

RÉPUBLIQUE ALGERIENNE DÉMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR ET DE LA

RECHERCHE SCIENTIFIQUE.



Université de Blida 1

Institut d'Aéronautique et des Études Spatiales

Département Construction

**Etude Expérimentale et Numérique de l'écoulement d'air
autour d'un profil d'aile (NACA 0012)**

Mémoire présenté par

M. KAROUCHE ZOHIRE

M. SAIDAT ABDERRAMANE

En vue de l'obtention du diplôme de

Master en Aéronautique

Spécialité : Propulsion des aéronefs

Sous la direction de

Promoteur : Professeur REZZOUGUE TAHAR

Co-Promoteur : Professeur CHEGRANI AHMED

Co-Promoteur : Dr. SBAA LAAZEB

Promotion : 2024-2025

REMERCIMENT

Nous remercions **Pr. Rezzoug Tahar**, notre encadrant, ainsi **que Pr. Chegrani Ahmed** et **Dr. Sbaa Laazeb**, notre Co-encadrant, pour avoir proposé ce sujet et nous avoir guidés tout au long de ce travail. Nous leur exprimons toute notre gratitude pour leur aide, leurs conseils et leur disponibilité.

Nous remercions également les **membres du jury** pour leur présence et l'attention portée à notre projet, aussi à tous les **enseignants de la spécialité Propulsion avion** et toutes les personnes qui ont participé à notre formation.

Enfin, une grande **dédicace à nos familles**, ainsi qu'à toutes celles et ceux qui nous ont aidés, de près ou de loin, dans la réalisation de ce travail.

Merci à vous tous.

ملخص

يُعالج هذا البحث دراسة تجريبية وعددية لانساياب الهواء حول مقطع جناح متماثل من نوع

NACA0012 في نظام جريان دون صوتي.

الهدف الأساسي من هذا العمل هو تحليل توزيع معامل الضغط (C_p) على طول سطح المقطع الهوائي عند زوايا مختلفة، واستخدام هذه النتائج لحساب معامل الرفع (C_l).

في الجانب التجريبي، تم تنفيذ التجارب داخل نفق هوائي دون صوتي، حيث تم تثبيت المقطع وتزويده بمجموعة من فتحات الضغط موزعة على الإكستراادوس والإنترادوس. تم من خلال هذه القياسات الحصول على توزيع C_p على طول سطح المقطع الهوائي، مما أتاح تحديد تأثير زاوية الهجوم على سلوك الجريان ورصد ظاهرة الانفصال الهوائي عند الزوايا الكبيرة. وقد تم حساب معامل الرفع (C_l) من خلال التكامل العددي لمنحنيات C_p باستخدام طريقة شبه المنحرف.

أما في الجانب العددي، فقد تم إجراء المحاكاة باستخدام برنامج ANSYS Fluent، اعتماداً على نموذج المعادلات المعدلة RANS، مع تطبيق نموذج الاضطراب $k-\omega$ SST لما يتميز به من قدرة على تمثيل الانفصالات بدقة عالية. تم توليد شبكة حساب دقيقة وخاصة في المناطق القريبة من الجدار لضمان أن يكون y^+ أقل من 1، مما يعزز مصداقية النتائج العددية. وقد تم استخراج توزيع C_p من المحاكاة ومقارنته بالبيانات التجريبية.

أظهرت النتائج توافقاً جيداً بين المنهجين التجريبي والعددي عند الزوايا الصغيرة. في حين تم تسجيل انخفاض حاد في الضغط على الإكستراادوس ابتداءً من زاوية هجوم تقارب 10 درجات، مما يشير إلى بداية الانفصال الهوائي، وهي ظاهرة تم رصدها بوضوح في كلا الطريقتين.

Résumé

Ce mémoire présente une étude expérimentale et numérique de l'écoulement de l'air autour d'un profil d'aile symétrique NACA 0012 en régime subsonique.

L'objectif principal est d'évaluer la distribution du coefficient de pression (C_p) sur le profil, à différentes incidences.

L'étude expérimentale a été menée dans une soufflerie subsonique, en mesurant les pressions statiques à l'aide des prises de pression réparties sur l'extrados et l'intrados du profil. Ces mesures ont permis de tracer les courbes du C_p en fonction de la position le long de la corde, et d'observer l'évolution de l'écoulement, notamment l'apparition du décrochage à fort angle d'incidence. Le coefficient de portance (C_l) a été obtenu par intégration des courbes de C_p , en utilisant la méthode des trapèzes.

En parallèle, une simulation numérique a été réalisée à l'aide du logiciel **ANSYS Fluent**, en s'appuyant sur une approche **RANS** (*Reynolds-Averaged Navier-Stokes*), avec le modèle de turbulence **k- ω SST**, reconnu pour sa capacité à modéliser les séparations de couche limite.

Le maillage a été raffiné à proximité du profil afin de garantir un $y^+ < 1$, assurant ainsi la validité du modèle. La distribution de C_p obtenue numériquement a été comparée aux résultats expérimentaux.

Les résultats montrent une bonne concordance entre les deux approches pour les faibles angles d'incidence. À partir d'un angle critique (environ 10°), une chute brutale de pression sur l'extrados indique le décrochage, bien capté par les deux méthodes.

Table des matières

REMERCIEMENT	2
Table des matières	5
Table des figures.....	9
Introduction Générale.....	13
chapitreI Théorie fondamentale en aérodynamique	14
I.1 Aérodynamique subsonique à faible vitesse.....	15
I.1.1 En dehors des zones proches des parois (écoulement non visqueux)	15
I.1.2 Zones proches des parois (couche limite visqueuse)	15
I.2 Résistance de l'air.....	16
I.3 Contrôle de la séparation par gradient de pression	17
I.3.1 Techniques de visualisation de l'écoulement	19
I.3.1.1 Technique du film d'huile.....	19
I.3.1.2 Tomographie optique par nappe laser	20
I.3.1.3 Injection de fumée dans une soufflerie	20
I.3.2 Techniques de contrôle de la couche limite	21
I.3.2.1 Générateur de vortex (Vortex Generators - VGs)	21
I.3.2.2 L'aspiration et Le soufflage	22
I.4 Conclusion.....	23
chapitreII Profil NACA 0012 : support de comparaison expérimentale _numérique.....	24
II.1 Introduction et description.....	24
II.2 Profils NACA 4 chiffres	25
II.3 Matériaux proposer pour le Corps du Profil.....	26
II.4 Théorique.....	27
II.4.1 Densité de l'air.....	27
II.4.2 Deux dimensions	27
II.4.3 Surface alaire.....	27
II.5 Les coefficients aérodynamiques.....	28

II.5.1	Centre aérodynamique (CA)	28
II.5.2	Centre de pression (CP)	28
II.6	Coefficient de pression	29
II.6.1	Trouver le coefficient de portance CL à partir de Cp	29
II.6.1.1	Cas d'une Incidence Nulle ($\alpha = 0^\circ$)	29
II.6.1.2	Cas d'une Incidence n'est pas nulle ($\alpha \neq 0^\circ$)	30
II.7	Instrument de mesure et affichage pression	32
II.7.1	Afficheur de Pression 32 Voies AFA6	32
II.7.1.1	Acquisition des Données	33
II.7.2	Manomètre multitube	34
chapitre III	Présentation soufflerie	36
III.1	Instruments Inclus	37
III.1.1	Matériel VDAS-F	37
III.1.2	Logiciel VDAS	37
III.1.3	Balance à Trois Composantes	38
III.1.3.1	Mécanisme de fonctionnement	38
III.1.3.2	Principe de mesure	38
III.1.4	Capteur d'Angle AFA4	39
III.2	Tube de Pitot	40
III.2.1	Pitot Fixe (AFA7)	40
III.2.2	Traverse Pitot-Statique X/Y (AF1600XY)	40
III.3	Affichage de Pression Différentielle DP6	41
III.4	Schéma Système	42
chapitre IV	Simulation numérique	43
IV.1	Introduction	43
IV.2	Approches numériques de la turbulence	43
IV.3	Modèle mathématique (les équations de base)	44
IV.3.1	Équations fondamentales de Navier-Stokes	44
IV.4	Modélisation de la Turbulence par les Modèles RANS	44
IV.4.1	Propriétés mathématiques du moyennage	44

IV.4.2	Substitution des champs décomposés dans Navier-Stokes	45
IV.4.3	Équation de Navier-Stokes moyennée (RANS)	45
IV.4.4	Fermeture des équations	45
IV.4.4.1	Modèle k - ε standard	46
IV.4.4.2	Modèle k - ω standard	47
IV.4.4.3	Modèle k - ω - SST	48
IV.5	Conditions aux limites (Boundary Conditions)	49
IV.5.1	Conditions à l'entrée (Inlet conditions)	49
IV.5.2	Conditions aux limites au niveau de la paroi	50
IV.5.2.1	Modèle High-Re avec fonction murale	50
IV.5.2.2	Modèle Low-Re (résolution directe de la paroi)	51
IV.6	Choix du y^+ selon le modèle de turbulence	51
IV.7	Méthodes de discrétisation numériques	52
IV.7.1	Méthode des différences finies (FDM)	52
IV.7.2	Méthode des éléments finis (FEM)	52
IV.7.3	Méthode des volumes finis (FVM)	52
IV.7.3.1	Principe général de la méthode	52
IV.7.3.2	Discrétisation des différents termes	53
IV.8	Choix du type de maillage	55
IV.8.1	Différence entre maillage structuré et non structuré	55
IV.8.2	Qualité maillage	56
IV.8.2.1	Recommandations de qualité du maillage	57
IV.9	Méthodologie de résolution d'un problème numériquement	58
IV.9.1	Modélisation géométrique	58
IV.9.2	Génération du maillage	59
IV.9.3	Statistique maillage et Qualité maillage	59
IV.9.4	Validation maillage avec y^+	60
IV.9.5	Conditions aux limites :	60
IV.9.6	Phase de pré-traitement	61
IV.9.6.1	Paramètres typiques du solveur	61
IV.9.6.2	Condition aux limites	61
IV.9.6.3	Méthode	63

chapitreV	Résultat.....	64
V.1	Conditions d'expérience	64
V.2	Mesure expérimentale.....	65
V.2.1	Pour l'orientation d'angle d'incidence positif	65
V.2.2	Pour l'orientation d'angle d'incidence négatif	67
V.3	Comparaison.....	68
V.3.1	Angle d'incidence nul $\alpha = 0$ deg	68
V.3.1.1	Interprétation	69
V.3.2	Influence de positionnements des prises des pressions	70
V.3.3	Point de décrochage	73
V.4	Contours des vitesses pour différents angle d'incidence	75
V.5	Calcule coefficient de portance à l'aide de pression	82
Conclusion.....		85
Perspectives		86
Références.....		88

Table des figures

Figure I-1: Influence de la forme au niveau de turbulence de l'écoulement.....	16
Figure I-2: séparation de la couche limite dû à une variation de pression	18
Figure I-3: décollement totale de couche limite.....	19
Figure I-4 : visualisation par film d'huile	19
Figure I-5 : visualisation par nappe laser	20
Figure I-6 : visualisation par fumée	20
Tableau 1 : différentes zones d'écoulement	21
Figure I-7 : Générateur de vortex VGs.....	21
Figure I-8 : l'aspiration	22
Figure I-9 : soufflage.....	22
Figure II-1 : NACA à 4 chiffres	25
Figure II-2 : profil symétrique NACA 00ZZ.....	25
Figure II-3 : aile avec prises de pression (modèle a étudiée)	26
Figure II-4 : Centre aérodynamique et Centre de pression	28
Figure II-5 : Graphe de C_p (Cas d'une Incidence Nulle ($\alpha = 0^\circ$)).....	30
Figure II-6 : les zones de surpression et dépression autour d'un profil d'ail	31
Figure II-7 : Graphe de C_p (Cas d'une Incidence non nulle ($\alpha \neq 0^\circ$)).....	31
Tableau 2 : différents capteurs intégrés dans L'AF6	33
Figure II-8 : Montage du profil dans la section de travaille.....	34
Figure II-9 : Manomètre multitube.....	35
Figure II-10 : Afficheur de Pression 32 Voies AFA6.....	35
Figure III-1 : Soufflerie subsonique TQ AF 1600	36
Figure III-2 : l'interface de programme VDAS.....	37
Figure III-3 : cellules de charge	38
Figure III-4 : Balance aérodynamique et leur dispositif	39
Figure III-5: Tube de Pitot-Statique	40
Figure III-6 : instrument d'affichage pression dynamique DP6.....	41
Tableau 3 constantes du modèle turbulence	47
Tableau 4 y^+ selon le modèle de turbulence	51
Figure -IV-1 Volumes de contrôle 2D et 3D.....	53
Figure-IV-2 différents typ maillage.....	56

Figure IV-3 éléments maillage	57
Tableau 5 : condition d'expérience	64
Tableau 6 : valeurs pressions mesurer à incidence positive pour différents angles	65
Tableau 7 : valeurs pressions mesurer à incidence négative pour différents angles	67
Figure V-1 : Comparaison du C_p sur l'extrados pour $\alpha = 0^\circ$ (numérique vs expérimental)	68
Figure V-2 : Comparaison du C_p sur l'intrados pour $\alpha = 0^\circ$ (numérique vs expérimental).....	68
Figure V-3 : erreur relative entre numérique et expérimental	69
Figure V-5 : C_p pour $\alpha = -4^\circ$ – comparaison numérique et expérimental	70
Figure V-4 : C_p pour $\alpha = 4^\circ$ – comparaison numérique et expérimental	70
Figure V-6 : C_p pour $\alpha = 6^\circ$ – comparaison numérique et expérimental	71
Figure V-7 : C_p pour $\alpha = -6^\circ$ – comparaison numérique et expérimental	71
Figure V-8 : C_p pour $\alpha = 8^\circ$ – comparaison numérique et expérimental	73
Figure V-9 : C_p pour $\alpha = 9.5^\circ$ – comparaison numérique et expérimental	73
Figure V-10 : C_p pour $\alpha = 10^\circ$ – numérique et expérimental	74
Figure V-11 : Champ de vitesse – Modèle $k-\omega$ SST à $\alpha=8$	75
Figure V-12 : Champ de vitesse – Modèle $k-\omega$ SST avec correction Low-Re à $\alpha=8$	75
Figure V-13 : Champ de vitesse – Modèle $k-\omega$ SST à $\alpha=10$	77
Figure V-14 : Champ de vitesse – Modèle $k-\omega$ SST avec correction Low-Re à $\alpha=10$	77
Figure V-15 : Champ de vitesse – Modèle $k-\omega$ SST à $\alpha=14$	79
Figure V-16 : Champ de vitesse – Modèle $k-\omega$ SST avec correction Low-Re à $\alpha=14$	79
Figure V-17 : Champ de vitesse – Modèle $k-\omega$ SST à $\alpha=16$	80
Figure V-18 : Champ de vitesse – Modèle $k-\omega$ SST avec correction Low-Re à $\alpha=16$	80
Tableau 9 : C_l calculer à l'aide de méthode de trapèze / Tableau 8 : C_l typique	83
Figure V-22 : Comparaison des courbes de portance CL en fonction de l'angle d'incidence α	84
Figure V-21 : Courbe de portance CL en fonction de l'angle d'incidence α	84

Symboles	Unité
b : Envergure (d'une aile)	m
C : Corde d'un profil	m
C_L : Coefficient de portance	Sans unité
C_D : Coefficient de traînée.....	Sans unité
C_M : Coefficient de moment.....	Sans unité
C_p : Coefficient de pression.....	Sans unité
$\vec{e}_x$: Vecteur unitaire selon l'axe x.....	Sans unité
I : l'intensité turbulente	%
h : enthalpies	J/kg
D : Force de traînée (drag)	N
L : Force de portance (lift)	N
M : Moment (ex. moment de tangage)	N.m
M : Nombre de Mach.....	Sans unité
$\vec{n}$: Vecteur normal à une surface.....	Sans unité
p : Pression locale.....	Pa
p_∞ : Pression de l'écoulement libre.....	Pa
P _{prise} : Pression mesurée au point de prise (sonde)	Pa
P_a : Pression atmosphérique.....	Pa
S_{alaire} : Surface alaire (surface de l'aile)	m ²
R : Constante des gaz parfait	J/kg.K
R_{ij} : Tenseur Reynolds.....	m ² /s ²
T_a : Température ambiante.....	K

U_e : Vitesse en bord de couche limite	m/s
u : Composantes de la vitesse selon x	m/s
v : Composantes de la vitesse selon y.....	m/s
v_∞ : Vitesse à l'infini (dans l'écoulement libre)	m/s
w : Composantes de la vitesse selon z.....	m/s
α : Angle d'incidence	<i>degré</i>
ρ : Masse volumique du fluide.....	kg/m^3
δ : Épaisseur de la couche limite.....	m
τ_w : Effort de cisaillement à la paroi.....	N/m^2
μ : Viscosité dynamique.....	$Pa.s$
μ_t : Viscosité turbulente.	$Pa.s$
ν : Viscosité cinématique	m^2/s
K : Énergie cinétique turbulente.....	m^2/s^2
ω : Pulsation spécifique (frequency of dissipation).	s^{-1}
ε : taux de dissipation.....	m^2/s^3

Abréviations :

CA : Centre aérodynamique

CP : Centre de pression

NACA : National Advisory Committee for Aeronautics (désigne aussi les profils NACA)

VDAS-F : Versatile Data Acquisition System – Flow « système d'acquisition de données »

VGs : Vortex Generators : générateurs de vortex utilisés pour contrôler l'écoulement

RANS: Reynolds-Averaged Navier-Stokes

LES: Large Eddy Simulation

DES: Detached Eddy Simulation, DNS: Direct Numerical Simulation

Introduction Générale

L'étude de l'écoulement autour des profils d'aile est un sujet fondamental en aéronautique, notamment pour l'évaluation des performances aérodynamiques. L'analyse de la distribution de pression autour d'un profil permet de comprendre les mécanismes générant la portance et d'estimer le coefficient de portance, paramètre essentiel dans la conception des ailes.

Deux approches complémentaires ont été utilisées :

D'une part, une expérimentation en soufflerie a été menée dans la AF1600, afin d'obtenir les mesures de pression en conditions bien définies (Température et Pression ambiantes...) Et l'autre contrôlées (Vitesse, Angle D'attaque...).

D'autre part, une simulation numérique a été réalisée avec le logiciel ANSYS Fluent, dans le but de reproduire les mêmes conditions d'écoulement et d'évaluer la précision de la modélisation.

Plus précisément, ce travail vise à :

- Étudier la distribution de pression autour du profil NACA 0012 dans des conditions d'écoulement contrôlées.
- Calculer le coefficient de portance à partir des coefficients de pression obtenus expérimentalement.
- Comparer les résultats issus de la soufflerie AF1600 et de la simulation CFD pour évaluer la concordance entre les deux approches.
- Vérifier le bon fonctionnement de la soufflerie et la qualité des mesures réalisées.

chapitreI Théorie fondamentale en aérodynamique

Le terme « aérodynamique » provient des mots grecs aero (air) et dynamis (force), et désigne la science qui étudie le mouvement de l'air ainsi que ses interactions avec les surfaces solides.

Depuis le début de l'ère technologique, elle est devenue un domaine fondamental pour optimiser les performances des structures soumises à des écoulements d'air, notamment dans l'aéronautique, l'automobile et les systèmes de production d'énergie comme les éoliennes.

Leurs applications ne se limitent pas à la réduction de la résistance de l'air ; elles jouent également un rôle central dans la génération de portance, la réduction de la consommation énergétique, et l'amélioration de la stabilité et du contrôle des véhicules.

Peut être classée selon Mach (Anderson, 2011):

1. Subsonique ($M < 1$)

- Vitesse inférieure à celle du son.
- Subdivisé en :
 - **Subsonique faible ($M < 0.3$)** : Effets de compressibilité négligeables (approximation incompressible possible).
 - **Subsonique élevé ($0.3 < M < 1$)** : La compressibilité devient importante.

2. Transsonique ($0.8 < M < 1.2$)

- Zones locales supersoniques et subsoniques coexistent.
- Apparition d'ondes de choc et de traînées importantes.

3. Supersonique ($1 < M < 5$)

- Vitesse supérieure à celle du son.
- Formation d'ondes de choc obliques ou coniques (cône de Mach).
- Exemple : Avions de chasse ($M \sim 2-3$), missiles.

4. Hypersonique ($M > 5$) : Vitesse très élevée, effets thermiques et chimiques dominants (ionisation, dissociation des molécules) Rentrée atmosphérique des véhicules spatiaux.

I.1 Aérodynamique subsonique à faible vitesse

1. Introduction

L'aérodynamique subsonique à faible vitesse constitue un domaine fondamental pour l'analyse expérimentale et numérique des profils aérodynamiques. Ce régime est typiquement rencontré dans les souffleries universitaires, les petits aéronefs, ou les drones à basse vitesse.

Il se caractérise par une vitesse de l'écoulement suffisamment faible pour que les effets de compressibilité de l'air soient négligeables. Dans ce cadre, l'air est assimilé à un fluide incompressible, newtonien, et le plus souvent non visqueux en dehors des zones proches des parois.

I.1.1 En dehors des zones proches des parois (écoulement non visqueux)

- **Hypothèse** : L'air se comporte comme un fluide parfait (idéal), c'est-à-dire :
 - **Sans viscosité** ($\mu=0$) → Pas de frottement interne.
 - **Pas de dissipation d'énergie** (écoulement irrotationnel potentiel).
- **Physiquement** :
 - Loin de la paroi, les effets visqueux sont négligeables car les gradients de vitesse (du/dy) sont très faibles.
 - L'écoulement est gouverné par les **équations d'Euler** (simplification des Navier-Stokes sans terme visqueux).

I.1.2 Zones proches des parois (couche limite visqueuse)

- **Hypothèse** : La viscosité domine dans une mince région près de la paroi (épaisseur $\delta \ll$ corde du profil) (White, (2006)).
- **Physiquement** :
 - La vitesse passe de 0 (condition de non-glissement à la paroi) à 99% de la vitesse extérieure V_∞ sur une distance δ .
 - Les effets visqueux (frottement, dissipation) sont essentiels.

I.2 Résistance de l'air

Tout corps plongé dans un écoulement d'air est soumis à une force de résistance qui tend à s'opposer à son mouvement. Cette résistance résulte à la fois des propriétés physiques de l'air (comme la viscosité et la densité) et des caractéristiques géométriques du corps (telles que sa forme, sa surface et son orientation) (Bertin, (2013)).

L'action de l'écoulement d'air sur la surface du corps se manifeste localement par deux types de forces :

Force de frottement (ou traînée visqueuse), Tangente à la surface, due aux effets de viscosité dans la couche limite
$$\tau_w = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0} \quad (I-1)$$

Pour obtenir la force de frottement totale sur une surface S :
$$F_{\text{frottement}} = \int_S \tau_w \, dS \quad (I-2)$$

Cette force contribue à la traînée (ou traînée visqueuse) d'un profil.

- Force de pression (Traînée de forme), perpendiculaire à la surface du corps.

$$F_{\text{pression}} = \int_{\text{extrados}} (-p_{\text{ext}} \vec{n}_{\text{ext}}) \cdot \vec{e}_x \, dS + \int_{\text{intrados}} (-p_{\text{int}} \vec{n}_{\text{int}}) \cdot \vec{e}_x \, dS \quad (I-3)$$

- $\vec{n}$, $\vec{e}_x$ vecteur : normal à chaque point de la surface, unitaire selon la direction de l'écoulement
- p_{ext} , p_{int} : sont les pressions locales sur l'extrados et l'intrados

La force de pression (ou traînée de forme) domine aux grands angles d'attaque est causée par les variations de pression autour du corps, dues à la séparation de l'écoulement.

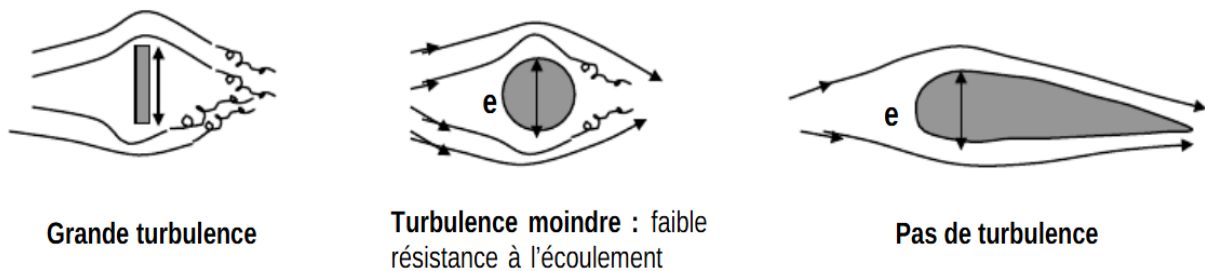


Figure I-1: Influence de la forme au niveau de turbulence de l'écoulement

I.3 Contrôle de la séparation par gradient de pression

- **Pression indépendante de y :**

Dans la couche limite, la pression est supposée constante perpendiculairement à la paroi

$$\left(\frac{dp}{dy} = 0 \right). \text{ Elle ne varie qu'axialement (x).}$$

- **Relation avec la vitesse extérieure U_e :**

L'équation de la quantité de mouvement à la bordure de la couche limite (où $u=U_e$) donne

$$\frac{\partial U_e}{\partial t} + U_e \frac{\partial U_e}{\partial x} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} \quad (\text{I-4})$$

Un gradient de pression négatif $\left(\frac{\partial p}{\partial x} < 0 \right)$ accélère l'écoulement $\left(\frac{\partial U_e}{\partial x} > 0 \right)$,

Et inversement.

- **Profil de Vitesse et Conditions aux Limites (Schlichting, (2016)) :**

Conditions à la paroi : $u(x, 0) = v(x, 0) = 0$ (non glissement)

Comportement asymptotique : $\lim_{y \rightarrow \infty} u(x, y) = U_e(x)$ (I-5)

- **Équation à la Paroi ($y = 0$) :**

En appliquant l'équation de Navier-Stokes simplifiée à la paroi (où $u = v = 0$) :

$$0 = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right)_{y=0} \quad (\text{I-6})$$

$$\left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right)_{y=0} = \frac{1}{\nu} \frac{\partial p}{\partial x} = -\frac{1}{\nu} U_e \frac{dU_e}{dx} \quad (\text{I-7})$$

La courbure du profil de vitesse à la paroi $\left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right)$ est directement pilotée par le gradient de pression (ou la variation de U_e).

Si $\left(\frac{dU_e}{dx} > 0 \right)$ (gradient de pression adverse), alors $\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} > 0$

Le profil devient convexe près de la paroi, favorisant le décollement.

- **Condition de séparation :** $\frac{\partial u}{\partial y} \Big|_{y=0} = 0$ et $\frac{dU_e}{dx} > 0$

$$\frac{dP}{dx} < 0 \Rightarrow \frac{dU_e}{dx} > 0$$

Pression locale
plus faible

$$\frac{dU_e}{dx} = 0 \Rightarrow \text{passe par un maximum}$$

$$\frac{dP}{dx} = 0 \Rightarrow \text{passe par un minimum}$$

$$\frac{dP}{dx} > 0 \Rightarrow \frac{dU_e}{dx} < 0$$

Pression locale
plus forte

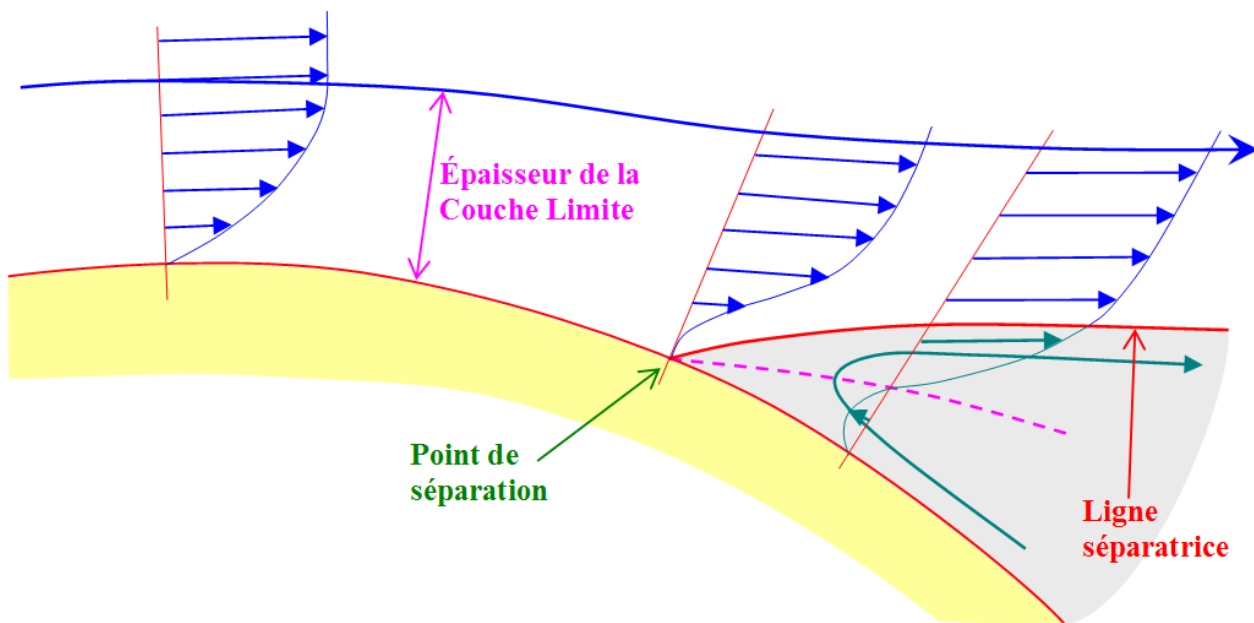


Figure I-2: séparation de la couche limite dû à une variation de pression

- **Zone de recirculation** : se forme immédiatement après le point de séparation.

Dans cette zone, l'air forme des structures tourbillonnaires (vortex) qui tournent sur eux-mêmes.

Ces zones caractérisées par :

- Elles sont Instables, fluctuantes, et montrent une perte d'adhérence de l'écoulement à la paroi.
- Génèrent beaucoup de traînée et détruisent partiellement la portance.
- Leur taille et intensité augmentent avec l'angle d'attaque ou si le profil n'est pas optimisé.

Lorsque l'angle d'attaque augmente, le point de séparation de l'écoulement sur l'extrados se déplace vers l'amont, c'est-à-dire plus près du bord d'attaque du profil, au risque de concerner la totalité de la corde de l'aile et de provoquer le décrochage.



Figure I-3: décollement totale de couche limite

I.3.1 Techniques de visualisation de l'écoulement

I.3.1.1 Technique du film d'huile

La technique du film d'huile permet d'observer la distribution des contraintes de cisaillement sur une surface. En suivant le déplacement de l'huile, on peut visualiser des zones de décrochage, de transition laminaire-turbulent, et des points de stagnation. Elle est très utilisée pour analyser la topologie pariétale de l'écoulement, notamment dans l'aéronautique (Merzkirch, (1987)).



Figure I-4 : visualisation par film d'huile

I.3.1.2 Tomographie optique par nappe laser

La tomographie laser consiste à éclairer une couche mince de fluideensemencée de fines particules à l'aide d'une nappe laser. Les particules diffusent la lumière selon les lois de Lorenz-Mie, ce qui permet d'obtenir une image précise du mouvement local du fluide. L'image est capturée par une caméra rapide ou un capteur photo, fournissant des données précieuses sur les structures d'écoulement internes, notamment en mécanique des fluides expérimentale.

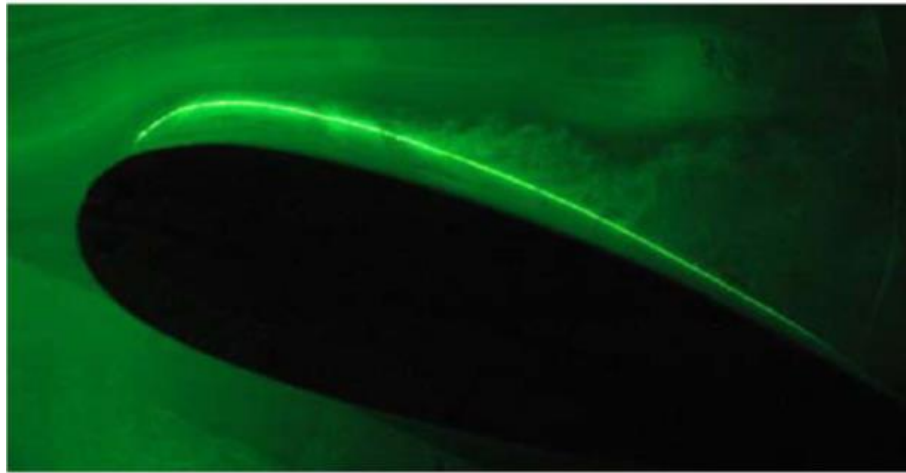


Figure I-5 : visualisation par nappe laser

I.3.1.3 Injection de fumée dans une soufflerie

L'injection de fumée dans une soufflerie permet une visualisation globale et qualitative des lignes de courant. La fumée, introduite en amont, suit l'écoulement et met en évidence les zones d'attachement, de séparation et de turbulence. Cette méthode est particulièrement utile pour des démonstrations pédagogiques ou des analyses visuelles rapides lors des essais en laboratoire.



Figure I-6 : visualisation par fumée

I.3.2 Techniques de contrôle de la couche limite

Il existe plusieurs méthodes permettant de retarder le décollement, de réduire la traînée ou d'améliorer la portance (Gad-el-Hak, (2000)). Parmi les plus utilisées, on trouve :

I.3.2.1 Générateur de vortex (Vortex Generators - VGs)

Le générateur de vortex est une petite surface inclinée, souvent en forme d'ailette ou de dérive, placée dans l'écoulement. Il déflecte localement le fluide et crée un vortex— un tourbillon tournant à haute vitesse. Ce vortex induit un mélange vertical dans la couche limite.

Le mélange généré par le vortex transfère l'énergie cinétique de l'extérieur de la couche limite (où la vitesse est élevée) vers la région près de la paroi.

Couche	Vitesse	Énergie
Zone proche de la paroi	Faible	Basse énergie
Zone éloignée de la paroi	Élevée	Haute énergie

Tableau 1 : différentes zones d'écoulement

Ce transfert d'énergie vers la paroi a plusieurs effets positifs :

- Les particules près de la paroi accélèrent,
- La couche limite devient plus fine et plus stable,
- Elle résiste mieux au gradient de pression adverse,
- Le point de séparation est repoussé plus loin sur le profil.

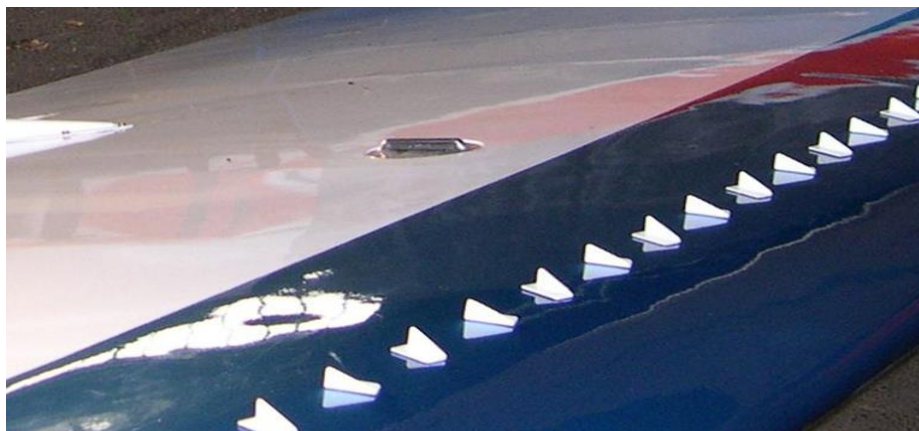


Figure I-7 : Générateur de vortex VGs

I.3.2.2 L'aspiration et Le soufflage

L'aspiration consiste à retirer le fluide de faible vitesse près de la paroi, ce qui permet de réduire l'épaisseur de la couche limite et d'améliorer sa résistance aux gradients de pression. Le soufflage, quant à lui, injecte du fluide à haute énergie dans la couche limite ralentie, réénergisant ainsi l'écoulement (Gad-el-Hak, (2000)).

L'obstruction (Les ouvertures de fluide peuvent être facilement bouchées) est un risque commun aux deux techniques de contrôle continu, aspiration et soufflage,

Le soufflage nécessite un apport continu d'énergie pour injecter du fluide (généralement de l'air) à travers la paroi.

Cela implique coût énergétique élevé :

- Des systèmes de compression ou de ventilation puissants,
- Une consommation importante d'énergie pour un gain aérodynamique limité.

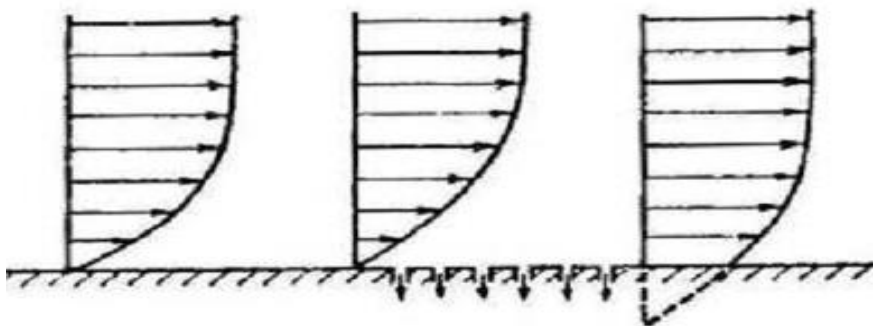


Figure I-8 : l'aspiration

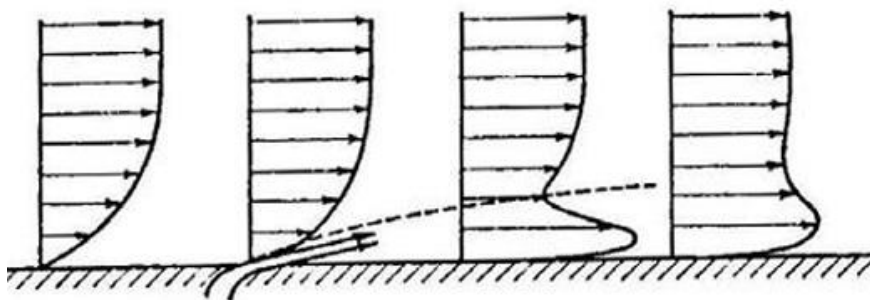


Figure I-9 : soufflage

I.4 Conclusion

Ce chapitre représente une analyse approfondie du phénomène de décrochage, considéré comme l'un des aspects les plus critiques de l'aérodynamique. Il se manifeste par une perte soudaine de portance, causée par le décollement de la couche limite à l'extrados du profil, lorsque l'angle d'incidence dépasse une certaine valeur. Ce phénomène, lié à des effets visqueux complexes, limite considérablement les performances aérodynamiques et soulève des enjeux importants en matière de stabilité et de sécurité, notamment dans les domaines aéronautiques, automobile et énergétique.

Les améliorations futures reposent sur une meilleure compréhension des mécanismes de transition et de séparation, mais aussi sur l'intégration de solutions innovantes, comme le contrôle actif adaptatif, les matériaux intelligents ou l'optimisation numérique des formes. La combinaison de la simulation avancée (CFD), des essais expérimentaux précis et de l'intelligence artificielle ouvre également de nouvelles perspectives pour repousser les limites imposées par le décrochage et améliorer significativement les performances aérodynamiques.

chapitreII Profil NACA 0012 : support de comparaison expérimentale_numérique

II.1 Introduction et description

Le modèle de profil aérodynamique est conçu pour être utilisé avec le tunnel à vent subsonique de la soufflerie. Il permet de visualiser la répartition de la pression autour d'un profil symétrique NACA0012 et d'étudier les caractéristiques de portance.

Le modèle est un profil symétrique occupe toute la largeur de la section de travail du tunnel à vent donc l'air passe seulement au-dessus et en dessous du profil Cette configuration bidimensionnelle évite les tourbillons de bout d'aile, simplifiant ainsi l'étude des propriétés aérodynamiques du profil et idéales pour analyser la distribution de pression sans perturbations latérales.

Il comporte 20 prises de pression sont effectivement des petits orifices (0.5 à 2mm généralement) réparties stratégiquement sur la ligne de corde pour éviter les perturbations de mesure : dix sur l'extrados et dix sur l'intrados, avec un décalage axial, d'éviter que les tubes se chevauchent ou superposent à l'intérieur du profil, de mieux analyser la pression sur toute la surface du profil, et de rendre la structure plus facile à construire et à connecter (AF, 1600b,150 mm Chord NACA0012 Aerofoil with Tappings).

À l'intérieur du profil, Les prises de pression sont reliées à un ensemble de tubes métalliques de petit diamètre, qui sortent par l'extrémité du profil pour se connecter à des tubes souples numérotés et étiquetés. Ces prises permettent de mesurer la pression locale du fluide (souvent de l'air) à différents points autour du profil. Ces derniers se branchent à un collecteur intégré d'un adaptateur pour passer de petit vers plus grand diamètre pour faciliter la connexion à des dispositifs de mesure de pression. Une fois installé dans le tunnel à vent, les tubes peuvent être reliés au manomètre à tubes multiples ou à l'afficheur de pression 32 voies AFA6, pour mesurer la distribution de pression.

II.2 Profils NACA 4 chiffres

Le format NACA XYYZ désigne un profil NACA à 4 chiffres, où chaque chiffre a une signification précise (Abbott, (1959)).

$$\left\{ \begin{array}{ll} \mathbf{X} : \text{cambrure maximale} & m = \frac{X}{100} \times c \\ \mathbf{Y} : \text{Position de la cambrure maximale} & p = \frac{Y}{10} \times c \\ \mathbf{ZZ} : \text{Épaisseur maximale} & t = \frac{ZZ}{100} \times c \end{array} \right.$$

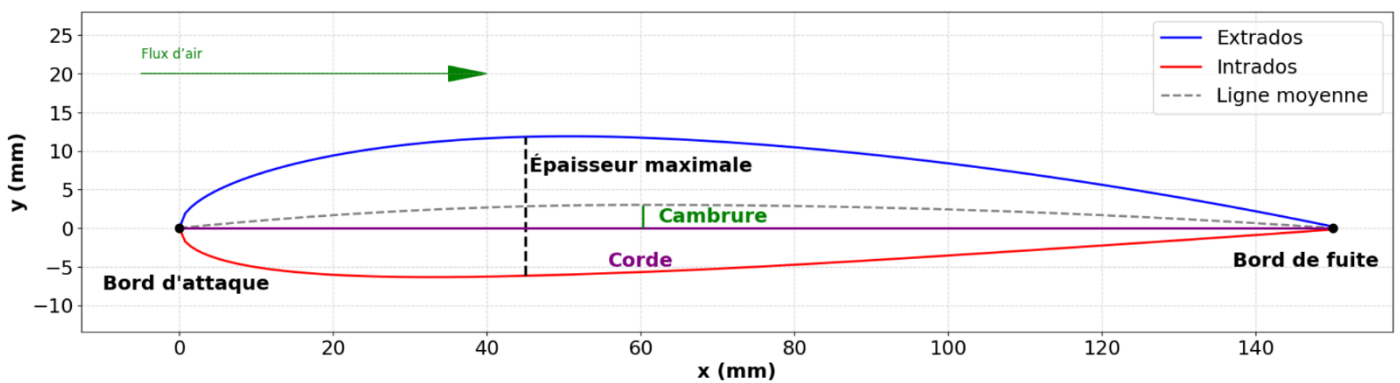


Figure II-1 : NACA à 4 chiffres

Un profil symétrique NACA 00ZZ

Signifie que la ligne moyenne est confondue avec la corde (pas de cambrure), donc l'extrados et l'intrados sont miroirs parfaits.

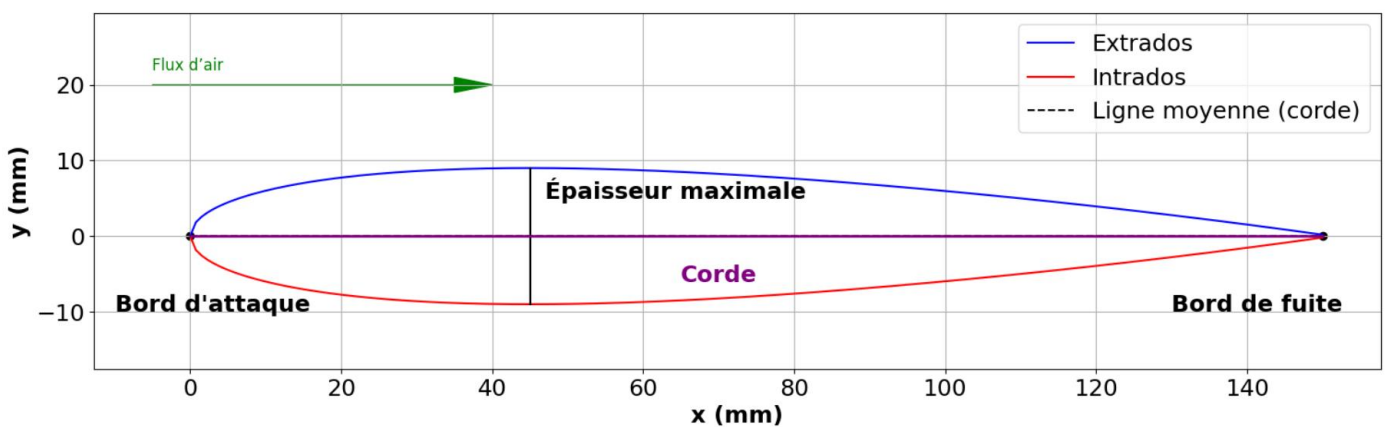


Figure II-2 : profil symétrique NACA 00ZZ

II.3 Matériaux proposer pour le Corps du Profil

1. Aluminium (série 6000 ou 7000)

- Avantages :
 - Excellent rapport rigidité/poids
 - Usinage précis des prises de pression (tolérances < 0.1 mm)
 - Résistance à la corrosion
- Usage typique : Souffleries subsoniques industrielles

2. Composite (Fibre de verre/carbone + résine époxy)

- Avantages :
 - Léger (optimisation pour les modèles transportables)
 - Pas de corrosion, isolation électrique
- Contraintes :
 - Coût plus élevé pour une précision équivalente à l'aluminium

3. Acier inoxydable (304L ou 17-4PH)

- Cas d'usage :
 - Souffleries haute vitesse ou tests de longue durée
 - Résistance aux vibrations et charges élevées

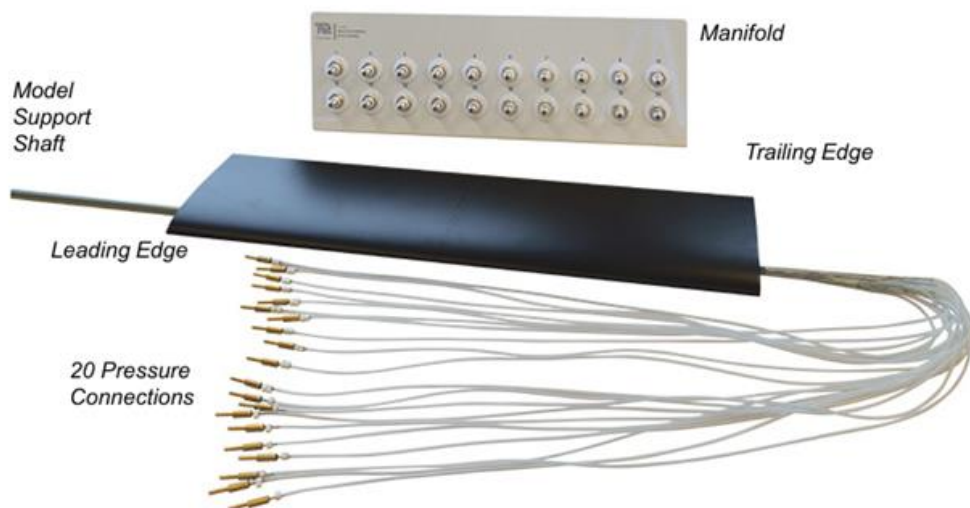


Figure II-3 : aile avec prises de pression (modèle a étudiée)

II.4 Théorique

II.4.1 Densité de l'air

La densité de l'air dans la soufflerie peut être déterminée à partir du rapport entre la pression ambiante, la constante des gaz et la température ambiante (Abbott, (1959)) :

$$\rho = \frac{P_a}{RT_a} \quad (\text{II-1})$$

Cette formule est dérivée de l'équation des gaz parfaits. Elle permet de calculer la densité de l'air (ρ) dans la soufflerie en fonction de la :

- **Pression ambiante** P_a
- **Température ambiante** T_a
- **Constante des gaz** R pour l'air.

II.4.2 Deux dimensions

Comme le profil d'aile s'étend sur toute la largeur de la section de test de la soufflerie, cela signifie impose que toutes les grandeurs ne dépendent pas de Z . C'est une hypothèse physique et géométrique :

$$\frac{\partial}{\partial z} = 0 \quad \text{Et} \quad w = 0 \quad (\text{II-2})$$

Cela signifie :

- L'écoulement est strictement identique dans chaque plan X-Y.
- Il n'y a pas de variation ni de mouvement dans la direction Z .
- On néglige complètement la troisième dimension (tourbillons, traînée induite).

II.4.3 Surface alaire

La surface alaire (S) est calculée par :

$$S = \text{Corde} \times \text{Envergure} \quad (\text{II-3})$$
$$S_{\text{alaire}} = C \times b$$

II.5 Les coefficients aérodynamiques

Coefficient de portance
$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho v^2 s} \quad (\text{II-4})$$

Coefficient de traînée
$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho v^2 s} \quad (\text{II-5})$$

Coefficient de moment
$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho v^2 c s} \quad (\text{II-6})$$

II.5.1 Centre aérodynamique (CA)

- Point où le moment aérodynamique est constant, peu importe incidence.
- Pour les profils fins ou NACA, il est situé à 25% de la corde (1/4 de la longueur à partir du bord d'attaque).
- Utilisé dans les calculs de stabilité.

II.5.2 Centre de pression (CP)

- Point d'application de la résultante aérodynamique (portance + traînée).
- Il bouge avec l'angle d'attaque et le régime de vol.
- Quand l'angle d'attaque change, le CP se déplace le long de la corde.

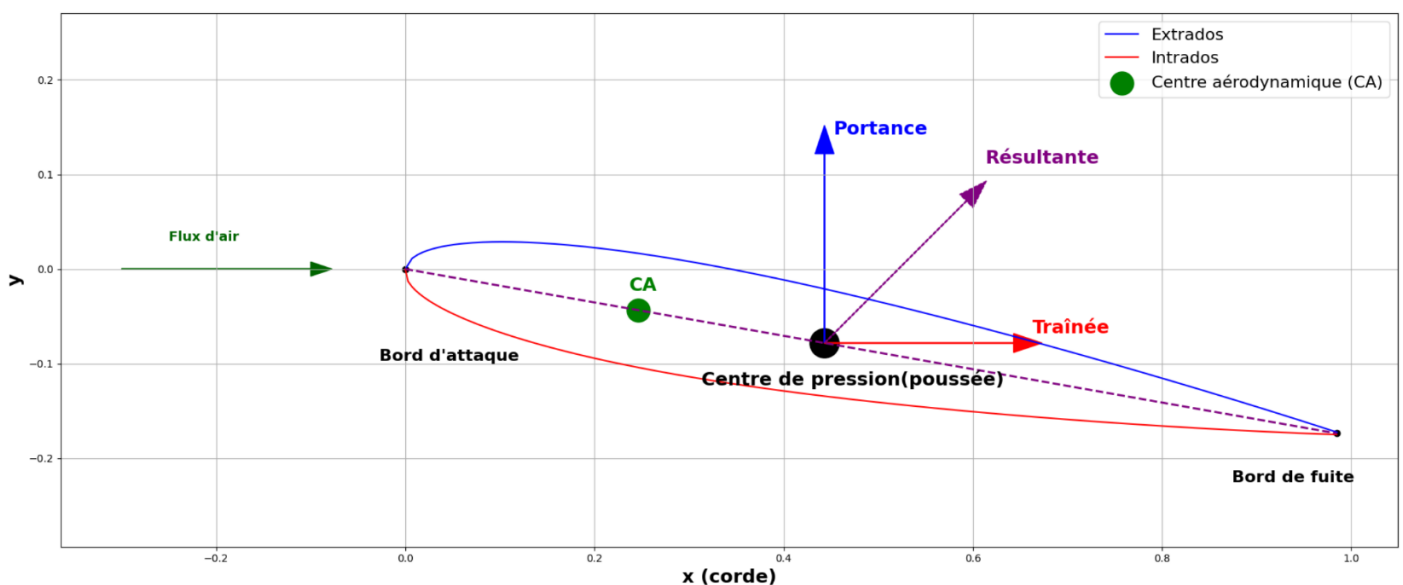


Figure II-4 : Centre aérodynamique et Centre de pression

II.6 Coefficient de pression

La portance d'un profil dépend des différences de pression entre la pression atmosphérique autour de l'aéronef et les pressions locales autour du profil créées lorsque l'air passe autour (ou sur) le profil (Bertin, (2013)).

Comme la pression atmosphérique varie selon l'altitude, il est préférable d'utiliser des valeurs relatives. Les ingénieurs utilisent donc un coefficient de pression adimensionnel qui est défini comme suit :

$$\text{Coefficient de pression} \quad C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho v_\infty^2} \quad (\text{II-7})$$

Où :

- p : pression mesurée à un point du profil (prise de pression)
- p_∞ : pression de l'air loin du profil (appelée pression libre)
- ρ, v_∞ : densité et vitesse de l'air dans la soufflerie

II.6.1 Trouver le coefficient de portance C_L à partir de C_p

Le coefficient de portance peut être déterminé par l'aire sous la courbe du coefficient de pression C_p tracé le long du profil

II.6.1.1 Cas d'une Incidence Nulle ($\alpha = 0^\circ$)

Pour un profil symétrique à incidence nulle, l'écoulement est parfaitement symétrique. Cela implique que :

- La distribution de pression est identique sur l'extrados (face supérieure) et l'intrados (face inférieure).
- Les forces de pression s'équilibrent, annulant la portance ($C_L = 0$).

Avec
$$C_L = \frac{1}{c} \int_0^c (C_{p,intrados}(x) - C_{p,extrados}(x)) dx \quad (II-8)$$

De même si on prend (x/c)
$$C_L = \int_0^1 \left(C_{p,intrados} \left(\frac{x}{c} \right) - C_{p,extrados} \left(\frac{x}{c} \right) \right) d(x/c) \quad (II-9)$$

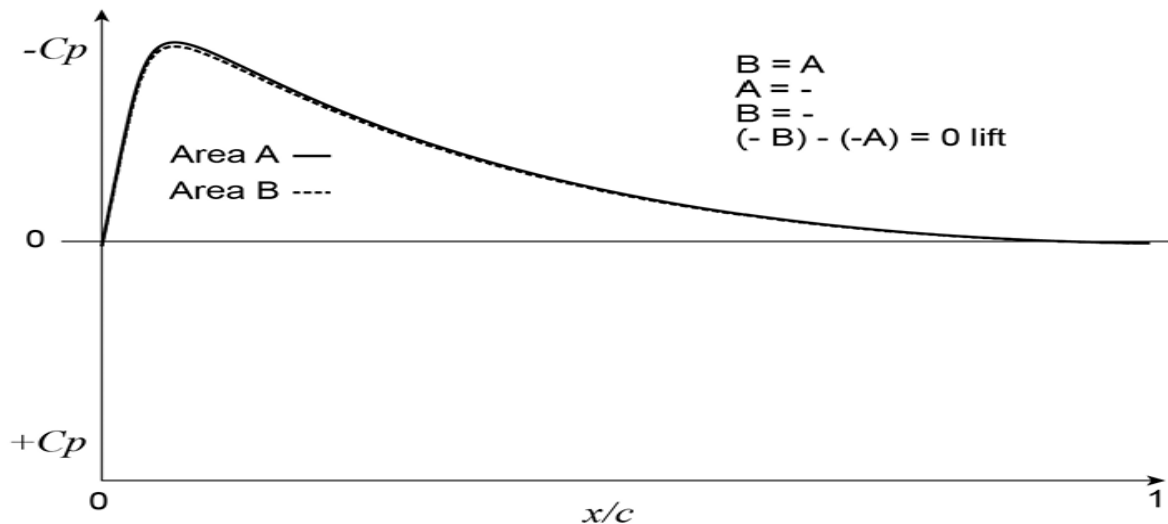


Figure II-5 : Graphe de C_p (Cas d'une Incidence Nulle ($\alpha = 0^\circ$))

II.6.1.2 Cas d'une Incidence n'est pas nulle ($\alpha \neq 0^\circ$)

Lorsqu'on ajoute ou augmente l'angle d'incidence (α) d'un profil aérodynamique on aura une variation de la vitesse : une augmentation sur l'extrados et diminution sur l'intrados :

Sous l'effet de Bernoulli
$$P + \frac{1}{2} \rho v^2 = cte \Rightarrow V \uparrow \text{entraîne } P \downarrow \quad (II-10)$$

- **Sur l'extrados :**

La pression locale ($P_{extrados}$) est inférieure à (P_∞) : $P_{extrados} < P_\infty$

- La dépression sur l'extrados crée une différence de pression entre le dessus et le dessous de l'aile.
- Cette différence génère une force nette dirigée vers le haut, que l'on appelle portance.
- On dit souvent que cette dépression "aspire" le profil vers le haut.

- **Sur l'intrados :**

La pression locale (P_{intrados}) est supérieure à la pression à l'infini (P_{∞}) :

$$P_{\text{intrados}} > P_{\infty}$$

- Cette surpression pousse le profil perpendiculairement aux lignes de courant extérieures, contribuant à la portance.

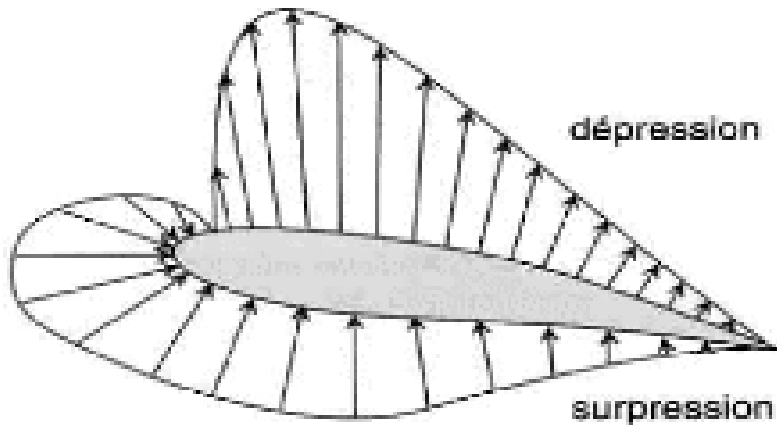


Figure II-6 : les zones de surpression et dépression autour d'un profil d'ail

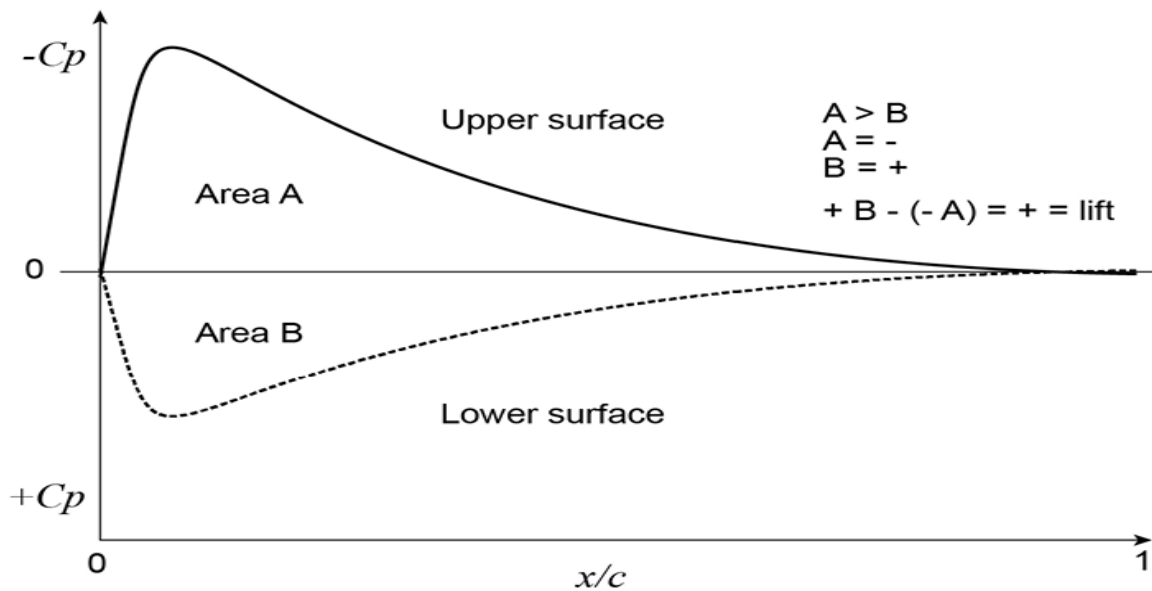


Figure II-7 : Graphe de C_p (Cas d'une Incidence non nulle ($\alpha \neq 0^\circ$))

II.7 Instrument de mesure et affichage pression

II.7.1 Afficheur de Pression 32 Voies AFA6

L'instrument AFA6 permet de mesurer la distribution de pression autour d'un profil aérodynamique (Beckwith, (2006)).

Il peut lire simultanément jusqu'à 32 voies de pression, numérotées et connectées de manière à ce que, dans le cas d'un :

Portance orientée vers le bas (angle d'incidence négatif), les voies paires soient reliées aux prises de pression de l'extra (Beckwith, (2006))dos, et les voies impaires à celles de l'intrados.

Les lectures de pression peuvent être affichées en temps réel, groupées par canaux, sur l'écran intégré de l'instrument.

1. Architecture du Capteur

Chaque voie de l'AFA6 intègre un micro capteur MEMS (système micro-électromécanique) composé :

- Une chambre étanche contenant une membrane en silicium monocristallin.
- Deux ports de pression statique :
 - Port (P_{prise}) : Connecté à la prise de pression du profil.
 - Port (P_{ref}) "Référence" : connecté à une référence (ex : pression ambiante).
- Déformation différentielle :

$$\Delta P = P_{\text{prise}} - P_{\text{ref}}$$

- Si $\Delta P > 0$: Membrane se déforme vers la référence.
- Si $\Delta P < 0$: Membrane se déforme vers la prise.

2. Détection piézorésistif :

Quand la pression d'air pousse sur la membrane, celle-ci se déforme légèrement.

- Sur cette membrane, on a des petits éléments conducteurs (appelés jauges de contrainte). Quand la membrane se déforme → La résistance électrique des jauges change.

- Un petit circuit électronique mesure cette variation de résistance → et la transforme en valeur de pression. Il existe aussi d'autres technologies parfois utilisées :

Type de capteur	Principe	Exemple
Capacitif	Variation de capacité électrique due à l'écartement des plaques	Capteurs haute précision
Piézoélectrique	Génération directe d'une tension par la déformation	Pour vibrations rapides, moins pour pression statique

Tableau 2 : différents capteurs intégrés dans L'AF6

II.7.1.1 Acquisition des Données

La référence de pression utilisée par ton système de mesure est la pression statique ambiante (hors de la soufflerie).

Dans une soufflerie à aspiration avec section fermée, on crée un débit d'air en abaissant la pression en aval avec un ventilateur ou une turbine.

Cela produit :

- Une dépression dans la section de travail par rapport à l'atmosphère,
- Donc une pression(P_{∞}) dans la veine d'essai déjà plus basse que la pression ambiante,
- Et encore plus basse autour du profil (surtout sur l'extrados).

Donc Les valeurs de pression mesurées sont négatives car

$$\Delta P = P_{\infty} - P_{amb} < 0$$

$$\Delta P = P_{profil} - P_{amb} < 0$$

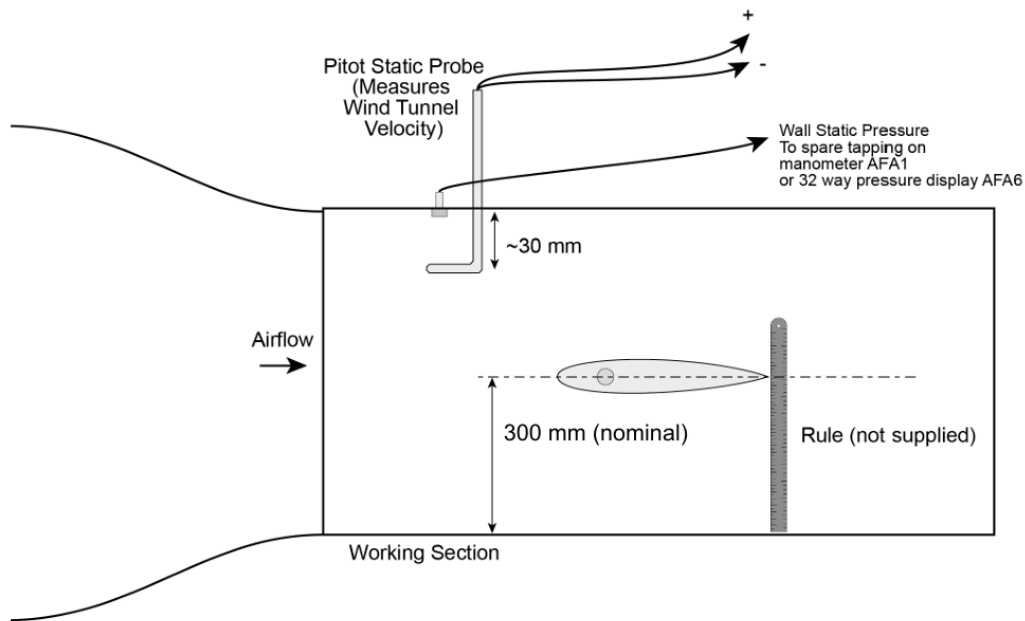


Figure II-8 : Montage du profil dans la section de travail

II.7.2 Manomètre multitube

- Le manomètre transforme une différence de pression en hauteur de liquide facile à mesurer visuellement.
- Il contient plusieurs tubes chacun est connecté à un point de prise de pression sur l'aile (profil) dans la soufflerie.
- Quand la pression s'exerce sur le liquide, elle fait monter ou descendre le niveau du liquide dans le tube.

Plus simple encore :

→ La hauteur du liquide donne une image directe de la pression mesurée au point correspondant.

→ On observe la distribution des pressions statiques sur la surface du profil aérodynamique.

Difficultés du manomètre multitube :

- Lecture manuelle moins précise
- Lenteur pour enregistrer les données : Tu dois mesurer et noter chaque niveau de liquide à la main, C'est lent surtout s'il y a beaucoup de prises de pression.

- Pas pratique pour des variations rapides : Si la pression change vite (par exemple pendant un changement d'angle d'attaque), le liquide met du temps à se stabiliser
→ donc tu ne peux pas suivre des variations rapides.



Figure II-9 : Manomètre multitube



Figure II-10 : Afficheur de Pression 32 Voies AFA6

chapitreIII Présentation soufflerie

La soufflerie de laboratoire reste aujourd'hui l'outil d'analyse le plus utilisé dans les travaux en aérodynamique, grâce à sa précision, facilité de mise en œuvre, disponibilité

Cet outil permet d'économiser à la fois du temps et de l'argent. Il offre des résultats précis, à condition de prendre en compte l'effet d'échelle et la réduction du nombre de Reynolds.

Le flux d'air dans l'AF1600 suit un parcours aérodynamiquement optimisé (AF, 1600 Subsonic Wind Tunnel) :

- Entrée par un redresseur de flux en nid d'abeille, accompagné d'une grille de stabilisation pour assurer un écoulement régulier.
- Effuseur (convergent) qui accélère progressivement l'air avant la section de travail.
- Section de travail fermée
- Diffuseur (divergent) qui ralentit et stabilise le flux.
- Ventilateur axial à vitesse variable, permettant de maintenir un débit d'air constant et d'ajuster la vitesse selon les besoins.
- Grille de sécurité et silencieux avant le rejet de l'air dans l'atmosphère

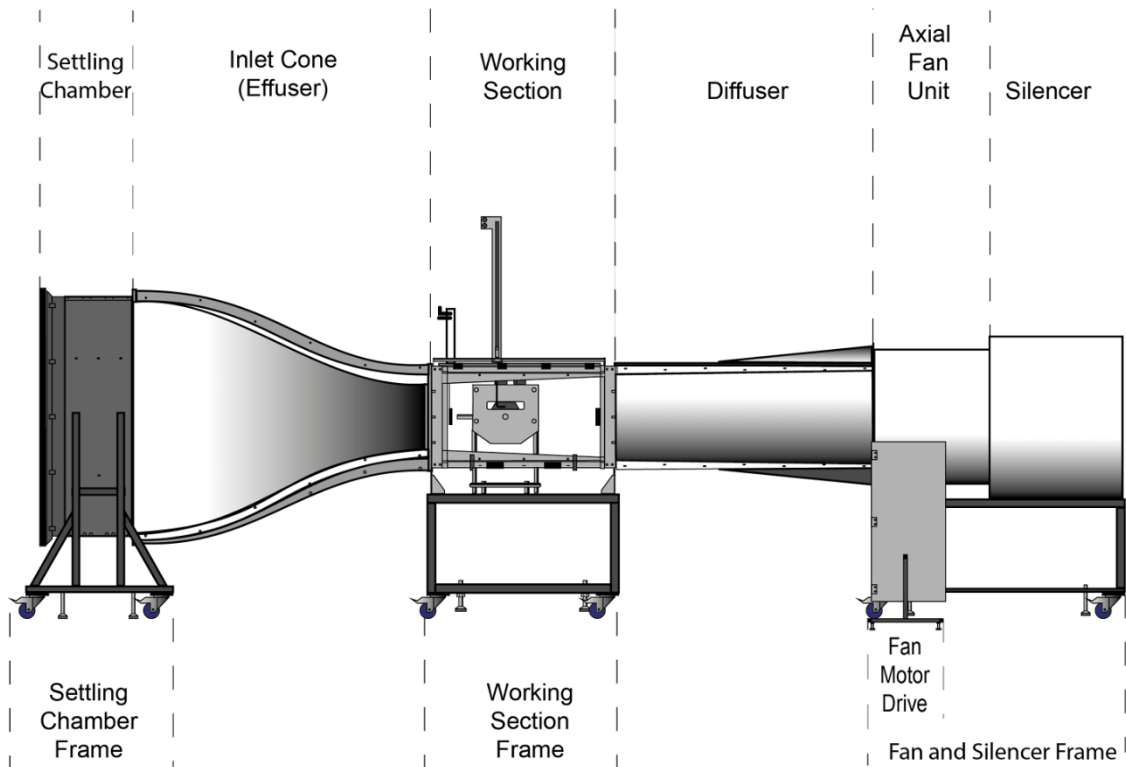


Figure III-1 : Soufflerie subsonique TQ AF 1600

Section de Travail :

La section de travail de la soufflerie présente une forme carrée, avec des coins chanfreinés afin de limiter les effets de recirculation dans les angles. Elle est construite principalement en acrylique transparent, offrant une excellente visibilité pendant les essais.

III.1 Instruments Inclus

III.1.1 Matériel VDAS-F

- C'est une **interface physique** qui se connecte aux instruments de mesure (capteurs de pression, balances de force, capteurs d'angle, etc.).
- Elle collecte les données analogiques ou numériques produites par les instruments.
- Cet appareil collecte des données provenant des instruments optionnels pour les transférer à un ordinateur (non fourni).

III.1.2 Logiciel VDAS

- Ce logiciel doit être installé sur un ordinateur compatible.
- Il permet de traiter, d'enregistrer et d'afficher les informations collectées par le matériel VDAS.

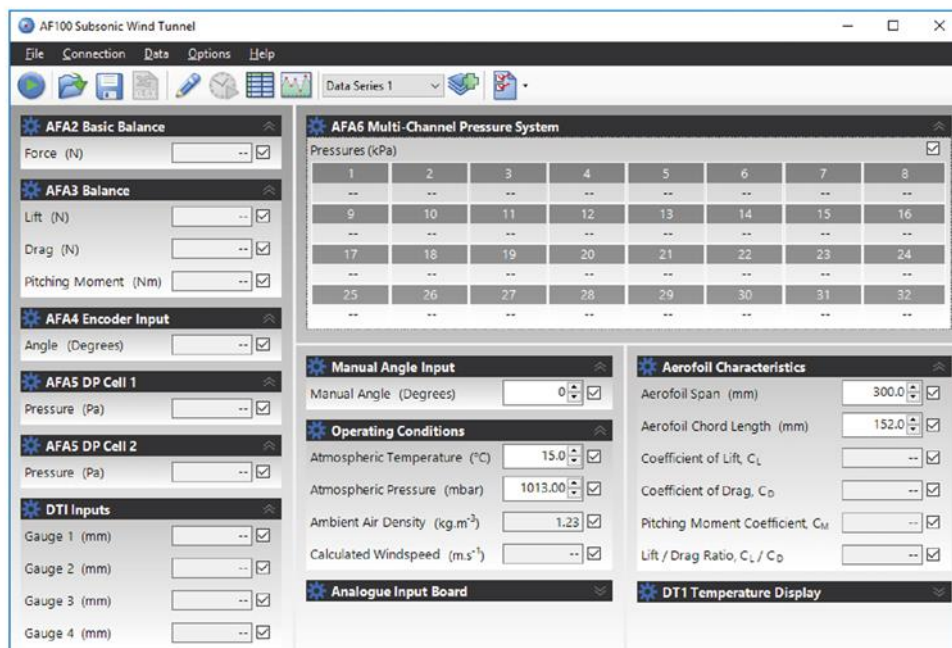


Figure III-2 : l'interface de programme VDAS

III.1.3 Balance à Trois Composantes

III.1.3.1 Mécanisme de fonctionnement

Montage du modèle :

Le modèle (ex : profil, cylindre, avion miniature...) est fixé à la balance par une **tige de montage** normalisée (diamètre 11,975 mm). Cette tige traverse le plancher de la section de travail et est fixée sur un **système de leviers internes**.

Système de capteurs (cellules de charge) :

À l'intérieur de la balance, il y a **trois capteurs de force** (appelés **cellules de charge**), chacun orienté pour mesurer une des composantes de force :

- Une cellule pour la **traînée**
- Une pour la **portance**
- Une pour le **moment de tangage**

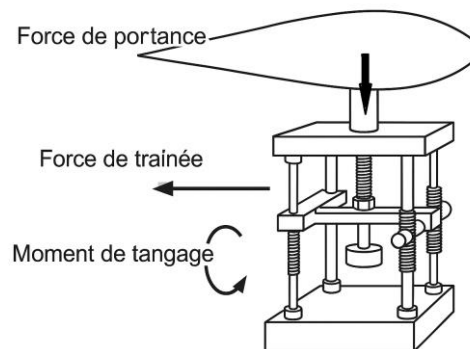


Figure III-3 : cellules de charge

III.1.3.2 Principe de mesure

Lorsque l'air circule et exerce des forces sur le modèle :

- Ces forces sont **transmises mécaniquement** à la structure interne de la balance.
- Les **cellules de charge déforment légèrement**, et cette déformation est **convertie en signal électrique**.
- Le signal est ensuite envoyé à un **afficheur électronique**, ou à **logiciel VDAS** si connecté.

- Cet instrument est spécialement conçu pour être utilisé avec la soufflerie AF1600, mais il peut également être employé avec d'autres souffleries compatibles.
- Il est installé sous la section de travail et maintien des modèles à l'intérieur de la soufflerie.
- Il est connecté à une unité d'affichage séparée et mesure les forces appliquées au modèle pendant les expériences.

III.1.4 Capteur d'Angle AFA4

Il mesure précisément l'angle entre l'axe du modèle (comme une aile ou un profil) et le flux d'air horizontal dans la veine d'essai.

- Le capteur AFA4 est un **capteur rotatif angulaire** monté sur l'axe du modèle.
- Lorsque l'on fait **pivoter le modèle**, le capteur enregistre **en continu** l'angle exact avec une bonne précision (souvent au dixième de degré).
- Il peut être connecté au système **VDAS**, qui **enregistre automatiquement les angles** synchronisés avec les forces

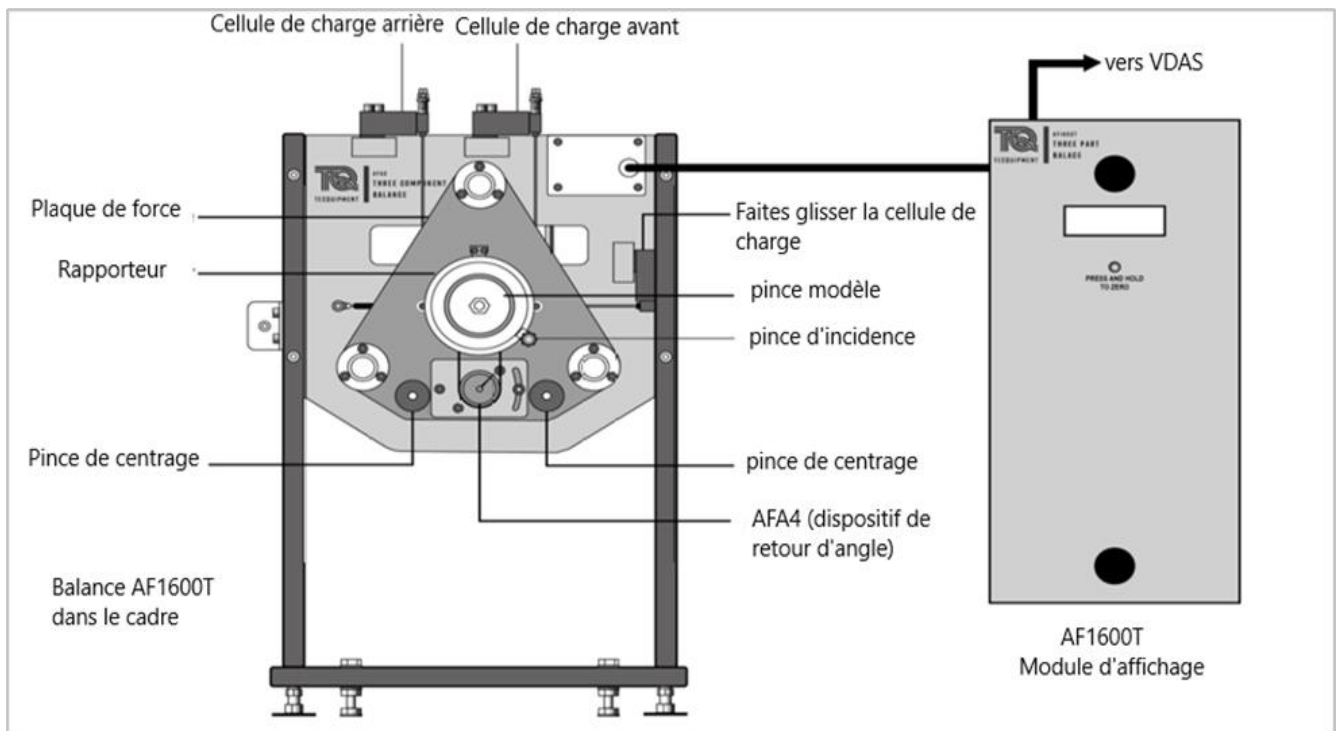


Figure III-4 : Balance aérodynamique et leur dispositif

III.2 Tube de Pitot

III.2.1 Pitot Fixe (AFA7)

Le **traverse Pitot-statique** est un tube mobile monté dans la section de travail, en amont ou en aval du modèle testé. Il permet de :

- Réaliser des **profils de pression dans le sillage** du modèle (étude du sillage ou wake traverse),
- Mesurer la **pression dynamique et statique** en différents points verticaux

III.2.2 Traverse Pitot-Statique X/Y (AF1600XY)

Ce dispositif permet un déplacement **dans les deux directions (X et Y)** au-dessus de la section de travail. Il est particulièrement utile pour :

- Effectuer des **cartographies complètes du champ de vitesses**,
- Visualiser l'évolution de la vitesse autour ou en aval du modèle

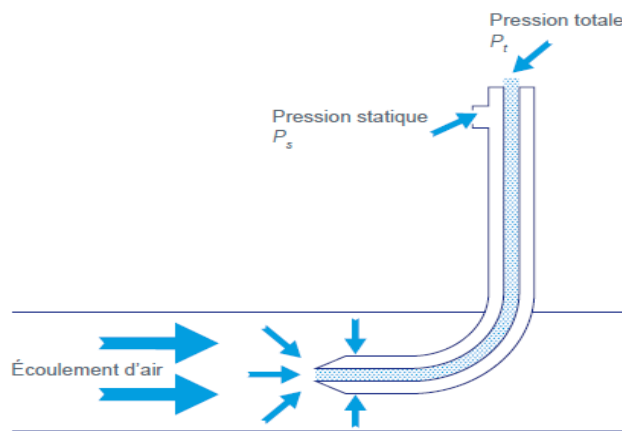


Figure III-5: Tube de Pitot-Statique

- Pression totale (via Orifice frontal orienté parallèle au flux)
- Pression statique (via Orifices latéraux orientés perpendiculaire au flux) (Tropea, (2007))

Les positions verticale et axiale des deux tubes de Pitot sont réglables manuellement, et leur valeur est indiquée en temps réel sur un afficheur numérique.

Cet indicateur peut être réinitialisé à zéro à n'importe quelle position, ce qui permet à l'utilisateur de définir un point de départ ou un repère pour l'expérience.

III.3 Affichage de Pression Différentielle DP6

Connexion des deux pressions Le DP6 a **deux entrées** :

- **Entrée + (High / H)** : reçoit la pression la plus élevée (P_{total} d'un Pitot)
- **Entrée – (Low / L)** : reçoit la pression la plus faible (P_{statique} d'un Pitot)

Comparaison interne :

- À l'intérieur du DP6, une **cellule de mesure** (souvent à membrane) **déforme** légèrement sous la différence de pression.
- Cette déformation est convertie en **signal électrique** proportionnel à ΔP .

Affichage numérique :

- Le signal est traité électroniquement, Puis affiché **directement à l'écran**
- La pression dynamique est égale à la différence entre la pression totale et la pression statique. Elle est donnée par la formule suivante :

$$\Delta P = P_{\text{dynamique/différentiel}} = P_{\text{total}} - P_{\text{statique}}$$

En utilisant la relation entre pression dynamique et vitesse, on peut écrire

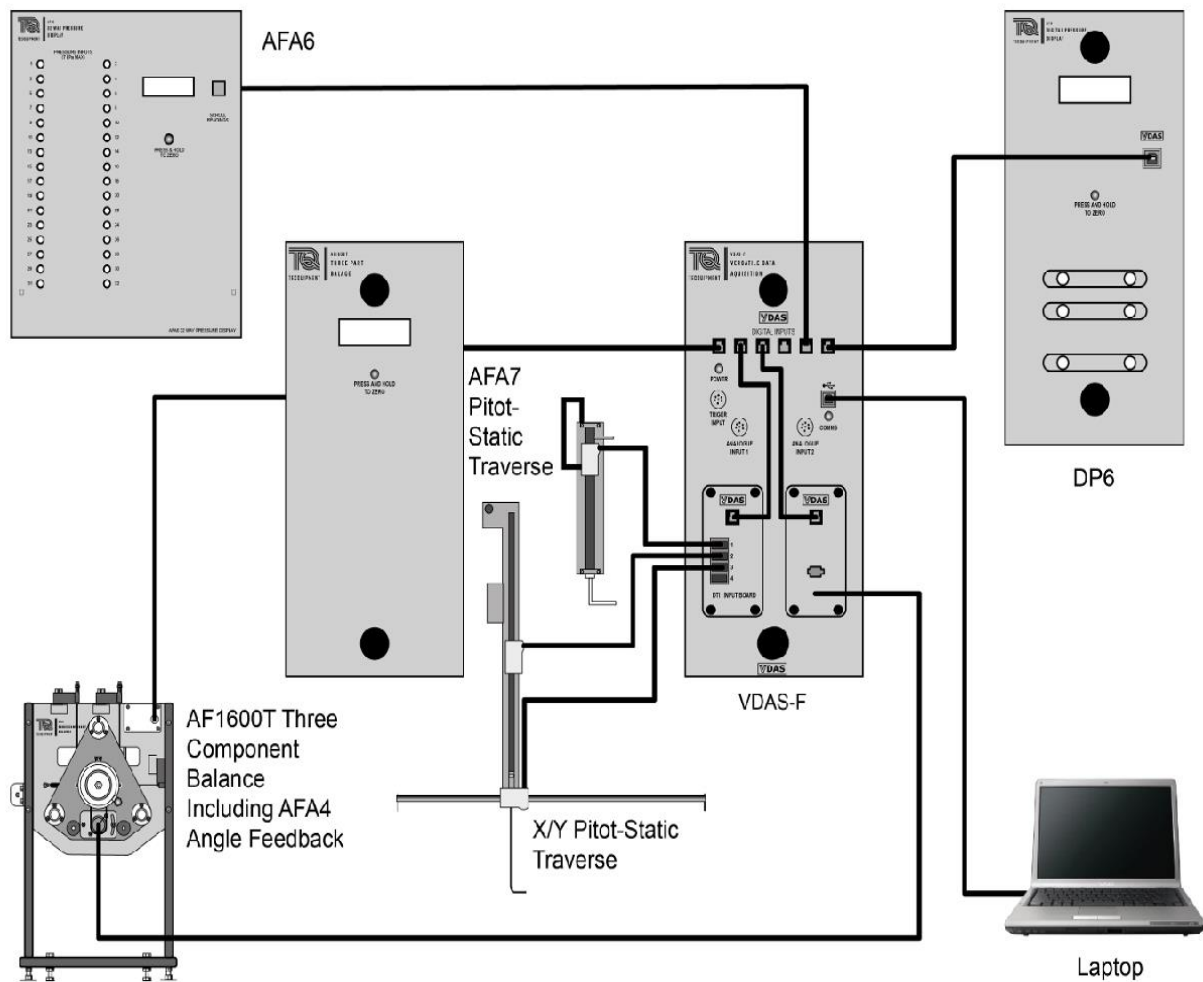
$$\Delta P = P_{\text{dynamique/différentiel}} = \frac{1}{2} \rho_{\text{air}} v^2$$



Figure III-6 : instrument d'affichage pression dynamique DP6

III.4 Schéma Système

Une installation fiable des instruments de mesure, couplée à une bonne maîtrise de leur principe de fonctionnement, permet d'interpréter plus facilement les résultats obtenus, **de garantir des mesures plus précises et des valeurs plus claires** (AF, 1600 Subsonic Wind Tunnel).



chapitreIV Simulation numérique

IV.1 Introduction

L'objectif de ce chapitre est de présenter l'approche numérique adoptée pour analyser le comportement aérodynamique du profil étudié. La simulation numérique permet de compléter les résultats expérimentaux en offrant une visualisation détaillée des phénomènes d'écoulement, difficilement accessibles en soufflerie ou par mesure directe.

IV.2 Approches numériques de la turbulence

L'écoulement généralement dominés par la **turbulence**, un phénomène **complexe**, **instationnaire**, **chaotique**, impliquant une large gamme d'échelles de tourbillons. Sa représentation fidèle est donc **un défi** en mécanique des fluides, tant sur le plan théorique que numérique.

Les **équations de Navier-Stokes**, utilisées pour décrire le mouvement d'un fluide visqueux, contiennent toutes les échelles de la turbulence.

Toutefois, **résoudre directement toutes ces échelles** nécessite une capacité de calcul colossale, ce qui est généralement inabordable en ingénierie.

➡ C'est la raison pour laquelle **différentes approches de simulation de la turbulence** ont été développées afin de trouver le bon compromis entre **précision** et **coût de calcul**.

➡ Chacune de ces méthodes s'efforce de traiter de manière appropriée le rôle des structures tourbillonnaires en fonction des besoins de l'étude.

	RANS	LES	DES	DNS
Résolution	Moyennée	Filtrée	Hybride	Directe
Fermeture	K- ϵ , k- ω	SGS, Smagorinsky	RANS/LES	Aucune
Coût	Faible	Moyen	Moyen-élevé	Très élevé
Applications	Applications d'ingénierie rapide	Grands tourbillons, décollement	Cas complexes, géom. étendue	Cas fondamentaux, validation
Précision	Moyenne	Élevée	Élevée	Maximale (de référence)

IV.3 Modèle mathématique (les équations de base)

IV.3.1 Équations fondamentales de Navier-Stokes

Les modèles de base sont dérivés des principes fondamentaux de conservation de la mécanique des fluides :

Conservation de la Masse (équation de continuité) $\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) = 0$ (IV-1)

Conservation de la Quantité de Mouvement $\rho \left(\frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \vec{u} \cdot \nabla \vec{u} \right) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{u} + \vec{f}$ (IV-2)

Conservation de l'Énergie $\rho \left(\frac{\partial h}{\partial t} + \vec{u} \cdot \nabla h \right) = \nabla \cdot (k \nabla T) + \Phi$ (IV-3)

$$h = e + \frac{p}{\rho}$$

IV.4 Modélisation de la Turbulence par les Modèles RANS

Dans le cadre de la simulation numérique des écoulements turbulents, la modélisation de la turbulence constitue une étape essentielle pour réduire le coût numérique tout en capturant correctement les effets des fluctuations turbulentes. Les modèles de type RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) sont les plus couramment utilisés en ingénierie pour simuler les écoulements moyennés.

Ce chapitre présente les principales formulations des modèles de turbulence basés sur RANS, notamment : Modèle **k-ε**, **k-ω**, Modèle hybride **k-ω SST** (Shear Stress Transport).

Décomposition de Reynolds

Pour une grandeur scalaire ou vectorielle instationnaire (ex. vitesse ou pression), la décomposition de Reynolds est :

$$\phi(\vec{x}, t) = \overline{\phi}(\vec{x}) + \phi'(\vec{x}, t)$$

IV.4.1 Propriétés mathématiques du moyennage

Moyenne d'une fluctuation : $\overline{\phi'} = 0$

Moyenne d'une somme : $\overline{a\phi + b\psi} = a \overline{\phi} + b \overline{\psi}$

Moyenne d'un produit : $\overline{\phi\psi} = \overline{\phi} \overline{\psi} + \overline{\phi'\psi'}$

- $\phi(\vec{x}, t)$: grandeur totale (instantanée),
- $\bar{\phi}(\vec{x})$: composante moyenne (temporelle, d'ensemble ou spatiale),
- $\phi'(\vec{x}, t)$: **fluctuation turbulente** (instantanée autour de la moyenne).

IV.4.2 Substitution des champs décomposés dans Navier-Stokes

Vitesse $u_i(x_j, t) = \bar{u}_i(x_j) + u'_i(x_j, t)$

Pression $p(x_j, t) = \bar{p}(x_j) + p'(x_j, t)$

N-S donne
$$\rho \left(\frac{\partial(\bar{u}_i + u'_i)}{\partial t} + (\bar{u}_j + u'_j) \frac{\partial(\bar{u}_i + u'_i)}{\partial x_j} \right) = - \frac{\partial(\bar{p} + p')}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial^2(\bar{u}_i + u'_i)}{\partial x_j \partial x_j} \quad (\text{IV-4})$$

Application du moyennage temporel

Moyenne des fluctuations : $\bar{u}'_i = 0, \quad \bar{p}' = 0$

Moyenne de la dérivée : $\frac{\partial(\bar{u}_i + u'_i)}{\partial t} = \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t}$

Terme non linéaire : $(\bar{u}_j + u'_j) \frac{\partial(\bar{u}_i + u'_i)}{\partial x_j} = \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \bar{u}_j \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} + u'_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + u'_j \frac{\partial u'_i}{\partial x_j}$

Moyennage du terme non linéaire : $(\bar{u}_j + u'_j) \frac{\partial(\bar{u}_i + u'_i)}{\partial x_j} = \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \overline{u'_j \frac{\partial u'_i}{\partial x_j}}$

IV.4.3 Équation de Navier-Stokes moyennée (RANS)

$$\rho \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j \partial x_j} - \rho \frac{\partial \overline{u'_i u'_j}}{\partial x_j} \quad (\text{IV-5})$$

$$R_{ij} = \overline{u'_i u'_j} \quad \text{"Tenseur Reynolds"}$$

R_{ij} . C'est ce terme qui représente l'effet de la turbulence sur l'écoulement moyen.

IV.4.4 Fermeture des équations

L'équation RANS contient maintenant **plus d'inconnues que d'équations**. Ce problème est appelé problème de **fermeture**.

Il faut alors **modéliser** ces termes supplémentaires pour pouvoir résoudre le système.

Pour fermer les équations, on introduit un **modèle de turbulence**.

Modèle de Boussinesq (hypothèse d'une viscosité turbulente) :

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad / \quad k = \frac{1}{2} \overline{u'_i u'_i} \quad \text{et} \quad (\delta_{ij} = 1) \text{ si } (i = j)$$

$$\rho \left(\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial t} + \overline{u_j} \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} \right) = - \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\bar{p} + \frac{2}{3} \rho k \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_i} \right) \right] \quad (\text{IV-6})$$

Une **partie isotrope** (contribution des **fluctuations turbulentes de pression**), qui s'ajoute au gradient de pression classique $\frac{2}{3} \rho \frac{\partial k}{\partial x_i}$ Ainsi, le **terme de diffusion visqueuse total**

$$(\text{laminaire} + \text{turbulent}) \quad \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_i} \right) \right]$$

Pression effective $p_{eff} = \bar{p} + \frac{2}{3} \rho k$

Viscosité effective $\mu_{eff} = \mu + \mu_t$

$$\rho \left(\frac{\partial \vec{\bar{u}}}{\partial t} + \vec{\bar{u}} \cdot \nabla \vec{\bar{u}} \right) = -\nabla \left(\bar{p} + \frac{2}{3} \rho k \right) + \nabla \cdot \left[(\mu + \mu_t) \left(\nabla \vec{\bar{u}} + (\nabla \vec{\bar{u}})^T \right) \right] \quad (\text{IV-7})$$

Le choix dépend du type d'écoulement (proche paroi, séparation, écoulement externe/interne), de la précision souhaitée et du coût numérique.

IV.4.4.1 Modèle k-ε standard

Le modèle k-ε est un **modèle à deux équations** Utilisé pour écoulements **libres, externes, loin des parois** (C.G.Speziale, (1990).)

Viscosité turbulente $\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (\text{IV-8})$

Équation de transport k $\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \overline{u_j} k)}{\partial x_j} = P_k - \rho \varepsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (\text{IV-9})$

ε : taux de dissipation de k.

Équation de transport ε $\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \overline{u_j} \varepsilon)}{\partial x_j} = C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} P_k - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] \quad (\text{IV-10})$

IV.4.4.2 Modèle k- ω standard

Viscosité turbulente $\mu_t = \rho \frac{k}{\omega}$ (IV-11)

μ_t : Viscosité turbulente.

ω : Pulsation spécifique (frequency of dissipation).

k : énergie cinétique turbulente.

Équation de transport pour k

Générale " instationnaire " $\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_j k)}{\partial x_j} = P_k - \beta^* \rho k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]$ (IV-12)

$\partial_t(\rho k) + \partial x_j(\rho \bar{u}_j k)$: Terme convectif.

$\beta^* \rho k \omega$: Dissipation de (k).

$\partial x_j [(\mu + \sigma_k \mu_t) \partial x_j (k)]$: Diffusion.

Équation de transport pour ω

"instationnaire" $\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_j \omega)}{\partial x_j} = \gamma \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right]$ (IV-13)

$\gamma \frac{\omega}{k} P_k$: Production de ω.

$\beta \rho \omega^2$: Dissipation de ω.

$\partial x_j [(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \partial x_j \omega]$: Diffusion.

Constante	K-ε	K- ω	Description
β^*	0.09	-	Coefficient dans le terme de dissipation de k
σ_k	2.0	1.0	Nombre de Prandtl turbulent pour k
$\sigma_\omega, \sigma_\epsilon$	2.0	1.3	Nombre de Prandtl turbulent pour ε et ω
γ	0.553	-	Coefficient de production dans l'équation de ω
β	0.075	-	Coefficient dans le terme de dissipation de
C_μ	-	0.09	Coefficient pour la viscosité turbulente
$C_{1\epsilon}$	-	1.44	Coefficient de production dans l'équation de ε
$C_{2\epsilon}$	-	1.92	Coefficient de dissipation dans l'équation de ε

Tableau 3 constantes du modèle turbulence

IV.4.4.3 Modèle k – ω – SST

Viscosité turbulente $\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)}$ (IV-14)

F_2 : Fonction de mélange

a_1 : Constante = 0.31

$S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}}$: Norme du tenseur des taux de déformation (cisaillement)

S_{ij} : Tenseur de cisaillement

Équation de transport k $\frac{\partial(\rho \bar{u}_j k)}{\partial x_j} = P_k - \beta^* \rho k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]$ (IV-15)

Équation de transport pour ω

$$\frac{\partial(\rho \bar{u}_j \omega)}{\partial x_j} = \gamma \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (IV-16)$$

P_k Traduit la **génération de turbulence** due aux **variations de vitesse** dans l'écoulement (cisaillement ou gradients de vitesse) **Important** dans toutes les équations de turbulence.

Terme de production $P_k = 2 \mu_t S_{ij} S_{ij}$ avec $S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right)$

$$P_k = \mu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j}$$

Les Fonctions F_1 , F_2

F_1 jouent un rôle central pour assurer une transition progressive entre deux formulations classiques : le modèle k–ω (adapté aux zones proches des parois) et le modèle k–ε (adapté aux zones éloignées des parois). **Transition entre les modèles** (F.R.Menter, (1992)).

F_2 Essentiel dans la formulation de la viscosité turbulente du modèle SST. Elle sert à activer un **limiteur de cisaillement qui corrige les excès de turbulence** prévus dans certaines zones de l'écoulement.

Transition entre les modèles $F_1 = \tanh \left(\left[\min \left(\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500 \nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4 \rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right) \right]^4 \right)$ (IV-17)

$$CD_{k\omega} = \max \left(2 \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right)$$

$\nu = \mu / \rho$: viscosité cinématique

y : distance à la paroi

Interprétation

$F_1 \approx 1 \rightarrow$ Modèle $k-\omega$ activé (région proche paroi),

$F_1 \approx 0 \rightarrow$ Modèle $k-\varepsilon$ activé (région extérieure)

Les constantes physiques sont ensuite interpolées : $\phi = F_1 \cdot \phi_{k-\omega} + (1 - F_1) \cdot \phi_{k-\varepsilon}$

ϕ Représente n'importe quelle constante modélisée (ex $\beta, \gamma, \sigma_k, \sigma_\omega \dots$)

$$\beta = \beta_1 F_1 + \beta_2 (1 - F_1)$$

$$\gamma = \gamma_1 F_1 + \gamma_2 (1 - F_1)$$

$$\text{Fonction } F_2 \quad F_2 = \tanh \left(\left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right) \quad (\text{IV-18})$$

$F_2 \approx 1 \rightarrow$ Près des parois (Comportement comme $k-\omega$)

$F_2 \approx 0 \rightarrow$ Loin des parois (Limitation active)

IV.5 Conditions aux limites (Boundary Conditions)

IV.5.1 Conditions à l'entrée (Inlet conditions)

Lorsqu'une variable n'est pas directement imposée à une frontière du domaine, une condition de Neumann homogène (gradient nul) est généralement utilisée $\frac{\partial \phi}{\partial n} = 0$

Où (ϕ) représente une grandeur physique comme la pression $\left(\frac{\partial p}{\partial n} = 0\right)$, (k) ou (ω). Cette condition traduit l'absence de flux. (n) : est la direction normale à la frontière.

Les variables turbulentes sont estimées à partir de l'intensité turbulente I

$$\text{L'intensité turbulente } I \quad I = u' / U \quad (\text{IV-19})$$

u' : est la **valeur RMS** (racine carrée moyenne) des fluctuations de vitesse (turbulence)

U : vitesse moyenne d'écoulement.

(Typiquement entre 1 % et 5 %) et de la vitesse moyenne U .

Ainsi, on calcule :

$$k = (I \cdot U)^2 \quad (\text{IV-21})$$

Puis on déduit ε

$$\varepsilon = C_D^{3/4} \cdot \frac{k^{3/2}}{L_m} \quad (\text{IV-20})$$

- $L_m \approx (0.07 - 0.09) \times H$: longueur de mélange
- H Est une dimension caractéristique (souvent le diamètre hydraulique).

Enfin pour ω

$$\omega = \frac{\varepsilon}{C_D \cdot k} \quad (\text{IV-22})$$

IV.5.2 Conditions aux limites au niveau de la paroi

Dans les deux cas, la condition de non-glissement est imposée à la vitesse : $\vec{U}_{\text{paroi}} = 0$

IV.5.2.1 Modèle High-Re avec fonction murale

Principe :

- Ce modèle **ne résout pas complètement** la couche limite proche de la paroi
- Il **approxime** les effets proches du mur avec des **formules semi-empiriques**, appelées **fonctions murales (wall functions)**.

Objectif :

- Réduire le nombre d'éléments de maillage nécessaires près de la paroi.
- Permettre un maillage plus grossier (typ. $y^+ > 30$).

Conditions imposées :

Énergie cinétique turbulente

$$k = \frac{U_\tau^2}{\sqrt{C_D}} \quad (\text{IV-23})$$

Spécificité de turbulence

$$\omega = \frac{U_\tau}{\sqrt{C_D} \cdot \kappa \cdot y} \quad (\text{IV-24})$$

- où $U_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$ est la vitesse de frottement
- $C_D \approx 0.09$, $\kappa \approx 0.41$

IV.5.2.2 Modèle Low-Re (résolution directe de la paroi)

Principe :

- Ce modèle est **plus précis** car il **résout complètement la sous-couche visqueuse**.
- Nécessite un maillage très fin près de la paroi : $y^+ \approx 1$ ou moins.

Conditions imposées :

Énergie cinétique turbulente : $k = 0$

Spécificité de turbulence : $\omega = \frac{2\nu_l}{\beta_1 y^2}$

où ν_l : Est la viscosité cinématique laminaire

$$\beta_1 \approx 0.075$$

y : Est la distance entre la paroi et le premier point de calcul

Définition de y^+ : coordonnée adimensionnelle normale à la paroi, utilisée pour mesurer la distance du premier point de maillage depuis la paroi, exprimée en unités de longueur visqueuse.

$$y^+ = \frac{U_\tau \cdot y}{\nu} \quad (\text{IV-25})$$

IV.6 Choix du y^+ selon le modèle de turbulence

Modèle	Exigence sur y^+	Remarques
K-ϵ	$y^+ > 30$	Utilise des fonctions murales (wall functions)
K-ω standard	$y^+ \leq 1$	Résout la couche limite (low-Re model)
K-ω SST	$y^+ \leq 1$ ou > 30	Accepte les deux : résolution directe ou wall functions (hybride)

Tableau 4 y^+ selon le modèle de turbulence

IV.7 Méthodes de discrétisation numériques

IV.7.1 Méthode des différences finies (FDM)

Cette méthode consiste à approximer les dérivées des équations différentielles en utilisant des différences entre les valeurs du champ sur une grille régulière. Elle est simple à implémenter, mais difficile à appliquer à des géométries complexes.

IV.7.2 Méthode des éléments finis (FEM)

La FEM découpe le domaine en éléments et approxime la solution par des fonctions de forme. Très puissante pour la mécanique des structures, elle est plus rarement utilisée en mécanique des fluides en raison de la complexité de sa formulation pour les équations de conservation.

IV.7.3 Méthode des volumes finis (FVM)

La résolution des équations gouvernant l'écoulement d'un fluide repose sur leur reformulation sous forme discrète. Parmi les méthodes numériques les plus utilisées en mécanique des fluides numérique (CFD), la **méthode des volumes finis (Finite Volume Method – FVM)** occupe une place centrale. Elle est particulièrement bien adaptée à la résolution des **équations de Navier-Stokes** et des **modèles de turbulence** associés, notamment dans le cadre de simulations d'écoulement autour de profils aérodynamiques.

IV.7.3.1 Principe général de la méthode

La méthode des volumes finis consiste à intégrer les équations de conservation (masse, quantité de mouvement, énergie) sur des **volumes de contrôle élémentaires**. Ces volumes sont définis par un maillage du domaine d'écoulement. L'intégration transforme les équations différentielles partielles (EDP) en **équations algébriques**, résolues aux centres des volumes.

L'idée centrale est d'imposer que le flux net de chaque grandeur physique entrant et sortant d'un volume de contrôle soit égal à la variation locale ou à une source éventuelle.

Un maillage structuré peut être utilisé, composé de **cellules quadrilatères en 2D** ou **hexaédriques en 3D**.

Chaque cellule est associée à un **point nodal** central, noté P , et entourée de ses voisins immédiats : E, W, N, S. Le schéma ci-dessous illustre la disposition classique

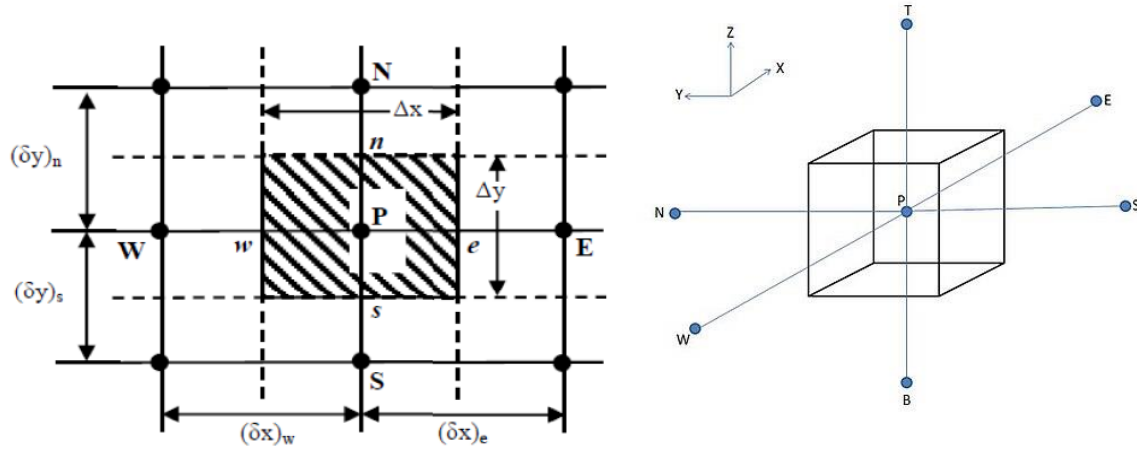


Figure -IV-1 Volumes de contrôle 2D et 3D

P : centre de la cellule courante

$\Delta x, \Delta y$: dimensions de la cellule

$\delta x_e, \delta x_w, \delta y_n, \delta y_s$: dimensions de la cellule

E, W, N, S: cellules voisines (Est, Ouest, Nord, Sud)

Pour chaque volume de contrôle, on écrit :

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \phi \, dV + \int_S \phi \, \vec{u} \cdot \vec{n} \, dS = \int_S \Gamma \nabla \phi \cdot \vec{n} \, dS + \int_V S_\phi \, dV \quad (\text{IV-26})$$

ϕ : est la variable transportée (vitesse, énergie, etc.)

Γ : est le coefficient de diffusion (viscosité, conductivité, etc.)

S_ϕ : est le terme source

$\vec{n}$: est le vecteur normal à la surface du volume de contrôle.

IV.7.3.2 Discrétisation des différents termes

Terme convectif

Le flux convectif à travers une face f est discrétisé par :

$$\int_S \phi \vec{u} \cdot \vec{n} \, dS \approx \sum_f \phi_f \cdot F_f \quad (\text{IV-27})$$

ϕ_f : valeur de la variable transportée à la face f ,

$F_f = \rho_f \vec{u}_f \cdot \vec{n}_f \cdot S_f$ est le **flux de masse** à travers la face f .

Schéma amont (Upwind) :

$$\phi_f = \begin{cases} \phi_P & \text{si } F_f > 0 \\ \phi_{nb} & \text{si } F_f < 0 \end{cases}$$

ϕ_{nb} "neighbor" La **cellule voisine** de la cellule centrale P par rapport à la face f

Ce schéma est **robuste** mais **diffusif**.

Terme diffusif

Le flux diffusif à travers une face est donné par
$$\int_S \Gamma \nabla \phi \cdot \vec{n} dS \approx \sum_f \Gamma_f \left(\frac{\partial \phi}{\partial n} \right)_f S_f \quad (\text{IV-28})$$

Schéma centré (Central Difference Scheme)
$$\left(\frac{\partial \phi}{\partial n} \right)_f \approx \frac{\phi_{nb} - \phi_P}{d_{nb}} \quad (\text{IV-29})$$

d_{nb} : distance entre les centres des cellules P et nb .

Ce schéma est **précis** mais peut devenir **instable** dans les écoulements fortement dominés par la convection.

Terme transitoire (instationnaire) :

Schéma implicite (Euler arrière)
$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \phi dV \approx \frac{\phi_P^{n+1} - \phi_P^n}{\Delta t} \cdot V_P \quad (\text{IV-30})$$

Cette méthode est **inconditionnellement stable**, même pour des grands Δt .

Elle nécessite de **résoudre un système d'équations couplées** à chaque pas de temps.

Schéma explicite (Euler avant)
$$\phi_P^{n+1} = \phi_P^n + \frac{\Delta t}{V_P} \cdot RHS^n \quad (\text{IV-31})$$

RHS^n Est le résidu (ou flux net) calculé à l'instant n :

$$RHS^n = - \sum_f (F_f \phi_f)^n + \sum_f \left(\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial n} \right)_f^n + S_\phi^n \quad (\text{IV-32})$$

Cette méthode est **simple** à mettre en œuvre, mais **conditionnellement stable** :

$$CFL = \frac{u \cdot \Delta t}{\Delta x} < 1 \quad (\text{IV-33})$$

CFL (ou nombre de Courant–Friedrich–Lewy) exprime le rapport entre le déplacement physique d'une information (vitesse) et la taille de la maille durant un pas de temps.

IV.8 Choix du type de maillage

IV.8.1 Différence entre maillage structuré et non structuré

Le maillage est une étape fondamentale dans toute simulation numérique en mécanique des fluides (CFD) ou en mécanique des structures. On distingue principalement deux types de maillages : **structurés** et **non structurés**.

Un **maillage structuré** est constitué de cellules organisées selon une topologie régulière (quadrilatères en 2D, hexaèdres en 3D). Les nœuds sont indexés de manière ordonnée, ce qui permet une implémentation simple et une efficacité de calcul élevée. Ce type de maillage convient bien aux **géométries simples** (canal, plaque plane, aile symétrique), mais il devient difficile à adapter à des formes complexes, surtout lorsqu'un raffinement local est nécessaire.

À l'inverse, un **maillage non structuré** utilise des cellules de forme plus flexible, comme des **triangles** (en 2D) ou des **tétraèdres** (en 3D). Il permet une meilleure adaptation aux **géométries complexes** et un raffinement localisé là où les gradients de variables sont importants (par exemple, près des parois ou dans les zones de recirculation). Toutefois, il requiert une gestion plus complexe des connectivités entre les cellules, ce qui peut alourdir le calcul numérique.

Le **maillage hybride (structuré / non structuré)** désigne l'utilisation conjointe d'un **maillage structuré** (ordonné, régulier) dans certaines parties du domaine et d'un **maillage non structuré** (irrégulier, adaptable) dans d'autres, afin d'optimiser à la fois la **précision**, la **vitesse de calcul**, et l'**adaptabilité géométrique**.

Avantages maillage hybride :

- Le maillage hybride permet d'adapter efficacement le maillage à des géométries complexes.
- Combine la précision du maillage structuré et la flexibilité du maillage non structuré.
- Améliore la résolution de la couche limite grâce à l'utilisation de cellules alignées avec les parois (prismes ou hexaèdres).
- Optimise le temps de calcul en réduisant le nombre de cellules dans les zones moins critiques.

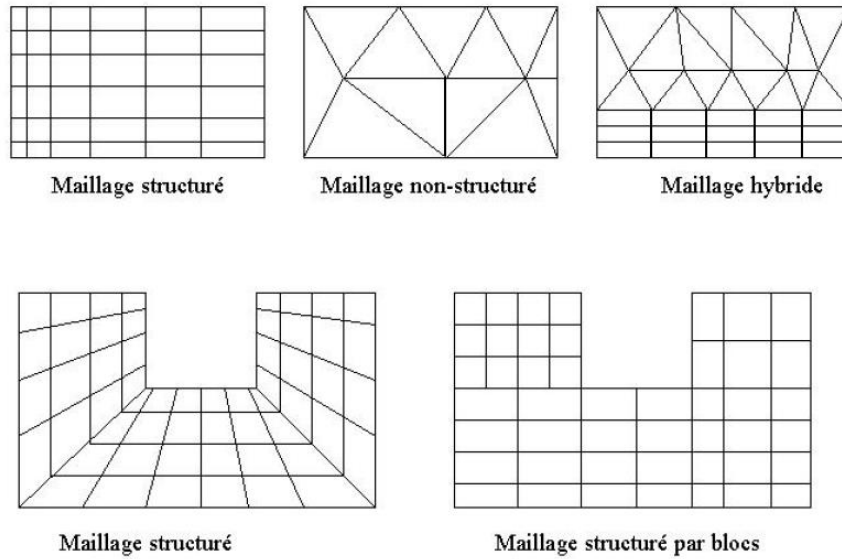


Figure-IV-2 différents typ maillage

IV.8.2 Qualité maillage

Distorsion (Skewness) :

Écart de volume équilatéral :

$$Skewness = \frac{\text{taille optimale de la cellule} - \text{taille réelle de la cellule}}{\text{taille optimale de la cellule}}$$

S'applique uniquement aux **triangles** et **tétraèdres**.

Écart d'angle normalisé :

$$Skewness = \max \left[\frac{\theta_{max} - \theta_e}{180^\circ - \theta_e}, \frac{\theta_e - \theta_{min}}{\theta_e} \right]$$

Où :

- θ_e Est l'angle idéal (équiangulaire) :
 - 60° Pour tétraèdres et triangles
 - 90° Pour quadrilatères et hexaèdres
- $\theta_{max}, \theta_{min}$: angles extrêmes mesurés dans la cellule

S'applique à toutes les formes de cellules et de faces Utilisée pour **hexaèdres**, **prismes** et **pyramides**.

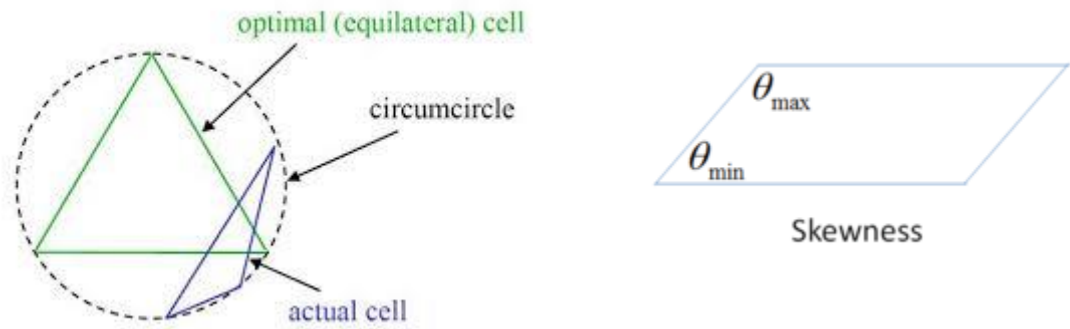


Figure IV-3 éléments maillage

IV.8.2.1 Recommandations de qualité du maillage

- Une faible qualité orthogonale ou une valeur élevée de skewness (distorsion) n'est pas recommandée.
- En général, il faut essayer de :
 - Garder la qualité orthogonale minimale > 0.1
 - Skewness maximale < 0.95

Le logiciel Fluent signale des volumes de cellules négatifs si le maillage contient des cellules dégénérées (ex : triangles très aplatis, cellules effondrées).

Distorsion (Skewness)

Excellente	Très bonne	Bonne	Acceptable	Mauvaise	Inacceptable
0 – 0.25	0.25 – 0.50	0.50 – 0.80	0.80 – 0.94	0.95 – 0.97	0.98 – 1.00

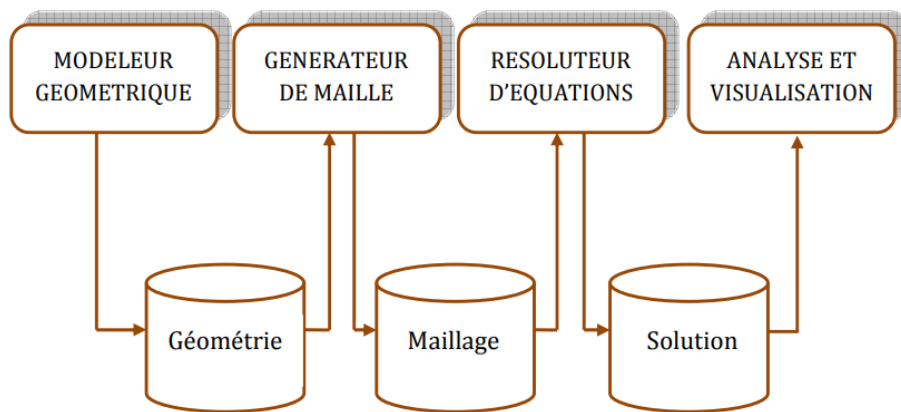
Qualité orthogonale

Inacceptable	Mauvaise	Acceptable	Bonne	Très bonne	Excellente
0.98 – 1.00	0.001 – 0.14	0.15 – 0.20	0.20 – 0.69	0.70 – 0.95	0.95 – 1.00

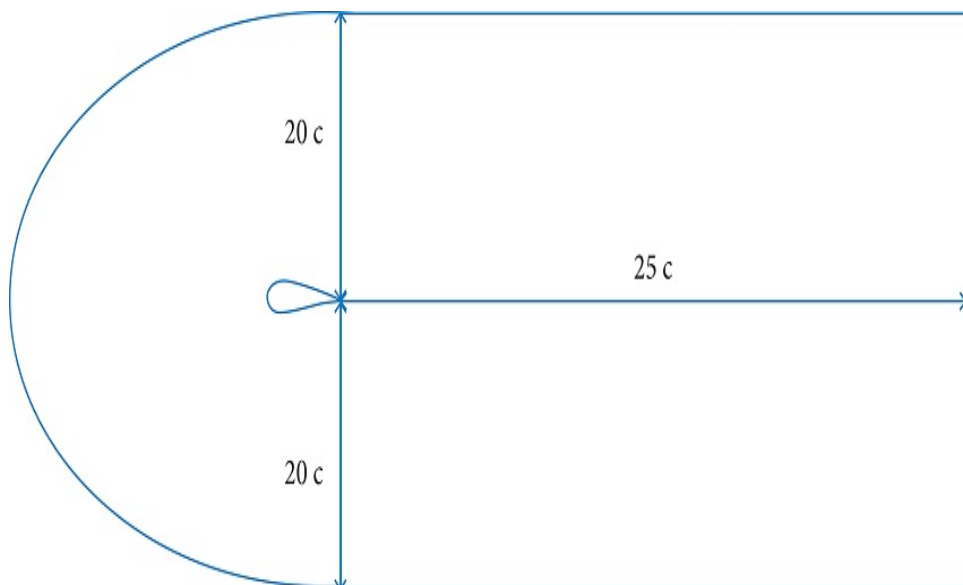
IV.9 Méthodologie de résolution d'un problème numériquement

La résolution numérique d'un problème physique suit une démarche structurée en plusieurs étapes. Cette méthodologie permet de représenter le domaine d'étude, de discrétiser les équations, puis de les résoudre et d'analyser les résultats. Elle se compose généralement des étapes suivantes :

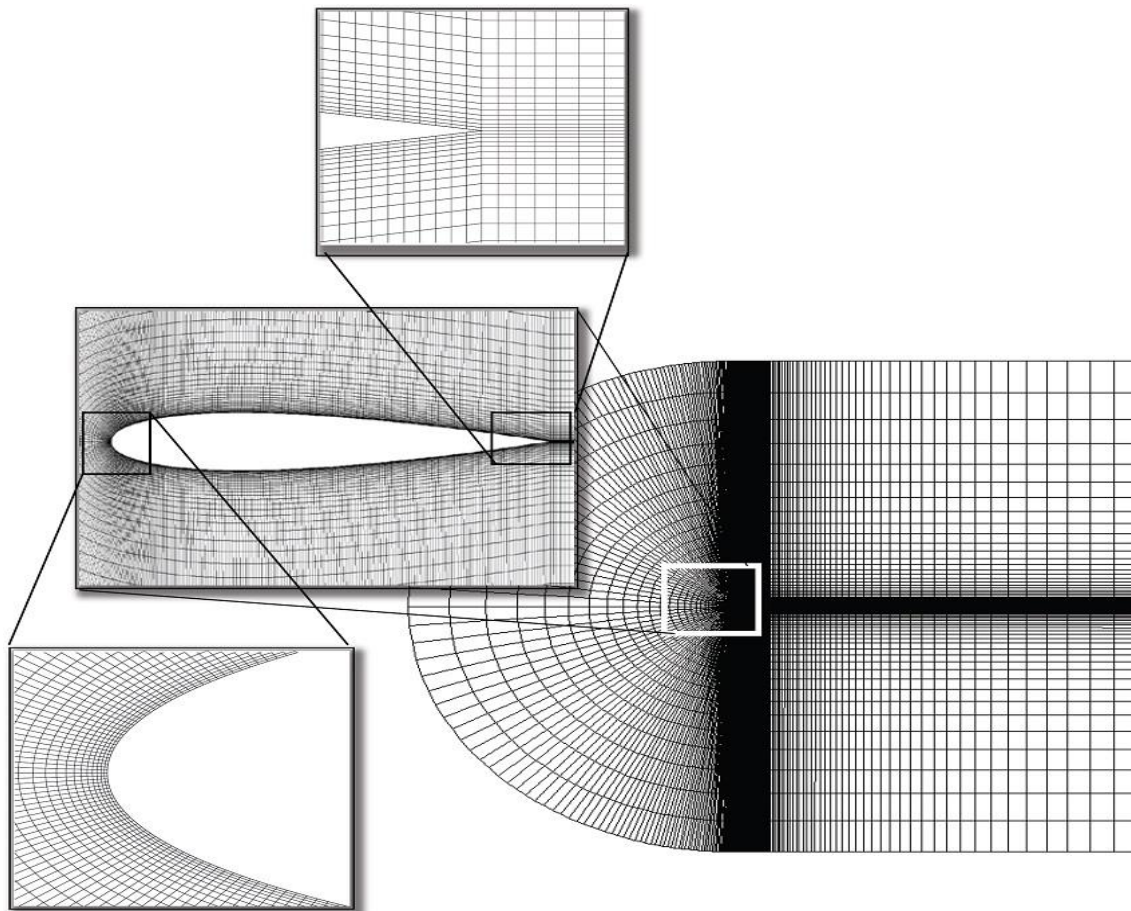
- **Modélisation géométrique.**
- **Génération du maillage.**
- **Résolution des équations.**
- **Analyse et visualisation.**



IV.9.1 Modélisation géométrique



IV.9.2 Génération du maillage

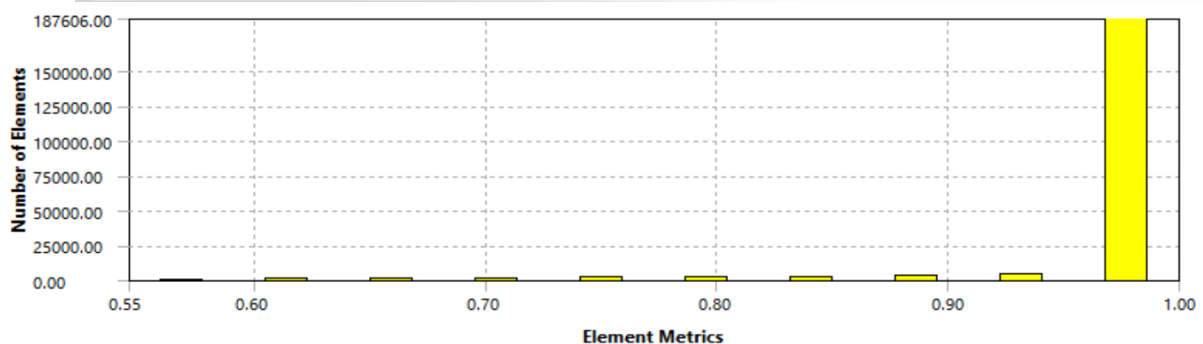


IV.9.3 Statistique maillage et Qualité maillage

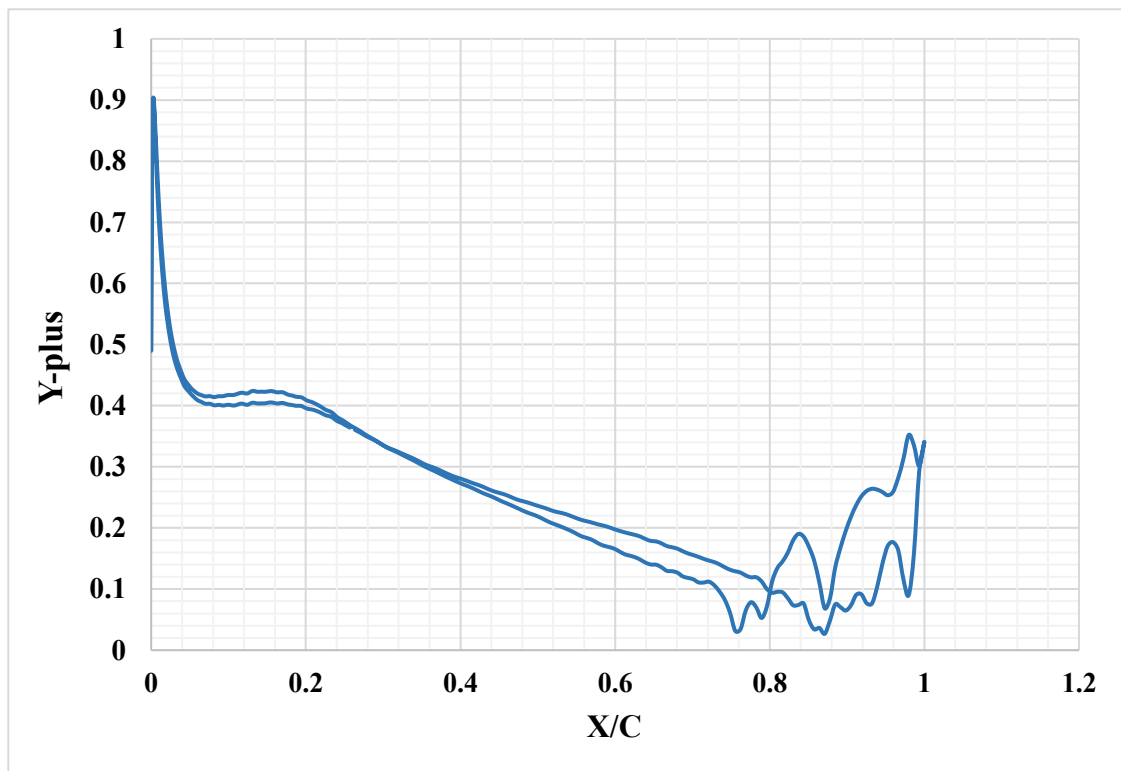
Min	0.54552
Max	1
Éléments	204000

Orthogonal Quality mesh metrics spectrum

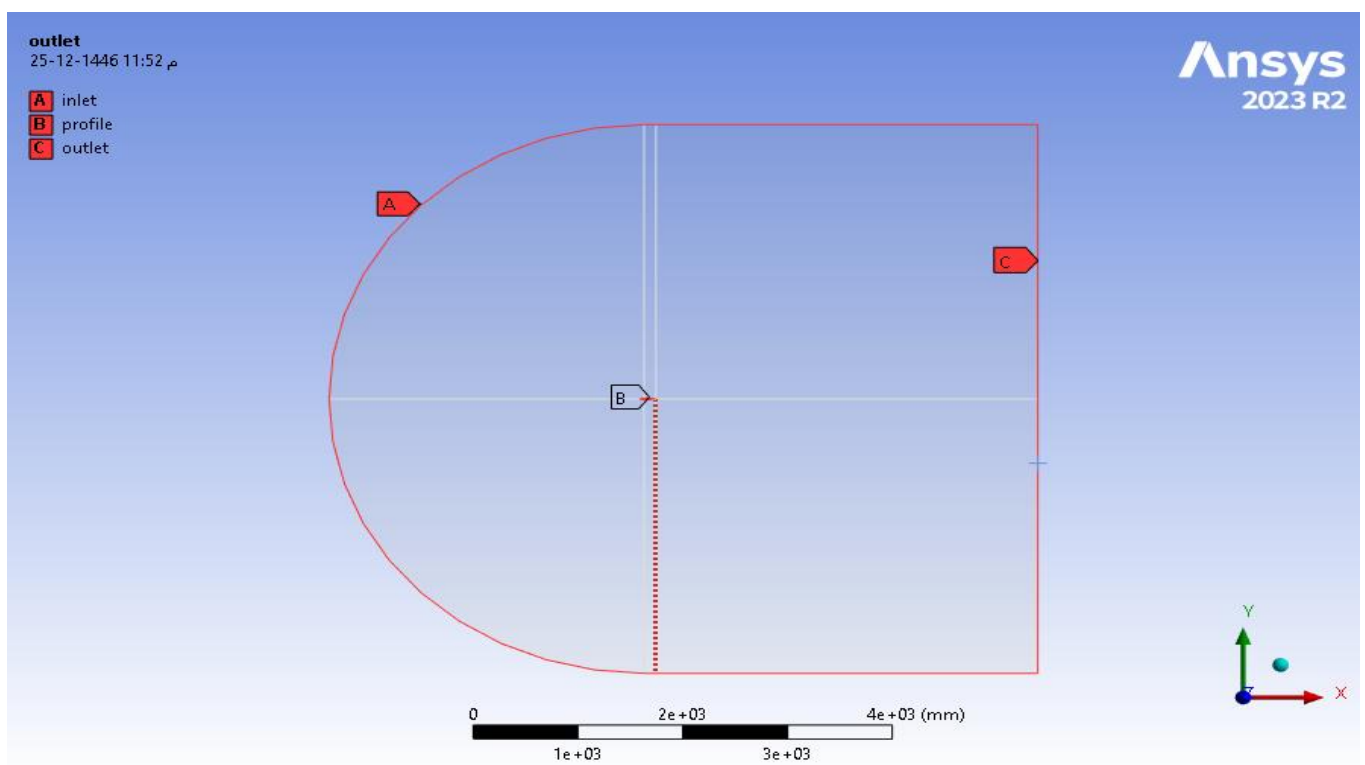
Unacceptable	Bad	Acceptable	Good	Very good	Excellent
0-0.001	0.001-0.14	0.15-0.20	0.20-0.69	0.70-0.95	0.95-1.00



IV.9.4 Validation maillage avec y^+



IV.9.5 Conditions aux limites :



IV.9.6 Phase de pré-traitement

IV.9.6.1 Paramètres typiques du solveur

- Type : écoulement incompressible (Pressure-Based)
- Formulation vitesse : Absolut
- Temp : stationnaire
- Ecoulement 2d

Modèle :

- K-oméga (2eq)
- K-oméga Modèle : SST
- K-oméga option : standard / Low-Re corrections

Matériel air :

- Densité : Cte
- Viscosité : Cte

Les deux paramètres leurs valeurs ajouter d'après les conditions de l'expérience.

IV.9.6.2 Condition aux limites

- **Pression de référence** : c'est un paramètre qui 'est leur valeur liée directement avec la mesure expérimentale agit comme un **niveau zéro** de pression Ensuite, toutes les pressions calculées (inlet, outlet, mur...) sont **relatives à cette valeur**.
- **Entré (inlet) :**
 - ❖ **Reference Frame** : Absolute, Le repère est absolu (le domaine est fixe par rapport au sol).
 - ❖ Méthode de spécification de la vitesse : dépend de la géométrie et mécanisme à simuler :
 - **Components** : tu donnes directement la vitesse dans chaque direction (V_x , V_y)
 - **Magnitude and Direction** : tu donnes la norme de la vitesse, et l'orientation séparément ($\cos\theta$, $\sin\theta$, 0).
 - **Magnitude - Normal to Boundary** : La vitesse est spécifiée uniquement selon la normale à la surface d'entrée (exemple d'une géométrie rectangulaire avec variation d'angle d'incidence {parameter input}).

❖ **Spécification Method** : Intensity and Viscosity Ratio, Méthode choisie pour définir les conditions turbulentes : intensité + rapport viscosité turbulente / viscosité laminaire.

- **Turbulent Intensity [%]** : 5, Cela représente la variation de la vitesse par rapport à la moyenne.
- **Turbulent Viscosity Ratio** : 10, Rapport entre la viscosité turbulente et la viscosité laminaire : ici, la turbulence est modérée.

Type d'écoulement	Intensité de turbulence $I = u' / U \times 100$	Rapport de viscosité turbulente μ_t / μ
Modérée, Turbulence faible	1% à 5%	10 à 100
Écoulement turbulent industriel ou naturel (Turbulence forte)	5% à 20%	>100

NB : pour tous les calculer à simuler en prend $I = 5\%$ avec $\frac{\mu_t}{\mu} = 10$

➤ **Configuration du mur (Wall) :**

❖ Condition de cisaillement (Shear Condition) :

- Sans glissement (no slip) : La vitesse du fluide à la paroi est **nulle** (classique pour paroi visqueuse), **C'est le cas standard** pour modéliser une couche limite.

❖ Rugosité de la paroi (Wall Roughness) : Cela permet de prendre en compte les effets de **rugosité** de la surface (influence sur les pertes de charge, transition turbulente, etc.)

- Modèle de rugosité
 - **Standard** : modèle courant de rugosité équivalente type "sable".
 - **High Roughness (Icing)** : pour modéliser des cas spécifiques comme le givre (glace, salissure, etc.).

IV.9.6.3 Méthode

❖ Algorithme de pression-vitesse

- Schéma **Couplé** (coupled) : Résout **simultanément** pression + vitesses dans le système linéaire, Plus **rapide et stable** pour les écoulements **compressibles** ou avec fortes interactions pression-vitesse.
- SIMPLE / SIMPLEC : Résolution **séquentielle** de la pression et des vitesses. Mieux pour incompressible, stationnaires.
- PISO : Conçu pour les **écoulements transitoires**, Réalise **plusieurs corrections de pression par pas de temps**

❖ Discrétisation spatiale : dépend principalement de la qualité et du type de maillage, du niveau de précision souhaité, ainsi que du schéma spatial utilisé.

- Least Squares Cell-Based : Pour la plupart des cas pratiques, surtout avec des **maillages complexes** (ex : autour d'un profil NACA), il est **fortement recommandé d'utiliser**.

chapitreV Résultat

Note :

Afin d'assurer la robustesse et la fiabilité des mesures expérimentales réalisées dans la soufflerie AF1600, chaque essai a été répété au moins trois fois dans des conditions d'écoulement identiques.

Cette multiplication des essais permet de réduire les incertitudes liées aux fluctuations instrumentales, aux conditions ambiantes et à la mise en place du modèle.

Les résultats présentés dans ce mémoire correspondent à la moyenne des mesures, afin d'assurer une meilleure représentativité des données.

Cette approche méthodologique renforce la **crédibilité** des conclusions issues de la **comparaison entre l'expérimentation et la simulation numérique**.

V.1 Conditions d'expérience

Condition	Valeur
Corde profile (C)	150 (mm)
Pression ambient (P_a)	100.1 (kpa)
Température ambient (T_a)	22 ($^{\circ}C$)
Density de l'aire (ρ)	1.18 (kg/m^3)
Pression en amont du profile (P_w)	-0.25 (kpa)
Vitesse (V)	20 (m/s)

Tableau 5 : condition d'expérience

V.2 Mesure expérimentale

V.2.1 Pour l'orientation d'angle d'incidence positif

Tableau 6 : valeurs pressions mesurer à incidence positive pour différents angles

	Numéro De Prise	Distance Depuis Le bord D'Attack $X(mm)$	X/C	$\alpha = 0 \text{ deg}$		$\alpha = 4 \text{ deg}$		$\alpha = 6 \text{ deg}$	
				P_{prise}	C_p	P_{prise}	C_p	P_{prise}	C_p
Intrados	START	0	0	0	0	0	0	0	0
	1	0.76	0.00507	-0.06	0.805085	-0.03	0.93220	-0.05	0.847458
	3	3.81	0.02540	-0.23	0.084746	-0.08	0.72034	-0.05	0.847458
	5	11.43	0.07620	-0.31	-0.254237	-0.18	0.29661	-0.14	0.466102
	7	19.05	0.12700	-0.33	-0.338983	-0.21	0.16949	-0.18	0.296610
	9	38.00	0.25333	-0.34	-0.381356	-0.26	-0.04237	-0.23	0.084746
	11	62.00	0.41333	-0.32	-0.296610	-0.27	-0.08475	-0.25	0
	13	80.77	0.53847	-0.31	-0.254237	-0.27	-0.08475	-0.26	-0.042373
	15	101.35	0.67567	-0.30	-0.211864	-0.26	-0.04237	-0.26	-0.042373
	17	121.92	0.81280	-0.28	-0.127119	-0.25	0	-0.25	0
	19	137.16	0.91440	-0.27	-0.084746	-0.25	0	-0.25	0
	END	150	1	0	0	0	0	0	0
Extrados	START	0	0	0	0	0	0	0	0
	2	1.52	0.01013	-0.28	-0.127119	-0.74	-2.07627	-0.93	-2.881356
	4	7.62	0.05080	-0.39	-0.593220	-0.63	-1.61017	-0.77	-2.203390
	6	15.24	0.10160	-0.4	-0.635593	-0.57	-1.35593	-0.61	-1.525424
	8	22.86	0.15240	-0.38	-0.550847	-0.51	-1.10169	-0.53	-1.186441
	10	41.15	0.27433	-0.36	-0.466102	-0.43	-0.76271	-0.46	-0.889831
	12	59.44	0.39627	-0.34	-0.381356	-0.40	-0.63559	-0.42	-0.720339
	14	77.73	0.51820	-0.32	-0.296610	-0.36	-0.46610	-0.38	-0.550847
	16	96.02	0.64013	-0.31	-0.254237	-0.34	-0.38136	-0.35	-0.423729
	18	114.30	0.76200	-0.29	-0.169492	-0.31	-0.25424	-0.31	-0.254237
	20	129.54	0.86360	-0.27	-0.084746	-0.28	-0.12712	-0.28	-0.127119
	End	150.00	1	0	0	0	0	0	0

$\alpha = 8 \text{ deg}$		$\alpha = 9.5 \text{ deg}$		$\alpha = 10 \text{ deg}$	
P_{prise}	C_p	P_{prise}	C_p	P_{prise}	C_p
0	0	0	0	0	0
-0.1	0.635593	-0.12	0.423729	-0.03	0.889831
-0.04	0.889831	-0.03	0.805085	-0.04	0.805085
-0.11	0.593220	-0.09	0.550847	-0.11	0.466102
-0.15	0.423729	-0.13	0.381356	-0.15	0.296610
-0.21	0.169492	-0.20	0.084746	-0.21	0.042373
-0.24	0.042373	-0.23	-0.042373	-0.24	-0.042373
-0.26	-0.042373	-0.24	-0.084746	-0.26	-0.084746
-0.25	0	-0.25	-0.127119	-0.28	-0.169492
-0.25	0	-0.25	-0.127119	-0.28	-0.169492
-0.26	-0.042373	-0.25	-0.127119	-0.3	-0.254237
0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0
-1.1	-3.601695	-1.15	-3.940678	-0.7	-1.949153
-0.88	-2.669492	-1.04	-3.474576	-0.67	-1.737288
-0.66	-1.737288	-0.68	-1.949153	-0.59	-1.144068
-0.58	-1.398305	-0.59	-1.567797	-0.57	-1.016949
-0.48	-0.974576	-0.49	-1.144068	-0.49	-1.059322
-0.44	-0.805085	-0.42	-0.847458	-0.48	-1.016949
-0.38	-0.550847	-0.35	-0.550847	-0.44	-0.847458
-0.35	-0.423729	-0.34	-0.508475	-0.41	-0.720339
-0.31	-0.254237	-0.29	-0.296610	-0.38	-0.593220
-0.28	-0.127119	-0.27	-0.211864	-0.36	-0.508475
0	0	0	0	0	0

V.2.2 Pour l'orientation d'angle d'incidence négatif

NB : pour les angles qui est négatif et pour $\alpha = 9.5 \text{ deg}$ sera mesurer à un autre essai.

Pression en amont du profile $P_w = -0.22 \text{ kpa}$

Tableau 7 : valeurs pressions mesurer à incidence négative pour différents angles

	Numéro De Prise	Distance Depuis Le bord D'Attack $X(mm)$	X/C	$\alpha = -4 \text{ deg}$		$\alpha = -6 \text{ deg}$		$\alpha = -8 \text{ deg}$	
				P_{prise}	C_p	P_{prise}	C_p	P_{prise}	C_p
Extrados	START	0	0	0	0	0	0	0	0
	1	0.76	0.00507	-0.34	-0.50847	-0.56	-1.44068	-0.79	-2.41525
	3	3.81	0.02540	-0.49	-1.14407	-0.62	-1.69492	-0.76	-2.28814
	5	11.43	0.07620	-0.47	-1.05932	-0.55	-1.39831	-0.65	-1.82203
	7	19.05	0.12700	-0.44	-0.93220	-0.5	-1.18644	-0.55	-1.39831
	9	38.00	0.25333	-0.41	-0.80508	-0.44	-0.93220	-0.48	-1.10169
	11	62.00	0.41333	-0.37	-0.63559	-0.38	-0.67797	-0.39	-0.72034
	13	80.77	0.53847	-0.34	-0.50847	-0.34	-0.50847	-0.36	-0.59322
	15	101.35	0.67567	-0.32	-0.42373	-0.32	-0.42373	-0.33	-0.46610
	17	121.92	0.81280	-0.28	-0.25424	-0.28	-0.25424	-0.28	-0.25424
	19	137.16	0.91440	-0.27	-0.21186	-0.26	-0.16949	-0.27	-0.21186
	END	150	1	0	0	0	0	0	0
Intrados	START	0	0	0	0	0	0	0	0
	2	1.52	0.01013	-0.07	0.63559	-0.05	0.72034	-0.03	0.80508
	4	7.62	0.05080	-0.21	0.04237	-0.16	0.25424	-0.11	0.46610
	6	15.24	0.10160	-0.26	-0.16949	-0.22	0.00000	-0.18	0.16949
	8	22.86	0.15240	-0.26	-0.16949	-0.23	-0.04237	-0.19	0.12712
	10	41.15	0.27433	-0.28	-0.25424	-0.26	-0.16949	-0.23	-0.04237
	12	59.44	0.39627	-0.27	-0.21186	-0.26	-0.16949	-0.24	-0.08475
	14	77.73	0.51820	-0.25	-0.12712	-0.26	-0.16949	-0.21	0.04237
	16	96.02	0.64013	-0.26	-0.16949	-0.26	-0.16949	-0.24	-0.08475
	18	114.30	0.76200	-0.24	-0.08475	-0.24	-0.08475	-0.24	-0.08475
	20	129.54	0.86360	-0.22	0	-0.22	0.00000	-0.22	0.00000
	End	150.00	1	0	0	0	0	0	0

V.3 Comparaison

V.3.1 Angle d'incidence nul $\alpha = 0^\circ$

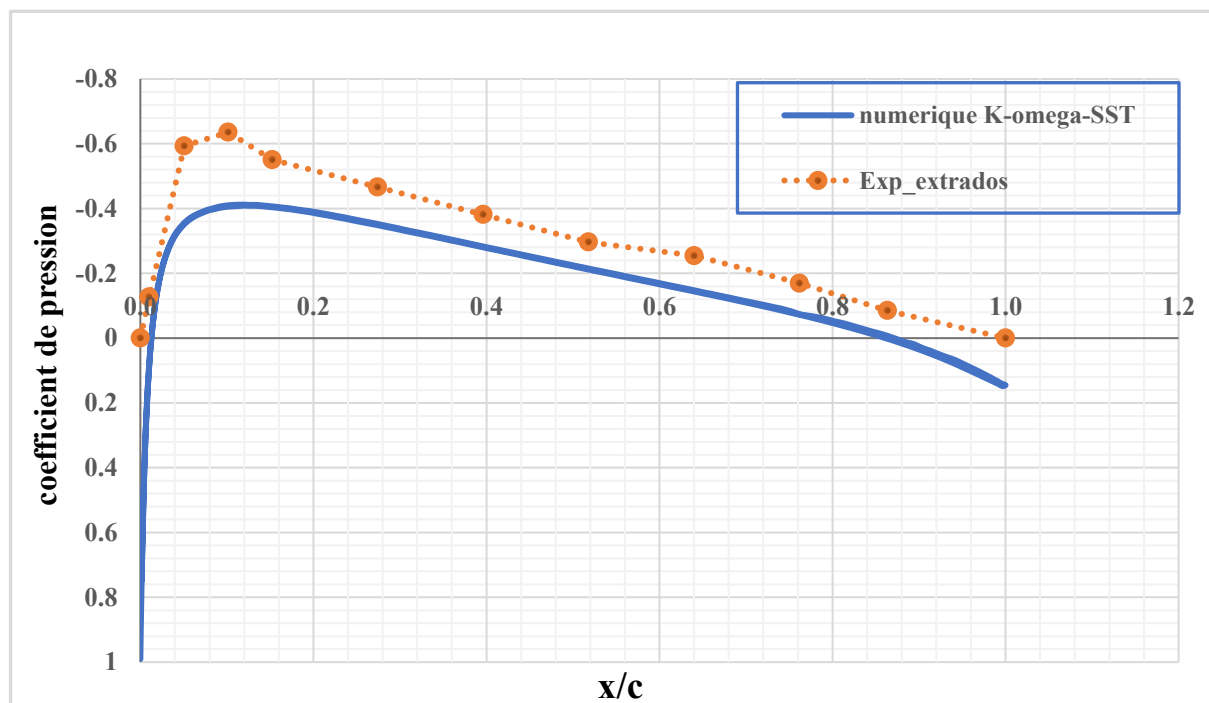


Figure V-1 : Comparaison du C_p sur l'extrados pour $\alpha = 0^\circ$ (numérique vs expérimental)

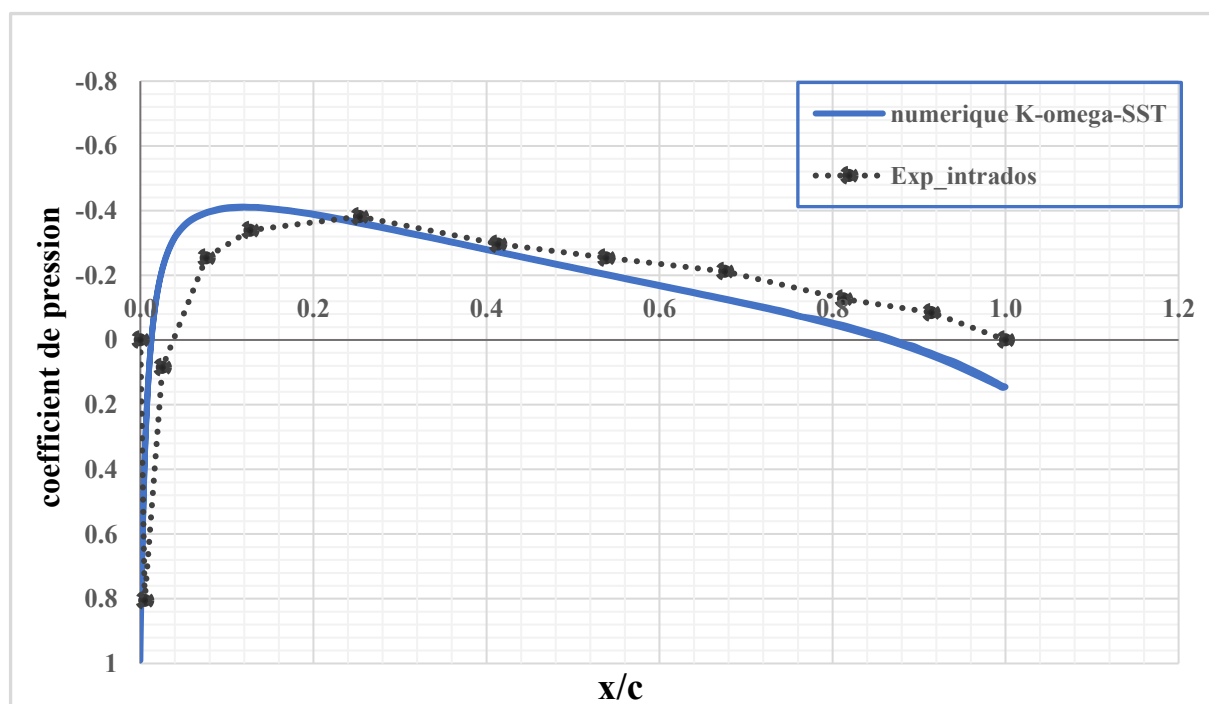


Figure V-2 : Comparaison du C_p sur l'intrados pour $\alpha = 0^\circ$ (numérique vs expérimental)

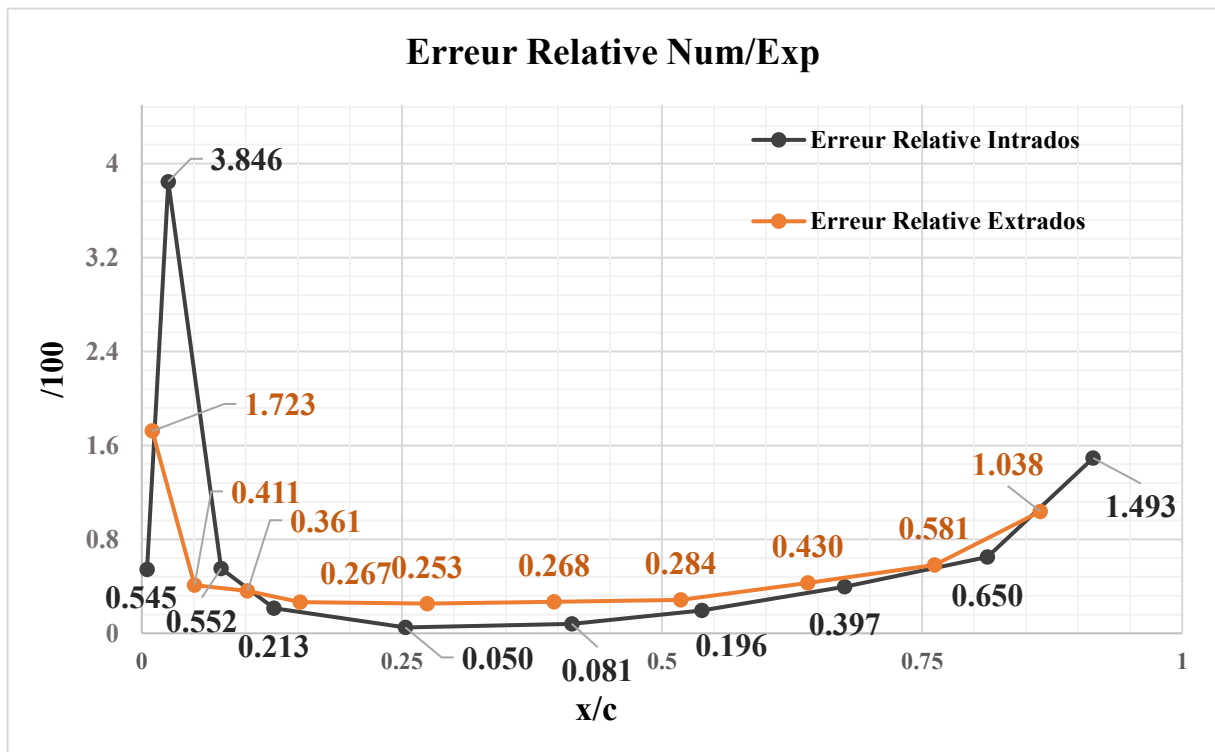


Figure V-3 : erreur relative entre numérique et expérimental

V.3.1.1 Interprétation

On remarque qu'à angle d'incidence nul, les coefficients de pression sur l'extrados et l'intrados ne sont pas symétriques, contrairement aux résultats théoriques et numériques. Cela indique la présence de certains facteurs expérimentaux qui influencent directement ces valeurs.

- Le profil peut être légèrement incliné par erreur au moment du montage (α n'est pas correctement ajuster à 0 degré).
- L'incertitude de mesure instrumentation.
- Positionnements des prises de pression :

La pression au bord d'attaque d'un profil aérodynamique est très particulière comme le voire dans l'erreur relative, car elle dépend de la forme du profil, de la vitesse d'écoulement, et surtout de l'angle d'incidence.

C_p Peut varier **très rapidement** même pour de petites variations de position (x/c).

Donc si l'extrados est mesuré à x_1 et l'intrados à $x_1 + \delta_x$, cela influence directement les résultats.

V.3.2 Influence de positionnements des prises des pressions

$$\alpha = 4$$

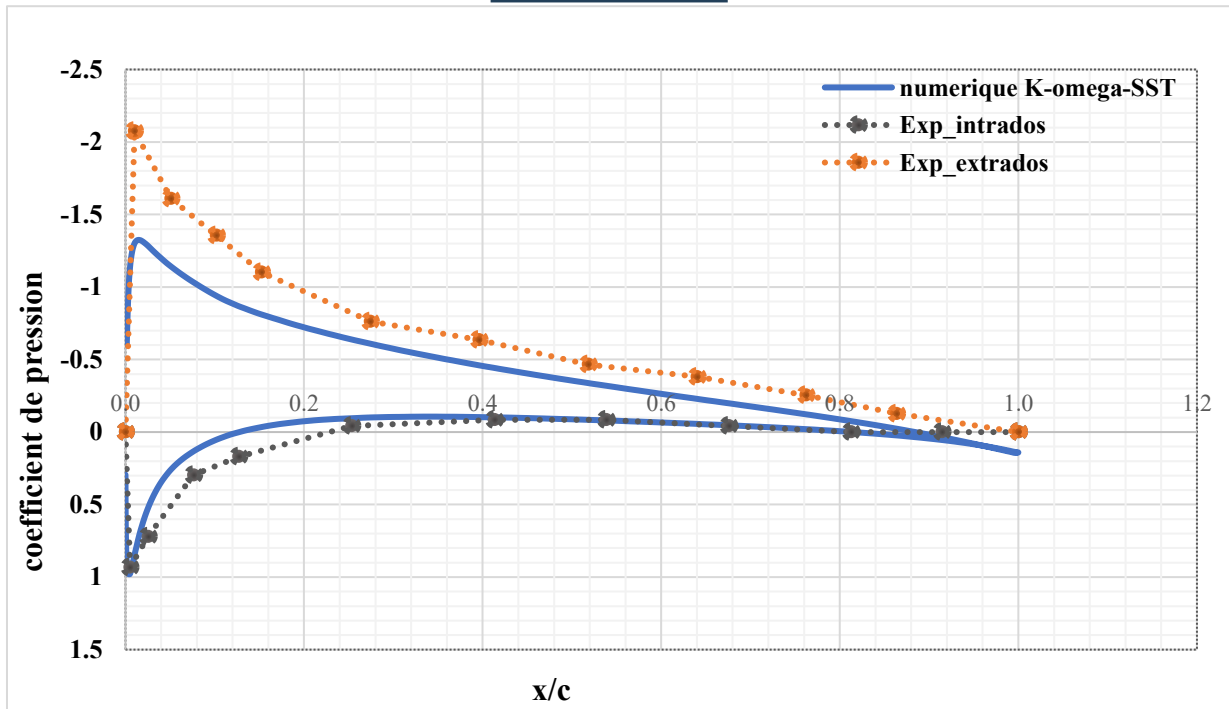


Figure V-4 : C_p pour $\alpha = 4^\circ$ – comparaison numérique et expérimental

$$\alpha = -4$$

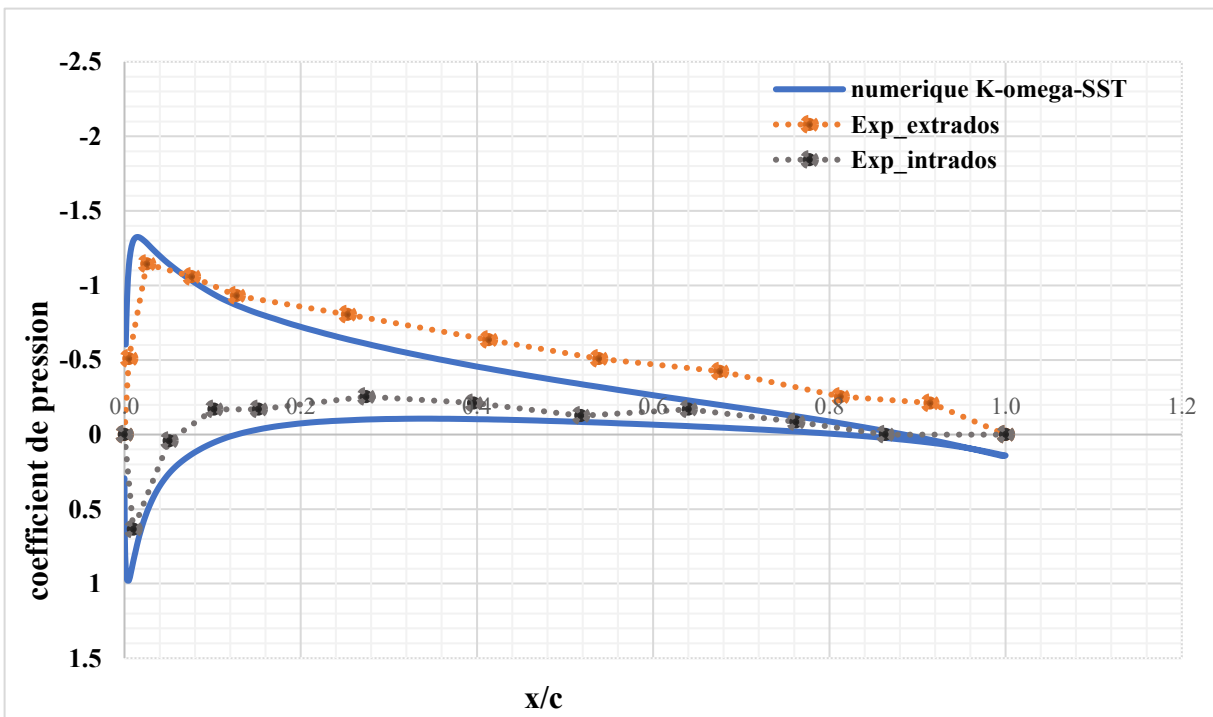


Figure V-5 : C_p pour $\alpha = -4^\circ$ – comparaison numérique et expérimental

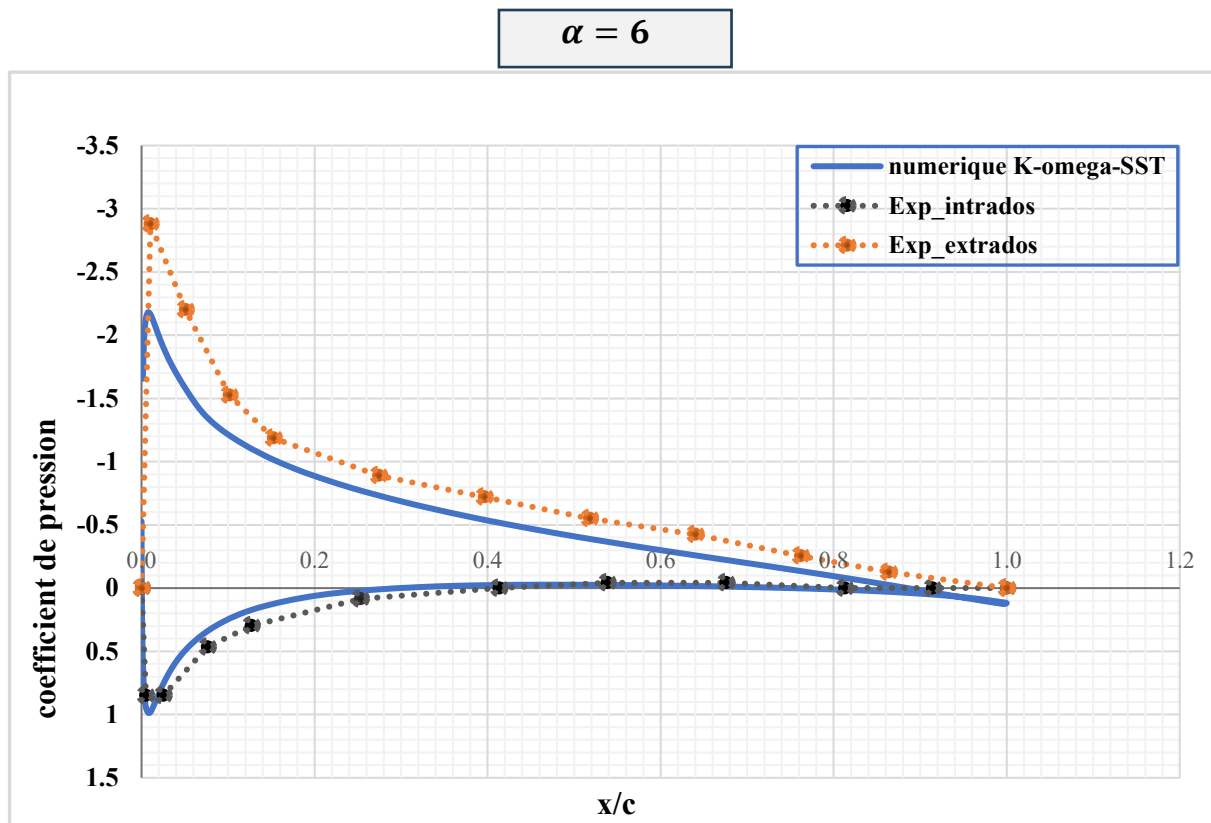


Figure V-6 : C_p pour $\alpha = 6^\circ$ – comparaison numérique et expérimental

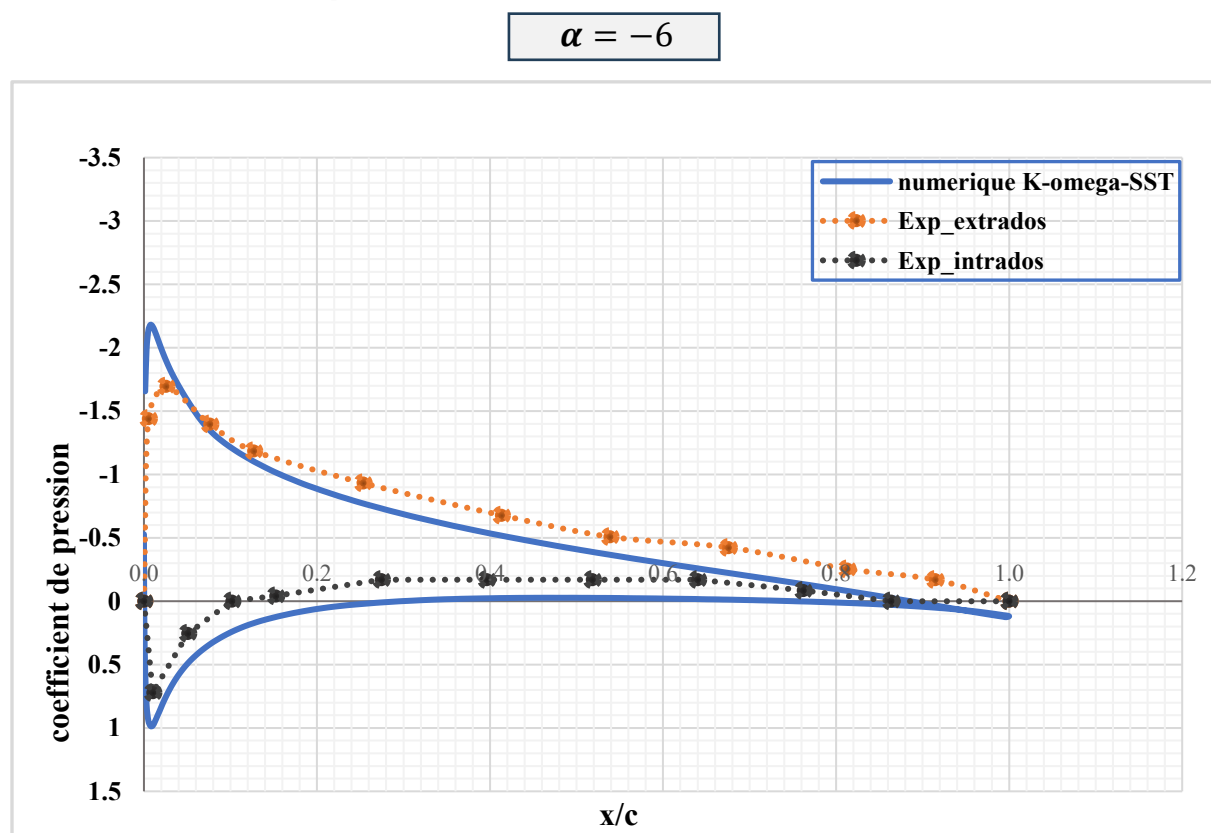


Figure V-7 : C_p pour $\alpha = -6^\circ$ – comparaison numérique et expérimental

Commentaire :

Les quatre figures précédentes mettent en évidence que la zone du bord d'attaque joue un rôle essentiel et se révèle particulièrement sensible dans la distribution du coefficient de pression. Cette région présente un gradient très élevé de C_p , ce qui rend les mesures expérimentales fortement dépendantes de la position exacte des prises de pression.

Ainsi, un léger décalage ou une imprécision dans l'alignement des orifices peut entraîner des écarts significatifs entre les résultats expérimentaux et numériques, notamment au niveau de la dépression maximale. Cette sensibilité explique les divergences observées dans cette zone critique, malgré une bonne concordance globale sur le reste du profil.

Si l'on trace les mêmes courbes pour deux angles d'incidence, l'un positif et l'autre négatif, cette influence persiste. En effet, les écarts observés au niveau du bord d'attaque s'accroissent, ce qui confirme que la position des prises de pression a un impact direct sur la précision des résultats, surtout lorsque l'écoulement commence à se modifier sous l'effet de l'incidence.

V.3.3 Point de décrochage

$$\alpha = 8$$

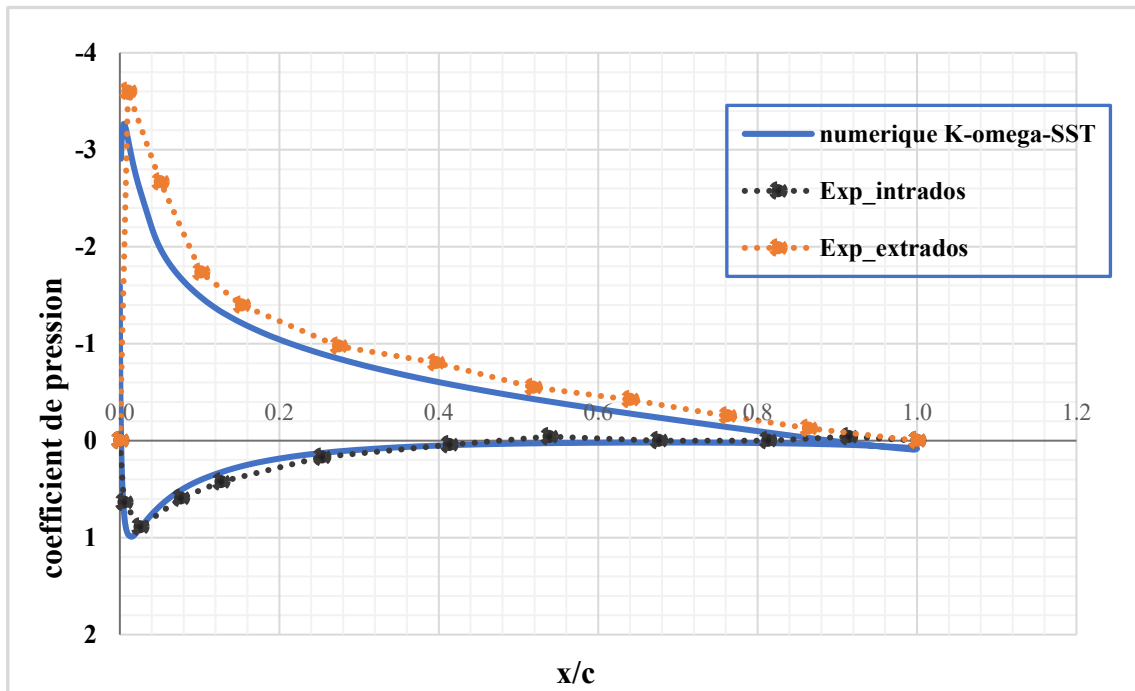


Figure V-8 : C_p pour $\alpha = 8^\circ$ – comparaison numérique et expérimental

$$\alpha = 9.5$$

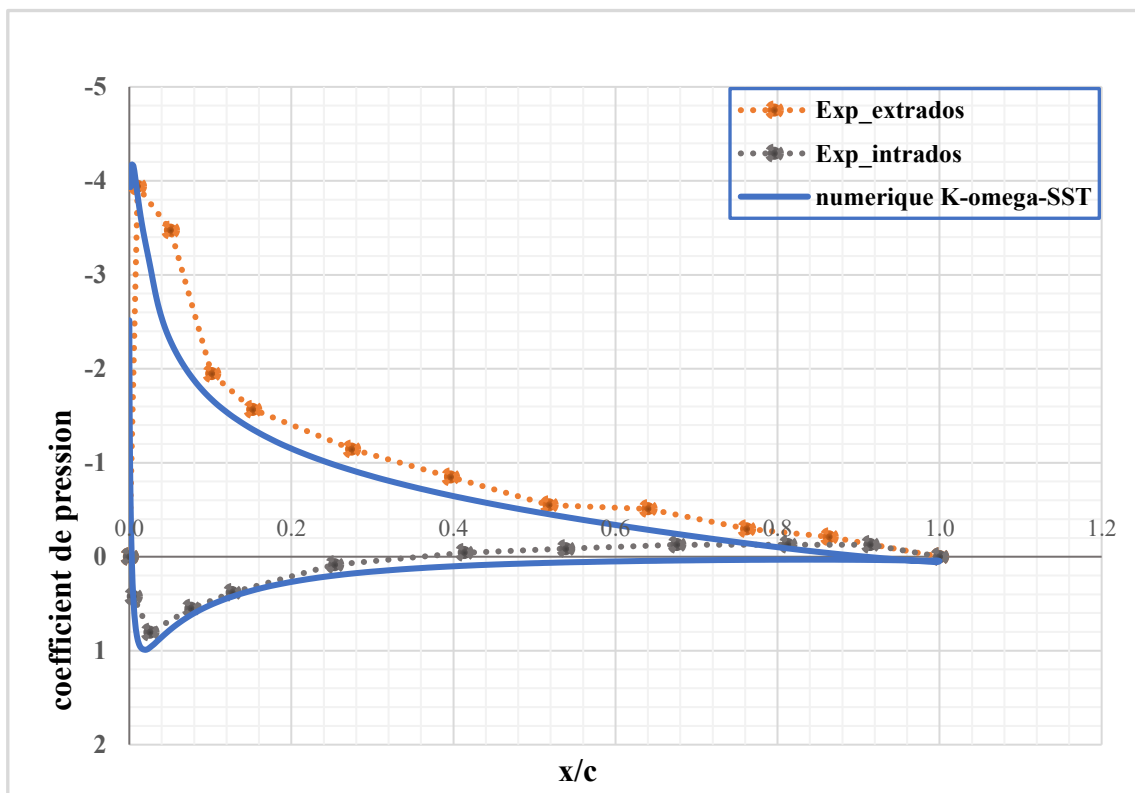


Figure V-9 : C_p pour $\alpha = 9.5^\circ$ – comparaison numérique et expérimental

$$\alpha = 10$$

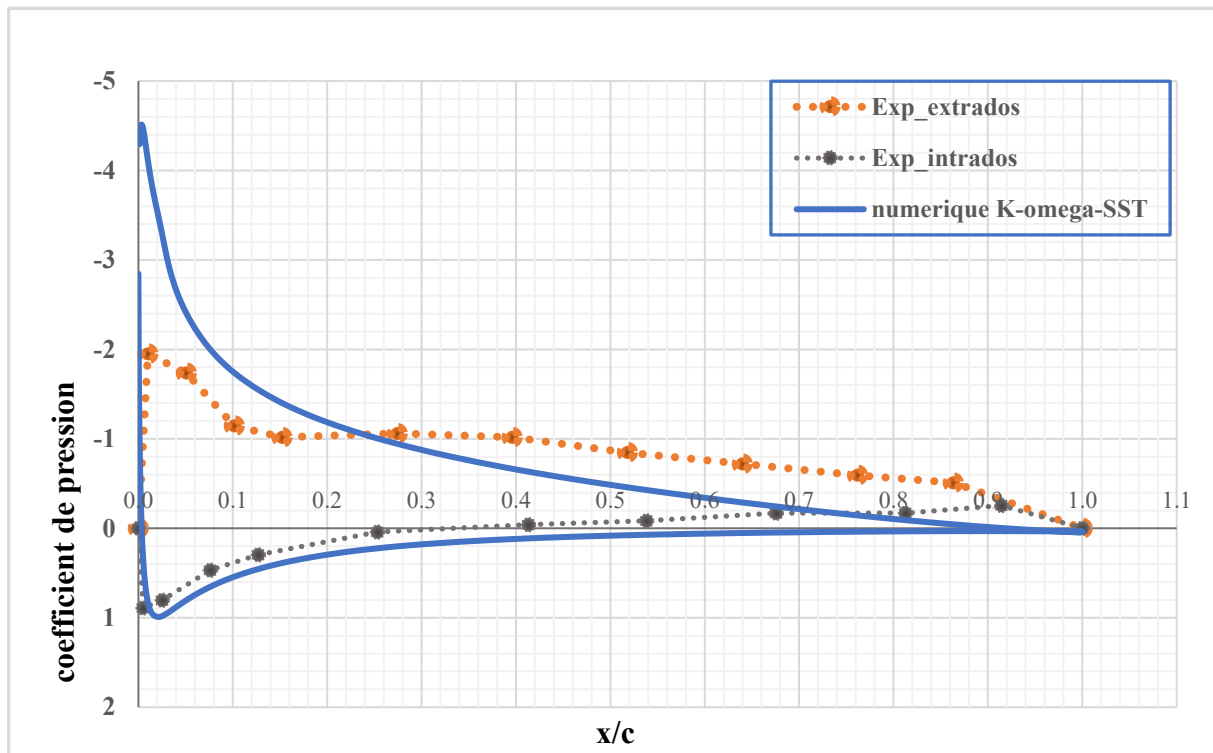


Figure V-10 : C_p pour $\alpha = 10^\circ$ – numérique et expérimental

Remarque :

Lorsqu'un angle d'incidence de 10° est atteint, une chute du coefficient de pression est observée expérimentalement, ce qui correspond à un décrochage de l'écoulement provoqué par la séparation de la couche limite. Par contre le coefficient de pression numérique ne chute pas avec le modèle turbulence $K - \omega - SST$ standard.

Mais pour le même modèle turbulence $k - \omega - SST$ avec :

- **Low-Re correction**
 - **Near-wall Treatment**
 - Production Kato-Launder
 - Production Limiter

Le C_p chute mais leur graphe devient instable pour l'extrados, cela on capter le décrochage d'après les contours vitesses (tous obtenue en 500 itérations).

V.4 Contours des vitesses pour différents angle d'incidence

$$\alpha = 8$$

K – ω – SST

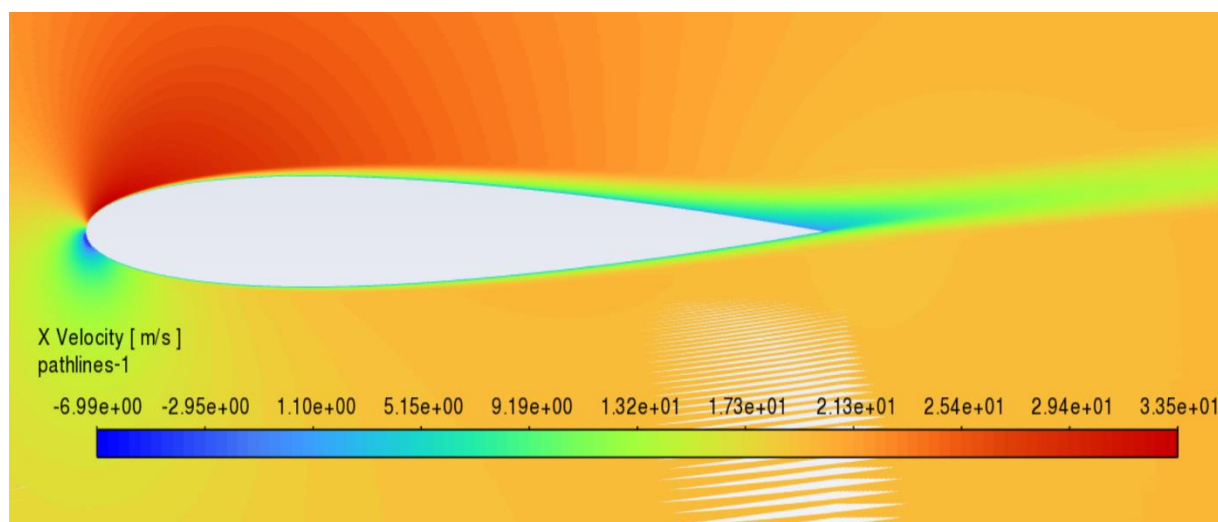


Figure V-11 : Champ de vitesse – Modèle k- ω SST à $\alpha=8$

K – ω – SST / Low-Re correction (point séparation au bord de fuit)

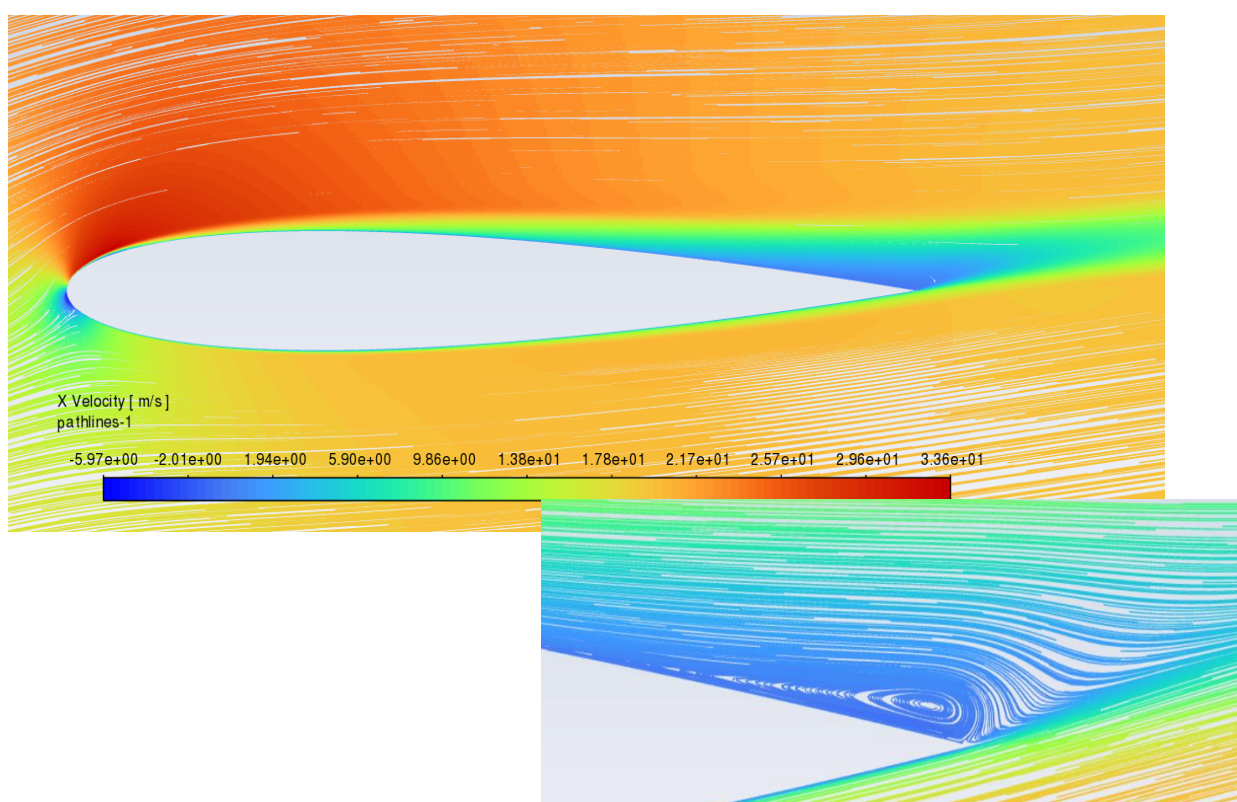


Figure V-12 : Champ de vitesse – Modèle k- ω SST avec correction Low-Re à $\alpha=8$

Commentaire :

Figure V-11 ($k - \omega - SST$) montre un écoulement globalement attaché sur toute la surface du profil, avec un champ de vitesse bien orienté. On observe :

- Un gradient de vitesse important au niveau du bord d'attaque.
- Une accélération nette sur l'extrados, suivie d'un léger ralentissement en aval, mais sans signe évident de séparation.
- Le champ reste globalement symétrique dans les lignes de courant, ce qui suggère que le modèle $k - \omega$ SST sans correction reproduit un écoulement attaché sur l'ensemble du profil, y compris à l'extrémité du bord de fuite.

Figure V-12 ($k - \omega - SST / \text{Low-Re correction}$) Cette configuration intègre une correction pour les effets de bas nombre de Reynolds, qui permet une meilleure modélisation des couches limites proches du mur. Les observations clés sont :

- Une séparation localisée à l'extrados, au niveau du bord de fuite, bien visible grâce à la formation d'un tourbillon dans la zone agrandie en bas à droite.
- Les lignes de courant indiquent une déviation plus marquée en fin de profil, traduisant une perte d'énergie cinétique dans la couche limite.
- Cette représentation plus fine des phénomènes visqueux révèle un point de séparation, absent dans la figure précédente.

$$\alpha = 10$$

K – ω – SST

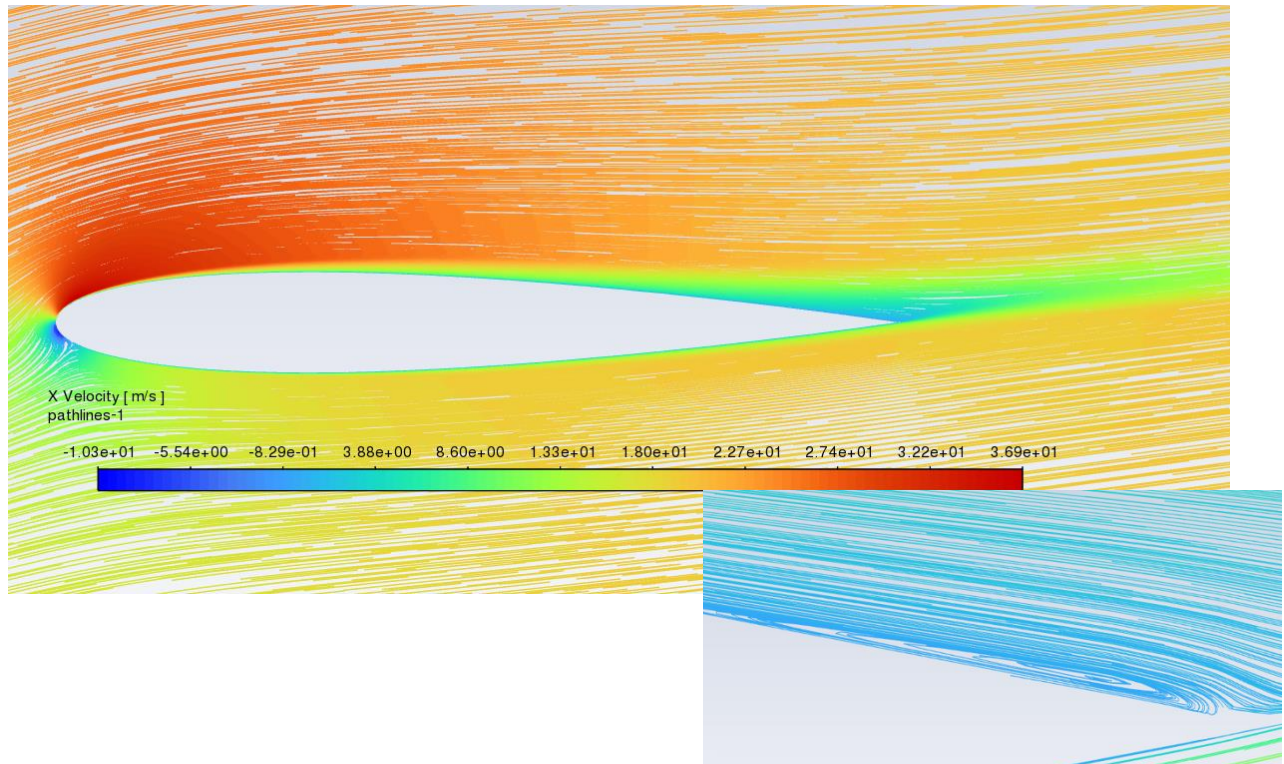


Figure V-13 : Champ de vitesse – Modèle k- ω SST à $\alpha=10$

K – ω – SST/ Low-Re correction

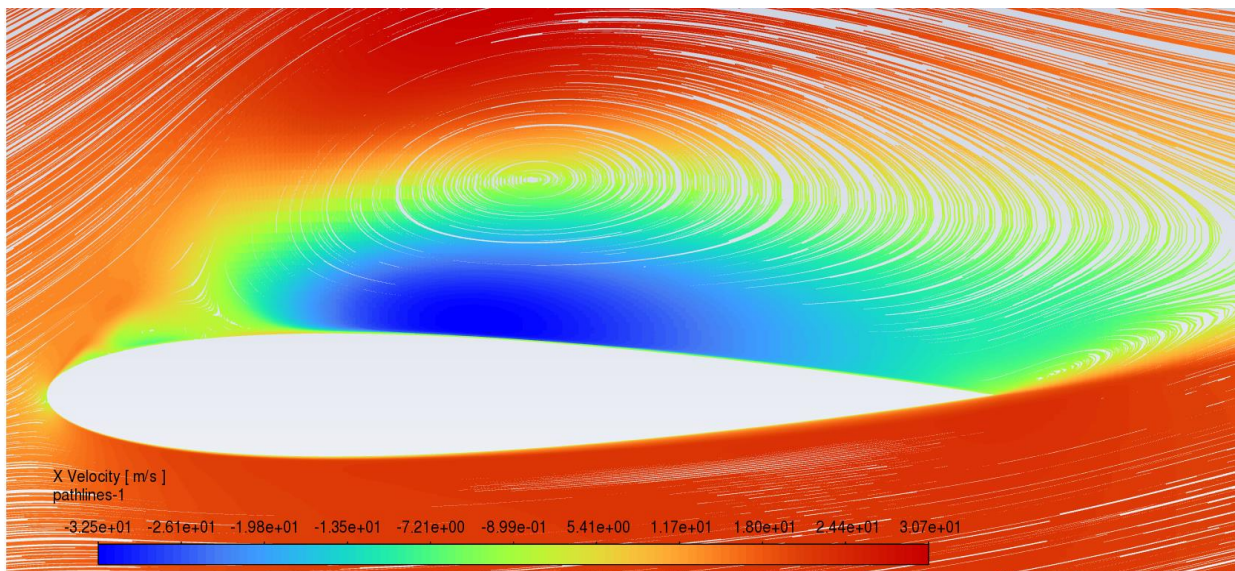


Figure V-14 : Champ de vitesse – Modèle k- ω SST avec correction Low-Re à $\alpha=10$

Commentaire :

Figure V-13 : Cette figure montre un écoulement autour du profil simulé avec le modèle

(K – ω – SST) On observe :

- Un écoulement toujours globalement attaché sur l'extrados, bien que légèrement perturbé à proximité du bord de fuite.
- Les lignes de courant restent relativement parallèles, et aucune zone de recirculation évidente n'est visible à cette incidence pourtant élevée.
- L'agrandissement en bas à droite suggère une instabilité ou une faible amorce de séparation, mais peu marquée.

Interprétation : Le modèle standard a tendance à **retarder ou atténuer la prédiction de la séparation** à ce niveau d'incidence, ce qui pourrait conduire à une surestimation de la portance dans une simulation non corrigée.

Figure V-14 : Cette figure met en évidence un tout autre comportement de l'écoulement avec la correction pour les effets de bas Reynolds :

- Une **séparation franche** de l'écoulement sur l'extrados, générant une grande **zone de recirculation** bien visible au-dessus du profil.
- Le champ de vitesses met en évidence une inversion locale (valeurs négatives de la vitesse X) dans cette zone, signe caractéristique d'un **décrochage**.
- Les lignes de courant décrivent un large tourbillon, traduisant une perte importante de portance et une augmentation de la traînée.

Interprétation : Cette correction affine la représentation des phénomènes de couche limite en proche paroi, permettant de **capturer la séparation précoce** à cette incidence. Cela rend la simulation plus représentative de la réalité physique à haut angle d'attaque.

$$\alpha = 14$$

K – ω – SST

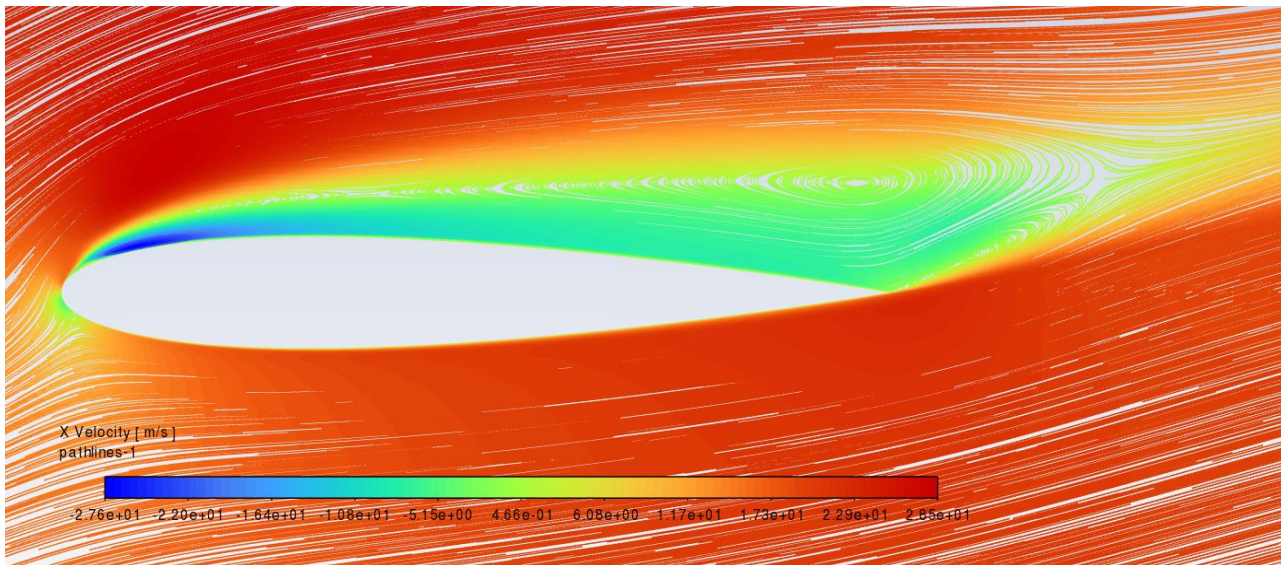


Figure V-15 : Champ de vitesse – Modèle k- ω SST à $\alpha=14$

K – ω – SST / Low-Re correction

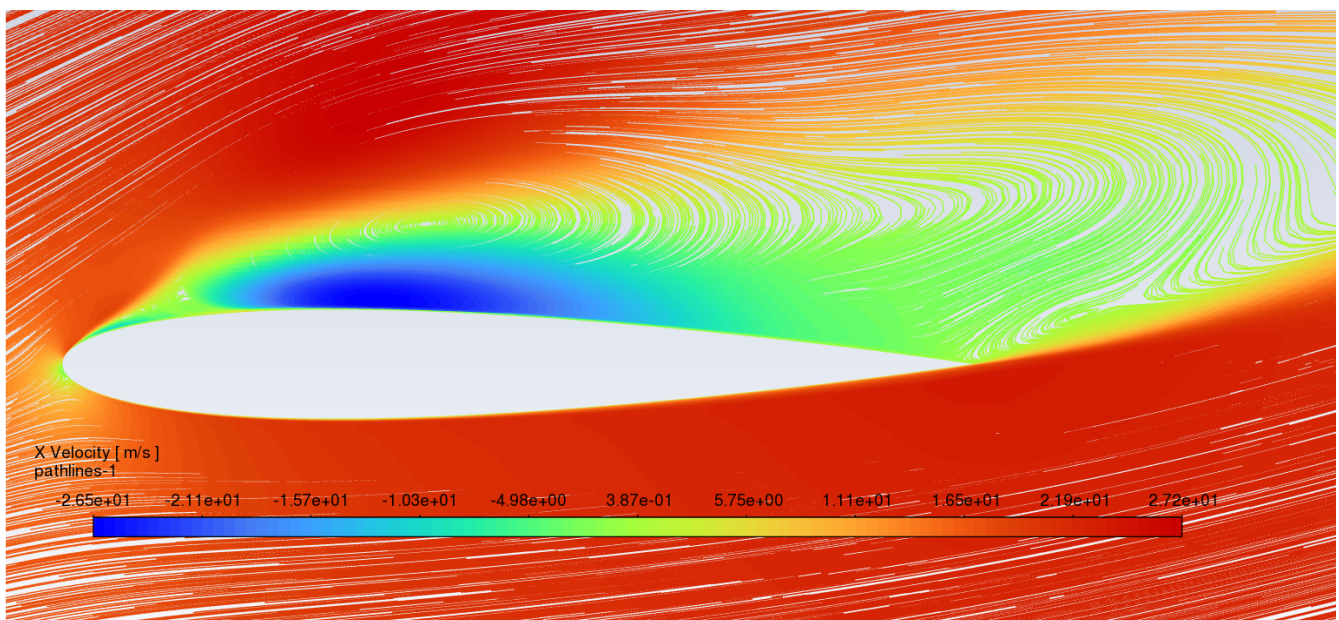


Figure V-16 : Champ de vitesse – Modèle k- ω SST avec correction Low-Re à $\alpha=14$

$$\alpha = 16$$

K – ω – SST

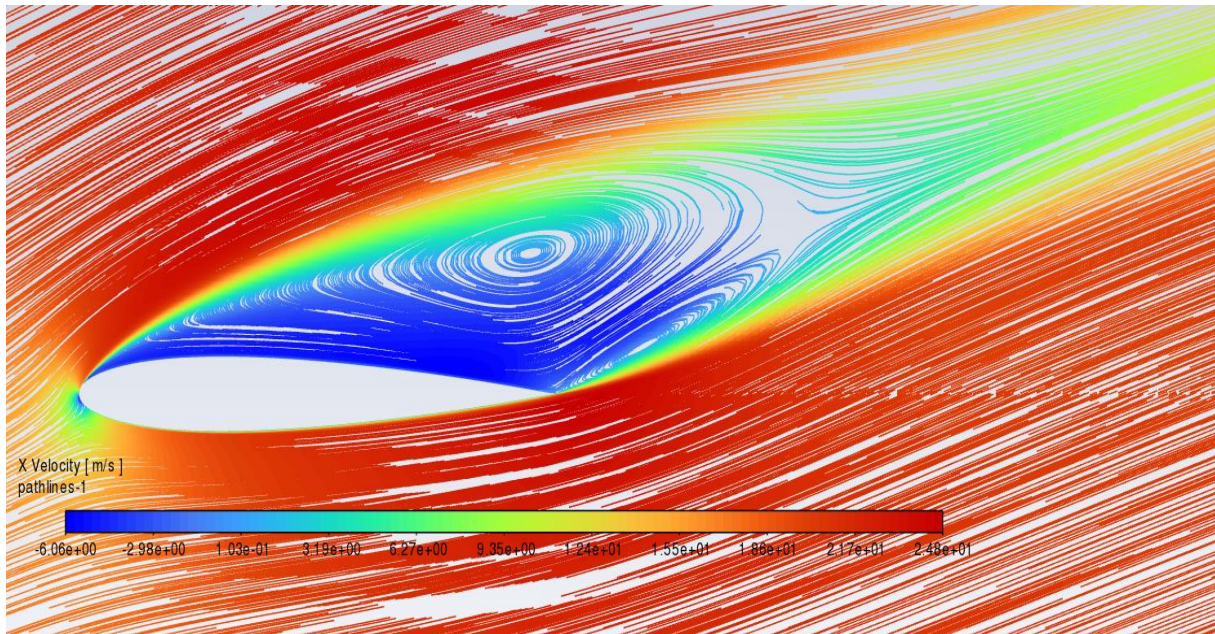


Figure V-17 : Champ de vitesse – Modèle k- ω SST à $\alpha=16$

K – ω – SST/ Low-Re correction

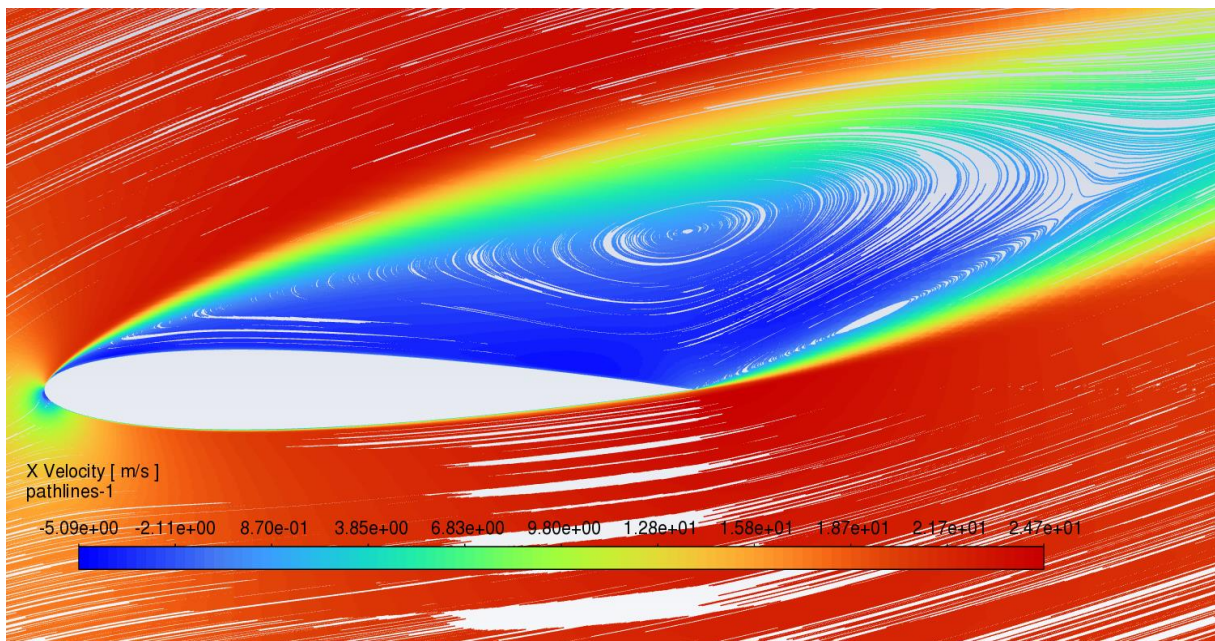


Figure V-18 : Champ de vitesse – Modèle k- ω SST avec correction Low-Re à $\alpha=16$

Les figures V-15 et V-16 illustrent le comportement de l'écoulement autour d'un profil à une incidence élevée ($\alpha = 14^\circ$), simulé respectivement avec le modèle $k-\omega$ SST standard et sa version corrigée pour les effets de bas Reynolds (Low-Re). À ce niveau d'incidence, les deux modèles prédisent un écoulement décollé sur l'extrados, mais avec des différences notables dans l'étendue et l'intensité de la zone de recirculation.

Les figures V-17 et V-18 présentent les champs de vitesse longitudinale autour d'un profil à forte incidence ($\alpha=16^\circ$), en utilisant respectivement le modèle $k-\omega$ SST standard et sa version corrigée pour les faibles nombres de Reynolds. Dans les deux cas, l'écoulement est clairement décollé sur l'extrados, avec la formation d'une large zone de recirculation occupant une grande partie du profil. Toutefois, on observe des différences dans la forme et la dynamique de la zone séparée. **La figure V-17 (modèle standard)** montre un tourbillon fortement développé, mais centré plus en aval, avec des lignes de courant moins resserrées à l'amont. En comparaison, **la figure V-18 (modèle avec correction Low-Re)** indique une séparation légèrement plus précoce, avec un écoulement inverse plus intense dès le début de l'extrados, ce qui reflète une meilleure captation des effets visqueux en proche paroi.

V.5 Calcule coefficient de portance à l'aide de pression

Objectif : est de calculer le coefficient de portance C_L d'un profil aérodynamique à partir des coefficients de pression C_p mesurés sur l'extrados et l'intrados du profil.

Rappel sur forme intégrale de C_L (Formule théorique) :

$$C_L = \int_0^1 \left(C_{p,\text{intrados}}(x/c) - C_{p,\text{extrados}}(x/c) \right) d(x/c) \quad (\text{V-1})$$

$$C_L = \int_0^1 C_{p,\text{intrados}}(x/c) dx - \int_0^1 C_{p,\text{extrados}}(x/c) d(x/c) \quad (\text{V-2})$$

Cette intégrale représente la différence de pression intégrée sur toute la corde (normalisée), et correspond à la portance générée par le profil.

Méthode numérique – Trapèzes :

En pratique, C_p est donné à des points discrets $x_0, x_1, \dots, x_n$, On utilise alors la **méthode des trapèzes** pour approximer l'intégrale.

$$\text{Air Intrados} \quad \int_0^1 C_{p,\text{intrados}}(x/c) d(x/c) \approx \sum_{i=0}^{n-1} \frac{x_{i+1} - x_i}{2} \left(C_{p,\text{intra}}(x_i) + C_{p,\text{intra}}(x_{i+1}) \right) \quad (\text{V-3})$$

$$\text{Air Extrados} \quad \int_0^1 C_{p,\text{extrados}}(x/c) d(x/c) \approx \sum_{i=0}^{n-1} \frac{x_{i+1} - x_i}{2} \left(C_{p,\text{extra}}(x_i) + C_{p,\text{extra}}(x_{i+1}) \right) \quad (\text{V-4})$$

Finalement :

$$C_L \approx \sum_{i=0}^{n-1} \frac{x_{i+1} - x_i}{2} \left[\left(C_{p,\text{intra}}(x_i) - C_{p,\text{extra}}(x_i) \right) + \left(C_{p,\text{intra}}(x_{i+1}) - C_{p,\text{extra}}(x_{i+1}) \right) \right] \quad (\text{V-5})$$

Précision de calcul numérique :

Le calcul de C_L par méthode des trapèzes dépend de la qualité des données C_p .

Une bonne précision nécessite des points nombreux, bien répartis et alignés entre intrados et extrados.

Les Valeurs de C_L :

Tableau 8 : C_L calculer à l'aide de méthode de trapèze

V=20m/s		V=30m/s	
α	C_L Calculé	AOA	C_L Calculé
0	0.104617	0	0.109758
2	0.429153	2	0.327317
4	0.64022	4	0.559719
6	0.80422	6	0.682394
8	0.930109	8	0.846641
9.5	0.969997	10	0.97415
10	0.857526	11	1.008099
11	0.667014	11.5	0.901408
11.5	0.608996	12.5	0.73796
12	0.564654	13	0.693289

Tableau 9 : C_L typique (User Guide)

V=33m/s	
α	C_L Typique (User Guide)
0	0
1.08	0.0985
2.25	0.2209
3.31	0.3672
4.67	0.5403
6.19	0.6627
7.39	0.7612
8.31	0.8269
9.31	0.8955
10.39	0.9642
11.22	1.0000
12.00	0.8418

Présentation graphique (AF, 1600d,150 mm Chord NACA0012):

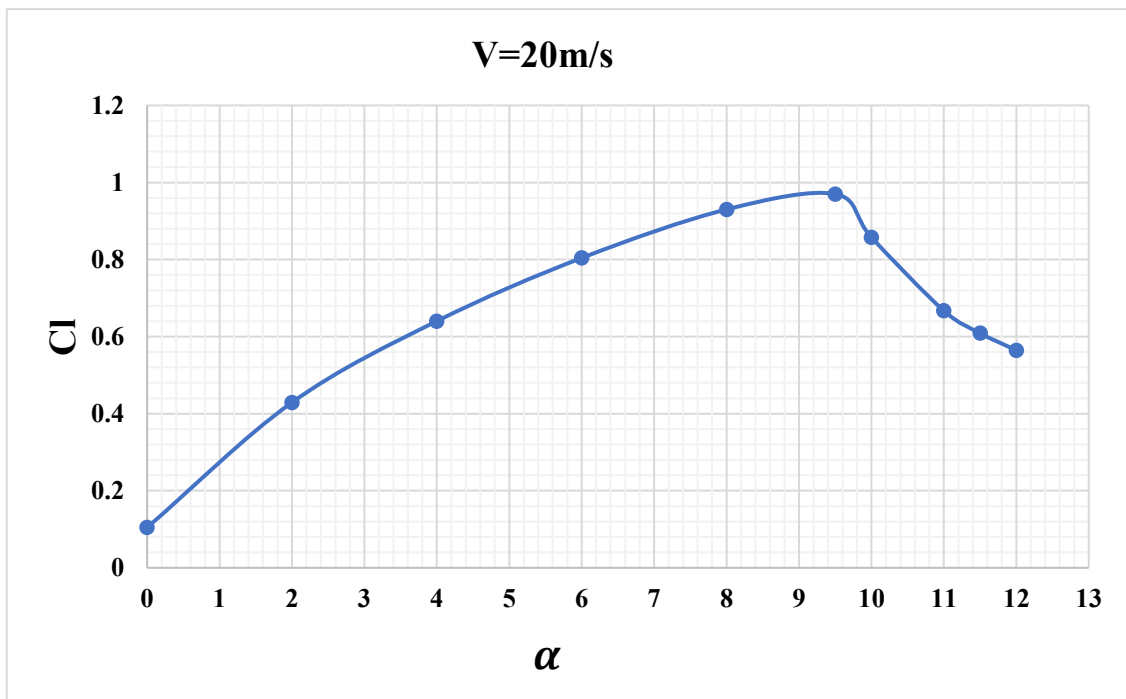


Figure V-21 : Courbe de portance C_L en fonction de l'angle d'incidence α

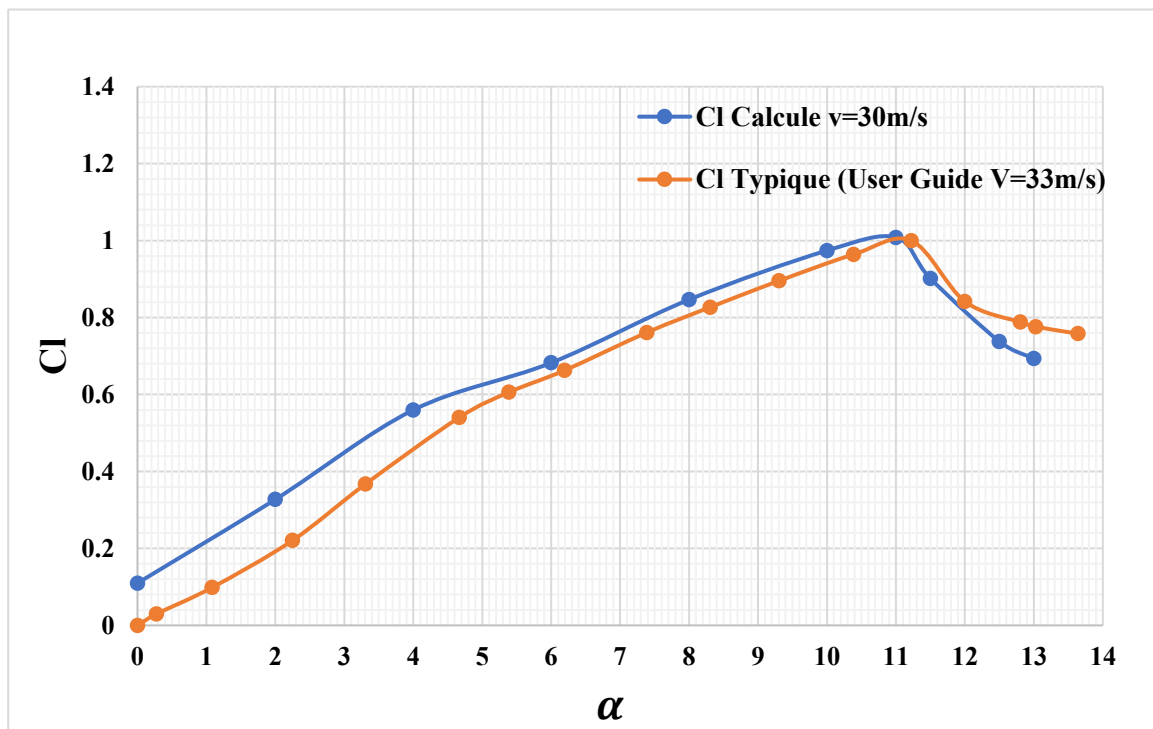


Figure V-22 : Comparaison des courbes de portance C_L en fonction de l'angle d'incidence α

Conclusion

L'approche expérimentale joue un rôle essentiel pour visualiser et d'analyser de manière concrète le comportement de l'écoulement autour d'un profil. En observant directement les effets réels du vent sur un objet, comprend mieux les phénomènes aérodynamiques tels que le décrochage (décollement totale de couche limite). Cela rend les notions théoriques plus claires et plus faciles à retenir, car elles sont directement reliées à des observations visibles et mesurables.

Les résultats obtenus au cours de cette étude montrent un très bon accord entre les approches théoriques, expérimentale et numérique. Cette convergence valide la fiabilité du banc de soufflerie AF1600 ainsi que la qualité des mesures obtenues et la performance des instruments de mesure.

En définitive, cette convergence entre théorie, expérience et simulation ne se limite pas à une simple validation : elle renforce la compréhension physique des phénomènes, ouvre la voie à de nouvelles pistes d'analyse, et développe l'esprit critique face aux résultats. Elle montre que l'étude des écoulements ne peut se réduire à une seule méthode, mais gagne en richesse lorsqu'elle s'appuie sur des approches complémentaires.

Perspectives :

Réalisation d'une aile de profil NACA 0012 imprimée en 3D pour essais sur balance aérodynamique :

Une perspective expérimentale prometteuse consiste à concevoir et fabriquer, par impression 3D, une maquette d'aile basée sur le profil NACA 0012, spécifiquement conçue pour être installée sur une balance aérodynamique. Cette configuration permettrait de mesurer directement les forces aérodynamiques globales — telles que la portance, la traînée, et éventuellement le moment de tangage — dans des conditions contrôlées en soufflerie.

L'impression 3D présente plusieurs avantages notables :

- Une fabrication rapide et économique d'une géométrie fidèle au profil souhaité,
- La possibilité d'optimiser la structure interne pour garantir la rigidité de la maquette tout en limitant son poids et ses déformations sous charge,
- Une intégration aisée avec le système de fixation de la balance aérodynamique,
- L'ajout de repères ou cavités techniques pour assurer un positionnement précis et reproductible lors des essais.

Cette approche permettrait de :

- Valider les résultats numériques et théoriques par des mesures expérimentales globales et fiables,
- Analyser l'influence de l'angle d'incidence sur les forces aérodynamiques,
- Approfondir la compréhension des phénomènes de décrochage, de la répartition des efforts, ainsi que de la réponse globale de l'aile en conditions réelles.

À la suite des essais numériques et expérimentaux menés sur le profil symétrique NACA 0012, une extension naturelle de l'étude consisterait à explorer le comportement aérodynamique de **profils non symétriques, tels que les NACA 2412, 4415 ou autres profils cambrés**. L'utilisation de l'impression 3D permettrait de fabriquer facilement ces profils avec une géométrie précise, en conservant la même méthode expérimentale basée sur la balance aérodynamique.

Dans le prolongement de l'étude une évolution pertinente consisterait à étendre l'approche expérimentale à des **profils munis de dispositifs hypersustentateurs**, tels que les becs de bord d'attaque.

Cette étude permettrait d'évaluer l'effet réel du bec sur le **report du décrochage**, la **valeur maximale de portance**, et la **traînée induite**, en les comparant à un profil équivalent sans dispositif. Ces essais offriraient également une opportunité de validation pour les simulations numériques incluant des géométries plus complexes et des conditions de turbulence variables. L'approche pourrait être enrichie par une analyse paramétrique : angle de déploiement du bec, longueur relative, forme du volet, etc.

Références

- Abbott, I. H. ((1959)). *Theory of Wing Sections*. Dover Publications.
- AF. (s.d.). *1600 Subsonic Wind Tunnel* . User Guide.
- AF. (s.d.). *1600b, 150 mm Chord NACA0012 Aerofoil with Tappings*. User Guide.
- AF. (s.d.). *1600d, 150 mm Chord NACA0012*. Aerofoil User Guide.
- AF. (User Guide). *1600b, 150 mm Chord NACA0012 Aerofoil with Tappings*.
- Anderson, J. (2011). *Fundamentals of aerodynamics (5th ed.)*. McGraw-Hill Education.
- Beckwith, T. G. ((2006)). *Mechanical Measurements (6th ed.)*. Pearson. (Anderson, 2011) (Anderson, 2011).
- Bertin, J. J. ((2013)). *Aerodynamics for Engineers (6th ed.)*. Pearson.
- C.G.Speziale, R. a. ((1990).). '*A critical evaluation of two-equation turbulence models for near-wall turbulence*'. AIAA Paper 90-1481, .
- F.R.Menter. ((1992).). '*Improved two-equation $k-\omega$ turbulence model for aerodynamic flows*'. NASA TM-103975, .
- Gad-el-Hak, M. ((2000)). *Flow Control: Passive, Active, and Reactive Flow Management*. Cambridge University Press.
- Merzkirch, W. ((1987)). *Flow Visualization (2nd ed.)*. Academic Press.
- Schlichting, H. &. ((2016)). *Boundary Layer Theory (9th ed.)*. Springer.
- Tropea, C. Y. ((2007)). *Springer Handbook of Experimental Fluid Mechanics*. Springer.
- White, F. M. ((2006)). *Viscous Fluid Flow (3rd ed.)*. McGraw-Hill Education.