AERODYNAMIQUE

Partie III. ATMOSPHÈRE STANDARD, PORTANCE, VISCOSITÉ ET ÉCOULEMENT DE L'AIR AUTOUR D'UN PROFIL ALAIRE

"All flight is based upon producing air pressure, all flight energy consists in overcoming air pressure." – Otto Lilienthal

MOUSTAPHA Amadou Roufaï, moustapharouf@yahoo.fr

CONTENT

MOUSTAPHA Amadou Roufaï, moustapharouf@yahoo.fr

V. L’ATMOSPHERE STANDARD

Définition: Normes convenues pour les propriétés atmosphériques en fonction de l'altitude.

Besoins :

- corréler les données d'essais en vol avec les données de soufflerie acquises à des moments différents et dans des conditions différentes,
- calculer les champs de flux,
- Référence pour le contrôle de la circulation aérienne, en effet même si les valeurs de référence s’écartent des valeurs réelles, les appareils étant étalonnés de la même manière donnent la même information.

Les valeurs de référence sont regroupées dans les tables de l’atmosphère standard. Les caractéristiques présentées ci-dessous sont celles de l’atmosphère standard de l’OACI détaillée dans le Doc 7488.

V. L'ATMOSPHERE STANDARD

V.1 CARACTERISTIQUES DE L'AIR

Composition

78% d'azote
21% d'oxygène
1% de gaz rares et du gaz carbonique en proportions variables.

Masse volumique

La masse volumique de l'air n'est pas constante. Elle varie avec l'altitude et la température. Aussi a- t- on définit une masse volumique de référence, prise au niveau de la mer à une température de 15°C, qui vaut **ρ_0 = 1,225kg/m3.**

Densité : Nous pouvons ainsi définir un paramètre fondamental en aéronautique : la densité δ, qui est le rapport de la masse volumique, mesurée à un niveau considéré sur la masse volumique de référence : $\boldsymbol{\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}}$

V. L'ATMOSPHERE STANDARD

V.1 CARACTERISTIQUES DE L'AIR

Pression : La pression est exprimée en pascal. Une très petite unité (bien qu'unité S.I), nous utilisons par commodité, un multiple du pascal : **l'hectopascal**

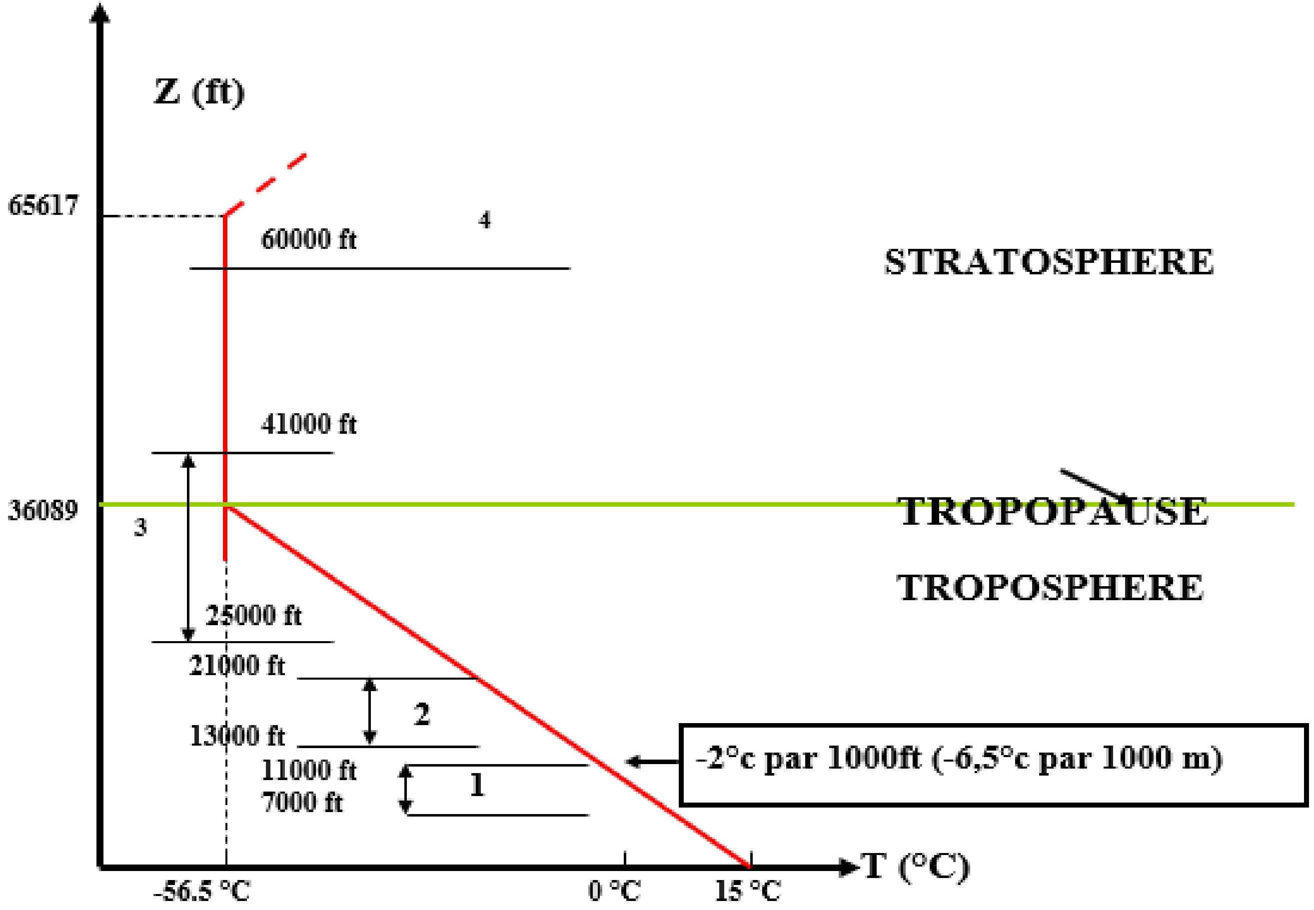
En aéronautique on trouve d'autres unités de pression : le pouce de mercure (inch of mercury : 1 in Hg 60 °F = 33.7685 hPa) utilisé en altimétrie aux ETAS- UNIS, le PSI (Pound per Square Inch) pour la mesure de pression des pneumatiques et le contrôle de la pressurisation de la cabine de l'avion en altitude (1PSI = 69 HPa)

La pression étant variable, nous avons dû encore définir une pression de référence p_o prise au niveau de la mer. $\mathbf{P_o = 1013{,}25\ HPa}$.

Température : l'air est lié à la loi des gaz parfaits : $P = \rho R T$;

V. L'ATMOSPHERE STANDARD

V.2. EVOLUTION DES CARACTERISTIQUES DE L'AIR AVEC L'ALTITUDE



1 : conventionnels
2 : conventionnels pressurisés et turbopropulseurs
3 : turboréacteurs de transport (subsonique)
4 : concorde (supersonique)

<u>Température</u>

- Au niveau de la mer T= 15°C
- de 0 à 36089ft (11 km):

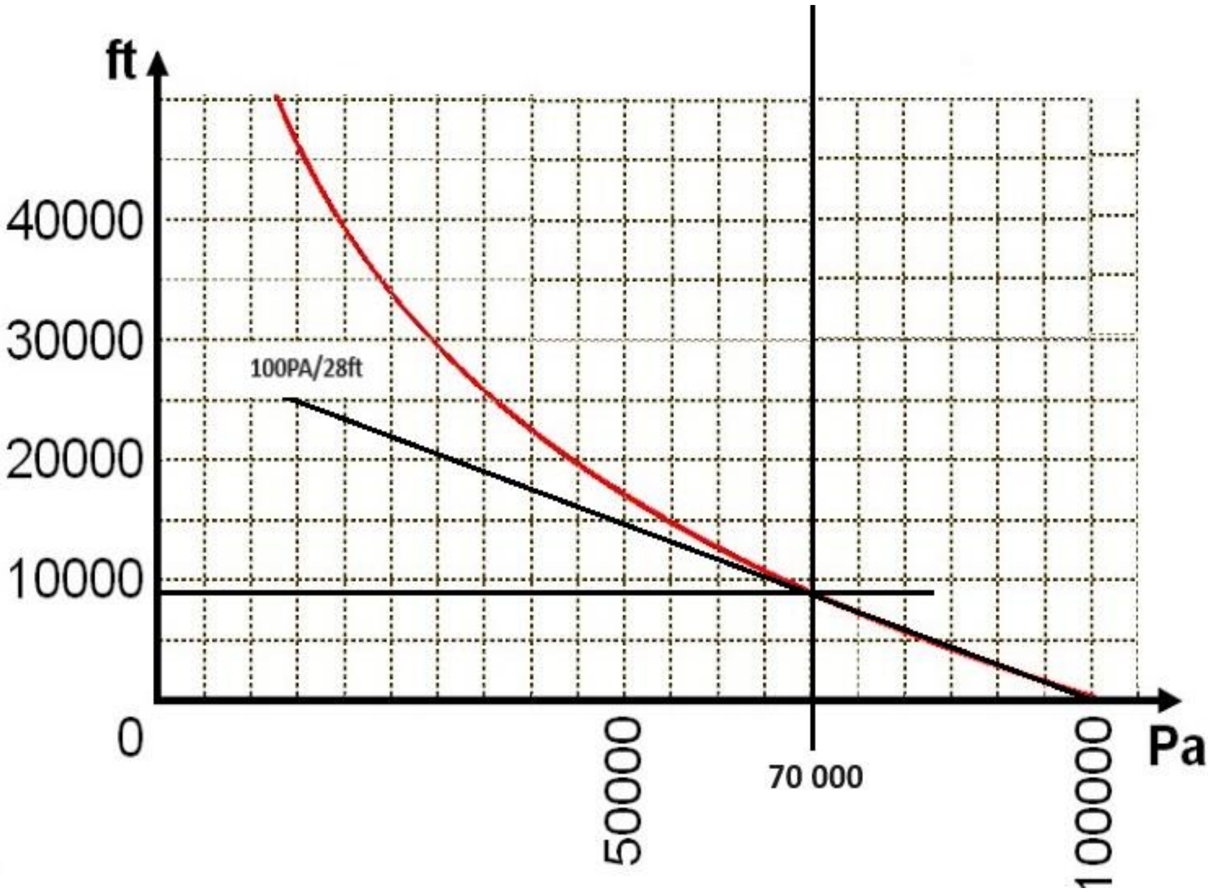
Taux de **-2°C tous les 1000 ft,** (6,5 °c par millier de mètres). Cette variation est appelée le gradient de température.

$$T = \frac{\partial T}{\partial z} Z + T_0$$

- de 36089 ft à 65617 ft (20 km) la température reste stable à – 56,5°

V. L'ATMOSPHERE STANDARD

V.2. EVOLUTION DES CARACTERISTIQUES DE L'AIR AVEC L'ALTITUDE



Pression

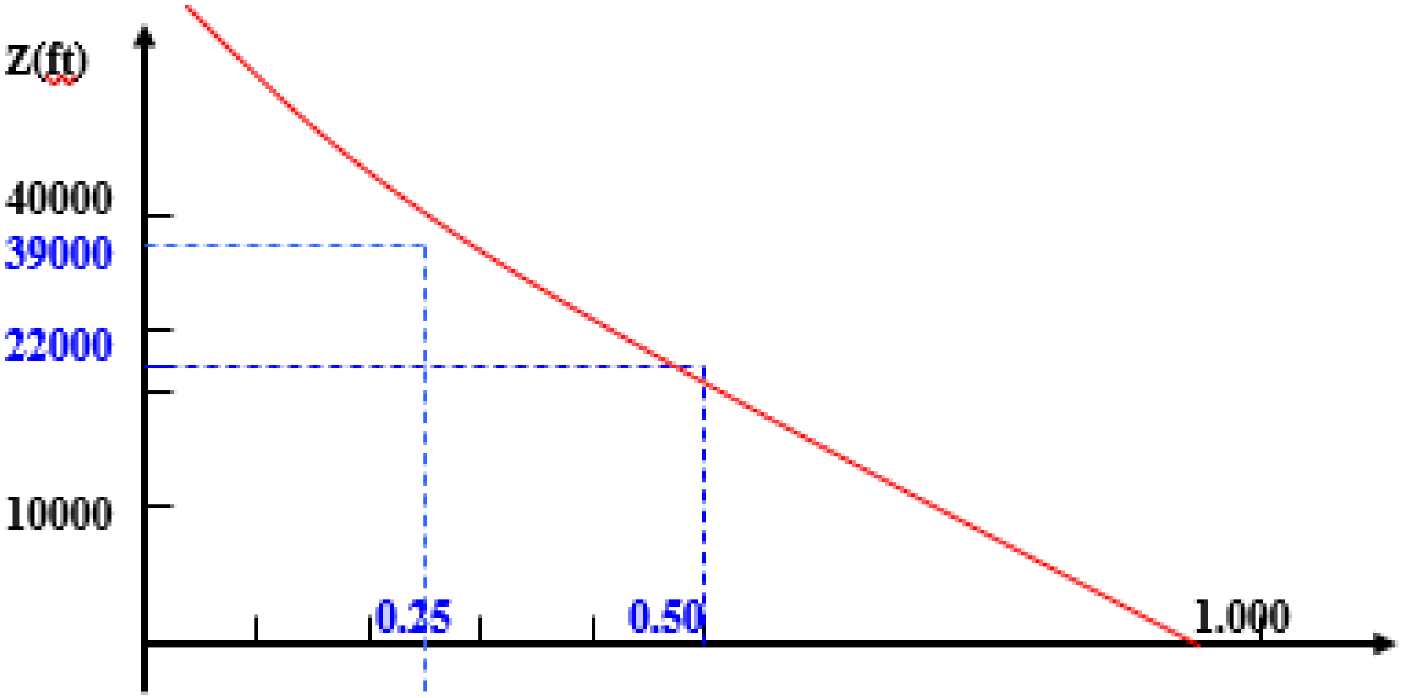
- Au niveau de la mer P= 1013,25°C
- Basse altitude t : -1HPa tous les 28ft

Le lieu des points de l'espace où la pression atmosphérique est la même est appelé **surface isobare.**

Pour connaître l'altitude d'un avion, on mesure la pression atmosphérique et on se rapporte au modèle de référence. Un avion volant à une altitude constante restera donc sur la même isobare.

V. L'ATMOSPHERE STANDARD

V.2. EVOLUTION DES CARACTERISTIQUES DE L'AIR AVEC L'ALTITUDE



Densité

La densité de l'air varie avec l'altitude suivant la loi approximative suivante :

$$\sigma = \frac{66 - Z}{66 + Z}$$

avec Z altitude en millier de pieds.

V. L’ATMOSPHERE STANDARD

V.2. Exercice d’application 1

Un avion évolue à 3000 ft d’altitude. Déterminer, dans les conditions de l’atmosphère type (standard), les paramètres suivants auxquels l’avion est soumis:

- la température en °C;
- la pression (P) en utilisant deux méthodes différentes;
- Quelle est l’erreur relative entre les deux valeurs de pression obtenues.

Le même avion évolue maintenant à 30,000 ft, toujours en considérant l’atmosphère type, déterminer la pression.

VI. L'AIR EN MOUVEMENT : LA SUSTENTATION

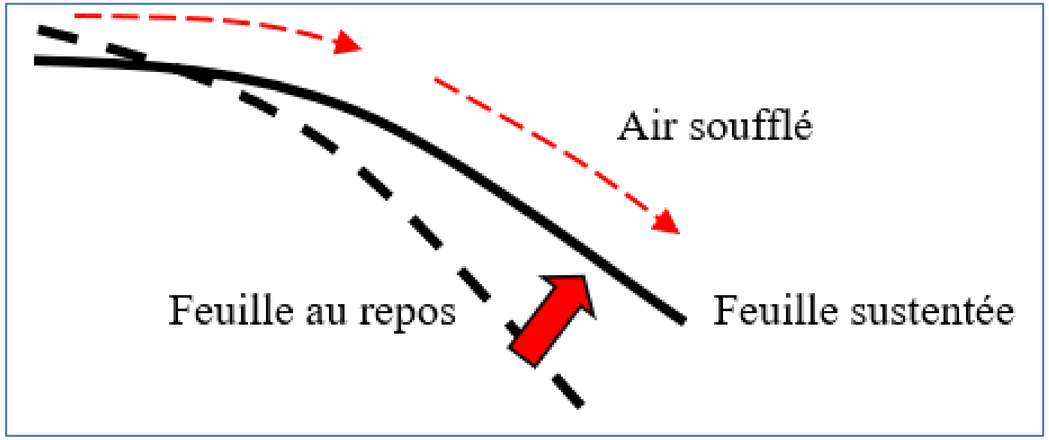
Pourquoi un aéronef vol?

Expérience 1 :
Maintenons le bord d'une feuille de papier près de la bouche et soufflons tangentiellement sur sa face supérieure.
On constate alors que la feuille remonte sensiblement. On a donc créé, par le soufflage, une force de sustentation sur la feuille de papier

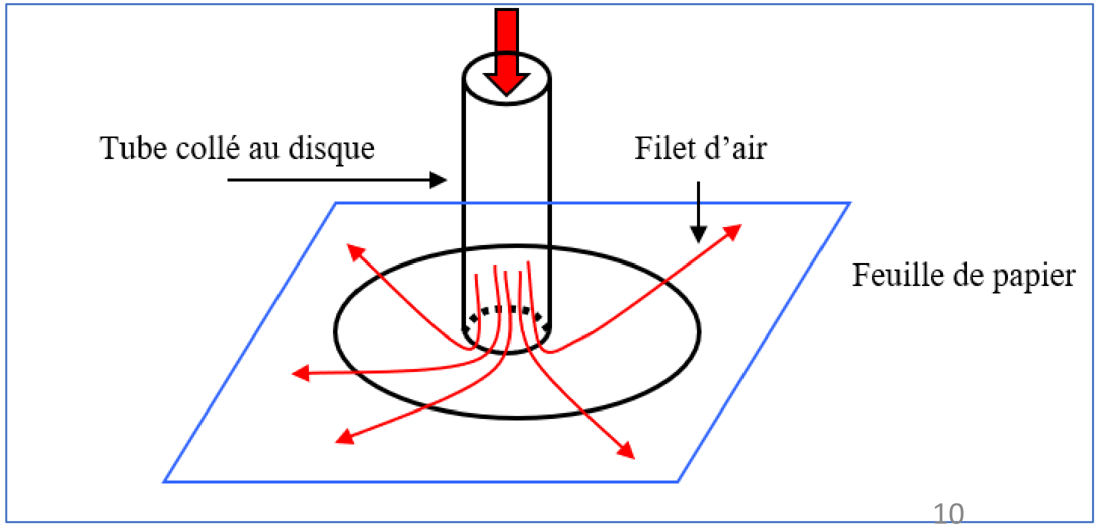
Expérience 2 :
Un tube collé sur un disque percé en son centre. Si on pose alors cet objet sur une feuille de papier et que l'on souffle dans le tube.

La feuille adhère au disque.

Expérience 1



Expérience 2



VI. L’AIR EN MOUVEMENT : LA SUSTENTATION

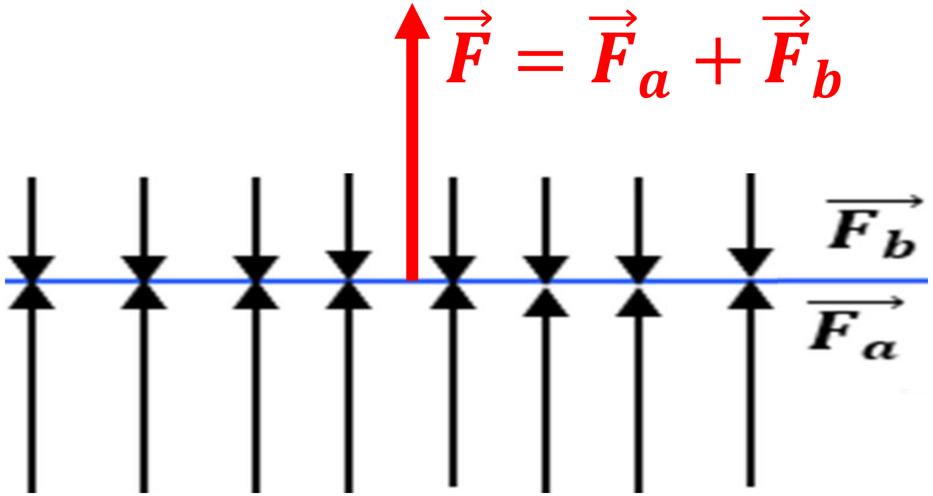
Explication des phénomènes observé dans les expériences 1 et 2

- Application l’équation de Bernoulli aux faces A et B de la feuille

$$P_i = P_a + \frac{1}{2}\rho {V_a}^2 = P_b + \frac{1}{2}\rho {V_b}^2$$

- En soufflant sur la face B on accélère la vitesse de la zone

$$P_a - P_b = \frac{1}{2}\rho\left({V_b}^2 - {V_a}^2\right) > 0$$

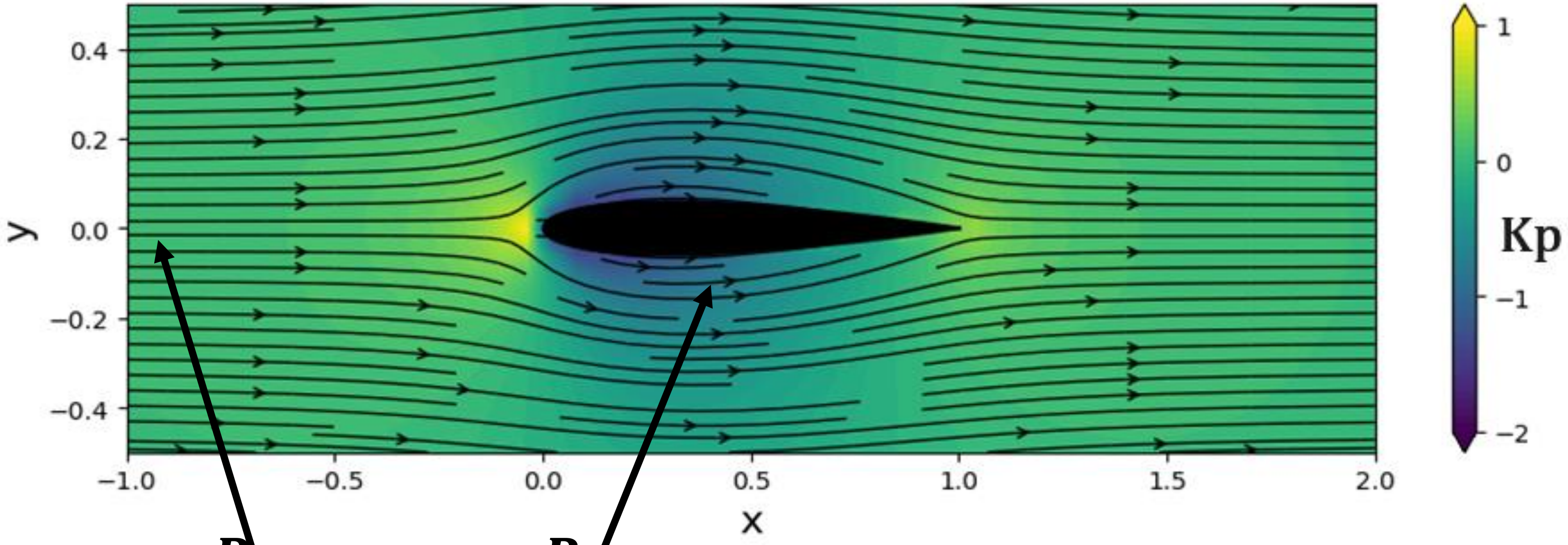


En conclusion, le phénomène de sustentation observé résulte de la différence de pression entre les deux faces.

Ainsi dans l’étude de la portance des aéronefs le bilan des pressions autour de l’aile est une étape primordiale

VI. L'AIR EN MOUVEMENT : LA SUSTENTATION

Bilan de pression



P_0 P

- $K_p > 0$, surpression locale.
- $K_p < 0$, dépression locale
- $K_p = 0$, signifie que localement, on a recrée les conditions à l'infini amont.

COEFFICIENT DE PRESSION

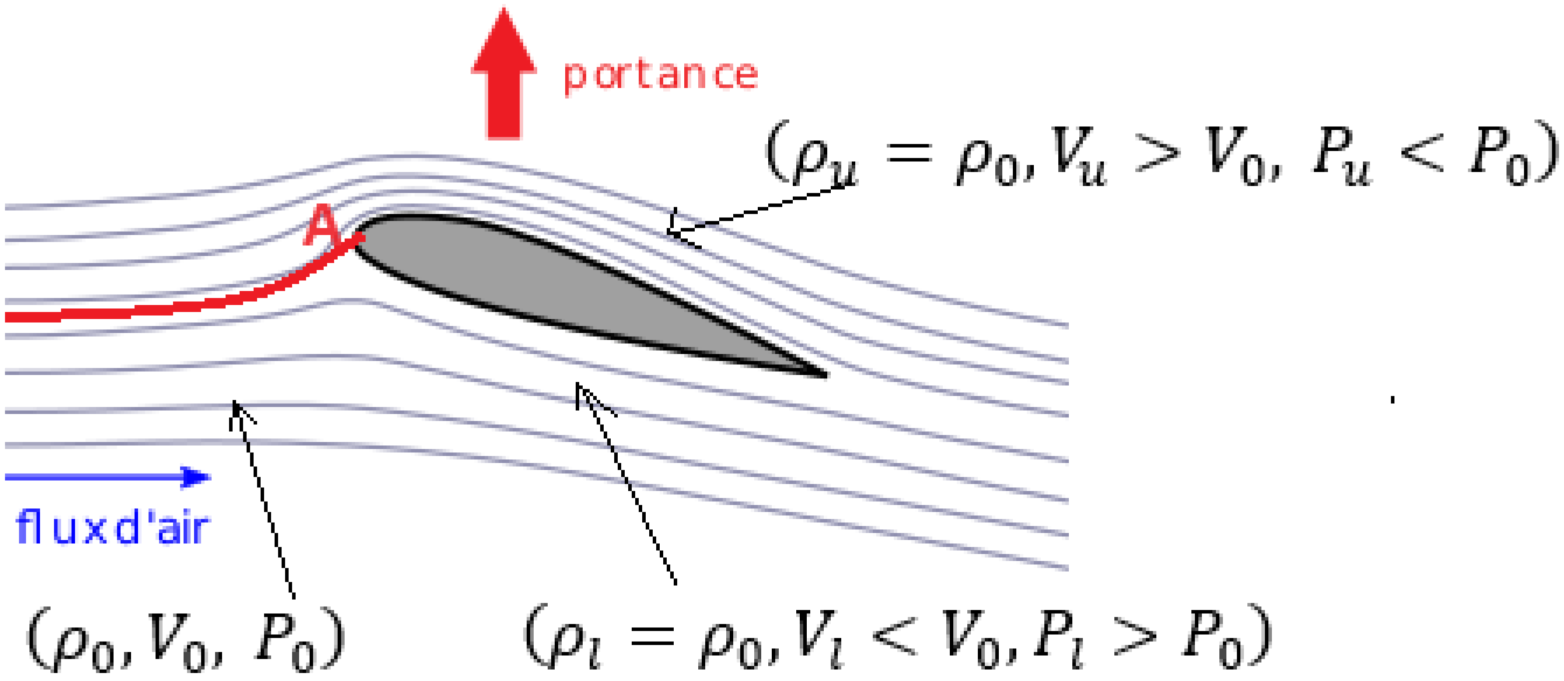
Défini par

$$K_p = \frac{P - P_0}{\frac{1}{2}\rho {V_0}^2}$$

Lorsque l'écoulement est permanent et incompressible en appliquant l'équation de Bernoulli :

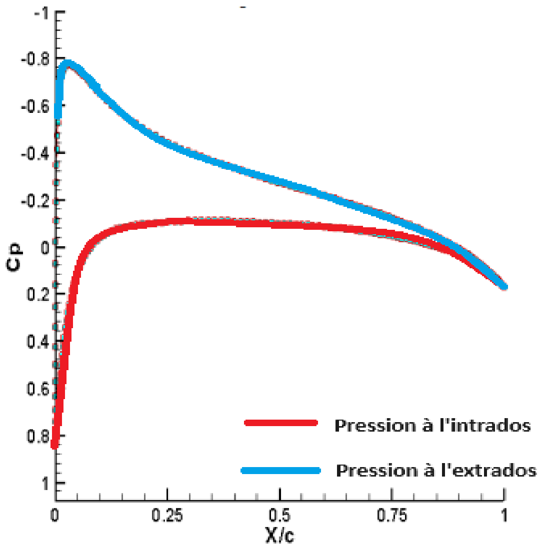
$$K_p = 1 - \frac{V^2}{{V_0}^2}$$

VI. L’AIR EN MOUVEMENT : LA SUSTENTATION



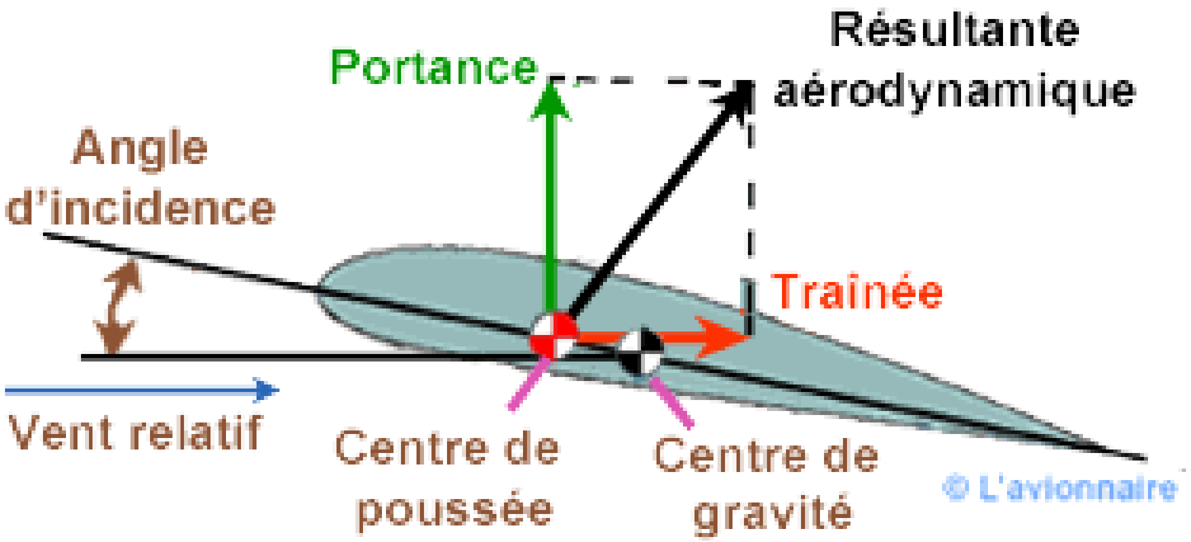
ROLE DE LA VOILURE

- l’intrados **pousse**
- l’extrados **aspire**



Au point d’arrêt , nous retrouvons les conditions génératrices
$(V = 0,\ P = P_i, K_p = 1)$

VI. L'AIR EN MOUVEMENT : LA SUSTENTATION



RESULTANTE AERODYNAMIQUE

On montre expérimentalement que la résultante aérodynamique (R) est proportionnelle ρ, V² et S. On a :

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

- la portance, perpendiculaire au vecteur vitesse :

$$R_z = \frac{1}{2}\rho S V^2 C_Z$$

- la traînée, parallèle au vecteur vitesse.

$$R_x = \frac{1}{2}\rho S V^2 C_X$$

VI. L'AIR EN MOUVEMENT : LA SUSTENTATION

Application

Un avion de masse m=75 t et de charge alaire, ca=620 kg/m² et dont l'allongement est λ=9.

1. Calculez la surface de référence Sref de l'aile et son envergure B.

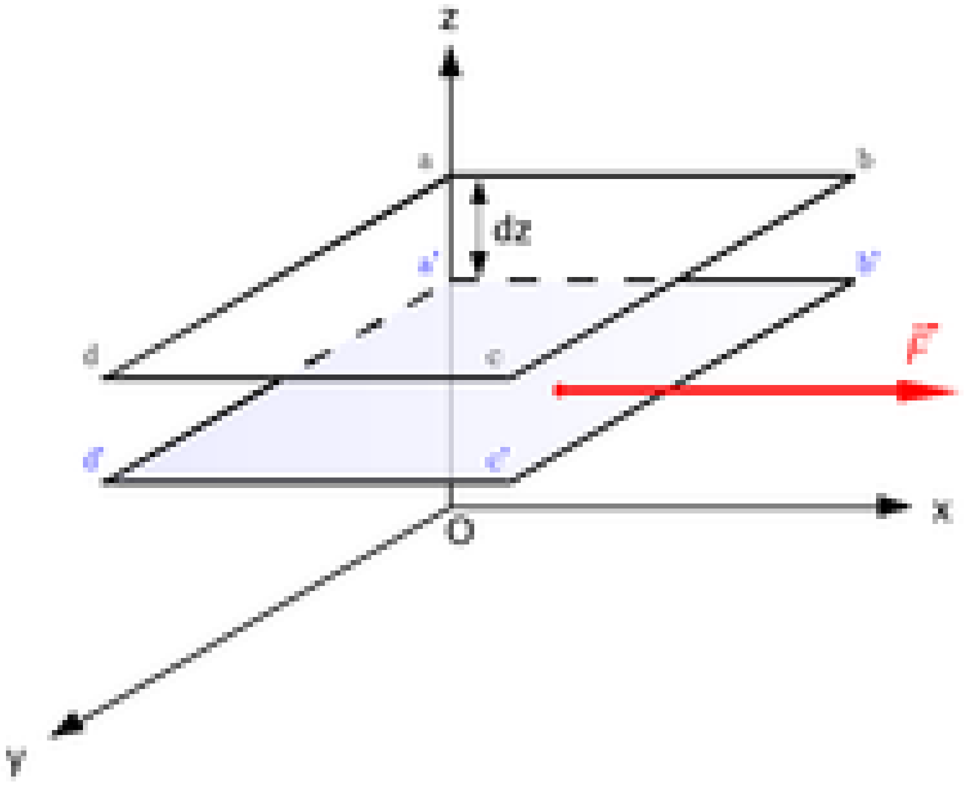
Le même avion évolue à une vitesse de croisière, V$c = 500kt$ et à une altitude de croisière, $H_c = 29000\ ft = 8840\ m$. calculez :

1. le coefficient de portance de cette aile en croisière.
2. le coefficient de portance au décollage avec masse maxi au décollage de 90 t et à la charge alaire correspondante si la vitesse au décollage est de 100 m/s. L'aérodrome se trouve au niveau de la mer.

Commentez.

VII. LA VISCOSITE - LE NOMBRE DE REYNOLDS

La viscosité peut être définie comme l'ensemble des phénomènes de résistance au mouvement d'un fluide pour un écoulement avec ou sans turbulence.



Les filets fluides infiniment proche exercent les uns sur les autres des efforts qui s'opposent à leurs déplacements relatifs.

La viscosité diminue la liberté d'écoulement du fluide et dissipe son énergie

$$d\vec{F} = \mu \frac{\partial \vec{u}}{\partial z}$$

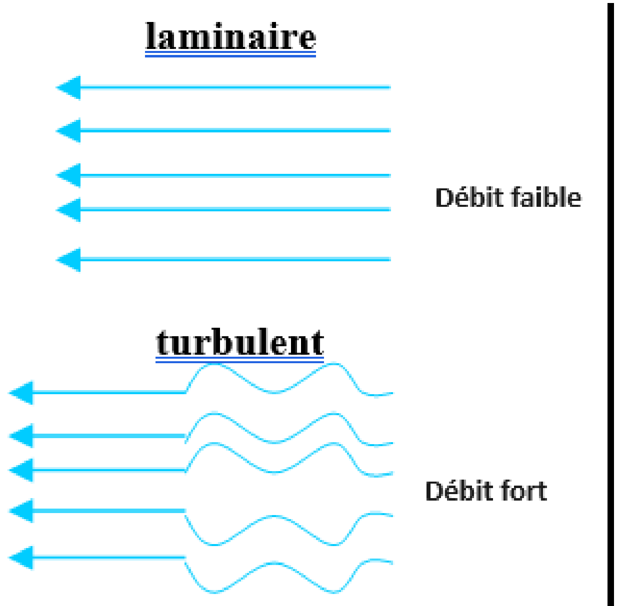
U : Vitesse d'écoulement

μ est appelé viscosité dynamique (en poiseuille ou Pa.s)

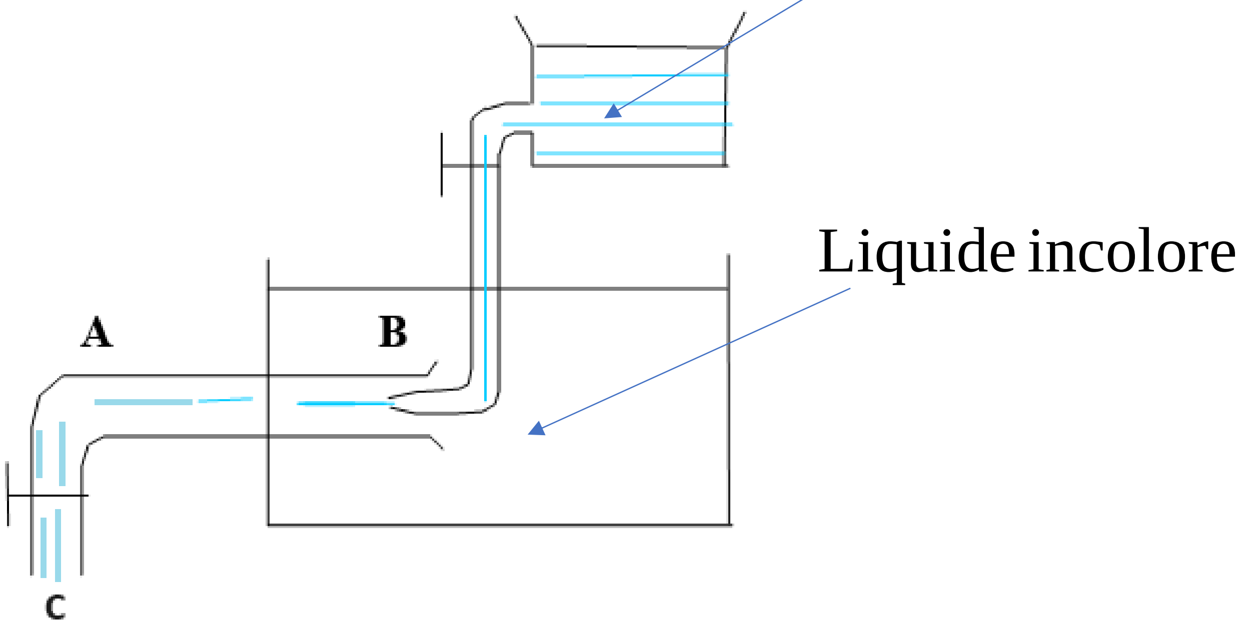
Coefficient de viscosité cinématique

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \text{ (en m}^2\text{/s)}$$

VII. LA VISCOSITE - LE NOMBRE DE REYNOLDS



Ecoulements observés dans le tube AB en fonction du débit



Reynolds a montré en faisant varier le diamètre du tube AB et la viscosité du fluide utilisé que l'apparition de la turbulence avait lieu pour une même valeur d'un nombre de Reynolds défini par :

$$\boldsymbol{R_E = \frac{VD}{\nu}}$$ V et D vitesse d'écoulement et diamètre du tube.

VII. LA VISCOSITE - LE NOMBRE DE REYNOLDS

Pour appliquer les résultats de l'expérience de **Reynolds** à un profil aérodynamique, D est remplacée par une longueur caractéristique, la profondeur du profil.

On peut écrire

$$\boldsymbol{R_E = \frac{Vl}{\nu} = \frac{\rho Vl}{\mu}}$$

$$R_E = \frac{Force\ de\ pression\ dynamique}{Force\ de\ viscosité} = \frac{\rho Vl}{\mu} = \frac{Vl}{\nu}$$

$$\boldsymbol{R_E = \frac{V_c D_c}{\nu}}$$

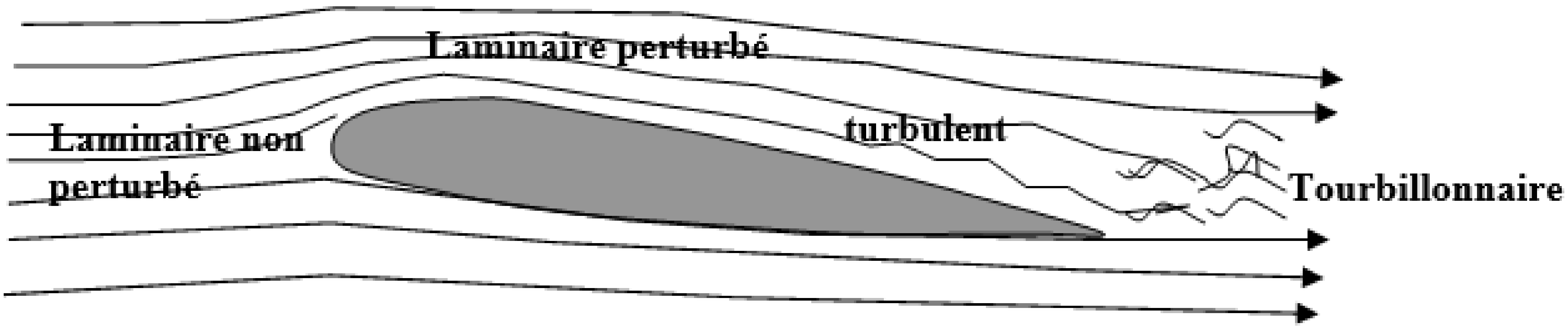
Application

on étudie en soufflerie une maquette d'aile à l'échelle 1/10, la turbulence apparaît à une vitesse V_c pour la maquette et V_a. Pour l'avion

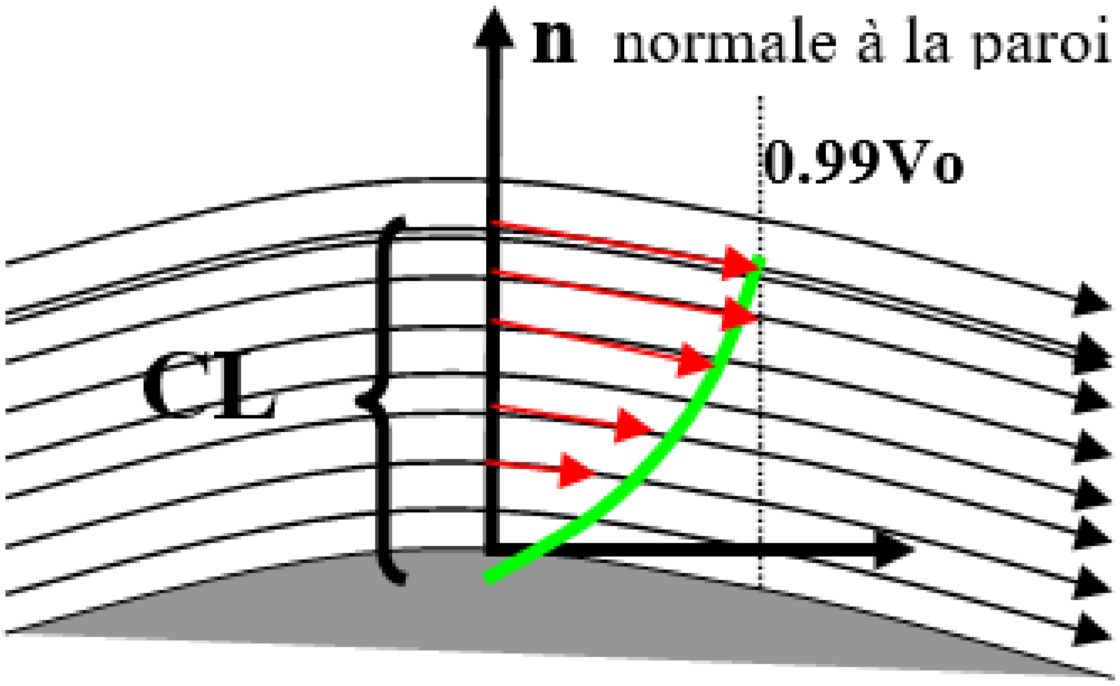
$$\boldsymbol{R_E = \frac{V_c l}{\nu} = \frac{V_a l_a}{\nu} = \frac{10 V_a l}{\nu}}$$

VIII. ECOULEMENTS D'AIR AUTOUR DE L'AILE

Différents types d'écoulements observés en fonction de la géométrie du profil, de la vitesse d'écoulement et de l'incidence



VIII. ECOULEMENTS D'AIR AUTOUR DE L'AILE

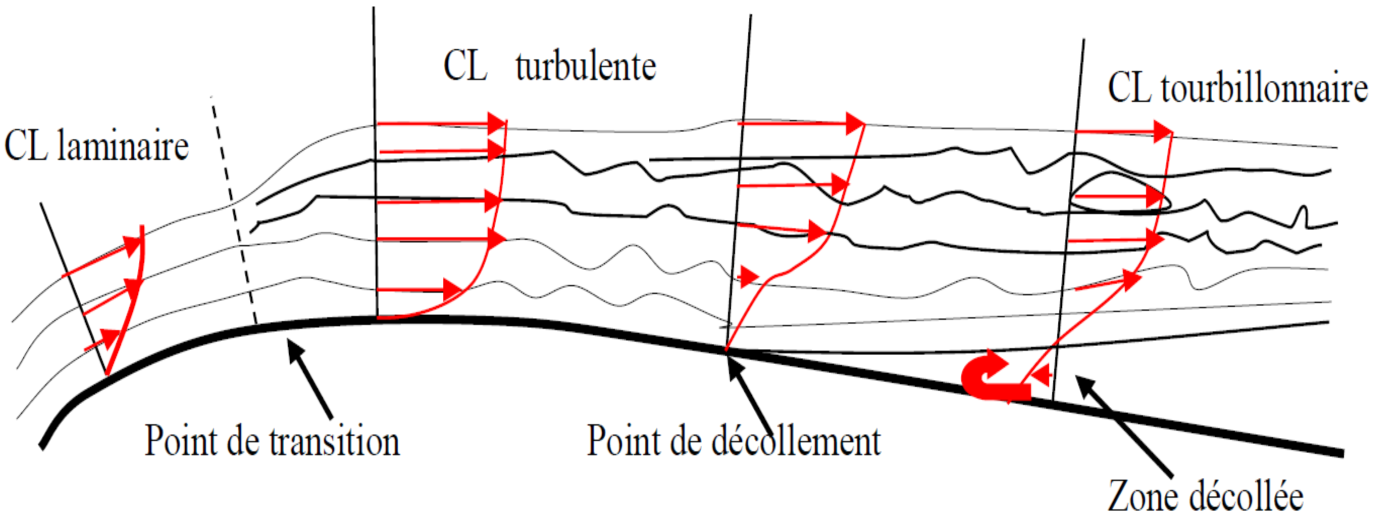


Couche limite

la vitesse de l'écoulement de l'air à proximité immédiate du profil est modifiée du fait de la viscosité de l'air : l'écoulement est pratiquement nulle (v = 0)

la couche limite est l'épaisseur d'air dont la vitesse est comprise entre 0 et 0,99 V, V étant la vitesse de l'écoulement non visqueux

VIII. ECOULEMENTS D'AIR AUTOUR DE L'AILE

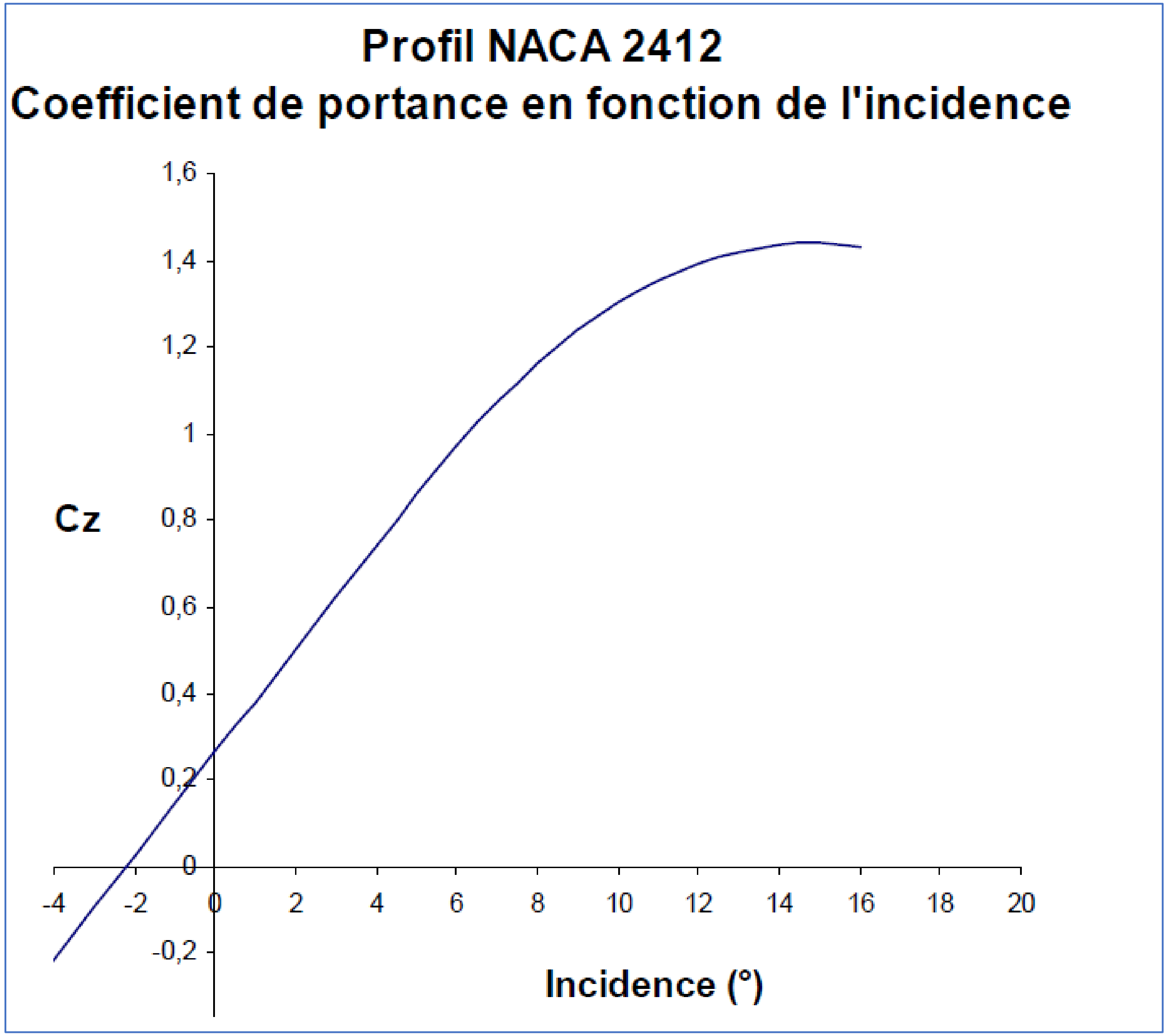


Couche limite

Plus l'écoulement dévient turbulent plus la couche limite s'épaissit

Avec l'écoulement tourbillonnaire la couche limite décolle, elle n'adhère plus à la paroi,

IX. LES POLAIRES AERODYNAMIQUES



Polaire de la portance

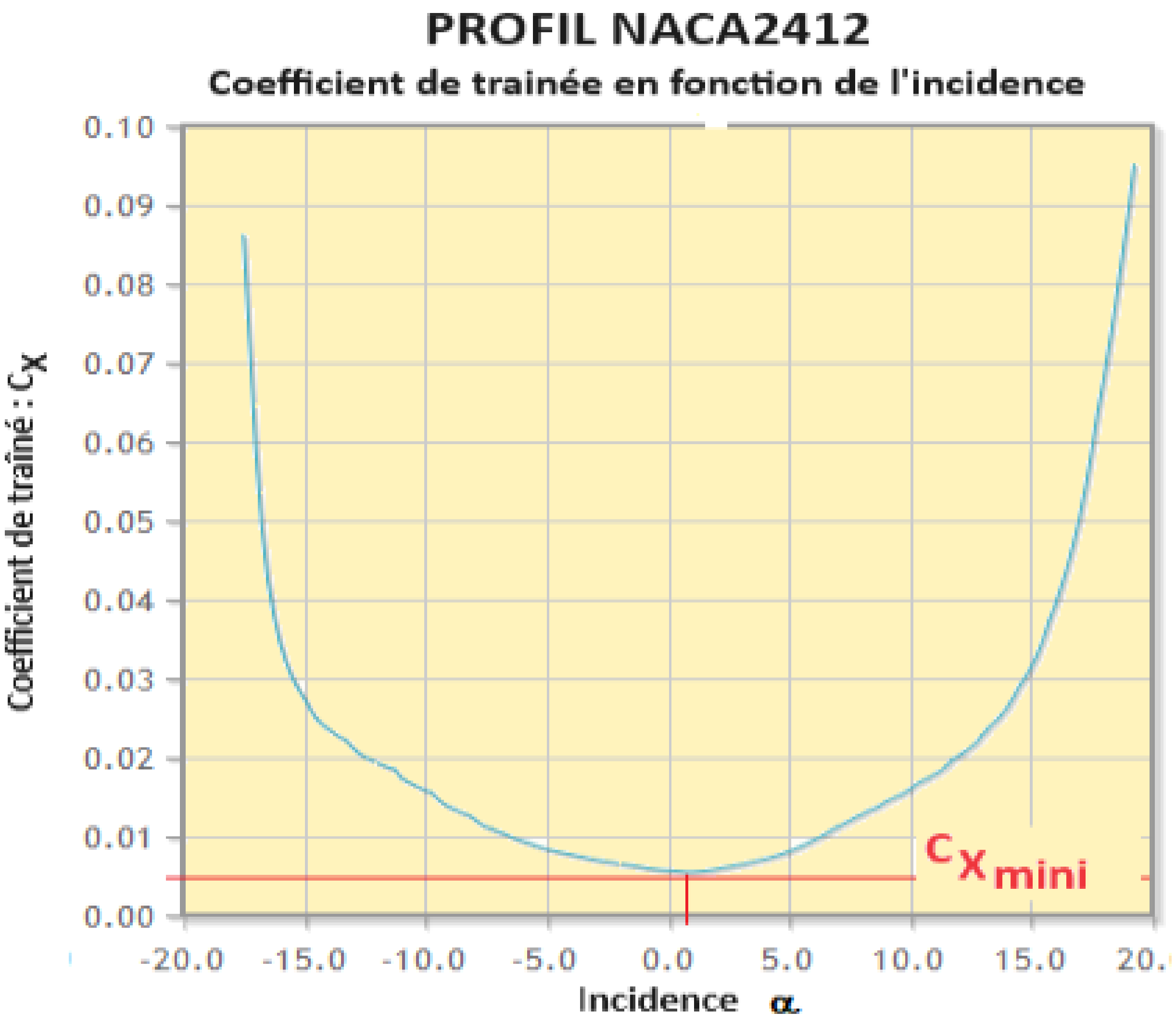
Courbe $\boldsymbol{C_z} = \boldsymbol{f}(\alpha)$

En grande partie une fonction linéaire de l'incidence

$$\boldsymbol{C_z = C_{z_0} + C_{z_\alpha}.\alpha = C_{z_\alpha}(\alpha - \alpha_0)}$$

A partir d'une certaine incidence, la portance décroît rapidement : c'est le **DECROCHAGE**

IX. LES POLAIRES AERODYNAMIQUES

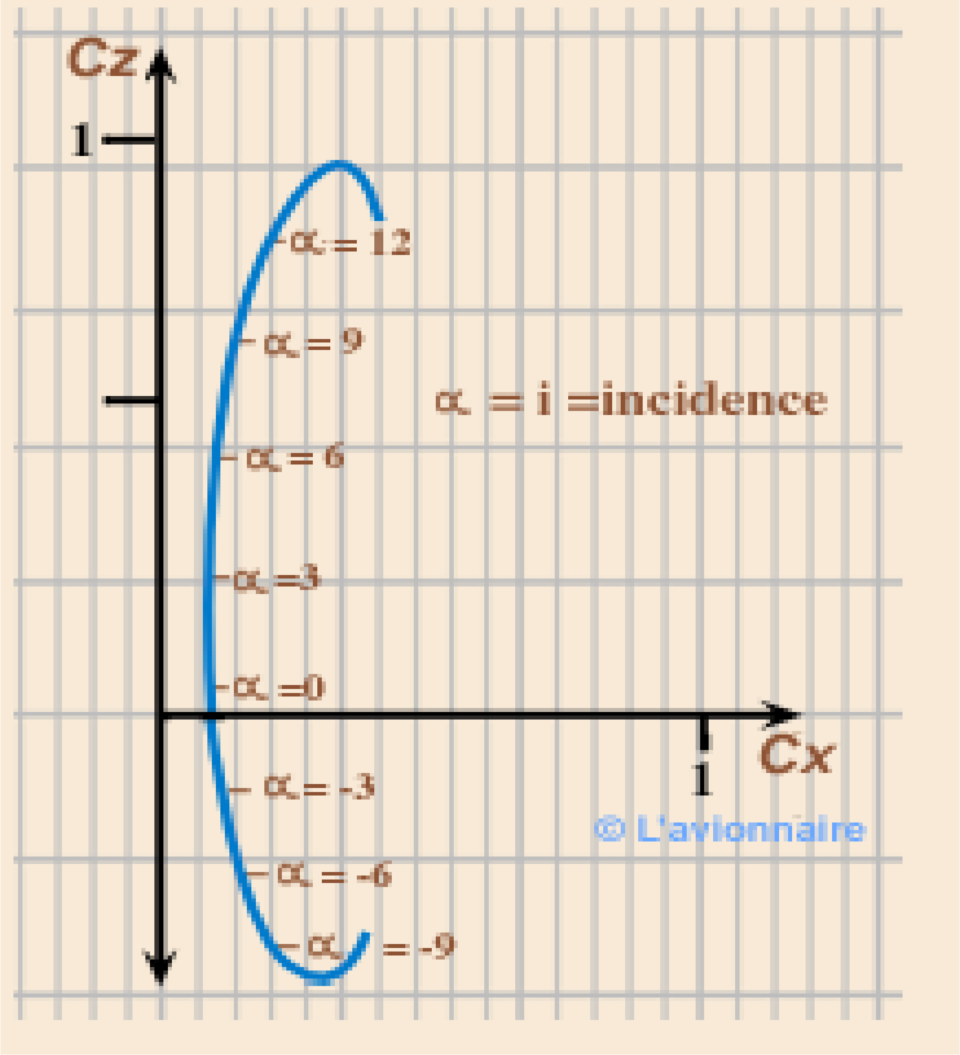


Polaire de la trainée

Courbe $\boldsymbol{C_x} = \boldsymbol{f}(\alpha)$

La trainée n'est jamais nulle en vol

IX. LES POLAIRES AERODYNAMIQUES



Polaires portance - Trainée

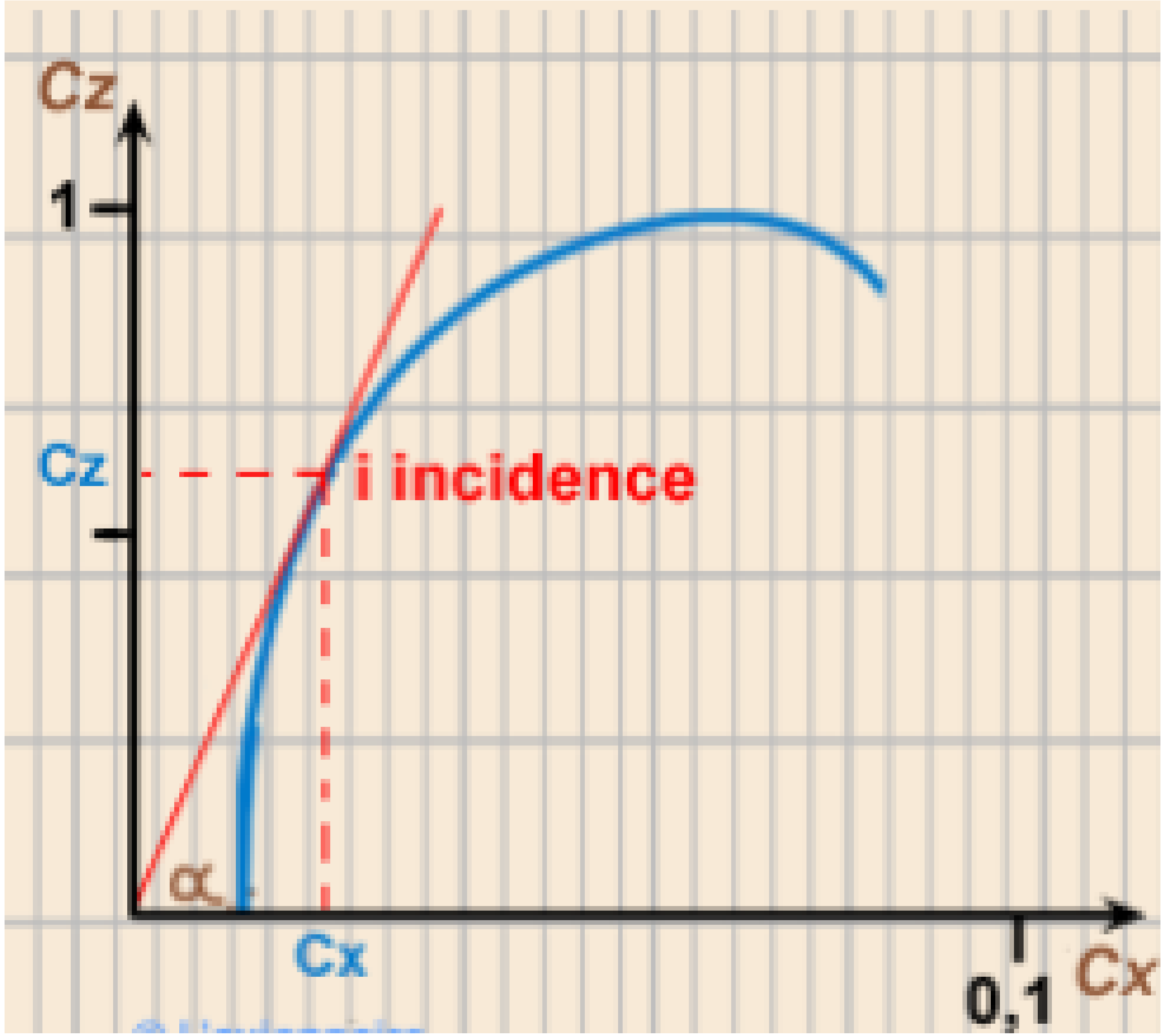
Courbe $\boldsymbol{C_z} = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{C_x})$

La trainée n'est jamais nulle en vol

Polaire de **Gustave Eiffel** tracée ci-contre.

Il existe d'autres présentation de la polaire, telle que la polaire de **Otto Lilienthal** $\frac{C_Z}{C_X} = \boldsymbol{f}(\alpha)$

IX. LES POLAIRES AERODYNAMIQUES



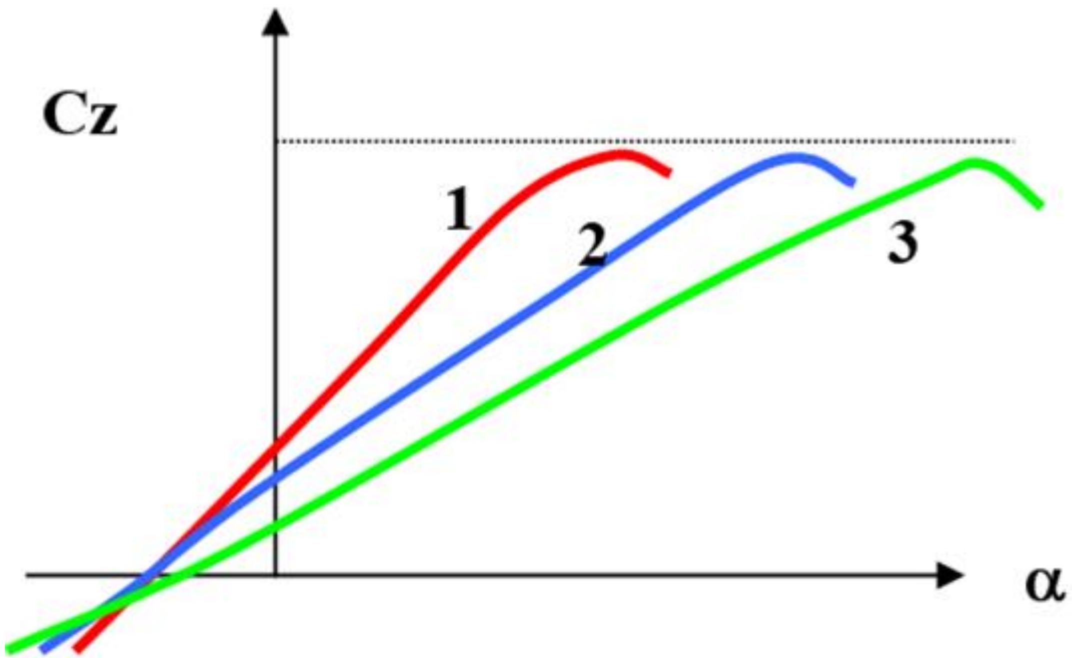
La finesse

$$f = \frac{C_Z}{C_X}$$

Elle caractérise le rendement du profil

La finesse maximale de l'aile f_{max} peut être obtenue à partir de la polaire. Elle correspond au point où la droite issue de l'origine est tangente la courbe de la polaire.

IX.5. L ’AILE D’ENVERGURE FINIE



La courbe 1 correspond à $\lambda_1 \to \infty$

le gradient de portance idéale correspond à l’allongement infini

La portance de l’aile réelle

Les courbes précédentes sont valables pour des profils c’est à dire pour des ailes d’envergure **infinie.**

Nous étudions ici, les cas des ailes ayant une envergure **finie.**

La pente $(\boldsymbol{C_{z\alpha}})$ croît avec l’allongement

$\lambda_2 > \lambda_3 \Rightarrow C_{z\alpha 2} > C_{z\alpha 3}$

Le $\boldsymbol{C_{z_{max}}}$ reste le même

IX.5. L ’AILE D’ENVERGURE FINIE

Trainée de l’aile réelle : Il s’ajoute à la trainée de friction due à la forme et à la viscosité de l’air une trainée induite de coefficient C_{X_i}

Traînée induite : $C_{X_i} = K{C_Z}^2.$

L’équation de la polaire (dans le domaine presque laminaire) d’une aile réelle est alors :

$$\boldsymbol{C_X = C_{X_0} + K{C_Z}^2}$$

On montre que le coefficient K est optimal pour une aile elliptique et vaut alors $K = \frac{1}{\pi\lambda}$ (λ étant l’allongement de l’aile).

Notons que cette expression de la polaire n’est, bien sûr, valable que dans le domaine linéaire de $\boldsymbol{C_z} = \boldsymbol{f}(\alpha)$

IX.5. L 'AILE D'ENVERGURE FINIE

Trainée de l'aile réelle

$$\boldsymbol{C_X = C_{X_0} + KC_Z{}^2}$$

Approximation utilisée pour modéliser $\boldsymbol{C_{X_0}}$ dans Xfoil

- Régime parfaitement laminaire : $\boldsymbol{C_{fl} = \frac{1,328}{\sqrt{R_e}}}$ (formule de Blasius)

- Régime parfaitement turbulent : $\boldsymbol{C_{ft} = \frac{0,444}{(log_{10}(R_e))^{2,58}}}$ (formule de Schlichting)

$$\boldsymbol{C_{X_0} = C_{fl} + (1-f)C_{ft}.}$$

Avec f=facteur de pondération et $\boldsymbol{R_e = \frac{\rho VC}{\mu} = \frac{VC}{\nu}}$

X. LA TRAINEE

Nous avons vu que le coefficient de trainée peut être décomposé par

$$\boldsymbol{C_X = C_{X_0} + C_{Xi}}.$$

- ✓ $\boldsymbol{C_{X_0}}$ est le coefficient d'un groupe de trainée due à la forme de l'aile et la friction de l'air : Trainée de frottement et trainée de forme

- ✓ $\boldsymbol{C_{Xi}}$ est le coefficient d'une trainée induite par la génération de la portance

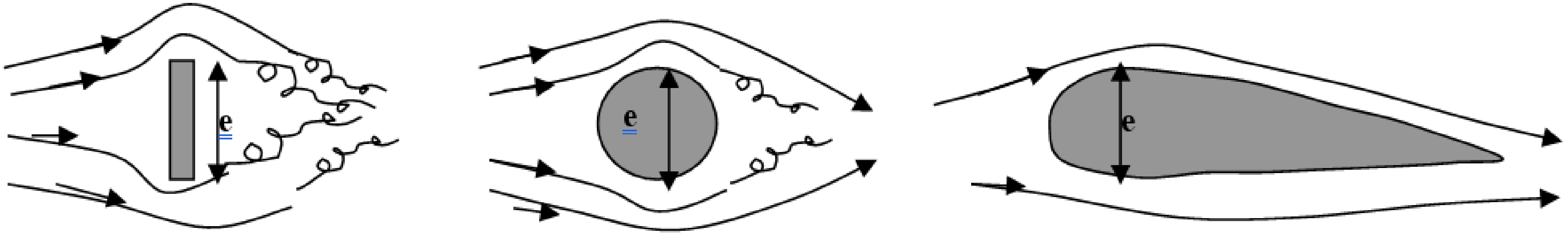
X. LA TRAINEE

1. Traînée de frottement

Phénomène de couche limite. Peut être minimisé avec un meilleur état de surface de l’aile

2. Traînée de forme

La forme de l’objet détermine les efforts de pénétration de l’air et par conséquent la trainée

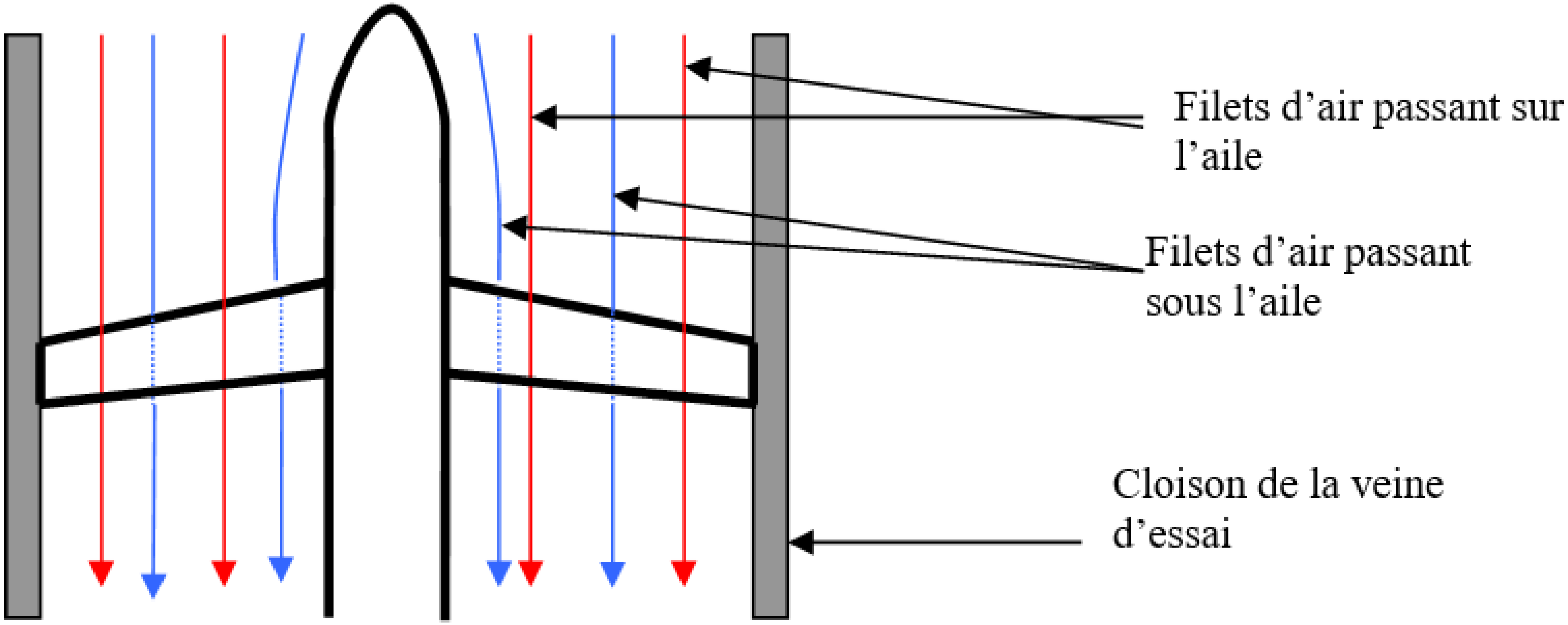


Grande turbulence — **Turbulence moindre :** faible résistance à l’écoulement — **Pas de turbulence**

X. LA TRAINEE

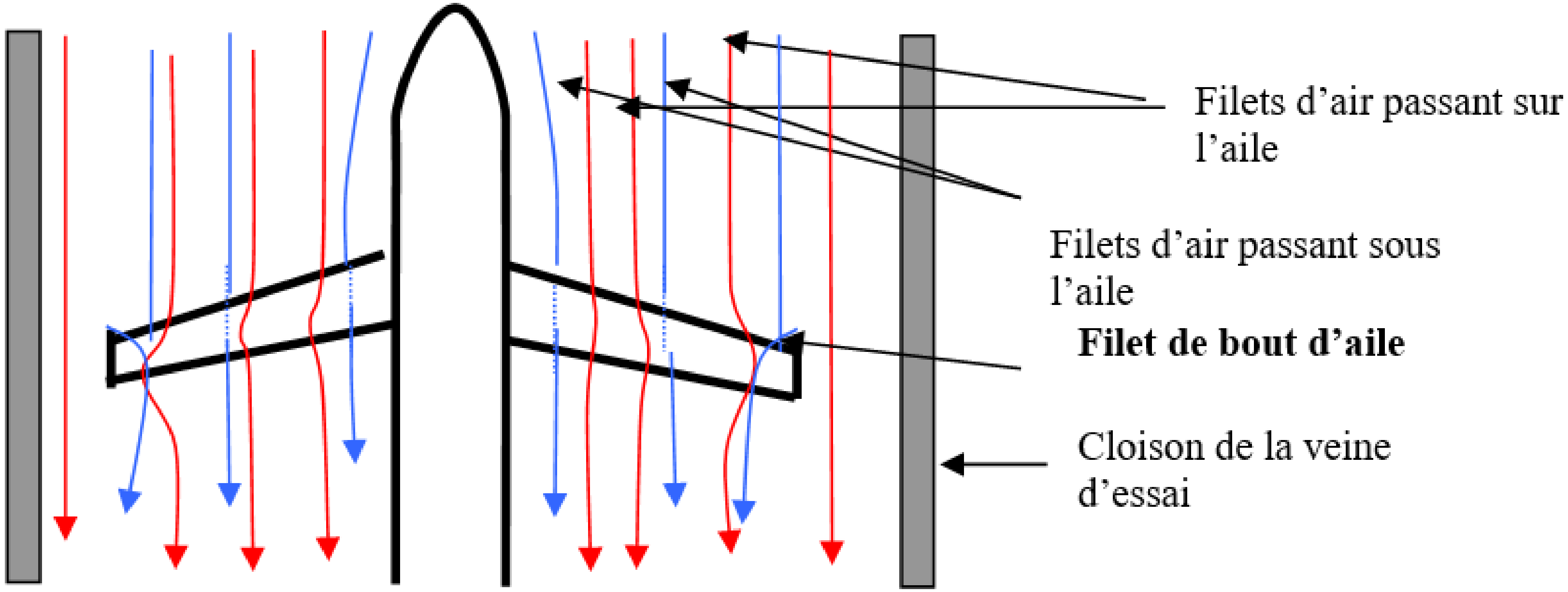
3. Traînée induite

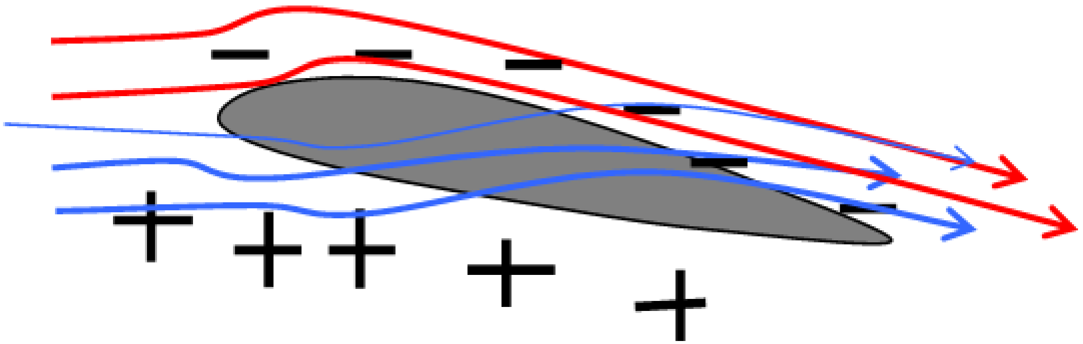
Elle est induite par la circulation en bout d'aile



X. LA TRAINEE

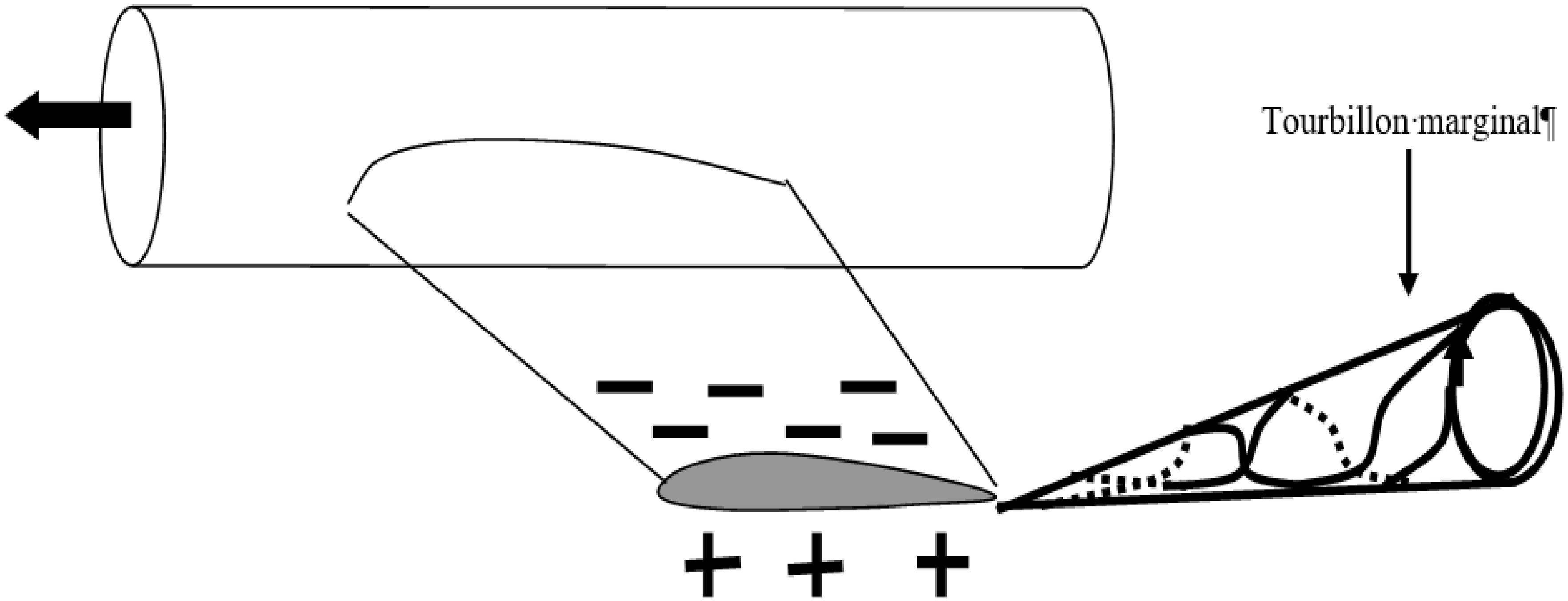
3. Traînée induite





X. LA TRAINEE

3. Traînée induite



La valeur de la traînée induite est donnée par la formule de PRANDTL : $C_{Xi} = \frac{{C_z}^2}{\pi\lambda}$

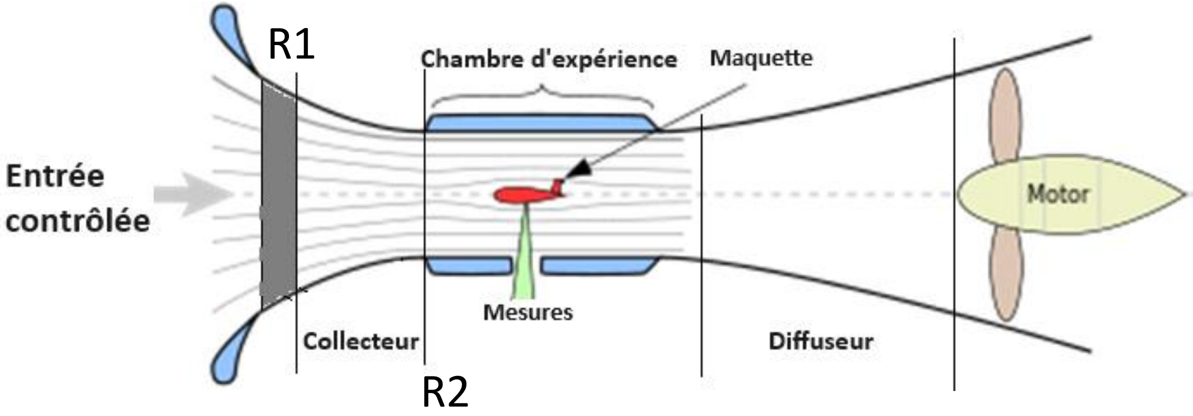
$$\boldsymbol{C_{X_{total}} = C_{X_{forme}} + C_{X_{frottement}} + C_{X_{induit}}}$$

Exercice d’application 1

SOUFLERIE NOMBRE DE REYNOLD

Dans une soufflerie on désire faire un test sur une maquette à une vitesse max 200kt. La vitesse d’air maximale à l’entrée collecteur est de 130Km/h. Calculer le rapport entre le diamètre du collecteur R1 et celui de la chambre d’expérience R2 (les deux sont cylindriques).

La maquette utilisée est à une échelle de 1/3 par rapport à l’aéronef étudié et les phénomènes de turbulence sont observés à 180kt. Calculer à quelle vitesse ces phénomènes seront observés dans le ca de l’avion réel à 3000ft. On considérera l’atmosphère standard avec une masse volumique de l’air de 1.2Kg/m3 à l’altitude de l’expérience,



Application 2

OPTMISATION PROFIL

Lors d'une conception d'un aéronef on désire minimiser la trainée, compte tenu des données suivantes :

- Condition infini amont : $V_{\infty} = 5m/s, \;\; \nu \approx 1.5.10^{-5} \, m^2/s$
- Surface alaire : $S = 0{,}1m/s^2$
- Configuration : $C_z = 0{,}4$

Donner les valeurs optimales de l'envergure B et de la corde pour atteindre l'objectif fixé.

On considérera un régime d'écoulement parfaitement laminaire autour de l'aile