



Aéronautique et Aérospatial

Projet indépendant de Recherche et Développement

Incidence-mètre couplé à une antenne de Prantl

Auteurs :

M. Félix BONNES

M. Mathis DE MALVIN DE MONTAZET

Version 4.0 du
14 octobre 2022

Résumé — La connaissance de l'incidence¹ de son aéronef lors de phases critiques de vol (approche, vol basse vitesse, virage forte inclinaison) permet au pilote de mieux prévoir le comportement de celui-ci et d'anticiper plus facilement un éventuel décrochage. De nos jours, quasiment aucun avion léger n'est équipé de capteur d'incidence.

Notre invention s'appuie sur la mesure de la différence entre deux pressions mesurées en des points particuliers d'une hémisphère soumise au vent relatif. La connaissance de cette différence de pression ainsi que d'autres paramètres (dont la vitesse relative à l'air de l'aéronef) permet de remonter à la connaissance de l'AOA².

L'angle d'incidence est un paramètre de vol crucial. Il influe directement sur les performances aérodynamiques d'un aéronef. On parle souvent de « vitesse de finesse maximale », « vitesse de décrochage » ou encore « vitesse de traînée minimale », or le paramètre influant directement sur ces performances est l'incidence. Certes l'angle d'attaque et la vitesse d'un aéronef en vol uniforme sont liés, mais sont fonction l'un de l'autre, de la masse de l'aéronef, du facteur de charge, de la température et de l'altitude. Ainsi, il existe dans l'absolu une infinité de vitesses de décrochage. Le pilote doit cependant avoir connaissance de celle-ci à tout instant en prenant en compte l'atmosphère actuelle, le chargement de l'aéronef et la phase de vol. L'angle d'incidence est donc une donnée permettant une interprétation rapide, ce qui est important dans les phases de vol critiques.

Les études théoriques nous ont mené à un modèle scientifique viable. De plus, nous avons mené à bien des simulations, modélisations numériques et expériences qui ont confirmé notre modèle scientifique. Les premiers prototypes réalisés ont conduit à une évolution du projet, le rapprochant à l'heure actuelle (*fin 2022*) de sa conclusion.

Incidencemètre couplé à une antenne de Prantl

M. Félix BONNES

M. Mathis DE MALVIN DE MONTAZET

1. Angle défini entre la corde de l'aile d'un aéronef et la direction du vent relatif auquel l'aile est soumise

2. *Angle of Attack*

Remerciements

Nous tenons à remercier très chaleureusement toutes les personnes et instances qui ont permis la réalisation de ce projet. Ce fut un long chemin parsemé d'embûches et de problèmes dont tous les projets ont le secret.

En tout premier lieu, nous avons à cœur de remercier le premier acteur et celui qui nous a donné confiance pour nous lancer dans cette aventure, Monsieur Stéphane LAURENS. Le projet a officiellement vu le jour à la suite de notre première entrevue, et nous avons, grâce à lui, immédiatement déposé notre première enveloppe Soleau.

Le soutien passionné de Monsieur Jean-Charles PASSIEUX, Directeur du Département Génie Mécanique à l'INSA³ Toulouse, a dans un premier temps permis d'appuyer la solidité de notre projet, mais nous a aussi mis à disposition des compétences et des moyens au travers desquels le projet a gagné en efficacité. Les Professeurs et Enseignants-Chercheurs de l'INSA Toulouse et de l'ICA⁴, Madame Anna-Carla ARAUJO, Professeure d'usinage, et Messieurs Lucien BALDAS, Professeur de Mécanique des Fluides et Transferts Thermiques, Michel CHAUSSUMIER, Professeur de Sciences des Matériaux, Philippe SEITIER, Directeur de l'atelier, ainsi que Marc BUDINGER, Professeur de Mécanique des Fluides, ont aussi tous été des acteurs primordiaux dans ce projet, et sans lesquels celui-ci ne serait sans doute pas ce qu'il est aujourd'hui.

Nous remercions aussi très chaleureusement Monsieur François NADAL de l'université de Loughborough au Royaume-Uni, pour sa confiance, son soutien et ses conseils.

Nous n'oublions pas non plus Monsieur Nicolas MONROLIN, Professeur à l'ENAC⁵, ayant permis la mise en place des expériences en souffleries pour le second prototype.

3. Institut National des Sciences Appliquées

4. Institut Clément Ader

5. Ecole Nationale d'Aviation Civile

Table des matières

Introduction	1
1 Cahier des charges	7
2 Théorie de la mesure d'incidence par différence de pression	9
2.1 Hypothèses générales de travail	9
2.2 Grandeurs étudiées	10
2.3 Équations à déterminer	11
2.4 Théorèmes utilisés	12
2.5 Approximations effectuées	13
2.6 Influence de la géométrie de la sonde	14
2.7 Étude théorique d'une sphère lisse	16
3 Théorie du champ de pression sur une sphère soumise à un écoulement d'air	17
3.1 Théorie 1	18
3.2 Théorie 2	20
3.3 Théorie généralisée	21
4 Modélisations et simulations	23
4.1 Modèle initial	23
4.2 Modèle de simplification	27
4.3 Retour au modèle initial	31
4.4 Conclusion sur les modélisations	32
5 Expériences	33
5.1 Expérience 1 : Vérification du bon comportement de la sonde	33
5.2 Expérience 2 : Second prototype	39

6	Caractérisation des capteurs de pression différentielle	43
6.1	Capteur de pression différentielle de mesure d'incidence	43
6.2	Capteur de pression différentielle de mesure de pression dynamique	49
7	Positionnement de la sonde incidencemètre	53
7.1	Étude du comportement du flux d'air autour de l'aile	54
7.2	Détermination de la compensation maximale admissible	56
7.3	Choix de la position de la sonde	58
7.4	Le problème du braquage des volets	60
	Conclusion	61

Table des figures

1	Définition de l'angle d'incidence	1
2	Polaire typique d'une aile	2
3	Capteur d'incidence à effet girouette	4
4	Système d'avertisseur de décrochage à palette	4
5	Schéma de principe de fonctionnement du capteur pneumatique	5
2.1	Schéma explicatif de la couche limite	12
2.2	Sonde parallélépipédique	14
2.3	Sonde hémisphéro-cylindrique	15
3.1	Schéma de l'écoulement autour d'une sphère	17
4.1	Simulation de la répartition de la pression sur l'hémisphère	24
4.2	Position des points de mesure de pression en simulation	24
4.3	Modélisation de 0 à 70° avec une courbe d'interpolation théorique	25
4.4	Modélisation de 0 à 60° avec une courbe d'interpolation théorique	25
4.5	Modélisation de 0 à 50° avec une courbe d'interpolation théorique	26
4.6	Design de la sonde simplifiée en 2D au sein d'une surface d'écoulement fluide	27
4.7	Résultat de la simulation illustrant le champ de pression autour de la sonde	28
4.8	Tableau de résultat de la modélisation fluide avec <i>ANSYS Fluent</i>	28
4.9	Courbe représentant $C_p = f(\alpha)$ pour le modèle de simplification	29
4.10	Représentation du champ de pression à la surface de la sonde	30
4.11	Courbe représentant $C_p = f(\alpha)$ avec la modélisation <i>SOLIDWORKS</i>	30
4.12	Illustration du placement des prises de pression d'incidence	32
5.1	Vue détaillée du premier prototype	34
5.2	Vue d'ensemble du prototype et son dispositif de mesure	34

5.3	Photographie du système de mesure de différence de pression et sa schématisation	35
5.4	Dispositif expérimental de la première expérience	36
5.5	Graphe donnant Δh en fonction de l'incidence à une vitesse de 125 ± 8 km/h .	37
5.6	Dessin technique du second prototype	39
5.7	Dispositif expérimental de la seconde expérience	40
5.8	Graphe de résultats de la seconde expérience à $U = 16,7$ m/s	41
5.9	Évolution de la valeur de C calculée à l'issue de l'expérience 2	42
6.1	Différence de pression ΔP en fonction de l'incidence α et de la vitesse d'écoulement U	44
6.2	Pas de différence de pression pour $\delta\alpha = 1^\circ$ en fonction de l'incidence α et de la vitesse U	44
6.3	Évolution du coefficient de portance en fonction de l'incidence	47
6.4	Tableau évaluant le facteur de charge en fonction de la vitesse et du coefficient de portance	47
6.5	Différence de pression ΔP filtrée en fonction de l'incidence et de la vitesse . . .	48
6.6	Tableau évaluant la pression dynamique en fonction de l'incidence et de la différence de pression	49
6.7	Tableau évaluant la pression dynamique admissible en fonction de l'incidence et de la différence de pression	50
6.8	Pas de différence de pression dynamique admissible entre deux incidences successives en fonction de l'incidence et de la différence de pression	51
7.1	Représentation du flux tourbillonnant autour du fuselage	53
7.2	Profil d'aile NACA 63 415	54
7.3	Évolution de la direction du flux d'air aux alentours d'une section d'aile supposée loin du fuselage à $\alpha = 8^\circ$	54
7.4	Illustration des limites du design de la sonde	56
7.5	Plages de compensations admissibles pour chaque valeur d'incidence	57
7.6	Champ de la différence $\alpha_{eff} - \alpha_\infty$ autour d'une section d'aile loin du fuselage .	58
7.7	Position relative au bord d'attaque de la tête de sonde	59
7.8	Évolution de la compensation au point P_{probe} pour $\alpha \in [-5^\circ, 20^\circ]$	59
7.9	Comparaison de la direction du flux d'air <u>avec</u> (rouge) et <u>sans volet braqué</u> (bleu)	60

Liste des sigles et acronymes

AOA *Angle of Attack*

CAN Capteur Analogique Numérique

ENAC Ecole Nationale d'Aviation Civile

ICA Institut Clément Ader

INSA Institut National des Sciences Appiquées

Introduction

Présentation

L'angle d'attaque (AOA) ou incidence est un paramètre de vol crucial : il influe directement sur les performances aérodynamiques d'un aéronef.

On parle souvent de « vitesse de finesse maximale », « vitesse de décrochage » ou encore « vitesse de traînée minimale », or le paramètre influant directement sur de telles performances est l'incidence.

Par définition, l'incidence (ou angle d'attaque), désignée par α sur la Fig. 1, est l'angle formé entre les directions du vent relatif et de la corde de référence de l'aile.



FIGURE 1 – Définition de l'angle d'incidence

Certes, l'incidence et la vitesse d'un aéronef en vol uniforme sont liées mais sont fonction l'une de l'autre de la masse de l'aéronef, du facteur de charge, de la température et de l'altitude. Ainsi, il existe dans l'absolu une infinité de vitesses de décrochage et le pilote doit en permanence avoir connaissance de celle-ci en prenant en compte l'atmosphère du jour, le chargement de l'aéronef et la phase de vol (le virage par exemple).

Compte tenu de son importance, il est curieux de constater qu'après un siècle d'aviation, l'angle d'incidence soit aussi "*méconnu*", et qu'aucun appareil de mesure directe de l'incidence ne figure au tableau de bord de nos avions légers ⁶.

Le décrochage, l'approche normale, le plus petit taux de descente, le meilleur taux de montée, le ratio optimal portance/traînée, la meilleure autonomie, et d'autres modes optima de vol sont liés chacun à un angle d'incidence particulier. Ces valeurs sont rassemblées sur une polaire, comme présenté Fig. 2.

6. Hormis les aéronefs légers très récents équipés d'un *EFIS* (*Electronic Flight Instrument System*)

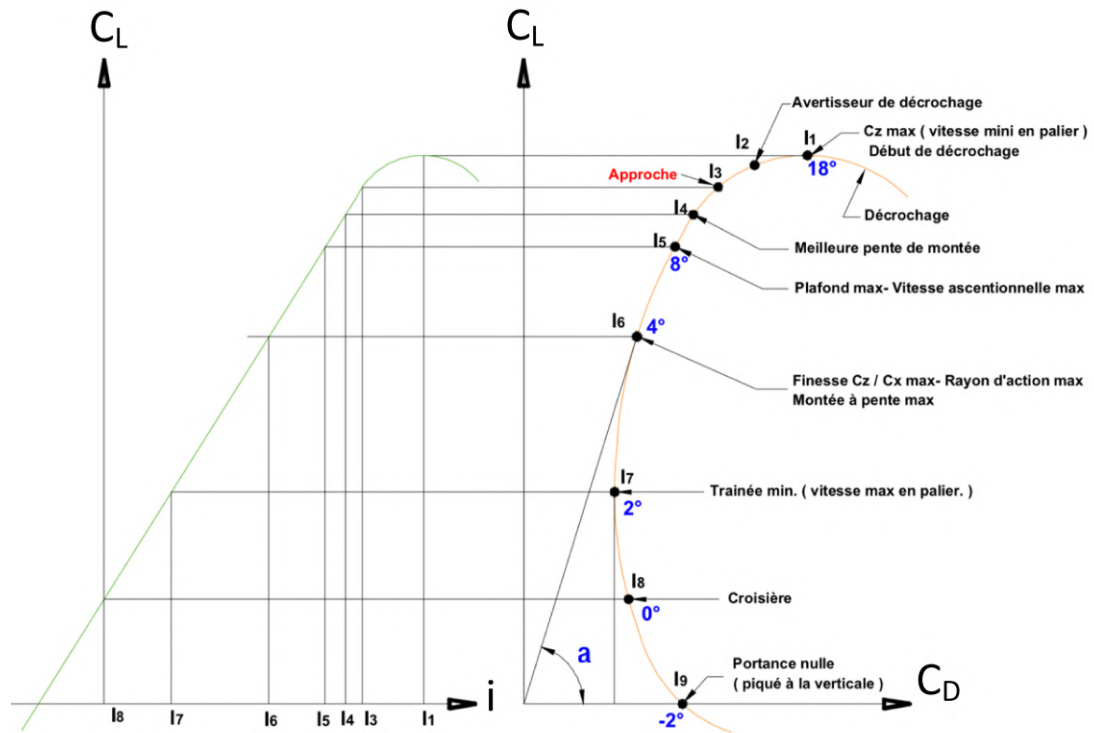


FIGURE 2 – Polaire typique d'une aile

Ce n'est pas par hasard que les pilotes de l'aéronavale « volent à l'incidence ». Outre le fait qu'ils doivent apponter avec un certain AOA pour que la crosse attrape correctement les brins d'arrêts, celui-ci leur permet d'arriver le plus lentement possible sur le bateau en ayant une connaissance précise de la marge d'incidence qu'il leur reste avant le décrochage.

Intérêt du capteur

En aviation légère, beaucoup d'accidents mortels sont dus à un décrochage à basse hauteur, la plupart du temps irrattrapable, causé par une vitesse d'approche trop faible, la mauvaise prise en compte d'une charge importante de l'aéronef (celle-ci peut varier jusqu'à 50% de la masse à vide de l'aéronef), une température extérieure élevée (fréquemment au-dessus des 30° en été), une densité de l'air plus faible sur un terrain de montagne. . .

Ainsi, l'objectif principal d'un tel capteur est d'augmenter la sécurité des vols en aviation légère. Par la connaissance de l'incidence de son aéronef lors de phases critiques de vol (approche, vol basse vitesse, virage forte inclinaison), le pilote pourra mieux prévoir le comportement de celui-ci et anticiper plus facilement un éventuel décrochage.

Il serait aussi utile en cas de panne moteur pour maintenir une incidence de finesse max, avec laquelle on peut parcourir le maximum de distance en vol plané.

État de l'Art

Plusieurs technologies sont utilisées en aéronautique commerciale et militaire. La plus répandue est la "girouette". Cet incidencemètre, dit aussi "mécanique", utilise la détection de la position d'une girouette horizontale, qui s'établit dans le lit du vent relatif, mais ne peut être utilisée facilement sur les avions à hélice sur le nez compte tenu des perturbations que cette dernière engendre. On le réservera donc aux avions à moteur propulsif⁷. Une modification de la géométrie des systèmes existants pourrait nous permettre cependant d'envisager une telle solution pour des avions avec une hélice en traction.



FIGURE 3 – Capteur d'incidence à effet girouette

Notre incidencemètre viendrait proposer une alternative au système d'avertisseur de décrochage à palette Fig. 4, très répandu sur les avions légers. Ce dernier présente plusieurs défauts, notamment un étalonnage très compliqué ce qui limite son utilisation sur les avions de construction amateur, mais délivre aussi une information limitée car ce système n'est que « binaire » et déclenche une alarme juste avant le décrochage. Ce système ne permet pas d'utiliser l'incidence comme une réelle information de vol.

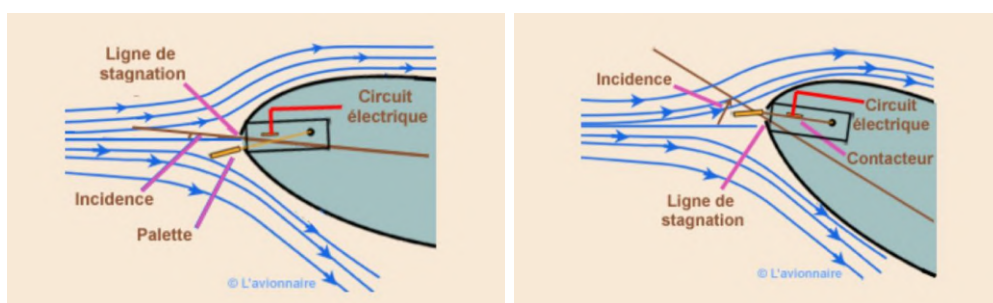


FIGURE 4 – Système d'avertisseur de décrochage à palette

Une autre solution, celle qui nous intéresse, est un capteur pneumatique qui s'appuie sur la mesure d'une différence entre 2 pressions mesurées à des endroits particuliers d'une figure géométrique soumise au vent relatif. La connaissance de cette différence de pression ainsi que

7. hélice à l'arrière

d'autres paramètres (dont la vitesse air de l'aéronef) nous permettraient de remonter à l'AOA. Notre idée est donc de coupler un tel capteur avec un tube Pitot déjà présent sur tous les avions. Un système comme celui-ci est plus facile à installer sous une aile.

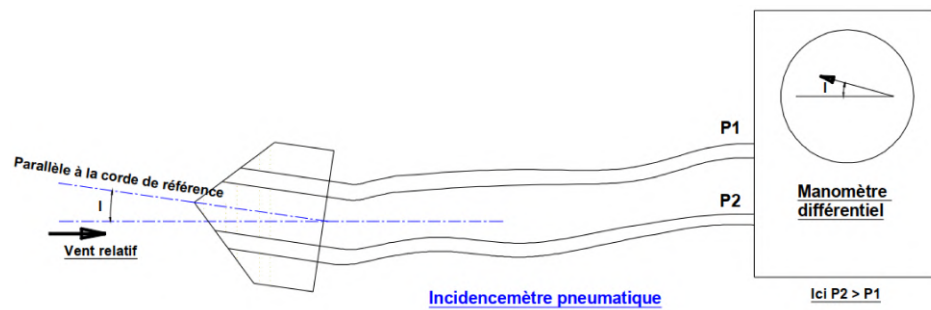


FIGURE 5 – Schéma de principe de fonctionnement du capteur pneumatique

Chapitre 1

Cahier des charges

Le tableau Fig. 1.1 liste les exigences à satisfaire par la sonde incidencemètre. Les valeurs littérales dépendent de paramètres changeants et seront donc définis dans la suite de ce dossier.

Spécification	Valeur minimale	Valeur recommandée	Valeur maximale
Précision de la sonde incidencemètre	\sim	1°	1°
Plage de vitesse de l'aéronef à laquelle la sonde doit fonctionner	U_{stall}	U	$U_{n_{max}}$
Plage d'incidences que la sonde doit être capable de mesurer	-5°	α	20°

TABLE 1.1 – Tableau des spécifications caractérisant les exigences finales de la sonde incidencemètre

Chapitre 2

Théorie de la mesure d'incidence par différence de pression

2.1 Hypothèses générales de travail

- Pour l'étude théorique, on suppose la sonde fixe dans le référentiel terrestre, référentiel supposé galiléen.
- Le fluide considéré pendant l'étude est l'air.
- Loin de toute perturbation due à la sonde, on considère que la pression statique vaut P_0 , pression atmosphérique à l'altitude de vol.
- On suppose que la sonde est soumise à un écoulement laminaire et stationnaire de vitesse comprise entre 60 et 250 [km/h] (plage de vitesse classique pour des avions légers) et sa direction sera précisée à chaque étude.
- On suppose le fluide incompressible (valable au vu des hypothèses énoncées ci-dessus).
- On néglige les variations d'altitude.
- On se place dans les conditions atmosphériques standards :
 $P_0 = 101325 \text{ Pa}$
 $T_0 = 15^\circ\text{C}$,
sauf si une précision contraire est mentionnée.

2.2 Grandeurs étudiées

Grandeur de sortie

1. L'angle d'attaque (AOA), aussi désigné angle d'incidence (pour l'étude théorique, cet angle sera celui formé par la direction du vent relatif et l'axe longitudinal de la sonde)

Grandeurs d'entrée

1. Deux pressions, dites d'incidence, mesurées à des endroits particuliers de la sonde
2. Vitesse d'écoulement de l'air mesurée grâce à la prise Pitot
3. Masse volumique de l'air

On verra finalement que les grandeurs d'entrée 2 et 3 peuvent être mesurées "ensemble" lors de la mesure de la pression dynamique.

Paramètres à déterminer durant l'étude

1. Géométrie de la sonde
2. Position des points de mesure de pression sur la sonde
3. Constantes et autres paramètres de l'équation d'incidence (*)
4. Dimensions des éléments du capteur

2.3 Équations à déterminer

- Déterminer l'angle d'attaque dorénavant nommé α , en fonction des deux pressions dites d'incidence, et de la pression dynamique mesurée grâce à l'*antenne de Prantl*.

2.4 Théorèmes utilisés

Équation de Bernoulli

Hypothèse particulière à l'utilisation de cette équation :

« On étudie les lignes de courant situées en dehors de la couche limite, où la viscosité ne se manifeste pas, afin de considérer l'air comme un fluide parfait. »

Cette hypothèse est valide dans le cas de notre étude. En effet, nous ne pouvons mesurer la pression qu'à la surface directe de la sonde, dans la couche limite donc, mais la pression à la surface de la sonde est égale à celle à la surface de la couche limite, la connaissance de cette dernière est donc suffisante.

Il nous faudrait démontrer cette dernière affirmation mais nous n'avons pas les connaissances physiques requises pour le faire et elle émane de professeurs de physique en CPGE, en lesquels nous pouvons avoir confiance.

Sur le schéma Fig. 2.1 sont représentées la vitesse d'écoulement U loin du solide et la vitesse d'écoulement dans la couche limite $c \cdot U$ avec $0 < c < 1$.

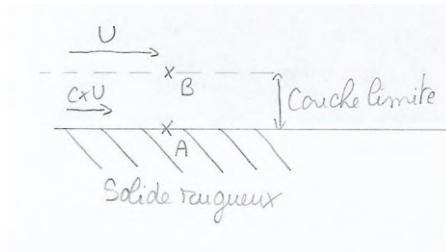


FIGURE 2.1 – Schéma explicatif de la couche limite

L'affirmation ci-dessus 2.4 nous dit que la pression en B est égale à la pression en A . Cette équation va nous permettre de déterminer le champ de pression à la surface de notre sonde à partir d'un champ de vitesses.

2.5 Approximations effectuées

Approximation concernant la couche limite

On néglige l'épaisseur de la couche limite. Celle-ci est directement liée au nombre de Reynolds, qui caractérise l'écoulement autour du solide.

$$Re = \frac{\mu \cdot L \cdot U}{\eta} \quad (2.1)$$

avec :

Re : Nombre de Reynolds

μ : Masse volumique de l'air

L : Dimension caractéristique de l'objet dans l'écoulement

U : Vitesse de l'écoulement loin de l'objet

η : Viscosité dynamique de l'air

Ici, on prendra les valeurs suivantes :

$$\mu = 1.225 \text{ [kg/m}^3\text{]}$$

$$L \in [10, 30] \text{ [mm]}$$

$$U \in [17, 69] \text{ [m/s]}$$

$$\eta = 1.85 \cdot 10^{-5} \text{ [Pl]}$$

Ainsi, on a :

$$1.1 \cdot 10^4 < Re < 9.1 \cdot 10^4 < 10^5$$

Avec un tel nombre de Reynolds, on sait que notre écoulement sera laminaire en amont de l'objet et turbulent en aval. On note maintenant δ l'épaisseur de la couche limite.

$$\delta = \frac{L}{\sqrt{Re}} \approx \frac{L}{200} \quad (2.2)$$

L'épaisseur de la couche limite est environ 200 fois plus petite que la dimension caractéristique de la sonde. On peut ainsi la négliger.

On considère un écoulement irrotationnel autour de la sonde

Considérer un écoulement irrotationnel autour de la sonde permettra l'existence d'un potentiel des vitesses qui nous permettra de remonter à un champ des vitesses. Cette approximation ne sera pas valable tout le temps, nous en préciserons les limites de validité lors de l'étude des géométries.

2.6 Influence de la géométrie de la sonde

Notre but est de déterminer un champ de vitesse autour de notre sonde (du moins au voisinage de nos prises de pression). Ce champ des vitesses dépend de la géométrie de la sonde.

Une première géométrie simple a d'abord été envisagée : un parallélépipède rectangle.

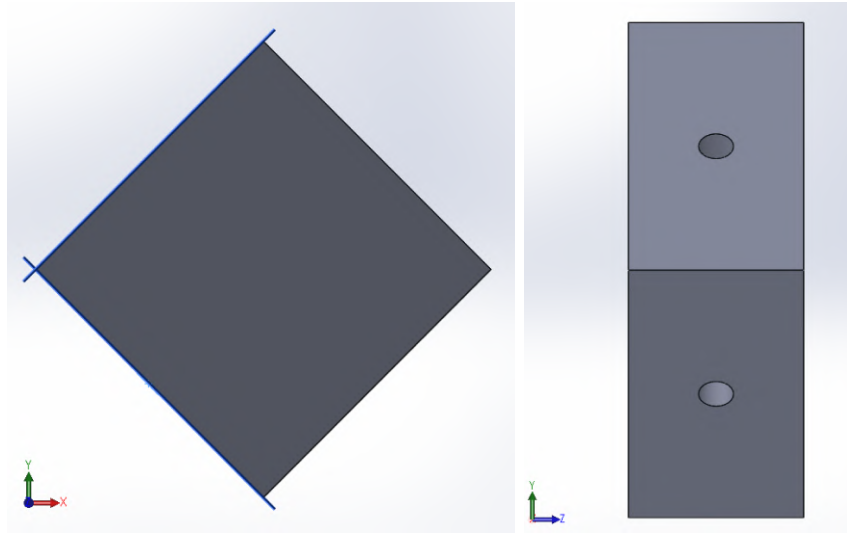


FIGURE 2.2 – Sonde parallélépipédique

Les trous visibles sur la Fig. 2.2 sont les prises de pression d'incidence. Cette géométrie d'apparence simple est en réalité difficile à traiter d'un point de vue théorique : nous n'avons trouvé aucune théorie à ce sujet dans la littérature, mis à part des tables de valeurs utilisées lors de la conception de toitures inclinées dans le bâtiment. De plus, les simulations effectuées n'ont pas permis d'établir une formule analytique simple entre la vitesse d'écoulement à la surface de la couche limite (en orange) et l'angle de calage (en bleu).

La géométrie qui a été envisagée ensuite est une forme **hémisphéro-cylindrique**, Fig. 2.3.

En effet, la théorie du champ des vitesses autour d'une sphère a été davantage étudiée et nous avons trouvé beaucoup de documentation à ce sujet.

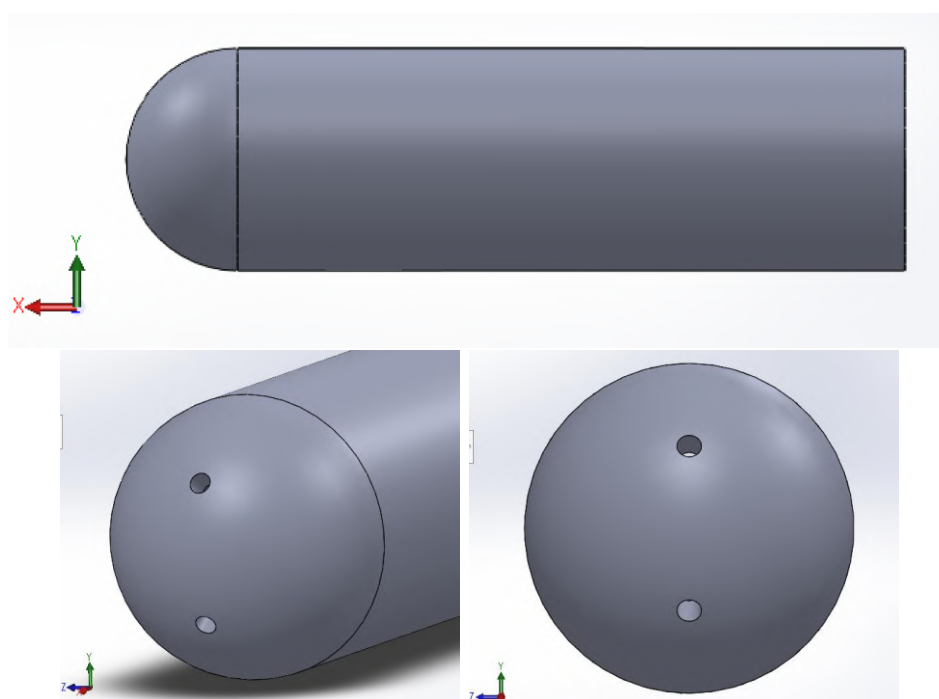


FIGURE 2.3 – Sonde hémisphéro-cylindrique

2.7 Étude théorique d'une sphère lisse

La théorie qui va être développée par la suite s'appuie sur 2 relations (A) et (B), issues de différentes sources.

La relation (A) a été démontrée dans un cours de mécanique des fluides de PC*, elle n'est cependant jamais retrouvée dans d'autres études.

La relation (B) a été démontrée par Frédéric Elie dans son étude « Sphère en suspension dans un jet d'air vertical » [Frédéric ELIE 2014] et est très souvent rencontrée dans les études que nous avons trouvées.

Cependant, nous n'avons pas les connaissances nécessaires à la compréhension de ces démonstrations. Nous allons donc retenir l'une ou l'autre grâce aux résultats que nous allons obtenir lors de nos modélisations et expériences.

Ces formules ne sont valables que sur une partie de la sphère (voir 4.1) à cause de l'hypothèse d'écoulement irrotationnel qui n'est pas vérifiée sur toute la surface de l'hémisphère.

Chapitre 3

Théorie du champ de pression sur une sphère soumise à un écoulement d'air

Sur la Fig. 3.1, on s'intéresse aux points M situés juste en dehors de la couche limite d'épaisseur S telle que $S \ll R$. On a ainsi :

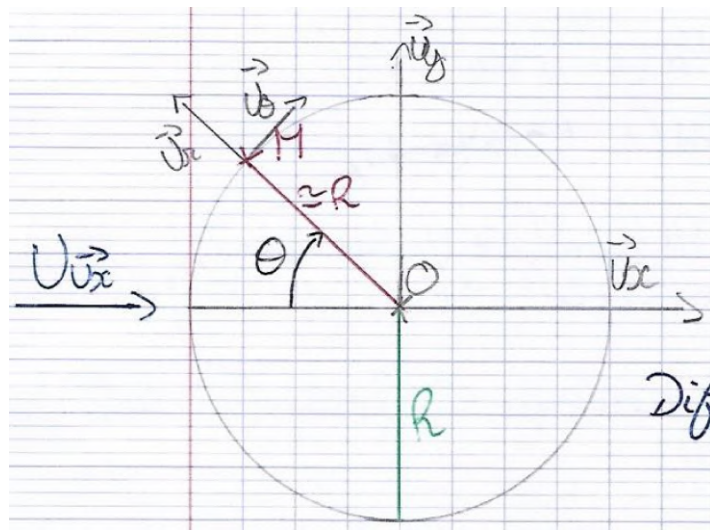


FIGURE 3.1 – Schéma de l'écoulement autour d'une sphère

$$\forall M \implies V_r = 0 \quad (3.1)$$

avec :

V_r : vitesse radiale de la particule fluide en M

Différentes théories de la littérature sont plausibles pour $V_\theta(\theta)$:

Théorie 1 :

$$V_\theta = 2U \cdot \sin \theta \quad (\text{A})$$

Théorie 2 :

$$V_\theta = \frac{3}{2}U \cdot \sin \theta \quad (\text{B})$$

Ces théories ne sont valables que pour $\|\theta\| < 60^\circ$ environ. Voir 4.1.

3.1 Théorie 1

On applique le théorème de Bernoulli entre un point à l'infini et le point M .

$$\begin{aligned} P_0 + \frac{1}{2}\rho U^2 &= P(\theta) + \frac{1}{2}\rho (2U \cdot \sin \theta)^2 \\ \implies P(\theta) &= P_0 + P_d (1 - 4 \cdot \sin^2 \theta) \end{aligned}$$

On note de manière générale C_p le coefficient tel que :

$$P(\theta) = P_0 + C_p(\theta) \cdot P_d$$

On a ainsi,

$$C_{p1} = 1 - 4 \cdot \sin^2 \theta \quad (3.2)$$

Angle des prises de pression d'incidence sur la sonde :

Indice H : prise de pression au-dessus de la prise Pitot,

Indice B : prise de pression en dessous de la prise Pitot.

$$\begin{cases} \theta_H &= \alpha + \gamma \\ \theta_B &= \alpha - \gamma \end{cases}$$

avec :

α : angle d'incidence

γ : angle de calage des prises de pression d'incidence

Ainsi,

$$\begin{aligned} \implies & \begin{cases} P_H &= P_0 + P_d (1 - 4 \cdot \sin^2(\alpha + \gamma)) \\ P_B &= P_0 + P_d (1 - 4 \cdot \sin^2(\alpha - \gamma)) \end{cases} \\ \implies & \Delta P = P_B - P_H = 4 \cdot P_d (\sin^2(\alpha + \gamma) - \sin^2(\alpha - \gamma)) \\ \implies & \Delta P = 4 \cdot P_d \cdot \sin(2\gamma) \cdot \sin(2\alpha) \\ \implies & \boxed{\alpha = \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{\Delta P}{2\rho U^2 \cdot \sin(2\gamma)} \right)} \quad (\text{I}) \end{aligned}$$

avec :

$$\Delta P = P_B - P_H$$

ρ : masse volumique de l'air

U : vitesse de l'écoulement loin de la sonde

γ : angle de calage des prises de pression d'incidence

α : angle d'incidence de l'aéronef

3.2 Théorie 2

Avec un raisonnement analogue, on obtient :

$$\begin{aligned} \Rightarrow \Delta P &= \frac{9}{8} \rho U^2 \cdot \sin(2\gamma) \cdot \sin(2\alpha) \\ \Rightarrow \alpha &= \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{8\Delta P}{9\rho U^2 \cdot \sin(2\gamma)} \right) \end{aligned} \quad (\text{II})$$

On a aussi :

$$C_{p_2} = 1 - \frac{9}{4} \cdot \sin^2 \theta \quad (3.3)$$

3.3 Théorie généralisée

En conciliant les relations trouvées précédemment, on obtient les relations généralisées suivantes :

$$\boxed{C_p = 1 - C \cdot \sin^2 \theta} \quad (3.4)$$

avec $C = \text{const.}$ (à déterminer par la simulation et l'expérimentation).

$$\begin{aligned} \Delta P &= \frac{C}{2} \rho U^2 \cdot \sin(2\gamma) \cdot \sin(2\alpha) \\ \alpha &= \frac{1}{2} \cdot \arcsin \left(\frac{2\Delta P}{C \cdot \rho U^2 \cdot \sin(2\gamma)} \right) \end{aligned}$$

On remarque l'expression de la pression dynamique (à une constante près) dans l'expression de l'angle d'incidence. Ceci nous permet de réduire le nombre de paramètres à relever en vol pour calculer l'incidence. Ainsi, l'expression devient :

$$\alpha = \frac{1}{2} \cdot \arcsin \left(\frac{\Delta P}{C \cdot \left(\frac{1}{2} \rho_{air} U^2\right) \cdot \sin(2\gamma)} \right)$$

$$\boxed{\boxed{\alpha = \frac{1}{2} \cdot \arcsin \left(\frac{\Delta P}{C \cdot P_d \cdot \sin(2\gamma)} \right)}} \quad (*)$$

Ainsi, les deux seuls paramètres influant sur le calcul de l'angle d'incidence sont ΔP et P_d . La différence de pression entre les prises d'incidence haute et basse : ΔP sera mesurée à l'aide d'un capteur de pression différentielle dont nous déterminerons les caractéristiques plus tard. Il en est de même pour le second capteur différentiel qui mesurera la pression dynamique à l'aide de la pression totale et de la pression statique.

Chapitre 4

Modélisations et simulations

4.1 Modèle initial

Modélisation 1 : Vérification de la validité de la théorie

Afin de vérifier la partie théorique, nous avons effectué des modélisations. Ces premières modélisations et simulations ont été effectuées avec le logiciel *SOLIDWORKS 2020* avec l'extension *Flow Simulation*, ainsi que le logiciel *ANSYS Fluent*. Les résultats ont été exploités avec les logiciels *Microsoft Office Excel* et *Regressi*.

Nous avons tout d'abord modélisé un solide hémisphéro-cylindrique sur *SOLIDWORKS* et nous avons placé de nombreux points de mesure sur l'hémisphère, dans le plan de symétrie vertical. L'objectif était d'obtenir des valeurs de pression ponctuelles lors de la simulation fluide.

Les simulations ont été réalisées pour une vitesse d'écoulement de 150 km/h selon la direction \vec{x} en conditions atmosphériques standard au niveau de la mer Fig. 4.1.

Les résultats des pressions évaluées aux points montrés Fig. 4.2 ont ensuite été reportés dans un tableur *Excel* et le coefficient C_p a été calculé pour chaque point afin de tracer la courbe donnant C_p en fonction de l'angle d'incidence noté α .

On définit le coefficient de pression C_p comme suit :

$$C_p(\alpha) = \frac{P(\alpha) - P_0}{P(\alpha = 0) - P_0} \quad (4.1)$$

On va ainsi vérifier que $C_p(\alpha)$ est bien de la forme $C_p(\alpha) = 1 - C \cdot \sin^2 \alpha$, et trouver une première valeur de C , sachant que la Théorie 1 (3.1) nous donne $C = 4$, et la Théorie 2 (3.2) nous donne $C = \frac{9}{4} = 2.25$. On remarque tout d'abord sur les Fig. 4.3, Fig. 4.4 et Fig. 4.5, que la forme de la fonction semble être la bonne. Elle coïncide avec la relation théorique trouvée précédemment (3.4). On remarque ensuite que la modélisation est beaucoup plus précise si on l'interpole entre 0 et 50° plutôt qu'entre 0 et 70°, et que sur la Fig. 4.5, les points au-delà de 50° s'éloignent très nettement de la modélisation.

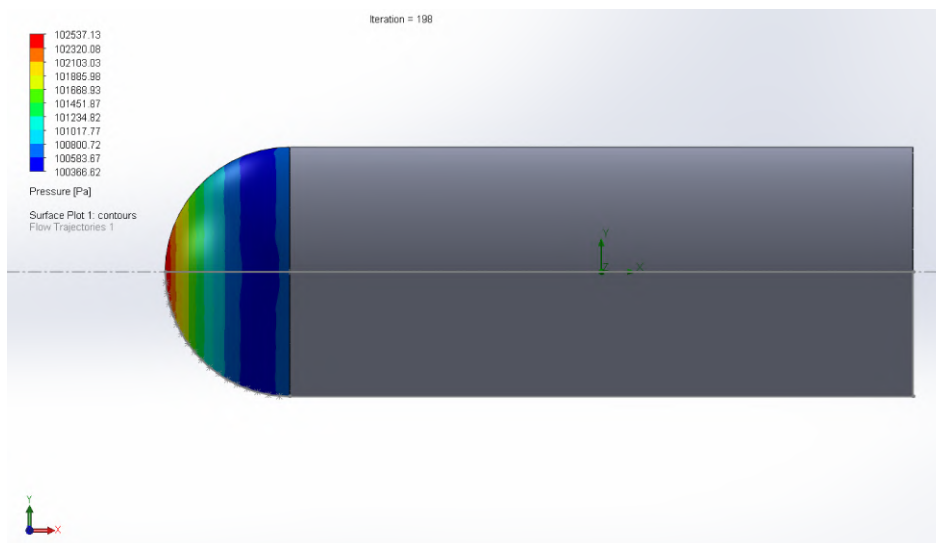


FIGURE 4.1 – Simulation de la répartition de la pression sur l'hémisphère

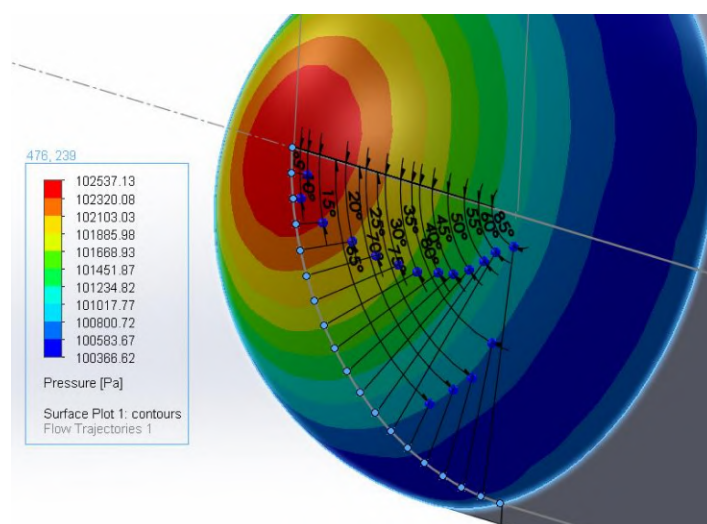


FIGURE 4.2 – Position des points de mesure de pression en simulation

Ces observations illustrent parfaitement les limites de notre approximation comme quoi l'écoulement peut être considéré comme irrotationnel seulement en dessous de 50 à 60°. On peut ainsi, au vu des résultats, considérer légitimement que cette approximation est valable pour des angles inférieurs à 50°.

Nous avons trouvé dans cette configuration, sur une sonde hémisphéro-cylindrique, une première valeur de $C = 2.05$, conformément aux résultats de la modélisation. Cette valeur paraît cohérente au vu des valeurs théoriques se rapprochant de la Théorie 2 (3.2). En effet cette dernière concernait une sphère lisse tandis que nous avons une forme hémisphéro-cylindrique (hémisphère suivie d'un cylindre), qui peut légèrement modifier le champ des vitesses et donc la valeur de C . Cette valeur est issue d'une première modélisation et nous

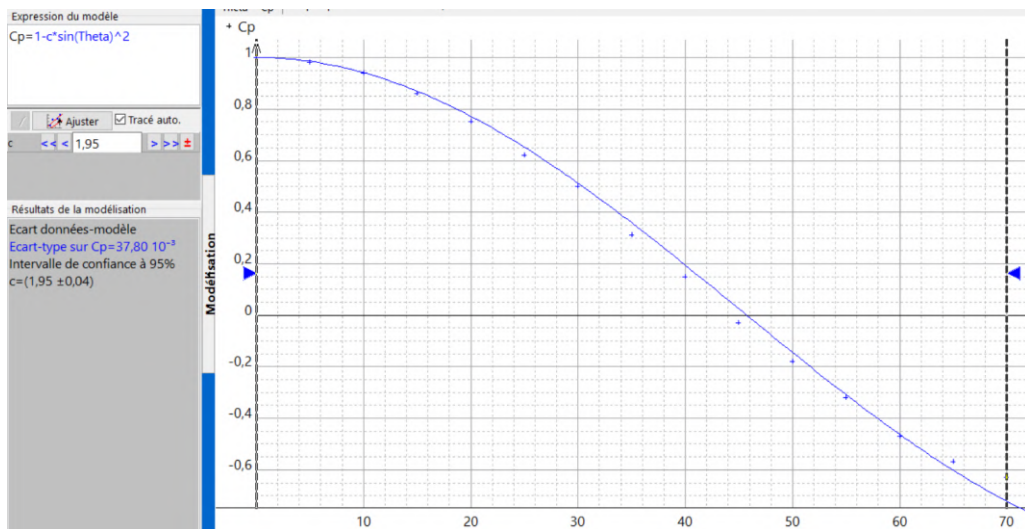


FIGURE 4.3 – Modélisation de 0 à 70° avec une courbe d'interpolation théorique

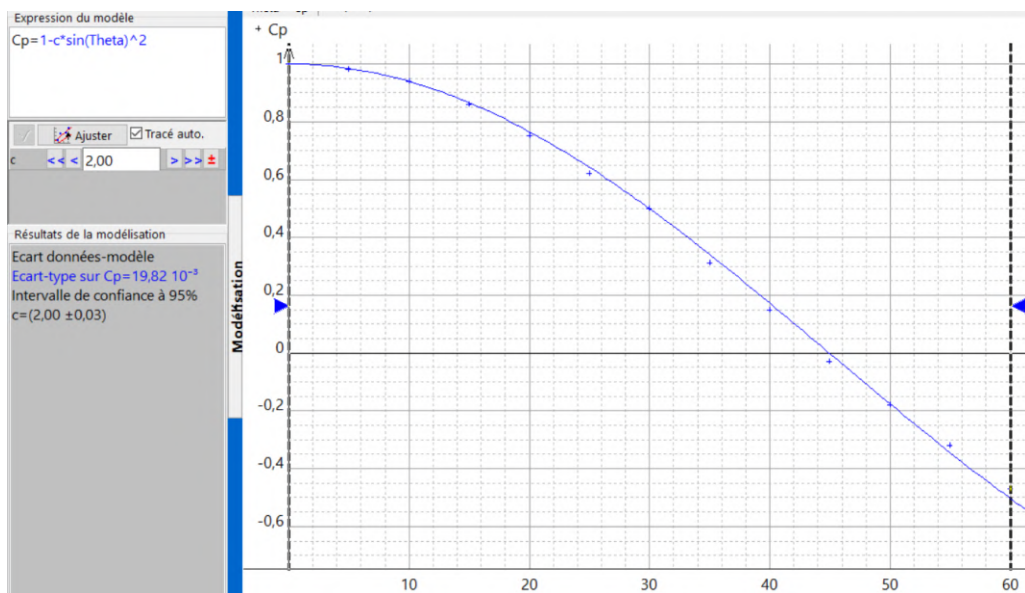


FIGURE 4.4 – Modélisation de 0 à 60° avec une courbe d'interpolation théorique

devrons effectuer d'autres modélisations/expériences afin de confirmer cette valeur.

L'objectif de cette modélisation était surtout de confirmer la forme générale de la fonction, ce qui est validé.

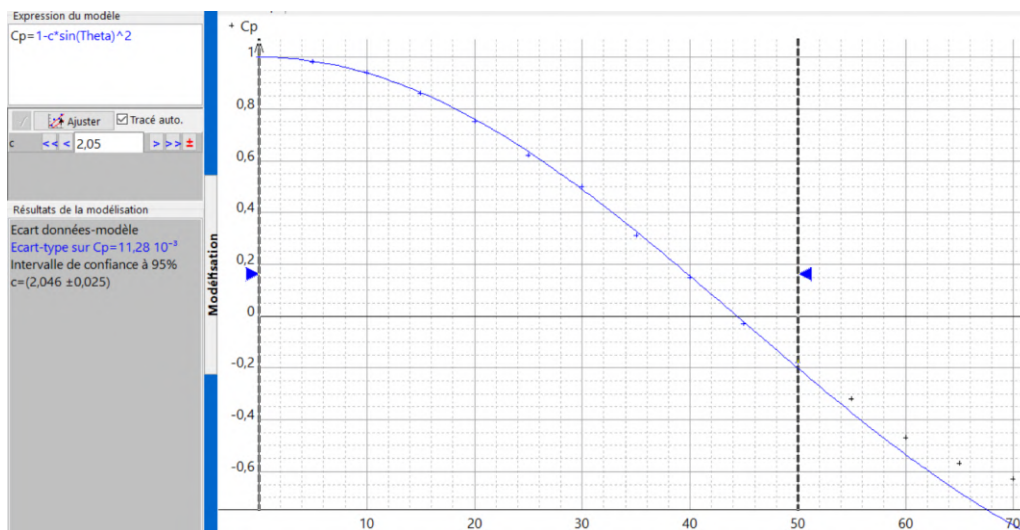


FIGURE 4.5 – Modélisation de 0 à 50° avec une courbe d'interpolation théorique

4.2 Modèle de simplification

Afin de supprimer l'influence de certains paramètres dans les expériences et les modélisations, nous avons voulu simplifier le modèle de sonde que nous avons imaginé initialement. Nous avons donc imaginé une sonde dont la surface frontale serait hémicylindrique et dont la forme prismatique à l'arrière de cette surface frontale serait une extrusion de la face plane de l'hémi-cylindre.

Modélisation 2 : Détermination précise du coefficient de corrélation C

Nous souhaitons à présent trouver une valeur plus précise pour C , paramètre déterminant afin de pouvoir acheter des capteurs adaptés pour notre seconde expérience (Voir 5.2). Nous avons pour cela choisi d'effectuer une modélisation 2D de notre sonde Fig. 4.6, et de l'analyser sur le logiciel *ANSYS Fluent*. Ce logiciel nous a été conseillé par un professeur de Mécanique de Fluides pour sa précision et ses modèles de turbulence complets.

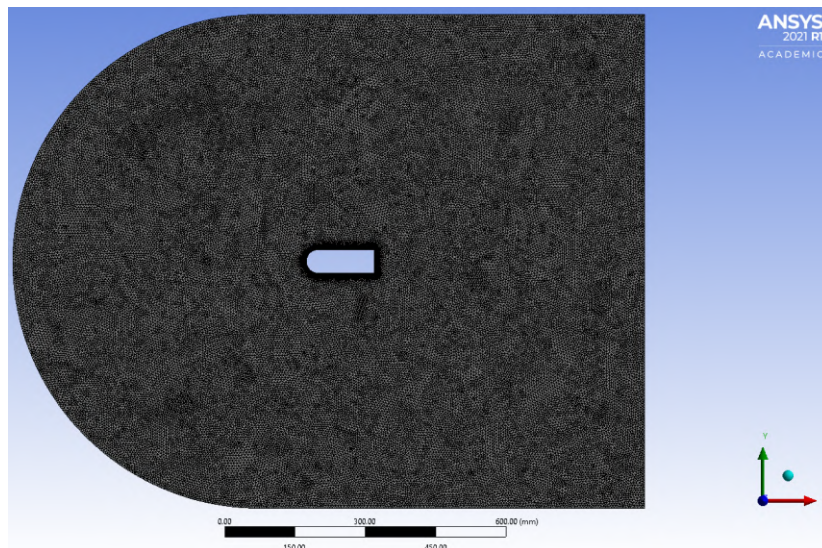


FIGURE 4.6 – Design de la sonde simplifiée en 2D au sein d'une surface d'écoulement fluide

Cette modélisation est effectuée en 2D Planaire sur *ANSYS Fluent*. C'est-à-dire que le logiciel considère que la section représentée est la même que toutes les sections de notre pièce 3D selon l'axe \vec{z} . Cette modélisation est donc valable pour le modèle simplifié de sonde hémicylindrique.

Le maillage réalisé ici a deux caractéristiques principales : il doit premièrement être assez fin sur l'ensemble de la surface d'écoulement pour que le modèle ressemble à un écoulement fluide continu, mais il doit aussi être très précis et donc encore plus fin à la surface de la sonde. En effet, pour que le modèle de turbulence soit proche de la réalité au niveau des parois, il est nécessaire que la couche limite soit suffisamment bien discrétisée par le maillage. D'autre part, nous avons ici choisi une vitesse d'écoulement plus faible que lors de la modélisation 1 (voir 4.1) : 120 km/h, car c'est une vitesse que l'on rencontre pour des angles

d'incidence importants, à laquelle la sonde sera utile.

On peut ainsi observer le résultat de cette modélisation Fig. 4.7 :

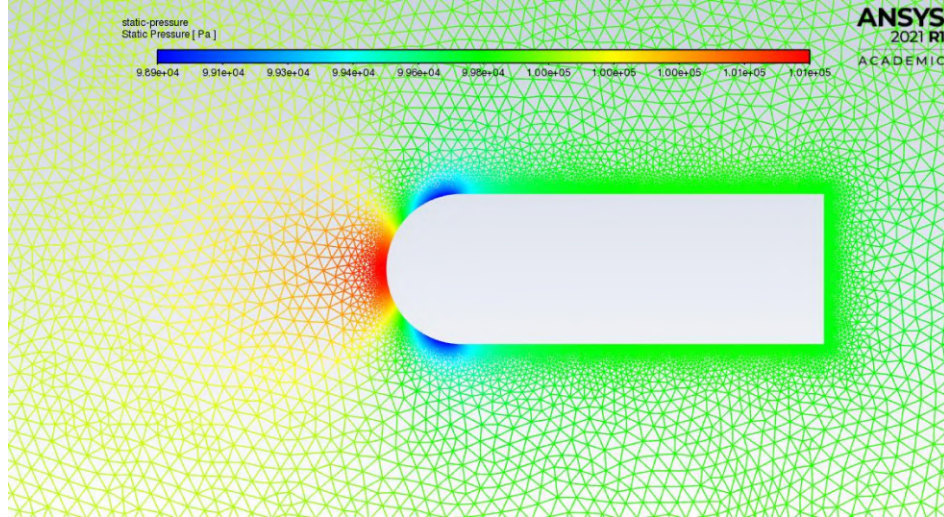


FIGURE 4.7 – Résultat de la simulation illustrant le champ de pression autour de la sonde

En exportant les données de pression statique à la surface de la sonde sur l'arc de cercle supérieur (c'est exactement le même sur la partie inférieure par symétrie de forme), on obtient les données suivantes.

X [mm]	α [°]	P [Pa]	Cp [-]
0.000 m	0.00°	100 700 Pa	1.000
0.001 m	0.57°	100 700 Pa	1.000
0.005 m	1.15°	100 700 Pa	1.000
0.011 m	1.72°	100 699 Pa	0.999
0.020 m	2.30°	100 698 Pa	0.997
0.031 m	2.87°	100 695 Pa	0.993
0.045 m	3.44°	100 692 Pa	0.989
0.061 m	4.02°	100 689 Pa	0.984
0.080 m	4.59°	100 685 Pa	0.979
0.102 m	5.17°	100 681 Pa	0.973
0.126 m	5.75°	100 676 Pa	0.966
0.153 m	6.33°	100 671 Pa	0.959
0.182 m	6.92°	100 665 Pa	0.950
0.214 m	7.50°	100 658 Pa	0.940
0.248 m	8.08°	100 652 Pa	0.931
0.285 m	8.65°	100 646 Pa	0.923
0.324 m	9.23°	100 638 Pa	0.911
0.365 m	9.80°	100 628 Pa	0.897
0.409 m	10.38°	100 619 Pa	0.884
0.455 m	10.95°	100 610 Pa	0.871
0.504 m	11.53°	100 602 Pa	0.860
0.556 m	12.11°	100 593 Pa	0.847
0.610 m	12.68°	100 582 Pa	0.831

FIGURE 4.8 – Tableau de résultat de la modélisation fluide avec *ANSYS Fluent*

On observe sur ce tableau de données en première colonne l'abscisse du point où a été mesurée la valeur de pression statique P . En deuxième colonne, nous avons retrouvé l'angle α correspondant à la position du point de mesure de $P(\alpha)$. La troisième colonne contient la valeur de pression P . Dans la dernière colonne, nous avons calculé le coefficient de pression de la même manière que lors de la première modélisation :

$$C_p(\alpha) = \frac{P(\alpha) - P_0}{P(\alpha = 0) - P_0} \quad (4.2)$$

Nous pouvons ensuite tracer la courbe représentant le coefficient de pression C_p en fonction de l'angle d'incidence α sur la Fig. 4.9.

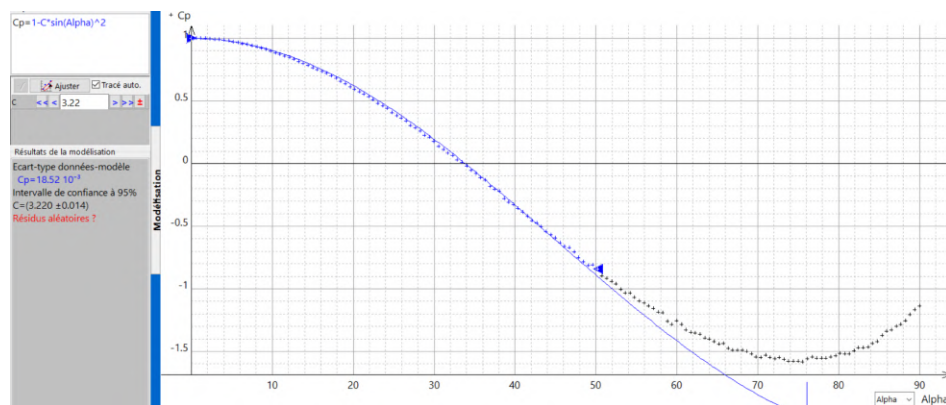


FIGURE 4.9 – Courbe représentant $C_p = f(\alpha)$ pour le modèle de simplification

Nous réduisons l'interpolation de notre modèle à l'intervalle angulaire $\alpha \in [0, 50^\circ]$ car en dehors de cette plage, l'hypothèse comme quoi l'écoulement du fluide est irrotationnel n'est plus vérifiée.

Nous cherchons ici encore à déterminer le coefficient C , et il s'avère que celui-ci vaut $C = 3.22$. Nous pouvons affirmer que la modélisation effectuée suit le bon modèle comme quoi le coefficient de pression s'écrit : $C_p = 1 - C \cdot \sin^2 \alpha$.

Modélisation 3 : Confirmation de la valeur de C

Nous avons enfin effectué une troisième modélisation, de nouveau sur *SOLIDWORKS*, afin de confronter les résultats à ceux d'*ANSYS Fluent*, en utilisant la géométrie du 1^{er} prototype, c'est-à-dire une forme hémicylindrique (voir 5.2).

La sonde modélisée pour le prototype 1, Fig. 4.10, est assez large pour éviter les effets de bord. L'objectif de cette simulation est de reproduire une simulation 2D de la modélisation 2 (4.2) mais *SOLIDWORKS* ne propose pas cette option.

Les résultats de cette modélisation sont observables en Fig. 4.11, et sont traités de la même manière que pour la modélisation 2 (4.2).

Nous obtenons une valeur de C plus faible que la modélisation 2 (4.2). Cela peut s'expliquer par le fait que les géométries ne sont pas modélisées strictement de la même manière. Lors de

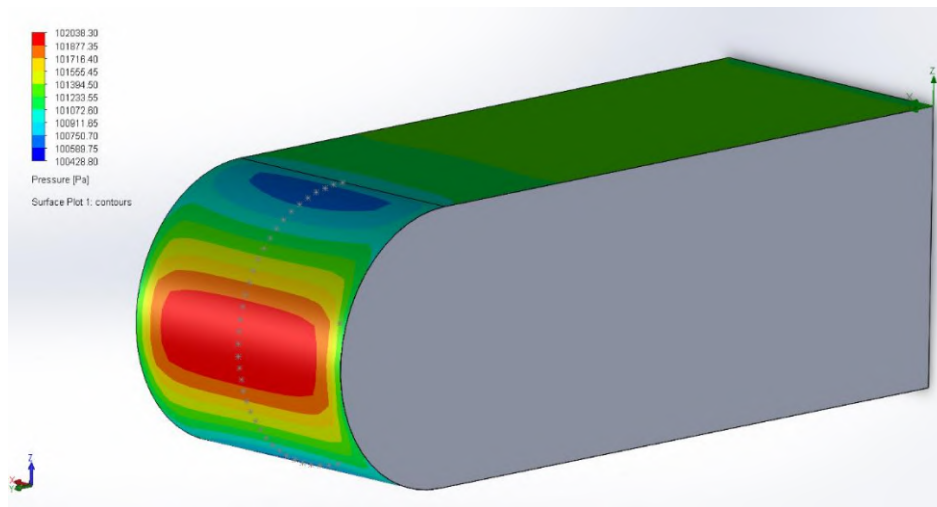
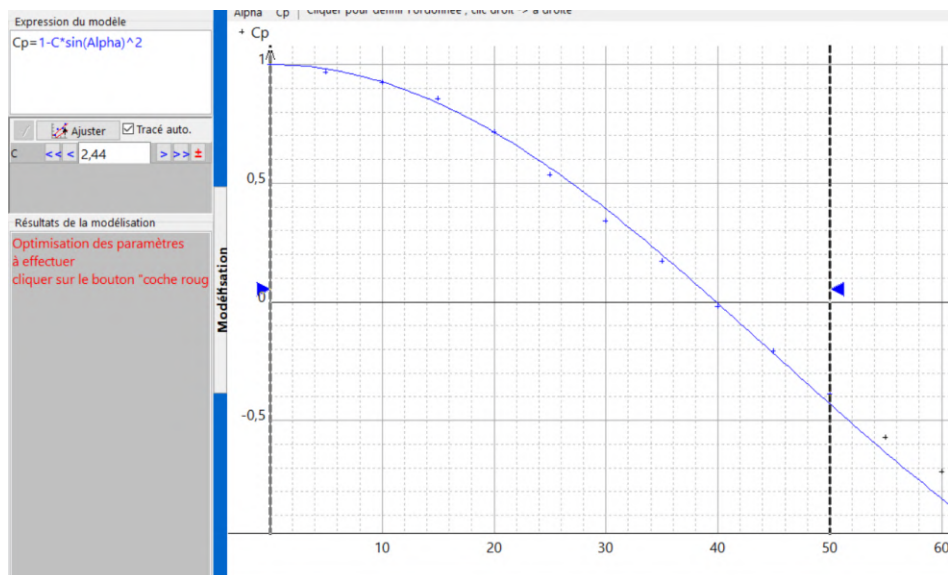


FIGURE 4.10 – Représentation du champ de pression à la surface de la sonde

FIGURE 4.11 – Courbe représentant $C_p = f(\alpha)$ avec la modélisation *SOLIDWORKS*

cette modélisation par le logiciel *SOLIDWORKS*, nous obtenons ainsi $C = 2.44$.

4.3 Retour au modèle initial

Modélisation 4 : Détermination précise du coefficient C

Modélisation reportée

4.4 Conclusion sur les modélisations

Suite aux multiples modèles réalisés, on déduit que le modèle de coefficient de pression n'est pas valable sur la totalité de la surface avant de notre sonde. Ainsi, ceci nous aide à confirmer le placement des prises de pression.

On placera ainsi nos prises de pression à $\gamma = 25^\circ$ par rapport au plan de symétrie horizontal car, l'angle d'incidence pouvant atteindre 18 à 20°, même lorsque l'AOA sera maximal, les prises de pressions d'incidence resteront à un angle inférieur à 50° par rapport à la direction du vent relatif. On fixe alors :

$$\gamma = 25^\circ$$

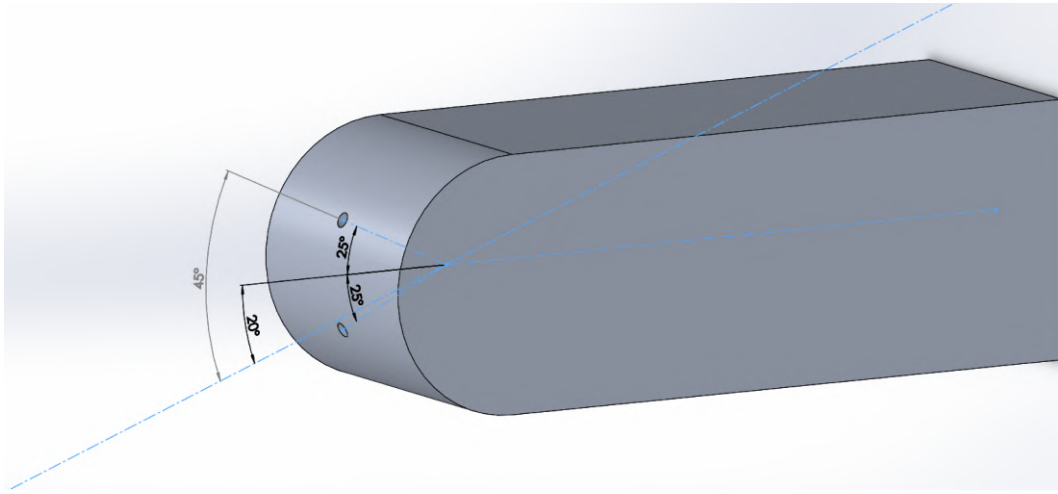


FIGURE 4.12 – Illustration du placement des prises de pression d'incidence

On remarque que l'angle formé entre la direction du vent relatif à un angle d'incidence maximal et l'angle de la prise de pression d'incidence supérieure est au maximum de 45°. Or on a validé nos hypothèses de non-décollement inertiel de la couche limite du fluide en dessous de 50°. Ainsi, le placement des prises de pression d'incidence à $\pm 25^\circ$ est validé.

Chapitre 5

Expériences

5.1 Expérience 1 : Vérification du bon comportement de la sonde

Introduction

Le premier prototype que nous avons réalisé est de forme hémicylindrique et non hémisphérique afin de traiter un problème en 2 dimensions et non 3 comme cela aurait été le cas avec un hémisphère.

Sur la Fig. 5.1, on remarque les trous situés à 30 degrés¹ au-dessus de l'horizontale. Ces trous constituent les prises de pression d'incidence supérieures. La série de prises de pression d'incidence inférieure assure la symétrie de la sonde vis-à-vis du plan horizontal. Ainsi, lorsque la sonde est à l'horizontale, la différence de pression au niveau des prises hautes et basses est nulle.

Dès que la sonde s'inclinera (lors du tangage de l'aéronef), les prises ne seront plus situées symétriquement de part et d'autre du plan horizontal et une différence de pression se fera ressentir entre les prises du haut et celles du bas de la sonde. La mesure de cette différence de pression nous permettra de calculer l'angle d'incidence de l'aéronef.

Sur la Fig. 5.2, on peut observer le système de mesure de différence de pression. Celui-ci s'effectue grâce à un tube de mesure *en U* partiellement rempli d'eau.

Le dispositif de mesure différentielle de pression qui sera utilisé lors de cette première expérience est un tube *en U* partiellement rempli d'eau et gradué (Fig. 5.3). Une extrémité du tube est reliée aux prises de pression d'incidence hautes et l'autre aux basses. De ce fait, lors de l'inclinaison de la sonde, une différence de pression se fera sentir entre les prises de la chambre supérieure et inférieure de la sonde. Les pressions s'exerçant sur les deux surfaces d'eau dans le tube seront alors différentes et nous observerons un déplacement du liquide (Fig. 5.3). Nous mesurerons ce déplacement grâce aux graduations sur la plaque cartonnée.

1. On augmente ici la valeur à $\gamma = 30^\circ$ afin d'accentuer la différence de pression ΔP mesurée lors de l'expérience, pour diminuer l'imprécision de la méthode de mesure. En conséquence, nous n'irons pas jusqu'à



FIGURE 5.1 – Vue détaillée du premier prototype



FIGURE 5.2 – Vue d'ensemble du prototype et son dispositif de mesure

A partir de la mesure de Δh , on est capable d'en déduire la différence de pression $\Delta(P_1, P_2) = \Delta P$ tel que :

$$\Delta P = f(\Delta h) = \rho_{eau} \cdot g \cdot \Delta h$$

Cette première expérience volontairement approximative car très peu coûteuse nous permettra d'avoir une bonne idée du fonctionnement de notre concept, qui n'a pour l'instant été validé qu'analytiquement et par simulation. Par la suite, nous effectuerons des expériences plus précises et rigoureuses à l'aide de l'usinage de la sonde dans un matériau métallique ou plastique, et de véritables capteurs de pression précis.

atteindre des AOA telles que $\alpha = 20^\circ$.

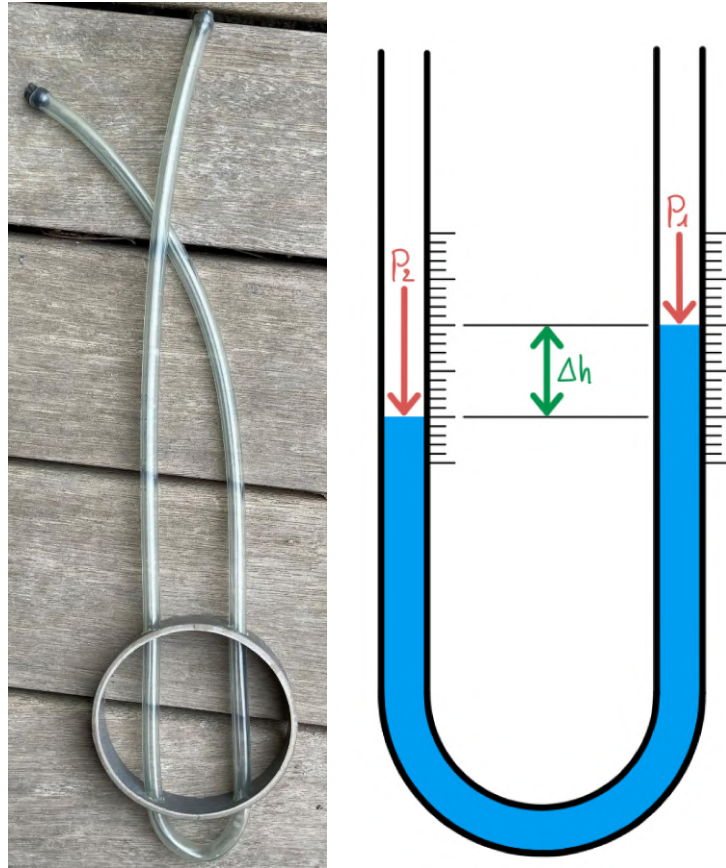


FIGURE 5.3 – Photographie du système de mesure de différence de pression et sa schématisation

Description de l'expérience

Le système permettant de créer le flux d'air est un souffleur de feuilles (en rouge sur les photos). Ce dernier nous permet d'atteindre des vitesses d'écoulement acceptables pour notre expérience. En revanche, le flux en sortie du souffleur est tourbillonnant, ce qui représente une source d'erreur potentielle.

Le dispositif expérimental est celui montré en Fig. 5.4 :

Le déroulement de l'expérience est le suivant :

- Positionner l'anémomètre à une distance d de la sortie d'air du souffleur de sorte que la vitesse indiquée à cet endroit avoisine les 130 km/h.
- Positionner la sonde (en bleu sur la Fig. 5.4) à la distance d mesurée précédemment.
- Démarrer le souffleur (en rouge sur la Fig. 5.4).
- Calibrer la position de la sonde à une incidence nulle par rapport à la direction du flux. On doit lire $\Delta h = 0$ sur le tube *en U* (en vert sur la Fig. 5.4).
- Faire varier l'incidence de la sonde de 0 à 18° en relevant les valeurs de Δh à des valeurs d'incidence particulières.

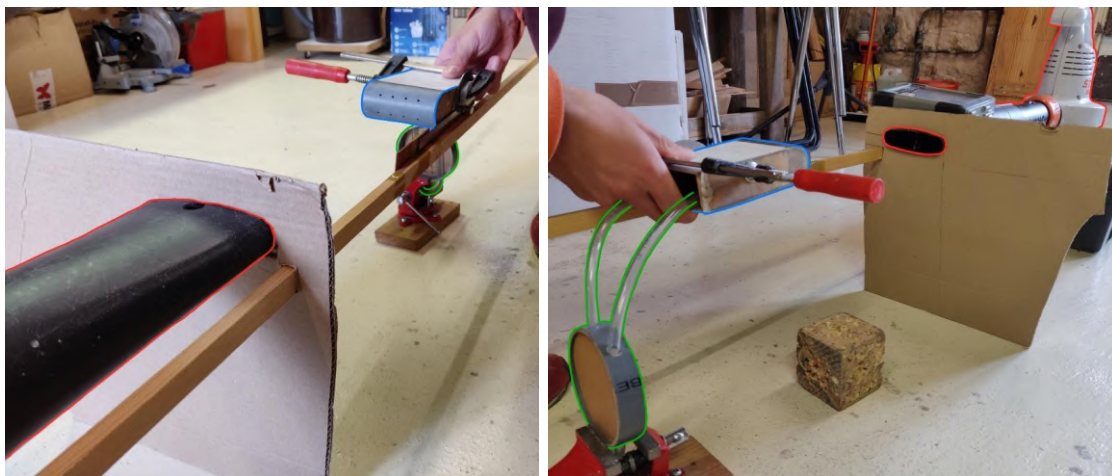


FIGURE 5.4 – Dispositif expérimental de la première expérience

Résultats

Nous avons tout d'abord relevé une vitesse d'écoulement de l'air à la distance d de la sortie du souffleur d'environ 125 km/h à l'aide d'un anémomètre d'ULM, mais avons estimé l'erreur sur cette mesure à ± 8 km/h.

Nous avons reporté sur un graphe, donnant Δh en fonction de l'angle d'incidence α , les différentes valeurs obtenues lors de l'expérience. Nous avons aussi représenté la courbe théorique (Eq. 5.1) donnant ce résultat ainsi que l'incertitude portant sur la mesure de la vitesse du flux d'air U .

Enfin, ont été représentées les incertitudes sur la mesure de Δh lors de l'expérience par des barres d'erreur.

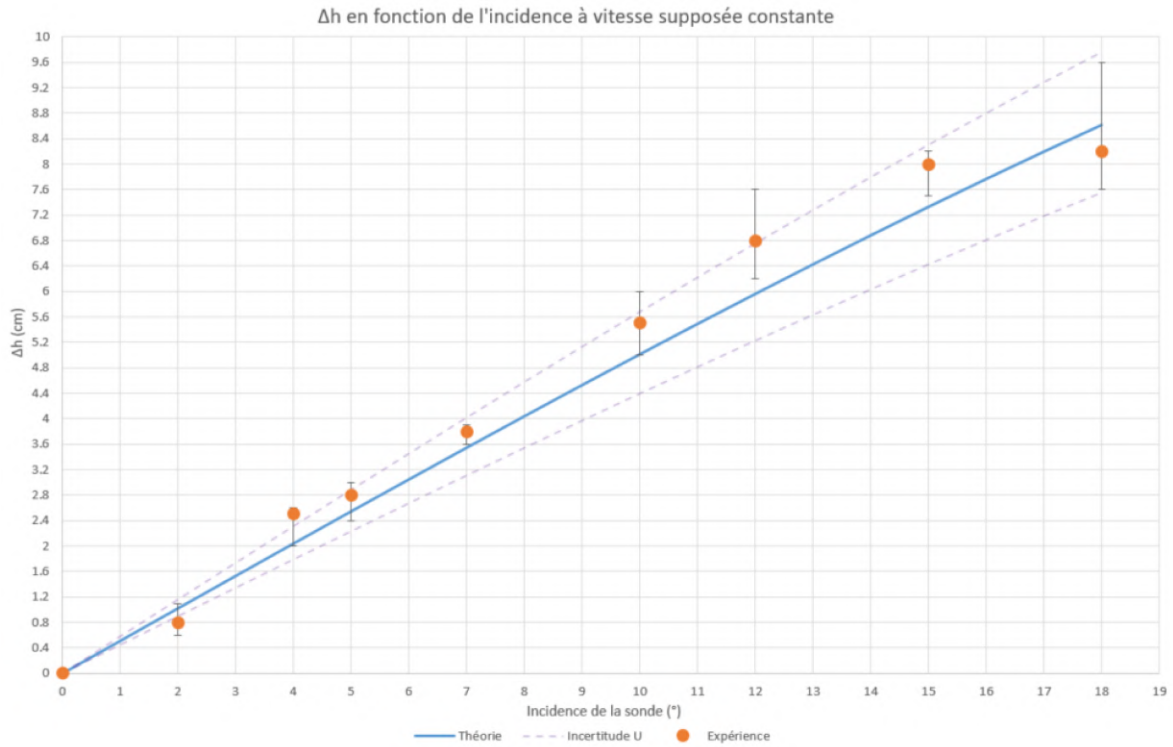
Expression théorique de Δh en fonction de l'incidence α :

$$\Delta h = \frac{C \cdot \rho_{air} \cdot U^2 \cdot \sin(2\gamma) \cdot \sin(2\alpha)}{2 \cdot \rho_{eau} \cdot g} \quad (5.1)$$

avec :

- $C = \frac{9}{4}$ (Théorie 2 : 3.2)
- $\rho_{air} = 1.225$ [kg/m³] : Masse volumique de l'air
- $\gamma = 30^\circ$: Angle de calage des prises de pression d'incidence par rapport au plan horizontal
- $U = 125 \pm 8$ [km/h] : Vitesse de l'écoulement loin de l'objet
- α : Angle d'incidence
- $g = 9.81$ [m/s²] : Accélération de la pesanteur

A partir des valeurs de Δh relevées lors de l'expérience Fig. 5.5, nous avons voulu remonter à la différence de pression ΔP qui s'exerçait au niveau des colonnes d'eau. L'objectif était d'une part, de confirmer que les ordres de grandeurs de la théorie coïncidaient avec ceux observés lors de l'expérience, et d'autre part de se donner une idée de la plage de mesure qui serait demandée au capteur de tolérer à postériori.

FIGURE 5.5 – Graphe donnant Δh en fonction de l'incidence à une vitesse de 125 ± 8 km/h

En reliant la différence de pression à la différence de hauteur des colonnes d'eau par l'expression suivante : $\Delta P = \rho_{eau} g \cdot \Delta h$, nous avons pu déterminer que dans le cas de notre expérience, la plage de mesure de la différence de pression est d'environ 850 Pa . Cependant, étant donné le comportement quasi-linéaire de la courbe théorique, on observe que pour un degré d'incidence, la différence de pression induite était de l'ordre de 50 Pa à la vitesse de 125 km/h . Ceci nous informe sur la précision et la plage de mesure qui sera demandée au capteur de pression différentielle.

Sources d'erreurs

- Précision dans la fabrication de la sonde (placement des prises de pression d'incidence, symétrie, étanchéité)
- Précision sur la mesure de l'angle par rapport à la direction du vent relatif
- Précision des graduations sur le tube *en U*
- Tension de surface de l'eau dans le tube *en U* qui rend difficile le déplacement du niveau d'eau
- Précision sur la mesure de la vitesse du vent relatif au niveau de la sonde
- Flux d'air sortant du souffleur non laminaire

Conclusion

Finalement, malgré les multiples sources d'erreurs dont certaines avec un impact jugé important, nous constatons que les résultats de cette première expérience sont probants et nous poussent à continuer et améliorer nos expériences. Il n'est pour l'instant pas possible de dire avec certitude si l'objectif final de ce projet sera abouti, mais cette expérience a prouvé que la direction de nos recherches est la bonne et que nous pouvons tenter d'affiner nos tests.

Ambitions à la suite de cette expérience

- Réaliser une sonde incidencemètre par fabrication additive en PLA ou usinage d'aluminium
- Tenter de se rapprocher petit à petit de la forme finale voulue en usinant une sonde à échelle 1.5 ou 2 par rapport à l'objectif final
- Continuer nos essais sur une sonde de forme hémicylindrique
- Réduire le nombre de prise de pression d'incidence à une prise haute et une prise basse
- Mesurer la différence de pression entre la prise haute et la prise basse par un capteur de pression différentiel non professionnel (à bas coût)

5.2 Expérience 2 : Second prototype

Introduction

La 1^{ère} expérience ayant été concluante, nous avons décidé d’usiner notre deuxième prototype. Celui-ci sera de forme hémicylindrique – parallélépipède rectangle, légèrement différente de la sonde finale. Nous avons fait ce choix afin d’étudier un problème « 2D » et de faciliter les modélisations, les expériences et l’usinage dans un premier temps.

Forme générale de la sonde

Le second prototype reprendra le design général de la sonde hémicylindrique précédente. Certaines modélisations d'écoulement fluide ont été réalisées, et nous connaissons le comportement nominal de ce modèle. Ainsi, nous savons à quoi nous attendre quant aux résultats de cette seconde expérience.

Le dessin technique de la sonde que nous avons usinée en aluminium afin de réaliser la seconde expérience est présenté en Fig. 5.6

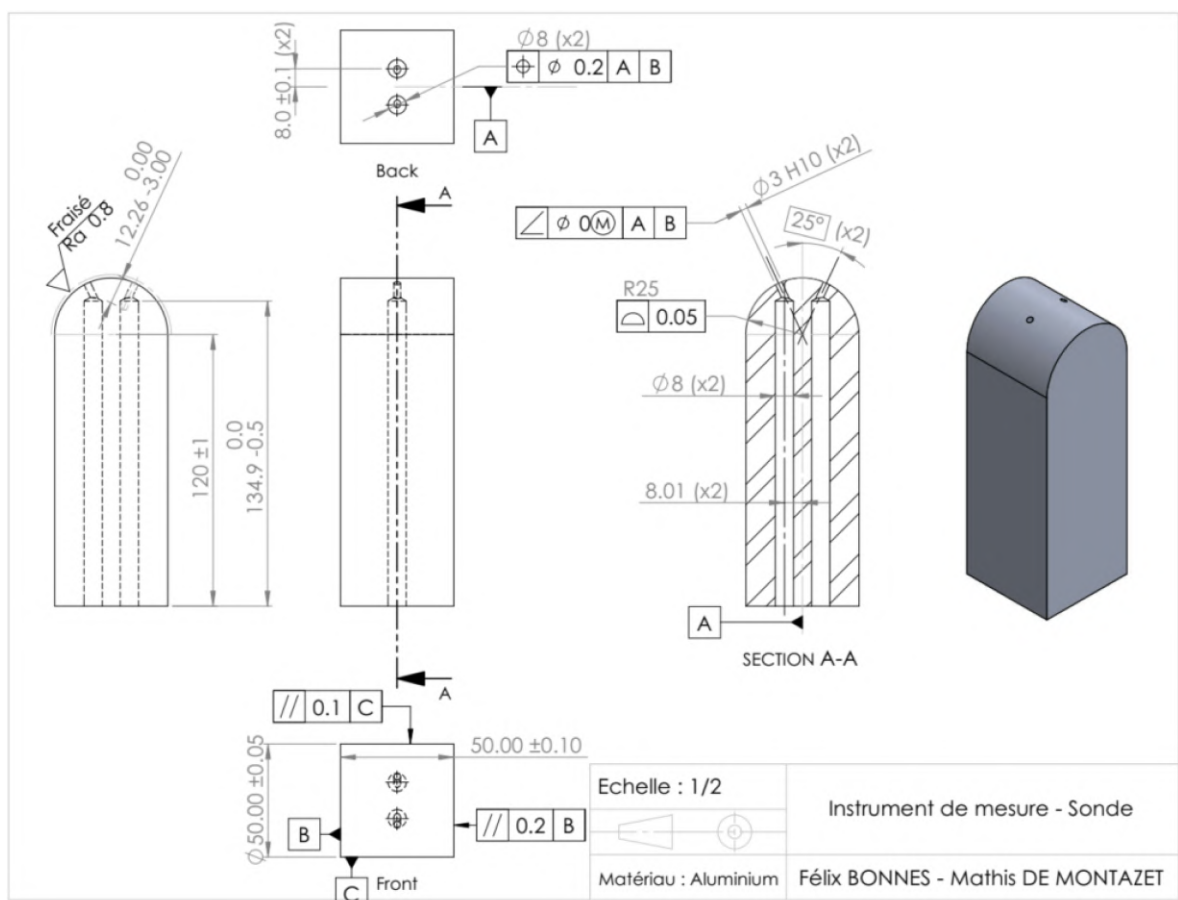


FIGURE 5.6 – Dessin technique du second prototype

Objectifs

- Valider le modèle théorique (défini à une constante près) de manière plus précise que lors de l'expérience 1 (voir 5.1).
- Déterminer la constante C qui apparaît dans le modèle théorique.

Déroulé des expériences

Nous avons effectué notre expérience en soufflerie à l'ENAC. Nous avons conçu un support afin de maintenir notre sonde dans la veine d'essai et de sorte que l'angle d'attaque soit facilement réglable et ce, de manière précise (Fig. 5.7).

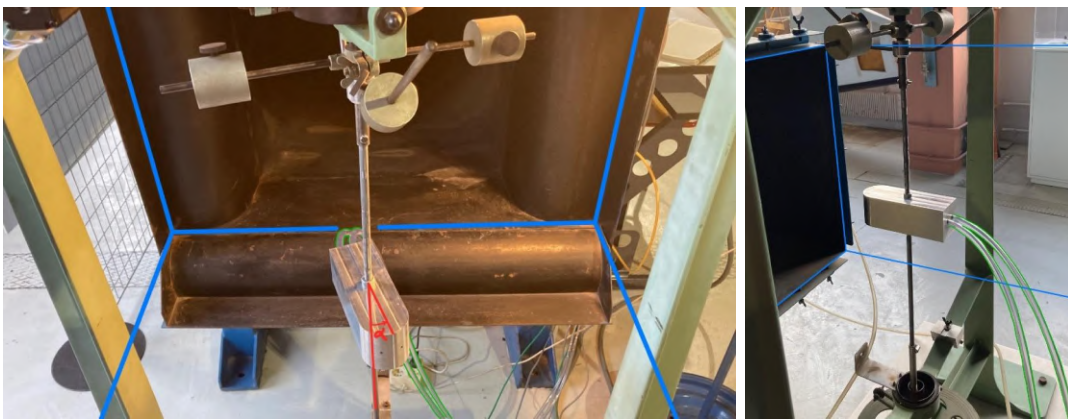


FIGURE 5.7 – Dispositif expérimental de la seconde expérience

Les valeurs de pression ont été mesurées à l'aide d'un capteur différentiel SENSATA P992, relié à un CAN² puis un affichage sur PC. La précision théorique de cet ensemble sur la mesure de pression est de $\delta(\Delta P) = \pm 6.5 \text{ Pa}$, ce qui est suffisant selon notre modèle théorique.

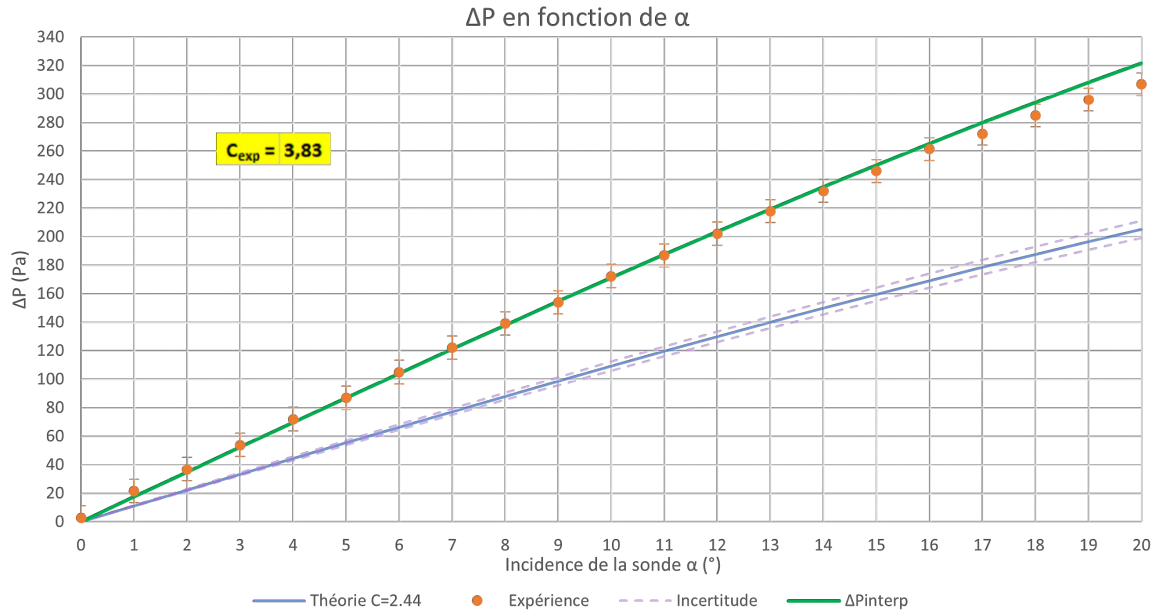
Nous avons préparé un classeur *Excel* afin de rassembler nos résultats et de placer nos points sur un graphique dans le but d'effectuer une interpolation dont le paramètre est notre constante C , et dont la forme de la fonction est celle déterminée théoriquement (Eq. (*)). Nous avons effectué 4 séries de test avec des vitesses d'écoulement différentes. Ces vitesses ont été choisies afin de retrouver un nombre de Reynolds équivalent à celui qui sera rencontré en vol, car la sonde est usinée à l'échelle 2 pour cette expérience.

Un exemple de graphe obtenu est représenté en Fig. 5.8.

Interprétation de l'expérience

Sur la Fig. 5.8, on remarque tout d'abord que la courbe verte d'interpolation passe par tous les premiers points relevés lors de l'expérience, ou du moins entre les barres d'erreurs, ce qui est extrêmement concluant. L'interpolation devient moins bonne pour des incidences supérieures à $\alpha = 17^\circ$. Cela est cohérent au vu de l'hypothèse majeure qui régit notre modèle théorique

2. Capteur Analogique Numérique

FIGURE 5.8 – Graphe de résultats de la seconde expérience à $U = 16,7 \text{ m/s}$

(écoulement incompressible : 2.1), qui devient de moins en moins vraie lorsque l'incidence augmente.

La deuxième observation que nous pouvons effectuer est que la valeur de C que nous pensions obtenir est très éloignée de celle effectivement obtenue. Elle n'est cependant pas aberrante car les 2 théories étudiées donnent $C = 2.25$ ou $C = 4$. Ici nous obtenons $C = 3.83$.

Nous allons à présent étudier les enseignements par comparaison entre 2 séries d'expérience. À $U = 9.7 \text{ m/s}$, nous avons $C = 4.79$. Ainsi C semble n'être non pas une constante mais dépendre de la vitesse d'écoulement. Cette piste va être poursuivie attentivement par la suite.

Conclusion

Les enseignements tirés de cette 2e expérience sont rassemblés ci-dessous :

- Le modèle théorique est validé de manière plus rigoureuse que lors de la 1e expérience.
- C n'est pas une constante mais une variable qui varie en fonction de la vitesse d'écoulement, et en moindre mesure de l'incidence.

Ambitions à la suite de cette expérience

Nous devons à présent usiner un prototype de forme finale : hémisphérique + cylindre. Ensuite, nous devons effectuer de nouvelles expériences en soufflerie afin de déterminer une table de valeurs de C fiable en fonction de la vitesse et de l'incidence. Cette table pourrait constituer une manière empirique de calculer l'angle d'incidence α en fonction notamment de C .

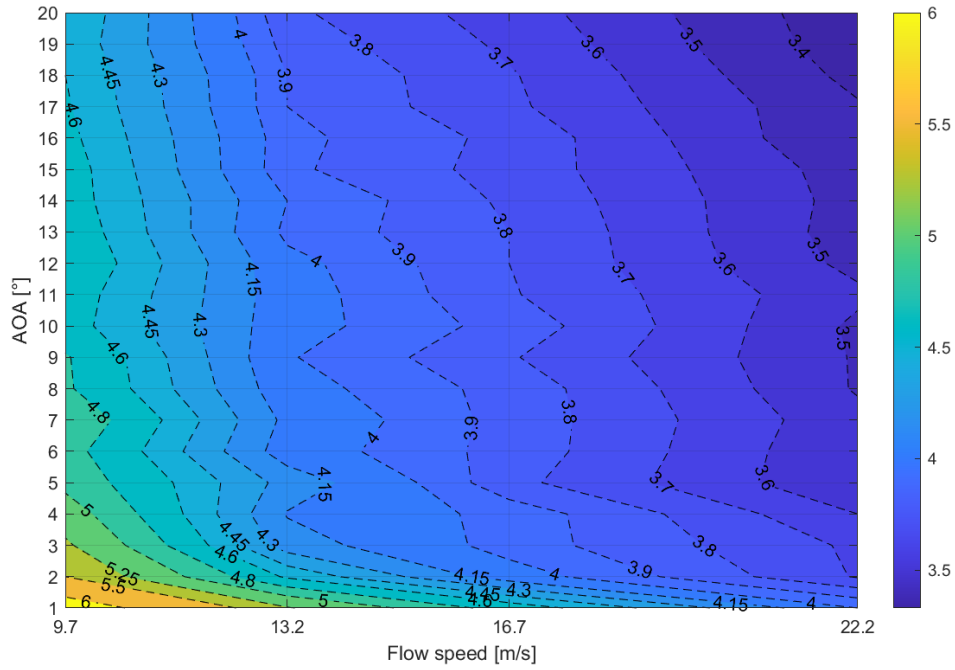


FIGURE 5.9 – Évolution de la valeur de C calculée à l'issue de l'expérience 2

De cette table nous essaierons d'interpoler une fonction de 2 variables ($C = f(U, \alpha)$), et si cela n'est pas réalisable nous utiliserons cette table lors du traitement numérique du signal afin de fournir une incidence la plus précise possible.

Chapitre 6

Caractérisation des capteurs de pression différentielle

L'objectif de cette partie est de caractériser les deux capteurs de pression différentielle qui seront utilisés pour déterminer l'incidence α . Ces 2 capteurs mesureront respectivement la différence de pression entre les prises de pression d'incidence haute et basse : ΔP , ainsi que la pression dynamique P_d , grandeurs toutes deux présentes dans l'expression de α eq. (*).

La caractérisation des deux capteurs consiste à trouver leur plage de mesure ainsi que leur précision respective. Cette étape est nécessaire pour trouver les bons capteurs à acheter. La détermination de la précision et de l'intervalle de mesure du capteur repose sur l'estimation de plusieurs valeurs. Nous avons choisi ces valeurs de façon à maximiser la précision et maximiser la longueur de l'intervalle de mesure de façon à comprendre toutes les possibilités et cas de vol dans notre étude.

6.1 Capteur de pression différentielle de mesure d'incidence

Détermination de la précision

Afin de déterminer la précision du capteur, nous avons voulu trouver la différence de pression minimale ressentie par le capteur différentiel pour passer d'une incidence α_0 à une incidence $\alpha_1 = \alpha_0 + \delta\alpha$. Ici, $\delta\alpha$ vaut 1° car, la précision sur l'incidence que nous devons respecter selon le cahier des charges est d'un degré.

Nous avons alors commencé par tracer sur *Excel*, un tableau à double entrée avec, en abscisse la vitesse U en [km/h], et en ordonnée l'incidence α en $[\circ]$. Ce tableau Fig. 6.1 donne la différence de pression ΔP telle que :

$$\Delta P = f(\alpha, U) = \frac{1}{2} \cdot C \cdot \rho_{air} \cdot U^2 \cdot \sin(2\gamma) \cdot \sin(2\alpha) \quad (6.1)$$

Cependant, ΔP n'étant pas uniquement fonction de l'incidence et de la vitesse d'écoulement, nous avons posé des valeurs arbitraires pour les valeurs dépendant des conditions de

FIGURE 6.1 – Différence de pression ΔP en fonction de l'incidence α et de la vitesse d'écoulement U

La Fig. 6.1 donnant la valeur de ΔP pour α et U donnés, nous avons ensuite créé un tableau donnant le pas de différence de pression mesurée pour deux incidences successives (précision d'incidence unitaire). Ce tableau Fig. 6.2 nous donne ainsi la précision nécessaire demandée au capteur pour détecter un changement d'incidence d'un degré pour chaque vitesse.

FIGURE 6.2 – Pas de différence de pression pour $\delta\alpha = 1^\circ$ en fonction de l'incidence α et de la vitesse U

Rappelons dans un premier temps que ce capteur a pour objectif de donner l'incidence de l'aéronef à tout instant lors du vol, mais doit surtout être utile à la connaissance de l'AOA à l'approche de la vitesse de décrochage U_{stall} . En effet, lorsque la vitesse de l'avion est inférieure à la vitesse de décrochage, celui-ci ne porte plus : c'est le décrochage. Nous devons

alors déterminer cette vitesse de décrochage qui nous indiquera la vitesse minimale à laquelle notre sonde incidencemètre devra mesurer l'incidence. Pour calculer la vitesse de décrochage U_{stall} , on se sert des expressions de la portance F_z et du facteur de charge N_s que l'on utilise pour obtenir :

$$F_z = \frac{1}{2} \cdot \rho_{air} \cdot U^2 \cdot S \cdot C_z = N_s \cdot m_{avion+payload} \cdot g$$

$$\Leftrightarrow N_s = \frac{\rho_{air} \cdot U^2 \cdot S \cdot C_z}{2 \cdot m_{avion+payload} \cdot g}$$

avec :

F_z : Portance verticale

ρ_{air} : Masse volumique de l'air

U : Vitesse relative

S : Surface ailaire

C_z : Coefficient de portance

N_s : Facteur de charge

$m_{avion+payload}$: Masse de l'aéronef et sa charge utile

L'instant du décrochage apparaît lorsque le facteur de charge devient inférieur strictement à 1. C'est-à-dire qu'au décrochage, on a : $N_s = 0.999...$ Finalement, on obtient la valeur de la vitesse de décrochage U_{stall} avec :

$$U_{stall} = \sqrt{\frac{2 \cdot N_s \cdot m_{avion+payload} \cdot g}{\rho_{air} \cdot S \cdot C_z}} \quad (6.2)$$

Ainsi, pour les caractéristiques d'un aéronef Gaz'aile 2, on calcule : $U_{stall} \approx 81$ km/h. Cette vitesse est cohérente avec la documentation, qui indique 83 km/h. Nous minorons la valeur calculée de 30% afin de s'assurer que le capteur de pression différentielle sera capable de mesurer ΔP à tout instant du vol, notamment lorsque les volets sont sortis, où la portance augmente drastiquement.

Finalement, on obtient la précision demandée au capteur de pression différentielle en trouvant le minimum du pas de différence de pression pour la vitesse minimale de mesure dans le tableau Fig. 6.2.

Détermination de la plage de mesure

Pour trouver la plage de pression sur laquelle le capteur de pression différentiel doit être capable de mesurer ΔP , on doit chercher la valeur maximale de différence de pression entre les prises de pression d'incidence haute et basse de la sonde qu'il est possible d'atteindre en vol. Pour cela, on reprend les tableaux établis précédemment pour l'évaluation de la précision : Fig. 6.1 et Fig. 6.2.

On peut aisément comprendre que toutes les incidences ne sont pas possibles à atteindre à toutes les vitesses de vol. En effet, atteindre une incidence de plus de 8° n'est quasiment pas

possible à une vitesse supérieure à 180 km/h, et l'avion n'est sans doute pas assez résistant pour subir cela. Ce ne sont que des suppositions, mais quantifions tout cela...

Nous avons donc tenté de trouver un moyen de sélectionner les incidences qui seraient possibles à atteindre pour chaque vitesse. C'est alors en calculant l'accélération ressentie par le pilote à bord de l'aéronef pour chaque vitesse et incidence, que nous pourrions déterminer si cette accélération est supportable ou non, que ce soit pour le pilote, ou par rapport à la résistance de la structure de l'avion. Nous pourrions alors éliminer les valeurs d'incidence et de vitesse dont l'accélération résultante est trop grande. Cette accélération est nommée le facteur de charge en aéronautique.

Afin de déterminer le facteur de charge ressenti pour une incidence et une vitesse donnée, nous utiliserons la relation donnant la portance pour un avion :

$$F_z = \frac{1}{2} \cdot \rho_{air} \cdot U^2 \cdot S \cdot C_z$$

avec :

- F_z : Portance verticale
- ρ_{air} : Masse volumique de l'air
- U^2 : Vitesse relative de l'aéronef
- S : Surface alaire
- C_z : Coefficient de portance

La connaissance de la portance verticale F_z nous permet de retrouver le facteur de charge N_s correspondant directement à l'accélération verticale ressentie par le pilote, en supposant l'altitude de l'aéronef fixe. Une telle situation peut se produire en cas de manœuvre brusque du manche, de rafales de vent, de turbulences ou de virage à forte inclinaison. Ainsi, on supposera dans la suite de l'étude que l'altitude de l'aéronef est fixe.

$$N_s = \frac{F_z}{m_{avion+payload} \cdot g}$$

avec :

- N_s : Facteur de charge
- F_z : Portance verticale
- $m_{avion+payload}$: Masse de l'aéronef et sa charge utile
- g : Accélération de la pesanteur

On remarque que le calcul de N_s dépend de F_z et ainsi de C_z et non de l'incidence α . En effet, le coefficient de portance C_z dépend lui-même du profil de l'aile et de son incidence. Étant donné une aile spécifique, on peut relier α à C_z , mais aucune expression mathématique ne les relie. Ainsi, il faut connaître le profil de l'aile de l'avion pour avoir l'évolution de C_z en fonction de α .

Par exemple, on peut observer en Fig. 6.3 l'évolution du coefficient de portance en fonction de l'incidence pour une aile NACA 63 412.

Ainsi, connaissant l'expression de N_s en fonction de la vitesse U , du coefficient de portance C_z et des autres valeurs fixées au départ (ρ_{air} , C_z , S , $m_{avion+payload}$), on peut déterminer les

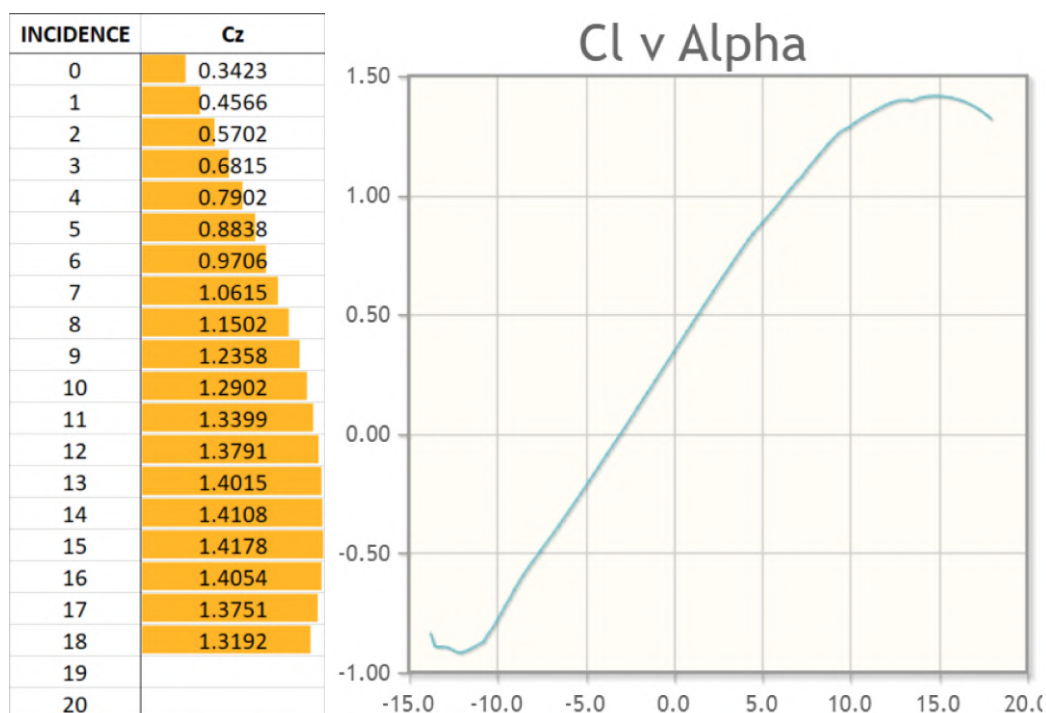


FIGURE 6.3 – Évolution du coefficient de portance en fonction de l'incidence

incidences ne sont pas atteignables à une vitesse donnée. En effet, en déterminant un facteur de charge à ne pas dépasser N_{smax} , on est capable d'éliminer les incidences qui, en étant atteintes à une vitesse donnée, engendreraient un facteur de charge plus élevé que le N_{smax} . On construit alors le tableau à double entrée Fig. 6.4 représentant le facteur de charge N_s en *nombre de G* ressentis en fonction du coefficient de portance C_z et de la vitesse U .

Incidence (°)	α	Vitesse (km/h)																									Nombre de G (s.D)	
		0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180	190	200	210	220	230	240		250
0°	0.35	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1	0.1	0.2	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0	1.2	1.3	1.4	1.6	1.8	1.9	2.1	2.3	
1°	0.47	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1	0.2	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.1	1.2	1.4	1.6	1.7	1.9	2.1	2.3	2.6	2.8	3.0
2°	0.58	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1	0.2	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.9	1.0	1.2	1.4	1.5	1.7	2.0	2.2	2.4	2.7	2.9	3.2	3.5	3.8
3°	0.70	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.9	1.0	1.2	1.4	1.6	1.9	2.1	2.3	2.6	2.9	3.2	3.5	3.8	4.2	4.5
4°	0.81	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.7	0.8	1.0	1.2	1.4	1.6	1.9	2.1	2.4	2.7	3.0	3.4	3.7	4.1	4.4	4.8	5.2
5°	0.92	0.0	0.0	0.0	0.1	0.2	0.2	0.3	0.5	0.6	0.8	1.0	1.2	1.4	1.6	1.9	2.1	2.4	2.8	3.1	3.4	3.8	4.2	4.6	5.0	5.5	6.0	6.6
6°	1.02	0.0	0.0	0.0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.7	0.9	1.1	1.3	1.5	1.8	2.1	2.4	2.7	3.1	3.4	3.8	4.2	4.7	5.1	5.6	6.1	6.6	7.2
7°	1.10	0.0	0.0	0.0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.6	0.7	0.9	1.1	1.4	1.6	1.9	2.2	2.6	2.9	3.3	3.7	4.1	4.5	5.0	5.5	6.0	6.5	7.1	7.7
8°	1.17	0.0	0.0	0.0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.6	0.8	1.0	1.2	1.5	1.7	2.1	2.4	2.7	3.1	3.5	3.9	4.4	4.9	5.4	5.9	6.4	7.0	7.6	8.2
9°	1.24	0.0	0.0	0.1	0.1	0.2	0.3	0.5	0.6	0.8	1.0	1.3	1.6	1.9	2.2	2.5	2.9	3.3	3.7	4.2	4.6	5.1	5.7	6.2	6.8	7.4	8.0	8.7
10°	1.28	0.0	0.0	0.1	0.1	0.2	0.3	0.5	0.7	0.9	1.1	1.3	1.6	1.9	2.3	2.6	3.0	3.4	3.9	4.3	4.8	5.3	5.9	6.4	7.0	7.7	8.3	9.0
11°	1.34	0.0	0.0	0.1	0.1	0.2	0.3	0.5	0.7	0.9	1.1	1.4	1.7	2.0	2.3	2.7	3.1	3.5	4.0	4.5	5.0	5.5	6.1	6.7	7.3	8.0	8.7	9.5
12°	1.38	0.0	0.0	0.1	0.1	0.2	0.4	0.5	0.7	0.9	1.2	1.4	1.7	2.1	2.4	2.8	3.2	3.7	4.1	4.6	5.2	5.7	6.3	6.9	7.6	8.2	8.9	9.7
13°	1.42	0.0	0.0	0.1	0.1	0.2	0.4	0.5	0.7	0.9	1.2	1.5	1.8	2.1	2.5	2.9	3.3	3.8	4.3	4.8	5.3	5.9	6.5	7.1	7.8	8.5	9.2	10.0
14°	1.44	0.0	0.0	0.1	0.1	0.2	0.4	0.5	0.7	1.0	1.2	1.5	1.8	2.2	2.5	2.9	3.4	3.8	4.3	4.9	5.4	6.0	6.6	7.2	7.9	8.6	9.4	10.2
15°	1.47	0.0	0.0	0.1	0.1	0.2	0.4	0.5	0.7	1.0	1.2	1.5	1.8	2.2	2.6	3.0	3.4	3.9	4.4	4.9	5.5	6.1	6.7	7.4	8.0	8.8	9.5	10.3
16°	1.47	0.0	0.0	0.1	0.1	0.2	0.4	0.5	0.7	1.0	1.2	1.5	1.8	2.2	2.6	3.0	3.4	3.9	4.4	4.9	5.5	6.1	6.7	7.4	8.1	8.8	9.5	10.3
17°	1.46	0.0	0.0	0.1	0.1	0.2	0.4	0.5	0.7	1.0	1.2	1.5	1.8	2.2	2.6	3.0	3.4	3.9	4.4	4.9	5.5	6.1	6.7	7.4	8.0	8.8	9.5	10.3
18°	1.46	0.0	0.0	0.1	0.1	0.2	0.4	0.5	0.7	1.0	1.2	1.5	1.8	2.2	2.6	3.0	3.4	3.9	4.4	4.9	5.5	6.1	6.7	7.3	8.0	8.7	9.5	10.3

FIGURE 6.4 – Tableau évaluant le facteur de charge en fonction de la vitesse et du coefficient de portance

On peut observer sur le tableau Fig. 6.4, pour chaque valeur d'incidence et de vitesse, le facteur de charge subi par le pilote et l'aéronef. On sait que lors d'un pilotage « classique », N_s ne dépasse quasiment jamais $2G$. Cependant, lors de conditions de vol difficiles, les rafales de vent couplées à un roulis important (jusqu'à 60° environ) peuvent conduire le pilote à subir

un facteur de charge avoisinant les $3.2G$.

Pour nous assurer une marge de sécurité quant à l'évaluation des conditions de vol, et pour comprendre dans le cadre de notre étude, le cas où l'appareil ne serait pas dans une situation de vol prévue ici, nous supposons que le facteur de charge maximal endurable par l'aéronef serait de $N_{s_{max}} = 3.8G$. De ce fait, en se référant au tableau Fig. 6.4, on peut supposer avec assurance que tous les cas de vitesse et d'incidence conduisant à un facteur de charge supérieur strictement à $N_{s_{max}}$ ne sont pas des cas réalisables dans la réalité. Ces cas improbables sont grisés dans le tableau Fig. 6.4.

Finalement, la connaissance du facteur de charge maximum nous permet de supprimer certaines valeurs de ΔP impossibles à atteindre en conditions de vol nominales, dans le tableau évaluant la différence de pression Fig. 6.1.

		Vitesse (km/h)																									Différence de pression (Pa)	
Incidence (°)		0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180	190	200	210	220	230	240		250
0° 1° 2° 3° 4° 5° 6° 7° 8° 9° 10° 11° 12° 13° 14° 15° 16° 17° 18°	0°	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	1°	0	0	1	3	5	8	12	16	21	26	32	39	46	54	63	72	82	93	104	116	129	142	156	170	185	201	218
	2°	0	1	3	6	10	16	23	31	41	52	64	78	93	109	126	145	164	186	208	232	257	283	311	340	370	401	433
	3°	0	1	4	9	15	24	35	47	62	78	96	116	139	163	189	217	246	278	312	348	385	425	466				
	4°	0	1	5	12	21	32	46	63	82	104	128	155	185	217	251	288	328	370	415	463	513	565					
	5°	0	2	6	14	26	40	58	78	102	130	160	193	230	270	313	360	409	462	518	577							
	6°	0	2	8	17	31	48	69	94	123	155	191	232	276	324	375	431	490	553	620								
	7°	0	2	9	20	36	56	80	109	143	180	223	270	321	377	437	501	570	644	722								
	8°	0	3	10	23	41	63	91	124	162	206	254	307	366	429	498	571	650	734									
	9°	0	3	11	26	46	71	102	139	182	231	285	344	410	481	558	640	729	822									
	10°	0	3	13	28	50	79	113	154	202	255	315	381	454	532	617	709	806										
	11°	0	3	14	31	55	86	124	169	221	279	345	417	497	583	676	776	883										
	12°	0	4	15	34	60	94	135	184	240	303	375	453	539	633	734	843	959										
	13°	0	4	16	36	65	101	145	198	258	327	404	488	581	682	791	908	1033										
	14°	0	4	17	39	69	108	156	212	277	350	432	523	623	731	847	973											
	15°	0	5	18	41	74	115	166	226	295	373	460	557	663	778	902	1036											
	16°	0	5	20	44	78	122	176	239	312	395	488	590	703	825	956	1098											
	17°	0	5	21	46	82	129	185	252	330	417	515	623	742	870	1009	1159											
18°	0	5	22	49	87	135	195	265	346	438	541	655	779	915	1061	1218												

FIGURE 6.5 – Différence de pression ΔP filtrée en fonction de l'incidence et de la vitesse

En éliminant du tableau Fig. 6.5 les valeurs de différence pression qui ne seront jamais mesurées car les cas d'incidences et de vitesses ne peuvent pas se produire, on peut observer la plage de mesure de ΔP . Dans ce cas précis (cas du GAZ'AILE 2), le capteur devra mesurer une différence de pression entre 0 et 1218 Pa. La valeur de différence de pression maximale sera elle aussi majorée de 30% par sécurité.

Bilan

Même si ces résultats dépendent légèrement du profil d'aile et des paramètres fixés que nous avons pris, on peut tout de même donner les valeurs de précision et de plage de mesure avec certitude, étant donné les marges que nous avons pris.

- Précision du capteur de pression différentielle d'incidence : $\approx 12 \text{ Pa}$
- Plage de mesure du capteur de pression différentielle d'incidence : $\approx 0 \dots 1500 \text{ Pa}$

6.2 Capteur de pression différentielle de mesure de pression dynamique

L'objectif de la caractérisation du capteur de pression différentielle de mesure de la pression dynamique est de trouver la précision requise ainsi que la plage de mesure sur laquelle celui-ci devra être capable de faire ses mesures.

La connaissance de la pression dynamique P_d servira au calcul de l'incidence car c'est un paramètre de l'équation. En effet, pour caractériser ce capteur, on va se servir de cette équation dans le but de connaître la précision et l'intervalle de mesure. On rappelle la relation précédemment calculée pour connaître l'incidence :

$$\alpha = \frac{1}{2} \cdot \sin \left(\frac{\Delta P}{C \cdot P_d \cdot \sin(2\gamma)} \right) \quad (6.3)$$

$$\Leftrightarrow P_d = \frac{\Delta P}{C \cdot \sin(2\gamma) \cdot \sin(2\alpha)} \quad (6.4)$$

En exprimant P_d , on se rend compte qu'il varie en fonction de deux paramètres principaux variant au cours du vol : $P_d = f(\Delta P, \alpha)$. C et γ sont considérés comme des paramètres déjà déterminés.

Détermination de la précision

La précision du capteur différentiel de pression mesurant la pression dynamique correspond au plus petit intervalle de pression pouvant différencier deux incidences d'un degré d'écart (voir 1). Ainsi, nous allons nous servir de l'équation (6.4) pour représenter dans un tableau à double entrées Fig. 6.6 la valeur de P_d en fonction de l'incidence et de la différence de pression. Les autres paramètres de l'équation sont choisis de telle sorte qu'ils maximisent la plage de mesure de pression et maximisent la précision.

		ΔP (Pa)																												Pression dynamique (Pa)
P_d		0	49	97	146	195	244	292	341	390	438	487	536	585	633	682	731	779	828	877	926	974	1023	1072	1120	1169	1218			
0°	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0			
1°	0	1433	2866	4298	5731	7164	8597	10029	11462	12895	14328	15760	17193	18626	20059	21491	22924	24357	25790	27222	28655	30088	31521	32953	34386	35819				
2°	0	717	1434	2150	2867	3584	4301	5018	5735	6451	7168	7885	8602	9319	10035	10752	11469	12186	12903	13620	14336	15053	15770	16487	17204	17920				
3°	0	478	957	1435	1913	2392	2870	3349	3827	4305	4784	5262	5740	6219	6697	7175	7654	8132	8611	9089	9567	10046	10524	11002	11481	11959				
4°	0	359	719	1078	1437	1796	2156	2515	2874	3234	3593	3952	4311	4671	5030	5389	5749	6108	6467	6826	7186	7545	7904	8264	8623	8982				
5°	0	288	576	864	1152	1440	1728	2016	2304	2592	2880	3167	3455	3743	4031	4319	4607	4895	5183	5471	5759	6047	6335	6623	6911	7199				
6°	0	240	481	721	962	1202	1443	1683	1924	2164	2405	2645	2886	3126	3367	3607	3848	4088	4329	4569	4810	5050	5291	5531	5772	6012				
7°	0	207	413	620	827	1033	1240	1447	1654	1860	2067	2274	2480	2687	2894	3100	3307	3514	3720	3927	4134	4340	4547	4754	4961	5167				
8°	0	181	363	544	726	907	1088	1270	1451	1633	1814	1995	2177	2358	2540	2721	2903	3084	3265	3447	3628	3810	3991	4172	4354	4535				
9°	0	162	324	485	647	809	971	1133	1294	1456	1618	1780	1942	2104	2265	2427	2589	2751	2913	3074	3236	3398	3560	3722	3883	4045				
10°	0	146	292	439	585	731	877	1023	1170	1316	1462	1608	1754	1901	2047	2193	2339	2485	2632	2778	2924	3070	3216	3363	3509	3655				
11°	0	133	267	400	534	667	801	934	1068	1201	1335	1468	1602	1735	1869	2002	2136	2269	2403	2536	2670	2803	2937	3070	3204	3337				
12°	0	123	246	369	492	615	738	861	983	1106	1229	1352	1475	1598	1721	1844	1967	2090	2213	2336	2459	2582	2705	2828	2950	3073				
13°	0	114	228	342	456	570	684	798	913	1027	1141	1255	1369	1483	1597	1711	1825	1939	2053	2167	2281	2395	2509	2623	2738	2852				
14°	0	107	213	320	426	533	639	746	852	959	1065	1172	1278	1385	1491	1598	1704	1811	1917	2024	2130	2237	2343	2450	2556	2663				
15°	0	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200	1300	1400	1500	1600	1700	1800	1900	2000	2100	2200	2300	2400	2500				
16°	0	94	189	283	377	472	566	661	755	849	944	1038	1132	1227	1321	1415	1510	1604	1698	1793	1887	1982	2076	2170	2265	2359				
17°	0	89	179	268	358	447	537	626	715	805	894	984	1073	1162	1252	1341	1431	1520	1610	1699	1788	1877	1967	2057	2146	2235				
18°	0	85	170	255	340	425	510	595	681	766	851	936	1021	1106	1191	1276	1361	1446	1531	1616	1701	1786	1872	1957	2042	2127				

FIGURE 6.6 – Tableau évaluant la pression dynamique en fonction de l'incidence et de la différence de pression

En traçant le tableau Fig. 6.6, on se rend compte que la pression dynamique peut être calculée sur une plage extrêmement grande. En réalité ce tableau est trop complet. On a

		ΔP (Pa)																											
		P_d	0	49	97	146	195	244	292	341	390	438	487	536	585	633	682	731	779	828	877	926	974	1023	1072	1120	1169	1218	
Incidence (°)	0°																												
	1°																												
	2°																												
	3°																												
	4°																												
	5°																												
	6°																												
	7°																												
	8°																												
	9°																												
	10°																												
	11°																												
	12°																												
	13°																												
	14°																												
	15°																												
	16°																												
	17°																												
	18°																												

Pas de différence de pression (Pa)

FIGURE 6.8 – Pas de différence de pression dynamique admissible entre deux incidences successives en fonction de l'incidence et de la différence de pression

Détermination de la plage de mesure

La plage de mesure de la différence de pression pour la mesure de la pression dynamique est très simple à évaluer une fois que la précision l'a été. En effet, on utilise le tableau Fig. 6.7 représentant P_d en fonction de l'incidence et de la différence de pression ΔP . La valeur minimale de la plage de mesure de pression que le capteur doit être capable d'évaluer est zéro, tandis que la valeur maximale de cette plage est donnée par la valeur maximale du tableau donnant P_d Fig. 6.7. On majorera cette pression maximale de 30% pour des raisons de sécurité également.

Bilan

Même si ces résultats dépendent légèrement du profil d'aile et des paramètres fixés que nous avons pris, on peut tout de même donner les valeurs de précision et de plage de mesure avec certitude, étant donné les marges que nous avons pris.

- Précision du capteur de pression différentielle de pression dynamique : $\approx 30 \text{ Pa}$
- Plage de mesure du capteur de pression différentielle de pression dynamique : $\approx 0 \dots 4000 \text{ Pa}$

Chapitre 7

Positionnement de la sonde incidencemètre

Le positionnement de la sonde est une question qui se pose depuis le début du projet. Cependant, nous n'avons pas encore réalisé de simulations pour observer le comportement du flux d'air aux alentours de l'aile pour se faire une idée de la position effective à laquelle nous placerions l'instrument. Nous pouvons observer sur la Fig. 7.3 la direction des particules d'air autour d'une section d'aile. On suppose cette section loin du fuselage. En effet, autour celui-ci, le flux d'air est tourbillonnant dû à la rotation de l'hélice au niveau du nez.

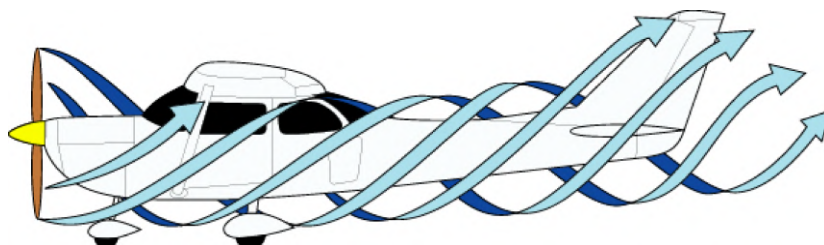


FIGURE 7.1 – Représentation du flux tourbillonnant autour du fuselage

Le cahier des charges que nous nous sommes donné (1) nous impose une précision sur la mesure d'incidence de 1° . Ainsi, le placement de la sonde s'avère être compliqué étant donné que la direction du flux d'air change de plus d'un degré aux alentours de l'aile. L'idée initiale était de positionner l'instrument juste en dessous du bord d'attaque de l'aile. Cependant, après avoir effectué la simulation, on observe que ce positionnement voit un flux d'air arriver n'ayant pas la même direction que celle de l'air à l'infini. L'objectif est alors de déterminer la meilleure position répondant aux critères suivants :

- Positionnement peu encombrant par rapport au passage des usagers de l'avion
- Faible compensation angulaire de la mesure (la quantification sera réalisée à l'avenir)
- Fixation à l'aile ne dégradant pas les capacités de résistance ni l'efficacité de cette dernière
- Esthétisme suffisant pour un aéronef léger

7.1 Étude du comportement du flux d'air autour de l'aile

Aile de référence

Pour étudier le comportement de l'air aux alentours d'une section d'aile éloignée du flux tourbillonnant du fuselage, nous devons nous fixer un profil d'aile référence sur lequel baser nos modélisations. Ce profil sera un NACA 63 415, Fig. 7.2, c'est le profil se rapprochant le plus de celui qui équipe l'ULM GAZ'AILE 2. C'est en effet sur cet aéronef léger que sera expérimenté le prototype final de l'instrument une fois ce dernier terminé.

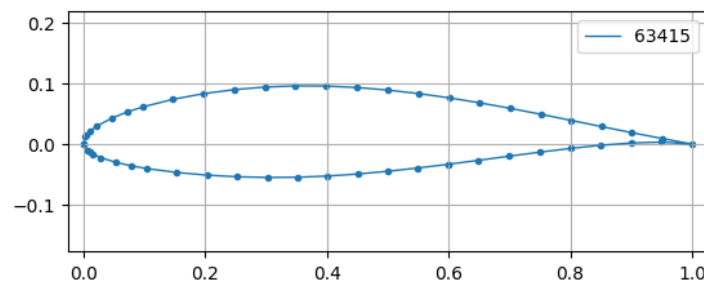


FIGURE 7.2 – Profil d'aile NACA 63 415

Modélisation fluide de l'air

Nous avons donc réalisé des modélisations fluidiques sur *ANSYS Fluent* afin d'observer dans un premier temps le comportement du flux d'air autour de l'aile. Un exemple de résultat de simulation est montré en Fig. 7.3 où l'on peut apercevoir le flux d'air autour de l'aile à une incidence de $\alpha = 8^\circ$.

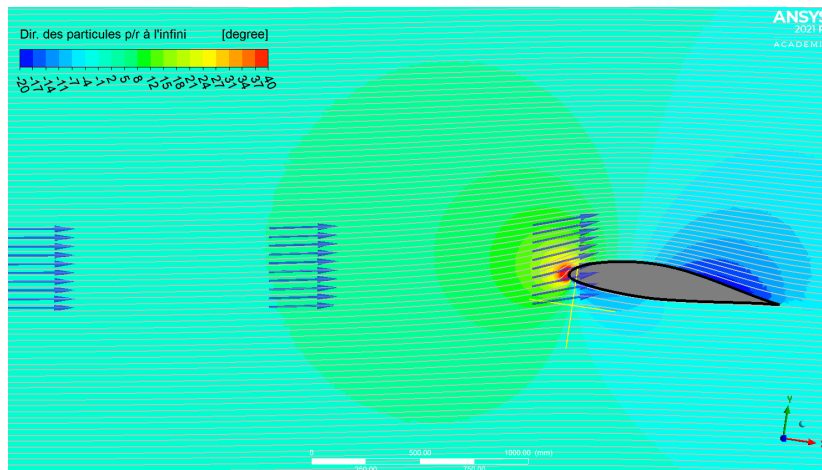


FIGURE 7.3 – Évolution de la direction du flux d'air aux alentours d'une section d'aile supposée loin du fuselage à $\alpha = 8^\circ$

On peut alors observer que jusqu'à 1 mètre autour de l'aile, le flux change déjà de direction par rapport à sa direction à l'infini. Ceci est la raison pour laquelle nous avons décidé qu'il faudrait trouver un moyen de *compenser* ce changement de direction aux yeux de notre instrument.

Par exemple, si à une incidence réelle $\alpha_\infty = 0^\circ$, le flux dévié donne à la sonde l'impression de détecter une incidence effective $\alpha_{eff} = 2^\circ$, alors il faut que notre sonde donne comme résultat au pilote : $\alpha = 0^\circ$. Nous devons *compenser* l'erreur induite par le changement de direction du flux d'air dû à la présence de l'aile.

7.2 Détermination de la compensation maximale admissible

La forme de l'instrument a été élaborée dans le but de mesurer des incidences allant de -5° à $+20^\circ$ d'après le cahier des charges (1). La tête de sonde, telle qu'elle a été désignée n'est en effet pas capable de mesurer n'importe quelle incidence dû à la validité des hypothèses qui restent valides pour une certaine plage d'incidence (voir 2.1).

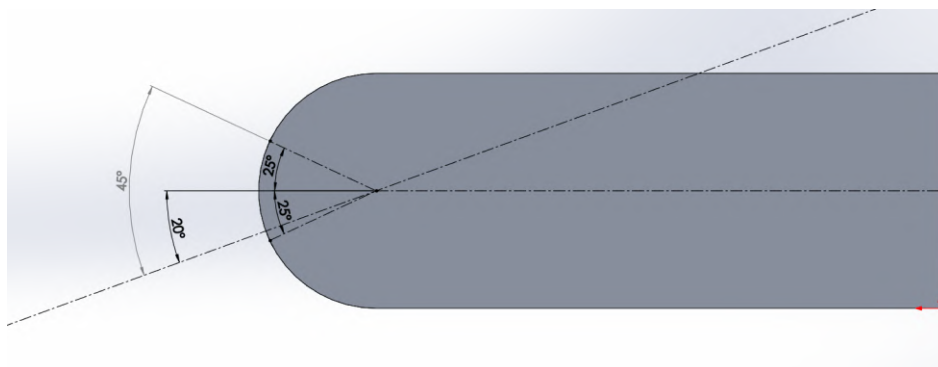


FIGURE 7.4 – Illustration des limites du design de la sonde

Sur la Fig. 7.4, on observe que lorsque le vent à l'infini a une incidence maximale par rapport à notre cahier des charges, c'est-à-dire 20° , l'angle entre la direction du vent à l'infini et la prise de pression d'incidence opposée est de 45° .

Selon les modélisations que nous avons réalisées pour trouver l'angle à partir duquel on observe un décollement de la couche limite (voir 4)), on sait qu'au-delà d'un angle de 50° , le modèle théorique que l'on a établi n'est plus valable.

Cependant, si pour une incidence de 20° , l'instrument mesure par exemple un angle par rapport à la direction des particules de 28° , alors la prise de pression la plus éloignée se verra située dans la zone séparation de l'écoulement. La théorie ne sera plus valable et la mesure d'incidence sera fausse.

Ainsi, on établit Fig. 7.5 le graphe donnant les compensations positives et négatives admissibles pour chaque incidence, et on nommera celle-ci la *zone d'admissibilité*.

Ainsi, pour une valeur d'incidence $\alpha = 15^\circ$, la compensation admissible s'étale entre $+10^\circ$ et -40° , afin que la mesure d'angle par rapport à la direction du flux d'air au niveau de la tête de sonde soit comprise dans une plage angulaire où l'on n'observe pas de décollement inertiel de la couche limite.

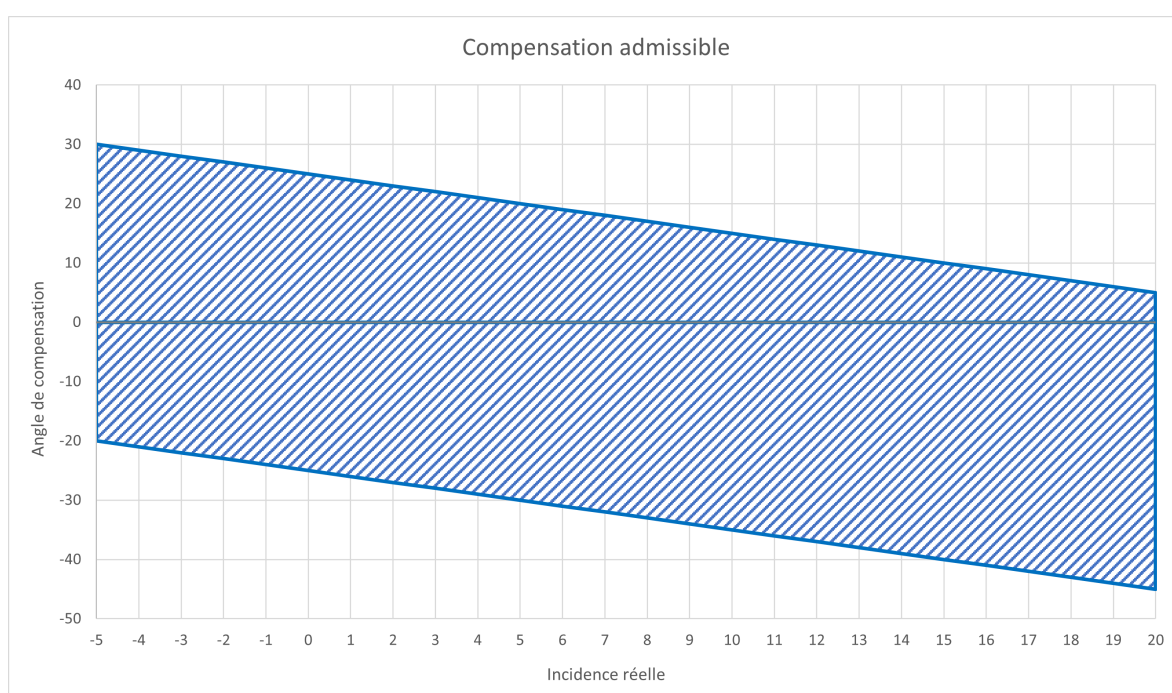


FIGURE 7.5 – Plages de compensations admissibles pour chaque valeur d'incidence

7.3 Choix de la position de la sonde

On cherche alors les positions de tête de sonde pour lesquelles la compensation à appliquer se situe dans la zone d'admissibilité Fig. 7.5 quel que soit l'AOA. C'est en traçant sur *ANSYS Fluent*, pour chaque valeur d'angle d'incidence, la différence entre direction des particules d'air et leur direction à l'infini que l'on trouve des positions de tête de sonde dont la compensation effective à chaque incidence est dans la zone d'admissibilité. Ceci est résumé par :

$$\forall \alpha \in [-5^\circ, 20^\circ], \quad \alpha_{comp,min} \leq \alpha_{eff} - \alpha_\infty \leq \alpha_{comp,max}$$

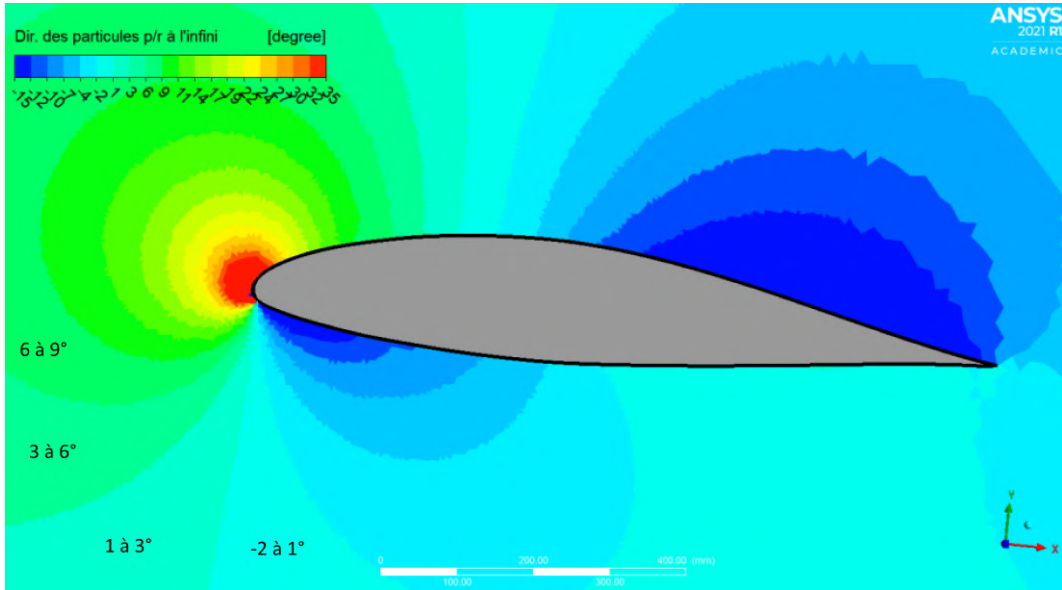


FIGURE 7.6 – Champ de la différence $\alpha_{eff} - \alpha_\infty$ autour d'une section d'aile loin du fuselage

Ainsi, on cherche la position relative de la tête de sonde par rapport au bord d'attaque de l'aile minimisant la compensation moyenne sur l'intervalle $\alpha \in [-5^\circ, 20^\circ]$.

Après de multiples simulations sur *ANSYS Fluent*, on trouve la position idéale relative au bord d'attaque de l'aile suivante :

$$P_{probe} = (X, Y) = (35, -140) \text{ [mm]}$$

Cette position est illustrée Fig. 7.7.

On peut observer Fig. 7.8 l'évolution de la compensation requise au point P_{probe} pour chaque incidence α . Cette compensation est relativement faible et reste dans la zone de compensation pour toutes les incidences $\alpha \in [-5, 20^\circ]$.

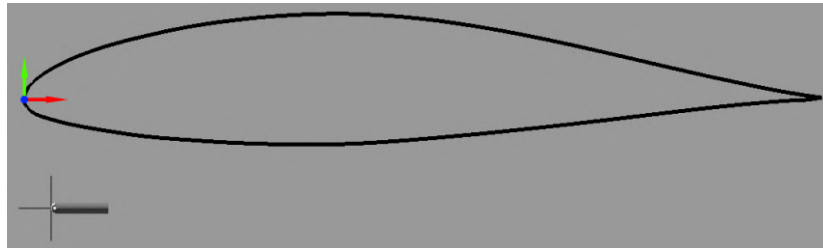
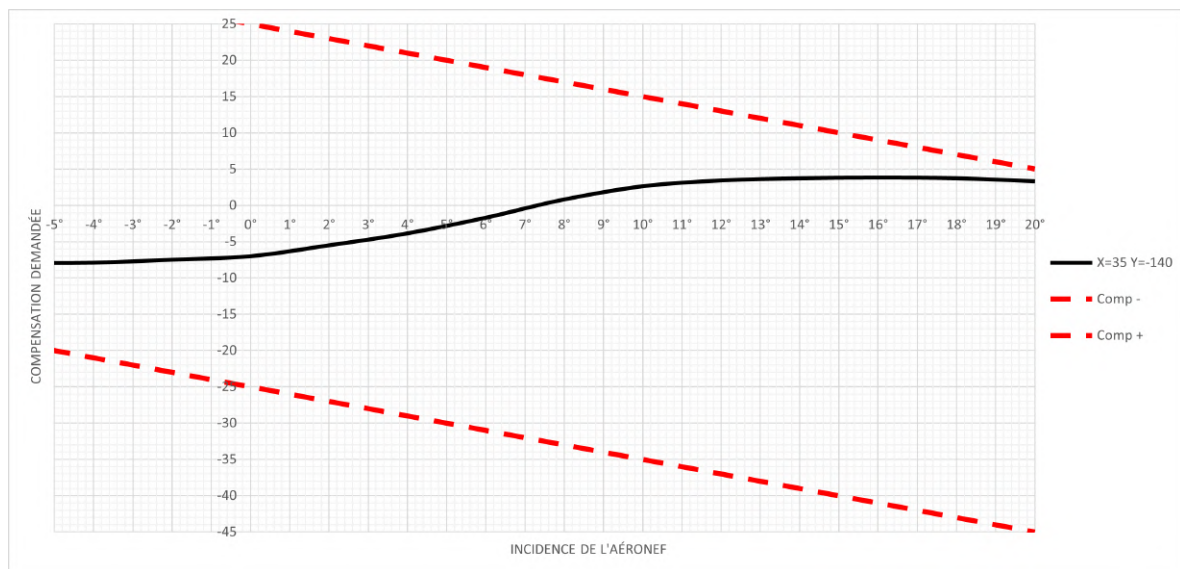


FIGURE 7.7 – Position relative au bord d'attaque de la tête de sonde

FIGURE 7.8 – Évolution de la compensation au point P_{probe} pour $\alpha \in [-5^\circ, 20^\circ]$.

7.4 Le problème du braquage des volets

Nous avons finalement voulu modéliser le cas de vol où, lors des phases d'approche, de finale, ou autre, l'aéronef aurait les volets dépliés. Ceci est en effet, une phase de vol à prendre très sérieusement en considération, car c'est lors de ces phases là que le risque de décrochage est le plus élevé. La phase d'atterrissage nécessite aussi une indication précise de l'AOA car elle permet au pilote de se poser en étant le plus lent possible sans pour autant décrocher.

Seulement, lorsque nous avons fait les simulations, nous avons obtenu notamment le résultat Fig. 7.9.

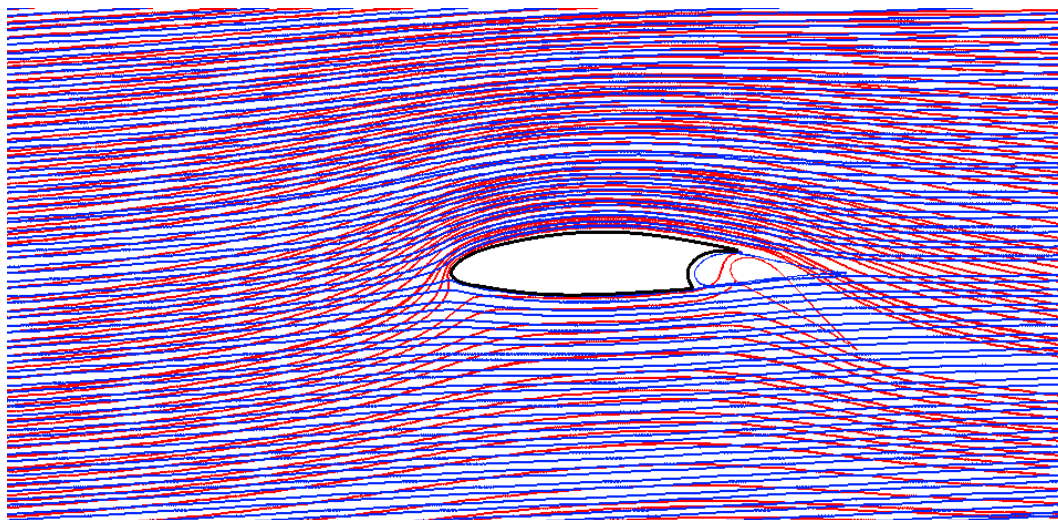


FIGURE 7.9 – Comparaison de la direction du flux d'air avec (rouge) et sans volet braqué (bleu)

Cette différence extrêmement significative nous a premièrement surpris, et suite à de multiples interrogations et quêtes de modifications, nous n'avons pas abouti à un résultat concluant.

En effet, la compensation à effectuer lorsque les volets sont braqués diffère de plus de 35° par rapport à celle volets rentrés. Cette compensation n'est pas comprise dans la zone d'admissibilité définie Fig. 7.5. Ainsi, la position P_{probe} initialement choisie ne convient plus.

De plus, après de nombreuses heures de recherches supplémentaires, il s'avère que la différence de direction de flux entre la position rentrée et braquée des volets est trop importante pour pouvoir se concentrer dans la zone d'admissibilité Fig. 7.5.

Conclusion

Ce projet prend fin lors de la fin de l'année 2022, après plus de deux ans d'investissement personnel très conséquent, tant en termes de temps qu'en terme d'adaptation et d'apprentissage. Malgré toutes les embûches dont tous les projets passionnants ont le secret, cet investissement aura largement porté ses fruits, malgré le fait que ce projet n'aboutisse finalement pas là où on l'aurait souhaité.

Ce projet nous a tout d'abord apporté bon nombre de connaissances, de compétences supplémentaires, précieuses, et notamment complémentaires à notre formation d'ingénieur mécanique à l'INSA Toulouse.

Finalement, en prenant du recul sur ce magnifique projet, tant dans son sujet que pour ce qu'il nous a permis d'apprendre et d'accomplir, nous pouvons constater le fruit de notre travail. En effet, après avoir eu l'idée du projet, nous avons mené à bien un état de l'art complet, et en avons conclu qu'à terme, l'incidencemètre serait potentiellement commercialisable.

Fort de ces informations, nous avons ensuite apporté la preuve de faisabilité technique théorique associée au projet en élaborant la relation liant l'angle d'attaque d'un aéronef à la différence de pression sur des points spécifiques d'une sphère soumise à un écoulement d'air. Cette relation étant basée sur des hypothèses, nous avons fait vérifier ces dernières par des professeurs expérimentés sous accord de confidentialité. La véracité des hypothèses a ensuite été étudiée lors des multiples simulations et expériences, afin d'extraire précisément les limites de notre modèle théorique.

Nous avons pu, par le biais des modélisations informatiques, simulations et expériences déterminer les paramètres dimensionnants et à dimensionner, afin d'en définir leur valeur. Pour ce faire, nous avons construit des outils de dimensionnement à l'aide de multiples modèles théoriques ou simulés comme l'expression du facteur de charge, ou encore l'écoulement de l'air autour d'une aile d'aéronef.

Ces outils ont aussi permis de dimensionner les capteurs de pression différentielle dont nous aurions eu besoin pour finaliser ce projet.

Enfin, nous avons dans un premier temps conceptualisé un prototype à très bas coût, de sorte à pouvoir vérifier la véracité de notre théorie facilement et rapidement, et ainsi avoir une idée relativement précise de la direction que prendrait le projet par la suite. Fort des résultats de cette première expérience et après la conceptualisation d'un nouveau prototype, nous avons usiné celui-ci afin d'obtenir des résultats plus précis et sur lesquels nous pourrions réellement nous appuyer.

Les résultats concluant de ces expériences sur les deux premiers prototypes nous ont mené à

envisager très concrètement la viabilité technique du projet, en plus de sa validité théorique.

Malgré toutes ces phases accomplies et dont les résultats étaient plus que satisfaisants, il a été décidé de mettre un terme (au moins momentané) au projet. Les deux raisons principales à cet arrêt à retenir sont les systèmes présentés par la concurrence, ainsi que la difficulté importante à intégrer notre système sous une aile d'aéronef.

En effet, la récente commercialisation d'un tel système par la concurrence, utilisant la même technologie que celle que nous développons nous empêche à présent d'envisager de déposer un brevet.

D'autre part, la difficulté que nous avons rencontré lors des derniers mois du projet est la complexité d'implémentation de la sonde incidencemètre sous l'aile d'un avion. Cette phase d'intégration pose de gros problèmes de calibration. La concurrence elle-même n'a pas su gérer ce problème d'intégration, et demande actuellement à ses utilisateurs de calibrer eux-mêmes leur capteur d'incidence. Cette calibration est pour nous quasiment insolvable si on doit prendre en compte les différents braquages des volets.

Finalement, malgré tout ce que ce projet a pu nous apporter, tant en termes d'expérience, qu'en maturité de réflexion d'ingénieur, ou encore en capacité à mener un projet d'ingénierie complexe, celui-ci ne correspond plus exactement à nos aspirations professionnelles et nos valeurs.

L'aviation légère étant en très grande majorité un loisir pour les amateurs, celle-ci reste une activité à haute consommation carbone, et ne s'inscrit pas dans la transition écologique qui se doit d'être mise en place au plus vite. Cette aspiration écologique et respectueuse de l'environnement nous tient de plus en plus à cœur ces dernières années, et nous ne retrouvons plus cette valeur dans ce projet. Malgré le fait que ce dernier ait vocation à améliorer la sécurité en vol, il encourage en un sens la pratique de l'aviation légère, ce qui ne va pas dans le sens de la transition écologique que nous souhaitons mener activement.

Le prototype final de la sonde incidencemètre que nous nous apprêtions à réaliser sera usiné en mémoire de ce projet.

Bibliographie

[Frédéric ELIE 2014] Frédéric ELIE. Sphère en suspension dans un jet d'air vertical : une occasion de parcourir quelques effets et théorèmes en mécanique des fluides. Frédéric Elie, 2014.