profils semi-épais**

Si $6\% < \frac{e}{l} < 12\%$;

c) **Les profils épais**

Si $\frac{e}{l} > 12\%$.

2) **Selon la forme** : On peut citer les profils d'aile selon la forme

➤ **Profil biconvexe symétrique**

L'intrados et extrados sont convexes et symétrique par rapport à la corde du profil.

La ligne moyenne et la corde sont confondues, ce qui implique flèche nulle et courbure relative nulle, ce type de profil est généralement destiné pour les empennages.

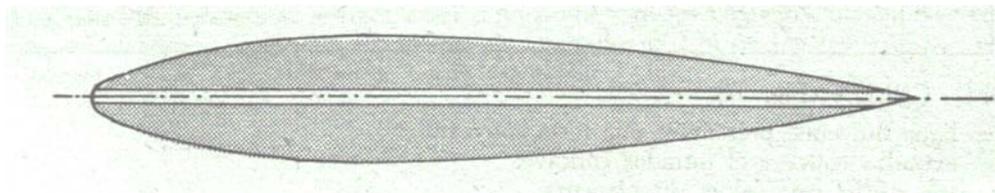


Figure 1.2 : Profil biconvexe symétrique

➤ **Profil biconvexe dissymétrique**

La courbe de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados, il est très employé pour les ailes.

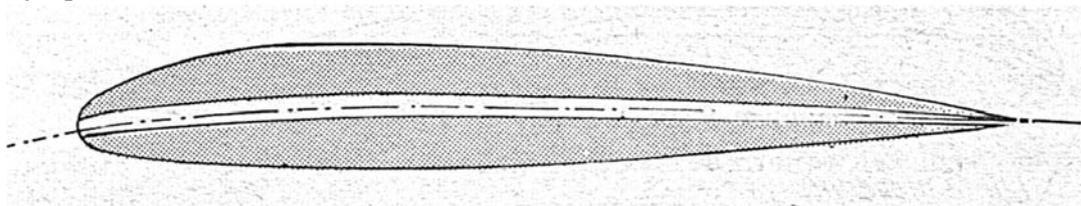


Figure 1.3 : Profil biconvexe dissymétrique

➤ **Profil convexe :**

L'extrados est convexe or l'intrados est plan

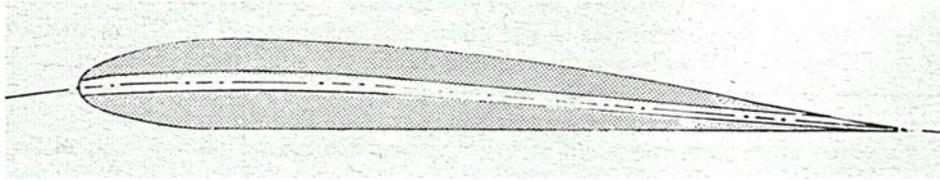


Figure 1.4 : Profil Convexe

➤ **Profil creux :**

L'intrados est creux alors que l'extrados est convexe, il est utilisé pour les aubes des turbines et des compresseurs.

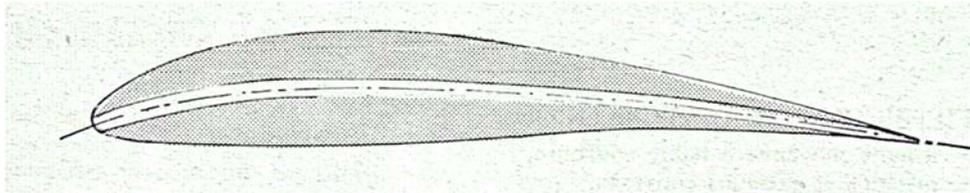


Figure 1.5 : Profil creux

➤ **Profil à double courbure :**

La ligne moyenne coupe la corde de profil. il est construit de deux profils creux .le dernier est inversé par rapport à l'autre

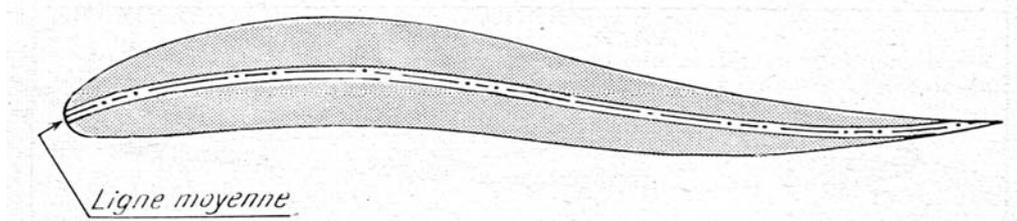


Figure 1.6 : profil à double courbure

3) **selon l'écoulement :** on peut citer les profils d'aile selon l'écoulement :

➤ **Profil subsonique :** ses caractéristiques sont

- Epaisseur relative de 12 à 18 %;
- Bord d'attaque arrondi.

➤ **Profil transsonique :** il est caractérisé par

- Epaisseur relative moyenne ;
- Bord d'attaque à faible rayon ;

➤ **Profil supersonique**

Ses caractéristiques sont :

- Epaisseur relative faible ;
- Bord d'attaque pointu ;
- Bord de fuite parfois tronqué.

1.1.3. Forces aérodynamiques

Pour pouvoir comparer et tester les capacités, l'efficacité et la qualité aérodynamique d'un profil d'aile, les scientifiques ont défini 2 vecteurs (la portance et la traînée) qui donnent la résultante des forces aérodynamiques

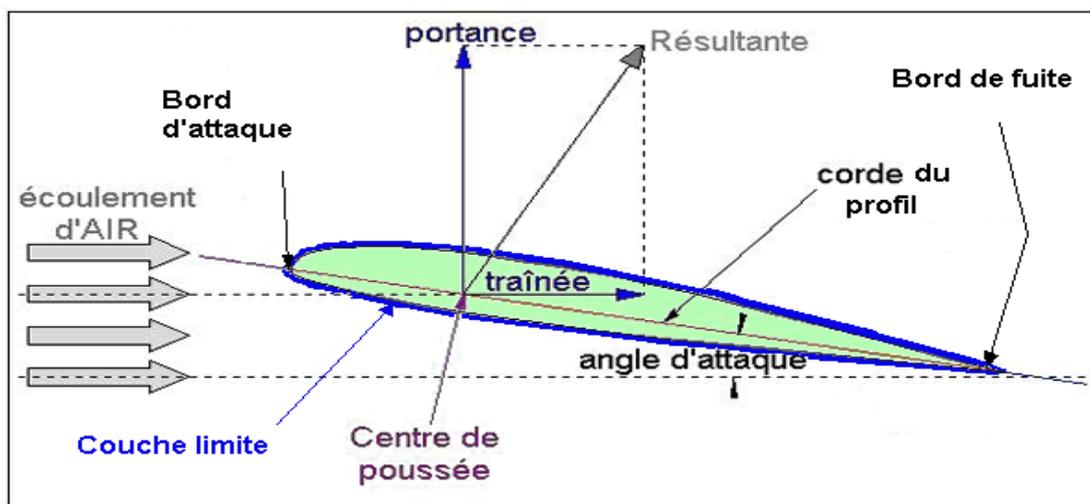


Figure 1.7: la résultante des forces aérodynamiques

1.1.3.1 Force de portance

On effect lorsque l'on place un profil d'aile (asymétrique, le plus souvent) dans la direction et sens du courant d'air, l'écoulement se sépare en deux après avoir touché le point de compression (d'arrêt). Une partie de l'écoulement de l'air passe sur la partie au-dessus de l'aile (extrados) et l'autre partie en dessous du profil (intrados).

L'écoulement passant au-dessus de l'aile doit s'accélérer car elle a un plus long chemin à accomplir que l'écoulement passant en dessous de l'aile.

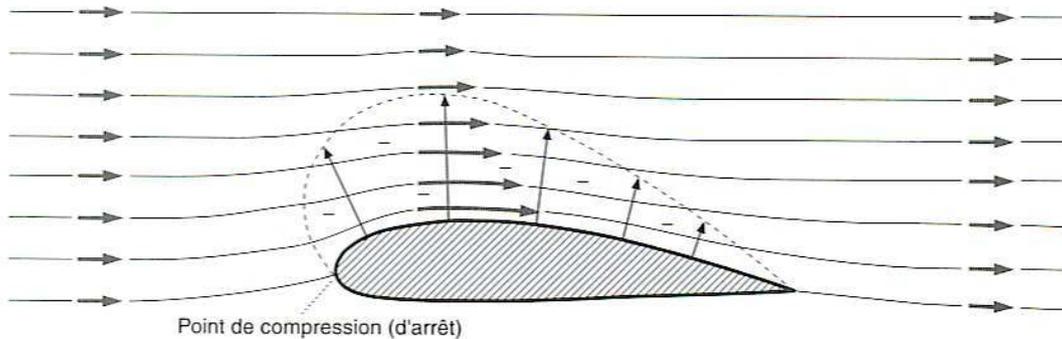


Figure 1.8 : l'écoulement du fluide autour d'un profil d'aile¹

D'après l'équation de Bernoulli, une augmentation de vitesse (pression dynamique) entraîne une baisse de pression statique. Il apparaît alors sur la face supérieure du profil (extrados) une pression plus basse que la pression environnante de l'air (pression statique), cela engendre alors une force ascensionnelle que l'on appelle **la portance**.

La portance est définie par la formule :

$$F_{\text{portance}} = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z \quad \dots\dots\dots (1.1)$$

- ✓ ρ est la masse volumique de l'air (en kg/m³)
- ✓ S est la surface alaire de l'aile. Il s'agit de la surface totale d'une de ses faces. (en m²).
- ✓ V est la vitesse de l'écoulement de l'air su le solide, et par conséquent, la vitesse de ce dernier. (en m/s)
- ✓ C_z est le coefficient de portance.

I.1.3.2. Force de trainée

Si la viscosité de l'air n'existait pas, il n'y aurait pas de force de frottement, il n'y aurait que des forces de pression et de dépression et la résultante aérodynamique serait perpendiculaire au vent relatif.

¹- L'aérodynamique du vol à voile à la navette spatiale

Or, il y a toujours une traînée d'out l'expression et comme suit

$$F_{\text{traînée}} = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x \dots\dots\dots (1.2)$$

- ✓ ρ est la masse volumique de l'air (en kg/m³)
- ✓ S est la surface alaire de l'aile. Il s'agit de la surface totale d'une de ses faces. (en m²)
- ✓ V est la vitesse de l'écoulement de l'air su le solide, et par conséquent, la vitesse de ce dernier. (en m/s)
- ✓ C_x est le coefficient de traînée.

1.8 Type de traînée

On peut distinguer plusieurs catégories de traînée mais en réalité en ne s'intéresse qu'au plus grande contribution celle de **frottement, de forme et induite**

➤ Trainée de frottement

La traînée de frottement est due à la viscosité de l'air. Les molécules d'air en contact avec la surface d'un corps sont freinées par les forces de frottement. Ces forces sont telles que la vitesse des filets d'air est nulle au contact du corps.

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

- la surface totale du revêtement de l'avion (aile, fuselage, empennage etc...)
- la couche limite (laminaire, turbulente)
- la rugosité des parois
- la vitesse du vent relatif
- la forme et l'épaisseur du profil
- l'angle d'attaque.

➤ Trainée de forme(Profil)

Comme son nom l'indique elle est liée à la forme du profil, en effet, les écoulements sont différents en fonction des profils, et donc les différences de pressions entre le bord d'attaque et le bord de fuite ne sont pas identiques. La pression au bord d'attaque étant plus forte que la pression au bord de fuite par suite de léger décollement des filets d'air a ce niveau.

➤ Trainée induite

La différence de pressions entre l'extrados et l'intrados (équation de Bernoulli).L'air de l'intrados est en surpression et à donc tendance à remonter vers le dessus de l'aile au niveau des coins et des bouts ailes, ce phénomène crée des tourbillons, appelés tourbillons marginaux, qui s'agrandissent lorsque l'on s'éloigne du bord de fuite. Ce qui augmente la résistance,

Pour cette augmentation de la force de traînée, on ajoute parfois des petits bouts d'ailes, nommé les Winglets **Figure (1.9)**

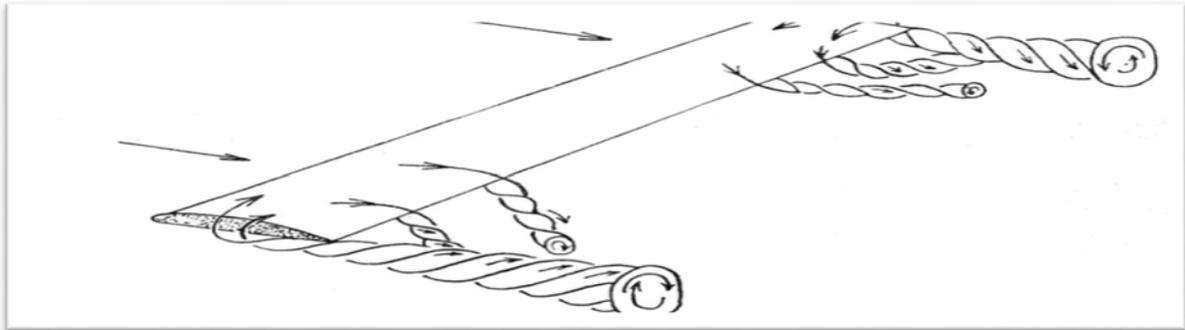


Figure 1.9 :Tourbillons Marginaux

Il ya donc la naissance d' un courant tourbillonnaire secondaire qui affecte les bords marginaux de l'aile La composition des vitesses de ce courant secondaire avec celles du courant principale, perpendiculaire a l'envergure, au bord d'attaque, provoque une déviation des filets d'air :

- sur l'extrados, ceux-ci convergent vers le plan de symétrie ;
- sous l'intrados, ils divergent vers les bords marginaux **Figure (1.10)**

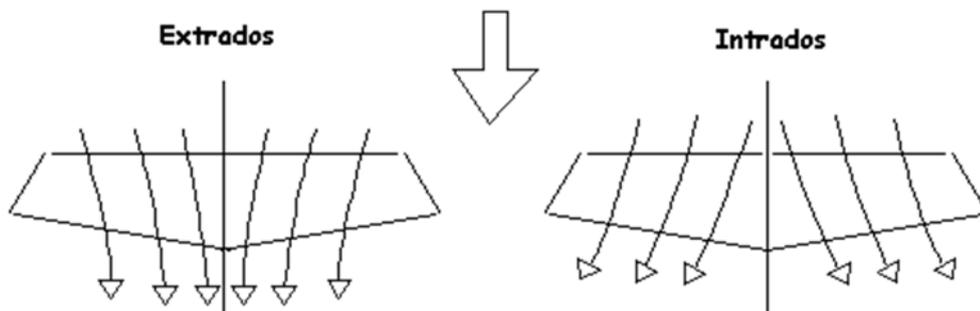


Figure 1.10 déviation des filets d'air

Leur rencontre donne naissance, tout le long du bord de fuite, a une nappe de tourbillons appelés tourbillons libres ²**Figure (1.11)**

²Référence aérodynamique et mécanique des vols.

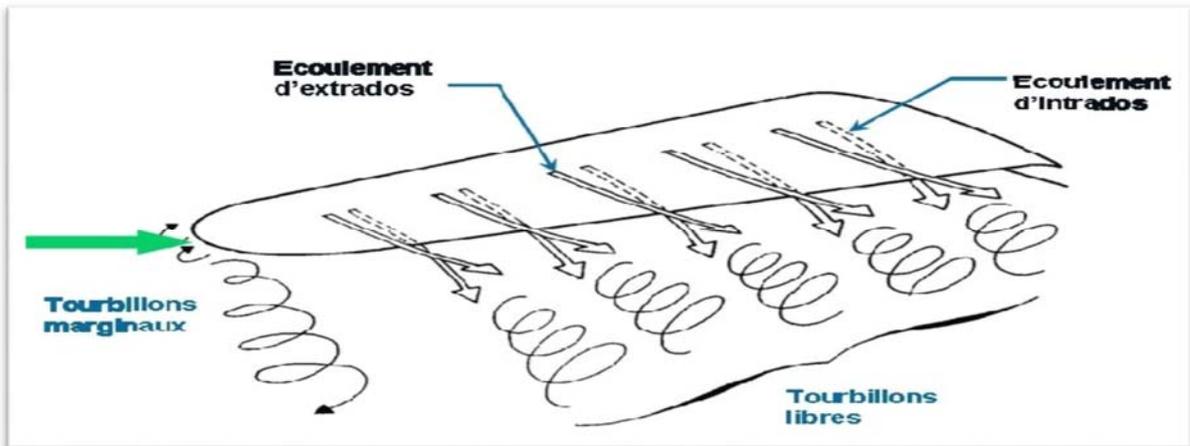


Figure 1.11: Traînée induite.

1.1.4 Coefficient aérodynamique

1.1.4.1 Coefficient de portance

Le coefficient de portance représente le rapport de la force de portance et la force dynamique de l'écoulement qui se note C_z , et qui dépend de l'angle d'attaque et de la forme de l'aile, comme le montre la formule:

$$\text{Donc, } C_z = \frac{F_{\text{portance}}}{qS} = \frac{F_{\text{portance}}}{2\rho v^2 S} \dots\dots\dots (1.3)$$

Plus l'angle d'attaque est grand plus le C_z augmente (voir figure ci-dessous).
Ce coefficient augmente jusqu'à une limite maximale, le $C_z \text{ max}$, après avoir dépassé cette valeur, à savoir que l'écoulement n'est plus laminaire mais turbulent, cet état est extrêmement dangereux

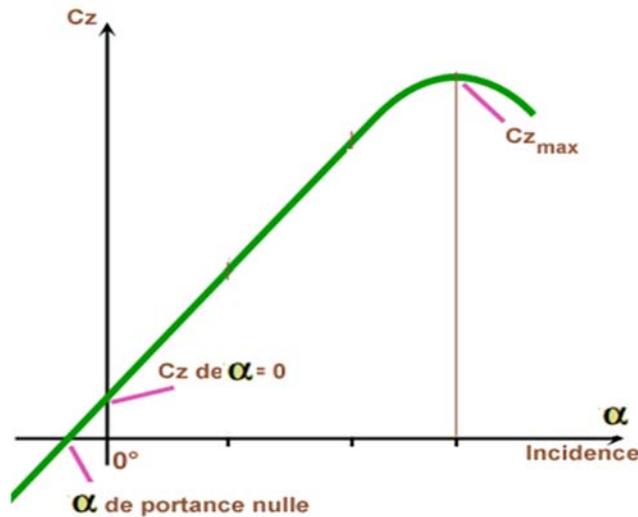


Figure 1.12: coefficient de la portance

1.1.4.2 Coefficient de traînée

Le coefficient de traînée représente le rapport de la force de traînée et la force dynamique de l'écoulement qui se note C_x , et qui dépend de la répartition de la pression (la traînée due à la forme) et du frottement contre la surface (la traînée de frottement, qui crée une résistance), cette relation nous donne la formule suivante:

$$F_{\text{traînée}} = C_x q S$$

Donc, $C_x = F_{\text{traînée}} / q S = F_{\text{traînée}} / 2 \rho v^2 S \dots\dots\dots (1.4)$

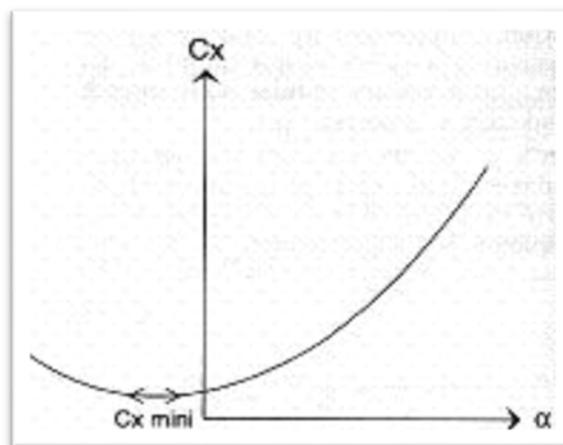


Figure 1.13: coefficient de la traînée

Les profils minces présentent de meilleurs C_x que les profils épais, ce coefficient augmente continuellement avec l'incidence, et ce même après l'incidence de décrochage, au-delà de cette incidence, la traînée continue d'augmenter alors que la portance chute.

La traînée est représentée au centre de la poussée, tout comme la portance.

1.1.5 Finesse:

La finesse est, par définition, le rapport entre la vitesse horizontale et la vitesse verticale (taux de chute). Elle est aussi égale au rapport du coefficient de portance sur le coefficient de traînée (sur l'image le coefficient de portance est caractérisé par C_z et le coefficient de traînée par C_x).

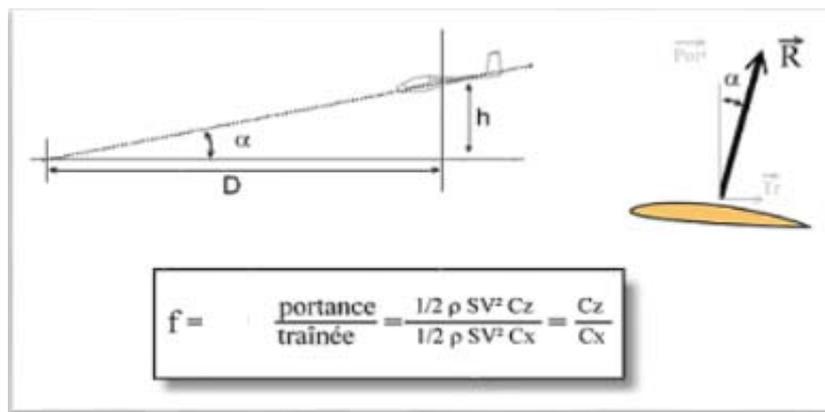


Figure 1.14: la finesse

A ce sujet, deux vitesses sont particulièrement intéressantes :

- ❖ La vitesse de la finesse maximale, qui est la vitesse permettant d'arriver le plus rapidement à destination.
- ❖ La vitesse du taux de chute minimal, qui est utilisée pour rester le plus longtemps en l'air en perdant le moins d'altitude possible.

MOMENTS AÉRODYNAMIQUES

Un effort F qui s'exerce au niveau du centre de gravité d'un corps solide quelconque ne fait pas tourner ce corps.

Si le point d'application est écarté d'une distance d , l'effort précité produit un effet qui aura tendance à mettre le corps en rotation : on dit qu'il s'applique un moment ($F \times d$) sur le solide en question.

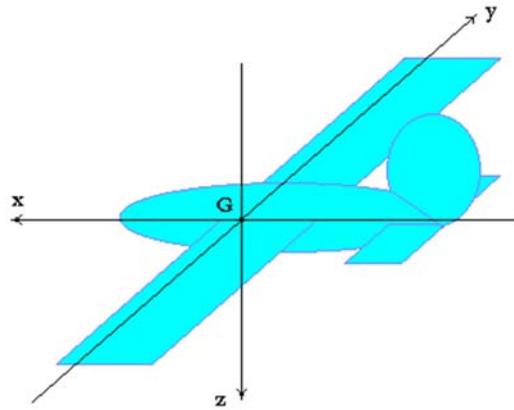


Figure 1.15: moments aérodynamiques

Formule du coefficient de moment

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S C C_m$$

Où : C_m est le coefficient de moment

C : la corde de l'aile.

1.1.6 Polaire

La « polaire » d'une aile est une courbe caractéristique du profil de l'ail, Il définit l'évolution du coefficient de portance en fonction du coefficient de traînée

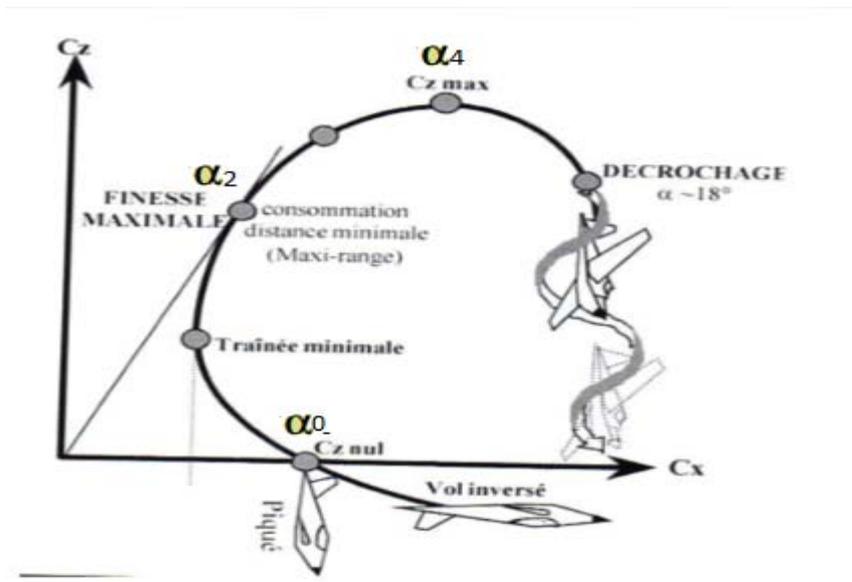


Figure 1.16: La Polaire

- ❖ Le point α_0 représente l'angle α où la portance est nulle.

- ❖ La tangente en zéro nous donne le point α_2 et l'angle α où la finesse est maximale (meilleur rapport C_z / C_x).
- ❖ La tangente horizontale à la polaire, nous donne le point α_4 l'angle α maximal, correspondant décrochage.

✓ **Nombre de Reynolds:** Ce nombre caractérise un écoulement. Il représente le rapport entre forces d'inerties et forces visqueuses. Il est le plus important nombre sans dimension en dynamique des fluides. Il est proportionnel à la vitesse et à la longueur de la profondeur du profil, mais aussi à la densité de l'air.

Voici ci-dessous la formule :

$$Re = \frac{\rho v_s D}{\eta} \dots\dots\dots (1.5)$$

Ou bien $Re = \frac{v_s D}{\nu} \dots\dots\dots (1.6)$

Avec :

- ❖ v_s - vitesse du fluide, [m/s]
- ❖ D), dimension caractéristique [m]
- ❖ ν - viscosité cinématique du fluide : $\nu = \eta / \rho$, [m^2/s]
- ❖ ρ - masse volumique du fluide, [kg/m^3]

1.1.7 Lacouche limite

La viscosité d'un fluide réel en écoulement implique toujours un gradient de vitesse plus ou moins important au voisinage des parois. En effet, les particules de fluide au contact des parois doivent avoir la même vitesse que la paroi (condition d'adhérence) alors que la vitesse est en général très différente loin de cette paroi.

Ainsi, dans certains types d'écoulements, on peut distinguer, dans une section perpendiculaire la paroi, deux zones : l'une dans laquelle la vitesse varie de manière significative, l'autre, dans laquelle la vitesse est pratiquement constante.

La première zone est appelée couche limite. Elle est généralement de dimension très limitée par rapport à l'ensemble du fluide en écoulement.

La deuxième zone, dans laquelle la vitesse est constante, est souvent appelée zone d'écoulement potentiel.

Pour illustrer l'existence de ces deux zones, considérons (figure) un fluide s'écoulant librement à la vitesse uniforme U_∞ à travers une section droite de dimensions infinies et une plaque mince semi infinie parallèle au sens de l'écoulement. Le fluide étant visqueux, la vitesse doit être nulle au contact de la plaque.

L'expérience montre que, sur une normale à la plaque, la vitesse passe de la valeur zéro à $y = 0$ à une valeur proche de U_∞ pour $y = \delta$. Par convention, la couche limite aura pour frontière la courbe $y = \delta$ telle que, en tout point de cette courbe, $u = 0.99U_\infty$. Donc δ c'est l'épaisseur de cette couche limite. Elle dépend de plusieurs facteurs tels que la viscosité du fluide et le niveau de turbulence.

Dans la couche limite, le gradient de vitesse est très important. À l'extérieur de la couche limite ce gradient de vitesse est pratiquement nul, les effets de la viscosité y sont négligeables.

Ainsi, il est légitime, à l'extérieur de la couche limite, d'assimiler, sur le plan de l'écoulement, le fluide réel à un fluide parfait. Dans cette zone, l'écoulement est effectivement irrotationnel, ce qui justifie l'appellation d'écoulement potentiel.

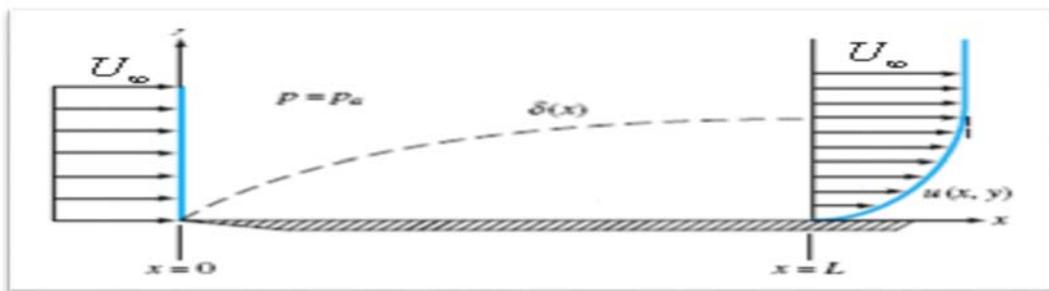


Figure 1.17: Ecoulement de couche limite sur une plaque plane

L'écoulement dans la couche limite peut aussi bien être laminaire que turbulent. Quand la couche limite se développe (**Figure 1.18**) le long d'une paroi, on constate qu'à partir du bord d'attaque, l'écoulement reste laminaire, mais qu'à partir d'une certaine distance l'écoulement peut devenir turbulent. Le passage entre ces deux types d'écoulement se

fait dans une zone de transition. A l'intérieur de l'écoulement turbulent, tout près de la paroi, il subsiste une couche très mince appelée sous-couche visqueuse.

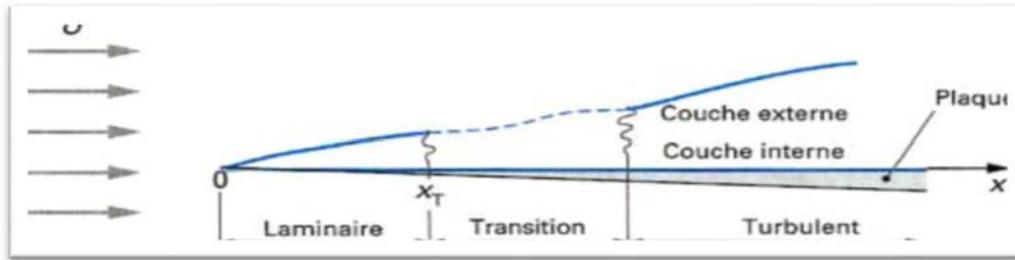


Figure 1.18: Développement d'une couche limite turbulente sur une plaque

On définit généralement la couche limite comme une région de faible épaisseur produite par l'écoulement d'un fluide visqueux en présence d'un obstacle. Une couche limite est qualifiée de laminaire, quand la valeur du nombre de Reynolds Re_x (ordre de grandeur du rapport des forces d'inertie sur les forces visqueuses) est inférieur à une valeur critique, d'environ 3×10^5 , dans le cas contraire elle est qualifiée de turbulente

L'épaisseur de couche limite δ définit la dimension transversale de la couche limite. Dans une section donnée, cette épaisseur correspond à l'ordonnée du point où la vitesse axiale atteint 99% de sa valeur dans l'écoulement externe.

$$\frac{u(x,\delta)}{u_e(x)} = 0.99 \dots\dots\dots(1.7)$$

Cette définition un peu arbitraire permet de déterminer de façon précise la frontière de la couche limite.

1.1.7.1 Décollement : Le phénomène de décollement se produit lorsqu'une couche limite se développe en présence d'un gradient de pression dit adverse, c'est-à-dire un gradient de pression tel que la pression croît dans le sens de l'écoulement.

Une telle situation peut se rencontrer par exemple dans le cas d'un écoulement en régime subsonique à travers un divergent.

On a vu en effet que dans une telle géométrie l'écoulement ralentit ce qui se traduit par une diminution de la vitesse extérieure $u_e(x)$ dans le sens de l'écoulement et par conséquent, en vertu de la relation de Bernoulli, par une augmentation de la pression dans le sens de l'écoulement.

On sait que l'effet de la viscosité est de ralentir l'écoulement (en transportant par diffusion de la quantité de mouvement des régions de vitesses élevées vers les régions de vitesses faibles) et que cet effet est d'autant plus important qu'on soit près de la paroi. Par ailleurs, comme les variations de pression suivant y sont négligeables dans la couche limite, on retrouve le gradient de pression positif au voisinage de la paroi, dans la zone de faible vitesse.

Si ce gradient de pression est suffisamment fort, il va diminuer la quantité de mouvement des particules fluides qui se trouvent au voisinage de la paroi dans une proportion telle que la vitesse de ces particules va finir par s'annuler puis par devenir négative : on dit alors que la couche limite décolle (**Figure 1.19**).

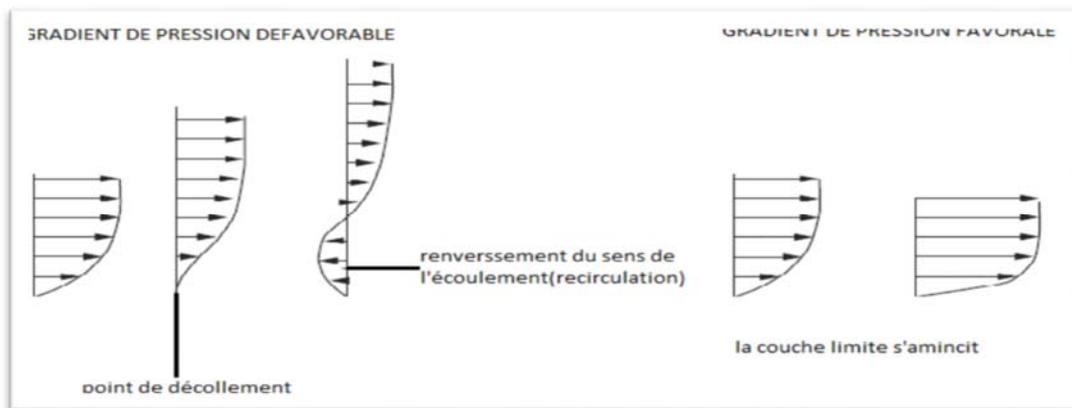


Figure 1.19: Influence d'un gradient de pression extérieure sur la couche limite

Le décollement de la couche limite joue un rôle très important en aéronautique, dans le cas notamment de l'écoulement autour d'un profil d'aile en incidence. En effet, lorsque l'incidence d'un profil croît, le gradient de pression positif à l'extrados du profil tend à augmenter, pour une valeur critique de l'incidence α_c (en général $\alpha_c \in [10^\circ, 20^\circ]$), la couche limite décolle à l'extrados du profil, entraînant la formation d'une zone de recirculation tourbillonnaire et d'un sillage épais, qui conduisent à une chute brutale de la portance et à une augmentation de la traînée : c'est le phénomène de décrochage, aux conséquences particulièrement redoutables pour le pilotage d'un avion³

1.2 Soufflerie

³- Référence Laboratoire de SINUMEF, simulation des systèmes fluide (SISYF), Arts et métiers.].

L'observation n'est pas toujours possible ni suffisante pour étudier un phénomène réel. Les causes principales en sont le manque de moyens techniques, financiers ou théoriques. D'où la naissance des souffleries qui fait la simulation.

1.2.1 Définition d'une soufflerie

La soufflerie est une installation très importante pour les essais expérimentaux en aérodynamique. Son fonctionnement est basé sur la génération d'un flux d'air contrôlé dans une région dans laquelle des modèles peuvent être insérés.

Cette région se nomme la section (veine) d'essai. En aéronautique, l'écoulement dans la section d'essai devrait être uniforme dans la vitesse, la direction. Dans la pratique une telle perfection ne peut jamais être réalisée donc la qualité d'une soufflerie est liée au flux d'air dans la veine⁴

1.2.2 Classification des souffleries

Les souffleries sont habituellement classifiées selon les trois critères principaux :

- I) le type de section d'essai
- II) le type de circuit de retour
- III) la vitesse de l'écoulement dans la section d'essai

I) Le type de section d'essai: La forme en coupe d'une section d'essai peut être à angle droit, rectangle, octogonale, circulaire ou elliptique.

Encore, elle peut être fermée ou ouverte. Une section d'essai fermée est une qui est complètement enfermée dans les murs pleins, le flux d'air donc contraint par ces murs. Une section ouverte d'essai est une qui n'est pas enfermée dans les murs pleins (**Figure 1.20**).

Puisque l'écoulement n'est pas contraint, il tend habituellement à dilater, ce l'est dû en raison de la différence de pression et ainsi en raison du mélange entre l'air dans la section d'essai et celui de l'extérieur. Pour tenir compte de cette expansion, la pièce arrière de la soufflerie est évasée.

⁴ .(low speed wind tunnel testing)

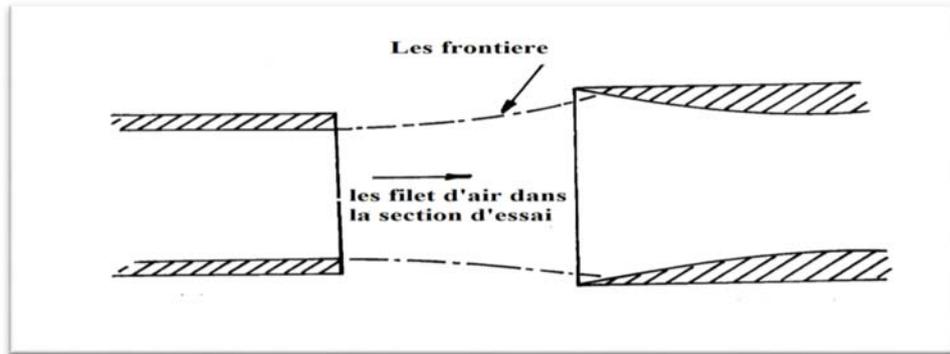


Figure 1.20 Une section ouverte d'essai

Comparant ces deux types de section d'essai, le type fermé a les avantages suivants :

- a) une plus grande efficacité (c.-à-d. pertes de puissance réduites)
- b) un meilleur contrôle de la circulation d'air
- c) aucune perte d'air
- d) moins de bruit

D'une part, le type ouvert de section d'essai permet un accès facile du modèle et une meilleure visualisation de l'écoulement.

II) Le type de circuit de retour

Une soufflerie peut être à circuit ouvert ou à circuit fermé. la soufflerie a circuit ouvert ou les deux extrémités est ouverte il n'ya aucun retour d'air (**Figure 1.21**).

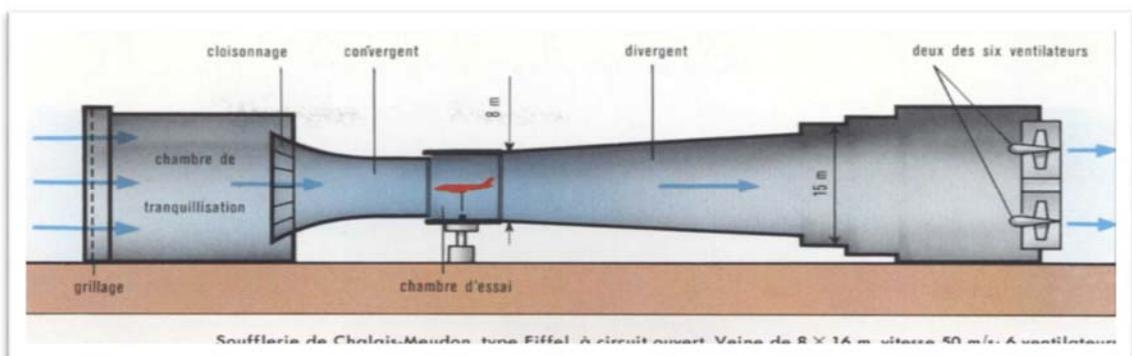


Figure 1.21 Soufflerie à circuit ouvert

Les souffleries modernes comportent un circuit à retour permettant un contrôle de température ainsi qu'une pressurisation de l'air, facteur favorable à une meilleure similitude avec le vol.

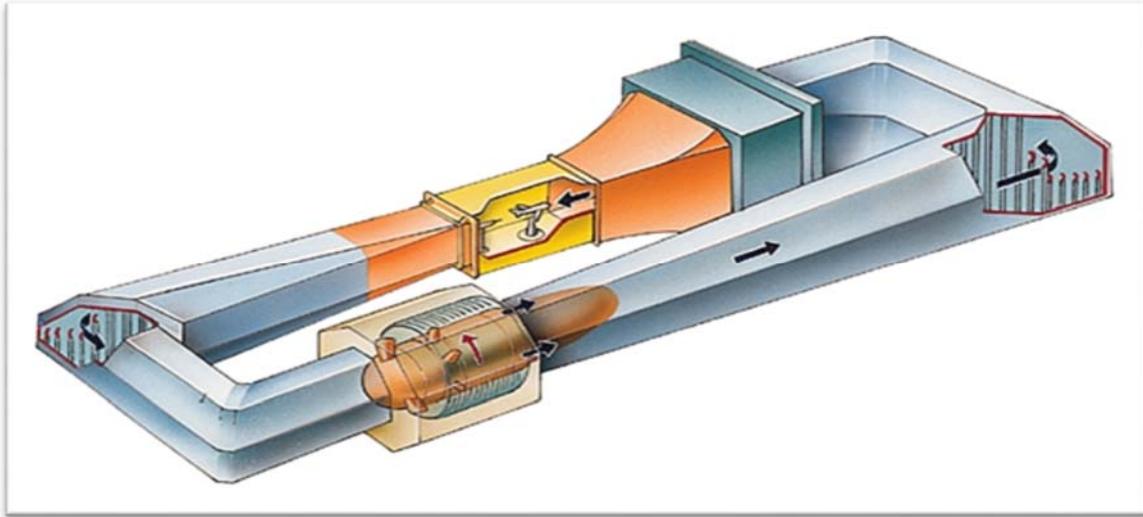


Figure 1.22 Une soufflerie à circuit de retour

III) La vitesse de l'écoulement dans la section d'essai

Cinq catégories de vitesse sont habituellement identifiées :

- a) à vitesse réduite (jusqu'à environ 60 ou 70 m/s)
- b) subsonique à grande vitesse (mais mach nombre plus moins de 0.9)
- c) transsonique (nombre de mach entre 0.9 et 1.2)
- d) supersonique (nombre de mach entre 1.2 et 5)
- e) hypersonique (mach nombre plus considérablement que 5)

Les deux premiers subsoniques de catégories, à vitesse réduite et à grande vitesse, sont souvent pris ensemble en tant que soufflerie subsoniques.

1.2.3 Instrumentation de soufflerie

L'instrumentation joue un rôle important dans l'essai en soufflerie. L'exactitude des résultats expérimentaux dépend non seulement de la qualité de cette soufflerie mais également de l'exécution des appareillages de mesure.

Les quantités qui sont fréquemment mesurées dans l'essai en soufflerie sont généralement distribution de pression (La vitesse) et les forces et moments agissant sur un modèle à l'aide des équipements de mesure suivant :

1. un manomètre pour la mesure de pression.
2. un anémomètre/tube de Pitot pour la mesure de vitesse.
3. une balance aérodynamique pour la mesure des forces aérodynamiques.

Une soufflerie est généralement constituée de :

a- Une chambre d'essai

à une section constante ou très légèrement divergente, dans laquelle est installée la maquette à tester. La divergence de la section sert à rattraper la couche limite qui s'établit sur les parois, elle est caractérisée aussi par une vitesse d'écoulement maximale

b- Un collecteur (convergent)

en amont de la veine d'expérience, dans lequel l'air subit une accélération du fait de la diminution de section de passage. Cette accélération est accompagnée d'un amortissement des fluctuations de vitesse. Cette fluctuation de vitesse est appelée taux de turbulence.

Le convergent en amont peut être court et la contraction être brusque, sous la condition que son profil longitudinal soit étudié de manière à ne pas faire apparaître des tourbillons dus aux gradients de pression;

c- Une chambre de tranquillisation

Contenant des dispositifs permettant de casser les turbulences qui ont pu apparaître dans les conduites. Ces dispositifs sont du type nid d'abeille et grillages. Ils sont générateurs de perte de charge (chute de pression) qui est amoindri en agrandissant la section de cette chambre.

d- Un diffuseur (divergent)

En aval de la veine d'expérience, qui réduit la vitesse de l'air à la sortie

e- Un ventilateur

Le dispositif de mise en mouvement du fluide

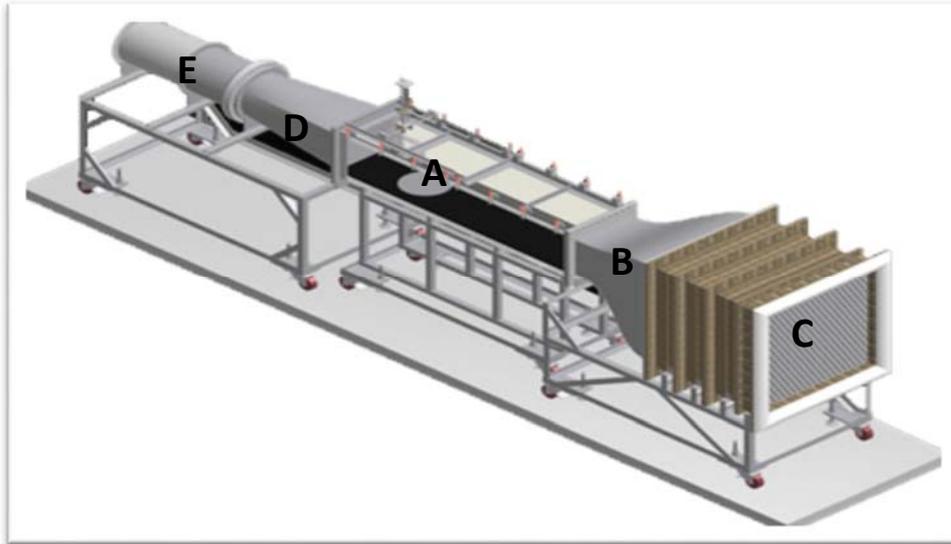


Figure 1.23 un schéma de principe d'une soufflerie

1.3 Similitude :

La technique des maquettes (modèles réduits) est basée sur les règles de similitude, donc sur l'analyse dimensionnelle. Ces règles permettent:

D'une part de concevoir et d'exploiter la maquette; mais aussi de transposer les résultats obtenus à la réalité, c'est à dire à des prototypes à l'échelle réelle.

Les résultats des mesures expérimentales et les conclusions établies sur ces maquettes ne sont transportables de la maquette au prototype que si certaines conditions sont satisfaites:

- ❖ Similitude géométrique.
- ❖ Similitude cinématique.
- ❖ Similitude dynamique.

1 / Similitude géométrique: (formes)

Le rapport de toutes les dimensions du prototype et de la maquette doit être constant: La maquette doit être à l'échelle exacte du prototype et les différentes dimensions doivent être reliées par le même **facteur géométrique α** .

2/ Similitude cinématique:(mouvements, trajectoires)

Lorsqu'on a ainsi caractérisé les parois solides, il faut caractériser le mouvement relatif du fluide par rapport à ces parois. La similitude cinématique est satisfaite si une modification dans le temps des vitesses sur le prototype est accompagnée d'une modification correspondante sur la maquette.

3/ Similitude dynamique:(forces: inertie, pesanteur, pression, viscosité, ...)

Pour avoir une similitude dynamique entre la maquette et le prototype, il faut que le rapport des forces appliquées à des éléments homologues (sur la maquette et le prototype) doive être constant quelles que soient les forces homologues considérées.

1.3.1 Théorème [] de Buckingham :

Si une équation comportant n variables est homogène, elle peut être réduite à une relation entre $(n-j)$ produits indépendants sans dimension

Nous allons faire les définitions suivantes:

n = le nombre de paramètres indépendants du problème ;

j' = le nombre de dimensions de base trouvées dans les n paramètres ;

j = le nombre de dimensions de base nécessaires à considérer simultanément ;

k = le nombre de termes Π indépendants qui peut être identifié pour décrire le

Problème, $k = n - j$

Les étapes à suivre pour l'analyse dimensionnelle sont :

- ❖ Lister les n paramètres du problème
- ❖ Exprimer les dimensions de chaque paramètre en utilisant les dimensions de base, (M, L, t, θ). Compter le nombre des dimensions de base utilisées, j' , dans l'ensemble des paramètres considérés
- ❖ Trouver le nombre j en supposant initialement $j = j'$ et chercher les paramètres répétés qui ne forment pas un produit Π . Si ce n'est pas possible, réduire j par un et répéter la procédure
- ❖ Choisir j paramètres répétés qui ne forment pas le produit Π
- ❖ En choisissant les paramètres non répétés, un par un, et mettant ensemble avec les paramètres répétés, former les Π ; trouver algébriquement les puissances de chaque paramètre répété pour faire les Π sans dimension
- ❖ Écrire la combinaison de Π ainsi trouvée dans une forme de fonction :

$$\Pi_k = f (\Pi_1, \Pi_2, \dots, \Pi_j) \dots\dots\dots (1.8)$$

On appliquant le théorème ci-dessus dans le cas d'une trainée D autour d'une plaque de dimension $l \times h$ ou la vitesse de l'écoulement est V on trouve le nombre sans dimension : $D / \rho V^2 h^2$ (1.9)

I.3.2 Application à nos maquettes :

On s'arrange donc pour respecter le maximum de similitudes entre la maquette et le prototype.

Une chose certaine à échelle réduite, il est impossible de respecter la similitude pour tous les nombre adimensionnels caractéristiques de l'écoulement.

Dans notre type d'application c'est de respecter le Reynolds

1-On commence alors par se fixer un facteur d'échelle : $L_m / L_p = \alpha$

2-On respecte alors le facteur de forme : $L_m / h_m = L_p / h_p$.

3- On utilisant la similitude hydrodynamique $Re_p = Re_m$ et si le même fluide : $\rho_p = \rho_m$ et $\mu_p = \mu_m$

On obtient

$$V_m h_m = V_p h_p \quad V_m = V_p \cdot h_p / h_m = V_p / \alpha \quad \dots\dots\dots (1.10)$$

Dans cette condition :

$$D_m / \rho V_m^2 h_m^2 = D_p / \rho V_p^2 h_p^2 \quad D_p = (V_p^2 h_p^2 / V_m^2 h_m^2) D_m \Rightarrow D_p = D_m \dots\dots\dots (1.11)$$

✓ **Remarque**

$D_m = D_p$ ce résultat, spécifique au problème étudié, montre que par un choix approprié de la vitesse, la mesure expérimentale de la trainée sur une maquette géométrique semblable donne directement la trainée à laquelle on doit s'attendre sur le prototype.

✓ **Coefficient de blocage de la soufflerie**

Un autre point important des similitudes des essais en soufflerie est le confinement. En effet, on cherche en général à reproduire un écoulement autour d'une structure (mini drone) qui évolue en réalité en atmosphère illimitée. Or une soufflerie possède généralement des parois (une veine libre possède elle aussi des limites liées à la taille de jet) qui contribuent à confiner l'écoulement. Lorsque l'on place ainsi une maquette trop grosse dans une soufflerie, les lignes de courant ne peuvent pas s'écarter autour de la maquette si les parois sont trop proches. C'est l'effet de blocage qui conduit à des mesures faussées, en particulier parce que la vitesse de référence n'est plus celle au voisinage de la maquette. Il existe des méthodes de correction de blocage

de soufflerie. Ce blocage peut affecter le champ d'écoulement autour des maquettes, et ainsi fausser les mesures. Lors de corriger les mesures lorsque le ratio de blocage (A_m/A_o), A_m correspondant à la surface projetée de la maquette dans le sens normal de l'écoulement et A_o , à la surface transversale de la soufflerie. Dans la présente étude La méthode de correction utilisée dans ce travail est la méthode rapportée par Barlow ou $(A_m/A_o) < 0.8$

On respectant les lois de similitude ainsi que le coefficient de blocage on a tombe sur le choix d'échelle $\frac{1}{4}$ pour passer du prototype au maquette à échelle réduit

Donc pour tester l'aérodynamique de notre mini drone à une vitesse de 15m/s et nous disposons d'un modèle à l'échelle 1:4, il nous faudra dans la soufflerie un écoulement à une vitesse de 60m/s. Puisque le nombre de Reynolds est aussi proportionnel à la densité de l'air, nous pouvons faire intervenir dans la soufflerie des surpressions ou travailler avec d'autres gaz que l'air pour ne pas devoir augmenter trop énormément la vitesse d'écoulement.

Conclusion

La construction de la maquette (échelle réduit) nécessite le passage par l'étude similitudes pour pouvoir faire une étude expérimentale (soufflerie) exacte, qui nous permets de valider les théories aérodynamiques ainsi que pour optimiser leur efficacité aérodynamique

CHAPITRE 2

Techniques de mesure et de visualisations

L'expérience reste toujours le moyen efficace pour prédire et expliquer les phénomènes physiques complexes dont les solutions analytiques sont difficiles à réaliser.

Elles se basent essentiellement sur un ensemble de traitements et de tests qui justifient l'objectif à atteindre. Dans le cas général, une ou plusieurs variables sont manipulées pour déterminer leur effet sur une autre variable. Subordonnées à un ensemble d'instruments et d'équipement, est nécessaire pour réaliser une manipulation. Ces outils sont soit ordinaires ou spécifiques qui doivent être fabriqués ou conçus.

Parmi les mesures qu'on a recours à réaliser en distingue les mesures de : pression, température, débit, vitesse, force, couple, etc. ...

2. Instruments de mesure de pression

La mesure de la pression est un élément important dans les domaines de la construction d'installations et de turbomachines, dans la construction aéronautique, ainsi qu'en génie des procédés. La détermination d'autres grandeurs élémentaires telles que le débit ou la vitesse d'écoulement est également possible à partir de la mesure de la pression.

2.1 Le tube de Pitot

- **Présentation**

Le tube de Pitot est un instrument de mesure de pression et par conséquent de la vitesse des fluides. Il est constitué de deux tubes concentriques coudés. Qui possèdent des orifices en communication avec le fluide, dont on veut connaître la vitesse, le tube de Pitot sur le front de l'écoulement fournit la mesure de la pression totale P_t , la prise latérale fournit la mesure de la pression statique P_s ; Il suffit tout simplement de placer un **manomètre** qui permet de mesurer l'écart entre les pressions totale et statique pour déterminer la pression dynamique, qui donne alors la vitesse du fluide dans

lequel évolue le tube.

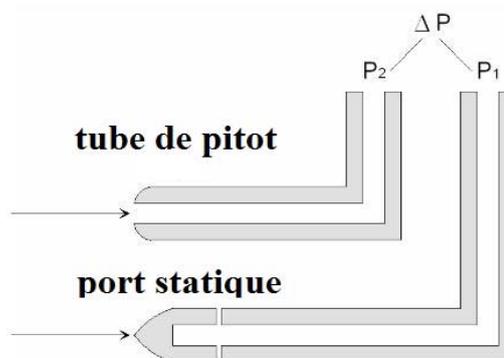


Figure (2.1). Principe de fonctionnement.

2. 1 .2 Manomètre

On trouve, parmi ces instruments le plus simple de tous les indicateurs de pression de l'industrie, le manomètre à liquide. Lorsque les pressions statiques sont faibles et que seule une indication visuelle est requise, on se sert de manomètres visuels. La figure ci-dessous montre respectivement les très simples manomètres à tube en U.

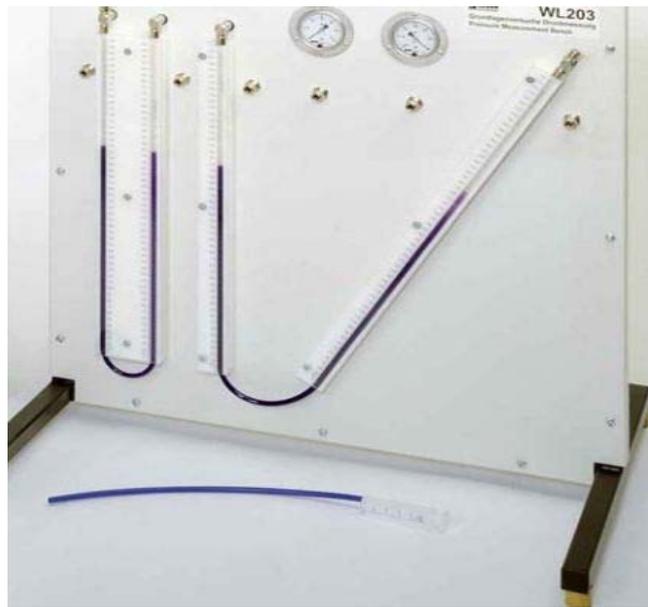


Figure (2.2). Manomètre à tube en U.

Soit un tube en U dont les deux branches en relation contiennent un liquide de masse volumique ρ . A l'équilibre, c'est-à-dire lorsque les deux branches sont raccordées à la même enceinte ou à l'atmosphère, le niveau des deux tubes est identique, il correspond au zéro de l'équilibre.

La pression en A (PA) est égale à la pression en B (PB) : $PA = PB$.

Raccordons l'un des tubes, B par exemple, à l'aide d'un tuyau souple, à une enceinte (pissette ou ballon) dans laquelle est emprisonnée une quantité d'air.

Observer. Le niveau B descend et A monte.

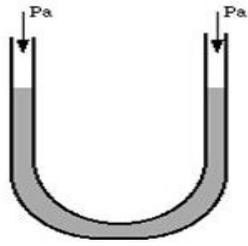


Figure (2.3). Equilibre

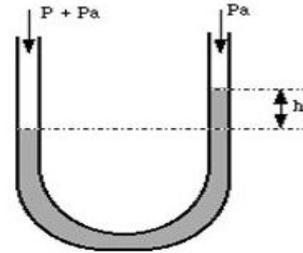


Figure (2.4). Différence de pression.

Cette suppression agit comme une force est équivalente à la différence de la pression entre les deux points B et A, que l'on calcule par la relation :

$$P_B - P_A = \rho \cdot g \cdot h$$

Où h = différence de niveau entre A et B

g = accélération due à la pesanteur = 9.81 m/s²

P_A = pression à l'équilibre initial

Cette différence de pression pourra être créée par une élévation de température, comme nous venons de le voir, ou par une modification du volume de l'enceinte, ou par une action mécanique d'une masse sur un piston, ou encore par l'action d'une hauteur d'eau sur la membrane d'un Mano scope.¹

2.2 Instruments de mesure de vitesse

2.2.1 L'anémomètre

- **Présentation**

Un anémomètre est un appareil qui mesure la vitesse de l'air soit dans un flux renfermé, tel que le flux d'air dans un conduit, soit dans des flux non confinés, comme dans le vent atmosphérique. Pour déterminer la vitesse, un anémomètre détecte la modification de certaines propriétés physiques du fluide ou l'effet du fluide sur un dispositif mécanique inséré dans le flux il existe un large choix d'anémomètres. tel qu'Anémomètre à coupelles, Anémomètre à hélice, Anémomètre à fil chaud,...

¹ Pierron education

- **Anémomètre à fil chaud**

l'anémomètre à fil chaud a été mise en œuvre par King depuis 1914. cette technique utilisée soit à courant constant soit à température constante repose sur le transfert de chaleur d'un fil chauffé par un circuit électrique .En effet, on place dans un écoulement un fil porte par effet joule a une température supérieure a la température de cet écoulement .Il se produit alors un échange de chaleur par convection .la température d'équilibre du fil est déterminée par la mesure de sa résistance ,elle est fonction de la puissance joule dissipe et de la vitesse du fluide. La température du fil (et donc sa résistance R_w) doit être gardée constante .l'électronique mesure donc la variation de courant nécessaire pour garder la température du fil constante et ce courant est transforme en tension a la sortie d'un pont de Wheatstone .la puissance dissipée par effet joule par la résistance R_w dans l'écoulement est la même que la quantité de chaleur arrachée par unité de temps par le fluide environnant contrairement a la mesure de vitesse par PIV ,la mesure par fil chaud est une mesure locale et intrusive .Elle possède cependant un avantage de taille ,a savoir une excellente résolution temporelle ,contrairement a la PIV ,et permet donc de mesurer très finement les fluctuations de notre écoulement.

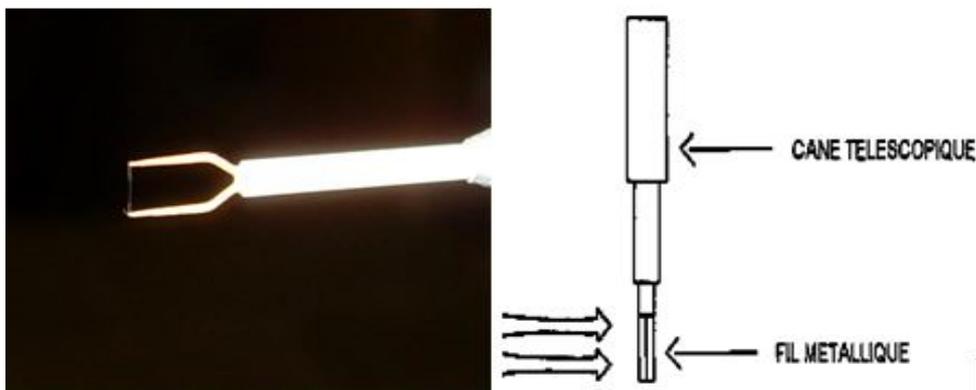


Figure (2.5). Anémomètre à fil chaud

2. 3 Mesure de force aérodynamique :

Le principal objectif des souffleries est la mesure des forces et des moments qui s'exercent sur la maquette en essai .pour obtenir les mesures, on utilise un dispositif appelé « balance aérodynamique » **Figure (II.7)**.en décomposant ces forces et moments dans un trièdre de référence (en générale lié a la balance),on obtient aux maximum trois composantes de forces et trois composantes de moment .la balance la plus complète mesure donc six

composantes simultanément .actuellement ,on lit les mesures a l'aide de dispositif piézoélectriques ou des jauges résistives principalement .

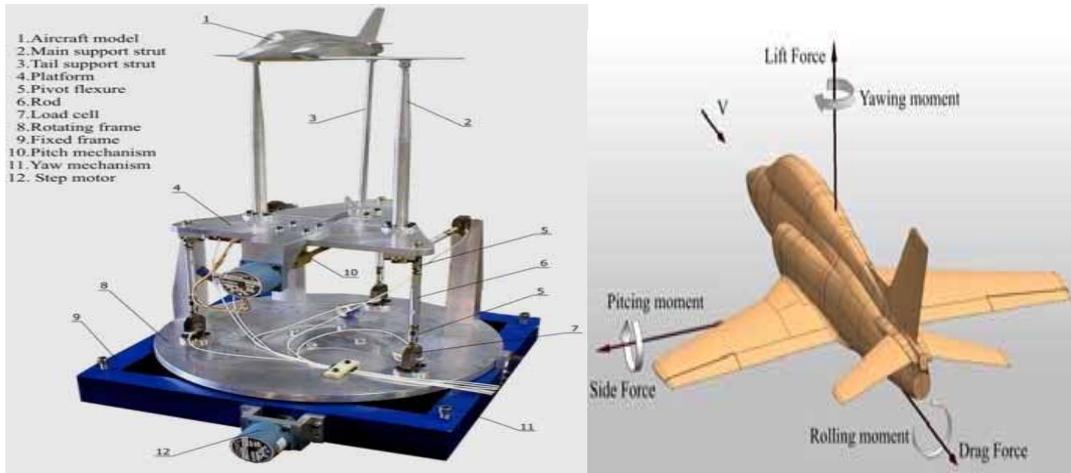


Figure (2.6).Principe de mesure de la force \vec{R} et de moment \vec{M} .

L'arrangement des six capteurs de pression de piézoélectrique est montré dans **Figure (II.8).**, où C1, C2, f, l et n sont les longueurs utilisées dans la définition de la relation entre les composants de la charge aérodynamique et les forces mesurées dans les capteurs de pression de piézoélectrique, O est le point modèle de référent, O1 est le point de référent la balance , x, y et z sont les axes de système, X est la force de résistance (trainée) ,Y est la force latérale, Z est la force de portance, L est le moment de roulet, M est le moment de tangage, N est le moment de lacet , XD, XL, YY, ZPD, ZPL et ZZ sont les forces mesuré par les capteurs de pression de piézoélectrique². Les relations entre les composants du la charge aérodynamique et les six forces qui ont mesuré par les capteurs de pression piézoélectrique sont donnés dans l'équation ci-dessous :

$$X= XD+ XL \quad \dots\dots\dots (2.1)$$

$$Y= YY \quad \dots\dots\dots(2.2)$$

$$Z= ZPD+ ZPL+ ZZ \quad \dots\dots\dots(2.3)$$

² External Six-Component Strain GaugeBalance for Low Speed Wind Tunnels
(Scientific Technical Review, 2014)

$$L = C_2 YY + l ZPD - l ZPL \quad \dots\dots\dots (2.4)$$

$$M = -c_1 XD - c_1 XL + f ZPD + f ZPL - 2 f ZZ \quad \dots\dots\dots (2.5)$$

$$N = -n XD + n XL \quad \dots\dots\dots (2.6)$$

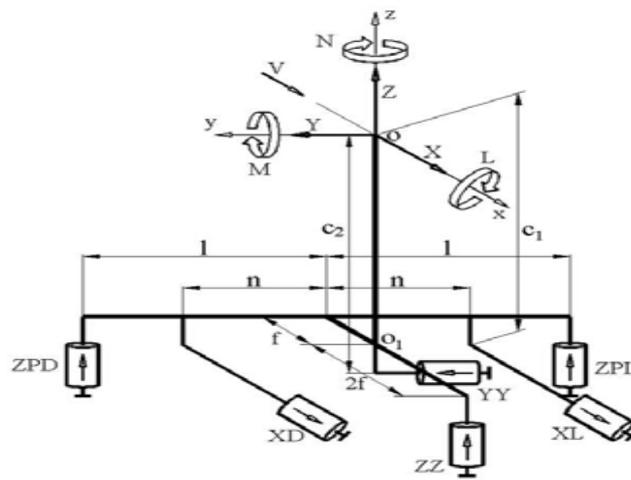


Figure (2.7). Arrangement des capteurs de pression piézoélectrique.

2. 4 PIV

La PIV, ou vélocimétrie par images de particules, est une technique optique dédiée à la mesure de champs de vecteurs vitesse. De manière générale, le principe repose sur la prise de deux images successives (A et B) d'un même plan de l'écoulement que l'on souhaite étudier. Ce dernier est ensemencé avec des traceurs (particules), et nous cherchons prises de vue. Il est obtenu par traitement mathématique (le plus souvent de type corrélation) entre les images A et B. Les déplacements obtenus dans l'image sont alors convertis en vitesses réelles dans l'expérience.

• **Principe**

La PIV est une technique optique qui permet de déterminer un champ de vecteurs vitesse dans un plan d'écoulement ensemené. Un schéma de principe est présenté en **Figure (2.9)**. L'écoulement à visualiser est ensemené avec des particules de petite taille censées le suivre parfaitement et donc être représentatives du déplacement du fluide. De cette manière, le déplacement des particules est assimilé à celui des particules fluides. Un laser impulsionnel double cavité couplé à divers composants optiques (lentilles sphériques, cylindriques, prismes...) crée deux nappes laser pulsées séparées par un écart de temps Δt . Ces impulsions très courtes

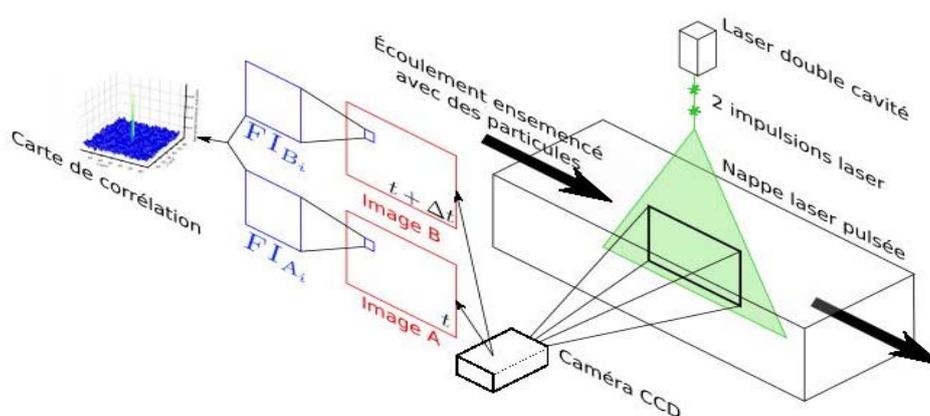


Figure (2.8). Schéma type d'utilisation de la méthode PIV.

Viennent éclairer et “figer” un plan de l'écoulement. Une caméra CCD prend deux images (A et B) de l'écoulement correspondant à chacune des deux impulsions laser. Le principe du traitement PIV consiste tout d'abord à découper suivant une grille chaque image en petites zones, appelées fenêtres d'interrogation (FI).

Les FI sont repérées sur la grille par leurs coordonnées (i, j). Ensuite un procédé de corrélation entre les FI des images A et B donne un plan de corrélation. Sur celui-ci, le pic maximum correspond au déplacement moyen en pixels des particules contenues dans la FI.

Enfin, un vecteur vitesse associé à chaque fenêtre i, j d'interrogation de l'image A (FI) (figure) est obtenu en considérant une calibration spatiale et l'écart de temps Δt connu entre les deux prises de vue. La calibration spatiale est calculée en affectant une longueur à chaque pixel de l'image.

La PIV est une technique non intrusive pour mesurer des champs de vitesse, mais c'est une technique indirecte puisque la vitesse obtenue est avant tout celle des traceurs que nous assimilons à celle du fluide .

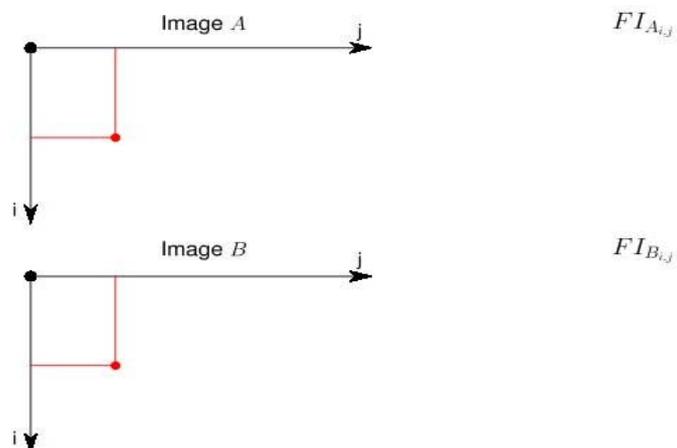


Figure (2.9). Exemple de paire d'images PIV avec en superposition une grille de fenêtres D'interrogation FI.

- **Ensemencement**

La PIV nécessite la présence de particules qui suivent l'écoulement et qui diffusent la lumière du laser. Ces traceurs sont dits "naturels" s'ils sont présents dans l'écoulement ou "artificiels" s'ils sont introduits par la mise en place d'un ensemencement externe. Cependant, tout type de particule n'est pas adapté à la PIV. En effet, afin d'être visibles il faut qu'elles aient un fort pouvoir de diffusion de la lumière dans le domaine de longueur d'onde du laser. De plus, il faut qu'elles soient d'une taille suffisante afin de diffuser suffisamment de lumière pour être visibles par la caméra.

Or il est essentiel que ces particules suivent fidèlement l'écoulement pour obtenir une vitesse correcte proche de celle. Lorsque l'ensemencement est artificiel, le système d'injection et/ou le nombre trop important de particules peuvent modifier l'écoulement.

Et pour un traitement optimal, la densité de particules doit être la plus homogène possible et suffisamment élevée.

Donc trouver l'ensemencement adéquat revient donc à rechercher le bon compromis entre tous ces différents critères de choix

- **Eclairage**

A fin d'éclairer les particules présentes dans l'écoulement et les rendre visibles à la caméra, c'est le plus souvent un laser de puissance émettant sur une longueur d'onde donnée qui est employé. Il s'agit de lasers impulsionnels avec deux cavités capables de produire chacune une impulsion de très courte durée (typiquement quelques nanosecondes).

Un système de synchronisation performant ordonne précisément le déclenchement de chaque cavité ce qui permet d'appliquer l'écart de temps voulu, appelé Δt , entre les deux prises de vue. Les caméras n'ont pas de vitesse d'obturation suffisamment rapide pour obtenir des images nettes pour toutes les conditions expérimentales.

Le fait d'avoir une impulsion laser très courte contourne ce problème. En effet, l'écoulement filmé durant le temps d'ouverture de la caméra est éclairé durant un très bref instant et ainsi il n'y a pas de flou de bougé sur les images.

La PIV est une méthode 2D car un seul et même plan de l'écoulement est éclairé par nos deux impulsions. Pour cela, une lentille cylindrique étale le faisceau laser dans une direction ce qui crée une nappe, et un jeu de lentilles sphériques focalise un maximum d'énergie laser dans la zone d'observation.

Le choix de ces différentes lentilles n'est pas

Anodin puisqu'il permet de contrôler l'épaisseur et la hauteur du plan lumineux créé³.

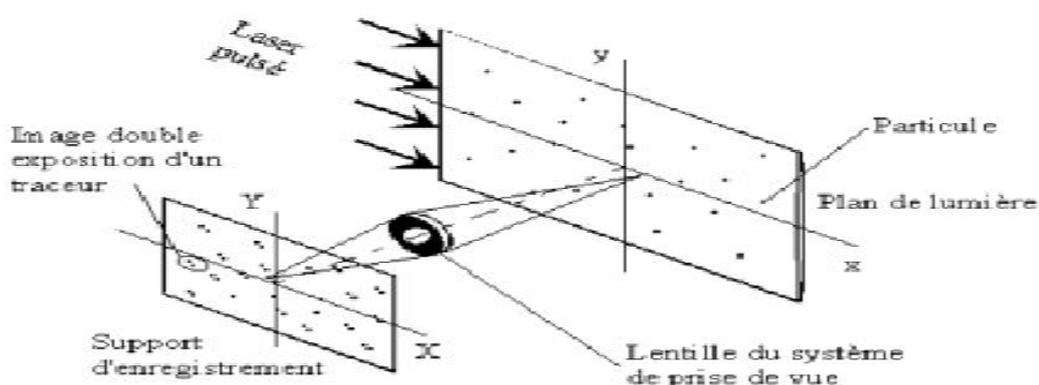


Figure (2.10).Principe de fonctionnement PIV

³Thèse pour l'obtention du grade de docteur de l'université du poitiers présenté par sebastien bourgeois

2.5 Générateur de fumée :

On dit "Pas de fumée sans feu" heureusement que pour nos réalisations on peut faire de la fumée sans feu. Pour faire de la fumée "lourde", il y a plusieurs techniques. Soit machines à glace carbonique assez légères et simples d'emploi, mais qui nécessitent de se procurer de la Carboglace et ensuite de la stocker en container isotherme lourd. Lorsque la glace carbonique (CO₂) entre en contact avec une source de chaleur (de préférence de l'eau chaude), il se produit un effet de sublimation (passage de l'état solide à l'état gazeux).

Le gaz carbonique est alors libéré pour former la fumée blanche recherchée. Plus l'eau est chaude, et plus la fumée dégagée sera intense. Si vous placez la glace carbonique dans une eau teintée, la fumée dégagée sera elle-même colorée.

On trouve de différentes marques et surtout de différentes tailles. Une des plus connues et de taille assez réduite, est la "Peasouper" du fabricant anglais Le maître. Il faut savoir que quand on plonge de la glace à -80° dans de l'eau chaude, elle refroidit vite et doit chauffer à nouveau pour continuer à transformer la glace en fumée. C'est pour ça que les résistances sont puissantes. 2400W sur la Peasouper .



Figure (2.11). Glace carbonique.

Il existe une autre façon de faire de la fumée "lourde", tout simplement en refroidissant la fumée sortant d'une machine à huile classique. Il existe plusieurs façons d'y arriver. Le principe le plus ancien, encore le plus efficace, est d'utiliser du CO₂ sortant d'une bonbonne pour refroidir la fumée. C'est ainsi que fonctionne le **Coldflow Rosco**. Le brouillard est refroidi bien en dessous de la température ambiante et se répand au sol. Mais, là aussi, il y a du matériel à transporter, une bouteille de CO₂ basse pression, qui pèse pas loin de 50 kg, la machine à fumée, le refroidisseur .



Figure (2.12). Générateur de fume lourde.

II.6 Erreurs de mesure (soufflerie)

L'utilisation d'une soufflerie peut présenter une erreur fortuite notamment due au :

✓ Positionnement

Le plan sur lequel est posée la soufflerie peut présenter un défaut d'inclinaison longitudinal ou transversal.

✓ Forme géométrique de la veine d'essai

Elle doit carrée, or il peut y avoir un défaut de déformation subi lors du déplacement par exemple.

✓ Niveau de turbulence

Aucune mesure n'a été effectuée jusqu'à présent pour définir le niveau de turbulence naturelle, cela nécessite un appareillage approprié.

✓ Moteur électrique

il génère des vibrations qui perturbent l'écoulement à l'intérieur de la soufflerie et contribuent à l'augmentation du niveau de turbulence naturelle .

✓ Manomètres

la mesure de la pression différentielle est nécessairement entachée d'une erreur de lecteur .

Cette difficulté de lecteur nécessite l'utilisation du critère suivant :

$$\text{Valeur lue} = (\text{valeur maximale} + \text{valeur minimale}) / 2.$$

✓ Balance aérodynamique

ces erreurs sont dues aux

- Sensibilité des capteurs et des cellules de charge ;
- Influence de l'environnement (changement de température et de pression pendant la durée d'expérience) ;
- Ainsi les erreurs de lecture sur l'unité de visualisation.

✓ **Baromètre ou d'un thermomètre**

L'utilisation de ces deux appareils comprennent certains incertitude mais ces erreurs n'a aucun effets perturbateurs et ont donc une petite influence sur la mesure.

Conclusion

La mesure est nécessaire à toute prise de décision et à toute action. La logique de toute activité est «observer/mesurer, comprendre, prévoir/agir, mesurer/vérifier». Aujourd'hui, l'enjeu principal de la métrologie est de garantir un niveau de fiabilité maximal des mesures réalisées.

Chapitre 3

Technique de conception du modèle réduit

Une **maquette** est une représentation partielle ou complète d'un système ou d'un objet afin d'en tester et valider certains aspects et/ou le comportement. La maquette volumique qu'on a réalisée à l'unité de recherche et de développement (URD) est une représentation à échelle réduite (1/4) du mini drone réel (BOURAK II).

Le choix de cette conception (modèle réelle) est faite par mes collègues après une étude conceptuelle constituée des étapes suivantes :

1) la définition du cahier des charges : un document dans lequel figurent les objectifs à atteindre en terme de performances, de coûts...ainsi que les contraintes auxquelles il faut soumettre telle que la réglementation choisie par exemple

2) L'analyse des technologies existantes pour déterminer celles qui pourraient être intégrées dans le projet.

3) L'analyse aérodynamique afin de déterminer certains paramètres (qualité Aérodynamique et géométrique.)

4) La première estimation des performances et de la géométrie.

5) L'optimisation des performances pour toutes les phases de vol

3.1 Conception 3D numérique d'un mini drone sous SOLIDWORKS

Dans cette partie une conception **3D** d'un mini drone lancé à main a été réalisée sous **SOLIDWORKS** à échelle 1 :1 et à l'aide de la fonction échelle il suffit seulement de choisir l'échelle pour avoir toute la dimension du modèle réduit.

3. 1.1 Définition du logiciel

Le logiciel de conception mécanique paramétrique **SOLIDWORKS** est un outil de conception de modélisation volumique, paramétrique, basé sur des fonctions, qui tire parti de l'interface utilisateur graphique de Windows, connue pour sa convivialité, vous pouvez créer des modèles volumiques 3D entièrement intégrés avec ou sans contraintes tout en utilisant des relations automatiques ou définies par l'utilisateur pour saisir l'intention de conception¹

¹ Principe de l'utilisation de solid works p8

3. 1.2 Caractéristique géométrique du mini-drone (échelle 1 :1)

➤ Aile

Le choix est porté sur une aile haute avec les dimensions suivantes :

- Profil :clark Y
- Une partie centrale d'envergure : 565.20mm avec une corde de 239.86 mm
- Deux bouts d'ailes (droite et gauche) d'une corde à l'extrémité de190 mm, avec une envergure de557,40mm
- Dièdre en bout d'aile : 4.17°
- Envergure total de l'aile :1680mm

➤ Gouverne horizontal

- profil : NACA 0010
- Envergure : 620.70mm
- Corde moyenne :110mm

➤ Gouverne verticale

Fixée sur la poutre, son bord de fuit coïncide avec le bout arrière de ce dernier

- profil :NACA 0010
- Envergure :211 ,46mm
- Corde moyenne :220mm

➤ Fuselage

Le Corp. du fuselage est composé d'une surface lissée a partir de plusieurs esquisses tracées dans des plans parallèles entre eux dans la direction de l'axe x, le fuselage est pointu a l'avant avec une section frontal de forme rectangulaire a arrêtes arrondies, ce rectangle s'agrandit progressivement du nez vers le milieu du fuselage puis il recommence a s'amincir transversalement jusqu'à l'emmanchement de la poutre de queue.

➤ **poutre de queue**

Fixée à l'arrière du fuselage

-circulaire de diamètre :50mm

-longueur :490.71mm

L'assemblage du fuselage +poutre de queue+gouverne horizontale a fait que la longueur total du mini-drone est de : 1195mm

3. 1.3 Les étapes de conception du mini-drone sous Solidworks

Le dessin 3D du BOURAK II est obtenu à partir de la mise en plan Solidworks avec les modifications nécessaires pour se rapprocher des dimensions réelles avec une échelle de 1:1 ; l'ensemble des parties du vecteur sont obtenues par l'utilisation des fonctions de surface disponible sur Solidworks.

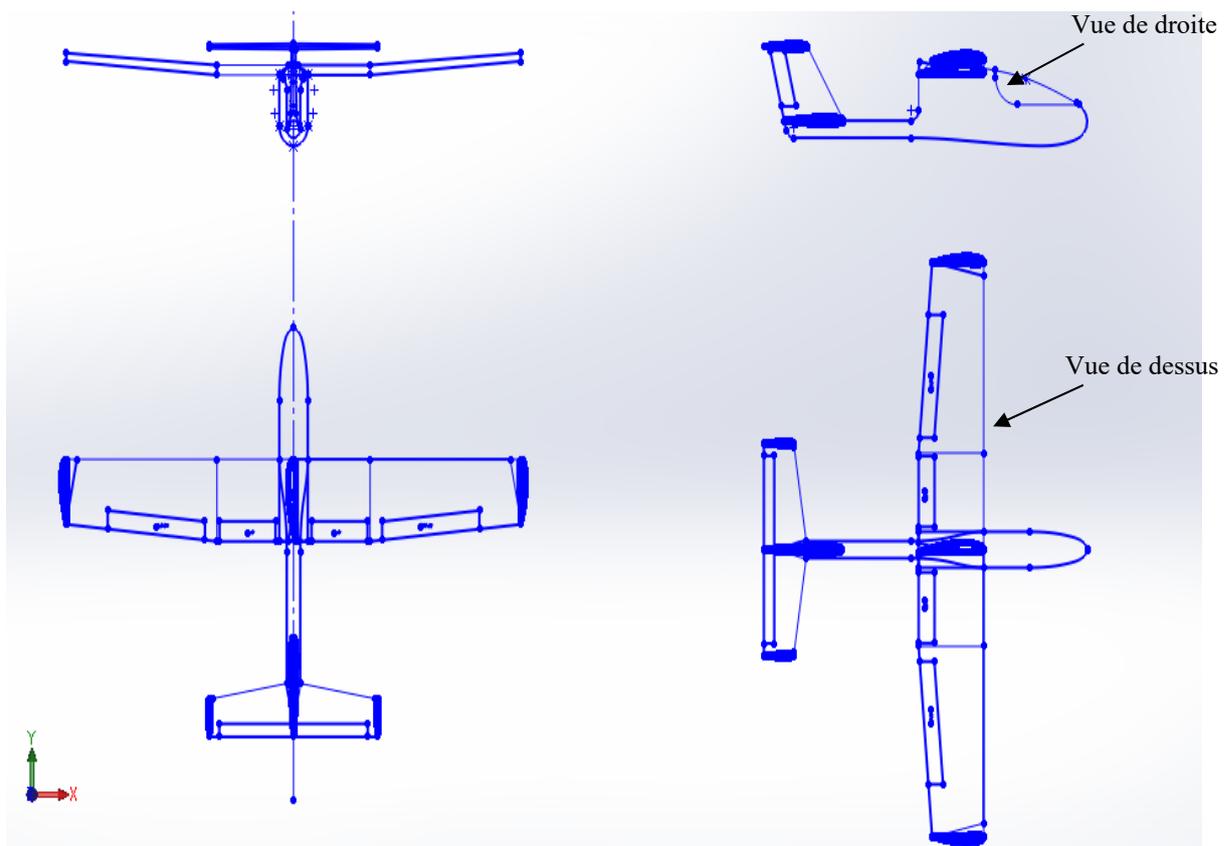


Figure (3.1). Cadre globale.

a-Conception du fuselage et de la poutre de queue

En combinant les deux vues (droite et dessus), on obtient l'allure du mini drone afin de pouvoir créer les différentes stations qui forment le fuselage

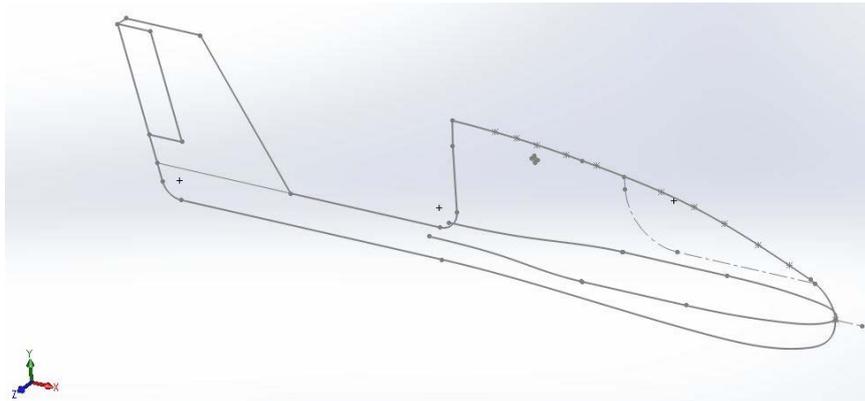


Figure (3.2). Combinaison des deux vue (droite, dessus)

A partir du dessin ci-dessus, on va créer des stations pour former le fuselage comme le montre la figure (III-3).

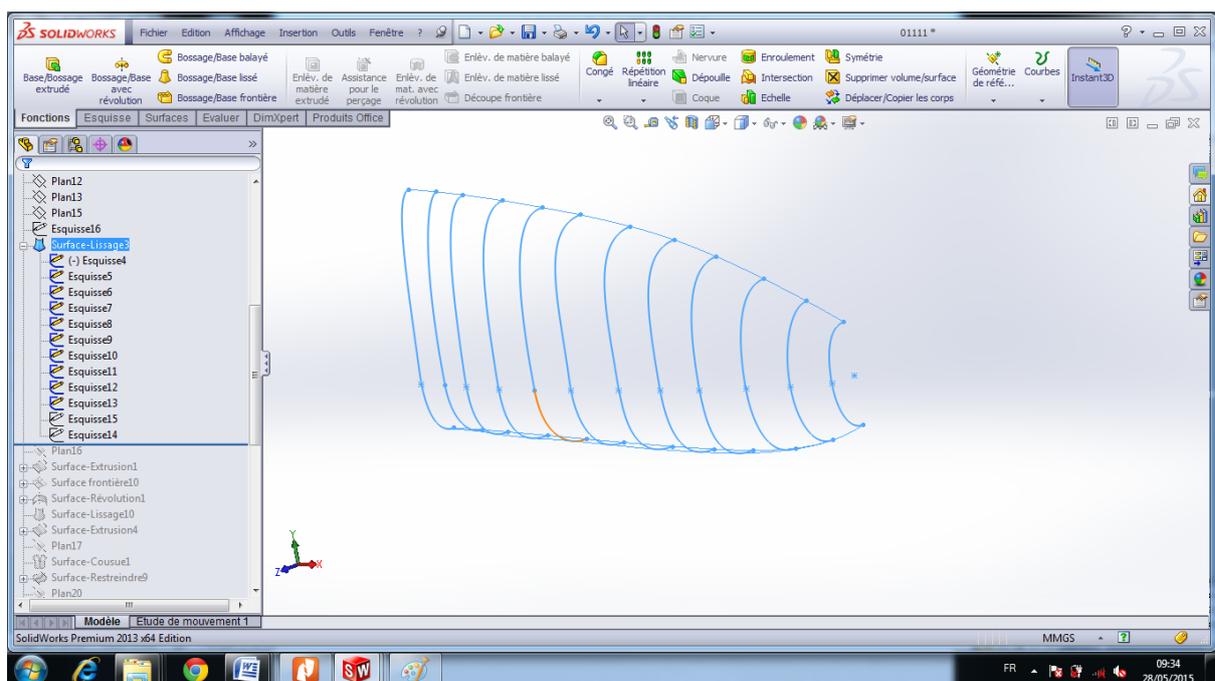


Figure (3.3). Esquisse de différentes stations du fuselage.

Le fuselage est tracé par la fonction de lissage on utilisant les stations créés précédemment **Figure(3.4)** .

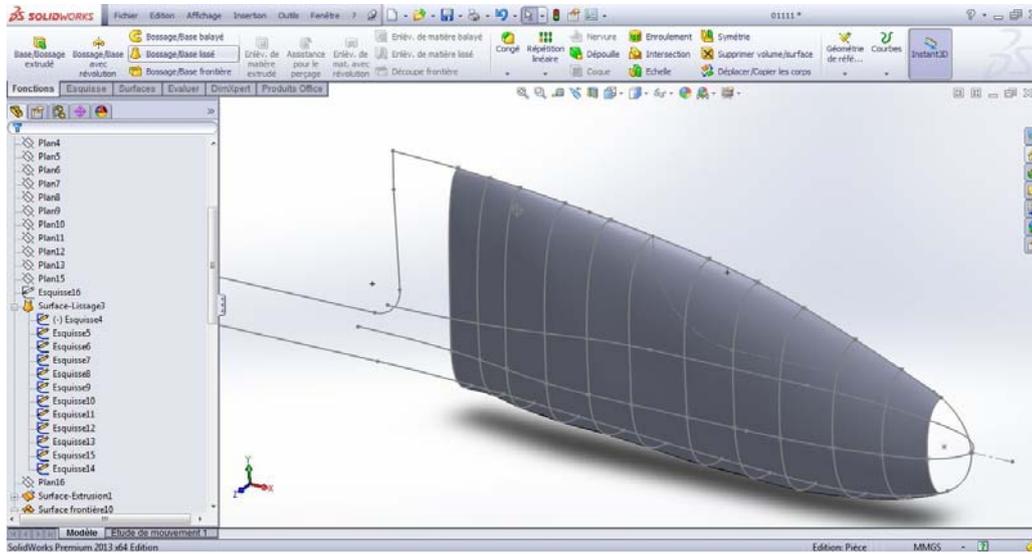


Figure (3.4). Génération de la surface fuselage par lissage

La génération de la surface doit être lisse et de courbure continue (éviter la présence de gondolement).

La poutre de queue est réalisée par extrusion d'un arc de cercle de diamètre (50 mm), **figure (3.5)**

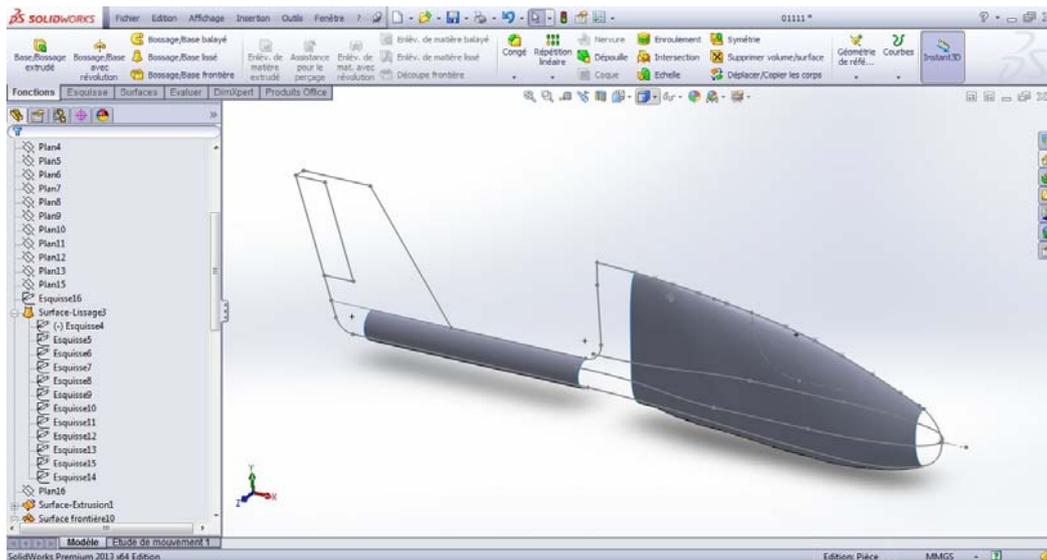


Figure (3.5). Extrusion de la poutre de queue.

Le nez du fuselage et le raccordement avec la poutre sont générés par la fonction de lissage **figure (3.6)**

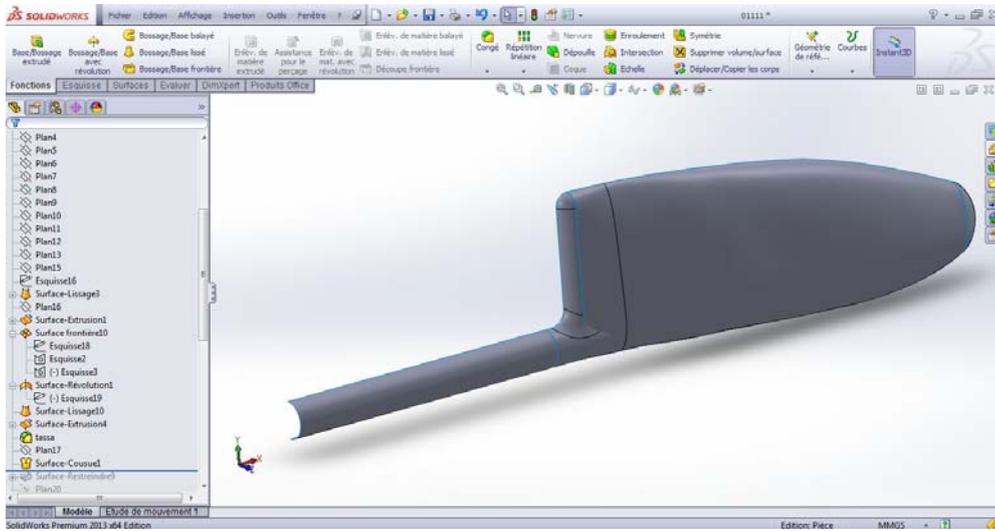


Figure (3.6). Lissage des surfaces de du nez et du raccordement poutre-fuselage

b-Conception de l'aile

On extrude le profil de l'aile (Clark Y) pour former la partie centrale de l'aile, et le bout d'aile est tracé par raccordement de l'extrémité de l'aile centrale avec le profil de bout d'aile, il est important dans cette partie de respecter l'angle de dièdre.

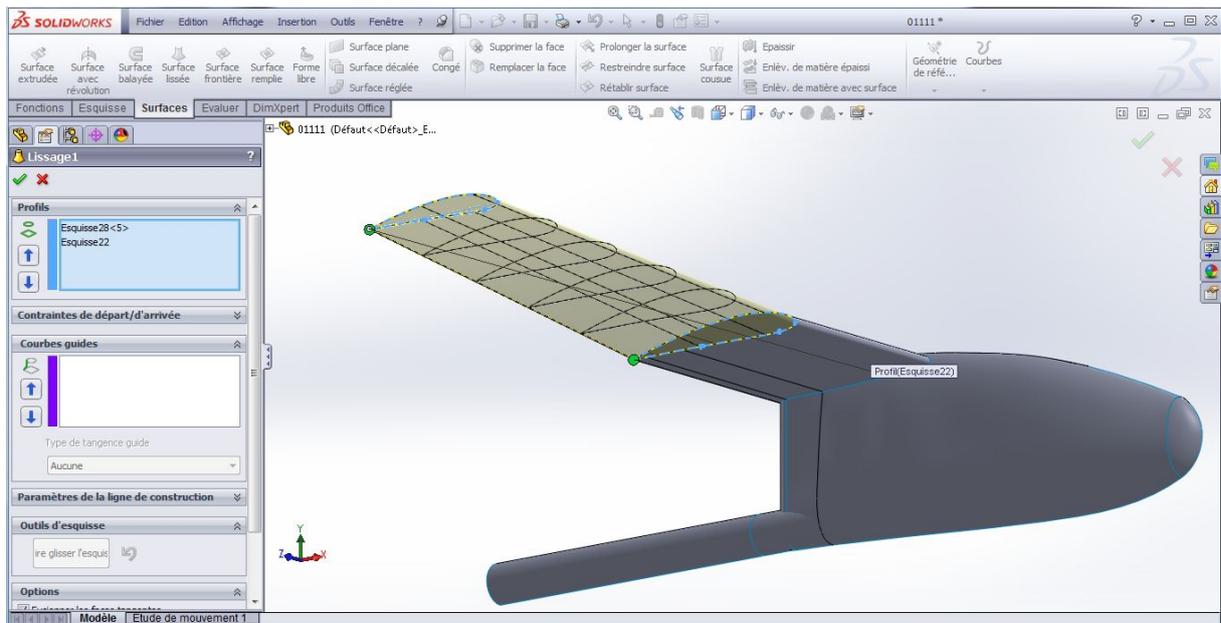


Figure (3.7). Extrusion de la demi-aile.

c-Conception des empennages :

En créant deux plans, parallèle puis on copie les profils des empennages et on fixe la corde de chaque partie et de même façon, on génère un lissage grâce à la fonction de surface, on obtient la forme de demi empennage verticale comme suite : NACA 0010

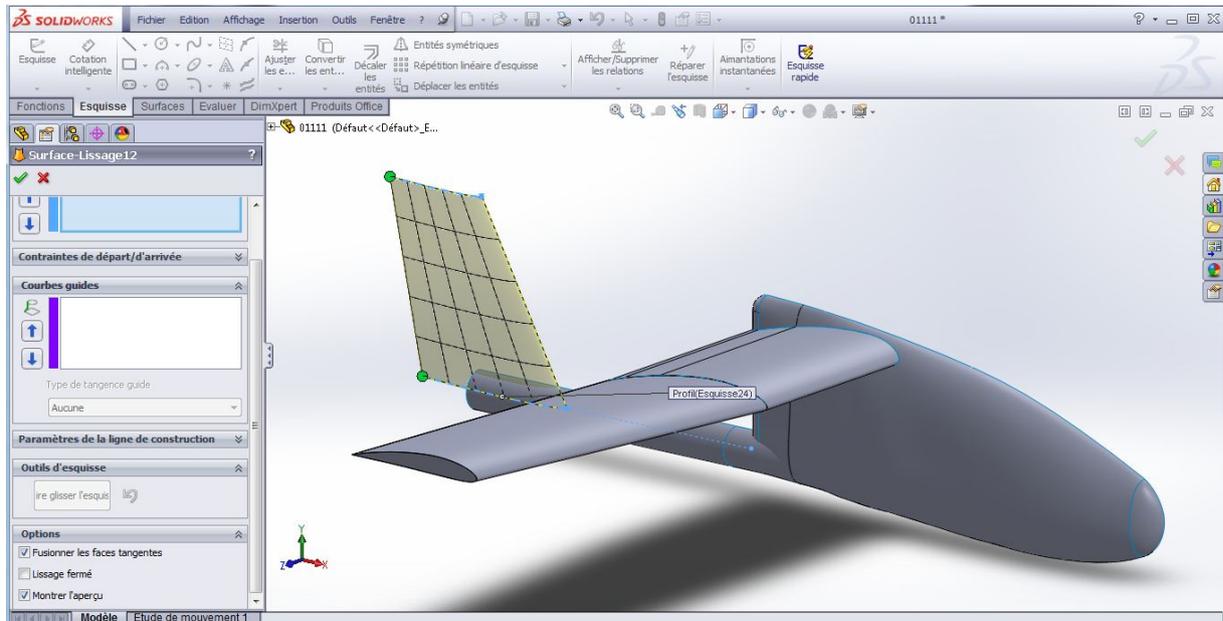


Figure (3.8) .Lissage des profils d'empennages verticale.

d-Finalisation de la conception du vecteur :

On utilise la fonction de symétrie pour compléter la forme du vecteur en choisissant le plan face comme plan de symétrie, la figure (3.9) montre cette étape :

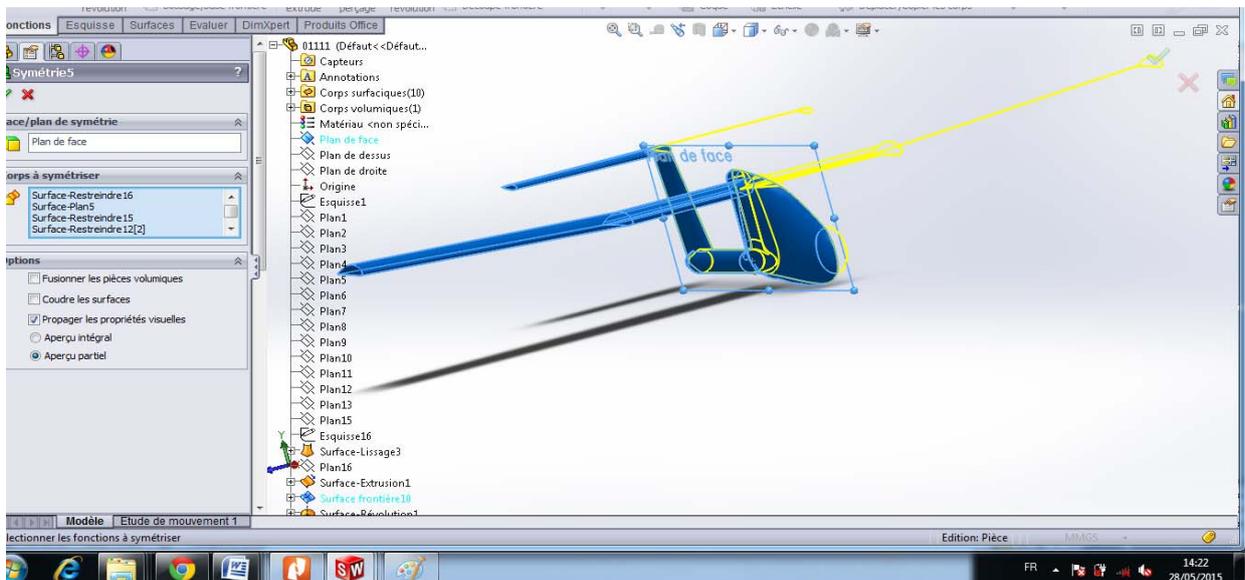


Figure (3.9). Fonction de symétrie.

A la fin, on va avoir le modèle suivant :

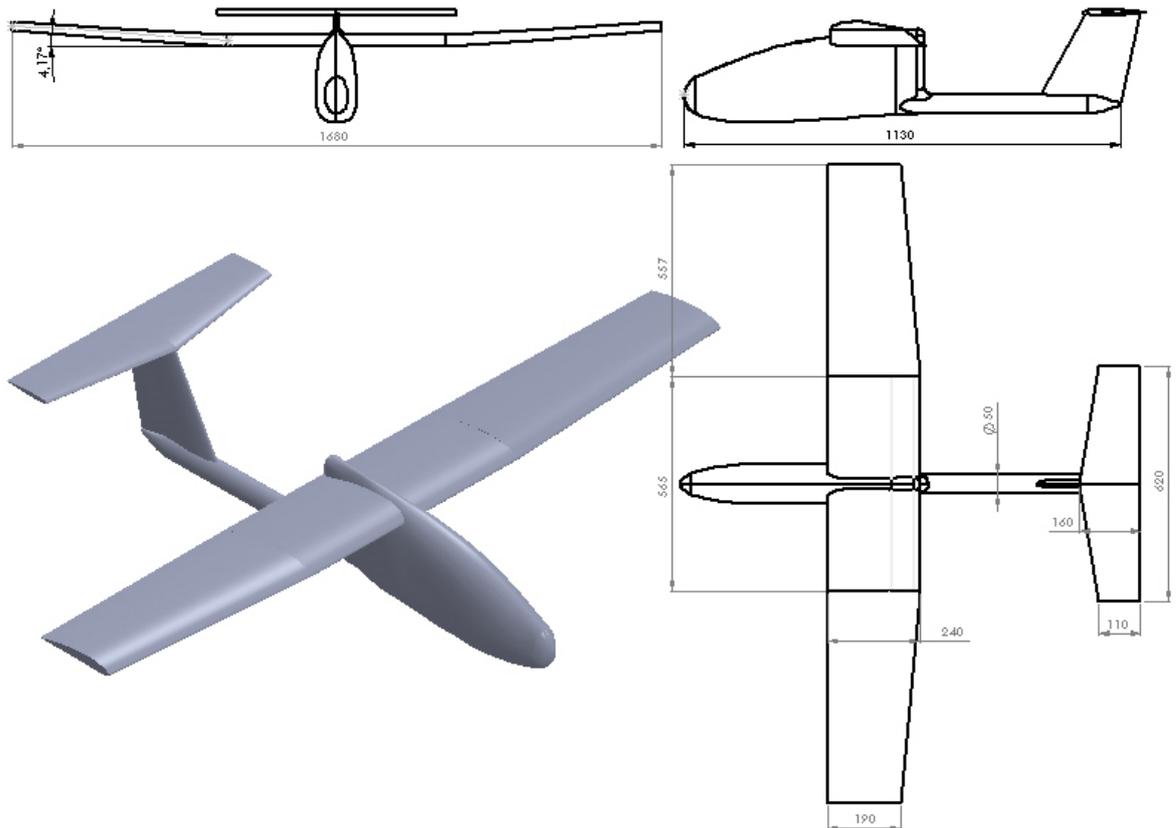


Figure (3.10). Modèle 3D du BOURAK II.

Après avoir la maquette numérique à échelle 1:1 nous avons choisi l'échelle 1:4.

3. 2 Réalisation de la maquette à échelle réduite (1:4)

La maquette à échelle réduite doit être réalisée avec une grande précision afin de se rapprocher au maximum du modèle conçu sous Solidworks

Dans les paragraphes suivants on va présenter les étapes entamées pour la réalisation de la maquette à échelle réduite.

▪ Moyens de réalisation :

- machine de découpage CNC : c'est une fraiseuse trois axes assistée par ordinateur et sur laquelle on a monté un dispositif de découpe par fil chaud afin de former (couper) les différentes formes en polystyrène.
- mini perceuse
- cutter
- étau

- règle simple d'aluminium est suffisante
- pinces plate



Figure (3.11). Moyens utilisée

▪ **Matériaux utilisés**

- Balsa
- Polystyrène
- Bakélite
- Résine + durcisseur
- La colle

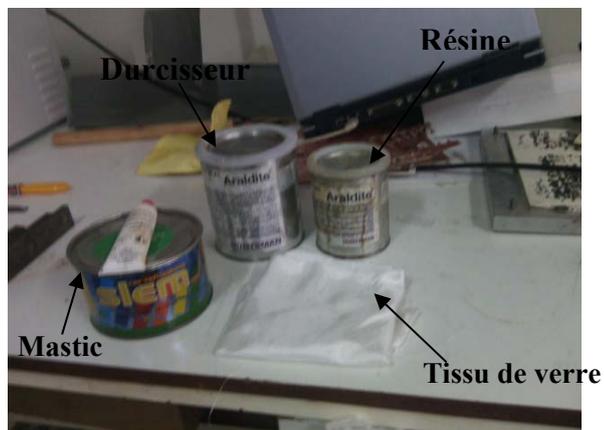


Figure (3.12).Matériaux utilisés

3. 2.1 étapes de réalisation

La fabrication de la maquette est divisée en 5 parties : Aile qui est constituée de 3 parties (centrale, bout d'aile gauche et bout d'aile droite), gouverne horizontale, et verticale, fuselage et la poutre, ces différentes parties sont obtenues à partir de dessins 3D Solidworks

- **Fuselage :**

Le corps du fuselage est en polystyrène renforcé par deux couches de tissu de verre ; la fabrication du corps est obtenue par la découpe à fil chaud, dans cette phase de découpe on utilise les deux vues (face et dessus), qui ont été obtenues par projection du fuselage sur *AUTOCAD* sous format *.dxf, après, ils (les deux vues) ont été exportés vers le logiciel *NCCAd7* où on va générer le programme de découpe pour chaque vue (deux programmes) qui sera par la suite exécuté sur la machine CNC (annexe programme).

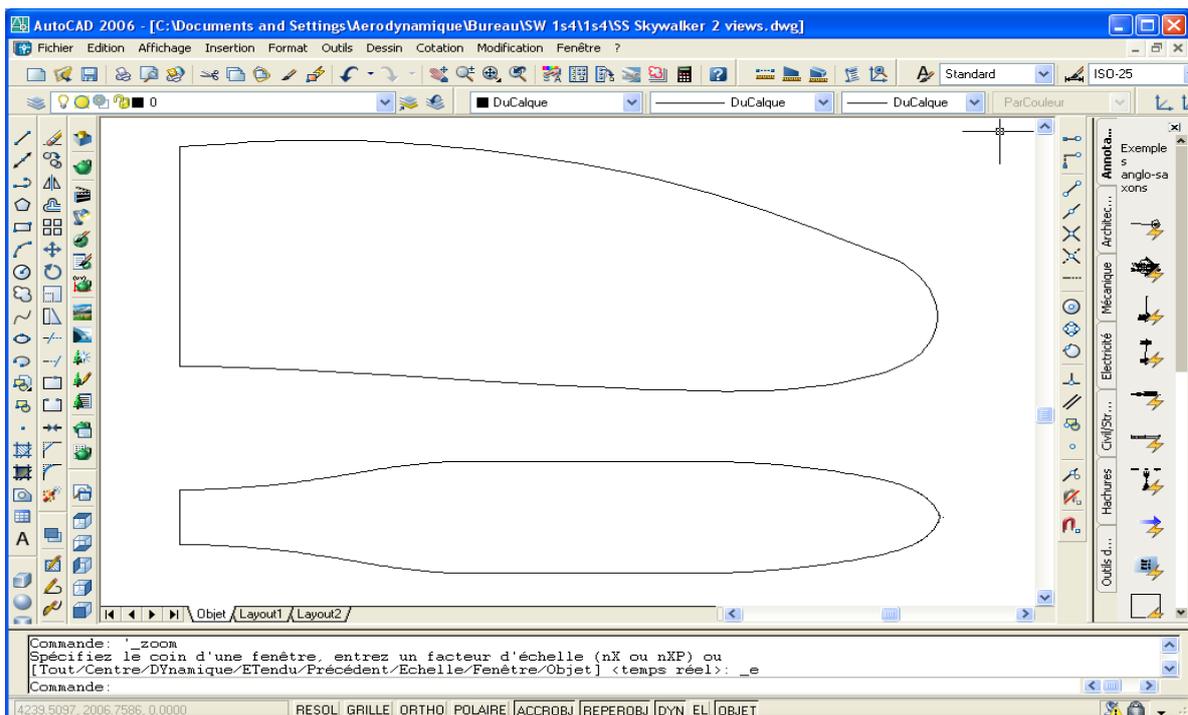


Figure (3.13).les deux sur *AUTOCAD*

La photo ci-dessous représente une partie du programme de découpe obtenu par *NCCad7* (ANNEXE A : Programme)

G90 : le début de programme

G01 : le déplacement rectiligne dans la matière

G02 : le déplacement arc dans la matière

X, Y, Z : les coordonnées de déplacement de l'outil

F22 : vitesse de de placement outil



```
; Decoupe du fuselage (face)
G90
G01 X133.31 F22
G01 Z60.60
G01 X133.69 Z68.42
G02 I2.55 K-0.12 X136.16 Z70.85
G01 X136.49 Z70.86
G01 X136.82
G01 X137.15 Z70.87
G01 X137.47 Z70.88
G01 X137.80
G01 X138.12 Z70.89
G01 X138.45
G01 X138.77 Z70.90
G01 X139.09
G01 X139.41
G01 X139.73
G01 X140.05
G01 X140.36
G01 X140.68
G01 X140.99 Z70.89
G01 X141.31
G01 X141.62 Z70.88
G01 X141.93
```

Figure (3.14).Programme d'usinage sur nccad7

Il faut s'assurer que la Commande-machine a été installé correctement, les paramètres sont placés de la bonne manière pour lancer la découpe.



Figure (3.15).Simulation de découpe sur nccad7 (vue de face)



Figure (3.16).Simulation de découpe sur nccad7 (dessus)

Le fonctionnement manuel de la Commande-machine est fait par le PC-clavier, l'écran du moniteur ayant la fonction d'un affichage très efficace et étendu.

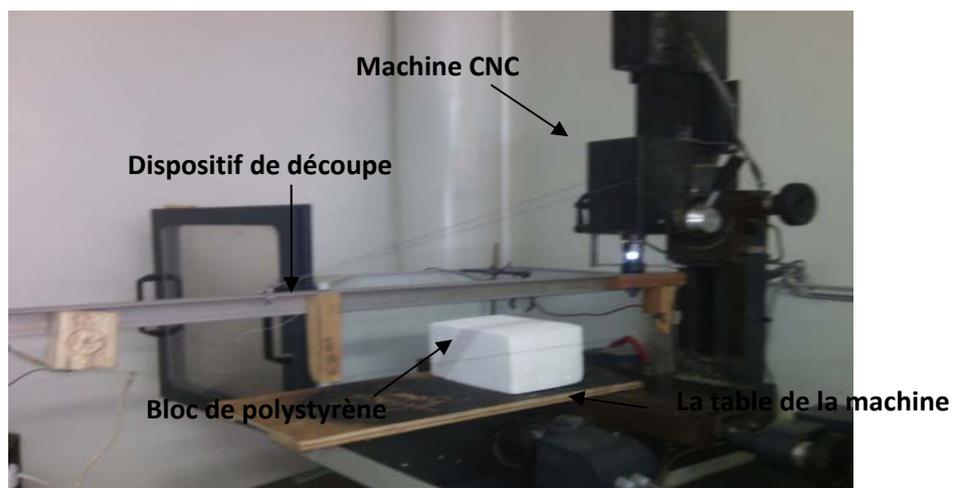


Figure (3.17).Dispositif de découpe

On fixe le brut sur la table de la machine, puis on passe à la découpe à l'aide de la machine CNC.

Après la découpe de la vue de face, on fait tourner le bloc du polystyrène sur le côté



Figure (3.18). Fuselage réalisé

Après avoir renforcé le fuselage avec le tissu de verre on a fixé un boulon de filetage intérieure M6 à l'aide d'une résine sur le ventre du fuselage, ce boulon va servir pour la fixation de la maquette sur le mat pendant les essais en soufflerie.

- **Aile**

L'aile a été fabriquée en trois parties (centrale, bout d'aile gauche et bout d'aile droite) en balsa, la fabrication de chaque partie de l'aile est obtenue manuellement par fixation d'un bloc de balsa entre deux profil **clarkY** de même corde (60 mm) ; on utilisant la lime on va dresser le bloc jusqu'à l'obtention d'une aile avec un profil **clarkY**.



Figure (3.19). Aile centrale

La réalisation des deux bouts d'aile a été obtenus par le même procédé mais avec des profils de corde différentes.

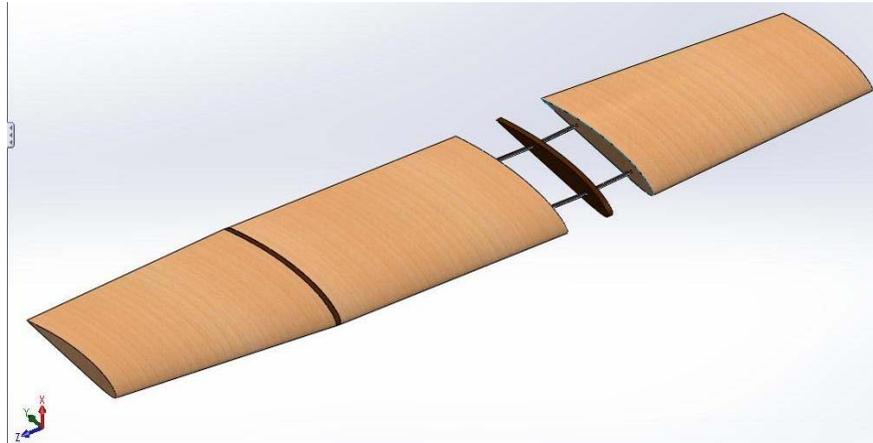


Figure (3.20).bouts d'aile

L'agencement de ces différentes pièces a été réalisé par collage on utilisant une résine aéronautique.



Figure (3.21).aile complet

Remarque : les profils (**clarkY**) ont été obtenus par usinage CNC sur le bakélite (**ANNEXE A : Programme**).

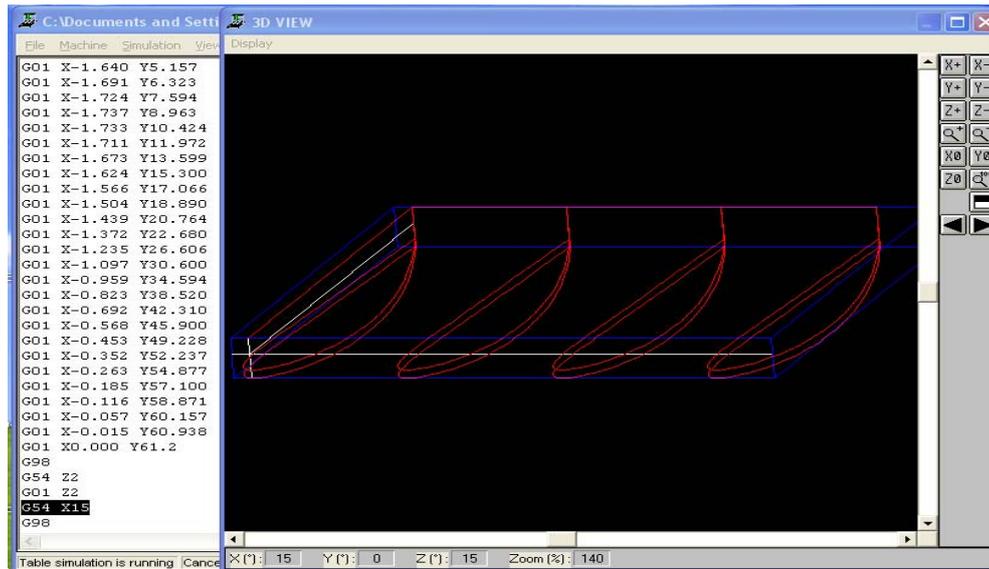


Figure (3.22).Simulation d'usinage des profils

- **Les empennages**

La réalisation de gouverne horizontale et vertical a été obtenue par le même procédé que l'aile mais avec des corde différentes et des profils symétriques NACA0010.

La figure **Figure 3.23** représente la simulation d'usinage de profil de Gouverne horizontale

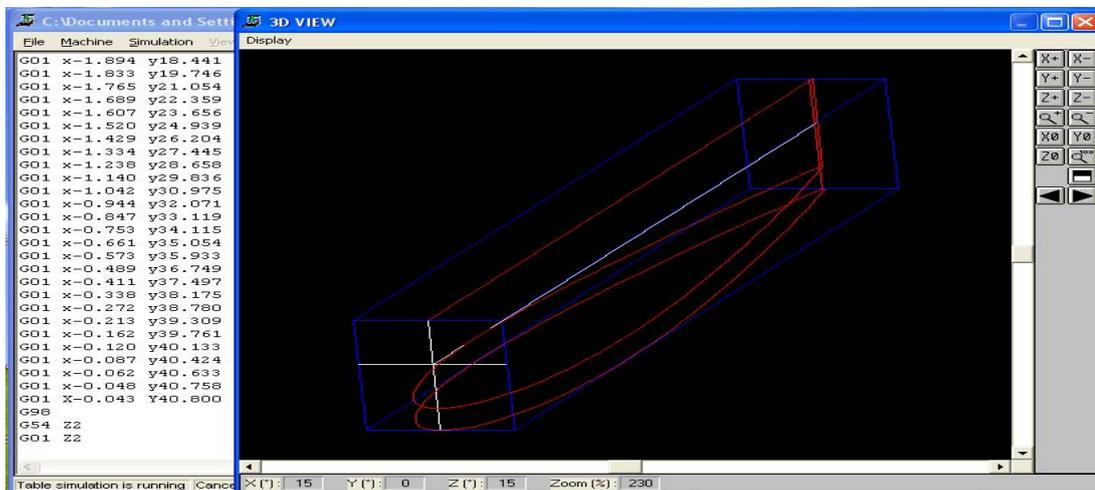


Figure (3.23) Gouverne horizontale

La figure **Figure 3.24** représente la simulation d'usinage de profil de Gouverne vertical

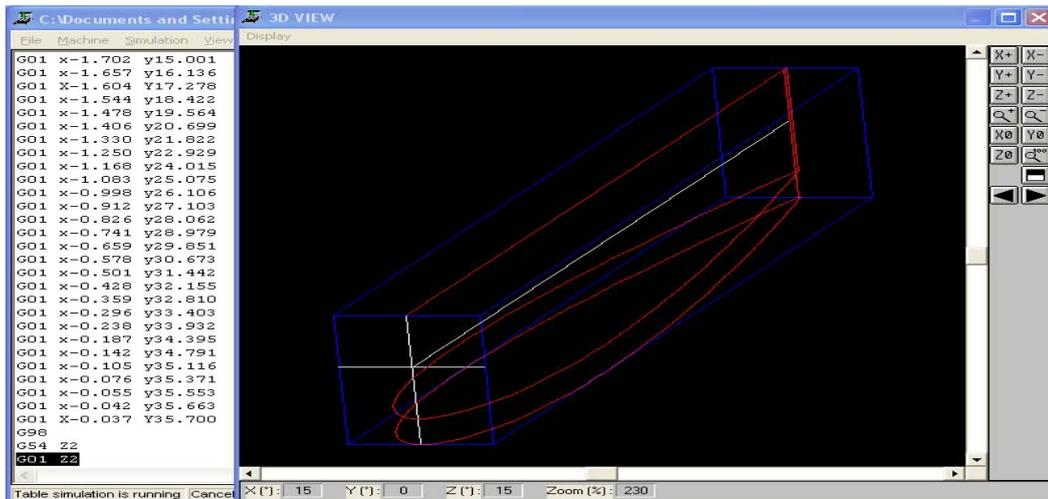


Figure (3.24) Gouverne vertical

- **Poutre de queue:**

La poutre de queue est réalisée en utilisant un tube en bois de diamètre (12 mm).



Figure (3.25). La poutre de queue

3. 2.2 L'assemblage de différentes pièces

L'assemblage des différentes pièces est réalisé par insertion des tiges de diamètre 1 mm entre ces pièces usinées en plus on ajoute une résine + durcisseur pour garantir une bonne jonction entre ces pièces, on note qu'il est nécessaire d'utiliser des équerres pour assurer :

- la perpendicularité entre la gouverne horizontale et verticale ;
- la perpendicularité entre le fuselage et l'aile ;
- l'alignement de la poutre de queue avec le fuselage ;

Pour la finition, de la maquette on a applique une couche de mastic, puis on a poncé en utilisant le papier verre pour avoir une surface de bonne qualité (lisse) ; A la fin une couche de peinture en noir mate, la figure ci-dessous montre la maquette obtenue :



Figure (3.26).la maquette complet

Conclusion

La réalisation de la maquette me permet de maitriser le dessin surfacique sous Solidworks, de familiariser avec le domaine de construction.

La réalisation nécessite de temps de la patience, d'exactitude, de réflexions et d'astuces.

A la fin la construction de ce modèle (maquette) est faite avec beaucoup de plaisir

CHAPITRE 4 : Mesure et résultats

Une étude expérimentale est menée dans cette partie afin de déterminer les performances aérodynamique à savoir le coefficient de portance de trainée et de moment.

La maquette réalisée est prise sur support pour être présente convenablement à la soufflerie à circuit fermé pour une étude aérodynamique.

D'autre part, on s'intéresse ainsi à présenter une méthode légère expérimentale basé sur des principes physiques classique pour estimer le tenseur d'inertie d'un UAV qui est d'une importance capitale pour l'étude et stabilité dynamique de l'aéronef que le pilote automatique intégrera dans son modèle mathématique de l'équation du mouvement de l'UAV .

4.1. Mesure de force

Pour mettre en pratique cette étude expérimentale, l'écoulement autour d'une maquette est simulé expérimentalement dans une soufflerie facilitant l'étude aérodynamique.

4.1.1. Description de La soufflerie « TE 44 Subsonique Wind Tunnel »

La soufflerie utilisé est de type circuit fermé « TE 44 Subsonique Wind Tunnel » à circuit fermé compact et d'une conception conventionnelle avec un tunnel horizontal. Cette dernière se caractérise par une vitesse qui peut atteindre les 60m/s ainsi qu'un bas niveau de bruit. La soufflerie est dotée d'une section interchangeable qui s'adapte à l'extrémité de la veine d'essai pour faciliter la réalisation de certains types d'expériences à veine libre.

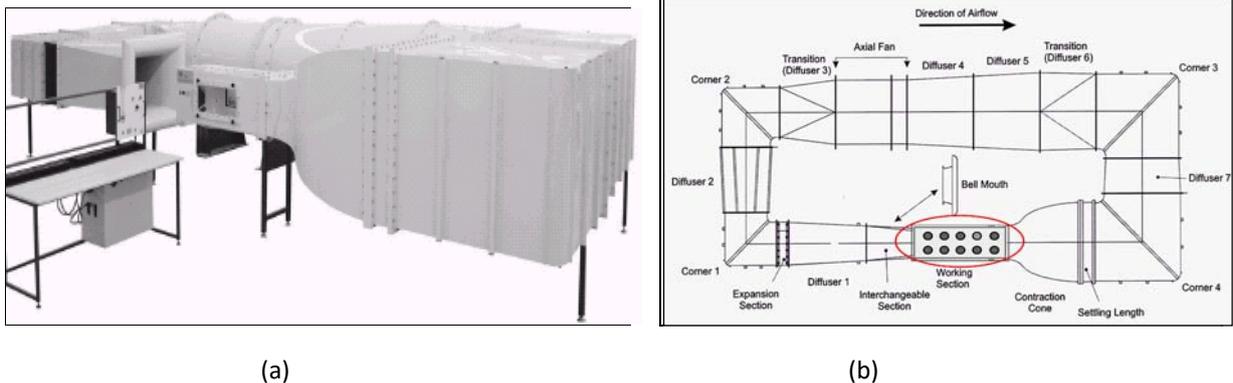


Figure (4.1). Soufflerie subsonique TE44.

La **Figure (4.1)** montre une vue d'ensemble de la soufflerie ainsi que le parcours d'air. La soufflerie occupe un espace d'une longueur totale de 7.4m, largeur totale de 3.32m et une hauteur de 1.85m. Elle est munie d'un ventilateur hélice actionné par un moteur asynchrone.

CHAPITRE 4 : Mesure et résultats

La chambre de tranquillisation est équipée de filtres anti-poussières et de grillages en nids d'abeille. Le convergent, à simple courbure est directement fixé à la veine d'essais de section carrée de 457mm par 457 mm et d'une longueur de 1200mm. Le niveau de turbulence de l'écoulement libre est de l'ordre de 0,1 %.

4.1.2. Matériels constitutifs

La **Figure (4.2)** décrit la connexion de l'équipement de mesure et la veine d'essai. La maquette est fixée dans la veine d'essai. D'après la figure le matériel utilisé sera expliqué par ordre logique :

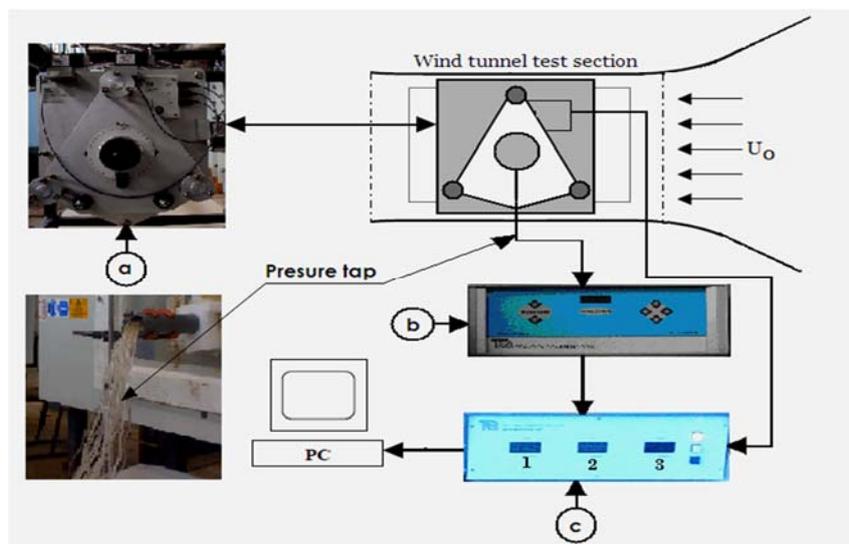


Figure (4.2). Equipement expérimental.

- **Balance TE 44**

La balance TE81 a pour but de capter et mesurer la force portance, de traînée et le moment de tangage qui sont exercé sur la maquette étudiée. Cette balance s'adapte sur la veine d'essai et joue le rôle d'un système de support pour les maquettes étudiées. Chaque maquette doit être équipée d'une tige de montage de 220mm de longueur ayant un diamètre adéquat avec l'alésage de la balance. Cette dernière est équipée par un système gradué sur la périphérie qui assure la rotation libre de la maquette pour le réglage de l'angle d'incidence, à l'aide d'une bride d'incidence et pour un angle désirer la position peut être verrouillée.

CHAPITRE 4 : Mesure et résultats

- **Capteur de pression (TE44 DPS)**

La maquette contient généralement des prises de pression statique. Le capteur **TE44 DPS** permet la lecture 20 prises de pressions statiques et totales du fluide ainsi que le choix séquentiel de prise.

- **Unité d'affichage**

Elle contient trois écrans permettent d'afficher les valeurs des forces mesurer par la balance : portance et traînée en Newton. Elle contient aussi un système électronique pour faire la liaison avec l'ordinateur et le logiciel DATA SLIM (C'est un logiciel d'application fourni avec la balance TE81 destiné à lire et enregistrer les données acquises de la balance ainsi que du capteur de pression). Il existe deux boutons un pour verrouiller la lecture et l'autre pour le tarage (mettre à zéro l'affichage).

- **Boîte de commande**

Elle comporte un manomètre qui sert à calculer la vitesse de l'écoulement dans la veine d'essai à partir de la différence de pression. Cette boîte contient aussi un régulateur de vitesse du ventilateur. Deux lampes qui montrent l'état de l'unité d'entraînement ainsi qu'une lampe et au même temps un boutons de (Marche/Arrêt) du ventilateur.

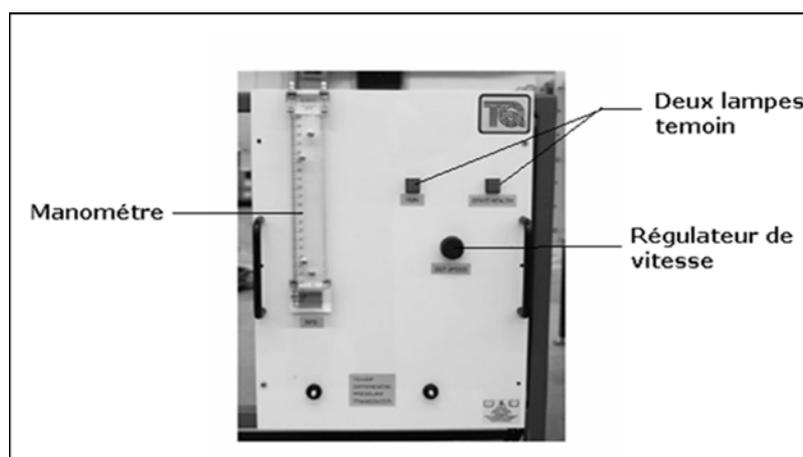


Figure (4.3).Boîte de contrôle.

NB :

La mesure de la température ainsi que la pression ambiante est réalisée respectivement par un thermomètre et un baromètre externe.

4.1.3. Etalonnage de la balance (TE 81)

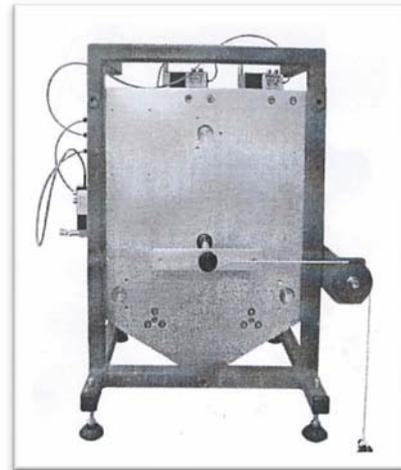
Il est évident qu'aucune mesure d'une grandeur physique n'est exempte d'incertitudes, celles-ci provenant soient d'erreurs systématiques, soit de la dispersion aléatoire des

Résultats de mesure. Les erreurs systématiques ne pouvant être par répétition éliminés des mesures étant donné qu'elles sont dues aux caractéristiques de l'appareillage de mesure, de l'installation et aux caractéristiques d'écoulement. Dans le but d'avoir une crédibilité dans les mesures effectuées en utilisant la balance (*TE81*); il est nécessaire d'effectuera avant chaque essai une procédure d'étalonnage suivant les consignes données par le constructeur.

La balance contient trois capteurs qui servent à mesurer les efforts de traînée et de portance. La manœuvre de calibrage est assurée par un système constituer d'une corde, un bras en « T », poulies et de masses étalons. Avant de lancer la procédure il faut que la balance soit dans un niveau planer, placer le bras « T » dans l'alésage se trouvant dans la balance, placer la poulie et d'ouvrir les clapets de sécurité .L'étalonnage pour lancer les expériences s'effectue donc selon deux étapes :



-a-



-b-

Figure (4.4). Position de la balance pour l'étalonnage de la portance et de tramée

a) Etalonnage de la portance

Une petite poulie est fixé dans le bras «T», dans cette poulie une corde en Nylon est attaché comme l'indique la **Figure (4.4)-a** ; après la fixation de ce système dans la balance une remise à zéro des efforts (*AFT*, *FORE* et *Drag*) est nécessaire à l'aide du boutons «*TARE*» qui se trouve dans l'unité d'affichage. À l'intermédiaire de la corde un plateau de 0.5 kg est accroché à l'extrémité libre de la corde. Des masses étalons sont ajoutées d'une façon pas trop brutale à cause de la sensibilité des capteurs .Le poids de ces masses ajouté additionné au poids du plateau est égal à 10kilogrammes.Ladernière étape est de régler les boulons des capteurs verticaux (de la portance) d'une manière à lire sur l'unité d'affichage une valeur de 49.10N pour les deux composants *AFT* et *FORE*

b) Etalonnage de la traînée

Après avoir étalonné la portance, le plateau qui contient les masses est décroché de la corde, donc une nouvelle remise à zéro des efforts est essentielle .La corde est ensuite glissée sur la grande poulie (**Figure 4.4)-b**. De la même manière expliqué dans le paragraphe précédent le plateau est ré-attaché avec la corde .Des masses étalons sont ajoutées dont leurs poids additionné au poids du plateau est égal à 5 Kilogrammes .L'étape qui suit est de régler le capteur traînée à l'aide des boulons pour lire une valeur de49.10N pour *DRAG*.

Les essais sont faites à l'université des sciences et de la technologie d'Oran « **Mohamed BOUDIAF** » le **30-07-2015**(ANNEXE B).

4.1.4. Essais en soufflerie (TE 44 Subsonique)

Ces essais permettent de quantifier les forces et les moments appliqués à un avion complet. Chaque aile possède sa portance, sa traînée, son moment de tangage propres ; et l'appareil complet subit les efforts résultants de ceux appliqués à chaque aile ainsi qu'au fuselage, à l'empennage, ...etc.

Le moment aérodynamique le plus intéressant est le moment de tangage (dont le coefficient de moment est noté C_M), car c'est lui qui conditionne l'équilibre longitudinal.

Pour un profil donné, on détermine en particulier le coefficient de moment à portance nulle (à une certaine incidence, l'aile ne porte plus).

4.1.5. Relations mathématiques

- **Calcul de la trainée total de l'avion**

C'est la trainée de l'avion donnée par le calculateur de la soufflerie DRAG.

$$C_x = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho S V^2} \dots\dots\dots (4.1)$$

- **Calcul de la portance total de l'avion**

C'est la portance de l'avion donnée par le calculateur de la soufflerie

$$L = AFT - FORE \dots\dots\dots (4.2)$$

$$C_z = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho S V^2} \dots\dots\dots (4.3)$$

- **Calcul du coefficient de moment**

Moment de tangage qui est égal à

$$M = (AFT - FORE) * 0,127 \dots\dots\dots (4.4)$$

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho S V^2 c} \dots\dots\dots (4.5)$$

Où : C_m est le coefficient de moment

C : la corde de l'aile.

➤ Fixation de la maquette

La fixation de la maquette sur le mat pendant les essais en soufflerie par le boulon de filetage intérieure M6 sur le ventre du fuselage.

Après avoir fixé la maquette, il est nécessaire d'assurer qu'elle est parallèle à l'écoulement d'air.



(a)



(b)



(c)



(d)

Figure (4.5).Fixation de la maquette.

➤ réglage des vitesses

Le réglage des vitesses correspondantes est fait par la variation ΔH

$$\Delta H = \frac{v^2 \cdot \rho_{\text{air}}}{2 \cdot g \cdot \rho_{\text{eau}}} \dots\dots\dots (4.6)$$



Figure (4.6). Usage de la soufflerie.

- La lecture des valeurs des forces aérodynamiques AFT, FORE, DRAG en (N) fourni avec la balance TE81, et afficher par le **Logiciel Data Slim**.
- On peut varier l'angle d'incidence pour une vitesse constante et lire les forces correspondantes.

4.1.6. Mesure et discussion

Les conditions de mesure

T=32 °

P=1009 mbar

V=20m/s

R_E= 86400

Mesure de force de trainée

Le tableau ci-dessous représente les différentes valeurs de la force aérodynamique DRAG en (N) afficher par le **Logiciel Data Slim** (ANNEXE B). En variant l'angle d'incidence de -20° jusqu'au 20°.

CHAPITRE 4 : Mesure et résultats

Tableau (IV.1).Mesure de force de trainée

INCIDENCE	trainée(N)	Cx	INCIDENCE	trainée(N)	Cx
0	1,62726875	0,055607			
2	1,73096667	0,05915	-2	1,5973	0,0545828
4	1,84281333	0,062973	-4	1,6597385	0,0567165
6	2,093	0,071522	-6	1,6553044	0,056565
8	2,34607143	0,08017	-8	1,87	0,0639015
10	2,55220909	0,087214	-10	1,9982478	0,068284
12	2,99442	0,102325	-12	2,1208308	0,0724729
14	3,25025714	0,111068	-14	2,2057	0,075373
16	3,414	0,116663	-16	2,4201421	0,0827009
18	3,6202	0,123709	-18	2,6449143	0,0903818
20	3,81066667	0,130218	-20	2,8567895	0,097622

En utilisant les résultats du tableau ci-dessus on a tracé le graphe **Figure (4.7)** qui représente les variations du coefficient de trainée C_x du modèle complet en fonction de l'angle d'incidence, on tire des points marquants interprétés:

- La courbe du coefficient de trainée C_x du modèle En fonction de l'incidence obtenue possède approximativement la forme d'une parabole .A part quelques points qui sont décalés de la courbe à cause des erreurs cités déjà dans le chapitre II
- Cette courbe ne coupe pas l'axe d'incidence ce qui signifie que la trainée ne pourra jamais être nulle car si on arrive à annuler la trainée induite, on ne pourra jamais annuler la trainée qui dérive de la forme du modèle.
- Lorsque l'angle d'incidence est nulle ; les filets d'airs ont peu déviés, la surpression et la dépression sont faibles, et leur coefficient est faible.
- Lorsque l'angle d'incidence augmente la trainée et le coefficient de trainée augmentent.

CHAPITRE 4 : Mesure et résultats

$C_{x_{min}} = 0.055$ qui corresponde à -2° .

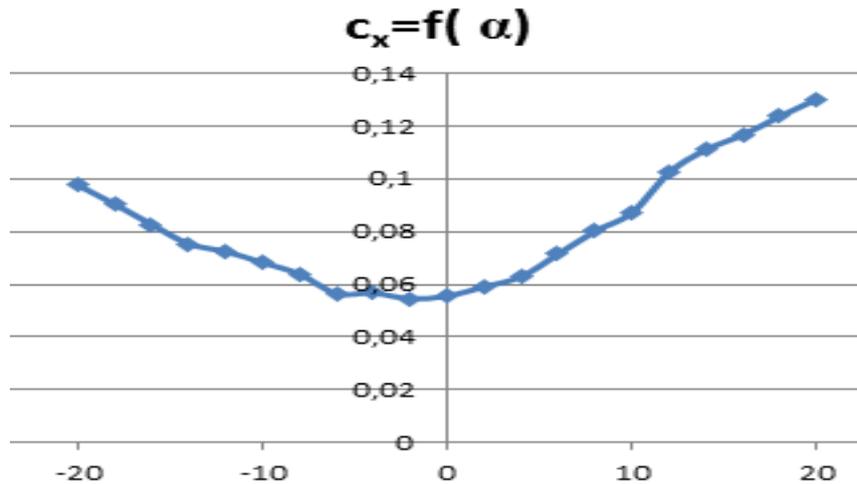


Figure (4.7).La variation de C_x en fonction d'incidence (α).

Mesure de force de portance

Le tableau ci-dessous représente les différentes valeurs de force aérodynamique LIFT en (N) afficher par le **Logiciel Data Slim** (ANNEXE B).En variant l'angle d'incidence de -20° jusqu'au 20° .

Tableau (4.2).Mesure de force de portance.

INCIDENCE	AFT	FORE	AFT-FORE	Cz
-20	-0,07577368	2,25975263	-2,33552631	-0,07980946
-18	-0,20047857	2,20500714	-2,40548571	-0,08220011
-16	-0,33074737	2,27743684	-2,60818421	-0,08912671
-14	-0,3958	2,1633	-2,5591	-0,0874494
-12	-0,06645769	2,22885385	-2,29531154	-0,07843524
-10	0,1919	1,97524783	-1,78334783	-0,06094045
-8	0,1679	1,46873846	-1,30083846	-0,04445217
-6	-0,19712174	0,68831304	-0,88543478	-0,03025702
-4	-0,7915	-0,31364615	-0,47785385	-0,01632919
-2	-1,1933	-1,1633	-0,03	-0,00102516
0	-1,4557	-1,9249	0,4692	0,01603347
2	-1,6535	-2,9231	1,2696	0,04338469
4	-1,7734	-3,478	1,7046	0,05824948
6	-1,7318	-2,8064	1,0746	0,03672116
8	-1,77157143	-2,96401429	1,19244286	0,04074808
10	-1,81644848	-3,16329091	1,34684243	0,04602421
12	-1,7882	-2,112	0,3238	0,01106487
14	-1,9909	-1,93432857	-0,05657143	-0,00193316
16	-2,1308	-1,691	-0,4398	-0,01502882
18	-2,2947	-1,6211	-0,6736	-0,02301822
20	-2,4106	-1,65376667	-0,75683333	-0,02586246

CHAPITRE 4 : Mesure et résultats

En utilisant les résultats du tableau ci-dessus on le graphe **Figure (4.8)**.qui représente les variations du coefficient de portance C_z du modèle complet en fonction de l'angle d'incidence, on tire des points marquants interprétés

- Plus l'angle d'attaque est grand plus le C_z augmente. jusqu'à une limite max, au- delà de cet angle on aura le phénomène de décrochage qui induit une chute de portance.
- Lorsque l'angle d'incidence est nul on aura une portance de $C_z = 0,018$.
- $C_z = 0$ pour $\sim -2^\circ$
- $C_{z_{\max}} = 0.06$

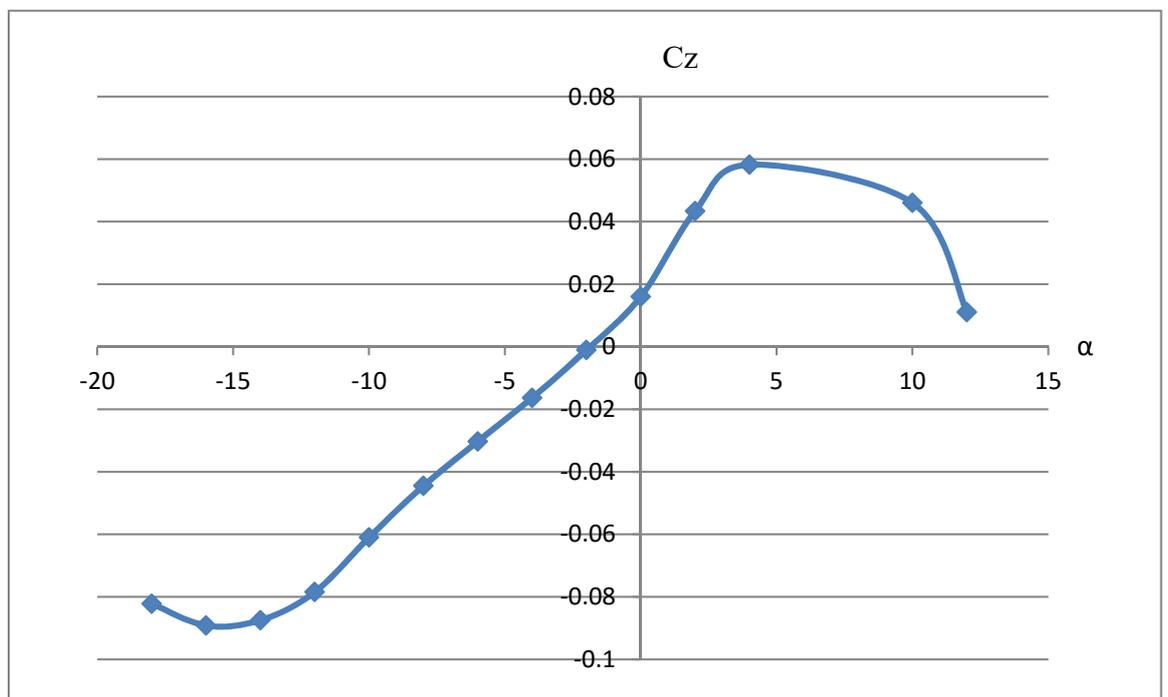


Figure (4.8).La variation de C_z en fonction d'incidence (α).

Polaire

A partir de deux graphes précédents

La courbe (7-8) illustre l'évolution du coefficient de portance C_z calculé dans le tableau (2) en fonction de l'incidence du modèle.

On constate, que la courbe présente une évolution presque linéaire entre l'intervalle $(-12^\circ$ et $4^\circ)$ au delà de 4° le coefficient chute considérablement de finissent ainsi une zone de décrochage au voisinage de 5° pour l'avion tout au complet. Le $C_{z_{\max}}$ correspondent est de $C_{z_{\max}} = 0,06$

CHAPITRE 4 : Mesure et résultats

Pour un angle d'incidence nulle il existe une portance $C_z=0,018$ cependant la portance est nulle pour un angle d'attaque $\alpha = -2^\circ$

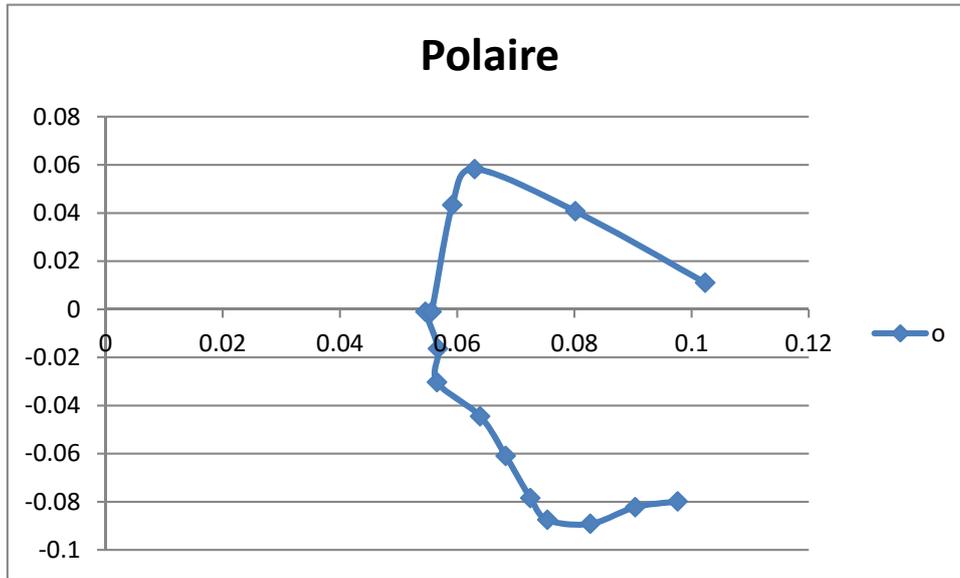


Figure (4.9).La variation de C_z en fonction C_x .

Les conditions de mesure :

T=32°

P=1009 mbar

V=31m/s

R_E= 133920

Tableau (4.3).Mesure de force de trainée.

incidence	DRAG(N).	c_x
18	9,3021	0,12449972
16	8,82	0,11804727
14	8,2952	0,11102333
12	7,528	0,10075509
10	6,4492	0,08631638
8	5,9217	0,0792563
6	4,8429	0,06481759
4	4,5552	0,060967
2	4,4113	0,05904104
0	4,2915	0,05743763
-2	4,1956	0,0561541
-4	4,1716	0,05583288

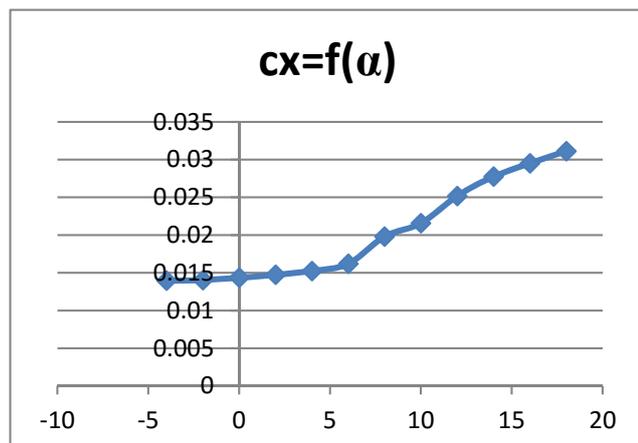


Figure (4.7).La variation de C_x en fonction d'incidence (α).

CHAPITRE 4 : Mesure et résultats

Tableau (4.4). Mesure de force de portance.

incidence	AFT	FORE	PORTANCE	cz
18	-4,5814	-5,4209	0,8395	0,00299212
16	-4,2696	-5,8007	1,5311	0,00545711
14	-3,9338	-6,3084	2,3746	0,00846349
12	-3,7419	-7,2679	3,526	0,01256728
10	-3,8138	-9,0908	5,277	0,01880814
6	-4,0057	-9,8104	5,8047	0,02068896
4	-3,8618	-8,6351	4,7733	0,01701287
2	-3,7179	-7,4597	3,7418	0,01333642
0	-3,2861	-5,588	2,3019	0,00820437
-2	-2,9023	-3,6699	0,7676	0,00273586
-4	-2,4705	-1,775	-0,6955	-0,00247888

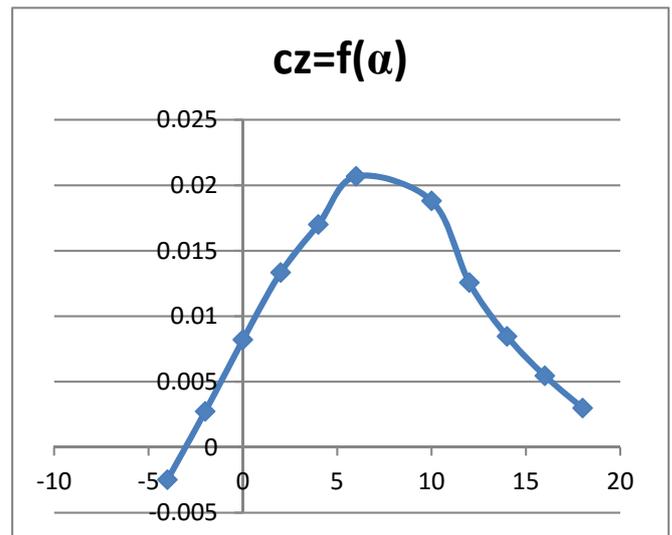
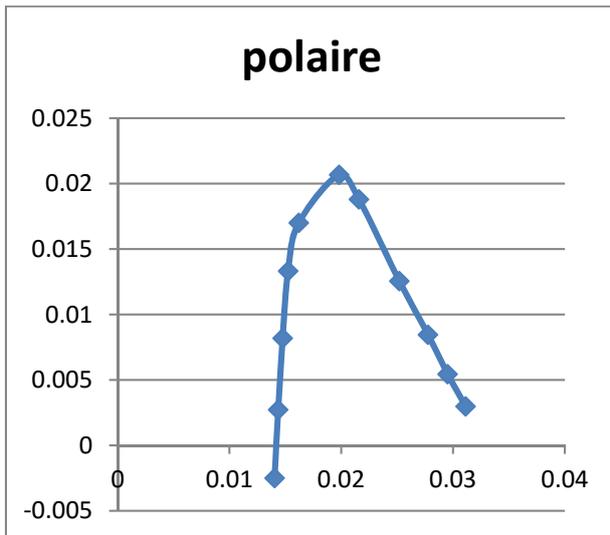


Figure (4.9). Cz en fonction Cx.

Figure (4.10). Cz en fonction α .

En comparant les résultats obtenus à 31 m/s avec celle de 20 m/s on remarque que les courbes obtenues à 20 m/s est mieux que celle de 31 m/s à causes des vibrations qui au perturbe les capteurs et les résultats.

4.1.7. Etudes numériques

XFOIL est un logiciel interactif gratuit et très populaire de conception aérodynamique de profil d'aile développé par le Professeur M.Drela du Massachusetts Institute of Technology.

Ce programme permet de prédire de façon très réaliste et très rapide la distribution de pression et de forces visqueuses autour d'un profil d'aile en 2-D, en incorporant une modélisation de la couche limite qui permet de prédire sa transition et son décrochage. XFOIL vous donne les coefficients de portance et de traînée, la distribution du coefficient de pression sur l'intrados et l'extrados ainsi que d'autres paramètres intéressants tels que la forme de la couche limite et son point sur chaque de transition surface.

➤ Création du modèle

On crée la forme du fuselage en suivant les étapes suivantes:

- Sélectionner Fichier>>Conception d'aile et d'avion
- Sélectionner: Aile-Avion>>Définir un nouvel avion (ou directement **Ctrl+F3**)
- Dans la fenêtre 'Editeur de fuselage', il faut entrer les différentes données:

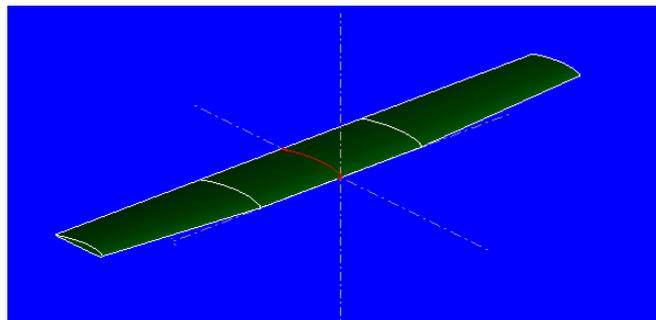
Emplacement des cadres (la distance entre les stations selon l'axe x).

Définition du cadre sélectionné (coordonnées (y, z) de chaque point de station).

➤ Création d'aile

Avant de commencer il faut d'abord charger le profil utilisé. XFLR5 ne reconnaît que le format traditionnel pour les profils, c'est-à-dire des fichiers qui comportent le nom du fichier sur la première ligne, suivi par les coordonnées (X,Y) en partant du bord de fuite, en passant par le bord d'attaque et en retournant au bord de fuite dans les deux sens :

```
Nom_Profil  
X(1) Y(1)  
X(2) Y(2)  
:  
:  
X(N) Y(N)
```



Figure(4-11): création d'aile.

➤ **Création de stabilisateur horizontal:**

Comme l'aile le stabilisateur se crée de la même manière
Entrer les différents données:

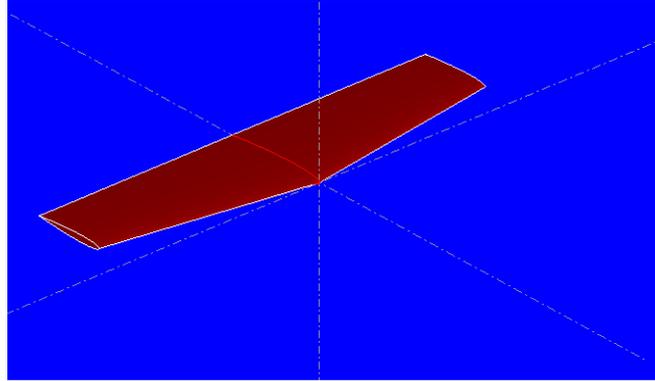
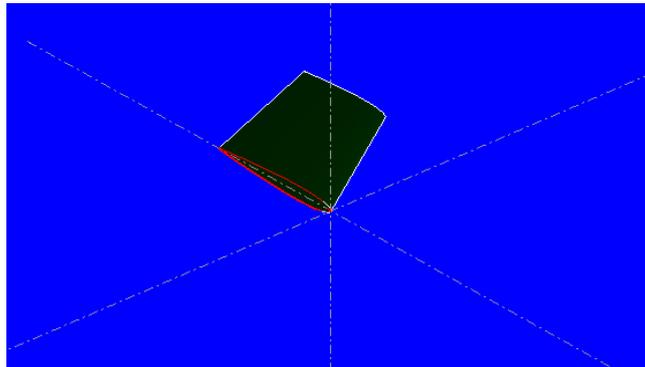


Figure (4-12):Création de stabilisateur horizontal.

➤ **Création de la dérive :**

Entrer les différents données:



Figure(4-13) Création de la dérive

CHAPITRE 4 : Mesure et résultats

Pour finaliser le model il faut d'abord entre les distances entre les différents éléments
Le model complet est illustré dans (la figure 4-14):

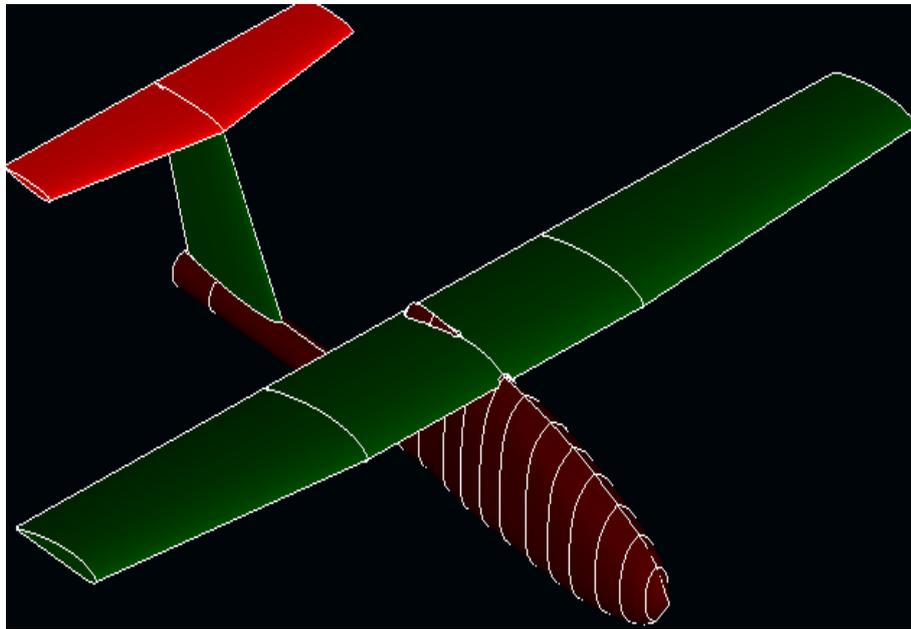


Figure (4.14).Le model complet par XFLR5.

➤ La simulation

Après avoir saisi les différentes données nécessaires dans le logiciel, l'analyse par ce dernier nous permet d'obtenir les coefficients de portance et de traînée C_L et C_D respectivement. Les résultats ainsi obtenus sont représentés sur les figures (Les N° des 2 figures)

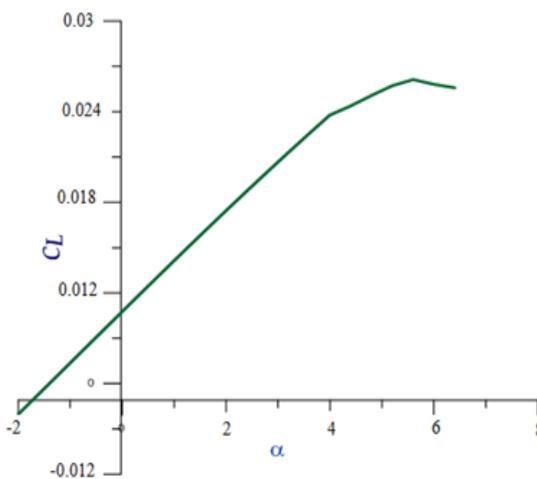


Figure (4.15). C_z en fonction (α).

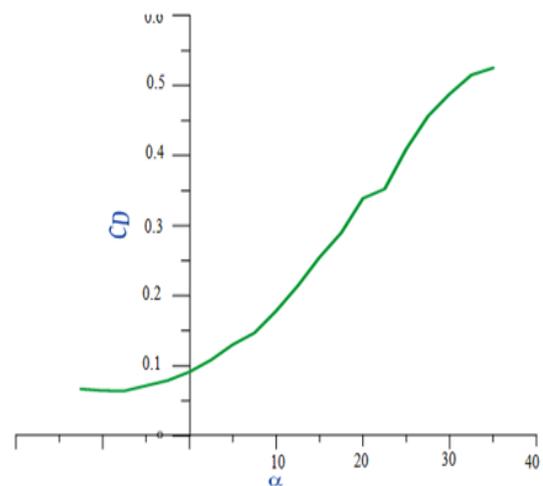


Figure (4.16). C_x en fonction (α).

CHAPITRE 4 : Mesure et résultats

D'après les résultats obtenus on remarque que la marge de l'erreur est minimale.

Ce qui nous encourage à compter et faire confiance pour les résultats de l'approche numérique xflr5.

4.1.8. Générateur De Fume

Afin de visualiser la qualité de l'écoulement, nous avons utilisé une méthode qui consiste à injecter de la fume. Cette technique nous a permis d'identifier le type d'écoulement du fluide : écoulement laminaire, stationnaire ou instationnaire, turbulent. Nous avons pu observer et caractériser les tourbillons marginaux, tourbillons libres.

Ces injecteurs sont percés de petits trous, équidistants.



Figure (4.17).Installation de générateur de fume.



Figure (4.18).Installation de la maquette.

CHAPITRE 4 : Mesure et résultats

- **Résultat :**

- Une fumée non-toxique produite dans un générateur, passera dans une rampe d'injection de tubes produisant des filaments de fumée qui s'écouleront dans la veine.
- Les lignes de courants autour d'obstacles (maquette) pourront être visualisées.
- Et on utilisant l'appareil **GOPRO** on a filmé l'essai effectuée pour un angle d'incidence 0° .



Figure (4.19).Installation de l'appareil(GOPRO)

4.2. Calcul théorique du moment d'inertie

4.2.1. Définition

Le moment d'inertie est une notion importante lorsque l'on traite la dynamique du solide et plus particulièrement les mouvements de rotation de ce solide par rapport à un axe donné. Par exemple, l'énergie cinétique de rotation d'un corps ne dépend pas uniquement de la masse M , mais également de sa répartition spatiale autour de l'axe de rotation. Pour tenir compte de cet aspect géométrique, on introduit la notion de moment d'inertie. Il s'exprime en mètre carré kilo (m^2kg).

Calcul expérimentale de moment d'inertie

La détermination du moment d'inertie d'un solide autour d'un axe n'est pas toujours possible par une méthode géométrique théorique (forme complexe, solide non homogène,...)

Les méthodes conventionnelles pour la détermination de ces moments d'inertie est une estimation approximative, en utilisant un logiciel de CAO.

Mais on cherche toujours avoir une grande précision et particulièrement en aéronautique, alors on va vous présenter cette étude qui vise à déterminer le moment d'inertie expérimentale (par la technique du pendule).

- **Le moment d'inertie d'une barre rectangulaire**

Les dimension de la barre sont : $a=b=40mm$, $C=1000mm$

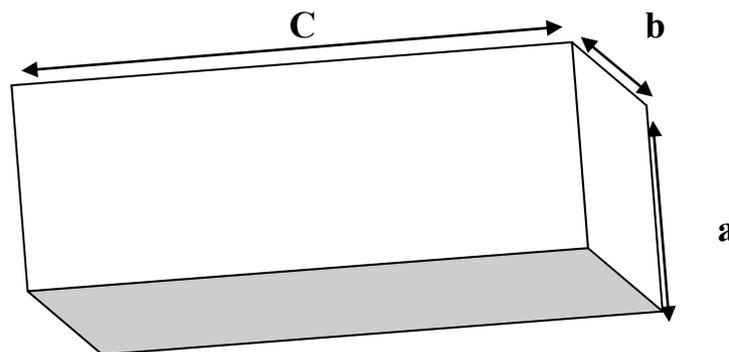


Figure (4.20).Une barre rectangulaire.

CHAPITRE 4 : Mesure et résultats

La matrice d'inertie en centre O, para port a un repère orthonormé(O,xyz)d'un parallélépipède (s)de cote a,b,c (Figure).les axe Ox,Oy et Oz passant par le centre O et sont parallèles aux cotes du parallélépipède¹.

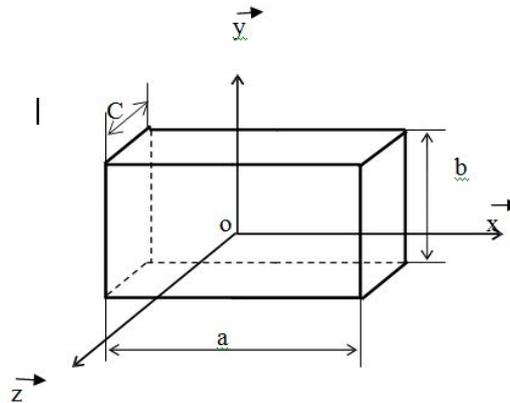


Figure (4.21).Le repère d'un parallélépipède.

La forme de la matrice en centre O de parallélépipède

$$I_O = \begin{pmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{pmatrix}$$

Puisque l'axe Oz est un axe de **symétrie**, les produits d'inerties sont nuls ($I_{xy}=I_{xz}=I_{yz}=0$).Le reste des éléments de la matrice s'écrit alors :

$$I_{xx} = \int (y^2 + z^2) dm, \quad I_{yy} = \int (x^2 + z^2) dm, \quad I_{zz} = \int (x^2 + y^2) dm \quad \dots\dots\dots (4.7)$$

La masse m du parallélépipède est :

$$m = \rho V = \rho abc \quad \dots\dots\dots (4.8)$$

Et l'élément de la masse :

$$dm = \rho dx dy dz \quad \dots\dots\dots (4.9)$$

Et :

$$-a/2 \leq x \leq a/2, \quad -b/2 \leq y \leq b/2, \quad -c/2 \leq z \leq c/2 \quad \dots\dots\dots (4.10)$$

On remarque que les termes

$\iint x^2 dm, \iint y^2 dm, \iint z^2 dm$ tendent vers le calcul d'un seul type d'intégrale $\iint x^2 dm$

¹ Combarous M., Desjardins D., Bacon C., "Mécaniques des solides – Cours et Exercices corrigés", 2^{ème} édition, Dunod.

CHAPITRE 4 : Mesure et résultats

$$I^* = \iiint x^2 \, dm = \rho \iiint x^2 \, dx dy dz = \rho \int_{-a/2}^{a/2} x^2 \, dx \int_{-b/2}^{b/2} dy \int_{-c/2}^{c/2} dz = \rho \frac{a^3 bc}{12} = \frac{ma^2}{12} \dots\dots\dots (4.11)$$

De la même manière:

$$\iint y^2 \, dm = \frac{mb^2}{12} \dots\dots\dots(4.12)$$

Et

$$\iint z^2 \, dm = \frac{mc^2}{12} \dots\dots\dots(4.13)$$

$$I_{xx} = \int (y^2 + z^2) \, dm = \iint y^2 \, dm + \iint z^2 \, dm = \frac{m}{12} (b^2 + c^2) \dots\dots\dots(4.14)$$

$$I_{yy} = \int (x^2 + z^2) \, dm = \iint x^2 \, dm + \iint z^2 \, dm = \frac{m}{12} (a^2 + c^2) \dots\dots\dots(4.15)$$

$$I_{zz} = \int (x^2 + y^2) \, dm = \iint x^2 \, dm + \iint y^2 \, dm = \frac{m}{12} (a^2 + b^2) \dots\dots\dots(4.16)$$

Donc la matrice d'inertie du parallélépipède au centre O, s'écrit :

$$I_o = \frac{M}{12} \begin{pmatrix} (b^2 + c^2) & 0 & 0 \\ 0 & (a^2 + c^2) & 0 \\ 0 & 0 & (a^2 + b^2) \end{pmatrix} \dots\dots\dots (4.17)$$

Application numérique :

Avec M=590g

$$I_o = \begin{pmatrix} 0.049245 & 0 & 0 \\ 0 & 0.049245 & 0 \\ 0 & 0 & 0.000157 \end{pmatrix} / \text{kg} \cdot \text{m}^2 \dots\dots\dots (4.18)$$

On comparant avec les résultats obtenus par **SOLID WORKS**

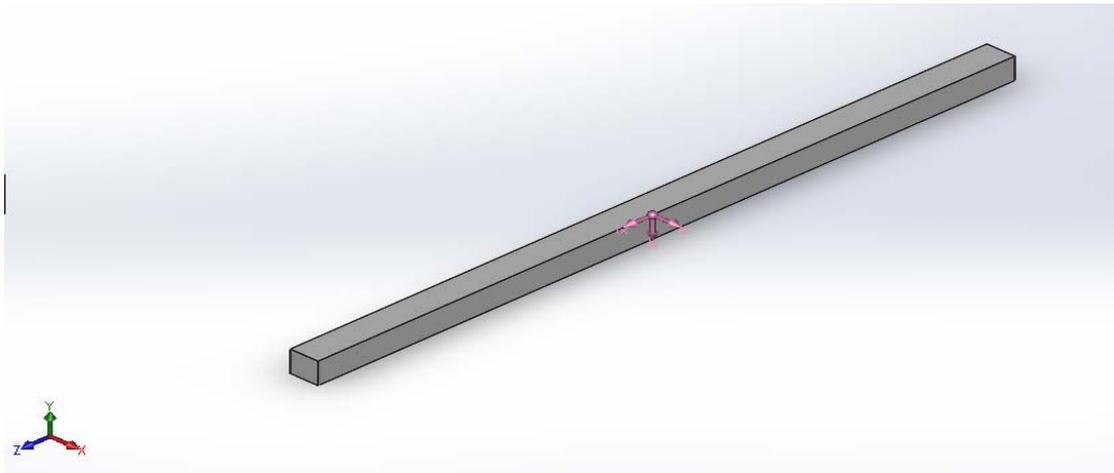


Figure (4.22).La barre sur SOLID WORKS.

Propriétés de masse de fina		
Configuration: Défaut		
Système de coordonnées: -- par défaut --		
Densité = 0.00 grammes par millimètre cube		
Masse = 590.00 grammes		
Volume = 1600000.00 millimètres cubes		
Superficie = 163200.00 millimètres carrés		
Centre de gravité: (millimètres)		
X = 0.00		
Y = 0.00		
Z = 0.00		
Principaux axes et moments d'inertie: (grammes * millimètres carrés)		
Pris au centre de gravité.		
Ix = (0.00, 0.00, 1.00)	Px = 157333.33	
Iy = (0.00, -1.00, 0.00)	Py = 49245333.33	
Iz = (1.00, 0.00, 0.00)	Pz = 49245333.33	
Moments d'inertie: (grammes * millimètres carrés)		
Pris au centre de gravité et aligné avec le système de coordonnées de sortie.		
Lxx = 49245333.33	Lxy = 0.00	Lxz = 0.00
Lyx = 0.00	Lyy = 49245333.33	Lyz = 0.00
Lzx = 0.00	Lzy = 0.00	Lzz = 157333.33
Moments d'inertie: (grammes * millimètres carrés)		
Pris au système de coordonnées de sortie.		
Ixx = 49245333.33	Ixy = 0.00	Ixz = 0.00
Iyx = 0.00	Iyy = 49245333.33	Iyz = 0.00
Izx = 0.00	Izy = 0.00	Izz = 157333.33

Figure (4.23).Les propriétés de masse de La barre.

4.2.3. Teste de validation d'expérience

4.2.3.1. Description de l'expérience

Le montage est constitué d'une barre en bois suspendue par deux fils de masses négligeables (fil de pêche) où b est la distance de centre de gravité de la barre de deux fils, cet ensemble forme une pendule



Figure (4.24). installation du dispositif expérimentale (pendule).

4.2.3.2. Formule Mathématique

L'expérience est basée sur l'oscillation du pendule dans le vide, on écrit alors la relation Fondamentale de la dynamique pour le pendule en rotation autour de l'axe d'oscillation comme suit :

$$\ddot{\theta} + \frac{MgL}{I} \theta = 0 \quad \dots\dots\dots (4.19)$$

Le mouvement est sinusoïdal de période :

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{I}{MgL}} \quad \dots\dots\dots (4.20)$$

CHAPITRE 4 : Mesure et résultats

$$I = \frac{T^2 MgL}{4\pi^2} \dots\dots\dots (4.21)$$

Pour obtenir le moment d'inertie de la barre autour de z nous conservons le même choix de repère utilisé précédemment dans le calcul théorique CHAP II **Figure (2.14)**.

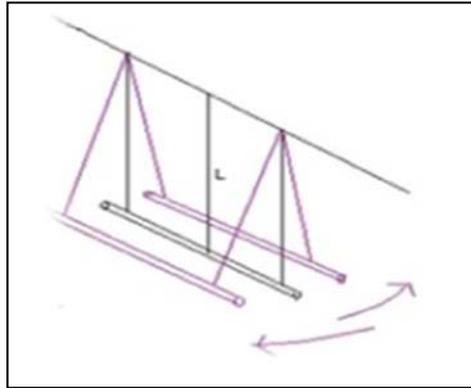


Figure (4.25).pendule composé (moment d'inertie autour de z).

En utilisant la relation entre les moments d'inertie par rapport à deux axes parallèles distants de **L** et dont l'un passe par le centre de masse : le théorème de Huygens.

La formule du moment d'inertie obtenu est :

$$I_z = \frac{T^2 MgL}{4\pi^2} - ML^2 \dots\dots\dots (4.22)$$

Avec

I : Moment d'inertie du pendule autour de l'axe d'oscillation.

M : Masse suspendue = 590g.

g: Accélération de la pesanteur = 9,81m/s².

L : la distance du centre de gravité de pendule de l'axe d'oscillation = 1,8m.

T : **Période** d'oscillation du pendule mesurée.

Alors ceci est le moment d'inertie autour de l'axe z du corps. Afin de déterminer sur l'axe du corps de x, la barre est tournée de 90 degrés.

Et pour trouver le moment d'inertie autour de l'axe y, la pendule oscille comme le montre la figure suivante :

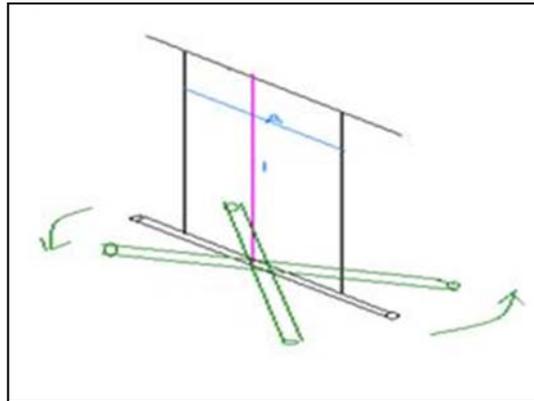


Figure (4.26).pendule de torsion (moment d'inertie autour de y)

Ici, l'axe d'oscillation passe à travers le centre de gravité de pendule et donc ce qui précède est le moment d'inertie autour d'un axe passant par le centre de gravité formule du moment d'inertie obtenu est

$$I_y = \frac{MgT^2b^2}{4\pi^2L} \dots\dots\dots (4.23)$$

4.2.3.3. Mesure expérimentale

En utilisant les relations (4.10, 4.11) on peut alors passer aux mesures expérimentales :

- Donner une faible déviation (10° à 15°) au système et laisser osciller librement.
- Mesurer le temps correspondant à 10 oscillations.



Figure (4.27).Oscillation du barre.



Figure (4.28).chronomètre de mesure.

CHAPITRE 4 : Mesure et résultats

➤ Résultat et discussion

Pendule compose (moment d'inertie I_z)

Tableau (4.5).Mesure prise en oscillant la barre comme pendule composé.

Les essais	Temps (t) pour 10 oscillations	Période(T)
1	26.4	2.6
2	27.24	2.724
3	27.1	2.71
4	27.3	2.73
5	26.8	2.68
La moyenne	26.968	2.6968

En appliquant la formule (4.10) du moment d'inertie autour de z : I_z

Tableau (4.6). Comparaison des résultats théoriques avec l'expérimentale.

I_z Expérimentale :(kg mètre carrés)	I_z Théorique :(kg mètre carrés)	erreurs :(%)
0.000157	0.0001573	0.21

Pendule de torsion (moment d'inertie I_y):

Les essais	Temps (t) pour 10 oscillations	Période(T)
1	21.6	2.16
2	21.8	2.18
3	21.76	2.176
4	22.6	2.26
5	22.9	2.29
La moyenne	22.13	2.213

Tableau (4.7).Mesure prise en oscillant la barre comme pendule de torsion.

CHAPITRE 4 : Mesure et résultats

En appliquant la formule (4.11) du moment d'inertie autour de y : I_y

Tableau (4.8). Comparaison des résultats théoriques avec l'expérimentale.

I _y expérimentale :(kg mètre carrés)	I _y Théorique :(kg mètre carrés)	erreurs :(%)
0.049008	0.0492453	0.48

Et à cause de la symétrie de la section le $I_y = I_x$

A la fin : Les résultats obtenus assurent la validité d'utilisation de cette expérience pour la mesure expérimentale des moments d'inerties des objets de forme quelconques (complexes).

4.3. Calcul expérimentale du moment d'inertie d'UAV :

En utilisant la technique du pendule on détermine le moment d'inertie d'UAV .ou on place notre UAV sur un chariot pour assurer le mouvement oscillatoire.

1/ pour trouver le moment d'inertie de cette assemblée (UAV et le chariot) autour de l'axe d'oscillation, on a noté la période de temps.

2/on a déterminé le moment d'inertie seul de chariot en la balançant séparément et alors ceci est soustrait du moment d'inertie du l'assemblée (UAV et de chariot).

3/ le résultat obtenu est le moment d'inertie seul d'UAV autour de l'axe de l'oscillation.

4.3.1. Moment d'inertie autour de l'axe y

Le moment d'inertie est donne par la relation suivante :

$$I_{yy} = \frac{T^2 MgL}{4\pi^2} - I_{chy} - ML^2 \dots\dots\dots (4.24)$$

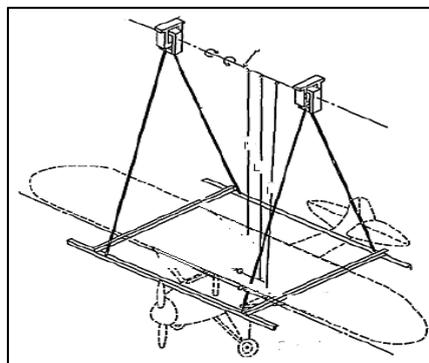


Figure (4.29).Détermination du moment d'inertie autour de l'axe y.

4.3.2. Moment d'inertie autour de l'axe x

Le moment d'inertie autour de l'axe x est obtenu de la même manière que y seulement dans cette configuration l'axe des abscisses de l'UAV est placé parallèle à l'axe d'oscillation. Donc l'aéronef est tourné par 90 degrés sur le chariot.

4.3.3. Moment d'inertie autour de l'axe z

Ici, il doit être contrôlé que le centre de gravité d'aéronefs et le centre de la gravité de chariot se trouvent sur la même ligne verticale. Comme le montre la Figure ci-dessous.

$$I_{zz} = \frac{MgT^2b^2}{4\pi^2L} - I_{ch} \dots\dots\dots (4.25)$$

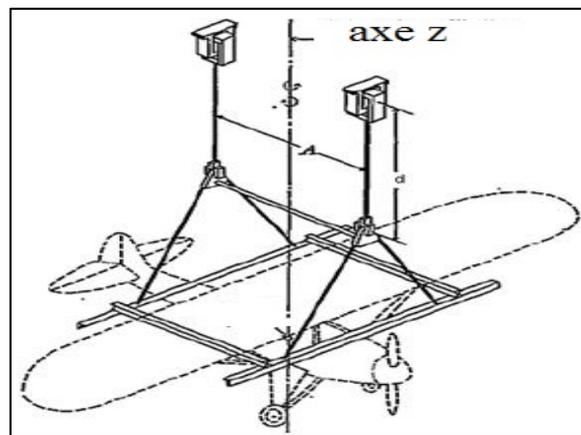


Figure (4.30).Détermination du moment d'inertie autour de l'axe z (I_{zz}).

4.3.4. Détermination des axes principaux

On l'a noté que dans la pratique les axes principaux et les axes d'un aéronef coïncident et par conséquent la détermination du moment d'inertie du drone devrait servir d'approximation aux principaux moments d'inertie. Cependant, dans certains cas il faut savoir les valeurs réelles des principaux moments de l'inertie. Puisque XZ est un plan de symétrie de drone, par conséquent l'axe des ordonnées y forme un axe principal.

Y est axes principale d'inertie par définition le moment d'inertie par rapport à cet axe est nul

$$I_{xy} = I_{yx} = I_{yz} = I_{zy} = 0 \dots\dots\dots (4.26)$$

Les deux autres moments d'inertie I_{xz} et I_{zx} devrait être déterminé.

4.3.5. Détermination des moments d'inertie I_{xz} et I_{zx}

Le produit d'inertie est trouvé de la même façon aux moments d'inertie autour d'axe des abscisses. Mais la longueur des fils avant ou arrière est changée pour effectuer un axe incliné dans le XZ-drone parallèle à l'axe d'oscillation. La configuration parfaite est d'incliner l'axe de XZ 45 degrés de l'axe des abscisses.

$$I_{xz} = \frac{T^2 MgL}{4\pi^2} - I_{ch} - ML^2 \dots\dots\dots (4.23)$$

Conclusion

Cette étude nous à permis de découvrir l'univers de la soufflerie. Particulièrement, l'utilisation de la technique du pendule pour la mesure des moments d'inerties.

A la fin nous avons ainsi pu évaluer et comprendre les objectifs des souffleries, qui reste un moyen nécessaire de la conception des aéronefs.

CONCLUSION GENERALE

Notre projet de fin d'étude nous a permis d'approfondir notre connaissance théorique et l'exploite en pratique. Ou les travaux que nous avons menés ont eu pour but de développer la modélisation et l'identification du vole du drone en atmosphère. Pour cela, nous avons utilisé la soufflerie **USTO** pour avoir une meilleure représentation de la propagation des effets aérodynamiques sur l'appareil on a constaté une très bonne satisfaction entre les résultats obtenue dans l'étude expérimentale et numérique.

Cette étude révèle et met en évidence beaucoup d'aspects très importants pour la simulation numérique et l'étude des performances aérodynamiques d'un drone, ces derniers peuvent être résumés dans ce qui suit :

- La simulation d'un tel objet nécessite, dans un premier temps, d'avoir recours aux logiciels de conception puissants tel que SolidWorks.
- Après avoir réalisé la géométrie sous un logiciel de conception, et pour étudier de façon détaillée les performances aérodynamique du modèle, il est nécessaire de passer à une simulation numérique par un logiciel, dans notre cas, il s'agit de XFLR5.
- La validation des résultats obtenus par la simulation est une étape primordiale, elle est accomplie par une expérience dans la soufflerie.

A la fin nous espérons qu'on a apporté toutes les réponses nécessaires entourant ce sujet qui permettront à nos collègues de poursuivre ce travail pour des améliorations qui feront l'objet d'un autre sujet.

ANNEXE A

ANNEXE A : Programme

1-Vue de dessus

```
File Machine Simulation View Parameters Help
; SW 1s4 vue de dessus
G90
G01 X191.05 F22
G01 Z31.79
G01 X190.69
G01 X190.33 Z31.78
G01 X189.97
G01 X189.60
G01 X189.24 Z31.77
G01 X188.88 Z31.76
G01 X188.51 Z31.75
G01 X188.15 Z31.74
G01 X187.79 Z31.73
G01 X187.43 Z31.71
G01 X187.06 Z31.70
G01 X186.70 Z31.68
G01 X186.34 Z31.66
G01 X185.98 Z31.64
G01 X185.62 Z31.62
G01 X185.25 Z31.60
G01 X184.89 Z31.58
G01 X184.53 Z31.55
G01 X184.17 Z31.52
G01 X183.81 Z31.49
G01 X183.44 Z31.46
G01 X183.08 Z31.43
G01 X182.72 Z31.40
G01 X182.36 Z31.37
G01 X182.00 Z31.33
G01 X181.64 Z31.30
G01 X181.28 Z31.26
G01 X180.91 Z31.22
G01 X180.55 Z31.18
G01 X180.19 Z31.14
G01 X179.83 Z31.10
G01 X179.47 Z31.06
G01 X179.11 Z31.01
G01 X178.75 Z30.97
G01 X178.39 Z30.92
G01 X178.03 Z30.88
G01 X177.67 Z30.83
G01 X177.31 Z30.78
G01 X176.95 Z30.73
G01 X176.59 Z30.68
G01 X176.23 Z30.62
G01 X175.87 Z30.57
G01 X175.51 Z30.52
G01 X175.16 Z30.46
G01 X174.80 Z30.41
G01 X174.44 Z30.35
G01 X174.08 Z30.29
G01 X173.72 Z30.23
G01 X173.36 Z30.17
G01 X173.01 Z30.11
G01 X172.65 Z30.05
G01 X172.29 Z29.99
G01 X171.93 Z29.93
G01 X171.58 Z29.87
G01 X171.22 Z29.80
G01 X170.86 Z29.74
G01 X170.50 Z29.68
G01 X170.15 Z29.61
G01 X169.79 Z29.55
G01 X169.43 Z29.48
G01 X169.08 Z29.41
G01 X168.72 Z29.35
G01 X168.36 Z29.28
G01 X168.01 Z29.22
G01 X167.65 Z29.15
G01 X167.29 Z29.08
G01 X166.94 Z29.01
G01 X166.58 Z28.95
G01 X166.23 Z28.88
G01 X165.87 Z28.81
G01 X165.51 Z28.74
G01 X165.16 Z28.67
G01 X164.80 Z28.61
G01 X164.44 Z28.54
G01 X164.09 Z28.47
G01 X163.73 Z28.40
```

ANNEXE A

G01	X163.38	Z28.34
G01	X163.02	Z28.27
G01	X162.66	Z28.20
G01	X162.31	Z28.13
G01	X161.95	Z28.07
G01	X161.59	Z28.00
G01	X161.24	Z27.94
G01	X160.88	Z27.87
G01	X160.53	Z27.80
G01	X160.17	Z27.74
G01	X159.81	Z27.68
G01	X159.46	Z27.61
G01	X159.10	Z27.55
G01	X158.74	Z27.49
G01	X158.38	Z27.42
G01	X158.03	Z27.36
G01	X157.67	Z27.30
G01	X157.31	Z27.24
G01	X156.96	Z27.18
G01	X156.60	Z27.12
G01	X156.24	Z27.06
G01	X155.88	Z27.01
G01	X155.53	Z26.95
G01	X155.17	Z26.89
G01	X154.81	Z26.84
G01	X154.45	Z26.79
G01	X154.09	Z26.73
G01	X153.73	Z26.68
G01	X153.38	Z26.63
G01	X153.02	Z26.58
G01	X152.66	Z26.53
G01	X152.30	Z26.48
G01	X151.94	Z26.43
G01	X151.58	Z26.39
G01	X151.22	Z26.34
G01	X150.86	Z26.30
G01	X150.50	Z26.25
G01	X150.14	Z26.21
G01	X149.78	Z26.16
G01	X149.42	Z26.12

G01	X149.06	Z26.08
G01	X148.70	Z26.04
G01	X148.34	Z26.00
G01	X147.98	Z25.96
G01	X147.62	Z25.92
G01	X147.26	Z25.89
G01	X146.90	Z25.85
G01	X146.53	Z25.81
G01	X146.17	Z25.78
G01	X145.81	Z25.74
G01	X145.45	Z25.71
G01	X145.09	Z25.68
G01	X144.73	Z25.64
G01	X144.37	Z25.61
G01	X144.00	Z25.58
G01	X143.64	Z25.55
G01	X143.28	Z25.52
G01	X142.92	Z25.49
G01	X142.56	Z25.46
G01	X142.20	Z25.44
G01	X141.83	Z25.41
G01	X141.47	Z25.38
G01	X141.11	Z25.36
G01	X140.75	Z25.33
G01	X140.38	Z25.31
G01	X140.02	Z25.28
G01	X139.66	Z25.26
G01	X139.30	Z25.24
G01	X138.94	Z25.22
G01	X138.57	Z25.20
G01	X138.21	Z25.17
G01	X137.85	Z25.15
G01	X137.49	Z25.13
G01	X137.12	Z25.12
G01	X136.76	Z25.10
G01	X136.40	Z25.08
G01	X136.03	Z25.06
G01	X135.67	Z25.05
G01	X135.31	Z25.03
G01	X134.94	Z25.01

ANNEXE A

G01 X134.58 Z25.00	
G01 X134.22 Z24.98	
G01 X133.86 Z24.97	G01 X146.53 Z10.97
G01 X133.49 Z24.96	G01 X146.90 Z10.94
G01 X133.49 Z11.83	G01 X147.26 Z10.90
G01 X133.86 Z11.82	G01 X147.62 Z10.86
G01 X134.22 Z11.80	G01 X147.98 Z10.82
G01 X134.58 Z11.79	G01 X148.34 Z10.79
G01 X134.94 Z11.77	G01 X148.70 Z10.75
G01 X135.31 Z11.76	G01 X149.06 Z10.70
G01 X135.67 Z11.74	G01 X149.42 Z10.66
G01 X136.03 Z11.72	G01 X149.78 Z10.62
G01 X136.40 Z11.71	G01 X150.14 Z10.58
G01 X136.76 Z11.69	G01 X150.50 Z10.53
G01 X137.12 Z11.67	G01 X150.86 Z10.49
G01 X137.49 Z11.65	G01 X151.22 Z10.44
G01 X137.85 Z11.63	G01 X151.58 Z10.40
G01 X138.21 Z11.61	G01 X151.94 Z10.35
G01 X138.57 Z11.59	G01 X152.30 Z10.30
G01 X138.94 Z11.57	G01 X152.66 Z10.26
G01 X139.30 Z11.55	G01 X153.02 Z10.21
G01 X139.66 Z11.53	G01 X153.38 Z10.16
G01 X140.02 Z11.50	G01 X153.73 Z10.10
G01 X140.38 Z11.48	G01 X154.09 Z10.05
G01 X140.75 Z11.45	G01 X154.45 Z10.00
G01 X141.11 Z11.43	G01 X154.81 Z9.95
G01 X141.47 Z11.40	G01 X155.17 Z9.89
G01 X141.83 Z11.38	G01 X155.53 Z9.84
G01 X142.20 Z11.35	G01 X155.88 Z9.78
G01 X142.56 Z11.32	G01 X156.24 Z9.72
G01 X142.92 Z11.29	G01 X156.60 Z9.66
G01 X143.28 Z11.27	G01 X156.96 Z9.61
G01 X143.64 Z11.24	G01 X157.31 Z9.55
G01 X144.00 Z11.21	G01 X157.67 Z9.49
G01 X144.37 Z11.17	G01 X158.03 Z9.43
G01 X144.73 Z11.14	G01 X158.38 Z9.36
G01 X145.09 Z11.11	G01 X158.74 Z9.30
G01 X145.45 Z11.08	G01 X159.10 Z9.24
G01 X145.81 Z11.04	G01 X159.46 Z9.18
G01 X146.17 Z11.01	G01 X159.81 Z9.11
	G01 X160.17 Z9.05
	G01 X160.53 Z8.98

ANNEXE A

G01	X160.88	Z8.92
G01	X161.24	Z8.85
G01	X161.59	Z8.79
G01	X161.95	Z8.72
G01	X162.31	Z8.65
G01	X162.66	Z8.59
G01	X163.02	Z8.52
G01	X163.38	Z8.45
G01	X163.73	Z8.38
G01	X164.09	Z8.32
G01	X164.44	Z8.25
G01	X164.80	Z8.18
G01	X165.16	Z8.11
G01	X165.51	Z8.04
G01	X165.87	Z7.98
G01	X166.23	Z7.91
G01	X166.58	Z7.84
G01	X166.94	Z7.77
G01	X167.29	Z7.71
G01	X167.65	Z7.64
G01	X168.01	Z7.57
G01	X168.36	Z7.50
G01	X168.72	Z7.44
G01	X169.08	Z7.37
G01	X169.43	Z7.31
G01	X169.79	Z7.24
G01	X170.15	Z7.18
G01	X170.50	Z7.11
G01	X170.86	Z7.05
G01	X171.22	Z6.98
G01	X171.58	Z6.92
G01	X171.93	Z6.86
G01	X172.29	Z6.79
G01	X172.65	Z6.73
G01	X173.01	Z6.67
G01	X173.36	Z6.61
G01	X173.72	Z6.55
G01	X174.08	Z6.50
G01	X174.44	Z6.44
G01	X174.80	Z6.38

G01	X175.16	Z6.32
G01	X175.51	Z6.27
G01	X175.87	Z6.22
G01	X176.23	Z6.16
G01	X176.59	Z6.11
G01	X176.95	Z6.06
G01	X177.31	Z6.01
G01	X177.67	Z5.96
G01	X178.03	Z5.91
G01	X178.39	Z5.86
G01	X178.75	Z5.82
G01	X179.11	Z5.77
G01	X179.47	Z5.73
G01	X179.83	Z5.69
G01	X180.19	Z5.64
G01	X180.55	Z5.60
G01	X180.91	Z5.56
G01	X181.28	Z5.53
G01	X181.64	Z5.49
G01	X182.00	Z5.45
G01	X182.36	Z5.42
G01	X182.72	Z5.38
G01	X183.08	Z5.35
G01	X183.44	Z5.32
G01	X183.81	Z5.29
G01	X184.17	Z5.26
G01	X184.53	Z5.24
G01	X184.89	Z5.21
G01	X185.25	Z5.19
G01	X185.62	Z5.16
G01	X185.98	Z5.14
G01	X186.34	Z5.12
G01	X186.70	Z5.10
G01	X187.06	Z5.09
G01	X187.43	Z5.07
G01	X187.79	Z5.06
G01	X188.15	Z5.05
G01	X188.51	Z5.03
G01	X188.88	Z5.02
G01	X189.24	

ANNEXE A

G01 X189.24			
G01 X189.60	Z5.01		
G01 X189.97	Z5.00		
G01 X190.33			
G01 X190.69			
G01 X191.05			
G01 X190.70			
G01 X234.79			
G01 X235.09			
G01 X235.40			
G01 X235.69			
G01 X236.00			
G01 X236.29			
G01 X236.59	Z5.01		
G01 X236.89			
G01 X237.19			
G01 X237.49			
G01 X237.79			
G01 X238.08	Z5.02		
G01 X238.38			
G01 X238.68	Z5.03		
G01 X238.97			
G01 X239.27			
G01 X239.57	Z5.04		
G01 X239.86			
G01 X240.16	Z5.05		
G01 X240.46	Z5.06		
G01 X240.75			
G01 X241.04	Z5.07		
G01 X241.34			
G01 X241.63	Z5.08		
G01 X241.93	Z5.09		
G01 X242.22	Z5.10		
G01 X242.52	Z5.11		
G01 X242.81	Z5.12		
G01 X243.10			
G01 X243.40	Z5.13		
G01 X243.69	Z5.14		
G01 X243.99	Z5.15		
G01 X244.28	Z5.16		
		G01 X244.28	Z5.16
		G01 X244.57	Z5.18
		G01 X244.87	Z5.19
		G01 X245.16	Z5.20
		G01 X245.45	Z5.21
		G01 X245.74	Z5.22
		G01 X246.04	Z5.24
		G01 X246.33	Z5.25
		G01 X246.62	Z5.27
		G01 X246.91	Z5.28
		G01 X247.21	Z5.29
		G01 X247.50	Z5.31
		G01 X247.79	Z5.33
		G01 X248.08	Z5.34
		G01 X248.38	Z5.36
		G01 X248.67	Z5.38
		G01 X248.96	Z5.39
		G01 X249.25	Z5.41
		G01 X249.54	Z5.43
		G01 X249.84	Z5.45
		G01 X250.13	Z5.47
		G01 X250.42	Z5.49
		G01 X250.72	Z5.51
		G01 X251.01	Z5.53
		G01 X251.30	Z5.55
		G01 X251.59	Z5.57
		G01 X251.89	Z5.60
		G01 X252.18	Z5.62
		G01 X252.47	Z5.64
		G01 X252.77	Z5.67
		G01 X253.06	Z5.69
		G01 X253.35	Z5.72
		G01 X253.65	Z5.74
		G01 X253.94	Z5.77
		G01 X254.24	Z5.79
		G01 X254.53	Z5.82
		G01 X254.82	Z5.85
		G01 X255.12	Z5.88
		G01 X255.41	Z5.90
		G01 X255.71	Z5.93

ANNEXE A

G01	X256.00	Z5.96
G01	X256.30	Z5.99
G01	X256.60	Z6.03
G01	X256.89	Z6.06
G01	X257.19	Z6.09
G01	X257.49	Z6.12
G01	X257.78	Z6.15
G01	X258.08	Z6.19
G01	X258.38	Z6.22
G01	X258.68	Z6.26
G01	X258.97	Z6.29
G01	X259.27	Z6.33
G01	X259.57	Z6.37
G01	X259.87	Z6.40
G01	X260.17	Z6.44
G01	X260.47	Z6.48
G01	X260.77	Z6.52
G01	X261.07	Z6.56
G01	X261.37	Z6.60
G01	X261.67	Z6.64
G01	X261.97	Z6.68
G01	X262.27	Z6.72
G01	X262.58	Z6.76
G01	X262.88	Z6.81
G01	X263.18	Z6.85
G01	X263.49	Z6.90
G01	X263.79	Z6.94
G01	X264.09	Z6.99
G01	X264.40	Z7.03
G01	X264.70	Z7.08
G01	X265.01	Z7.13
G01	X265.32	Z7.18
G01	X265.62	Z7.23
G01	X265.93	Z7.28
G01	X266.24	Z7.33
G01	X266.55	Z7.38
G01	X266.86	Z7.43
G01	X267.17	Z7.48
G01	X267.48	Z7.54
G01	X267.79	Z7.59

G01	X268.10	Z7.65
G01	X268.41	Z7.70
G01	X268.72	Z7.76
G01	X269.04	Z7.82
G01	X269.35	Z7.87
G01	X269.66	Z7.93
G01	X269.98	Z7.99
G01	X270.29	Z8.05
G01	X270.61	Z8.11
G01	X270.93	Z8.17
G01	X271.24	Z8.23
G01	X271.56	Z8.30
G01	X271.88	Z8.36
G01	X272.20	Z8.42
G01	X272.52	Z8.49
G01	X272.84	Z8.55
G01	X273.16	Z8.62
G01	X273.48	Z8.69
G01	X273.81	Z8.76
G01	X274.13	Z8.83
G01	X274.45	Z8.90
G01	X274.77	Z8.97
G01	X275.10	Z9.04
G01	X275.42	Z9.11
G01	X275.75	Z9.19
G01	X276.07	Z9.26
G01	X276.39	Z9.34
G01	X276.71	Z9.42
G01	X277.03	Z9.50
G01	X277.35	Z9.59
G01	X277.67	Z9.67
G01	X277.99	Z9.76
G01	X278.31	Z9.85
G01	X278.62	Z9.94
G01	X278.94	Z10.04
G01	X279.25	Z10.14
G01	X279.56	Z10.24
G01	X279.87	Z10.34
G01	X280.17	Z10.44
G01	X280.47	Z10.55

ANNEXE A

G01	X280.77	Z10.66
G01	X281.07	Z10.78
G01	X281.37	Z10.90
G01	X281.66	Z11.02
G01	X281.95	Z11.14
G01	X282.24	Z11.27
G01	X282.52	Z11.40
G01	X282.80	Z11.53
G01	X283.08	Z11.67
G01	X283.35	Z11.82
G01	X283.62	Z11.96
G01	X283.88	Z12.11
G01	X284.14	Z12.27
G01	X284.40	Z12.43
G01	X284.65	Z12.59
G01	X284.90	Z12.76
G01	X285.14	Z12.93
G01	X285.38	Z13.11
G01	X285.62	Z13.29
G01	X285.85	Z13.47
G01	X286.07	Z13.67
G01	X286.29	Z13.86
G01	X286.50	Z14.06
G01	X286.70	Z14.27
G01	X286.91	Z14.48
G01	X287.10	Z14.70
G01	X287.29	Z14.92
G01	X287.47	Z15.15
G01	X287.65	Z15.39
G01	X287.82	Z15.63
G01	X287.98	Z15.87
G01	X288.14	Z16.13
G01	X288.29	Z16.38
G01	X288.43	Z16.65
G01	X288.57	Z16.92
G01	X288.70	Z17.20
G01	X288.81	Z17.48
G01	X288.91	Z17.77
G01	X288.97	Z18.06
G01	X289.00	Z18.36

G01	Z18.42	
G01	X288.97	Z18.72
G01	X288.91	Z19.02
G01	X288.81	Z19.31
G01	X288.70	Z19.59
G01	X288.57	Z19.87
G01	X288.43	Z20.14
G01	X288.29	Z20.40
G01	X288.14	Z20.66
G01	X287.98	Z20.91
G01	X287.82	Z21.16
G01	X287.65	Z21.40
G01	X287.47	Z21.63
G01	X287.29	Z21.86
G01	X287.10	Z22.09
G01	X286.91	Z22.30
G01	X286.70	Z22.52
G01	X286.50	Z22.72
G01	X286.29	Z22.92
G01	X286.07	Z23.12
G01	X285.85	Z23.31
G01	X285.62	Z23.50
G01	X285.38	Z23.68
G01	X285.14	Z23.86
G01	X284.90	Z24.03
G01	X284.65	Z24.20
G01	X284.40	Z24.36
G01	X284.14	Z24.52
G01	X283.88	Z24.67
G01	X283.62	Z24.82
G01	X283.35	Z24.97
G01	X283.08	Z25.11
G01	X282.80	Z25.25
G01	X282.52	Z25.39
G01	X282.24	Z25.52
G01	X281.95	Z25.65
G01	X281.66	Z25.77
G01	X281.37	Z25.89
G01	X281.07	Z26.01
G01	X280.77	Z26.12

ANNEXE A

G01 X280.47 Z26.23	G01 X267.79 Z29.19
G01 X280.17 Z26.34	G01 X267.48 Z29.25
G01 X279.87 Z26.45	G01 X267.17 Z29.30
G01 X279.56 Z26.55	G01 X266.86 Z29.35
G01 X279.25 Z26.65	G01 X266.55 Z29.41
G01 X278.94 Z26.75	G01 X266.24 Z29.46
G01 X278.62 Z26.84	G01 X265.93 Z29.51
G01 X278.31 Z26.93	G01 X265.62 Z29.56
G01 X277.99 Z27.02	G01 X265.32 Z29.61
G01 X277.67 Z27.11	G01 X265.01 Z29.66
G01 X277.35 Z27.20	G01 X264.70 Z29.70
G01 X277.03 Z27.28	G01 X264.40 Z29.75
G01 X276.71 Z27.36	G01 X264.09 Z29.80
G01 X276.39 Z27.44	G01 X263.79 Z29.84
G01 X276.07 Z27.52	G01 X263.49 Z29.89
G01 X275.75 Z27.60	G01 X263.18 Z29.93
G01 X275.42 Z27.67	G01 X262.88 Z29.98
G01 X275.10 Z27.75	G01 X262.58 Z30.02
G01 X274.77 Z27.82	G01 X262.27 Z30.06
G01 X274.45 Z27.89	G01 X261.97 Z30.11
G01 X274.13 Z27.96	G01 X261.67 Z30.15
G01 X273.81 Z28.03	G01 X261.37 Z30.19
G01 X273.48 Z28.10	G01 X261.07 Z30.23
G01 X273.16 Z28.17	G01 X260.77 Z30.27
G01 X272.84 Z28.23	G01 X260.47 Z30.31
G01 X272.52 Z28.30	G01 X260.17 Z30.35
G01 X272.20 Z28.36	G01 X259.87 Z30.38
G01 X271.88 Z28.43	G01 X259.57 Z30.42
G01 X271.56 Z28.49	G01 X259.27 Z30.46
G01 X271.24 Z28.55	G01 X258.97 Z30.49
G01 X270.93 Z28.61	G01 X258.68 Z30.53
G01 X270.61 Z28.68	G01 X258.38 Z30.56
G01 X270.29 Z28.74	G01 X258.08 Z30.60
G01 X269.98 Z28.80	G01 X257.78 Z30.63
G01 X269.66 Z28.86	G01 X257.49 Z30.67
G01 X269.35 Z28.91	G01 X257.19 Z30.70
G01 X269.04 Z28.97	G01 X256.89 Z30.73
G01 X268.72 Z29.03	G01 X256.60 Z30.76
G01 X268.41 Z29.08	G01 X256.30 Z30.79
G01 X268.10 Z29.14	G01 X256.00 Z30.82

ANNEXE A

G01 X255.71 Z30.85
G01 X255.41 Z30.88
G01 X255.12 Z30.91
G01 X254.82 Z30.94
G01 X254.53 Z30.97
G01 X254.24 Z30.99
G01 X253.94 Z31.02
G01 X253.65 Z31.05
G01 X253.35 Z31.07
G01 X253.06 Z31.10
G01 X252.77 Z31.12
G01 X252.47 Z31.14
G01 X252.18 Z31.17
G01 X251.89 Z31.19
G01 X251.59 Z31.21
G01 X251.30 Z31.23
G01 X251.01 Z31.26
G01 X250.72 Z31.28
G01 X250.42 Z31.30
G01 X250.13 Z31.32
G01 X249.84 Z31.34
G01 X249.54 Z31.36
G01 X249.25 Z31.37
G01 X248.96 Z31.39
G01 X248.67 Z31.41
G01 X248.38 Z31.43
G01 X248.08 Z31.44
G01 X247.79 Z31.46
G01 X247.50 Z31.48
G01 X247.21 Z31.49
G01 X246.91 Z31.51
G01 X246.62 Z31.52
G01 X246.33 Z31.54
G01 X246.04 Z31.55
G01 X245.74 Z31.56
G01 X245.45 Z31.57
G01 X245.16 Z31.59
G01 X244.87 Z31.60
G01 X244.57 Z31.61
G01 X244.28 Z31.62

G01 X243.99 Z31.63
G01 X243.69 Z31.64
G01 X243.40 Z31.65
G01 X243.10 Z31.66
G01 X242.81 Z31.67
G01 X242.52 Z31.68
G01 X242.22 Z31.69
G01 X241.93 Z31.70
G01 X241.63
G01 X241.34 Z31.71
G01 X241.04 Z31.72
G01 X240.75 Z31.73
G01 X240.46
G01 X240.16 Z31.74
G01 X239.86
G01 X239.57 Z31.75
G01 X239.27
G01 X238.97 Z31.76
G01 X238.68
G01 X238.38 Z31.77
G01 X238.08
G01 X237.79
G01 X237.49
G01 X237.19 Z31.78
G01 X236.89
G01 X236.59
G01 X236.29
G01 X236.00
G01 X235.69 Z31.79
G01 X235.40
G01 X235.09
G01 X234.79
G01 X190.70
G01 Z50

ANNEXE A

2-Vue de face

File	Machine	Simulation	View	Parameters
; SW 1s4 vue de face				
G90				
G01	Z90	F22		G01 X147.14 Z70.69
G01	X133.31			G01 X147.43 Z70.67
G01	X133.69	Z68.42		G01 X147.73 Z70.66
G02	I2.55	K-0.12	X136.16 Z70.85	G01 X148.03 Z70.64
G01	X136.49	Z70.86		G01 X148.33 Z70.62
G01	X136.82			G01 X148.63 Z70.61
G01	X137.15	Z70.87		G01 X148.93 Z70.59
G01	X137.47	Z70.88		G01 X149.22 Z70.57
G01	X137.80			G01 X149.52 Z70.55
G01	X138.12	Z70.89		G01 X149.81 Z70.53
G01	X138.45			G01 X150.11 Z70.51
G01	X138.77	Z70.90		G01 X150.40 Z70.49
G01	X139.09			G01 X150.70 Z70.47
G01	X139.41			G01 X150.99 Z70.45
G01	X139.73			G01 X151.28 Z70.43
G01	X140.05			G01 X151.58 Z70.41
G01	X140.36			G01 X151.87 Z70.39
G01	X140.68			G01 X152.16 Z70.37
G01	X140.99	Z70.89		G01 X152.45 Z70.35
G01	X141.31			G01 X152.74 Z70.32
G01	X141.62	Z70.88		G01 X153.03 Z70.30
G01	X141.93			G01 X153.32 Z70.28
G01	X142.25	Z70.87		G01 X153.61 Z70.26
G01	X142.56			G01 X153.90 Z70.24
G01	X142.87	Z70.86		G01 X154.19 Z70.21
G01	X143.18	Z70.85		G01 X154.48 Z70.19
G01	X143.49	Z70.84		G01 X154.77 Z70.17
G01	X143.79	Z70.83		G01 X155.06 Z70.15
G01	X144.10	Z70.82		G01 X155.35 Z70.12
G01	X144.41	Z70.81		G01 X155.64 Z70.10
G01	X144.71	Z70.80		G01 X155.93 Z70.08
G01	X145.02	Z70.79		G01 X156.21 Z70.05
G01	X145.32	Z70.78		G01 X156.50 Z70.03
G01	X145.63	Z70.76		G01 X156.79 Z70.01
G01	X145.93	Z70.75		G01 X157.08 Z69.98
G01	X146.23	Z70.74		G01 X157.37 Z69.96
G01	X146.53	Z70.72		G01 X157.65 Z69.94
G01	X146.83	Z70.71		G01 X157.94 Z69.91
				G01 X158.23 Z69.89
				G01 X158.52 Z69.86

ANNEXE A

G01 X158.81 Z69.84	G01 X171.09 Z68.65
G01 X159.10 Z69.81	G01 X171.42 Z68.62
G01 X159.39 Z69.79	G01 X171.76 Z68.58
G01 X159.68 Z69.77	G01 X172.10 Z68.54
G01 X159.97 Z69.74	G01 X172.44 Z68.50
G01 X160.27 Z69.71	G01 X172.79 Z68.46
G01 X160.56 Z69.69	G01 X173.13 Z68.43
G01 X160.85 Z69.66	G01 X173.48 Z68.39
G01 X161.14 Z69.64	G01 X173.83 Z68.35
G01 X161.44 Z69.61	G01 X174.18 Z68.31
G01 X161.73 Z69.58	G01 X174.54 Z68.27
G01 X162.03 Z69.56	G01 X174.89 Z68.22
G01 X162.32 Z69.53	G01 X175.25 Z68.18
G01 X162.62 Z69.50	G01 X175.61 Z68.14
G01 X162.92 Z69.48	G01 X175.98 Z68.10
G01 X163.22 Z69.45	G01 X176.34 Z68.05
G01 X163.52 Z69.42	G01 X176.71 Z68.01
G01 X163.82 Z69.39	G01 X177.08 Z67.97
G01 X164.12 Z69.36	G01 X177.46 Z67.92
G01 X164.42 Z69.33	G01 X177.83 Z67.88
G01 X164.73 Z69.31	G01 X178.21 Z67.83
G01 X165.03 Z69.28	G01 X178.59 Z67.78
G01 X165.34 Z69.25	G01 X178.98 Z67.74
G01 X165.64 Z69.22	G01 X179.37 Z67.69
G01 X165.95 Z69.19	G01 X179.76 Z67.64
G01 X166.26 Z69.16	G01 X180.15 Z67.59
G01 X166.57 Z69.12	G01 X180.55 Z67.54
G01 X166.89 Z69.09	G01 X180.95 Z67.49
G01 X167.20 Z69.06	G01 X181.35 Z67.44
G01 X167.51 Z69.03	G01 X181.75 Z67.39
G01 X167.83 Z69.00	G01 X182.16 Z67.34
G01 X168.15 Z68.96	G01 X182.57 Z67.29
G01 X168.47 Z68.93	G01 X182.99 Z67.23
G01 X168.79 Z68.90	G01 X183.40 Z67.18
G01 X169.11 Z68.86	G01 X183.83 Z67.13
G01 X169.44 Z68.83	G01 X184.25 Z67.07
G01 X169.76 Z68.80	G01 X184.68 Z67.01
G01 X170.09 Z68.76	G01 X185.11 Z66.96
G01 X170.42 Z68.72	G01 X185.54 Z66.90
G01 X170.75 Z68.69	G01 X185.98 Z66.84

ANNEXE A

G01 X186.42 Z66.79	G01 X210.34 Z63.29
G01 X186.86 Z66.73	G01 X210.95 Z63.19
G01 X187.31 Z66.67	G01 X211.56 Z63.08
G01 X187.76 Z66.61	G01 X212.17 Z62.98
G01 X188.22 Z66.55	G01 X212.78 Z62.87
G01 X188.83 Z66.46	G01 X213.39 Z62.77
G01 X189.45 Z66.38	G01 X214.00 Z62.66
G01 X190.07 Z66.29	G01 X214.61 Z62.55
G01 X190.68 Z66.21	G01 X215.22 Z62.44
G01 X191.30 Z66.12	G01 X215.83 Z62.33
G01 X191.92 Z66.04	G01 X216.44 Z62.21
G01 X192.53 Z65.95	G01 X217.05 Z62.10
G01 X193.15 Z65.87	G01 X217.65 Z61.98
G01 X193.76 Z65.78	G01 X218.26 Z61.87
G01 X194.38 Z65.70	G01 X218.87 Z61.75
G01 X194.99 Z65.61	G01 X219.47 Z61.63
G01 X195.61 Z65.53	G01 X220.08 Z61.51
G01 X196.23 Z65.44	G01 X220.69 Z61.38
G01 X196.84 Z65.35	G01 X221.29 Z61.26
G01 X197.46 Z65.26	G01 X221.89 Z61.13
G01 X198.07 Z65.18	G01 X222.50 Z61.01
G01 X198.69 Z65.09	G01 X223.10 Z60.88
G01 X199.30 Z65.00	G01 X223.71 Z60.75
G01 X199.92 Z64.91	G01 X224.31 Z60.62
G01 X200.53 Z64.82	G01 X224.91 Z60.48
G01 X201.15 Z64.73	G01 X225.51 Z60.35
G01 X201.76 Z64.64	G01 X226.12 Z60.21
G01 X202.37 Z64.55	G01 X226.72 Z60.07
G01 X202.99 Z64.46	G01 X227.32 Z59.93
G01 X203.60 Z64.36	G01 X227.92 Z59.79
G01 X204.22 Z64.27	G01 X228.52 Z59.65
G01 X204.83 Z64.17	G01 X229.12 Z59.50
G01 X205.44 Z64.08	G01 X229.71 Z59.36
G01 X206.06 Z63.98	G01 X230.31 Z59.21
G01 X206.67 Z63.89	G01 X230.91 Z59.06
G01 X207.28 Z63.79	G01 X231.51 Z58.90
G01 X207.89 Z63.69	G01 X232.10 Z58.75
G01 X208.51 Z63.59	G01 X232.70 Z58.59
G01 X209.12 Z63.49	G01 X233.30 Z58.43
G01 X209.73 Z63.39	G01 X233.89 Z58.27

ANNEXE A

G01	X234.48	Z58.11
G01	X235.08	Z57.94
G01	X235.67	Z57.77
G01	X236.26	Z57.61
G01	X236.86	Z57.43
G01	X237.45	Z57.26
G01	X238.04	Z57.09
G01	X238.63	Z56.91
G01	X239.22	Z56.73
G01	X239.80	Z56.55
G01	X240.39	Z56.37
G01	X240.98	Z56.18
G01	X241.57	Z55.99
G01	X242.16	Z55.81
G01	X242.74	Z55.62
G01	X243.33	Z55.42
G01	X243.91	Z55.23
G01	X244.50	Z55.03
G01	X245.08	Z54.84
G01	X245.67	Z54.64
G01	X246.25	Z54.44
G01	X246.83	Z54.24
G01	X247.42	Z54.03
G01	X248.00	Z53.83
G01	X248.58	Z53.62
G01	X249.16	Z53.41
G01	X249.74	Z53.20
G01	X250.32	Z52.99
G01	X250.91	Z52.78
G01	X251.49	Z52.57
G01	X252.06	Z52.35
G01	X252.64	Z52.13
G01	X253.22	Z51.92
G01	X253.80	Z51.70
G01	X254.38	Z51.48
G01	X254.96	Z51.26
G01	X255.53	Z51.03
G01	X256.11	Z50.81
G01	X256.69	Z50.58
G01	X257.26	Z50.36

G01	X257.84	Z50.13
G01	X258.42	Z49.90
G01	X258.99	Z49.67
G01	X259.57	Z49.44
G01	X260.14	Z49.21
G01	X260.72	Z48.98
G01	X261.29	Z48.74
G01	X261.86	Z48.51
G01	X262.44	Z48.27
G01	X263.01	Z48.04
G01	X263.58	Z47.80
G01	X264.16	Z47.56
G01	X264.73	Z47.32
G01	X265.30	Z47.08
G01	X265.87	Z46.84
G01	X266.45	Z46.60
G01	X267.02	Z46.36
G01	X267.59	Z46.12
G01	X268.16	Z45.87
G01	X268.73	Z45.63
G01	X269.30	Z45.38
G01	X269.88	Z45.14
G01	X270.45	Z44.89
G01	X271.02	Z44.65
G01	X271.59	Z44.40
G01	X272.16	Z44.15
G01	X272.73	Z43.91
G01	X273.30	Z43.66
G01	X273.87	Z43.41
G01	X274.44	Z43.16
G01	X275.01	Z42.91
G01	X275.58	Z42.66
G01	X276.15	Z42.41
G01	X276.72	Z42.16
G01	X277.29	Z41.91
G01	X277.86	Z41.66
G01	X278.43	Z41.41
G01	X279.00	Z41.16
G01	X279.57	Z40.91
G01	X280.13	Z40.66

ANNEXE A

G01	X278.43	Z41.41
G01	X279.00	Z41.16
G01	X279.57	Z40.91
G01	X280.13	Z40.66
G01	X280.70	Z40.41
G01	X281.27	Z40.15
G01	X281.84	Z39.90
G01	X282.41	Z39.65
G01	X282.95	Z39.39
G01	X283.48	Z39.11
G01	X284.00	Z38.81
G01	X284.51	Z38.48
G01	X285.00	Z38.14
G01	X285.49	Z37.78
G01	X285.96	Z37.41
G01	X286.42	Z37.01
G01	X286.87	Z36.60
G01	X287.30	Z36.17
G01	X287.72	Z35.73
G01	X288.13	Z35.27
G01	X288.52	Z34.80
G01	X288.90	Z34.32
G01	X289.26	Z33.82
G01	X289.60	Z33.31
G01	X289.93	Z32.79
G01	X290.24	Z32.26
G01	X290.52	Z31.72
G01	X290.78	Z31.17
G01	X291.02	Z30.61
G01	X291.24	Z30.04
G01	X291.43	Z29.47
G01	X291.59	Z28.88
G01	X291.73	Z28.29
G01	X291.84	Z27.70
G01	X291.91	Z27.09
G01	X291.96	Z26.49
G01	X291.97	Z25.88
G01	X291.95	Z25.26
G01	X291.91	Z24.65
G01	X291.83	Z24.04

G01	X291.72	Z23.43
G01	X291.59	Z22.83
G01	X291.43	Z22.23
G01	X291.24	Z21.64
G01	X291.03	Z21.05
G01	X290.79	Z20.48
G01	X290.52	Z19.92
G01	X290.23	Z19.38
G01	X289.92	Z18.85
G01	X289.59	Z18.34
G01	X289.23	Z17.85
G01	X288.85	Z17.38
G01	X288.45	Z16.93
G01	X288.04	Z16.50
G01	X287.60	Z16.10
G01	X287.15	Z15.71
G01	X286.68	Z15.34
G01	X286.19	Z15.00
G01	X285.69	Z14.67
G01	X285.18	Z14.36
G01	X284.66	Z14.06
G01	X284.12	Z13.78
G01	X283.57	Z13.51
G01	X283.02	Z13.26
G01	X282.45	Z13.02
G01	X281.88	Z12.78
G01	X281.30	Z12.57
G01	X280.72	Z12.36
G01	X280.13	Z12.15
G01	X279.54	Z11.96
G01	X278.94	Z11.78
G01	X278.35	Z11.60
G01	X277.76	Z11.42
G01	X277.16	Z11.25
G01	X276.57	Z11.09
G01	X275.97	Z10.93
G01	X275.38	Z10.77
G01	X274.78	Z10.62
G01	X274.19	Z10.48
G01	X273.59	Z10.34

ANNEXE A

G01 X272.99 Z10.20	
G01 X272.40 Z10.07	
G01 X271.80 Z9.95	
G01 X271.21 Z9.82	
G01 X270.61 Z9.71	
G01 X270.01 Z9.59	
G01 X269.42 Z9.49	
G01 X268.82 Z9.38	
G01 X268.22 Z9.28	
G01 X267.63 Z9.19	
G01 X267.03 Z9.09	
G01 X266.43 Z9.01	
G01 X265.84 Z8.92	
G01 X265.24 Z8.84	
G01 X264.64 Z8.76	
G01 X264.04 Z8.69	
G01 X263.45 Z8.62	
G01 X262.85 Z8.55	
G01 X262.25 Z8.49	
G01 X261.65 Z8.43	
G01 X261.05 Z8.38	
G01 X260.46 Z8.32	
G01 X259.86 Z8.28	
G01 X259.26 Z8.23	
G01 X258.66 Z8.19	
G01 X258.06 Z8.15	
G01 X257.47 Z8.11	
G01 X256.87 Z8.07	
G01 X256.27 Z8.04	
G01 X255.67 Z8.01	
G01 X255.07 Z7.99	
G01 X254.47 Z7.96	
G01 X253.87 Z7.94	
G01 X253.28 Z7.92	
G01 X252.68 Z7.91	
G01 X252.08 Z7.89	
G01 X251.48 Z7.88	
G01 X250.88 Z7.87	
G01 X250.28 Z7.86	
G01 X249.68	
G01 X249.68	
G01 X249.08 Z7.85	
G01 X248.49	
G01 X247.89	
G01 X247.29	
G01 X246.69 Z7.86	
G01 X246.09	
G01 X245.49 Z7.87	
G01 X244.89 Z7.88	
G01 X244.29 Z7.89	
G01 X243.69 Z7.90	
G01 X243.09 Z7.91	
G01 X242.49 Z7.92	
G01 X241.89 Z7.94	
G01 X241.30 Z7.95	
G01 X240.70 Z7.97	
G01 X240.10 Z7.99	
G01 X239.50 Z8.01	
G01 X238.90 Z8.03	
G01 X238.30 Z8.05	
G01 X237.70 Z8.07	
G01 X237.10 Z8.09	
G01 X236.50 Z8.11	
G01 X235.90 Z8.13	
G01 X235.30 Z8.16	
G01 X234.70 Z8.18	
G01 X234.10 Z8.20	
G01 X233.51 Z8.23	
G01 X232.91 Z8.25	
G01 X232.31 Z8.28	
G01 X231.71 Z8.30	
G01 X231.11 Z8.33	
G01 X230.51 Z8.36	
G01 X229.91 Z8.38	
G01 X229.31 Z8.41	
G01 X228.71 Z8.44	
G01 X228.11 Z8.47	
G01 X227.52 Z8.50	
G01 X226.92 Z8.53	
G01 X226.32 Z8.55	

ANNEXE A

G01 X231.71 Z8.30	
G01 X231.11 Z8.33	
G01 X230.51 Z8.36	
G01 X229.91 Z8.38	
G01 X229.31 Z8.41	
G01 X228.71 Z8.44	
G01 X228.11 Z8.47	
G01 X227.52 Z8.50	
G01 X226.92 Z8.53	
G01 X226.32 Z8.55	
G01 X225.72 Z8.58	
G01 X225.12 Z8.62	
G01 X224.52 Z8.65	
G01 X223.92 Z8.68	
G01 X223.32 Z8.71	
G01 X222.72 Z8.74	
G01 X222.12 Z8.77	
G01 X221.53 Z8.81	
G01 X220.93 Z8.84	
G01 X220.33 Z8.87	
G01 X219.73 Z8.91	
G01 X219.13 Z8.94	
G01 X218.53 Z8.98	
G01 X217.93 Z9.01	
G01 X217.33 Z9.05	
G01 X216.74 Z9.08	
G01 X216.14 Z9.12	
G01 X215.54 Z9.15	
G01 X214.94 Z9.19	
G01 X214.34 Z9.22	
G01 X213.74 Z9.26	
G01 X213.14 Z9.30	
G01 X212.54 Z9.34	
G01 X211.95 Z9.37	
G01 X211.35 Z9.41	
G01 X210.75 Z9.45	
G01 X210.15 Z9.49	
G01 X209.55 Z9.53	
G01 X208.95 Z9.56	
G01 X208.35 Z9.60	
	G01 X207.75 Z9.64
	G01 X207.15 Z9.68
	G01 X206.56 Z9.72
	G01 X205.96 Z9.76
	G01 X205.36 Z9.80
	G01 X204.76 Z9.84
	G01 X204.16 Z9.88
	G01 X203.56 Z9.92
	G01 X202.96 Z9.96
	G01 X202.37 Z10.00
	G01 X201.77 Z10.04
	G01 X201.17 Z10.08
	G01 X200.57 Z10.13
	G01 X199.97 Z10.17
	G01 X199.37 Z10.21
	G01 X198.77 Z10.25
	G01 X198.18 Z10.29
	G01 X197.58 Z10.33
	G01 X196.98 Z10.37
	G01 X196.38 Z10.42
	G01 X195.78 Z10.46
	G01 X195.18 Z10.50
	G01 X194.58 Z10.54
	G01 X193.98 Z10.58
	G01 X193.39 Z10.62
	G01 X192.79 Z10.67
	G01 X192.19 Z10.71
	G01 X191.59 Z10.75
	G01 X190.99 Z10.79
	G01 X190.39 Z10.83
	G01 X189.79 Z10.88
	G01 X189.19 Z10.92
	G01 X188.59 Z10.96
	G01 X188.00 Z11.00
	G01 X187.40 Z11.04
	G01 X186.80 Z11.09
	G01 X186.20 Z11.13
	G01 X185.60 Z11.17
	G01 X185.00 Z11.21
	G01 X184.40 Z11.25

ANNEXE A

G01	X183.80	Z11.30
G01	X183.21	Z11.34
G01	X182.61	Z11.38
G01	X182.01	Z11.42
G01	X181.41	Z11.46
G01	X180.81	Z11.50
G01	X180.21	Z11.55
G01	X179.61	Z11.59
G01	X179.02	Z11.63
G01	X178.42	Z11.67
G01	X177.82	Z11.71
G01	X177.22	Z11.75
G01	X176.62	Z11.79
G01	X176.02	Z11.83
G01	X175.42	Z11.87
G01	X174.82	Z11.91
G01	X174.22	Z11.95
G01	X173.62	Z11.99
G01	X173.02	Z12.03
G01	X172.43	Z12.07
G01	X171.83	Z12.11
G01	X171.23	Z12.15
G01	X170.63	Z12.19
G01	X170.03	Z12.22
G01	X169.43	Z12.26
G01	X168.83	Z12.30
G01	X168.23	Z12.34
G01	X167.63	Z12.38
G01	X167.04	Z12.41
G01	X166.43	Z12.45
G01	X165.84	Z12.49
G01	X165.24	Z12.52
G01	X164.64	Z12.56
G01	X164.04	Z12.59
G01	X163.44	Z12.63
G01	X162.84	Z12.67
G01	X162.24	Z12.70
G01	X161.64	Z12.73
G01	X161.04	Z12.77
G01	X160.44	Z12.80

G01	X159.84	Z12.84
G01	X159.24	Z12.87
G01	X158.64	Z12.90
G01	X158.05	Z12.94
G01	X157.45	Z12.97
G01	X156.85	Z13.00
G01	X156.25	Z13.03
G01	X155.65	Z13.06
G01	X155.05	Z13.09
G01	X154.45	Z13.12
G01	X153.85	Z13.15
G01	X153.25	Z13.18
G01	X152.65	Z13.21
G01	X152.05	Z13.24
G01	X151.45	Z13.27
G01	X150.85	Z13.29
G01	X150.25	Z13.32
G01	X149.65	Z13.35
G01	X149.05	Z13.37
G01	X148.46	Z13.40
G01	X147.86	Z13.42
G01	X147.26	Z13.45
G01	X146.66	Z13.47
G01	X146.06	Z13.49
G01	X145.46	Z13.52
G01	X144.86	Z13.54
G01	X144.26	Z13.56
G01	X143.66	Z13.58
G01	X143.06	Z13.60
G01	X142.46	Z13.62
G01	X141.86	Z13.64
G01	X141.26	Z13.66
G01	X140.66	Z13.68
G01	X140.06	Z13.70
G01	X139.46	Z13.71
G01	X138.86	Z13.73
G01	X138.26	Z13.75
G01	X137.66	Z13.76
G01	X137.06	Z13.78
G01	X136.46	Z13.79

G01	X135.86	Z13.80
G01	X135.26	Z13.81
G01	X134.66	Z13.83
G01	X134.06	Z13.84
G01	X133.31	Z13.85
G01	Z90	

ANNEXE B

ANNEXE B : Essais d'USTO

1							
2	20 m/s						
3	/0						
4	time	AFT	0-125MM	DRAG		FORE	
5	00:00:01	-1,4632	23,8415	1,5823		-1,9189	
6	00:00:02	-1,4632	23,8415	1,6063		-1,9189	
7	00:00:03	-1,4632	23,8932	1,6063		-1,9189	
8	00:00:04	-1,4632	23,8415	1,6063		-1,9189	
9	00:00:05	-1,4632	23,7381	1,6063		-1,9189	
10	00:00:06	-1,4632	23,7898	1,6063		-1,9189	
11	00:00:07	-1,4632	23,8932	1,6303		-1,9189	
12	00:00:08	-1,4392	23,6864	1,6303		-1,9429	
13	00:00:09	-1,4392	23,6347	1,6303		-1,9429	
14	00:00:10	-1,4392	23,7898	1,6303		-1,9189	
15	00:00:11	-1,4392	23,7381	1,6542		-1,9189	
16	00:00:12	-1,4392	23,5829	1,6542		-1,9429	
17	00:00:13	-1,4632	23,5829	1,6303		-1,9189	
18	00:00:14	-1,4632	23,4795	1,6542		-1,9189	
19	00:00:15	-1,4632	23,4278	1,6542		-1,9189	
20	00:00:16	-1,4632	23,6347	1,6542		-1,9429	
21	moyenne	-1,4557		1,62726875		-1,9249	
22							

23	/2						
24		AFT	0-125MM	DRAG		FORE	
25	00:00:01	-1,6551	23,945	1,7501		-2,9263	
26	00:00:02	-1,6551	23,8415	1,7501		-2,9263	
27	00:00:03	-1,6551	23,9967	1,7501		-2,9263	
28	00:00:04	-1,6551	23,945	1,7501		-2,9263	
29	00:00:05	-1,6551	23,945	1,7501		-2,9263	
30	00:00:06	-1,6551	23,9967	1,7262		-2,9263	
31	00:00:07	-1,6551	24,1001	1,7262		-2,9263	
32	00:00:08	-1,6551	24,0484	1,7262		-2,9503	
33	00:00:09	-1,6551	23,9967	1,7262		-2,9263	
34	00:00:10	-1,6551	23,8932	1,7262		-2,9263	
35	00:00:11	-1,6551	23,945	1,7262		-2,9263	
36	00:00:12	-1,6551	23,8932	1,7262		-2,9263	
37	00:00:13	-1,6311	23,8932	1,7262		-2,9023	
38	00:00:14	-1,6551	24,1001	1,7022		-2,9023	
39	00:00:15	-1,6551	24,1518	1,7022		-2,9023	
40	moyenne	-1,6535	23,97944	1,73096667		-2,9231	
41							

ANNEXE B

42	/4						
43							
44							
45		TIME	AFT	0-125MM	DRAG		FORE
46		00:00:01	-1,775	24,1001	1,8221		-3,454
47		00:00:02	-1,775	24,2553	1,8221		-3,454
48		00:00:03	-1,799	24,307	1,846		-3,478
49		00:00:04	-1,799	24,2036	1,846		-3,478
50		00:00:05	-1,799	23,945	1,846		-3,478
51		00:00:06	-1,799	23,8932	1,846		-3,502
52		00:00:07	-1,775	23,7898	1,846		-3,502
53		00:00:08	-1,775	23,8415	1,846		-3,478
54		00:00:09	-1,775	23,7898	1,846		-3,478
55		00:00:10	-1,751	23,7898	1,846		-3,478
56		00:00:11	-1,751	23,8932	1,846		-3,478
57		00:00:12	-1,751	24,1518	1,846		-3,478
58		00:00:13	-1,751	24,1518	1,846		-3,478
59		00:00:14	-1,751	24,1518	1,846		-3,478
60		00:00:15	-1,775	24,2553	1,846		-3,478
61		moyenne	-1,7734		1,84281333		-3,478

62							
63							
64							
65	/6						
66							
67		TIME	AFT	0-125MM	DRAG		FORE
68		00:00:01	-1,727	23,5312	2,1098		-2,8064
69		00:00:02	-1,727	23,6864	2,1098		-2,8064
70		00:00:03	-1,727	23,4278	2,1098		-2,8064
71		00:00:04	-1,727	23,4795	2,0858		-2,8064
72		00:00:05	-1,727	23,3761	2,0858		-2,8064
73		00:00:06	-1,751	23,3761	2,0858		-2,8064
74		00:00:07	-1,751	23,3244	2,0858		-2,8064
75		00:00:08	-1,727	23,2726	2,0858		-2,8064
76		00:00:09	-1,727	23,2209	2,0858		-2,8064
77		00:00:10	-1,727	23,2726	2,0858		-2,8064
78		moyenne	-1,7318		2,093		-2,8064
79							
80							

81							
82							
83	/8						
84		TIME	AFT	0-125MM	DRAG		FORE
85		00:00:01	-1,775	23,5312	2,3495		-2,9743
86		00:00:02	-1,775	23,6347	2,3495		-2,9743
87		00:00:03	-1,775	23,7898	2,3495		-2,9503
88		00:00:04	-1,775	23,6347	2,3495		-2,9743
89		00:00:05	-1,775	23,7381	2,3495		-2,9503
90		00:00:06	-1,775	23,7381	2,3495		-2,9743
91		00:00:07	-1,751	23,4795	2,3255		-2,9503
92		moyenne	-1,77157143		2,34607143		-2,96401429
93							
94							
95							

ANNEXE B

96	/10					
97						
98		TIME	AFT	0-125MM	DRAG	FORE
99		00:00:01	-1,823	23,5312	2,5653	-3,1902
100		00:00:02	-1,823	23,3761	2,5653	-3,1902
101		00:00:03	-1,823	23,2726	2,5653	-3,1902
102		00:00:04	-1,823	23,3244	2,5653	-3,1662
103		00:00:05	-1,823	23,3244	2,5653	-3,1662
104		00:00:06	-1,823	23,3244	2,5653	-3,1662
105		00:00:07	-1,799	23,4795	2,5413	-3,1662
106		00:00:08	-1,799	23,6347	2,5413	-3,1662
107		00:00:09	-1,799	23,6864	2,5413	-3,1662
108		00:00:10	-1,799	23,7898	2,5413	-3,1662
109		00:00:11	-1,799	23,8415	2,5413	-3,1662
110		00:00:12	-1,799	23,7898	2,5413	-3,1422
111		00:00:13	-1,799	23,5829	2,5413	-3,1422
112		00:00:14	-1,799	23,5829	2,5413	-3,1422
113		00:00:15	-1,823	23,3761	2,5413	-3,1422
114		00:00:16	-1,823	23,4278	2,5413	-3,1422
115		00:00:17	-1,823	23,5312	2,5413	-3,1422
116		00:00:18	-1,823	23,5312	2,5413	-3,1422
117		00:00:19	-1,823	23,4795	2,5413	-3,1422

118		00:00:20	-1,799	23,5829	2,5413	-3,1422
119		00:00:21	-1,799	23,4795	2,5413	-3,1422
120		00:00:22	-1,799	23,2209	2,5653	-3,1422
121		00:00:23	-1,823	23,4278	2,5653	-3,1662
122		00:00:24	-1,823	23,5312	2,5653	-3,1662
123		00:00:25	-1,823	23,4795	2,5653	-3,1662
124		00:00:26	-1,8469	23,4795	2,5653	-3,1662
125		00:00:27	-1,8469	23,6347	2,5653	-3,1662
126		00:00:28	-1,823	23,5312	2,5653	-3,1902
127		00:00:29	-1,823	23,5312	2,5653	-3,1662
128		00:00:30	-1,823	23,7381	2,5653	-3,1902
129		00:00:31	-1,823	23,6864	2,5413	-3,1902
130		00:00:32	-1,823	23,6864	2,5413	-3,1902
131		00:00:33	-1,823	23,6864	2,5413	-3,1662
132		moyenne	-1,81644848		2,55220909	-3,16329091
133						
134						

135						
136	/12	TIME	AFT	0-125MM	DRAG	FORE
137		00:00:01	-1,799	23,8415	3,0208	-2,1108
138		00:00:02	-1,799	23,6864	3,0208	-2,1108
139		00:00:03	-1,799	23,6347	2,9968	-2,1108
140		00:00:04	-1,799	23,6347	2,9968	-2,1108
141		00:00:05	-1,775	23,7898	2,9968	-2,1108
142		00:00:06	-1,775	23,7381	2,9968	-2,1348
143		00:00:07	-1,775	23,7898	2,9968	-2,1348
144		00:00:08	-1,775	23,7898	2,9968	-2,1348
145		00:00:09	-1,799	23,6864	2,9729	-2,1348
146		00:00:10	-1,799	23,7381	2,9729	-2,1108
147		00:00:11	-1,799	23,7898	2,9729	-2,1108
148		00:00:12	-1,799	23,7381	2,9729	-2,0868
149		00:00:13	-1,799	23,5829	2,9968	-2,0868
150		00:00:14	-1,775	23,5312	2,9968	-2,0868
151		00:00:15	-1,799	23,5829	2,9968	-2,1108
152		00:00:16	-1,775	23,5312	2,9968	-2,1108
153		00:00:17	-1,775	23,5312	2,9968	-2,1108
154		00:00:18	-1,775	23,6347	2,9968	-2,1108
155		00:00:19	-1,799	23,7381	2,9968	-2,1108
156		00:00:20	-1,775	23,6347	2,9968	-2,1108
157		moyenne	-1,7882		2,99442	-2,112

ANNEXE B

158						
159						
160	/14					
161	TIME	AFT	0-125MM	DRAG		FORE
162	00:00:01	-1,9909	23,9669	3,2366		-1,9189
163	00:00:02	-1,9909	24,0186	3,2366		-1,9189
164	00:00:03	-1,9909	24,0186	3,2366		-1,8949
165	00:00:04	-1,9909	23,9669	3,2366		-1,9189
166	00:00:05	-1,9909	24,0186	3,2366		-1,9429
167	00:00:06	-1,9909	24,0186	3,2366		-1,9429
168	00:00:07	-1,9909	23,9153	3,2605		-1,9429
169	00:00:08	-1,9909	23,8636	3,2605		-1,9429
170	00:00:09	-1,9909	23,8636	3,2605		-1,9429
171	00:00:10	-1,9909	23,7603	3,2605		-1,9429
172	00:00:11	-1,9909	23,657	3,2605		-1,9429
173	00:00:12	-1,9909	23,7603	3,2605		-1,9429
174	00:00:13	-1,9909	23,7087	3,2605		-1,9429
175	00:00:14	-1,9909	23,6054	3,2605		-1,9429
176	moyenne	-1,9909		3,25025714		-1,93432857

178						
179						
180	/16					
181						
182	TIME	AFT	0-125MM	DRAG		FORE
183	00:00:01	-2,1348	23,5537	3,4044		-1,679
184	00:00:02	-2,1348	23,5021	3,4044		-1,679
185	00:00:03	-2,1348	23,5537	3,4044		-1,679
186	00:00:04	-2,1348	23,5021	3,4044		-1,679
187	00:00:05	-2,1348	23,3471	3,4044		-1,679
188	00:00:06	-2,1348	23,5021	3,4284		-1,679
189	00:00:07	-2,1348	23,5537	3,4044		-1,679
190	00:00:08	-2,1348	23,3988	3,4044		-1,679
191	00:00:09	-2,1348	23,4504	3,4044		-1,703
192	00:00:10	-2,1348	23,657	3,4044		-1,703
193	00:00:11	-2,1348	23,6054	3,4044		-1,703
194	00:00:12	-2,1348	23,5537	3,4044		-1,703
195	00:00:13	-2,1348	23,657	3,4284		-1,703
196	00:00:14	-2,1588	23,7603	3,4284		-1,703
197	00:00:15	-2,1348	23,7087	3,4284		-1,703
198	00:00:16	-2,1348	23,657	3,4284		-1,703
199	00:00:17	-2,1348	23,657	3,4284		-1,703
200	00:00:18	-2,1348	23,6054	3,4284		-1,703
201	00:00:19	-2,1348	23,5021	3,4284		-1,703

202	00:00:20	-2,1348	23,3471	3,4284		-1,703
203	00:00:21	-2,1108	23,3988	3,4284		-1,703
204	00:00:22	-2,1108	23,3988	3,4284		-1,703
205	00:00:23	-2,1108	23,2954	3,4284		-1,703
206	00:00:24	-2,1108	23,2438	3,4284		-1,679
207	00:00:25	-2,1348	23,1405	3,4044		-1,679
208	00:00:26	-2,1108	23,1405	3,4044		-1,679
209	00:00:27	-2,1108	23,1405	3,4044		-1,679
210	00:00:28	-2,1348	23,4504	3,4044		-1,679
211	00:00:29	-2,1348	23,4504	3,4044		-1,679
212	00:00:30	-2,1348	23,6054	3,3804		-1,679
213	moyenen	-2,1308		3,414		-1,691

ANNEXE B

214						
215						
216						
217	/18					
218	TIME	AFT	0-125MM	DRAG		FORE
219	00:00:01	-2,3027	23,5537	3,6202		-1,6311
220	00:00:02	-2,3027	23,5021	3,6202		-1,6311
221	00:00:03	-2,3027	23,5537	3,6202		-1,6071
222	00:00:04	-2,3027	23,5021	3,6202		-1,6071
223	00:00:05	-2,3027	23,5537	3,6202		-1,6071
224	00:00:06	-2,3027	23,3988	3,6202		-1,6071
225	00:00:07	-2,3027	23,5021	3,6202		-1,6071
226	00:00:08	-2,3027	23,2954	3,6202		-1,6311
227	00:00:09	-2,2787	23,2954	3,6202		-1,6311
228	00:00:10	-2,2787	23,2954	3,6202		-1,6311
229	00:00:11	-2,2787	23,2954	3,6202		-1,6311
230	00:00:12	-2,2787	23,4504	3,6202		-1,6311
231	moyenne	-2,2947		3,6202		-1,6211

232						
233						
234						
235	/20					
236	TIME	AFT	0-125MM	DRAG		FORE
237	00:00:01	-2,4226	23,7603	3,788		-1,6311
238	00:00:02	-2,4226	23,812	3,812		-1,6551
239	00:00:03	-2,4226	23,6054	3,812		-1,6551
240	00:00:04	-2,4226	23,657	3,812		-1,6551
241	00:00:05	-2,4226	23,7603	3,812		-1,6551
242	00:00:06	-2,4226	23,7087	3,812		-1,6551
243	00:00:07	-2,4226	23,5537	3,812		-1,6551
244	00:00:08	-2,4226	23,5537	3,812		-1,6551
245	00:00:09	-2,4226	23,5021	3,812		-1,6551
246	00:00:10	-2,3986	23,3988	3,812		-1,6551
247	00:00:11	-2,3986	23,3471	3,812		-1,6551
248	00:00:12	-2,3986	23,2954	3,812		-1,6551
249	00:00:13	-2,3986	23,5537	3,812		-1,6551
250	00:00:14	-2,3986	23,7087	3,812		-1,6551
251	00:00:15	-2,3986	23,657	3,812		-1,6551
252	00:00:16	-2,3986	23,4504	3,812		-1,6551
253	00:00:17	-2,3986	23,3988	3,812		-1,6551
254	00:00:18	-2,3986	23,3471	3,812		-1,6551
255	moyenne	-2,4106		3,81066667		-1,65376667

ANNEXE B

256						
257						
258						
259						
260						
261						
262	/-2					
263	Time	AFT	0 125 MM	DRAG		FORE
264	00:00:01	-1,1753	23,5021	1,6063		-1,1753
265	00:00:02	-1,1993	23,5537	1,6063		-1,1753
266	00:00:03	-1,1753	23,5021	1,5823		-1,1753
267	00:00:04	-1,1753	23,3988	1,5823		-1,1753
268	00:00:05	-1,1993	23,5021	1,5823		-1,1753
269	00:00:06	-1,1753	23,5021	1,5823		-1,1753
270	00:00:07	-1,1753	23,5021	1,5823		-1,1753
271	00:00:08	-1,1993	23,2438	1,5823		-1,1753
272	00:00:09	-1,1993	23,4504	1,6063		-1,1513
273	00:00:10	-1,1993	23,5537	1,6063		-1,1513
274	00:00:11	-1,1993	23,4504	1,6063		-1,1513
275	00:00:12	-1,1993	23,5021	1,6063		-1,1513
276	00:00:13	-1,1993	23,7087	1,6063		-1,1513
277	00:00:14	-1,1993	23,7603	1,6063		-1,1513
278	00:00:15	-1,1993	23,7603	1,6063		-1,1513
279	00:00:16	-1,2233	23,7603	1,6063		-1,1513
280	moyenne	-1,1933		1,5973		-1,1633

281						
282						
283						
284						
285						
286						
287						
288	/-4					
289	TIME	AFT	0 125 MM	DRAG		FORE
290	00:00:01	-0,7915	23,5537	1,6542		-0,3118
291	00:00:02	-0,7915	23,3988	1,6542		-0,3118
292	00:00:03	-0,7915	23,4504	1,6542		-0,3118
293	00:00:04	-0,7915	23,4504	1,6542		-0,3118
294	00:00:05	-0,7915	23,5537	1,6542		-0,3358
295	00:00:06	-0,7915	23,5021	1,6542		-0,3118
296	00:00:07	-0,7915	23,3988	1,6542		-0,3118
297	00:00:08	-0,7915	23,4504	1,6542		-0,3118
298	00:00:09	-0,7915	23,5021	1,6542		-0,3118
299	00:00:10	-0,7915	23,3471	1,6542		-0,3118
300	00:00:11	-0,7915	23,3988	1,6782		-0,3118
301	00:00:12	-0,7915	23,5537	1,6782		-0,3118
302	00:00:13	-0,7915	23,5537	1,6782		-0,3118
303	moyenne	-0,7915		1,65973846		-0,31364615

ANNEXE B

304						
305						
306						
307						
308	/-6					
309	TIME	AFT	0 125 MM	DRAG		FORE
310	00:00:01	-0,2159	23,6054	1,7262		0,7196
311	00:00:02	-0,2159	23,6054	1,7262		0,7196
312	00:00:03	-0,2159	23,5537	1,7262		0,7196
313	00:00:04	-0,2159	23,4504	1,7262		0,6956
314	00:00:05	-0,2159	23,2954	1,7262		0,7196
315	00:00:06	-0,2159	23,3471	1,7262		0,7196
316	00:00:07	-0,2159	23,2954	1,7262		0,7196
317	00:00:08	-0,2159	23,3988	1,7262		0,7196
318	00:00:09	-0,2159	23,5537	1,7262		0,7196
319	00:00:10	-0,2159	23,7603	1,7501		0,7436
320	00:00:11	-0,2159	23,7087	1,7501		0,7196
321	00:00:12	-0,2159	23,7087	1,7501		0,7196
322	00:00:13	-0,2159	23,812	1,7501		0,7196
323	00:00:15	-0,1919	23,657	1,7262		0,7196
324	00:00:16	-0,1919	23,657	1,7262		0,7196
325	00:00:17	-0,1919	23,657	1,7262		0,7196
326	00:00:18	-0,1919	23,657	1,7262		0,7196
327	00:00:19	-0,1919	23,5537	1,7262		0,7196
328	00:00:20	-0,1919	23,5537	1,7262		0,7196
329	00:00:21	-0,1919	23,657	1,7262		0,7196
330	00:00:22	-0,1919	23,7087	1,7262		0,7196
331	00:00:23	-0,1919	23,7087	1,7262		0,7196
332	moyenne	-0,19712174		1,65530435		0,68831304
333						
334	/-8					
335	TIME	AFT	0 125 MM	DRAG		FORE
336	00:00:01	0,1679	23,7087	1,87		1,4872
337	00:00:02	0,1679	23,7603	1,87		1,4872
338	00:00:03	0,1679	23,812	1,87		1,4872
339	00:00:04	0,1679	23,812	1,87		1,4632
340	00:00:05	0,1679	23,812	1,87		1,4632
341	00:00:06	0,1679	23,7603	1,87		1,4632
342	00:00:07	0,1679	23,812	1,87		1,4632
343	00:00:08	0,1679	23,7087	1,87		1,4632
344	00:00:09	0,1679	23,5537	1,87		1,4632
345	00:00:10	0,1679	23,5021	1,87		1,4632
346	00:00:11	0,1679	23,5021	1,87		1,4632
347	00:00:12	0,1679	23,4504	1,87		1,4632
348	00:00:13	0,1679	23,4504	1,87		1,4632
349		0,1679		1,87		1,46873846

ANNEXE B

350							
351	/-10	TIME	AFT	0 125 MM	DRAG		FORE
352		00:00:01	0,1919	23,6054	1,9659		1,9669
353		00:00:02	0,1919	23,5021	1,9899		1,9669
354		00:00:03	0,1919	23,5021	1,9899		1,9909
355		00:00:04	0,1919	23,5537	1,9899		1,9909
356		00:00:05	0,1919	23,5537	1,9899		1,9909
357		00:00:06	0,1919	23,6054	1,9899		1,9909
358		00:00:07	0,1919	23,5537	1,9899		1,9669
359		00:00:08	0,1919	23,3988	1,9899		1,9669
360		00:00:09	0,1919	23,3988	1,9899		1,9669
361		00:00:10	0,1919	23,4504	1,9899		1,9669
362		00:00:11	0,1919	23,5021	1,9899		1,9669
363		00:00:12	0,1919	23,657	1,9899		1,9669
364		00:00:13	0,1919	23,7087	2,0139		1,9909
365		00:00:14	0,1919	23,812	2,0139		1,9909
366		00:00:15	0,1919	23,7603	2,0139		1,9669
367		00:00:16	0,1919	23,657	2,0139		1,9909
368		00:00:17	0,1919	23,4504	2,0139		1,9909
369		00:00:18	0,1919	23,3988	2,0139		1,9669
370		00:00:19	0,1919	23,2438	2,0139		1,9669
371		00:00:20	0,1919	23,3471	2,0139		1,9669
372		00:00:21	0,1919	23,2954	2,0139		1,9669
373		00:00:22	0,1919	23,4504	1,9899		1,9669
374		00:00:23	0,1919	23,5021	1,9899		1,9669
375		moyenne	0,1919		1,99824783		1,97524783
376							
377							
378							
379							
380	/-12	TIME	AFT	0 125 MM	DRAG		FORE
381		00:00:01	-0,072	23,812	2,1337		2,2307
382		00:00:02	-0,072	23,7603	2,1337		2,2307
383		00:00:03	-0,072	23,7087	2,1337		2,2307
384		00:00:04	-0,072	23,6054	2,1098		2,2307
385		00:00:05	-0,072	23,4504	2,1098		2,2067
386		00:00:06	-0,072	23,3988	2,1098		2,2067
387		00:00:07	-0,072	23,5537	2,1098		2,2067
388		00:00:08	-0,0959	23,657	2,1098		2,2067
389		00:00:09	-0,072	23,8636	2,1337		2,2067
390		00:00:10	-0,072	23,9669	2,1337		2,2067
391		00:00:11	-0,072	24,0186	2,1337		2,2067
392		00:00:12	-0,072	24,0186	2,1337		2,2307
393		00:00:13	-0,048	23,9669	2,1337		2,2307
394		00:00:14	-0,048	23,812	2,1337		2,2547
395		00:00:15	-0,048	23,812	2,1337		2,2547
396		00:00:16	-0,048	23,8636	2,1337		2,2547
397		00:00:17	-0,048	23,7087	2,1337		2,2547
398		00:00:18	-0,048	23,6054	2,1098		2,2547
399		00:00:19	-0,048	23,5021	2,1098		2,2307
400		00:00:20	-0,072	23,6054	2,1098		2,2307
401		00:00:21	-0,072	23,5021	2,1098		2,2307
402		00:00:22	-0,072	23,657	2,1098		2,2307
403		00:00:23	-0,072	23,8636	2,1098		2,2307
404		00:00:24	-0,072	24,1219	2,1098		2,2307
405		00:00:25	-0,072	23,8636	2,1098		2,2307
406		00:00:26	-0,072	23,812	2,1098		2,2307
407							
408			-0,06645769		2,12083077		2,22885385

ANNEXE B

410						
411						
412	/-14	TIME	AFT	0 125 MM	DRAG	FORE
413		00:00:01	-0,4078	23,7087	2,2057	2,1588
414		00:00:02	-0,4078	23,7603	2,2057	2,1828
415		00:00:03	-0,4078	23,5537	2,2057	2,1828
416		00:00:04	-0,4078	23,7087	2,2057	2,1828
417		00:00:05	-0,4078	23,657	2,2057	2,1588
418		00:00:06	-0,3838	23,5021	2,2057	2,1828
419		00:00:07	-0,3838	23,3988	2,2057	2,1588
420		00:00:08	-0,3838	23,5537	2,2057	2,1588
421		00:00:09	-0,3838	23,2438	2,2057	2,1588
422		00:00:10	-0,3838	23,3471	2,2057	2,1588
423		00:00:11	-0,3838	23,4504	2,2057	2,1588
424		00:00:12	-0,3838	23,4504	2,2057	2,1588
425		00:00:13	-0,3838	23,5021	2,2057	2,1588
426		00:00:14	-0,4078	23,6054	2,2057	2,1588
427		00:00:15	-0,4078	23,7603	2,2057	2,1588
428		00:00:16	-0,4078	23,8636	2,2057	2,1348
429			-0,3958		2,2057	2,1633
430						
431						
432						
433						
434	/-16	TIME	AFT	0 125MM	DRAG	FORE
435		00:00:01	-0,3358	23,3471	2,4214	2,2787
436		00:00:02	-0,3358	23,3988	2,4214	2,2787
437		00:00:03	-0,3358	23,3471	2,4214	2,2787
438		00:00:04	-0,3358	23,4504	2,4214	2,3027
439		00:00:05	-0,3358	23,6054	2,4214	2,2787
440		00:00:06	-0,3358	23,5021	2,3975	2,2787
441		00:00:07	-0,3358	23,3988	2,4214	2,2787
442		00:00:08	-0,3358	23,4504	2,4214	2,2787
443		00:00:09	-0,3358	23,3988	2,4214	2,2787
444		00:00:10	-0,3358	23,2954	2,4214	2,2787
445		00:00:11	-0,3358	23,3988	2,4214	2,3027
446		00:00:12	-0,3118	23,4504	2,4214	2,2787
447		00:00:13	-0,3118	23,2954	2,4214	2,2787
448		00:00:14	-0,3118	23,2438	2,4214	2,2787
449		00:00:15	-0,3118	23,1921	2,4214	2,2787
450		00:00:16	-0,3358	23,2438	2,4214	2,2787
451		00:00:17	-0,3358	23,2438	2,4214	2,2547
452		00:00:18	-0,3358	23,2438	2,4214	2,2547
453		00:00:19	-0,3358	23,4504	2,4214	2,2547
454			-0,33074737		2,42014211	2,27743684

ANNEXE B

455						
456						
457						
458						
459						
460	/-18					
461		TIME	AFT	0 125 MM	DRAG	FORE
462		00:00:01	-0,2159	23,5537	2,6372	2,2067
463		00:00:02	-0,2159	23,5537	2,6372	2,2307
464		00:00:03	-0,2159	23,7603	2,6372	2,2307
465		00:00:04	-0,2159	23,8636	2,6372	2,2307
466		00:00:05	-0,2159	23,812	2,6372	2,2307
467		00:00:06	-0,2159	23,7603	2,6612	2,2067
468		00:00:07	-0,2159	23,812	2,6612	2,2067
469		00:00:08	-0,2159	23,7087	2,6612	2,2067
470		00:00:09	-0,2159	23,6054	2,6372	2,2067
471		00:00:10	-0,2159	23,7603	2,6372	2,2067
472		00:00:11	-0,2159	23,8636	2,6372	2,2067
473		00:00:12	-0,2159	23,7603	2,6372	2,2067
474		00:00:13	-0,2159	23,7087	2,6372	2,2067
475		00:00:14	-0,2159	23,657	2,6372	2,2067
476		00:00:15	-0,2399	23,6054	2,6372	2,2067
477		00:00:16	-0,2399	23,6054	2,6612	2,2067
478		00:00:17	-0,2399	23,657	2,6612	2,2067
479		00:00:18	-0,2399	23,6054	2,6612	2,2067
480		00:00:19	-0,2159	23,657	2,6612	2,2067
481		00:00:20	-0,2159	23,6054	2,6612	2,2067
482		00:00:21	-0,2159	23,5021	2,6612	2,2067
483		00:00:22	0,1919	23,4504	2,6372	2,2067
484		00:00:23	-0,1919	23,5537	2,6372	2,1828
485		00:00:24	-0,1919	23,657	2,6372	2,1828
486		00:00:25	-0,2159	23,7603	2,6372	2,1828
487		00:00:26	-0,1919	23,657	2,6372	2,1828
488		00:00:27	-0,1919	23,5537	2,6372	2,1828
489		00:00:28	-0,1919	23,5021	2,6372	2,1828
490			-0,20047857		2,64491429	2,20500714
491						
492	/-20					
493						
494		TIME	AFT	0 125 MM	DRAG	FORE
495		00:00:01	-0,0959	23,5021	2,877	2,2547
496		00:00:02	-0,0959	23,4504	2,877	2,2547
497		00:00:03	-0,0959	23,4504	2,853	2,2547
498		00:00:04	-0,072	23,5021	2,853	2,2547
499		00:00:05	-0,072	23,5021	2,853	2,2547
500		00:00:06	-0,072	23,5537	2,853	2,2547
501		00:00:07	-0,072	23,6054	2,853	2,2547
502		00:00:08	-0,072	23,6054	2,877	2,2787
503		00:00:09	-0,072	23,6054	2,853	2,2787
504		00:00:10	-0,072	23,6054	2,853	2,2787
505		00:00:11	-0,072	23,6054	2,853	2,2787
506		00:00:12	-0,072	23,657	2,853	2,2547
507		00:00:13	-0,072	23,7603	2,853	2,2547
508		00:00:14	-0,072	23,812	2,853	2,2547
509		00:00:15	-0,072	23,657	2,853	2,2547
510		00:00:16	-0,072	23,657	2,853	2,2547
511		00:00:17	-0,072	23,657	2,853	2,2547
512		00:00:18	-0,072	23,5537	2,853	2,2547
513		00:00:19	-0,072	23,6054	2,853	2,2547
514			-0,07577368		2,85678947	2,2547