

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



Université Ibn Khaldoun de Tiaret
Faculté des Sciences Appliquées
Département de Génie Mécanique



MÉMOIRE DE FIN D'ETUDES

Pour l'obtention du Diplôme de Master

Domaine : Sciences et Technologie

Filière : Génie Mécanique

Parcours : Master

Spécialité : Énergétique

Thème

Investigation numérique sur les
générateurs de vortex placés sur une aile

Préparé par :

BOUSSAID Oualid

Soutenu publiquement le : 10 / 11 / 2020, devant le jury composé de :

M. Mekroussi Said	Maître de Conférences « A » (Uni. Ibn Khaldoun)	Président
M. Karas Abdelkader	Maître de Conférences "A" (Uni. Ibn Khaldoun)	Examineur
M. Moulgada Abdelmajid	Maître de Conférences "A" (Uni. Ibn Khaldoun)	Examineur
M. Benferhat Slimane	Docteur en science (Uni. Ibn Khaldoun)	Encadrant

Année universitaire : 2019 - 2020

Dédicace

Je dédie ce modeste travail :

Á mes très chers parents,

Á mes frères et sœur,

Á ma famille,

Á mes amis,

*Je tiens à remercier l'ensemble de tous les étudiants
de ma promotion,*

*Enfin je dédie ce mémoire à tous ceux qui me sont
chers.*

Oualid

Remerciement

Mon remerciement va à M. S Benferhat, pour son soutien et avoir accepté de rapporter ce travail,

J'adresse mes vifs remerciements au M. Mekroussi Said pour l'honneur qu'il me fait de présider le jury,

Mes remerciements vont également à M. Karas Abdelkader et M. Moulgada Abdelmajid pour l'honneur qu'ils me font en acceptant d'examiner ce travail,

Je remercie mes deux amis, Mr M Belfeddal, et Mr Y Djeldjel pour leurs conseils et leur disponibilité,

Je ne saurais oublier tous ceux qui de près ou de loin, m'ont prodigué leurs encouragements et m'ont offert leurs soutiens.

Boussaid Oualid

Sommaire

<i>Dédicace</i>	<i>i</i>
<i>Remerciements</i>	<i>ii</i>
<i>Sommaire</i>	<i>iii</i>
<i>Liste des figures et des tableaux</i>	<i>vii</i>
<i>Nomenclature</i>	<i>x</i>
<i>Introduction générale</i>	<i>01</i>
<i>Chapitre I : Généralités sur l'aérodynamique</i>	<i>04</i>
<i>I.1. Introduction</i>	<i>05</i>
<i>I.2. Aérodynamique</i>	<i>05</i>
<i>I.3. Forces aérodynamiques</i>	<i>05</i>
<i>I.3.1 Portance</i>	<i>05</i>
<i>I.3.2 Trainée</i>	<i>06</i>
<i>I.3.3 Equilibres des forces</i>	<i>07</i>
<i>I.3.3.A En palier</i>	<i>07</i>
<i>I.3.3.B En décollage</i>	<i>07</i>
<i>I.3.3.C En atterrissage</i>	<i>07</i>
<i>I.3.4. Polaire d'un profil</i>	<i>08</i>
<i>I.3.5. Finesse d'un profil</i>	<i>09</i>
<i>I.3.6. Influence de l'allongement</i>	<i>09</i>
<i>I.4. Profils aérodynamique</i>	<i>09</i>
<i>I.4.1 Terminologie des profils</i>	<i>09</i>
<i>I.4.2. Principaux types de profils</i>	<i>10</i>
<i>I.5. Ecoulement d'air</i>	<i>11</i>
<i>I.5.1. Ecoulement laminaire</i>	<i>11</i>
<i>I.5.2. Ecoulement turbulent</i>	<i>11</i>
<i>I.5.3. Ecoulement tourbillonnaire</i>	<i>11</i>
<i>I.6. Sillage derrière un avion</i>	<i>12</i>
<i>I.6.1. Trainée induite</i>	<i>13</i>

<i>I.6.2. Conséquences des tourbillons marginaux</i>	13
<i>I.7. Couche limite</i>	13
<i>I.7.1. Décollement de la couche limite</i>	14
<i>I.7.2. Contrôle du décollement de la couche limite</i>	15
<i>I.7.2.1. Contrôle actif</i>	15
<i>I.7.2.2. Étude bibliographique sur le contrôle actif</i>	16
<i>I.7.2.3. Contrôle passif</i>	17
<i>I.8. Générateurs de vortex</i>	17
<i>I.8.1 Définition du générateur de vortex</i>	17
<i>I.8.2. Étude bibliographique sur les VGs</i>	18
<i>I.9. Synthèse</i>	19
Chapitre II : Modélisation mathématique	20
<i>II.1. Introduction</i>	21
<i>II.2. Méthodes des volumes finis</i>	22
<i>II.2.a. Définition de la méthode des volumes finis</i>	22
<i>II.2.b. Principe de la méthode des volumes finis</i>	22
<i>II.3. Problème de diffusion</i>	23
<i>II.4. Etapes de la méthode des volumes finie</i>	24
<i>II.5. Simulation numérique</i>	26
<i>II.5.a. Objectif de la simulation</i>	26
<i>II.5.b. Comment faire de la simulation numérique</i>	27
<i>II.6. Equations de Navier-Stokes</i>	27
<i>II.6.a. Equation de continuité</i>	27
<i>II.6.b. Equation de conservation de la quantité de mouvement</i>	28
<i>II.7. Modélisation de la turbulence</i>	28
<i>II.7.a. Classification des modèles de turbulence</i>	29
<i>II.7.b. Choix du modèle</i>	29
<i>II.7.c. Modèle Spalart-Allmaras</i>	30
<i>II.8. Synthèse</i>	31

Chapitre III : Simulation numérique de l'écoulement autour de profil NACA4415	32
III.1. Introduction.....	33
III.2. Contexte scientifique et pose du problème.....	33
III.3. Problématique.....	33
III.4. Fluent.....	34
III.5. Différents modules.....	34
III.5.1. Préprocesseur Gambit 2.4.6	34
III.5.2. Interface graphique : Tgrid	34
III.6. Choix de la géométrie.....	34
III.7. Etapes de création de la géométrie.....	35
III.8. Solveur Fluent.....	43
III.8.1. Procédé de convergence	43
III.9. Synthèse	44
Chapitre IV : Résultats et discussion	45
IV.1. Introduction	46
IV.2. Validation des résultats.....	46
IV.2.1. Nombre de Reynolds	46
IV.2.2. Observation du phénomène	47
IV.3. Analyse des Résultats numériques.....	48
IV.3.1. Courbes de coefficient de portance	48
IV.3.2. Courbes de coefficient de trainée... ..	48
IV.3.3. Courbes de polaire.....	49
IV.3.4. Courbes de finesse.....	50
IV.4. Comparaison entre les résultats des ailes sans et avec VGs.....	50
IV.4.1. Courbes du coefficient de portance et de trainée	50
IV.4.2. Courbes de polaire et finesse	51
IV.5. Comparaison des résultats du coefficient de portance (entre le numérique et l'expérimentale de [5]	52
IV.5.1. Coefficient de trainée... ..	53

<i>IV.5.2. Courbes de polaire et de finesse</i>	<i>53</i>
<i>IV.6 Trajectoire de l'écoulement (pathlines).....</i>	<i>54</i>
<i>IV.7. Iso contour de la vorticity magnitude et les lignes de courants.....</i>	<i>57</i>
<i>IV.8. Synthèse</i>	<i>59</i>
<i>Conclusion générale</i>	<i>60</i>
<i>Bibliographie</i>	<i>61</i>
<i>Résumé</i>	<i>.....</i>

Liste des figures

Figure I.01 : Equilibre du profil en palier stabilisé.....	07
Figure I.02 : Equilibre en décollage	08
Figure I.03 : Equilibre en atterrissage	08
Figure I.04 : Polaire d'un profil	08
Figure I.05 : Finesse d'un profil	08
Figure I.06 : Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile	10
Figure I.07 : Profile de type Jedelsky	11
Figure I.08 : Profile de type NACA	11
Figure I.09 : Profile de type Clark Y	11
Figure I.10 : Ecoulement laminaire	12
Figure I.11 : Ecoulement turbulent	12
Figure I.12 : Ecoulement Tourbillonnaire	12
Figure I.13 : Sillage derrière un avion	12
Figure I.14 : Couche limite	13
Figure I.15 : Zones de la couche limite	14
Figure I.16: Décollement de la couche limite.....	15
Figure I.17 : Schéma d'un jet synthétique	16
Photo I.18 : Cessena 182K modèle 1967 avec VGs.....	18
Photo I.19 : TA-4SU avec VGs.....	18
Figure I.20 : Disposition des VGs de forme triangulaire sur l'extrados du profil	19
Figure I.21 : Disposition des VGs de forme delta sur l'extrados du profil	19
Figure II.01 : Schéma représentant le maillage décalé.....	23
Figure II.02 : Volume de contrôle dans un maillage unidimensionnel.....	24
Figure II.03 : Discrétisation.....	24
Figure III.01 : Points de création du profil NACA4415.....	35
Figure III.02 : Profil de type NACA4415.....	35
Figure III.03 : Aile en 3D.....	36
Figure III.04 : Domaine de simulation.....	37

<i>Figure III.05 : Création des VGs</i>	38
<i>Figure III.06 : VGs de type rectangulaire 4 faces (dessin SolidWorks)</i>	39
<i>Figure III.07 : Maillage sans Size Function.....</i>	40
<i>Figure III.08 : Maillage avec Size Function.....</i>	40
<i>Figure III.09 : Maillage d'aile sans VGs.....</i>	42
<i>Figure III.10 : Maillage d'aile avec VGs</i>	42
<i>Figure III.11 : Procédé de convergence</i>	43
<i>Figure IV.01 : Effet de la position des VGs XVG rectangulaires sur le coefficient de portance.....</i>	45
<i>Figure IV.02 : Effet de la position des VGs XVG rectangulaires sur le coefficient de trainée.....</i>	45
<i>Figure IV.03 : Création de l'iso surface en bord de fuite sur l'aile avec générateur de vortex.....</i>	47
<i>Figure IV.04: Visualisation des vortex générés par les générateurs triangulaires en soufflerie.....</i>	47
<i>Figure IV.05: Visualisation des vortex générés par les générateurs triangulaires captés par Fluent à l'incidence 15°.....</i>	47
<i>Figure IV.06 : Courbe de coefficient de portance pour aile sans VGs.....</i>	48
<i>Figure IV.07 : Courbe de coefficient de portance pour aile avec VGs.....</i>	48
<i>Figure IV.08 : Courbe de coefficient de trainée pour aile sans VGs.....</i>	49
<i>Figure IV.09 : Courbe de coefficient de trainée pour aile avec VGs.....</i>	49
<i>Figure IV.10 : Courbe de polaire pour aile sans VGs.....</i>	49
<i>Figure IV.11 : Courbe de polaire pour aile avec VGs.....</i>	49
<i>Figure IV.12 : Courbe de finesse d'aile sans VGs.....</i>	50
<i>Figure IV.13 : Courbe de finesse d'aile avec VGs.....</i>	50
<i>Figure IV.14 : Courbe de coefficient de portance sans et avec VGs.....</i>	51
<i>Figure IV.15 : Courbe de coefficient de trainée sans et avec VGs.....</i>	51
<i>Figure IV.16 : Courbe de polaire pour les ailes sans et avec VGs.....</i>	51
<i>Figure IV.17 : Courbe de finesse pour les ailes sans et avec VGs.....</i>	51
<i>Figure IV.18 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence.....</i>	52

<i>Figure IV.19 : Coefficient de trainée en fonction de l'angle d'incidence.....</i>	<i>53</i>
<i>Figure IV.20 : Courbe de polaire en fonction de l'incidence.....</i>	<i>54</i>
<i>Figure IV.21 : Courbe de finesse.....</i>	<i>54</i>
<i>Figure IV.22 : Ecoulement à angle d'attaque 0°.....</i>	<i>54</i>
<i>Figure IV.23 : Ecoulement à angle d'attaque 17°.....</i>	<i>55</i>
<i>Figure IV.24 : Ecoulement à angle d'attaque -13°.....</i>	<i>55</i>
<i>Figure IV.25 : Trajectoire de l'écoulement (deux ailes sans VGs)</i>	<i>56</i>
<i>Figure IV.26 : Trajectoire de l'écoulement (deux ailes avec VGs)</i>	<i>56</i>
<i>Figure IV.27 : Lignes de courant de l'aile sans VGs.....</i>	<i>57</i>
<i>Figure IV.28 : Lignes de courant de l'aile avec VGs.....</i>	<i>58</i>

Liste des tableaux

<i>Tableau II.01: Constants du modèle Spalart-Allmaras</i>	<i>30</i>
<i>Tableau III.01: Caractéristiques de l'aile</i>	<i>36</i>
<i>Tableau III.02 : Les dimensions du domaine de calcul</i>	<i>37</i>
<i>Tableau III.03 : Caractéristiques géométriques des VGs</i>	<i>38</i>
<i>Tableau III.04: Procédure de paramétrage des Size Functions pour l'aile sans VGs</i>	<i>40</i>
<i>Tableau III.05: Procédure de paramétrage des Size Functions pour l'aile avec VGs</i>	<i>41</i>
<i>Tableau III.06 : conditions aux limites.....</i>	<i>42</i>
<i>Tableau III.07: Informations de maillage.....</i>	<i>42</i>
<i>Tableau IV.01 : Angle optimal des ailes avec et sans VGs</i>	<i>52</i>

Notations latines

b	Envergure d'une aile 3D	[m]
C	Corde du profil d'aile	[m]
C_L	Coefficient de Portance	[--]
C_D	Coefficient de traînée	[--]
C_{Di}	Coefficient de traînée induit	[--]
D	Force de traînée	[N]
D_i	Force de traînée induite	[N]
e	Épaisseur du profil	[m]
H	Hauteur des VGs	[mm]
L	Force de portance	[N]
L	Longueur des VGs	[mm]
P	Pression	[Pa]
R	Résultante aérodynamique	[N]
S	Surface de l'aile	[m ²]
T	Temps	[s]
U	Vitesse	[m.s-1]
U_0	Vitesse d'entrée	[m.s-1]
U_0	Vitesse de déplacement de l'avion	[m.s-1]
u, v, w	Composantes de la vitesse en coordonnées cartésiennes	[m.s ⁻¹]

Notations grecques

λ	Allongement	
β	Angle d'inclinaison	[deg]
α_0	Angle d'attaque	[deg]
μ	Viscosité dynamique	[kg.m ⁻¹ .s ⁻¹]
ν	Viscosité cinématique	[m ² .s ⁻¹]
Γ	Circulation	[m ² .s ⁻¹]
ρ	Masse volumique	[Kg.m ⁻³]

Nombre adimensionnel

Re *Nombre de Reynolds*

$$\text{Re} = \frac{\mathbf{U} \cdot \mathbf{L}}{\nu}$$

Indices

i, j, k *Direction de projection*

Abréviations

2D *Bidimensionnel*

3D *Tridimensionnel*

CFD *Computational Fluid Dynamics*

VGs *Générateurs de Vortex*

Introduction générale

La couche limite est importante, elle agit directement sur la région à fort gradient. Elle peut être laminaire ou turbulente. Sur les profils aérodynamiques elle débute laminaire sur le bord d'attaque puis turbulente à partir du point de transition. Sa position n'est pas fixe et dépend de la turbulence. Sous certaines conditions, un saut (séparation) de la couche limite se produit et le phénomène du décollement apparaît. L'écoulement est asservi par le cisaillement pariétal où les forces d'inertie sont ralenties par les forces visqueuses. Le gradient de pression peut exercer une action favorable ou défavorable. Dans le cas péjoratif le gradient de pression adverse à celui de l'advection la couche limite s'écarte de la paroi du profil. Et se produit aussi, à un certain seuil appelé angle d'incidence critique α_{cr} , l'écoulement devient tourbillonnaire sur l'extrados ou les filets d'air n'ont plus suffisamment d'énergie pour coller sur l'extrados du profil [1].

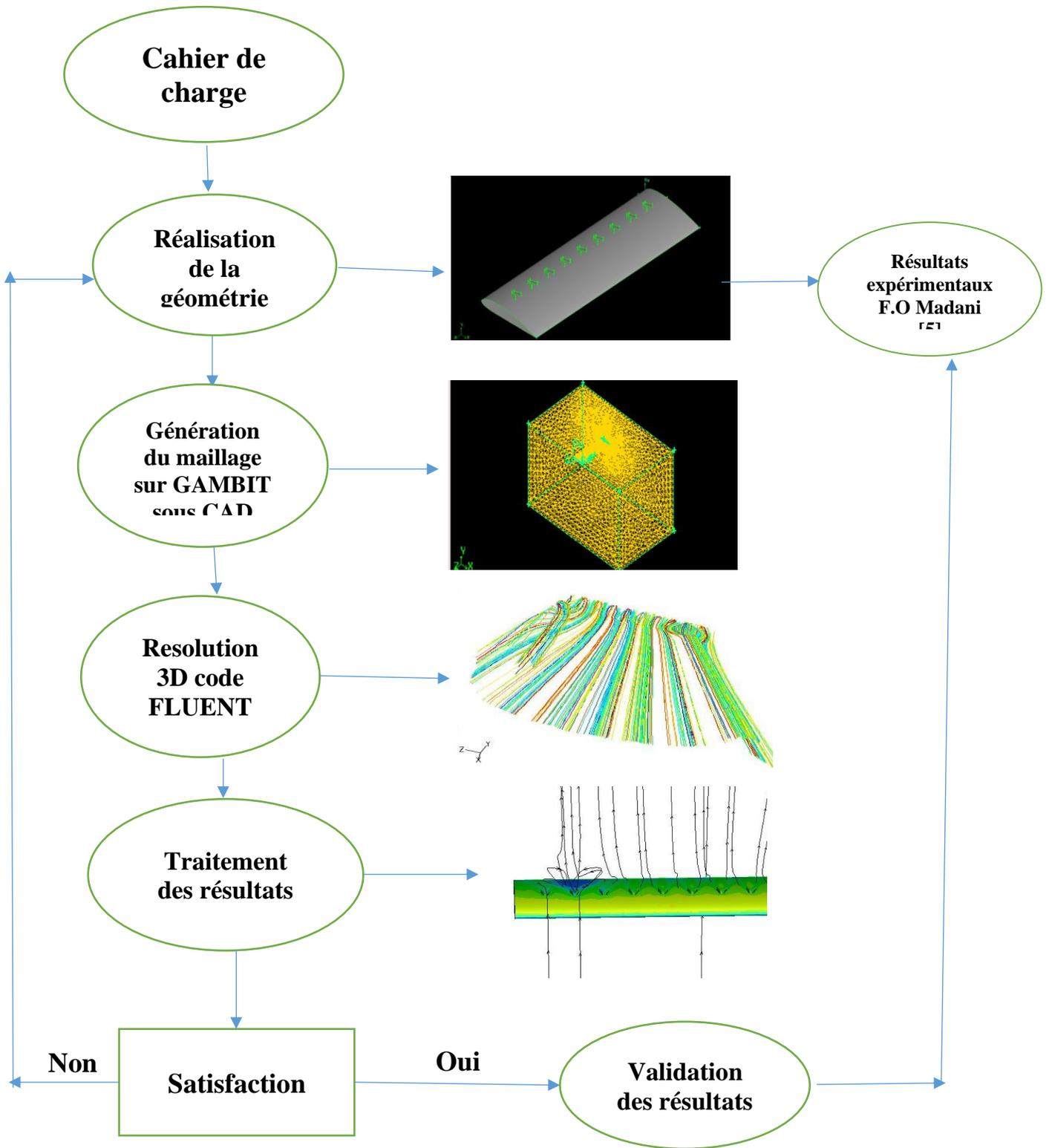
Ce phénomène occasionne une perte des performances aérodynamiques suivies d'instabilité et de bruit. Deux techniques de contrôle du décollement et selon l'effet désiré entraînent une amélioration de ces performances. Le contrôle passif (sans avoir besoin de source d'énergie) et le contrôle actif. Permet de diminuer la zone décollée et la traînée de frottement. Ces techniques constituent une solution aux problèmes du décollement.

L'objectif principal de la présente étude est de voir l'influence des VGs sur les performances aérodynamiques de l'aile, placées sur l'intrados du profil¹ asymétrique de type NACA4415. Pour cela une série de simulations 3D a été effectuée par le solveur Ansys Fluent 6.3.26 en utilisant le modèle de fermeture à une équation Spalart-Allmaras. Le présent travail est structuré de la manière suivante :

- Le premier chapitre est consacré aux définitions relatives aux forces aérodynamiques, la couche limite et les générateurs de vortex.
- Dans le deuxième chapitre on a traité la simulation numérique, les modèles des fermetures et la méthode des volumes finis.
- Le troisième chapitre est consacré à la réalisation de la géométrie et la simulation.
- Le dernier chapitre consiste à présenter les résultats obtenus en simulation puis les comparé à ceux trouvés par F.O. MADANI [2].

La démarche globale qui va être suivie lors de la simulation numérique, se résume dans la figure ci-dessous de la manière suivante.

¹ L'Aspect delà forme de l'obstacle vue de côté.



Synoptique de la simulation numérique et analyse des résultats

CHAPITRE I**Généralités sur l'aérodynamique**

Ce chapitre est consacré à des rappels sur les notions aérodynamiques. On donnera les caractéristiques géométriques de différents types de profils d'ailes, les forces aérodynamiques, des notions sur la couche limite et le phénomène de décollement².

Sommaire	Pages
I.1. Introduction	05
I.2. Aérodynamique	05
I.3. Forces aérodynamiques	05
I.4. Profil aérodynamiques	09
I.5. Écoulement d'air	11
I.6. Sillage derrière un avion	12
I.7. Couche limite	13
I.8. Générateurs de vortex	17
I.9. Synthèse	19

² Séparation du filet du profil.

I.1. Introduction

L'interaction fluide-structure en aéronautique présente un grand intérêt dans les écoulements incompressibles autour des profils, des hélices et des rotors d'hélicoptère. Le phénomène le plus redouté en aérodynamique et le décrochage où l'écoulement ne suit plus la forme du profil et produit un saut de la couche limite et engendre une perte de portance d'altitude au pire l'aéronef³ risque un crash. Afin de prédire ce phénomène des dispositifs aérodynamique tel que les générateurs de vortex sont ajoutés sûrs tout le long des ailes.

I.2. Aérodynamique

C'est une branche de la dynamique des fluides qui porte sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi que sur leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent. Ces effets peuvent naturellement être provoqués par un corps immobile soumis à un flux d'air anime d'une vitesse ou par un corps se déplaçant dans l'atmosphère ou encore par la combinaison des deux propositions précédentes.

L'écoulement peut être compressible ou incompressible en fonction du nombre de Mach :

- L'aérodynamique incompressible concerne les écoulements pour lesquels le nombre de Mach est inférieur à 0.3, et permet de prendre certaines hypothèses simplificatrices lors de l'étude de ces écoulements.
- L'aérodynamique compressible se scinde⁴ en aérodynamique subsonique à un Mach compris entre 0.3 et un Mach critique inférieur à 1, puis transsonique à $M = 1$, supersonique à un Mach de 1 à 5 et enfin hypersonique au-delà de 5 pour la fusée [3].

I.3. Forces aérodynamiques

I.3.1. Portance

La force de portance dépend de la pression qui s'exercent sur toute l'envergure de l'aile qui est relative à la surface et au carrée de la vitesse d'écoulement.

³ L'avion.

⁴ Divise, fractionne

La forme du profil permet de déterminer la qualité de la portance L^5 . Où le coefficient de portance se caractérise par C_L [3].

L'air a des caractéristiques thermo physiques comme la température, la pression et, la grandeur la plus déterminante est la masse volumique ceci conduit à l'expression suivante :

$$\vec{L} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (\text{I.1})$$

Avec :

ρ : masse volumique de l'air en $[\text{kg}/\text{m}^3]$.

S : surface de l'aile en $[\text{m}^2]$.

V : vitesse en $[\text{m}/\text{s}]$.

C_L : coefficient de portance.

I.3.2. Trainée

C'est une force de frottement est nuisible et empêché le profil d'avancer dans fluide. Il faut savoir, autant que cette trainée D^6 sera faible plus le profil avancera vite.

Cette force se définit par : le sens et la direction de l'écoulement sont pont d'application [3].

D'où son expression est :

$$\vec{D} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (\text{I.2})$$

Avec :

ρ : masse volumique de l'air en $[\text{kg}/\text{m}^3]$.

S : surface de l'aile en $[\text{m}^2]$.

V : vitesse en $[\text{m}/\text{s}]$.

C_D : coefficient de traînée.

⁵ Notation de la portance en anglais lift.

⁶ Notation de la trainée en anglais drag.

I.3.3. Equilibres des forces

A. En palier

Lorsqu'un avion est en palier stabilisé en vitesse de croisière⁷, le rapport portance - poids s'équilibre ainsi que la traction et la trainée Figure I.01 [4].

Toute action génère une réaction. De la première de la première loi de Newton : $\sum \vec{F} = 0$
La portance doit vaincre le poids et la traction doit vaincre la trainée.

$$L = P \text{ et } T = D$$

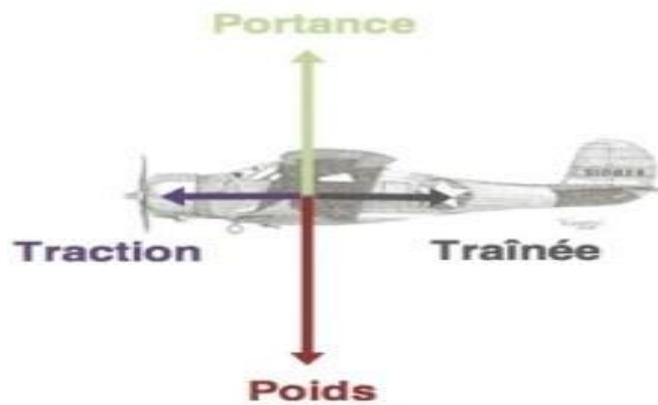


Figure I.01 : Equilibre du profil en palier stabilisé [21]

B. En décollage

Pour vaincre la trainée la traction doit être augmentée pour compenser l'augmentation de cette force liée au poids du profil **Figure I.02.** [4]

C. En atterrissage

En descente la traction doit être réduite pour compenser la composante longitudinale du poids qui amorce l'avion en descente. **Figure I.03** [4]

⁷ Vitesse favorable.

Traction = Trainée + Composante du poids

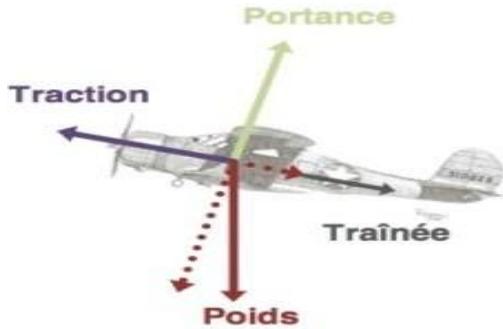


Figure I.02 : Equilibre en décollage (21)

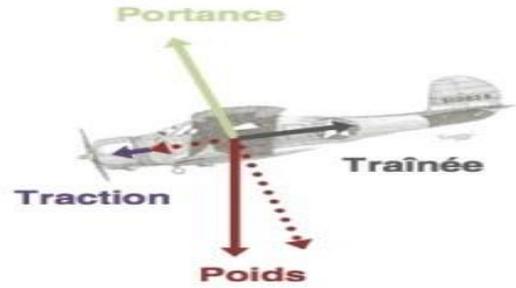


Figure I.03 : Equilibre en atterrissage (21)

I.3.4 Polaire d'un profil

La polaire d'une aile est une courbe qui correspond au rapport du coefficient de portance sur le coefficient de trainée en fonction de l'incidence⁸ équation I.3 et figure I.04.

$$Polaire = \frac{c_L}{\frac{c_D}{\alpha}} \quad (I.3)$$

Cette courbe permet de déterminer aisément les caractéristiques d'un profil. [5]

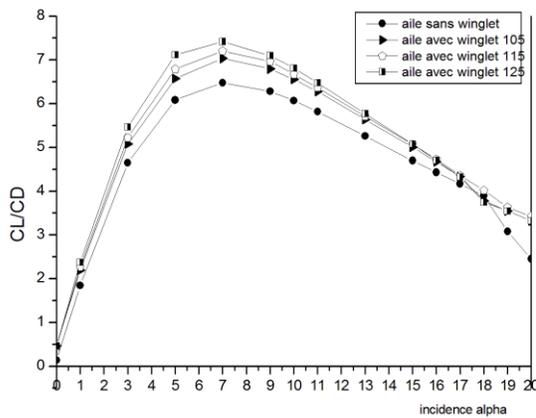


Figure I.04 : Polaire d'un profil

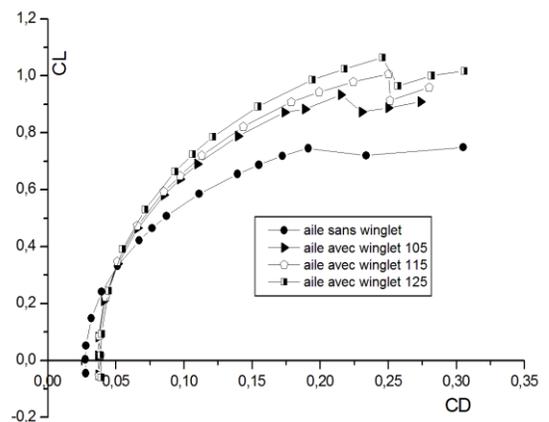


Figure I.05 : Finesse d'un profil

⁸Angle formé entre la trajectoire de l'avion en ascension ou en descente et l'axe longitudinal de l'avion.

I.3.5. Finesse d'un profil

La finesse n'a rien à voir avec la forme du profil ou de l'avion. Un gros porteur tel le Boeing B747 a plus de finesse que d'autres modèles. Elle caractérise le rapport du coefficient de portance sur le coefficient de traînée. Elle se définit par la distance traversée d'un aéronef en fonction de la différence de niveau, (entre deux points d'altitude). Un planeur qui parcourt un terrain de football après être catapulté à une finesse de 10 tandis que celle d'un Boeing 747 est de 20) [5].

La finesse d'un profil d'aile est une courbe qui fait coïncider au coefficient de portance un coefficient de traînée figure I.05.

$$Finesse = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (\text{I. 4})$$

I.3.6. Influence de l'allongement

L'allongement d'une aile rectangulaire représenté par la lettre AR est égal au ratio de l'envergure sur la corde du profil. [6]

$$AR = \lambda = \frac{b^2}{c} \quad (\text{I. 5})$$

Si la configuration de l'aile est différente, la corde moyenne se détermine par le rapport de la surface sur l'envergure.

$$c_{moy} = \frac{S}{b} \quad (\text{I. 6})$$

I.4. Profils aérodynamique

L'aspect (forme) générale d'un profil se définit par-rapport a sa corde de référence. Sa structure est composée de quatre principales parties qui sont l'extrados, l'intrados, le bord d'attaque et le bord de fuite. [4].

I.4.1 Terminologie des profils

La figure I.06 représente la terminologie des différentes parties du profil d'aile.

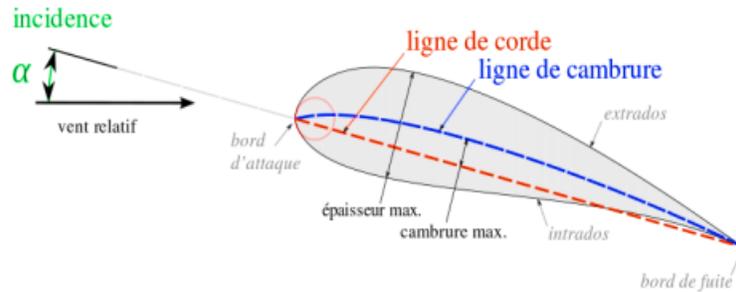


Figure I.06 : Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile

- **Extrados** : La partie supérieure du profil.
- **Intrados** : La partie inférieure du profil.
- **Bord d'attaque** : Nez du profil est le point le plus en avant du profil.
- **Bord de fuite** : Le point le plus en arrière du profil.
- **Corde** : La ligne droite reliant le bord d'attaque au bord de fuite.
- **Épaisseur maximale** : La distance verticale maximale entre l'extrados et l'intrados situé à une certaine distance horizontale à partir du bord d'attaque.
- **Ligne de cambrure moyenne** : Ligne reliant tous les points équidistants au bord d'attaque et au bord de fuite.
- **Cambrure** : Distance verticale entre la corde et la ligne de cambrure moyenne.
- **Angle d'attaque** : C'est l'angle formé entre la corde du profil et le vecteur vitesse du vent relatif. [4]
-

I.4.2. Principaux types de profils

Concernant les formes des profils, une simple plaque serait suffisante mais le rendement serait déplorable. On emploie donc des profils de formes plus ou moins élaborées selon le résultat à obtenir.

- Un profil concave, communément appelé profil creux figure I.07, comme un profil Jedelsky, produira beaucoup de portance à faible vitesse mais avec une forte traînée.

- Un profil biconvexe, comme un profil NACA⁹ figure I.08, conviendra bien pour des vitesses plus élevées et la traînée restant faible.
- Une solution intermédiaire est le profil plan convexe comme le profil Clark Y figure I.09, très souvent nommé profil plat par les modélistes. Ce type de profil, est celui utilisé sur beaucoup d'avions de début. Il donne une portance satisfaisante à une vitesse modérée avec une traînée acceptable. De plus, l'intrados plat sur la plus grande partie de sa longueur facilite sa construction et son calage [7].



Figure I.07 : Profile de type Jedelsky



Figure I.08 : Profile de type NACA



Figure I.09 : Profile de type Clark Y

I.5. Ecoulement d'air

I.5.1. Ecoulement laminaire

L'air se déplace sans rencontrer d'obstacles ou de forces de déviation. Le fluide se comporte comme s'il est inclus dans une multitude de tuyaux parallèles et juxtaposés. Tous ces filets d'air affichent la même vitesse et la même direction. La pression est uniforme dans tous la veine figure I.10[7].

I.5.2. Ecoulement turbulent

Lorsqu'un courant d'air rencontre un obstacle à son déplacement ; le mouvement suit toujours la même direction, mais le déplacement des molécules devient anarchique et ne présente plus aucun caractère de permanence et de régularité figure I.11.

⁹ National Advisory Committee for Aeronautics

Quel que soit l'endroit de l'observation du phénomène, on constate une divergence des molécules tant en direction qu'en intensité [7].

I.5.3. Ecoulement tourbillonnaire

Cas particulier de l'écoulement turbulent dépassé. Ce régime tourbillonnaire figure I.12 semble vouloir réorganiser l'agitation désordonnée de l'écoulement turbulent. Les filets d'air déviés dans tous les sens, s'organisent et se regroupent. Ils prennent une direction commune circulaire et s'associent en intensité [7].

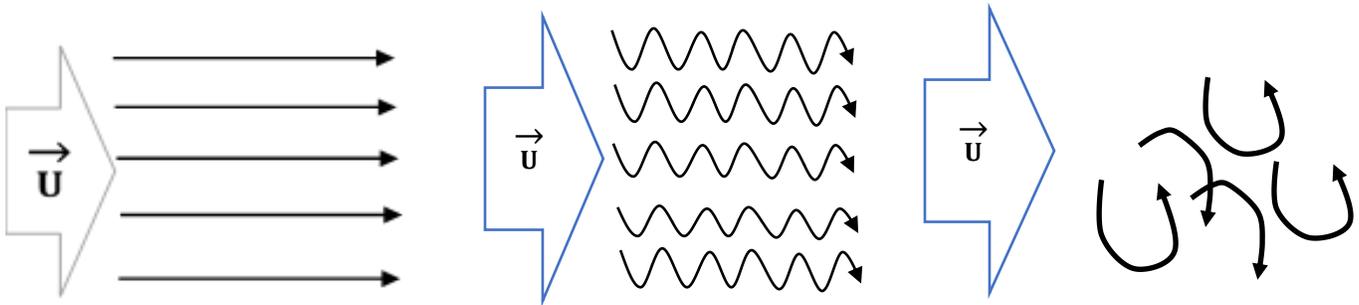


Figure.10 : Ecoulement laminaire

Figure.11 : Ecoulement turbulent

Figure.12 : Ecoulement Tourbillonnaire

I.6. Sillage derrière un avion

Un avion agit sur l'air qui l'entoure en le propulsant vers le bas. L'air ainsi déplacé imprime sur l'avion une force de réaction dirigée vers le haut : c'est la portance. Si l'avion se déplace horizontalement, sa force de portance équilibre son poids ; donc pour voler l'avion propulse vers le bas une masse d'air avec une force équivalente à son poids. Cette masse d'air acquiert un mouvement de giration, cela aboutit à la formation d'une paire de tourbillons parallèles très intenses, de sens de rotation opposés figure I.13. Ces tourbillons brassent la masse d'air déplacée par le poids de l'avion. [8]



Figure I.13 : Sillage derrière un avion.

I.6.1. Trainée induite

La trainée induite est due aux tourbillons marginaux, qui modifient localement l'incidence. Elle augmente avec le carré de la portance et diminue lorsque l'allongement de la voilure augmente [8].

Elle est égale à :

$$D_i = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{Di} \quad (\text{I.7})$$

Avec :

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \lambda} \quad (\text{I.8})$$

I.6.2. Conséquences des tourbillons marginaux

Ces tourbillons marginaux sont extrêmement dangereux pour les avions qui les traversent, pouvant aller jusqu'à retourner un avion léger. Il est à noter qu'ils sont d'autant plus développés que la portance est importante (gros porteur à faible vitesse, par exemple au décollage ou à l'atterrissage).

I.7. Couche limite

La couche limite c'est une couche d'air dans laquelle se produit l'effet de cisaillement, c'est la couche entre la surface et la limite de l'écoulement non ralenti que l'on appelle aussi l'écoulement potentiel figure.14 [8]. L'épaisseur de la couche limite δ est la distance à la paroi à partir de laquelle la vitesse devient 99% U .

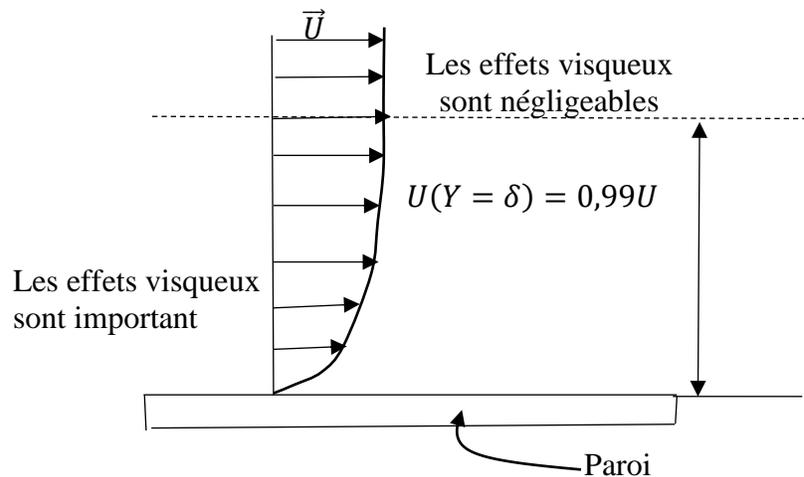


Figure I.14 : Couche limite.

Des expériences faites en soufflerie ont permis de déterminer, de façon précise, le phénomène de l'écoulement de l'air autour d'un profil, par la mesure des pressions et des vitesses.

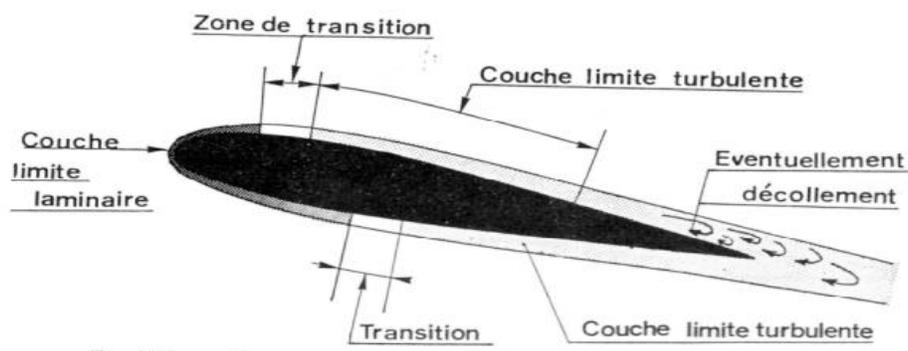


Figure I.15 : Zones de la couche limite

La couche limite joue un rôle important car elle conditionne directement la résistance de frottement de l'aile. Elle peut être laminaire ou turbulente. Elle commence par être laminaire sur le bord d'attaque puis elle devient turbulente à partir d'un point appelé point de transition. Ce point n'a pas une position fixe, et dépend en grande partie, de la turbulence. Sous certaines conditions, les filets fluides peuvent se séparer de la paroi et le phénomène du décollement apparaît.

I.7.1. Décollement de la couche limite

Dans le cas d'un écoulement autour d'un profil, les particules sont soumises à un mouvement dû aux forces d'inertie et sont ralenties par les forces de viscosité (frottement pariétal). Le gradient de pression dicté par la zone fluide peut exercer une action favorable ou défavorable. Dans le cas d'un gradient de pression de sens contraire à celui de l'advection, elle peut être compensée par les forces visqueuses et de pression. Lorsque cela se produit, la couche limite s'écarte de la paroi du profil [8], on aura un décollement de la couche limite. L'équilibre entre les différentes actions se traduit par l'équation de la quantité de mouvement dans chaque direction :

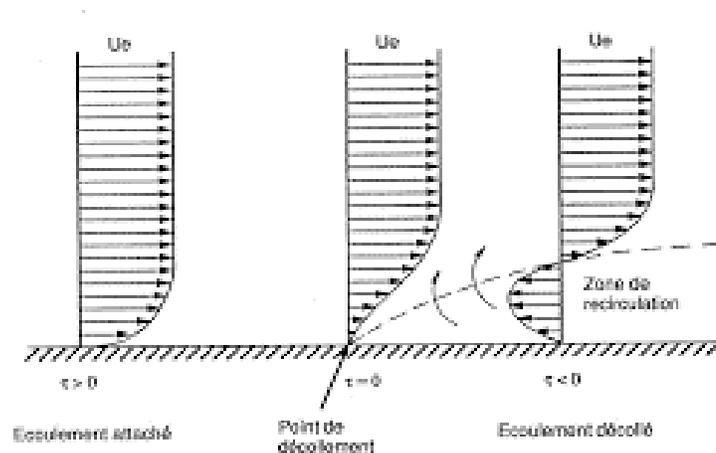


Figure I.16 : Décollement de la couche limite

Si on incline le profil au-delà d'un certain angle d'incidence, environ de 15° , l'écoulement de l'air devient tourbillonnaire (ou décollé) sur l'extrados car les filets n'ont plus suffisamment d'énergie pour coller sur l'extrados du profil d'aile. [8]

I.7.2. Contrôle du décollement de la couche limite

Il y a deux types de stratégies de contrôle du décollement de la couche limite selon l'effet désiré.
Le contrôle actif et le contrôle passif

I.7.2.1. Contrôle actif

Les techniques de contrôle actif sont :

Aspiration de l'air sur l'extrados,

Soufflage,

Jet synthétique.

C'est une méthode dans laquelle une énergie ou une puissance auxiliaire est introduite dans l'écoulement.

Jet synthétique

Le concept de jet synthétique est assez récent et est issu de l'évolution des appareils de soufflage. Le fonctionnement de ces appareils est périodique et comporte une phase d'aspiration suivie d'une phase de soufflage. Ce type de dispositif à deux objectifs, apporter de l'énergie à la couche limite en accélérant les zones les plus lentes, et créer des structures tourbillonnaires qui vont homogénéiser la vitesse en proche paroi figure I.17.

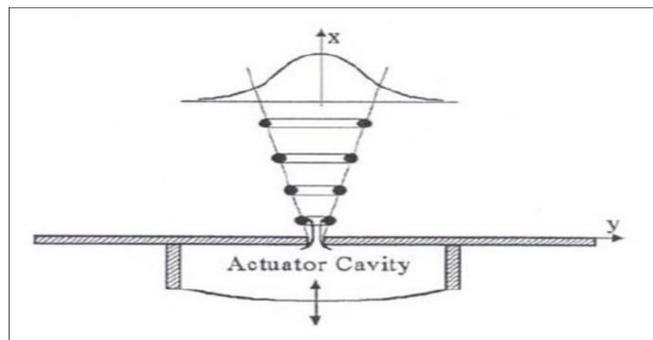


Figure I.17 : Schéma d'un jet synthétique

I.7.2.2. Etude bibliographique sur le contrôle actif

La technique du contrôle actif et fiable, est en pleine évolution. Par l'apport extérieur d'énergie nécessaire pour contrôler la transition de l'écoulement laminaire au turbulent, le décollement peut être ainsi maîtrisé soit par Aspiration, Soufflage ou Jet synthétique. À un grand nombre de Reynolds cette méthode affiche ses limites. Dans la publication de [BATIKH, L. BALDAS, R. CAEN, S. COLIN, 2007] [9] prétendent que [Breuer et al., 1999, et Tsao et al., 1994] [10] si le nombre de Reynolds augmente, l'aspiration est à l'origine d'une traînée induite qui entrainera une naissance du tourbillon marginal néfaste.

En arrangeant l'aspiration au soufflage [Grosjean, Lee, Hong, Tai and Ho] [11] disent qu'il serait possible d'agir ponctuellement sur le point de transition en corrompant l'écoulement. La solution des microsystèmes électromagnétiques (MEMS) de quelques dizaines à quelques centaines de microsecondes agit sur la structure tourbillonnaire de l'écoulement.

Le développement de ses MEMS est un axe de recherche en plein essor. Les capteurs MEMS et leurs applications en aérodynamiques - [Breuer 2000] [12], micro volets magnétiques [Tsao et al., 1994] [19], actionneurs micro ballon pour le contrôle aérodynamique [Grosjean, Lee, Hong, Tai and Ho]. [11]

La plus prometteuse et le concept du jet synthétique une petite quantité d'air issu de l'évolution des appareils d'aspiration et de soufflage. Le fonctionnement de cet appareil est périodique et comporte une phase d'aspiration suivie d'une phase de soufflage son objectif et de donné à la masse d'air une quantité de mouvement. Il apporte de de l'énergie à la couche limite en accélérant les zones les plus lentes, et créer des structures tourbillonnaires qui vont homogénéiser la vitesse en proche paroi et permet le contrôle. [BATIKH, L. BALDAS, R. CAEN, S. COLIN, 2007] [9].

I.7.2.3. Contrôle passif

Permet de modifier l'écoulement et le gradient de pression sans avoir besoin de source d'énergie. Il existe deux façons de procéder soit faire des rainures sur le bord d'attaque du profil ou l'installation des générateurs vortex fixer sur la longueur de l'aile pour contrôler la séparation de la couche limite ainsi réduire la traînée.

La plus simple des deux et le contrôle passif qui n'est pas très couteuse en fixant des VGs dans la zone du bord d'attaque. C'est une surface aérodynamique rigide, constituée d'arête vive placée en incidence dans l'écoulement en générant ainsi un ou plusieurs tourbillons co-rotatifs ou contrarotatifs selon leurs positions. Efficaces pour contrôler les décollements mais leur inconvénient peut être à l'origine d'une traînée supplémentaire.

Ou bien, faire des rainures ou des obstacles placés sur l'extrados pour augmenter la turbulence. De nombreuses études ont été menées sur le contrôle passif de formes différentes ont été testées.

I.8. Générateurs de vortex

I.8.1. Définition du générateur de vortex

Un générateur de vortex est une surface aérodynamique, constituée d'une arête vive placée en incidence dans l'écoulement et générant ainsi un, ou plusieurs tourbillons, co-rotatifs ou contrarotatifs. Ces dispositifs sont généralement placés dans la zone de bord d'attaque, et présentent une géométrie fixe. Ils sont très efficaces pour contrôler les décollements et améliorer les coefficients aérodynamiques d'un profil, le fait qu'ils soient fixes leur inconvénient peut-être à l'origine d'une traînée supplémentaire.

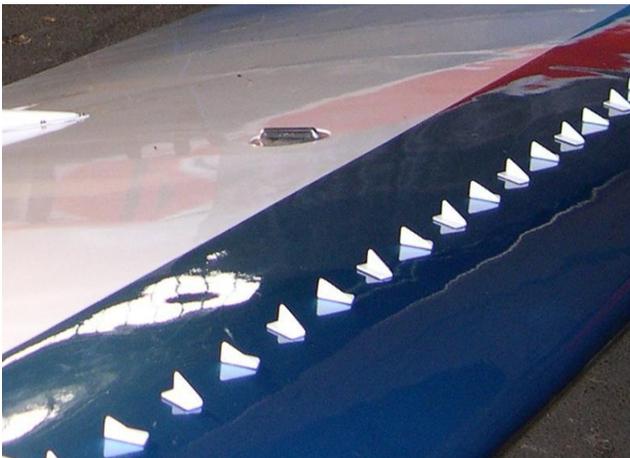


Photo I.18 : Générateurs de vortex



Photo I.19 : Cessna 182K modèle 1967 avec VGs.

I.8.2. Etude bibliographique sur les VGs

[K.P. Angèle, B. Muhammad-Klingmann] (2005) [13] ont constaté que la configuration optimale dépend de l'écoulement dans lequel les VGs sont incorporés.

Une étude comparative à caractère expérimental sur le contrôle du décollement passif par le biais de VGs de forme géométrique rectangulaires et triangulaires et de position différente par rapport à la corde soit 30, 40 et 50% c sont testés par [O.M. Fouatih et al] 2016 [1] L'étude illustre que les VGs de forme triangulaire sont les mieux appropriés lorsque leur hauteur est inférieure à l'épaisseur de couche limite Figure I.20.

[J C. Lin] 1999 [14], pour contenir le saut de la couche limite et éviter le décrochage. Un angle optimal de VGs est obtenu pour 12° avec une distance de 3 mm

Une combinaison de VGs et micro-VGs est étudiée par [O.M. Fouatih et al] [2]. Ils ont constaté que les micro-générateurs sont très efficaces pour contrôler l'écoulement. Un gain de 21% en portance est enregistré et la séparation est retardée à une incidence de 17° . Cependant, cette performance est neutralisée par l'émergence d'une traînée parasite.

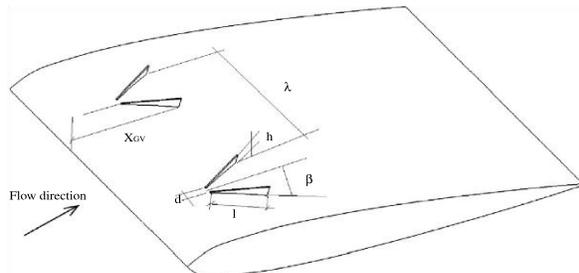


Fig. 1. Wing with VGs.

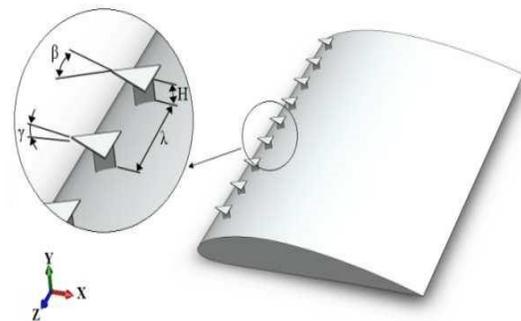


Figure I.21 : Disposition des VGs de forme delta sur l'extrados du profil [15]

Figure I.20 : Disposition des VGs de forme triangulaire sur l'extrados du profil [1]

Les résultats expérimentaux obtenue en soufflerie par [Tebbiche H., Gaouir N., Boutoudj M. S.] 2015 [15], sur un profil Naca 4412 donne une amélioration dans les performances aérodynamiques qui se traduit par un gain de 20% dans la force de portance. La configuration des générateurs de vortex et de forme d'aile delta. Figure I.21.

[H. Tebbiche and M.S Boutoudj] 2014, [16] prétendent que des riblets ou des rugosités sur l'extrados peuvent être combinés aux VGs.

I.9. Synthèse

Dans ce chapitre on a présenté des notions aérodynamiques et des définitions de base concernant le décrochage et le décollement de la couche limite. On a défini un moyen pour réduire le décollement et améliorer les performances aérodynamiques, ce moyen est les générateurs de vortex.

CHAPITRE II**Modélisation mathématique**

Dans ce chapitre on va présenter la formulation des équations de Navier-Stokes gouvernant les écoulements turbulents. Ainsi que les différents modèles de fermetures.

Sommaire	Pages
II.1. Introduction	21
II.2. Méthode des volumes finis	22
II.3. Problème de diffusion	23
II.4. Etapes de la méthode des volumes finis	24
II.5. Simulation numérique	26
II.6. Equations de Navier-Stokes	27
II.7. Modélisation de la turbulence	28
II.8. Synthèse	31

II.1. Introduction

Pour traiter un problème de la mécanique des fluides il faut différencier le modèle physique du modèle mathématique. Le modèle physique peut se relier¹⁰ en mots nécessaire pour l'interpréter en formules mathématiques. Un problème bien posé, il sera possible de le résoudre soit mathématiquement¹¹ ou numériquement¹². Les solutions analytiques, basées sur la forme locale du problème « E.D.P¹³ », associées aux conditions initiales et aux limites, ne peuvent être résolues dans le cas général. Dans les cas difficiles on fait appel aux méthodes numériques, le principe de ces méthodes est de transformer les équations différentielles en un système d'équations algébriques.

Il existe trois méthodes numériques utilisées pour la résolution des systèmes d'E.D. P qui régissent les écoulements :

- La méthode des différences finies,
- La méthode des éléments finis,
- La méthode des volumes finis.

Méthode des différences finies consiste en une discrétisation des opérateurs différentielles sur une grille de pas d'espace fixe à l'aide de développements de Taylor tronqués.

Méthode des éléments finis s'appuie sur une formulation variationnelle de l'équation aux dérivées partielles. Il n'existe plus de formulation variationnelle pour toute équation aux dérivées partielles. Les méthodes d'éléments finis ne sont pas bien adoptées à la résolution numérique d'équations non linéaires dans le cas de la mécanique des fluides.

Méthode des volumes finis c'est la méthode de choix est la plus utilisée actuellement dans la simulation numérique.

¹⁰ Exprimé.

¹¹ Solution analytique.

¹² Solution numérique.

¹³ Equations aux Dérivées Partielles.

II.2. Méthodes des volumes finis

La discrétisation des équations aux dérivées partielles permet de transformer le problème continu en un problème discret, de façon à assurer sa résolution par des méthodes numériques.

II.2.a. Définition de la méthode des volumes finis

La méthode des volumes finis est une version spéciale de la méthode des résidus pondérés ou la fonction de projection égale à l'unité. Cette méthode consiste à diviser le domaine d'étude en volumes élémentaires de telle manière que chaque volume entoure un nœud principal P chaque volume est délimité par deux interfaces dans le cas monodimensionnel noté (e, w) , de quatre interfaces dans le cas bidimensionnel (e, w, s, n) et six interfaces dans le cas tridimensionnel (e, w, s, n, t, b) . Chaque nœud principal P est limité par des nœuds voisins (E, W) dans le cas monodimensionnel, (E, W, S, N) dans le cas bidimensionnel, et (E, W, S, N, T, B) dans le cas tridimensionnel. L'équation différentielle est intégrée dans chaque volume élémentaire fini. Pour calculer l'intégrale dans ce volume élémentaire, l'inconnue est représentée à l'aide d'une fonction d'approximation (linéaire, parabolique, exponentielle, de puissance etc.) entre deux nœuds consécutifs. Ensuite, la forme intégrale est discrétisée dans le domaine d'étude. Le résultat de discrétisation donne une équation algébrique qui est constituée par les valeurs nodales.

II.2.b. Principe de la méthode des volumes finis

La méthode des volumes finis est caractérisée par son avantage à satisfaire la conservation de masse, de quantité de mouvement et de l'énergie dans tous les volumes finis ainsi dans tout le domaine de calcul. Elle facilite la linéarisation des termes non linéaires dans les équations de conservation telle que le terme source par exemple. Cette méthode consiste à partager le domaine de calcul en plusieurs volumes élémentaires où chaque volume entoure un nœud. En utilisant différents schémas d'approximations, on peut intégrer les termes des équations différentielles modélisant sur chaque volume de contrôle où les valeurs et les quantités sont stockées aux nœuds du volume de contrôle.

Ces équations algébriques produites expriment la conservation des quantités pour le volume de contrôle.

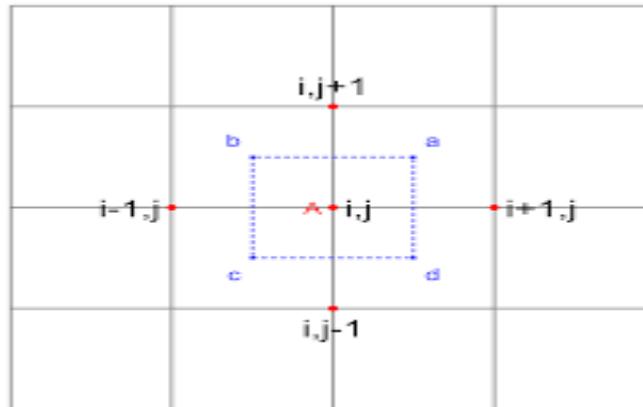


Figure II.1 : Schéma représentant le maillage décalé.

II.3 Problème de diffusion

Considérons un problème de transport de la variable ϕ par diffusion.

$$\text{div}(\Gamma \text{grad}\phi) + S\phi = 0 \tag{II.1}$$

La clé de cette méthode réside dans l'application du **théorème d'Ostrogradski** :

$$\int_{cv} \text{div}(\Gamma \text{grad}\phi)(dv) + \int_{cv} s\phi(dv) = \int_A nx(\Gamma \text{grad}\phi)da + \int_{cv} s\phi(dv) = 0 \tag{II.2}$$

A : surface enveloppant le volume de contrôle CV.

N : vecteur unitaire normal à A.

L'équation (II.1) en 1D prend la forme suivante :

$$\frac{d}{dx} \left(\frac{\Gamma d\phi}{dx} \right) + S = 0 \tag{II.3}$$

Avec :

Γ : Coefficient de diffusion.

S : Terme source.

II.4. Etapes de la méthode des volumes finie

Etape 1 : Maillage

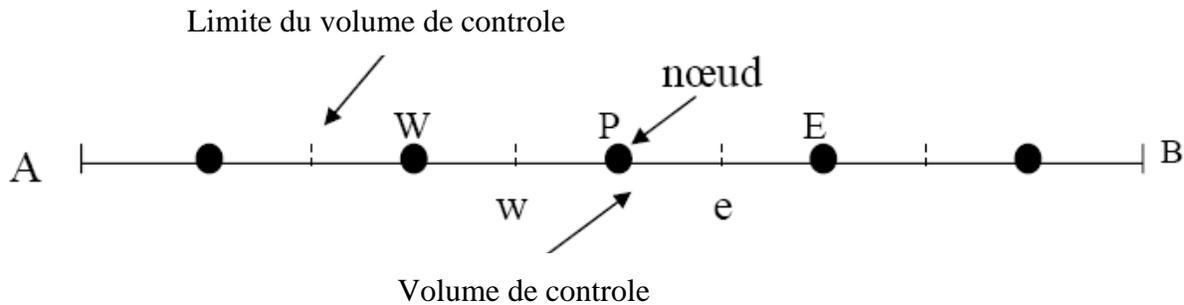


Figure II.2 : Volume de contrôle dans un maillage unidimensionnel

$\Phi = \text{constante}$ (aux frontières A et B).

La première étape c'est de générer un maillage en divisant le domaine de calcul en un nombre fini et discret de volume de contrôle. L'opération consiste à subdiviser le domaine de calcul (Ligne AB) en un certain nombre de segments (Volume de contrôle). Le centre de chaque volume est placé exactement au milieu du segment correspondant.

Dans le cas de la figure (II-2) le domaine de calcul est divisé en cinq volumes de contrôles.

Etape 2 : Discrétisation

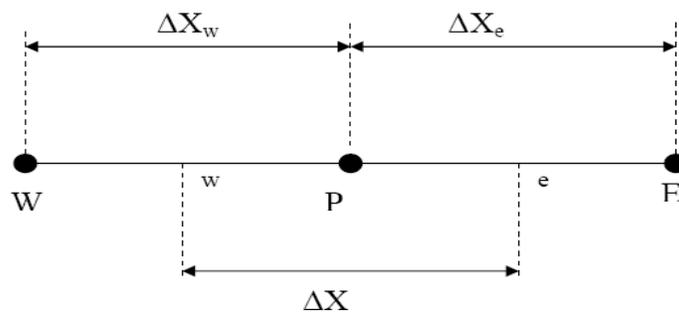


Figure II.3 : Discrétisation

L'intégration de l'équation (II-3) sur le volume de contrôle de centre P donne :

$$\int_{\Delta V} \frac{d}{dx} \left(\Gamma \frac{d\phi}{dx} \right) dv + \int_{\Delta V} S dv = \left(\Gamma A \frac{d\phi}{dx} \right)_e - \left(\Gamma A \frac{d\phi}{dx} \right)_w + \bar{S} \Delta V = 0 \quad (\text{II.4})$$

Principe de conservation : production de ϕ dans le CV = Le Flux diffusif de ϕ sortant de la facette e - le Flux diffusif de ϕ entrant par la facette w

“W” et “e” : les facettes du CV

Les valeurs du coefficient de diffusivité sont exprimées en fonction des valeurs aux points nodaux P, W et E par :

$$\Gamma_e = \frac{\Gamma_E + \Gamma_P}{2} ; \quad \Gamma_w = \frac{\Gamma_W + \Gamma_P}{2} \quad (\text{II.5})$$

Pour un maillage uniforme ($\Delta X_e = \Delta X_w = \Delta X$) les termes de diffusion :

$$\Gamma_e A_e \frac{\partial \phi}{\partial x} \Big|_e = \Gamma_e A_e \left(\frac{\phi_E - \phi_P}{\Delta x^+} \right) \quad (\text{II.6})$$

$$\Gamma_w A_w \frac{\partial \phi}{\partial x} \Big|_w = \Gamma_w A_w \left(\frac{\phi_P - \phi_W}{\Delta x^-} \right) \quad (\text{II.7})$$

Le terme source S peut dépendre de la fonction ϕ elle-même :

$$\bar{S} \Delta V = S_u + S_p \Phi_p \quad (\text{II.8})$$

En substituant les équations (II-5), (II-6), (II-7) et (II-8) dans (II-4), nous obtenons :

$$\left(\Gamma_e A_e \left(\frac{\phi_E - \phi_P}{\Delta x^+} \right) - \Gamma_w A_w \left(\frac{\phi_P - \phi_W}{\Delta x^-} \right) \right) + (S_u + S_p \Phi_p) = 0 \quad (\text{II.9})$$

Et après arrangement :

$$a_p \phi_w = a_w \phi_w + a_e \phi_e + S_u \quad (\text{II.10})$$

Où :

$$a_w = \frac{\Gamma_w A_w}{\delta_x^-} ; a_e = \frac{\Gamma_e A_e}{\delta_x^+} ; a_p = a_w + a_e - Sp \quad (\text{II.11})$$

Etape 3 : Solution des équations

L'équation (II-10) sera construite pour tous les volumes de contrôles du domaine de calcul. Le système d'équations résultant sera un système d'équations algébriques linéaires comportant autant d'inconnus que d'équations. La distribution discrète de la variable ϕ sur le domaine de calcul obtenue par les méthodes itératives (par exemple : Gauss-Seidel) sont plus efficaces dans ce cas. Dans un calcul itératif pour pouvoir arrêter les calculs à un moment donné il faut définir un critère de convergence

Critère de convergence

A partir de l'équation (II-7) nous pouvons écrire une expression du résidu pour estimer la satisfaction éventuelle de l'équation :

$$R = \sum_{l' \text{ ensemble des volumes}} |a_W \phi_W + a_E \phi_E + S_u - a_P \phi_P| \quad (\text{II-12})$$

R représente le résidu des calculs et possède par conséquent l'unité de l'équation différentielle intégrée.

II.5. Simulation numérique

II.5.a. Objectif de la simulation

- Réduire le temps de la conception et du développement d'un projet donné
- Obtenir toutes les variables dans la totalité du domaine de calcul avec un minimum d'effort
- La simulation coûte moins cher que de faire des expériences.

- Réduire la consommation de l'énergie parce que les logiciels de calcul sont devenus plus rapides et plus efficaces [17].

II.5.b. Comment faire de la simulation numérique

L'ordinateur fonctionne avec le système binaire qui ne peut manipuler que des 0 et des 1. Il faut donc transformer les équations de Navier-Stokes aux dérivées partielles en un certain nombre d'équations algébriques. Et pour avoir une solution exploitable on compte sur les grandes capacités de stockage et de calcul de la machine.

- On doit générer une grille de calcul enveloppant tout le domaine à étudier en espace et en temps ;
- La nature de la grille de calcul dépend de la nature de la méthode numérique utilisée ;
- Transformer le système des équations aux dérivées partielles en un système d'équations algébriques soit en utilisant une discrétisation ou une intégration.
- Les équations non linéaires sont généralement résolues par un algorithme itératif, où les différents coefficients de non linéarité sont calculés à partir des informations de l'itération précédente. Les calculs seront répétés jusqu'à la convergence du processus.
- On termine la simulation par la présentation des résultats sous forme de courbes, vecteurs de vitesse et de contours.

II.6. Equations de Navier-Stokes

Les équations de Navier-Stokes sont des équations différentielles non linéaires. Elles n'ont pas de solutions analytiques lorsqu'elles ne sont pas simplifiées. La simplification de ces équations permet de trouver des solutions analytiques à des problèmes de la dynamique des fluides.

Les équations de Navier-Stokes sont formées par l'équation de continuité et l'équation de conservation de la quantité de mouvement.

II.6.a. Equation de continuité

Cette équation traduit le principe de conservation de masse, elle prend la forme suivante [18] :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (\text{II.13})$$

Si le cas étudié est stationnaire et le fluide incompressible, l'équation s'écrit sous la forme suivante :

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{V} = 0 \quad (\text{II.14})$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (\text{II.15})$$

II.6.b. Equation de conservation de la quantité de mouvement

Dans un système tridimensionnel de coordonnées cartésiennes (x, y, z), le système à l'état stationnaire les équations de Navier-Stokes prennent la forme suivante [18] :

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (\text{II.16})$$

$$u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} + \nu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad (\text{II.17})$$

$$u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z} + \nu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad (\text{II.18})$$

II.7. Modélisation de la turbulence

Il n'existe pas de modèle de turbulence commun à tous les écoulements, le choix du modèle est souvent délicat et dépend du problème physique, du matériel informatique et en économie du temps de calcul. Pour choisir le modèle adéquat à chaque application donnée, il est essentiel de saisir ses limites (type d'information que l'on désire estimer, domaine d'application, exactitude, etc...). Leur handicap est le temps de calcul lié à ce choix.

Le phénomène de la turbulence est imprévisible. Composée des irrégularités du mouvement du fluide, elle est caractérisée par la formation de tourbillons de toutes échelles présentes dans les écoulements (confinés¹⁴ ou libres). Actuellement, il n'existe pas de théorie statistique satisfaisante de la turbulence. C'est l'un des problèmes majeurs et fondamental de la physique classique et constitue toujours un thème actif de recherche.

II.7.a. Classification des modèles de turbulence

Un modèle de turbulence est une procédure numérique pour fermer les équations de l'écoulement.

L'hypothèse d'une relation linéaire entre le tenseur de contrainte turbulente et le tenseur de déformation sera utilisé communément appelé approximation de Boussinesq.

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_t \frac{\partial U_i}{\partial x_i} \delta_{ij} - \frac{2}{3} k \delta_{ij} \quad (\text{II.19})$$

Le code calcul Ansys Fluent fournit le choix entre différents modèles de turbulence :

- Modèle a une équation Spalart-Allmaras
- Modèle a deux équations :

Modèle K&ε :

- * Modèle K&ε standard.
- * Modèle K&ε renormalisation- group (RNG)
- * Modèle K &ε réalisable

Modèle K&ω :

Modèle K&ω standard

- * Modèle K&ω shear-stress transport (SST)

¹⁴ Fermé ou cloîtré.

- Modèle V-f
- Reynolds stress Model (RSM)
- Large Eddy simulation model (LES).

II.7.b. Choix du Modèle

Le choix entre ces modèles est basé sur les résultats donnés par chaque modèle suivant les conditions aux limites déjà prédéfinies.

Un modèle peut donner plusieurs résultats par rapport à un autre modèle, mais ceci est dû principalement à la nature du cas étudié et à la correspondance du modèle de turbulence et aux conditions aux limites.

La multiplicité des modèles présentés est une indication qu'aucun d'eux ne présente une sécurité absolue pour la qualité des résultats trouvés.

Dans notre cas le modèle Spalart-Almaras est choisi. La raison de ce choix est dû au matériel utilisé car ce modèle trouve la solution rapidement par rapport aux autres modèles.

II.7.c. Modèle Spalart-Almaras

Les modèles à une équation proposent soit une équation de transport liée à viscosité turbulente μ_t soit à une autre grandeur de la turbulence directement liée à l'énergie cinétique k .

On prend un modèle à une équation qui a été développée par Spalart et Almaras dans les années 1990. Pour utiliser ce modèle on résout les équations de conservation [19].

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (\text{II.20})$$

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i} + \text{div} (\rho u_i u_j) = - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ji}}{\partial x_j} + \overrightarrow{f_{vi}} \quad (\text{II.21})$$

Et on a l'équation qui porte sur la viscosité turbulente :

$$\frac{\partial v}{\partial t} + u_j \frac{\partial v}{\partial x_j} = c_{b1} \check{S} \check{v} + \frac{1}{\sigma} \left(\frac{\partial}{\partial x_i} \left((v + \check{v}) \frac{\partial \check{v}}{\partial x_j} \right) + c_{b2} \frac{\partial \check{v}}{\partial x_j} \frac{\partial \check{v}}{\partial x_j} \right) - c_{w1} f_w \left(\frac{\check{v}}{d} \right)^2$$

(II.22)

Le tableau II.01 illustrent les constants du modèle Spalart Allmaras :

Tableau II.01 : Constants du modèle Spalart Allmaras

Coefficients	C _{b1}	C _{b2}	C _{w1}
Valeurs	0.1355	0.622	0.3

II.8. Synthèse

Dans ce deuxième chapitre nous avons présenté les équations qui régissent l'écoulement, ces équations sont : l'équation de conservation de la masse, quantité de mouvement, puis on a cité les différents modèles de fermeture et nous avons parlé spécialement sur le modèle Spalart-Allmaras

CHAPITRE III**Simulation numérique de l'écoulement autour du profil Naca 4415**

Dans cette partie on procède au choix du profil et à la réalisation des géométries étudiées par le logiciel Gambit, et le paramétrage du solveur Fluent.

Sommaire	Pages
III.1. Introduction	33
III.2. Contexte générale et pose du problème	33
III.3. Problématique	33
III.4. Fluent	34
III.5. Différents modules	34
III.6. Choix de la géométrie	34
III.7. Etapes de création de la géométrie	35
III.8. Solveur Fluent	43
III.9. Synthèse	44

III.1. Introduction

Dans cette étude on se propose d'étudier l'écoulement au tour d'un profil d'aile du type NACA4415 (sans et avec générateurs de vortex rectangulaires). La création de la géométrie est réalisée et maillée à l'aide du logiciel GAMBIT.2.4 Le logiciel Tgrid nous a aidé à raffiner le maillage en proche paroi et la simulation numérique tridimensionnelle a été réalisée avec Ansys Fluent 6.3.26.

III.2. Contexte scientifique et pose du problème

Les contrôles des écoulements autour d'un profil sont nombreux et variés sur tout en aérodynamique. Le décollement de la couche limite est généralement un effet indésirable sur les ailes des avions en phase d'incidence qui occasionne le décrochage. Afin d'éliminer ou bien des retardés nous implantant des dispositifs appelés générateurs de vortex

III.3. Problématique

Deux configurations d'ailes seront étudiées ; une aile avec des générateurs de vortex (neuf paires équidistantes) seront placés sur l'extrados à 30% de la corde. Ces dispositifs devront nous permettre de retarder le décollement de la couche limite. Et la deuxième aile sans générateurs de vortex

1. L'étude est effectuée sur l'écoulement autour deux ailes. Une sans VGs de vortex et l'autre avec VGs.
2. L'aile choisit est de profil asymétrique du type NACA 4415 qui est utilisée pour les long-courriers¹⁵.
3. L'étude effectuée a été comparer aux résultats expérimentaux de F. O. Madani et al [2] réalisée dans la soufflerie de l'USTO Oran.

¹⁵ Les avions pour les longues distances.

III.4. Fluent

Le code Ansys Fluent est un code de simulation numérique des écoulements compressible et incompressible, stationnaire ou instationnaire impliquant divers phénomènes physiques tels que le transfert de chaleur, la turbulence, les réactions chimiques, les écoulements

Dans les machines tournantes, moteurs thermiques, et pour des géométries industrielles très complexes.

Ce code permet aussi le raffinement du maillage en fonction des conditions aux limites, des dimensions et même des résultats déjà obtenus. Cette capacité est particulièrement utile surtout dans les régions à gradients importants comme les couches limites.

III.5. Différents modules

Le code de calcul Fluent est lié avec plusieurs modules :

III.5.1. Préprocesseur Gambit 2.4.6

C'est un préprocesseur intégré pour l'analyse en CFD (Computational Fluid Dynamics). Il est utilisé pour construire une géométrie et générer son maillage. Les options de génération de maillages de GAMBIT offrent une flexibilité de choix. La géométrie peut être décomposée en plusieurs parties¹⁶, pour générer un maillage structuré ou non structuré adapté à la géométrie.

III.5.2. Interface graphique : Tgrid

Tgrid nous permet de raffiner le maillage en proche paroi et élimine les grandes distorsions déjà réalisées sur Gambit. Il est utilisé généralement pour le maillage en 3D.

III.6. Choix de la géométrie

Le choix de la géométrie a été élaboré sur la base de l'étude de la thèse de doctorat de Madani.F.O. Omar [2]

¹⁶Bloc

Son étude expérimentale optimise la configuration des VGs et leurs performances aérodynamiques sur un profil d'aile NACA4415 à une vitesse de 21 mètres par seconde. Les coefficients de portance et de traînée ont été mesurés pour différents angles d'incidence. La forme géométrique des générateurs de vortex est réalisée sous deux formes, VGs rectangulaires et VGs triangulaires. Les dimensions de VGs sont inspirées de travaux antérieurs cités dans la littérature. Plusieurs configurations d'emplacements des VGs par rapport à la corde du profile.

III.7. Etapes de création de la géométrie

III.7.1. Aile sans VGS et avec VGs

01- Création du profil

- Importer le fichier Naca4415.dat, qui définit le profil sous forme vertex data
File → Import → Vertex Data (Naca 4415.dat) figure III.01.
- Connecter les points par la commande Geometry → Edge → Nurbs¹⁷ pour lisser les points, après on les effaces par la commande Geometry → Vertex → Delete. Pour obtenir la forme du profil figure III.02.

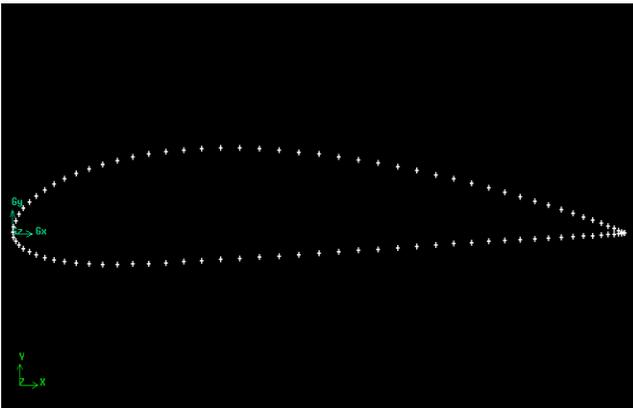


Figure III.01 : Points de création du profil NACA4415

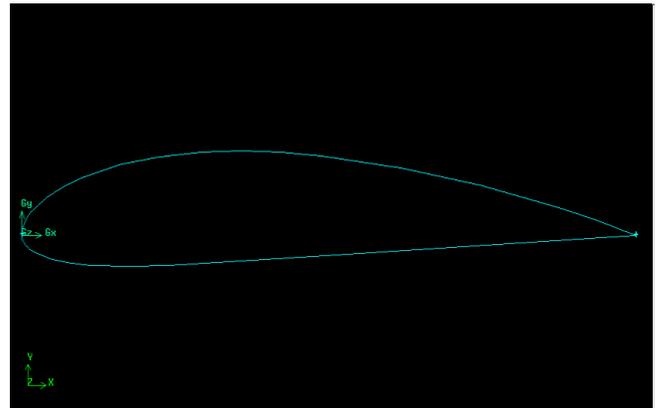


Figure III.02 : Profil de type NACA4415

¹⁷Non-Uniform Rational Basis Splines

02- Création de l'aile en 3D

Dans notre cas les caractéristiques de l'aile sont données dans le tableau ci-dessous :

Type du profil	Corde	Envergure
Naca 4415	$c = 152\text{mm}$	$Z = 454\text{ mm}$

Tableau III.01 : les caractéristiques de l'aile

Le profil est dupliqué à l'aide de la commande Move/Copy un deuxième profil est créé selon Z. Pour créer une surface. La commande Geometry → Face (crée quatre surfaces, les deux saumons, l'intrados, et l'extrados).

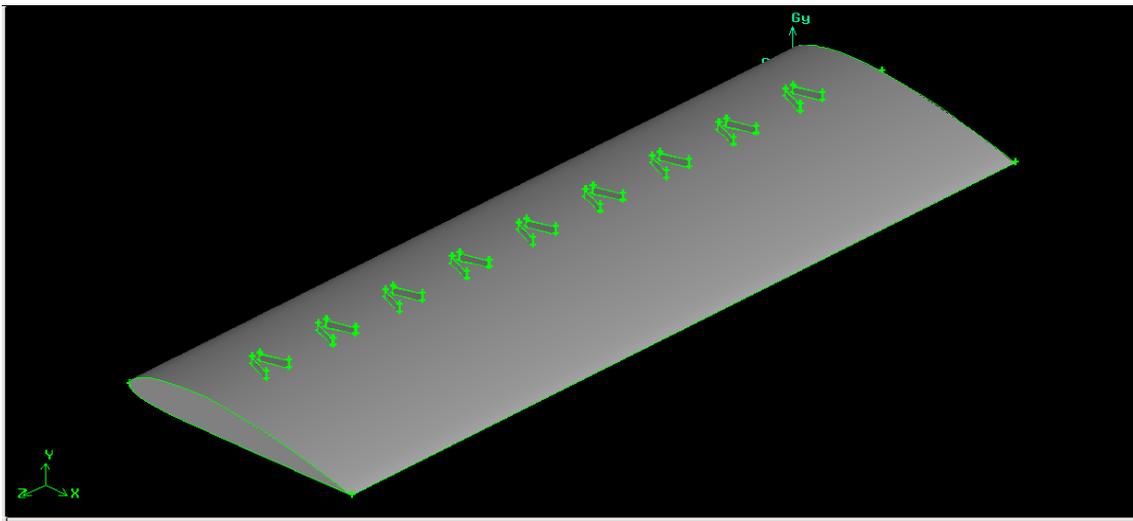


Figure III.03 : Aile en 3D avec VGs

03- Volume fluide

On considère tout le domaine¹⁸ sans les ailes. C'est la zone par où l'écoulement s'effectue et où les équations de Navier-Stokes sont résolues.

¹⁸ Volume de calcul

Il est de forme parallélépipède, ces dimensions sont données dans le tableau III.02

Longueur	Profondeur	Hauteur
10c (1520mm)	6c (912 mm)	6c (912 mm)

Tableau III.02 : Dimensions du domaine de calcul

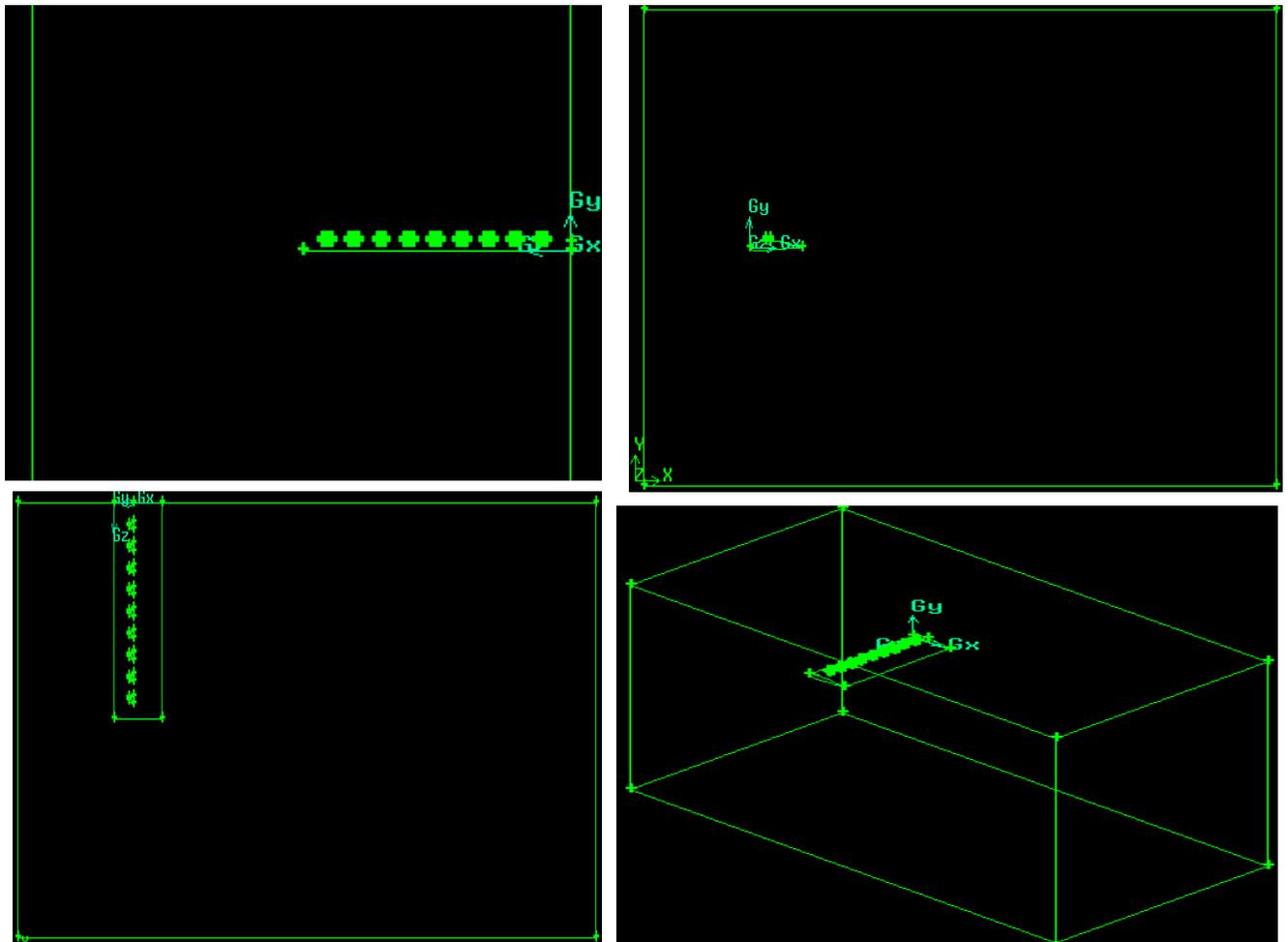


Figure III.04 : Domaine de simulation

A. Création des VGs

Les générateurs de vortex sont des petites ailettes placées sur l'extrados de l'aile à 30% de la corde du profil près de bords d'attaque réalisés sur Gambit 2.4 figure 05.

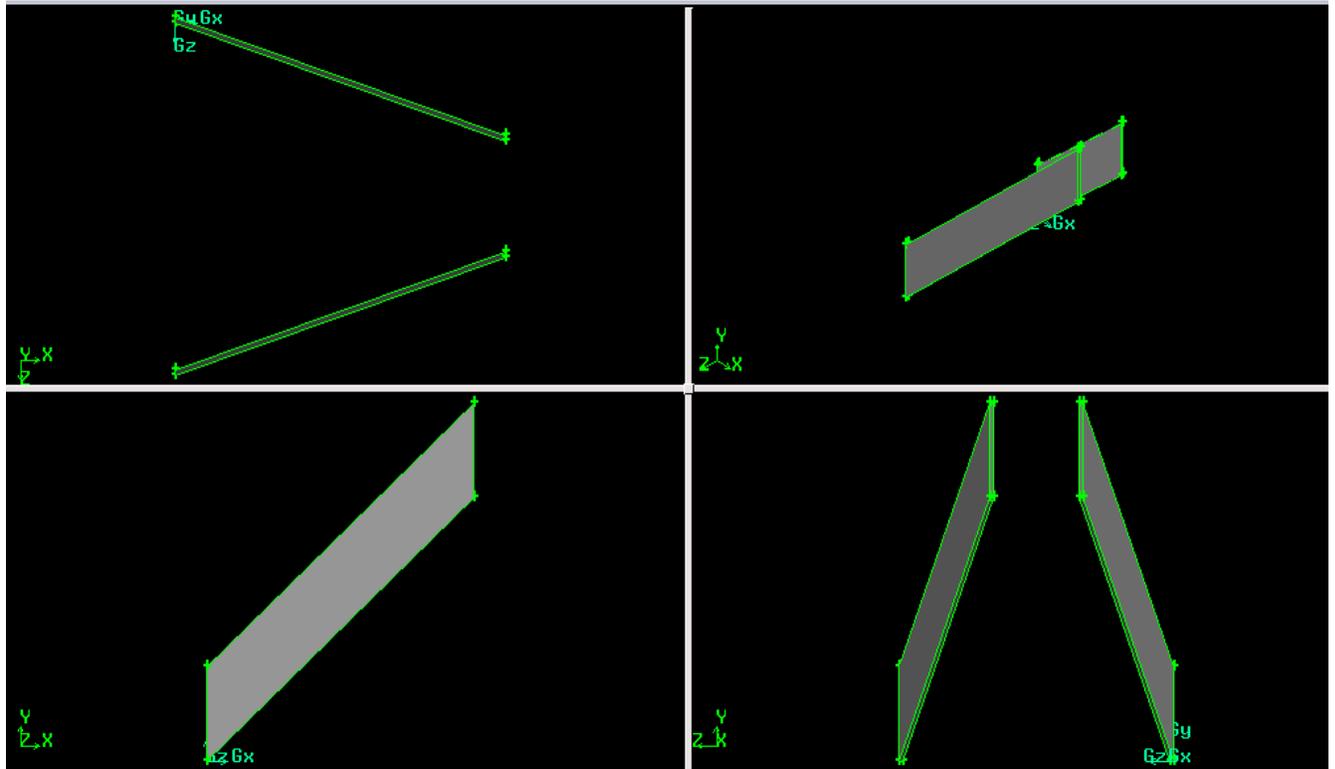


Figure III.05 : Création des VGs

NB :

- Pour représenter les VGs nous avons dessiné qu'une paire et puis on a fait des copies soient neuf paires de VGs.

Leurs caractéristiques sont données dans le tableau III.03 et sur la figure II.05.

Longueur	Hauteur	Epaisseur	Angle d'inclinaison	Espacement	Nombre :
15 mm	5 mm	0,25 mm	20°	5 mm	18

Tableau III.03 : Caractéristiques géométriques des VGs [02].

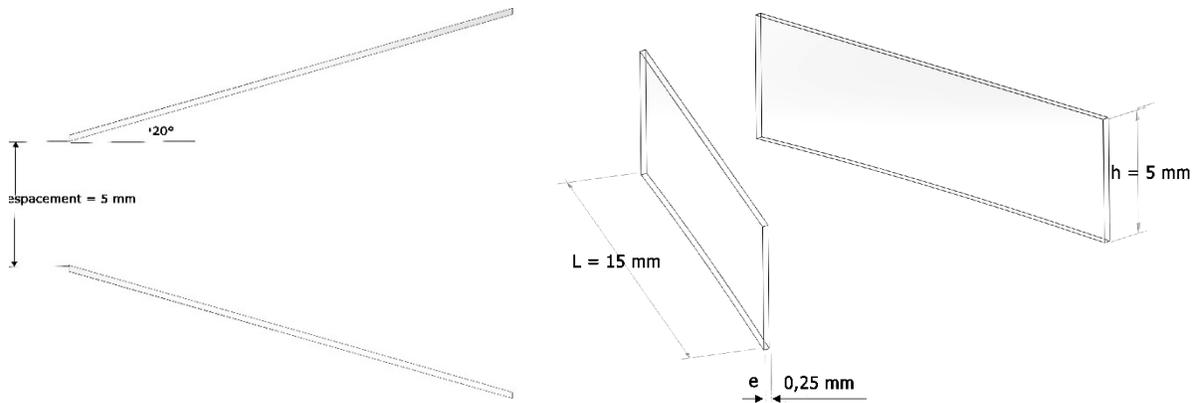


Figure III.06 : VGs de type rectangulaire 4 faces (dessin SolidWorks)

04- Génération du maillage

- Réglage préliminaire

Vu la complexité du maillage en 3D est très difficile. La méthode size Function a été adoptée.

Dans le menu **Edit/defaults** → **Tools** → **SFunction**, on change les paramètres suivants :

Curvature-check-face-edges de 0 a 1;

Bgrid-max-tree-depth de 16 a 20

BGrid-nonlinear-err-percent de 25 à 15

Par défaut gambit donne 500000 éléments et en l'augmente à 1500000 éléments.

05- Size Function

La Size Function est utilisée pour contrôler le maillage des lignes et pour mailler des surfaces et des volumes. Notre maillage doit être bien raffiné en proche paroi. Les figures III.07 et III.08[6] montrent la différence entre les domaines sans et avec size Function.

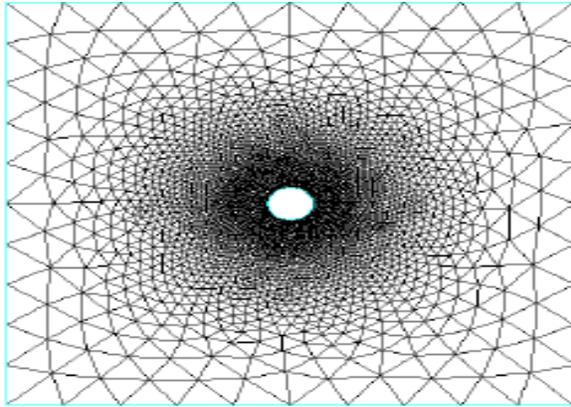


Figure III.07 : Maillage sans Size Function

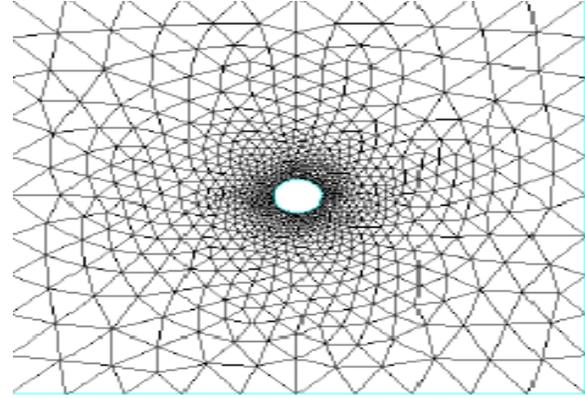


Figure III.08 : Maillage avec Size Function [6]

06- Maillage des volumes de calcul

On utilise trois Size Functions la première et la deuxième pour mailler l'aile, et la troisième pour le maillage du plan de symétrie tableau III.04 pour l'aile sans VGs et le tableau III.05 pour l'aile avec VGs.

	SF01	SF02	SF03
Type	Fixed	Curvature	Meshed
Source	Type : Edge Sélectionner les quatre courbes du saumon	Type : Edge Sélectionner les quatre courbes du saumon	Type : Edge Sélectionner les deux courbes de saumon attacher au plan de symétrie
Attachment	Type : Faces Sélectionner : l'intrados, l'extrados et le saumon	Type : Faces Sélectionner : l'intrados, l'extrados et le saumon	Type : Face Sélectionner le plan de symétrie
Paramètres	Start Size = 0.1 Growth Rate = 1.2 Max Size = 5	Angle = 20 Growth Rate = 1.2 Max Size = 5 Min Size = 0.01	Growth Rate = 1.1 Max Size = 72

Tableau III.04: Procédure de paramétrage des Size Functions pour l'aile sans VGs

Type	SF01	SF02	SF03
	Fixed	Curvature	Meshed
Source	Type : Edge Sélectionner tous les courbes des VGs	Type : Edge Sélectionner tous les courbes des VGs	Type : Edge Sélectionner les deux courbes de saumon attacher au plan de symétrie
Attachment	Type : Faces Sélectionner : les trois faces (intrados, extrados, saumon)	Type : Faces Sélectionner : les trois faces (intrados, extrados, saumon)	Type : Face Sélectionner le plan de symétrie
Paramètres	Start Size = 0.1 Growth Rate = 1.2 Max Size = 5	Angle = 20 Growth Rate = 1.2 Max Size = 5 Min Size = 0.01	Growth Rate = 1.1 Max Size = 72

Tableau III.05 : procédure de paramétrage des Size Functions pour l'aile avec VGs)

07- Définition des Conditions aux limites

Les conditions aux limites du domaine de calcul sont choisies de manière à reproduire les conditions de l'étude [2]. Tableau III.06

- a. La condition vitesse à l'entrée au volume de contrôle est imposée. Cette condition est utilisable pour les écoulements incompressibles.
- b. Out flow est imposé que si l'écoulement est subsonique.
- c. La condition de parois est déclarée fixe pour l'aile.

Limite	Type de limite	Variable imposées
Entrée	velocity-inlet	$u = 21 \text{ m/s}$
Sortie	Outflow	$p=101325 \text{ Pa}$
Aile sans VGs	Wall	$\rho=1.225 \text{ kg/m}^3$
VGs	Wall	
Plan de symétrie	Symmetry	
Domaine de calcul	Fluid	

Tableau III.06: conditions aux limites

Le tableau III.07: donne le total du nombre d'éléments des domaines de l'aile sans VGs et avec VGs. Les figures III.09et III.10 montrent le raffinement en proche paroi.

N.B. La distorsion du maillage en 3D est tolérée pour des valeurs entre 0.7 et 0.8 [20].

	Nombre de nœuds	Nombre d'éléments	Qualité du maillage
Aile sans VGs	175970	930509	0.78
Aile avec VGs	187861	951441	0.77

Tableau III.07: nombres de cellules et d'éléments des deux domaines

Après la réalisation de la géométrie, et du maillage et la pose des conditions aux limites le fichier est exporté en format. msh, figures III.09 et III.10

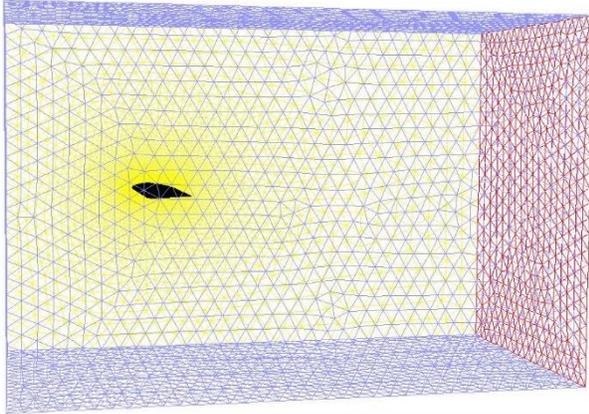


Figure III.09 : Maillage de l'aile sans VGs

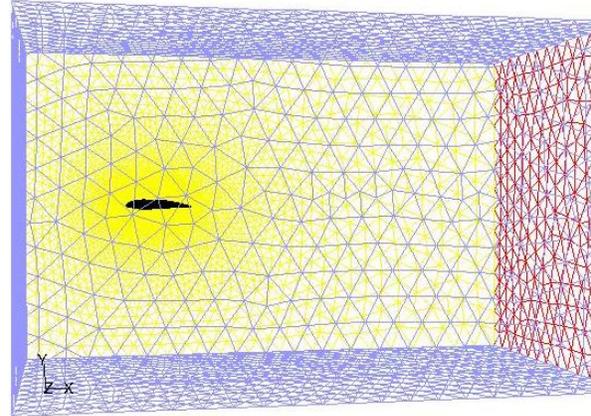


Figure III.10 : Maillage de l'aile avec VGs

III.8. Solveur Fluent

- Chargement de FLUENT

Le fichier .msh est chargé par l'application ansys Fluent lancé, en 3ddp,

Il est nécessaire de vérifier l'espace de travail avant de commencer la simulation. Le modèle de fermeture est un modèle à une équation Spalart-Allmaras.

Avant l'initialisation des conditions pour le calcul itératif une précision de calcul à 10^{-5} est sélectionnée.

III.8.1. Procédé de convergence

La figure III.11 montre le déroulement des résidus en fonction des itérations. La simulation numérique en régime stationnaire nous permet d'obtenir des résultats pour les comparer aux résultats expérimentaux de [2]. Elle débute avec une instabilité puis se stabilise pour atteindre la convergence. Une moyenne de 1000 itérations est nécessaire pour réaliser la simulation pour chaque incidence soit 2 heures. Les calculs ont été accomplis sur un ordinateur portable i5 de 6 Giga de RAM.

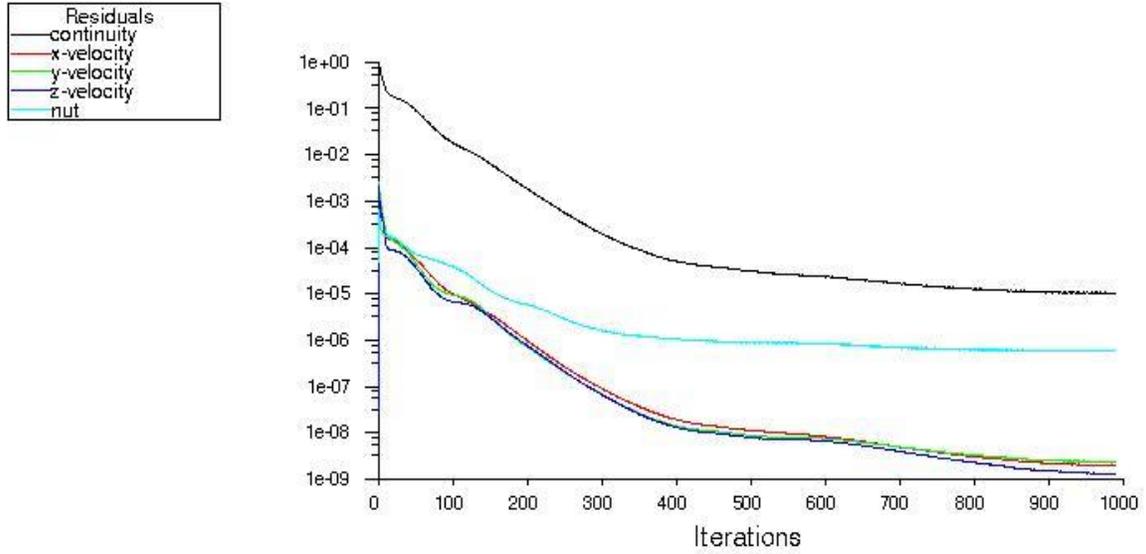


Figure III.11 : Procédé de convergence

III.09. Synthèse

Le troisième chapitre cite les détails et les étapes de création des géométries étudiés sur le logiciel GAMBIT 2.4 ainsi que le paramétrage du code Ansys Fluent 6.26 dont les résultats seront traités dans le chapitre 04.

CHAPITRE IV

Résultats et discussion

Dans ce chapitre, nous allons présenter les résultats obtenus par la simulation numérique, afin de les comparer avec les résultats expérimentaux de [2], nous sommes intéressés au coefficient aérodynamique du profil à savoir le coefficient de portance figures IV.01 et le coefficient de trainée et figure IV.02

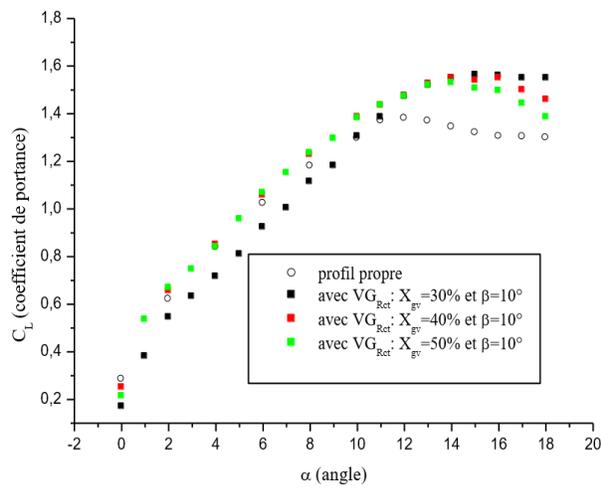


Figure IV.01: Effet de la position des VGs XVG rectangulaire sur le coefficient de portance.

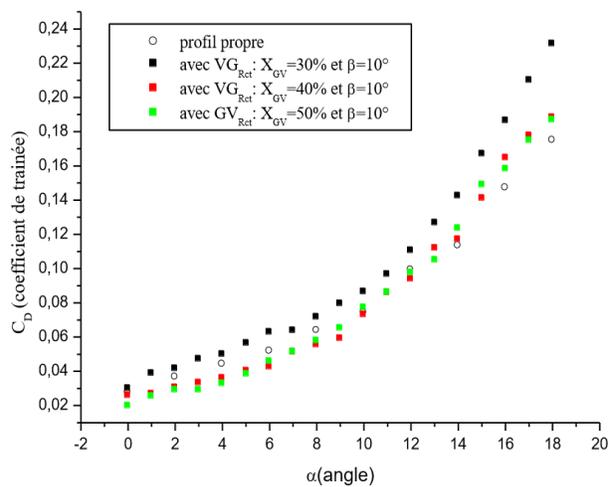


Figure IV.02 : Effet de la position des VGs XVG rectangulaire sur le coefficient de trainée.

Sommaire

	Pages
IV.1. Introduction	46
IV.2. Validation des résultats.....	46
IV.3. Analyse des Résultats numériques	48
IV.4. Comparaison entre les résultats des ailes sans et avec VGs	50
IV.5. Comparaison des résultats du coefficient de portance (entre le numérique et l'expérimental de [2])	52
IV.6. Trajectoire de l'écoulement (pathlines)	54
IV.7. Iso contour de la velocity magnitude et les lignes de courant	57
IV.8. Synthèse	59

IV.1. Introduction

Dans ce chapitre, on va exposer les résultats obtenus par notre étude numérique sous forme de graphes et de contours ainsi que leurs interprétations.

IV.2. Validation des résultats

Le processus de validation est basé sur la comparaison des résultats numérique obtenu, avec l'étude expérimentale de Mr. M.F. Omar [2] qui a pour but de contrôler le décollement de la couche limite à l'aide des générateurs de vortex qui se produit sur le profil d'aile.

L'objectif est de valider le code fluent en captant les vortillons produits par les VGs. Observer les performances aérodynamiques s'il y a une augmentation de la portance et une réduction de la traînée. Ces dispositifs sont de forme triangulaire et rectangulaire disposée sur la paroi supérieure du profil NACA 4415 à différente position par rapport à la corde.

Notre étude s'effectue en deux étapes :

1. Une étude numérique comparative entre une aile sans et avec VGs de formes **rectangulaires** placée à 30% de la corde et observé l'influence de ces derniers sur l'écoulement et les performances aérodynamiques réalisées à un seul nombre de Reynolds $Re = 2.18 \cdot 10^5$.
2. Comparé ces résultats aux résultats expérimentaux de [2].

IV.2.1 Nombre de Reynolds

Le nombre de Reynolds est un paramètre très important en aérodynamique particulièrement dans la classification des écoulements.

Il représente le rapport entre les forces d'inertie et les forces de viscosité [6]

$$Re = \frac{F_a}{F_\mu} = \frac{\text{forces d'inertie}}{\text{forces de viscosité}} \quad (\text{IV.1})$$

$$Re = \frac{\rho V Lc}{\mu} \quad (\text{IV.2})$$

Avec :

ρ : la masse volumique

V : la vitesse

L_c : la longueur caractéristique dans le cas du profil d'aile elle représente la corde

μ : la viscosité dynamique

IV.2.2. Observation du phénomène

En bord de fuite, on a créé une iso surface afin de capter les vortex générés par les VGs. Figure IV.03 aux coordonnées (0.135, 0.608, 0.456) et (0.135, -0.608, -0.456).

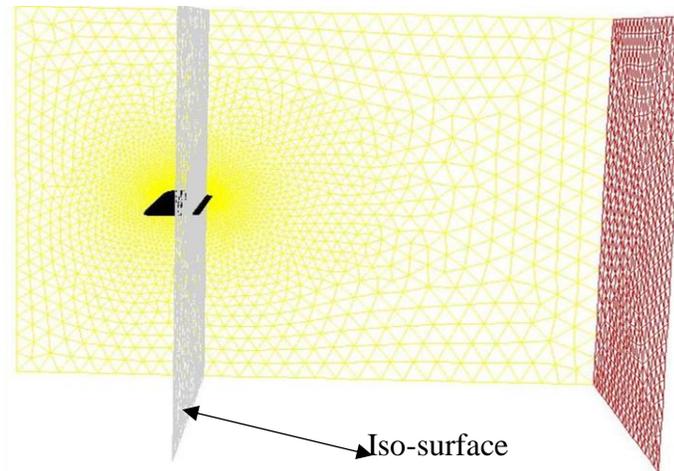


Figure IV.03 : création de l'iso-surface en bord de fuite sur l'aile avec générateurs de vortex

Sur la figure IV.04 on peut observer la forme des vortillons contra rotatif produit par les générateurs triangulaires couplé et sur la figure IV.05 l'iso surface de notre étude où les vortex sont de forme différente.

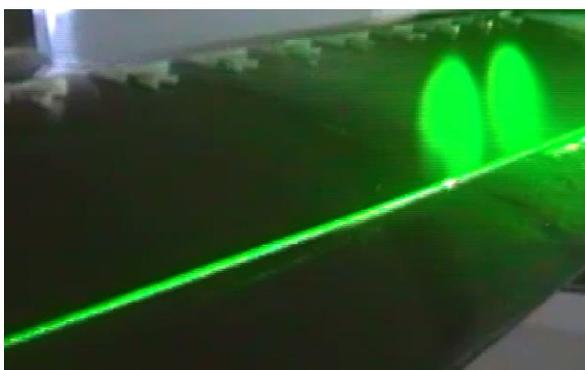


Figure IV.04 : Visualisation des vortex générés par les générateurs triangulaires en soufflerie

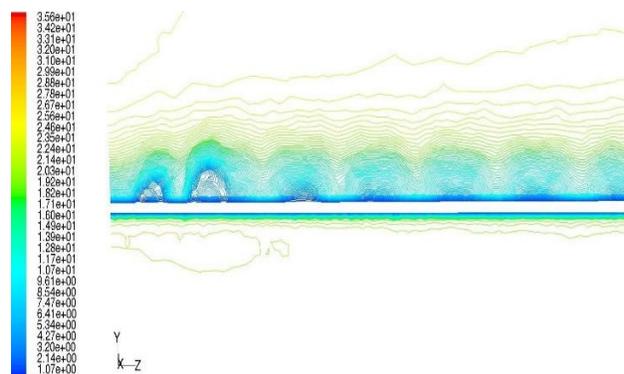


Figure IV.05 : Visualisation des vortex générés par les générateurs rectangulaires captés par fluide à l'incidence 15°

IV.3. Analyse des Résultats numériques

IV.3.1. Courbes du coefficient portance

Le comportement aérodynamique de l'aile est déterminé par les coefficients de portance et de traînée qui sont en fonction des incidences entre -13° à $+19^\circ$.

- L'incidence 0° , la portance n'est pas nulle, c'est une caractéristique des profils dissymétrique.
- On observe une augmentation du coefficient de portance. Puis un décrochage a l'incidence 16° . Les figures IV.06 et IV.07 représentent les courbes du coefficient de portance.
- L'ajout des VGs a montré une diminution du coefficient de portance.

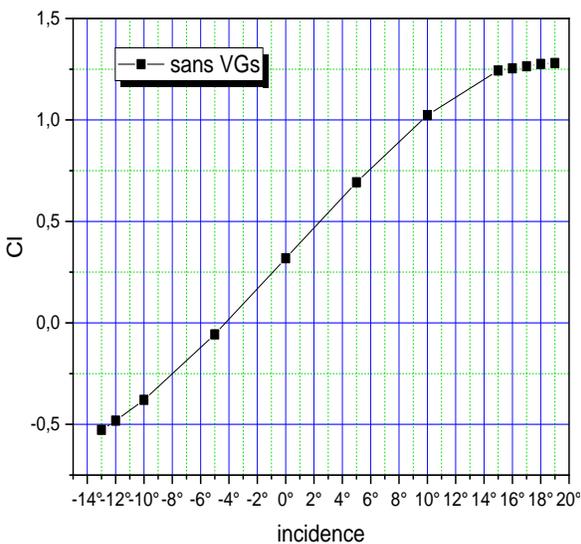


Figure IV.06 : Courbe de coefficient de portance pour aile sans VGs

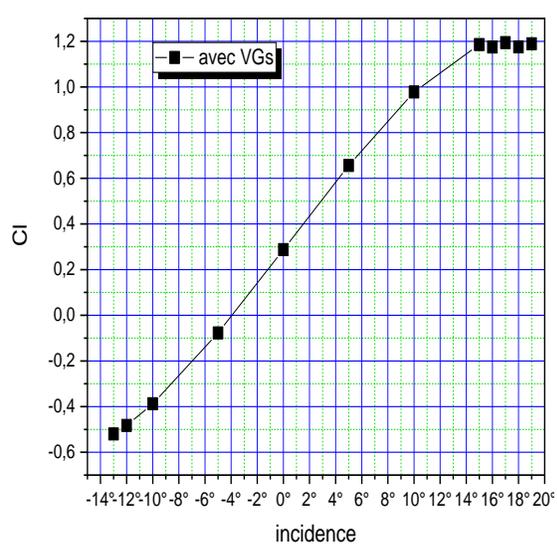


Figure IV.07 : courbe de coefficient de portance pour aile avec VGs

IV.3.2. Courbes du coefficient de traînée

Les figures IV.08 et IV.09 représentent les graphes du coefficient de traînée. Elle passe par un minimum puis varier lentement jusqu'à -5° , après, elle devient de plus en plus forte.

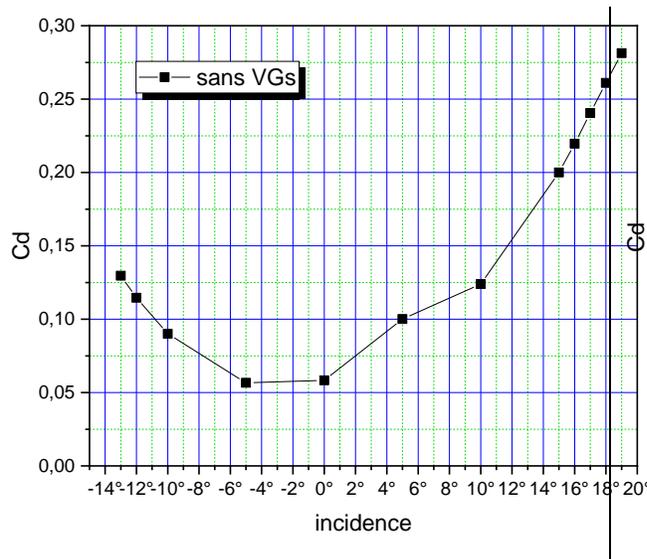


Figure IV.08 : Courbe de coefficient de trainée pour aile sans VGs

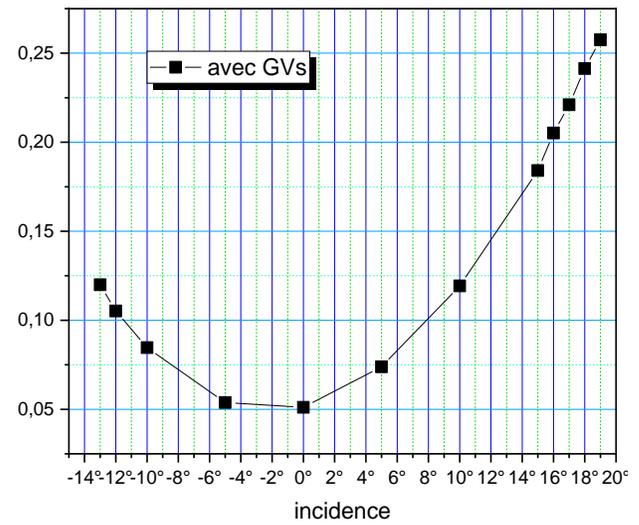


Figure IV.09 : Courbe de coefficient de trainée pour aile avec VGs

IV.3.3. Courbes de polaire

La courbe de polaire (Figures IV.10 et IV.11) représente la variation du rapport du coefficient de portance et le coefficient de trainée à différentes incidences. Elle donne les meilleures conditions d'utilisation du profil en optimisant ses performances par rapport à l'angle d'attaque.

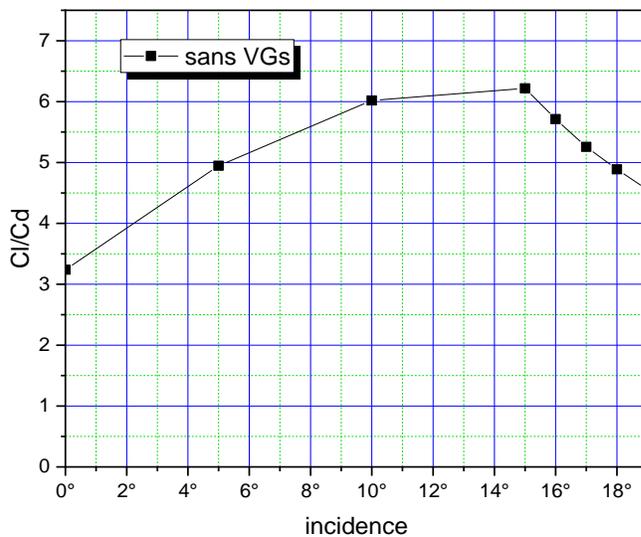


Figure IV.10 : Courbe de polaire pour aile sans VGs

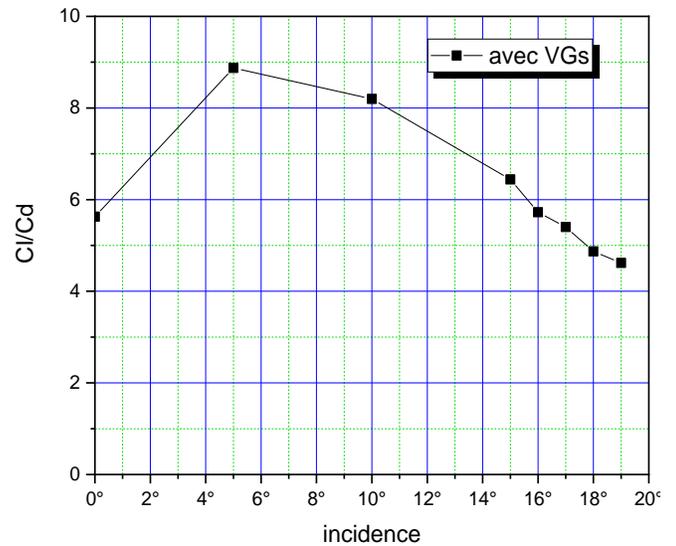


Figure IV.11 : Courbe de polaire pour aile avec VGs

IV.3.4. Courbes de finesse

La courbe de finesse (Figures IV.12 et IV.13), représente le coefficient de portance en fonction du coefficient de trainée. Elle donne les meilleures conditions d'utilisation, soit un maximum de portance pour un minimum de trainée.

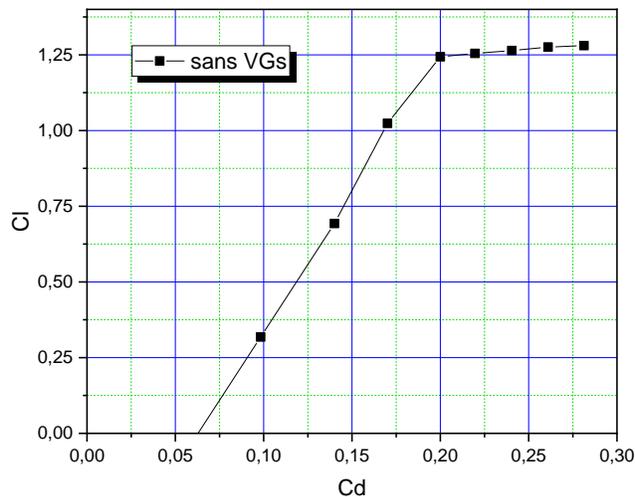


Figure IV.12 : Courbe de finesse d'aile sans VGs

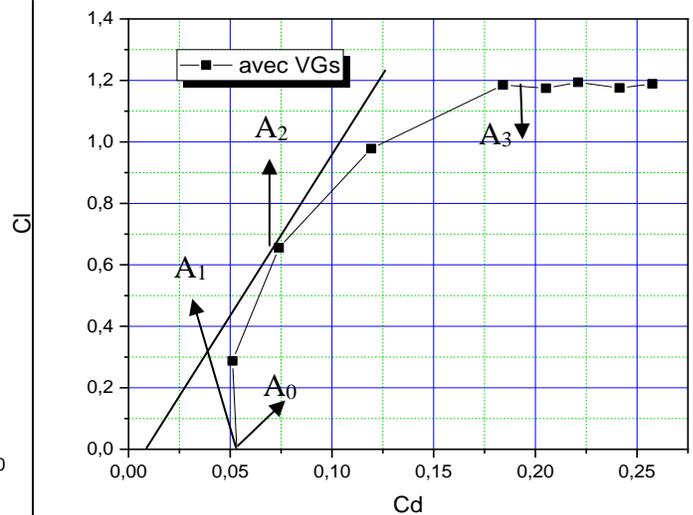


Figure IV.13 : Courbe de finesse d'aile avec VGs

Dans les figures IV.12 et IV.13, quatre points particuliers retiennent l'attention :

- Le point A_0 correspond à une incidence où la portance est nulle ou presque ;
- Le point A_1 , correspond à l'endroit où la trainée est minimale ;
- Le point A_2 , obtenu par la tangente à la courbe de l'origine, correspond à l'endroit où la finesse est maximale (portance grande et trainée faible) ;
- Le point A_3 , obtenu par la tangente horizontale à la courbe, correspond à une portance maximale.

IV.4. Comparaison entre les résultats des ailes sans et avec VGs

IV.4.1. Courbes du coefficient de portance et de trainée

Les figures IV.14 et IV.15 représentent la comparaison entre les courbes de coefficient de portance et de trainée dans deux ailes sans VGs et avec VGs.

Sur la courbe de la figure IV.14, on remarque qu'il y a une légère chute de portance, mais on a obtenu une amélioration dans la trainée (réduction de la résistance parasite qui entrainera une diminution dans la consommation d'Énergie).

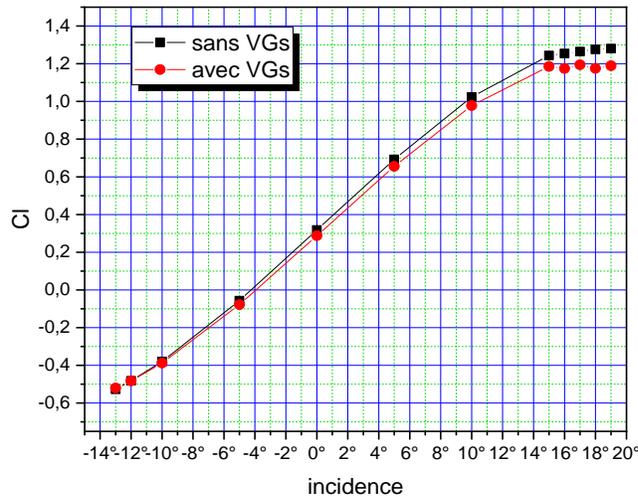


Figure IV.14 : Courbe de coefficient de portance sans et avec VGs

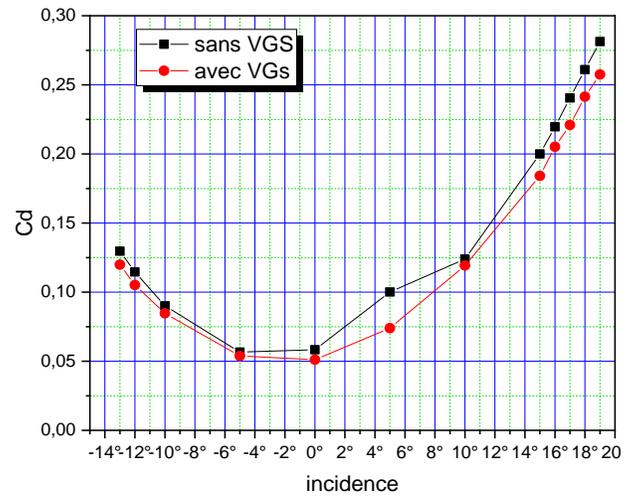


Figure IV.15 : Courbe de coefficient de trainée sans et avec VGs

IV.4.2. Courbes de polaire et finesse

Les figures IV.16 et IV.17 représente la comparaison des courbes de polaire et de finesse pour les ailes sans et avec VGs.

Les graphes des figures, reflètent les angles optimaux d'utilisation, c'est-à-dire une meilleure portance pour une moindre trainée.

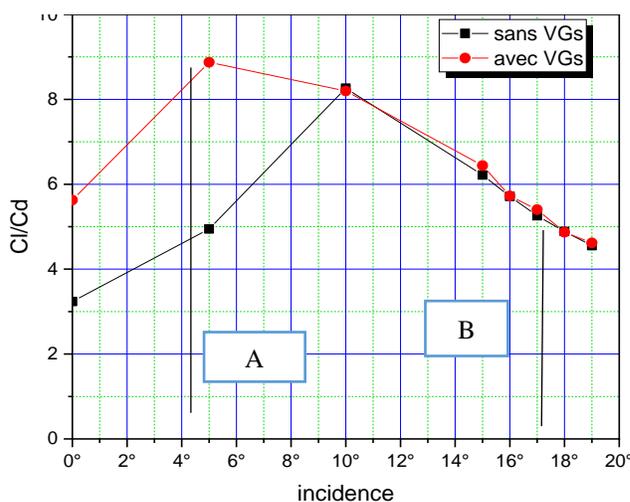


Figure IV.16 : courbes de polaire pour les ailes sans et avec VGs

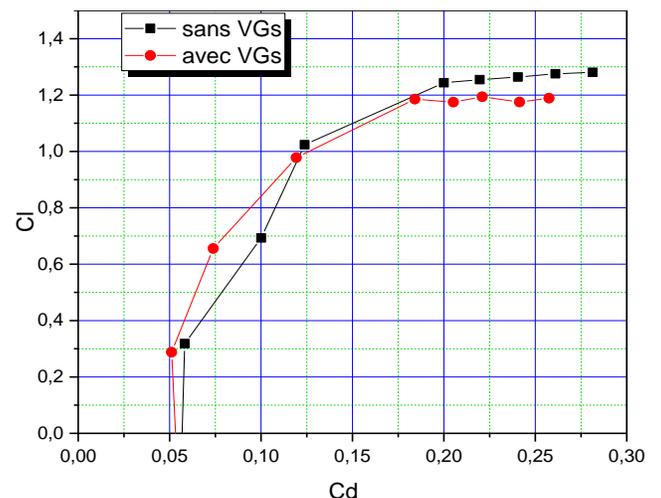


Figure IV.17 : courbes de finesse pour les ailes sans et avec VGs

A : représente angle optimal,

B : représente angle de Décrochage.

Le tableau IV.01 montre l'efficacité d'utilisation des VGs sur la polaire.

	Angle optimale	Cl/Cd
Aile sans VGs	5°	4.9464
Aile avec VGs	5°	8.8741

Tableau IV.01 : Angle optimal des ailes avec et sans VGs

IV.5. Comparaison des résultats du Coefficient de portance (entre le numérique et l'expérimental de [2])

La figure IV.18 représente la comparaison entre les coefficients de portance obtenus par l'étude expérimentale [2] et notre étude numérique.

En incidence positives (de 0° à 19°), la portance est assez importante dans l'étude [2] par rapport à nos résultats. Elle s'explique par les paramètres thermodynamiques qui ne sont pas tous pris en considération ainsi que la qualité du maillage, par manque de disponibilité d'un matériel puissant car son importance nous a pénalisé à raffiner en proche paroi.

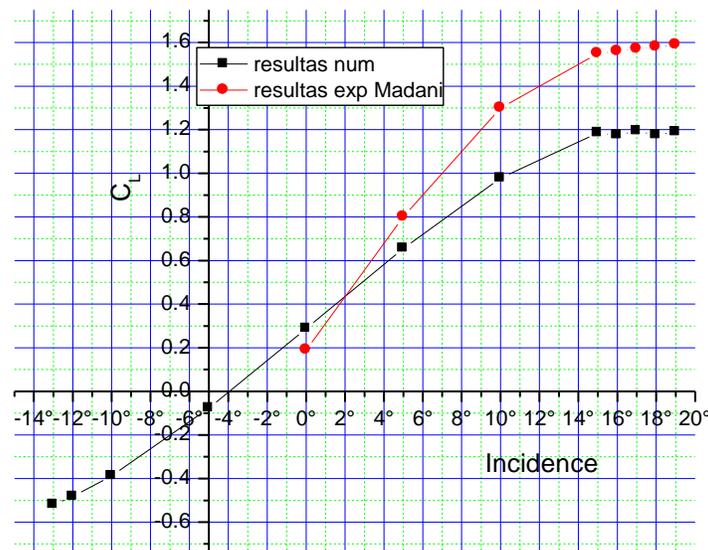


Figure IV.18 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence.

IV.5.1. Coefficient de trainée

La figure IV.19 représente la comparaison du coefficient de trainée. Le C_D numérique est plus grand que le C_D expérimental.

Il est difficile de faire la similitude conforme de la trainée entre les résultats, nous pouvons dire qu'elle est due aux effets du maillage de la couche limite sur le profil qui doit être raffiné.

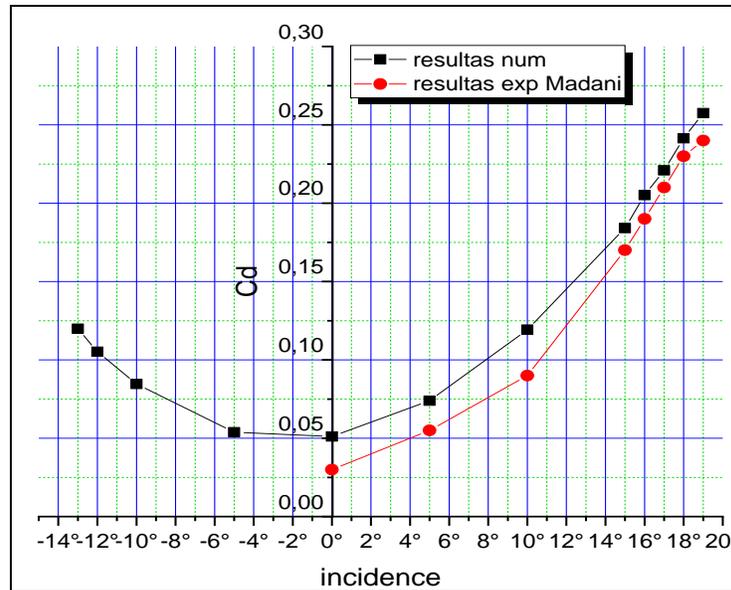


Figure IV.19 : Coefficient de trainée en fonction de l'angle d'incidence.

IV.5.2. Courbes de polaire et de finesse

Les figures IV.20 et IV.21 représentent respectivement la comparaison entre la polaire et la finesse obtenues par l'étude expérimentale de [2] et notre étude numérique.

Toutefois, l'écart important entre les résultats, numérique et expérimental sur la courbe de finesse est évocateur par la variation des propriétés thermodynamiques (température, masse volumique, viscosité et pression) ou des générateurs de vortex qui n'est pas bien respecté.

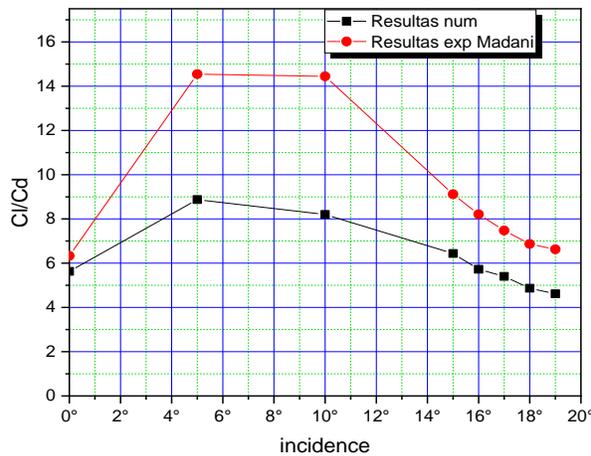


Figure IV.20 : Courbe de polaire en fonction de l'incidence

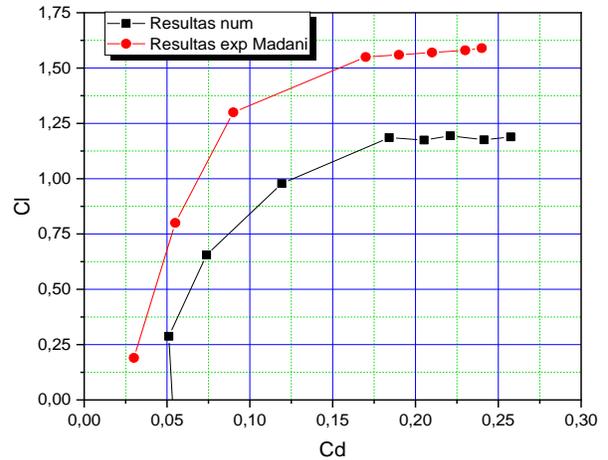


Figure IV.21: Courbe de finesse

IV.6. Trajectoire de l'écoulement (pathlines)

Les figures IV.22 IV.23 et IV.24 (a et b) représentent les trajectoires de l'écoulement généré sur les ailes sans et avec VGs.

- Dans l'aile sans VGs l'enroulement est important par rapport à l'aile avec VGs.
- Les VGs placé sur l'intrados ne laissent pas à l'écoulement de se détacher de l'extrados.
- A l'incidence 17° on observe l'enroulement du bout d'aile.
- A l'incidence négative le vortex marginal est inversé.

a. Incidence 0°

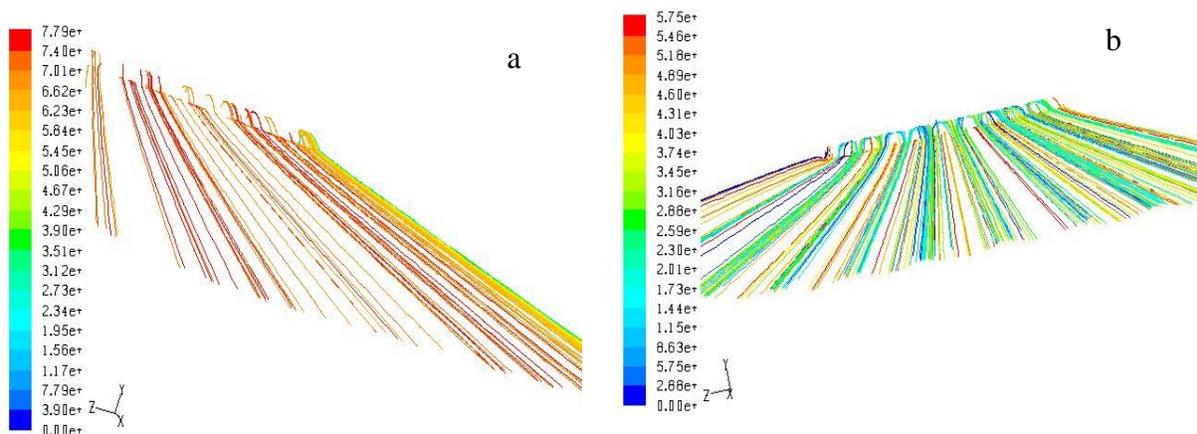


Figure IV.22 : L'écoulement à angle d'attaque 0°

a) Aile sans VGs b) Aile avec VGs

Le tourbillon marginal apparaît dès que l'angle d'attaque varie, sa forme de cône grandit de plus en plus.

a. Incidence 17°

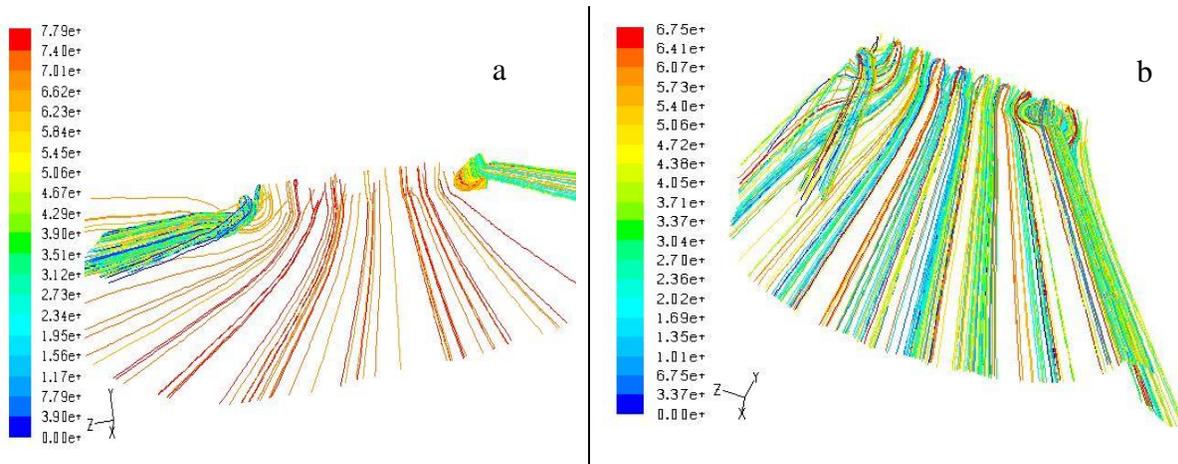


Figure IV.23 : L'écoulement à angle d'attaque 17°
 a) Aile sans VGs b) Aile avec VGs

b. Incidence -13°

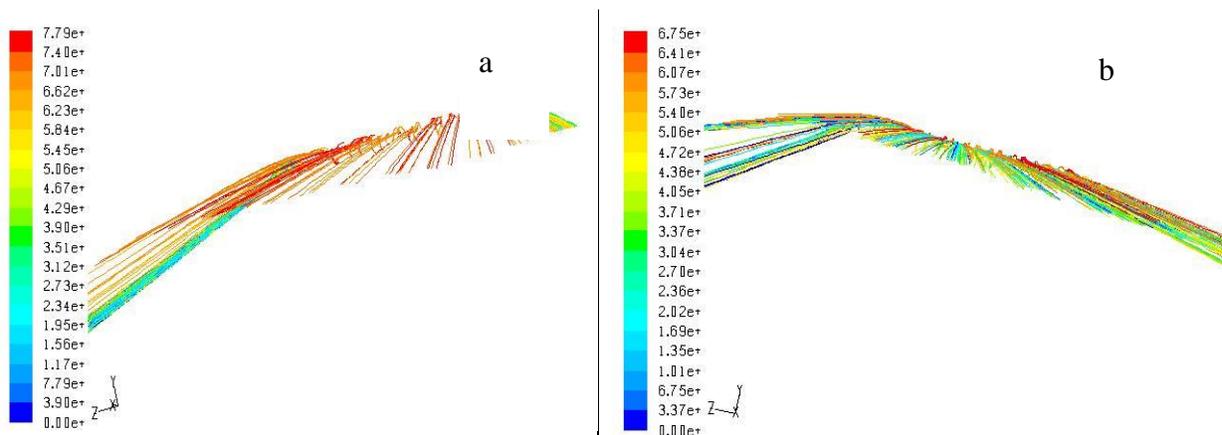


Figure IV.24 : L'écoulement à angle d'attaque -13°
 a) Aile sans VGs b) Aile avec VGs

Les figures IV.25 et IV.26 représentent la trajectoire de l'écoulement pour l'incidence 15° en utilisant l'effet miroir on peut mieux distinguer le décrochage sur l'aile sans VGs.

Sur l'aile sans VGs, la zone de perturbation est plus distinctive. Elle risque d'endommager l'aile (risque de rupture).

L'addition des VGs permet de diminuer cette zone de façon significative.

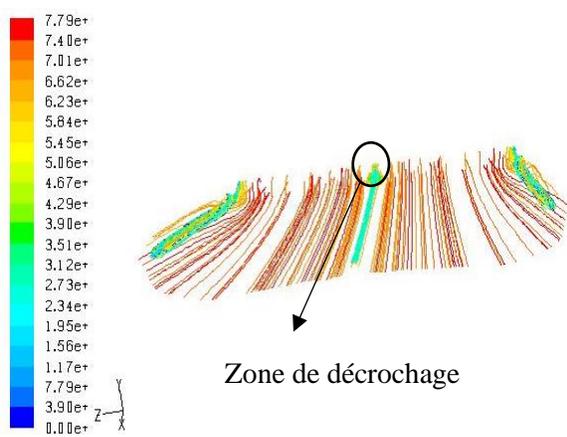


Figure IV.25 : trajectoire de l'écoulement (deux ailes sans VGs)

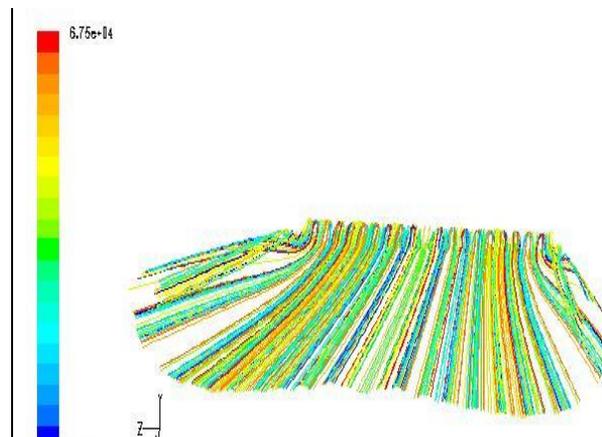


Figure IV.26 : trajectoire de l'écoulement (deux ailes avec VGs)

IV.7. Iso contour de la velocity magnitude et des lignes de courants

a. Aile sans VGs

A l'incidence 17° , l'écoulement de l'air au-dessus de l'aile cesse soudainement de suivre régulièrement la surface de l'extrados, il forme un remous (tourbillons).

A l'incidence -13° , une surpression se crée sur l'extrados, entraînant une naissance d'une force dirigée vers le bas. C'est le même phénomène qui se produit sur l'intrados à l'incidence positive.

Les figures IV.27 et IV.28, donnent l'évolution des lignes de courant selon le plan (x, y, z), pour les incidences 0° , 17° et -13° .

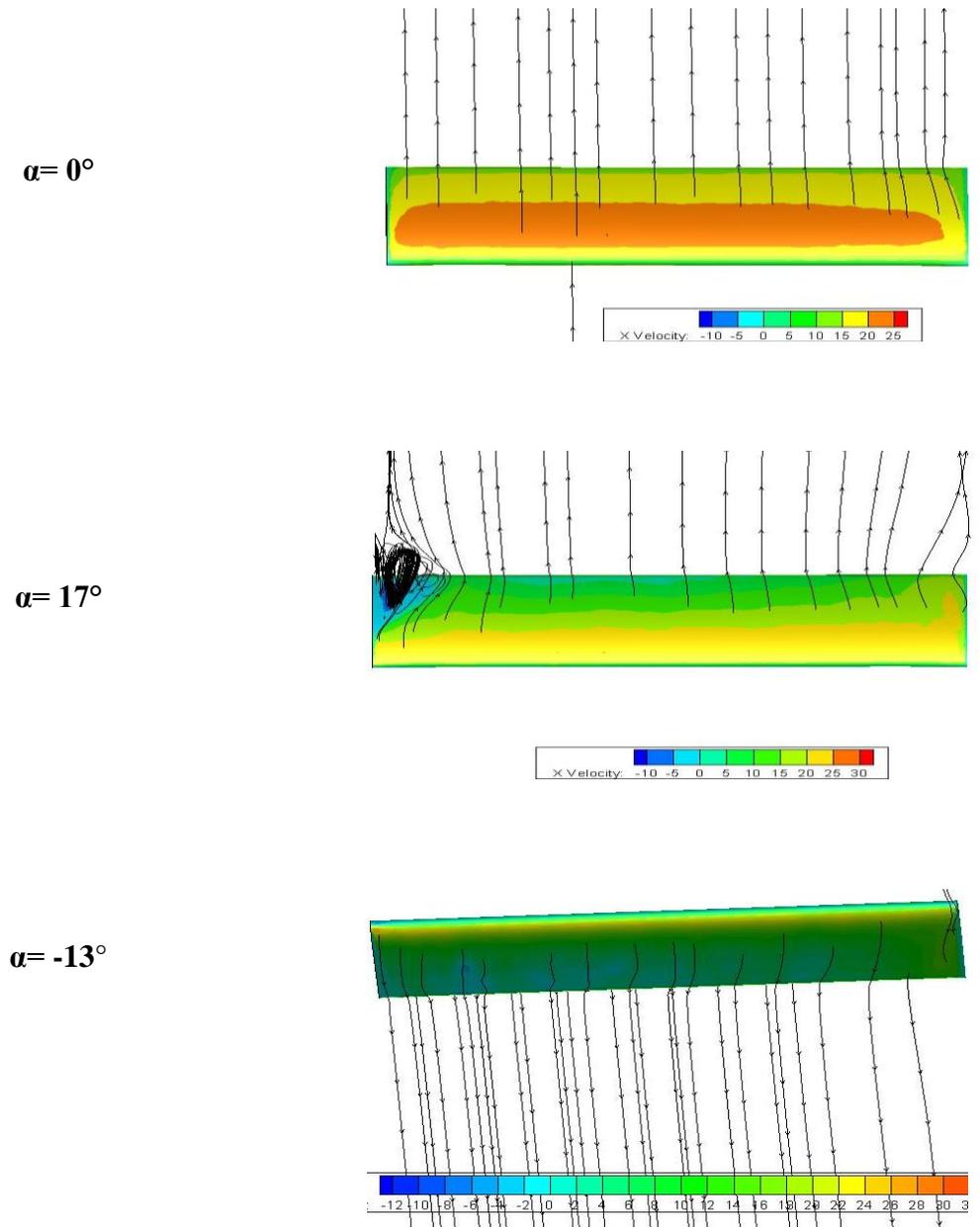


Figure IV.27 : Lignes de courant de l'aile sans VGs

b. Aile avec VGs

Pour la figure IV.28, aile avec VGs, le tourbillon marginal ne disparaît pas, mais sa dimension est réduite, et cela, même si son intensité ne diminue pas beaucoup.

A 17° la figure IV.27, l'écoulement devient perturbé et le tourbillon sur l'aile devient apparent sur l'extrados qui est la zone de décrochage.

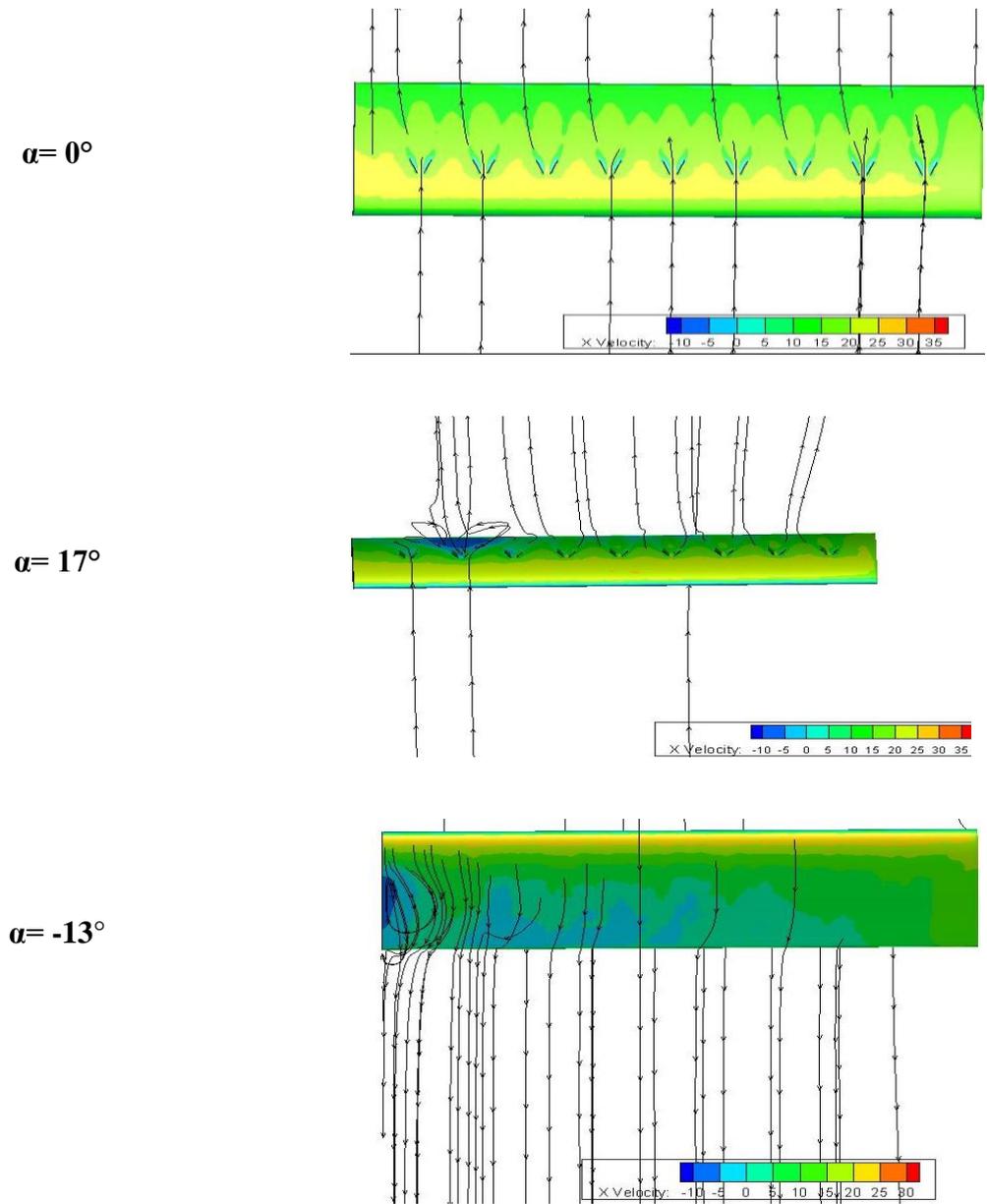


Figure IV.28 : Lignes de courant de l'aile avec VGs

IV.8. Synthèse

En conclusion, nous pouvons dire qu'Ansys-Fluent capte bien le sillage développé derrière une aile tridimensionnelle. On voit bien les tourbillons développés sur l'extrados monté à l'iso surface. La concordance des résultats est difficile, mais on peut citer que certains paramètres nous manquent car [2] a omis de les mentionner sur sa publication.

Selon les résultats l'ajout des générateurs atténue les tourbillons sur l'extrados à de grandes incidences. Et nous permet d'améliorer la finesse pour les faibles incidences en de vol de croisière, et ne nécessitant pas de cabri l'aéronef (soit un bon rapport portance – trainée pour une faible incidence).

Conclusion générale

La simulation numérique permet d'aborder le problème étudié avec beaucoup de clarté et il est ainsi possible de simuler plusieurs paramètres de l'écoulement tel que les lignes de courants.

Le but de cette investigation numérique est le contrôle d'un écoulement autour d'un profil aérodynamique NACA4415 à l'aide des générateurs de vortex rectangulaire.

La simulation présente deux configurations, une aile simple et une avec VGs rectangulaire placée à 30% de la corde, en utilisant plusieurs incidences pour déterminer les coefficients de portance et de trainée, et de voir l'impact des VGs sur les profils d'aile.

La présence des VGs nous a permis d'appréhender l'écoulement et réduire le décollement de la couche limite.

L'objectif de cette étude est d'observer l'influence des générateurs de vortex sur l'écoulement d'air autour des profils, à l'aide de la simulation numérique effectuée par le code de calcul Ansys fluent 6.3.26.

Dans le premier chapitre, on a présenté des notions aérodynamiques ainsi que le décrochage et le décollement de la couche limite.

Dans le deuxième chapitre nous avons présenté les équations gouvernant l'écoulement (équation de conservation de la masse, quantité de mouvement).

Le troisième chapitre cite les détails et les étapes de création des géométries élaborées sur le logiciel GAMBIT 2.4 ainsi que le code de calcul, Ansys Fluent 6.26 dont les résultats ont été traités dans le chapitre 04.

Dans le dernier chapitre, le code Ansys-Fluent a bien capté les tourbillons développés derrière les générateurs de vortex.

Selon les résultats l'ajout des générateurs atténue les tourbillons sur l'extrados à de grandes incidences. Et nous permet d'améliorer la finesse pour les faibles incidences en de vol de croisière, et ne nécessitant pas de cabri l'aéronef (soit un bon rapport portance – trainée pour une faible incidence).

Bibliographie

- [1] F. O., Madani. 2016, "Interaction entre un tourbillon et une couche limite : Application au générateur de tourbillon sur une aile", Thèse de doctorat en science génie mécanique USTO.
- [2] O M Fouatih, M Medaled, O Imine et B Imine 2016, "Design optimization of the aerodynamic passive flow control on NACA 4415 airfoil using vortex generators" European Journal of Mechanics B/Fluids. Elsevier, 2 December 2015
- [3] André Paris, 2014., "Aérodynamique mécanique de vol performance avion", Cours théoriques BIA. <https://www.acriv.org/fichiers/pdf/BIA/01-Aerodynamique/Cours-BIA-Aerodynamique-MecaVol-2013-12-26.pdf>.
- [4] C Dupré, 2008, "Aérodynamique et mécanique du vol simplifiées", Fédération Française d'Aéromodélisme. <https://www.ffam.asso.fr/>
- [5] CIRAS Toulouse 2019, "Manuel de brevet d'initiation aéronautique", <https://eduscol.education.fr/sti/sites/eduscol.education.fr.sti/files/ressources/pedagogiques/11284/11284-manuel-bia-chapitre-4.pdf>
- [6] Ion paraschivoiu,1998, "Aérodynamique subsonique", l'école polytechnique de Montréal.
- [7] BIA, 10.12.2016, "Aérodynamique et mécanique de vol", BIA élève. http://pedagogie.ac-limoges.fr/ciras/IMG/pdf/1_-_amv_-_bia_eleve_2016.pdf
- [8] Laurent Jaquin,27 Juin 2003, "les tourbillons de sillage d'avions", ONERA
- [9] A. BATIKH, L. BALDAS, R. CAEN, S. COLIN, 2007 "Contrôle actif en aérodynamique au moyen de micro actionneurs fluidiques", Micro fluidique : microsystèmes, **LA HOUILLE BLANCHE/N° 03-2007**
- [10] Tsao T., Liu C., Tai Y.-C. and Ho C.-M. (1994). "Micro machined magnetic actuators for active fluid control", Application of Microfabrication to Fluid Mechanics, Chicago, IL: ASME: 31– 38
- [11] Grosjean C., Lee C., Hong W., Tai Y.-C. and Ho C.-M. "Micro balloon actuators for aerodynamic control", Caltech Micromachining Laboratory Electrical Engineering 136-93 Pasadena, CA 91 125, USA
- [12] Kenneth Breuer 2000, "Mems sensors for aerodynamic measurements - The good, the bad and the ugly", 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit 10 - 13 January 2000 Reno, Nevada
- [13] Angele, K. P. and Muhammad-Klingemann, B. (2005), "The effect of stream wise vortices on the turbulence structure of a separating boundary layer" European Journal of Mechanics B/Fluids 24 (2005) 539–554

- [14] J C. Lin 1999, ‘‘Control of turbulent boundary-layer separation Using micro-vortex generator’’, American Institute of Aeronautics & Astronautics, 30th AIAA Fluid Dynamics Conference. 28 June - 1 July, 1999 Norfolk, VA
- [15] **Tebbiche** H., Gaouir N., Boutoudj M. S., 2015, ‘‘Amélioration des performances aérodynamiques du profil Naca 4412 par des générateurs de tourbillons’’ 12ème Congrès de Mécanique 21-24 Avril 2015 Casablanca (Maroc)
- [16] H. Tebbiche and M.S Boutoudj, ‘‘Aerodynamic drag reduction by turbulent flow control with vortex generators’’, ACMA 2014, Marrakech, April 23-26, 2014.
- [17] Flores J., Reznick S.G., Hol T, Gundy K. Transonic Navier-Stokes Solutions for a Fighter-Like Configuration. Journal of Aircraft 25, October 1988, p. 875-881
- [18] FLUENT Short Course, <http://instruct1.cit.cornell.edu/courses/fluent>. Includes step-by-step tutorials and problem sets. Chapters: Introduction to Computational Fluid Dynamics.
- [19] Fluent User Services Center, 21 aout 2002, ‘‘Introduction to the Size Function’’, Fluent Inc.
- [20] Fluent, mars 2006, « Tutorial Air plane Geometry’’, Fluent Inc.
- [21] Gressier Jerome. Humeau Fabien. Menant Cyril. ‘‘Tutorial Fluent 6.1’’. Lefort Céline.
- [22] SEFA, Mai 2007, ‘‘Précis d’aérodynamique et de mécanique de vol’’, <http://dassaultvoltige.fr/wp-content/uploads/2018/03/precis-aerodynamique-V7.pdf>
- [23] https://biasxm.scenari-community.org/Cours/FichesBIA_web/co/Aero3.html

ملخص

يتكون العمل الحالي من دراسة تأثير مولدات الدوامة المستطيلة الموضوعة عند 30٪ من السطح العلوي لملف جانبي للجناح من النوع NACA4415 بهذا المعنى، تم إجراء محاكاة رقمية ثلاثية الأبعاد تحت برنامج Fluent التدفق ($2.18 * 10^5$). مضطرب غير قابل للضغط تُظهر هذه الدراسة تحسناً في الأداء البراعة (finesse) في حالة الجناح مع VGs

كلمات مفتاحية: مولدات الدوامة المستطيلة، الأداء الديناميكي الهوائي، ملف جانبي للجناح من النوع NACA4415

Résumé

Le présent travail consiste à étudier l'influence des générateurs de vortex rectangulaires placés à 30% de l'extrados d'un profil d'aile de type NACA4415. Dans ce sens une simulation numérique tridimensionnelle sous le logiciel Fluent a été menée pour un écoulement incompressible turbulent a un $Re = 2.18 * 10^5$.

Cette étude montre une amélioration sur la finesse dans le cas d'une aile avec VGs.

Mots clés : générateurs de vortex, performances aérodynamiques, profil NACA4415.

Abstract

The present work consists of studying the influence of rectangular vortex generators placed at 30% of the upper surface of a wing profile of the NACA4415 type. In this sense, a three-dimensional numerical simulation under the Fluent software was carried out for a turbulent incompressible flow ($2.18 * 10^5$).

This study shows an improvement in finesse in the case of a wing with VGs.

Key words: vortex generators, aerodynamic performance, NACA4415 profile.