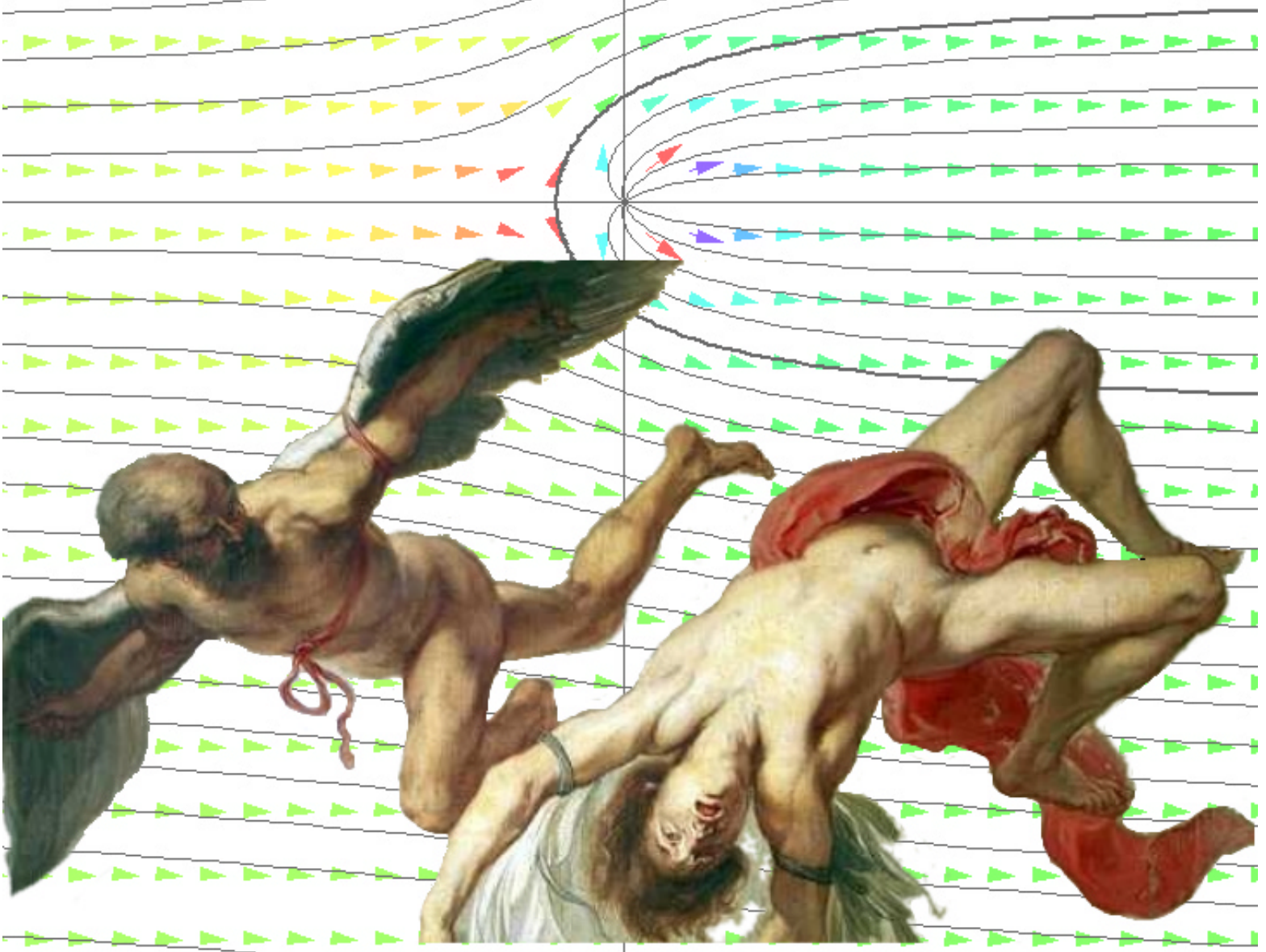
TRAVAIL DE MATURITE 2001

AERODYNAMIQUE HUMAINE



DAVID LUTOLF
Gymnase du Bugnon, Lausanne

LE TRAVAIL DE MATURITÉ

Lors du changement du Règlement sur la Reconnaissance de la Maturité (RRM), il a été décidé que chaque élève, seul ou en groupe, devait présenter un travail autonome d'une certaine importance pour pouvoir accéder aux examens du diplôme vaudois. Ce travail doit comprendre un texte ou commentaire rédigé, et suivi d'une présentation orale, à laquelle assistent les experts jugeant le travail, le tuteur de/des élèves, ainsi qu'un comité réduit de parents et autres étudiants du gymnase.

On nous a donné au début de l'année 2001 une liste de sujets. Il nous fallait ensuite trouver des camarades avec lesquels on devait pouvoir travailler tout en se supportant mutuellement, et choisir un total de trois sujets, lesquels devaient être soumis à la direction. J'ai toutefois échoué sur ce point. Bien que j'aie trouvé l'âme sœur (Marco !), nous n'avons pas été capables de trouver un autre sujet intéressant (le premier ayant été rejeté). Voici probablement la seule raison pour laquelle notre groupe a été divisé, et ne s'est finalement composé que de moi-même.

PRÉFACE

Ce travail ne traite pas, comme le titre pourrait le faire penser, des propriétés aérodynamiques du corps humain, mais plutôt d'aérodynamique à l'échelle humaine, de ses phénomènes les plus courants, et les plus compréhensibles pour vous et moi.

Mon expérience avec l'aérodynamique débute assez tôt. Après avoir longuement admiré les avions et hélicoptères volant dans le ciel lausannois (dont un frère pilote, merci Mic), j'ai décidé de me lancer dans la course, et de m'inscrire à l'Instruction Aéronautique Préparatoire (IAP), qui est en fait une longue formation sélective, organisée principalement par les Forces Aériennes Suisses. Un des premiers documents reçus, qui s'intitulait *« Aérodynamique et Mécanique du vol »*, éveilla ma curiosité théorique, et je pense pouvoir dire que la faute du choix du TM revient à ce livre. Je me suis par la suite souvent posé des questions philosophiques, genre *« qu'ai-je fait ? »* ou *« comment vais-je m'en sortir ? »* , mais le temps a eu raison de moi, et le sujet a pour finir été, bien que compliqué, très intéressant et l'expérience très enrichissante.

J'ai donc voulu aborder un sujet méconnu du public, car trop souvent présenté comme trop compliqué et donc inaccessible, en montrant les applications et les causes des phénomènes rencontrés de manière simplifiée, à l'aide d'une approche historique. Je tiens toutefois à préciser que les notions de physique de base (niveau gymnasial) doivent être supposées acquises afin de comprendre les subtilités de certaines démonstrations. De plus, afin de simplifier un phénomène très complexe, parfois seules des méthodes de calcul empiriques seront utilisées à des fins d'approximations.

Dans la plupart des (rares) ouvrages de vulgarisation traitant de l'aérodynamique, la définition du phénomène se résume souvent à "*l'aérodynamique, c'est ce qui fait voler les avions*", sans plus de détails utiles. J'avais pour mission d'aborder le domaine supersonique, de façon compréhensible pour mes camarades d'option spécifique. Une introduction devait présenter le domaine subsonique, afin de permettre une compréhension du reste. Après avoir commencé le travail de recherche et une ébauche d'introduction, je me suis rendu compte qu'il ne serait pas possible de procéder ainsi. La matière étant complexe, quelques pages seulement ne suffiraient pas à en exposer l'essentiel. Il a donc été décidé de faire le travail entier sur une aérodynamique plus générale, et donc plus compréhensible.

Je vais donc essayer de vous faire connaître les fondements de l'aérodynamique sans vous imposer un mal de crâne d'ici à la fin de la lecture, en présentant un texte comprenant un peu de théorie, mais également un aperçu historique et pratique.

RÉSUMÉ

D'innombrables tentatives ont été faites par des hommes désireux de voler. Elles ont à peu près toutes échoué, jusqu'à ce que certains se posent les bonnes questions, et fassent les expériences nécessaires.

On a ainsi pu trouver les bases de l'aérodynamique, les règles essentielles qui gouvernent cette portion de nature. L'influence de la forme, de la taille et de la vitesse a été clairement établie, ainsi que celle d'autres facteurs comme la masse volumique ou la nature du fluide utilisé. Parfois inspirés par ceux que l'on appelait les *« fous volants »*, des théoriciens se sont penchés sur le problème et ont énoncé des lois solides, afin de remplacer les empoignes érigées par d'autres.

Bernoulli a ainsi rationalisé le problème d'écoulement de fluide, et expliqué par des règles mathématiques fiables qu'une augmentation de la vitesse est accompagnée d'une réduction de pression.

Des souffleries ont été construites pour satisfaire les besoins grandissants d'ingénieurs, expérimentateurs et théoriciens, toujours désireux d'en savoir plus. Au début petites, elles sont devenues grandes, puis immenses, dépassant tout ce qu'on avait pu imaginer auparavant.

Avec le temps, l'aviation se fit une place dans le monde. Tout le monde en avait besoin, et les objectifs devenaient plus durs à atteindre, les vitesses beaucoup plus élevées. On se trouva alors en face d'un nouveau problème, jamais rencontré auparavant. Il semblait qu'à l'approche de la vitesse du son, on rencontrait des phénomènes jamais vus auparavant, et qui semblaient difficiles à résoudre. Le domaine transsonique était atteint. On inventa de nouveaux systèmes et fit de nouvelles expériences. Les théoriciens essayèrent de comprendre, et finirent par élaborer de nouvelles théories, moins fiables cette fois. A des vitesses avoisinant la vitesse du son, l'air se comprime, et des ondes de choc apparaissent.

Si l'on va encore plus vite, la situation ne s'améliore pas : les gradients de pression sont si élevés, les accélérations de particules si grandes que la température s'élève à plusieurs milliers de degrés, souvent plus chaud que la surface du soleil. Les véhicules doivent être équipés de boucliers thermiques et leurs formes très bien étudiées si on veut diffuser la température et éviter une destruction immédiate. Les molécules du gaz sont détruites, d'autres se reforment en peu plus tard. Devant l'objet, une onde de choc est visible, même à l'œil nu, et des énergies considérables sont perdues en chaleur dans l'ensemble de ces processus.

Depuis environ cent ans, nous sommes passés de découverte en découverte, et notre compréhension de la théorie derrière ces phénomènes physiques ne cesse de s'améliorer. A travers ce travail, je vais tenter de vous faire connaître les notions principales de ce vaste et passionnant domaine.

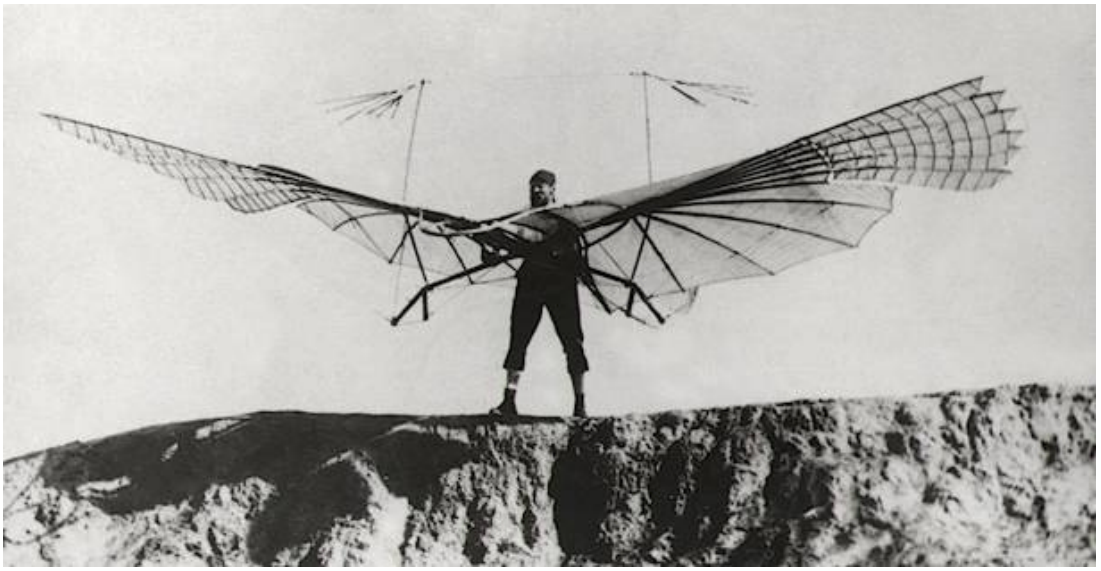
TABLE DES MATIÈRES

- INTRODUCTION..... P. 6
- EXPÉRIMENTATION DE BASE..... P. 8
- *Influence de la taille*..... P. 8
- *Vitesse*..... P. 8
- *Pression*..... P. 9
- *Forme du corps*..... P. 9
- *Relation générale*..... P. 10
- *Anémomètre de Robinson*..... P. 10
- *Angle entre une plaque et le courant*..... P. 11
- BERNOULLI..... P. 13
- *Equation de continuité*..... P. 14
- *Théorème de Bernoulli*..... P. 14
- *Venturi*..... P. 16
- APPLICATION À L'AILE..... P. 17
- *Couche limite et traînée*..... P. 18
- *Point de transition*..... P. 19
- *Nombre de Reynolds*..... P. 19
- UNE MÉTHODE DE RÉSOLUTION : LA CIRCULATION..... P. 20
- *Flux*..... P. 21
- *Equation d'une ligne de courant*..... P. 22
- *Principe de superposition*..... P. 22
- *Demi-corps*..... P. 23
- LE PROBLÈME TRANSSONIQUE..... P. 24
- *Un peu de théorie*..... P. 24
- DOMAINE SUPERSONIQUE..... P. 26
  - *Les ondes de choc*..... P. 27
- HYPERSONIQUE – OÙ LA CHALEUR COMPLIQUE TOUT..... P. 29
- CONCLUSION
- *La mécanique des fluides aujourd'hui*..... P. 30
- *Le travail de Maturité*..... P. 30
- *Remerciements*..... P. 31
- ANNEXES
  - *Expériences de base*..... P. 32
  - *Modélisation d'écoulement*..... P. 39
  - *Références principales*..... P. 42
  - *Sources des Illustrations*..... P. 43
  - *Glossaire*..... P. 44
  - *Index Alphabétique*..... P. 48

Note : le signe ♦ indique des précisions sur le mot dans le glossaire, en fin de document.

INTRODUCTION

Pendant bien longtemps, les hommes ont essayé de voler. Icare et d'autres hommes munis d'ailes plus ou moins efficaces y ont laissé beaucoup de plumes.



Otto Lilienthal¨, vers la fin du XIXème siècle
[Encarta Encyclopedia]

La mécanique qui rend le vol possible était alors un mystère, car les seuls exemples disponibles étaient ces mêmes oiseaux qui tourbillonnent dans le ciel, et qui refusaient absolument de livrer leur secret. Il a donc fallu que l'homme se débrouille seul pour arriver à ses fins.
Une expérience simple à faire, que vous connaissez d'ailleurs sûrement, consiste à sortir la main d'un véhicule roulant à une certaine vitesse. Chacun a pu remarquer que lorsque l'on change l'angle entre la direction du vent et la main, cette dernière est soumise à des forces vers l'arrière, ainsi que le haut ou le bas selon l'angle, d'intensité variable. On peut alors s'amuser à tenir divers objets en dehors de la fenêtre, tels que des planches, sphères et autres volatiles empaillés. En France, Eiffel laissait tomber des objets du haut de la tour du même nom afin d'étudier l'effet que l'air avait sur eux.

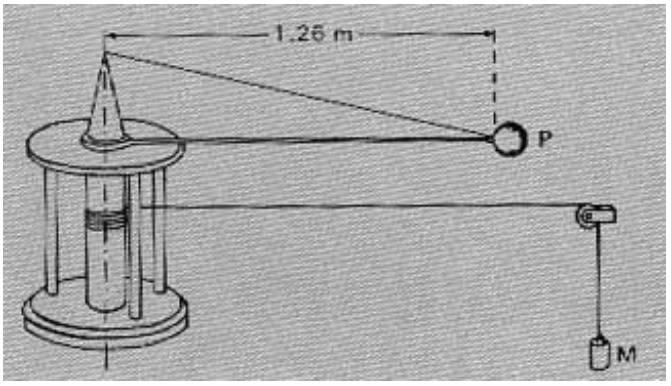
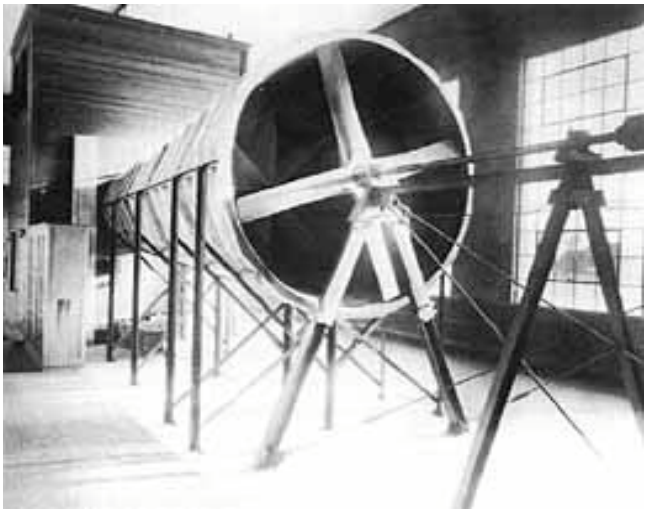


Schéma d'un bras rotatif
[NASA History Office]

En faisant le raisonnement que seule la vitesse relative entre la main et le vent importe, on peut alors procéder à des mesures des forces découvertes précédemment à l'aide d'une installation simple : un genre de tourniquet muni d'une longue perche, à laquelle on suspend le modèle. La vitesse angulaire est facile à mesurer, et donc la vitesse de l'objet en test. Le système, simple et efficace, souffre toutefois de deux problèmes majeurs : à cause du mouvement de rotation, toutes les parties du modèle n'ont pas une vitesse identique, et, comme lorsque l'on remue son thé dans une tasse, l'air se met en rotation autour de l'axe du carrousel, et fausse toutes les mesures. Après des essais relativement concluants, cette solution n'était plus suffisante pour arriver à des résultats utilisables. L'idée vint alors de construire un tunnel, muni d'un ventilateur à l'une de ses extrémités, dans lequel on place le modèle. Des systèmes de poids et de poulies étaient utilisés pour mesurer les différentes forces créées par l'écoulement de l'air autour de l'objet.



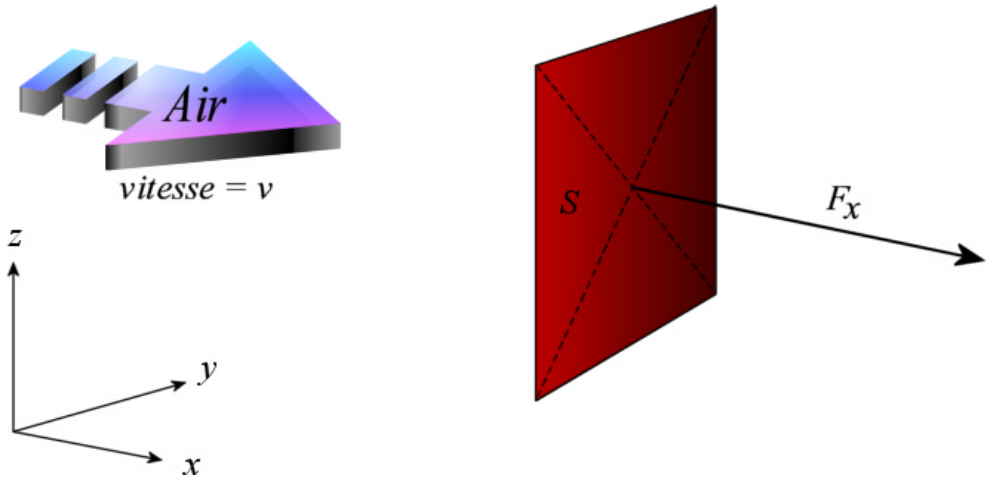
Bien que très simples et peu performantes au début, ces souffleries ont bien vite évolué. Après Otto Lilienthal, qui fit voler un planeur pour la première fois en 1891 (et se tua de la même manière cinq ans plus tard), les exploits des frères Wright à Kitty Hawk le 17 décembre 1903 ou Louis Blériot qui traversa la manche, les gouvernements s'intéressèrent vite à la recherche dans ce nouveau domaine, qui auparavant appartenait aux fous rêveurs. Des moyens financiers furent disponibles, et la recherche put sérieusement avancer.

Vieilles souffleries
[NASA HISTORY OFFICE]

EXPÉRIMENTATION DE BASE

Influence de la taille

Etudions tout d'abord la résistance de plusieurs objets placés dans un courant d'air. Premièrement, un disque de surface S est placé dans notre tunnel, face à un vent de vitesse v. Nous mesurons une force F_x, dans la direction et le sens de l'écoulement de l'air. En doublant la surface du disque, la force mesurée vaut 2 fois F_x. En triplant la surface initiale, la force vaut 3 fois F_x ; elle est donc de toute évidence proportionnelle à v. En répétant l'expérience avec d'autres formes, en variant la section, nous constatons encore que la résistance à l'air est proportionnelle à la surface S, perpendiculaire au courant.



Vitesse

En reprenant une plaque quelconque, nous faisons ensuite varier la vitesse du vent. En doublant v, la résistance F_x est quadruplée ; en triplant v, F_x est multiplié par en facteur 9. Nous pouvons donc en déduire que la résistance est proportionnelle au carré de la vitesse de l'écoulement de l'air.

Pression

Essayons ensuite de grimper sur de hauts sommets, toujours accompagnés de notre installation. L'altitude aidant, la pression de l'air diminue. Des mesures supplémentaires nous permettent d'affirmer que la résistance à l'air est proportionnelle à la pression du gaz ambiant.

Forme du corps

Mais nous supposons bien qu'une plaque, placée perpendiculairement à l'écoulement de l'air, n'est pas la meilleure chose qui puisse nous arriver. Nous allons donc prendre des corps de formes différentes et les soumettre à des conditions identiques. En divisant ensuite F_x par tous les paramètres connus (vitesse^2, pression, ainsi que surface maximale), nous obtenons un facteur de forme C, coefficient nous donnant alors une idée des performances de chaque forme par rapport à une autre. Si nous considérons le disque comme ayant un coefficient de 1, nous obtenons les ordres de grandeur suivants :

Forme du corps	Direction du courant ⇨	Coefficient
Disque		1
Sphère lisse / rugueuse		0.1 / 0.4
Demi-sphère creuse		1.42
Demi-sphère creuse		0.38
Fuseau		0.2
Fuseau		0.08

Nous voyons donc que la forme des corps joue une part très importante, vu que les différences de traînée sous les mêmes conditions vont jusqu'à 12 fois pour le disque et le fuseau dans le meilleur des cas, rapport qui peut même aller jusqu'à $^1/_{25}$.

« In fluid dynamics you have to smooth whatever you can, whenever you can, as much as you can. »
[A. Jameson, 1994]

Relation générale

Afin de mieux pouvoir utiliser les résultats précédents, nous allons donner une formule simple, englobant les paramètres vus jusqu'à présent. Soient S la surface perpendiculaire à l'écoulement, v la vitesse du fluide par rapport au corps, r (rhô) la masse volumique de ce fluide, et C_x le facteur forme, nous obtenons :

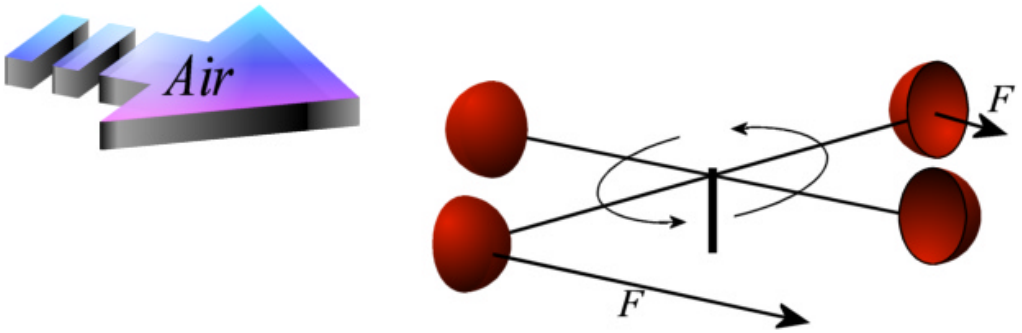
$$F_x = C_x \cdot S \cdot r \frac{v^2}{2} \tag{2.1}$$

Le facteur ½ a son origine dans les énergies.

On constate un coefficient C_x ; celui-ci est utilisé par les aérodynamistes pour caractériser la pénétration d'un corps dans l'air. Le plus petit étant le mieux, certains constructeurs automobiles, notamment, le font figurer parmi les données techniques de leurs véhicules.

Anémomètre de Robinson

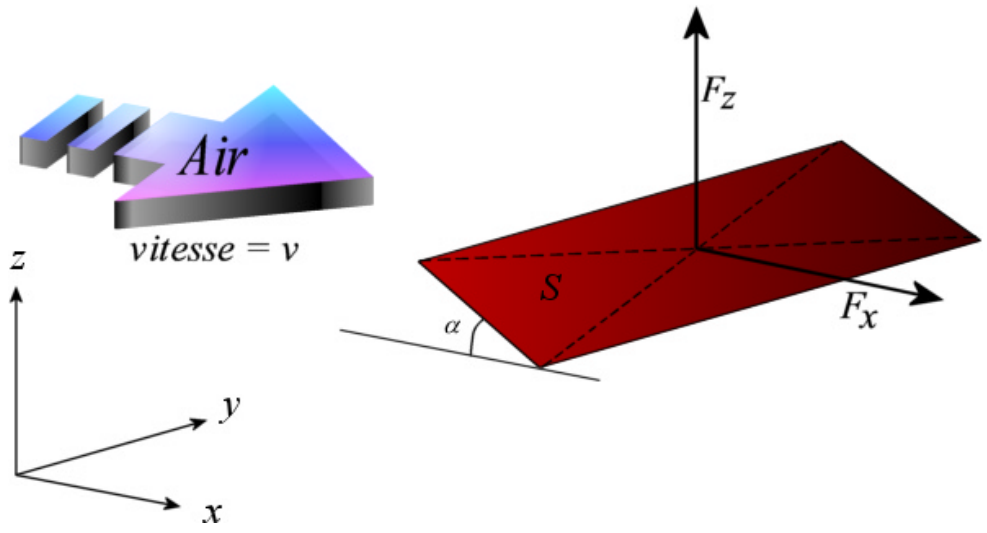
Dans le tableau précédent, on voit également qu'il réside une très grande différence selon le sens d'écoulement du fluide autour d'une demi-sphère creuse. On peut alors en placer quatre aux extrémités d'une croix, selon le dessin ci-dessous. En raison de l'asymétrie des forces générées par un courant d'air, la croix se met en rotation autour d'un axe en son centre. L'assemblage, muni d'un compte-tours, constitue un anémomètre simple et solide, appelé anémomètre de Robinson, du nom de son inventeur.



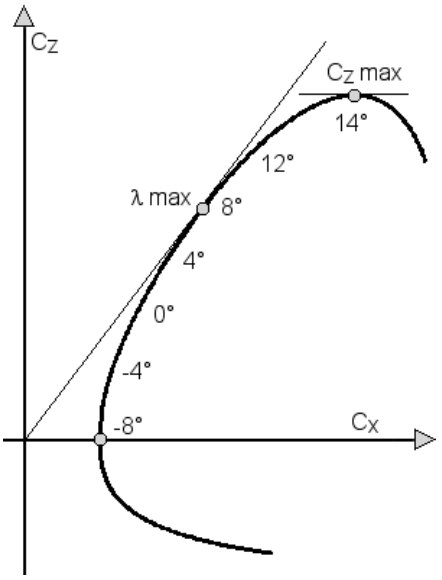
Anémomètre de Robinson

Angle entre une plaque et le courant

Une autre façon d'aborder les choses est d'étudier l'influence de l'angle entre une plaque et le courant d'air. Le plus simple, pour commencer avec des mesures numériques, est de prendre une plaque de dimensions fixes, et de faire varier son angle par rapport à la direction du vent. On peut alors observer une variation de la force à laquelle est soumise la plaque, selon l'angle. Comme on désire en effet faire voler un objet, c'est la force vers le haut, perpendiculaire à l'écoulement d'air (F_z), qui nous intéresse. C'est la portance. La force parallèle à ce même écoulement (F_x) n'est d'aucune utilité, et donc parasitaire. C'est la traînée. Une bonne façon de se faire une idée de la façon dont ces forces évoluent l'une par rapport à l'autre est bien évidemment d'en faire un graphique. Un tel graphique se nomme une polaire.



On peut obtenir, à l'aide de ce graphe, des informations très utiles quant aux caractéristiques d'une telle "aile". On voit, entre autres, que C_x et C_z augmentent avec l'angle. Toutefois, passé un certain point, C_z chute brusquement, alors que C_x augmente de même. De plus, en traçant la tangente au graphe de l'origine, nous obtenons le meilleur rapport $\frac{C_z}{C_x}$. Ce point est également l'angle pour lequel le rendement est le meilleur.



Polaire d'une aile cambrée
F_x abscisse et F_z ordonnée, a paramètre

Mais une plaque simple n'est pas très pratique : en effet, son rendement est relativement mauvais, et la chute de C_z est très brusque. Les mesures sont les mêmes, mais une aile cambrée, du type qui équipe les oiseaux, est utilisée en lieu est place de la plaque.

« Heavier-than-air flying machines are impossible. »
[Lord Kelvin, 1895]

Nous voyons également plusieurs différences notables avec la plaque simple :

- Le rendement maximum est meilleur
- F_{zmax} est plus grand
- La chute de F_z est nettement moins brusque
- La forme de l'aile rend possible la présence d'une structure portante ou de réservoirs
- **Lorsque** a **=0, *Fz* n'est pas nulle.**

Ce dernier fait est très intéressant, et mérite donc des réflexions.

Le premier ayant fait les bonnes réflexions à ce sujet est un dénommé Bernoulli♦.

Note : bien que très utile, la polaire ne donne pas toutes les caractéristiques d'une aile. Un autre effet important de la variation de l'angle d'attaque♦ est le déplacement du point d'application de la force résultante, soit du centre de portance de l'aile. Celui-ci se déplace vers l'avant avec une augmentation de l'angle d'attaque, puis recule brusquement lorsque la portance chute.

BERNOULLI (1700-1782)

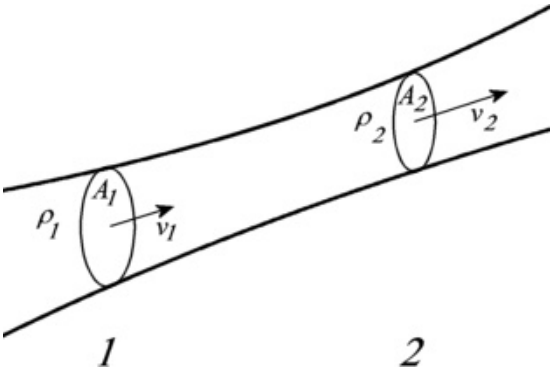
Les définitions suivantes sont requises avant de continuer :

- *Ligne de courant* : une ligne de courant est une ligne imaginaire dans le courant, de telle sorte que le vecteur vitesse à n'importe quel point soit toujours tangent à cette ligne. Il découle de cette définition qu'à travers chaque point ne passe qu'une et unique ligne de courant ; cela implique également que deux lignes de courant ne peuvent se rejoindre, car cela signifierait qu'il existe deux vecteurs vitesse en ce point, ce qui n'est pas envisageable. Il y a toutefois une exception : des lignes de courant peuvent se rejoindre lorsque la vitesse locale est nulle ; ceci est appelé un « *point de stagnation* ».
- *Trajet de particule* : trajectoire suivie par une particule dans le fluide. Dans un écoulement stationnaire, la vitesse est toujours tangente à ce trajet, qui est alors identique à une ligne de courant.
- *Tube de courant* : considérer une ligne fermée imaginaire, à l'intérieur du fluide. En dessinant toutes les lignes de courant traversant cette ligne, nous obtenons une surface tubulaire appelée *tube de courant*. Comme la vitesse est toujours tangente à chaque ligne de courant, il en résulte qu'aucune partie de fluide ne coule à travers les parois du tube, mais uniquement à l'intérieur ou à l'extérieur de ce tube.
- *Filament de courant* : un filament de courant est un tube de courant de section infinitésimale (pour le calcul intégral, que nous aimons tous bien sûr)

Bernoulli a également considéré un écoulement d'air stationnaire. Cela signifie que les conditions (vitesse, pression, température...) dans le courant ne varient pas au cours du temps.

Equation de continuité

Appelons deux sections du tube, choisies au hasard, 1 et 2. L'aire du filament à chacune de ces sections A_1 et A_2 ; soient ρ_1, ρ_2, V_1 et V_2 les masses volumiques et vitesses respectives à travers ces sections, chacun constant sur l'aire en question (comme nous intégrons, cette dernière est très petite).



Comme l'écoulement est stationnaire, il ne peut y avoir aucun amas de particules dans le filament, et comme aucune particule ne peut sortir ou entrer de ce filament, la masse de fluide traversant chaque section est la même. Donc,

$$r_1 A_1 V_1 = r_2 A_2 V_2 \qquad (3.1)$$

Comme les sections 1 et 2 sont choisies au hasard, il en résulte que rAV est constant le long d'un filament de courant.

Cette équation n'est valable que pour un tube de taille finie, à condition que la masse volumique et la vitesse ne varient pas à travers la section. Lors de variations, nous pouvons donc écrire

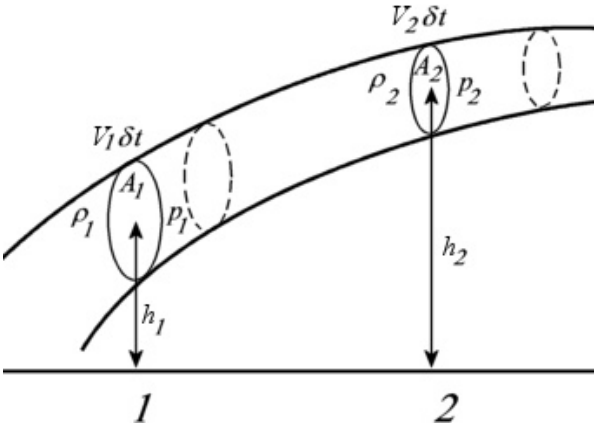
$$\int_A r V \cdot dA = \text{constant, pour un écoulement compressible} \qquad (3.2)$$

Nous verrons plus tard que pour des vitesses ne dépassant pas la moitié de la vitesse locale du son, la masse volumique r du fluide ne varie que très peu et peut alors être considérée constante, ce qui simplifie les calculs et n'affecte pas les résultats.

$$\int_A V \cdot dA = \text{constant, pour un écoulement incompressible} \qquad (3.3)$$

Théorème de Bernoulli (écoulement incompressible)

Reprenons un filament de courant, en particulier la masse du fluide aux sections 1 et 2. En plus de A_1, A_2, ρ_1, ρ_2, V_1 et V_2, ajoutons p_1 et p_2, les pressions du fluide à une hauteur h_1 et h_2 au-dessus d'un niveau de référence. Considérons ensuite la même masse de fluide un instant δt plus tard. La section 1 se sera déplacée d'une distance $v_1\delta t$ par rapport à sa précédente position, et la section 2 d'une distance $v_2\delta t$.



Par continuité, le travail des pressions aux sections 1 et 2 sera donné par

$$W = p_1 A_1 V_1 dt - p_2 A_2 V_2 dt$$

et par continuité, $A_1V_1 = A_2V_2 = AV$. Alors

$$W = AV(p_1 - p_2)dt \qquad (3.4)$$

Le fluide étant non visqueux (ou parfait), il n'y a donc pas de frottement, et ceci est le travail total effectué sur cette masse de fluide.
Le gain en énergie cinétique est

$$E_{cin} = \frac{1}{2} r_2 V_2 A_2 dt V_2^2 - \frac{1}{2} r_1 V_1 A_1 dt V_1^2 = \frac{1}{2} r VA(V_2^2 - V_1^2)dt \qquad (3.5)$$

et le gain en énergie potentielle, g représentant l'accélération de la pesanteur

$$E_{pot} = g r_2 V_2 A_2 dt h_2 = g r_1 V_1 A_1 dt h_1 = g r VA(h_2 - h_1)dt \tag{3.6}$$

Comme il n'y a que des énergies conservatives en jeu, l'on peut appliquer la conservation de l'énergie mécanique, ce qui donne

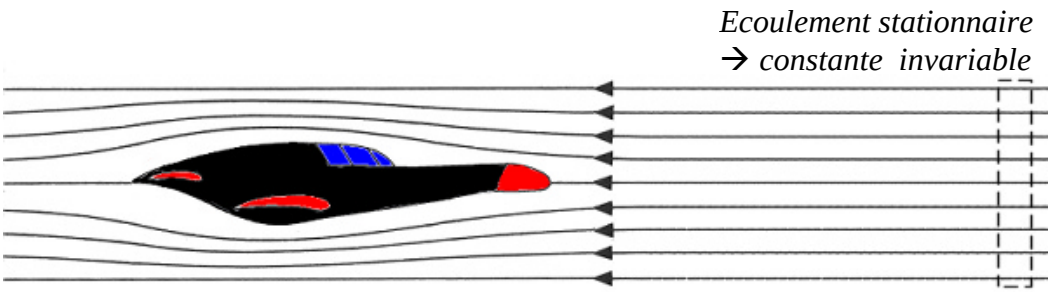
$$\begin{aligned} AV(p_1 - p_2)dt &= \frac{1}{2} r VA(V_2^2 - V_1^2)dt + g r VA(h_2 - h_1)dt \\ p_1 + \frac{1}{2} r V_1^2 + r g h_1 &= p_2 + \frac{1}{2} r V_2^2 + r g h_2 \end{aligned} \tag{3.7}$$

Une fois de plus, comme les sections 1 et 2 sont choisies arbitrairement, il s'ensuit que cette relation est valable en chaque point de la ligne de courant. On a donc

$$p + \frac{1}{2} r V^2 + r g h = \text{constante} \tag{3.8}$$

Nous voici donc en face de l'équation d'énergie de Bernoulli, qui exprime la conservation de l'énergie par unité de masse. Sans réflexion, elle n'est toutefois pas très utile, car valable uniquement le long d'une ligne de courant. Mais en admettant un écoulement stationnaire et régulier en amont de l'objet étudié, il s'ensuit que la valeur de cette constante est la même non seulement le long d'une ligne de courant, mais à travers l'écoulement entier.

Nous pouvons également la simplifier en soustrayant le facteur rgh, lié à l'altitude d'un point par rapport à un autre. En effet, pour toute expérience standard, ou pour tout avion, véhicule ou autre insecte en mouvement dans un fluide léger (gaz), ces effets sont négligeables.



Les conséquences de cette équation sont simples, mais sont la base de l'aérodynamique. A savoir : dans tout écoulement, une augmentation de vitesse est accompagnée par une réduction de la pression, et vice versa.

Aux endroits où la vitesse est nulle, la pression atteint un maximum, appelée pression de stagnation, ou p_0.

Venturi¨ (1746-1822)

Une application simple et facile à vérifier réside dans le tube de Venturi. Il s'agit d'un tube de section quelconque, se rétrécissant puis s'élargissant de nouveau. Cette expérience est très facile à réaliser avec de l'eau et un tube confectionné sur mesure, muni de tubes verticaux ouverts vers le haut.

En considérant un écoulement stationnaire, la même masse de liquide passe durant le même instant à chaque endroit.
Les aires des sections aux points 1, 2 et 3 sont A_1, A_2 et A_3 respectivement, et la vitesse du fluide en ces points v_1, v_2 et v_3. Bernoulli nous indique que $v_1A_1 = v_2A_2 = v_3A_3$. Encore grâce à Bernoulli, nous pouvons calculer la pression dynamique à chaque point, selon la vitesse.

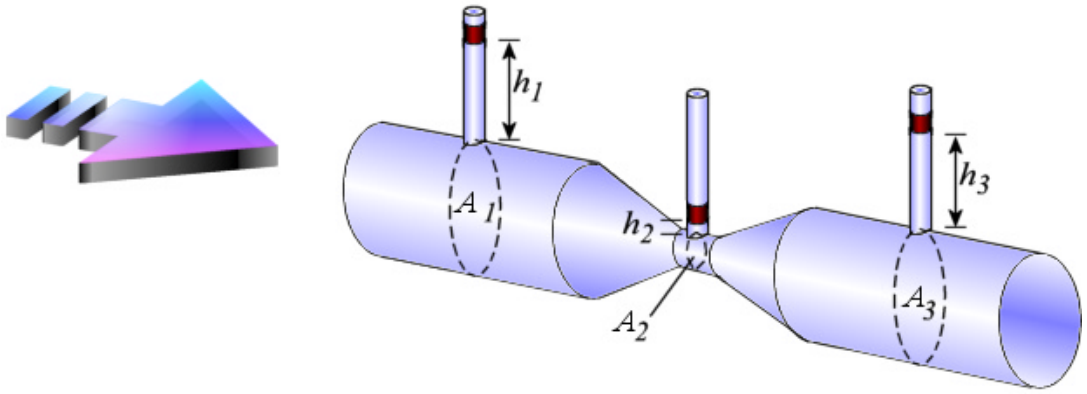


Schéma d'un tube de Venturi

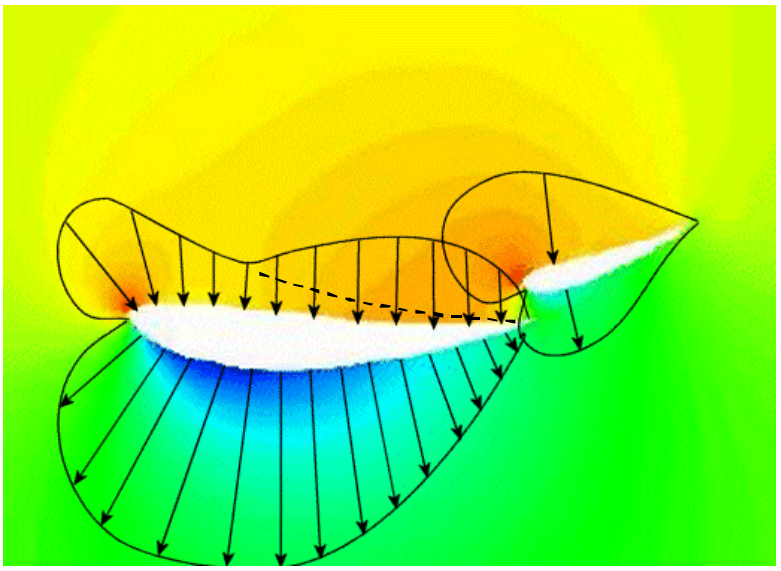
Les hauteurs h_1, h_2 et h_3 dans chacun des tubes verticaux indiquent directement la pression dynamique en ce point.

Les applications les plus courantes du tube de Venturi sont l'injection d'un fluide dans un autre, la création d'une dépression pour entraîner des instruments gyroscopiques, et parfois pour mesurer la vitesse de l'écoulement.

APPLICATION À L'AILE

Les mêmes considérations peuvent êtres faites en prenant non pas un tube fermé, mais un écoulement libre, dans lequel on place un profil choisi. L'air devant contourner l'obstacle, il doit parcourir un chemin plus grand dans le même laps de temps, et donc circuler plus vite, ce qui engendre des différences de pression à ses alentours.

Prenons par exemple la répartition des pressions sur un aileron de voiture de course (qui n'est, en fait, qu'une aile ou combinaison d'ailes à l'envers, ceci afin d'augmenter le poids apparent du véhicule).
La force résultant d'une pression s'exerçant perpendiculairement à la surface, nous pouvons dessiner les forces s'exerçant en plusieurs points (sur cette image, l'air circule de gauche à droite).



Pressions aux alentours d'un profil et forces en résultant.
rouge = surpression, bleu = dépression, vert = pression de référence

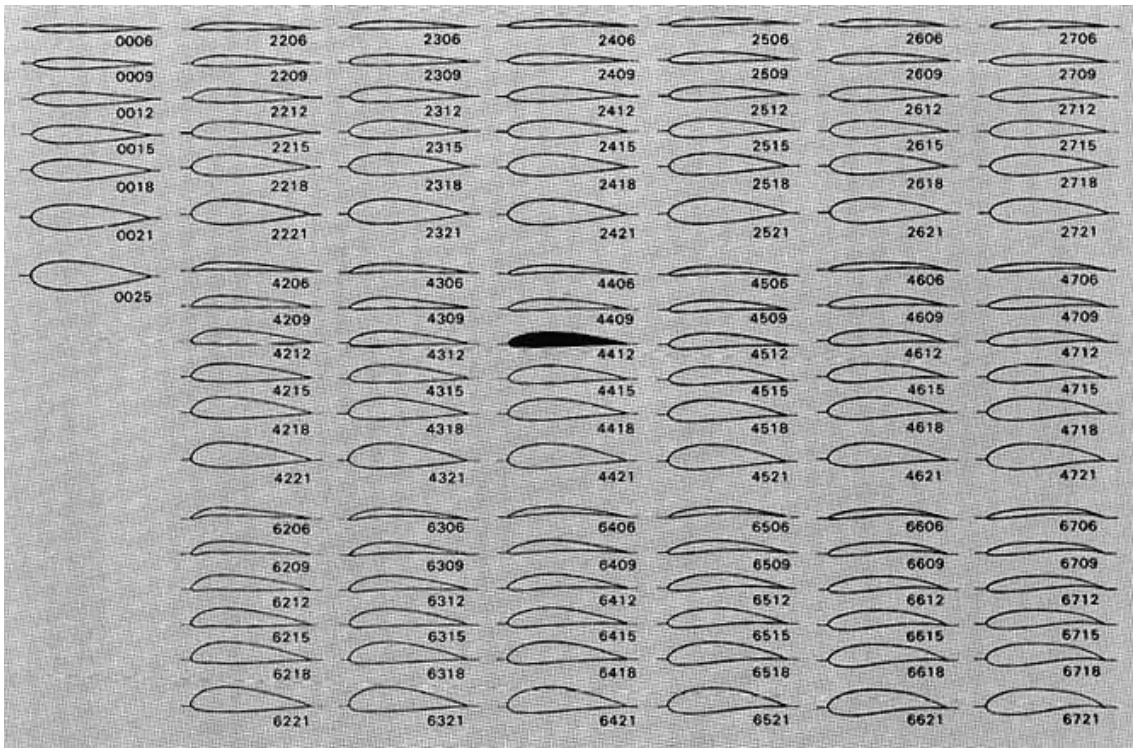
Pour des raisons de clarté, on dessine uniquement un nombre limité de forces ; l'enveloppe autour des flèches représente le lieu géométrique des pointes de tous les vecteurs. De plus, le point d'application des forces générées par une surpression se situe à la pointe des flèches, ceci afin d'éviter une superposition qui rendrait la lecture difficile.

Sur cette illustration, nous voyons également un cas typique d'interférence : les deux ailes ensemble ne donnent pas lieu aux mêmes forces que ces mêmes ailes séparément. On peut en effet voir une zone de pression plus forte (en orange) vers l'arrière de la grande aile, qui ne serait pas là sans la présence de l'autre profil.

La résultante des forces, ainsi que leur moment sur le centre de masse de l'aile, forment les caractéristiques d'une aile sous certaines conditions. On prendra, pour la résultante, ses composantes parallèles (traînée) et perpendiculaire (portance) à l'écoulement, bien plus utiles pour une application pratique.

Les théoriciens se sont bien vite rendus compte que l'aile optimale n'existe pas, mais qu'il faut toujours choisir entre certains compromis, afin d'avoir les meilleures performances pour les conditions voulues. On s'est donc mis à expérimenter avec des séries de profils différents,

afin de dresser un catalogue des ailes. Un constructeur aéronautique choisira ensuite dans ce catalogue afin de trouver le profil qui lui convient.



Extrait d'un catalogue de profils d'ailes. Le numéro sous chaque profil fait référence à une table, donnant les propriétés des profils.
[NASA History Office]

Couche limite et traînée

Une des causes d'une telle répartition des pressions a pour effet qu'aucun objet ne peut en principe avoir de traînée dans un écoulement non visqueux (paradoxe d'Alembert♦). Mais on ne peut en effet pas négliger entièrement les effets de la viscosité♦, car on constate tout de même la présence de traînée, plus ou moins importante selon les cas.

Le premier effet que l'on observe est celui de la *condition de non-glissement*. A cause de la friction entre un fluide et un solide immergé, le fluide est à l'arrêt à la surface du solide. Il est ensuite accéléré à la vitesse de l'écoulement sur une très petite distance, appelée couche limite. Sur cette distance les gradients de vitesse sont très élevés, et bien que le coefficient de viscosité soit très petit, les forces visqueuses sont grandes.

La couche limite, toutefois très fine, augmente en épaisseur le long du profil, et laisse une perturbation loin derrière l'objet : le sillage. Cela implique principalement deux choses.

A cause de la présence de la couche limite, la forme effective du profil est modifiée ; en particulier, le profil devient « non fermé », c'est à dire qu'il s'étend à l'infini vers l'aval. La distribution des pressions est modifiée, ce qui donne une force résultante dans la direction du courant lorsqu'on les intègre sur la surface totale. On appelle ceci la traînée de forme.

Les différences de vitesse dans la couche limite sont très grandes. On a donc des forces visqueuses sur la surface du corps, parallèles à sa surface. Le *frottement de surface* qui en résulte est également dans la direction de l'écoulement.

On distingue deux types de couche limite :

La *couche limite laminaire* est très fine ; l'écoulement est lisse et régulier. Les couches de fluide, de vitesses différentes, glissent les unes sur les autres et restent parallèles. La forme du profil est peu altérée, et les gradients de vitesse relativement faibles ; la traînée de forme et le frottement de surface sont donc peu importants.

Dans une *couche limite turbulente*, les couches de vitesses sont instables, et forment des tourbillons en se mélangeant les unes aux autres. De plus, les tourbillons requièrent de grands transferts d'énergie entre les parties supérieures et inférieures de la couche limite. Les vitesses moyennes des couches proches du profil seront bien plus élevées que lors d'un écoulement laminaire, et le frottement de surface sera donc plus élevé. Egalement à cause des tourbillons, la couche limite sera plus épaisse, la modification du profil plus importante, et la traînée de forme également.

Point de transition

Dans presque tous les cas pratiques, la couche limite est laminaire au début du profil. Ensuite, par des pressions augmentant dans le sens du courant, une surface rugueuse ou des turbulences dans l'écoulement libre, la couche limite devient turbulente. La région, très petite, où ce phénomène se produit, est désignée par le terme de point de transition. Le principal facteur déterminant pour la présence d'un écoulement laminaire ou turbulent est la valeur du *nombre de Reynolds.*

Nombre de Reynolds

Les premières expériences d'Osborne Reynolds consistaient à observer le comportement d'un filament d'encre dans un tube transparent, dans lequel coulait un liquide. Il vit que le filament passait à travers le tube sans se briser, mais se mélangeait parfois avec l'autre liquide à cause de petits tourbillons.
Il constata que la masse volumique, la viscosité, la vitesse et également le diamètre du tube jouent tous un rôle pour savoir si l'écoulement est laminaire ou turbulent. Il combina tous ces facteurs dans un nombre non dimensionnel, sans unités, que l'on appelle aujourd'hui le nombre de Reynolds, noté *Re* ou parfois *R.*
La valeur de ce nombre est obtenue par

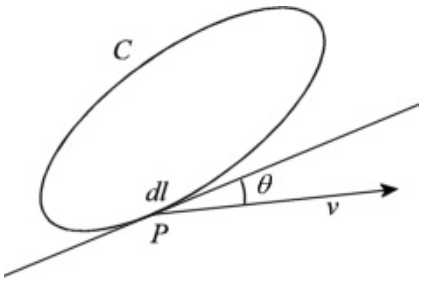
$$Re = \frac{r \cdot v \cdot l}{m} \tag{3.9}$$

où r est la masse volumique du fluide, m son coefficient de viscosité dynamique, v la vitesse et l une longueur significative de l'objet.
Pour des petites valeurs de *Re*, l'écoulement est laminaire ; pour des valeurs plus élevées, il devient turbulent. Dans un problème d'aérodynamique standard, la valeur critique du nombre de Reynolds se situe en général aux alentours de $5 \cdot 10^5$.
Dans le cas d'une aile, on considère le nombre de *Re* global, sur toute la longueur du profil, et la valeur locale, *l* étant la distance entre le premier bord de l'aile et le point d'intérêt.
Près du nez, alors que *l* est petit, *Re* prend une valeur également basse, et la couche limite est laminaire. Alors que l'on se déplace vers l'arrière, *Re* augmente, et passé un certain point (le point de transition), la couche limite devient turbulente.

UNE MÉTHODE DE RÉSOLUTION : LA CIRCULATION

De la même façon que l'on utilise la circulation pour calculer un champ magnétique, des résultats satisfaisants peuvent être atteints en considérant un déplacement de fluide. La première remarque importante à formuler sur ce point est que cette méthode n'est valable que pour un écoulement bi-dimensionnel, ce qui implique que l'écoulement présenté doit être tangent au plan défini. Ce genre de situation existe par exemple dans le cas d'un prisme placé perpendiculairement à l'écoulement. Dans un cas pareil, l'écoulement peut être considéré uniquement sur un plan normal à la longueur de l'objet.

On considère une ligne imaginaire fermée *C*, dessinée dans le fluide. Soit *v* la vitesse sur un point *P* de *C*, formant un angle *q* avec la tangente à *C* en *P*.



Le produit de la composante de v tangente à C avec un élément de longueur infinitésimal dl est donc

$$\vec{v}_l \circ d\vec{l} = v \cdot \cos J \cdot dl \tag{4.1}$$

La circulation Γ le long de *C* est donc la somme des $v_l \cdot dl$ le long de *C*. Cela donne

$$\Gamma = \int_C \vec{v}_l \circ d\vec{l} = \int_C v \cdot \cos q \cdot dl \tag{4.2}$$

Flux

Le flux à travers une surface est défini comme la quantité de volume s'écoulant à travers cette surface par unité de temps, et est donc l'intégrale de la composante de la vitesse normale à la surface (v_n) à cette surface. Donc,

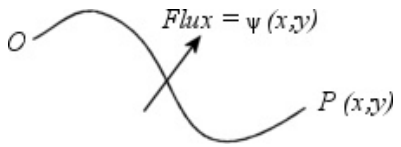
$$flux = y = \int_S v_n dS \tag{4.3}$$

Dans deux dimensions, on considère le taux d'écoulement à travers une ligne L, ce qui donne :

$$y = \int_L v_n ds \tag{4.3}$$

Cela implique que le flux le long d'une ligne de courant est nul, car aucune particule ne traverse cette ligne.

Prenons un point de référence O (au hasard) dans un écoulement, un autre point variable P, défini par les coordonnées (x;y), et une ligne les joignant l'un à l'autre.



Soit y le flux à travers la ligne OP, défini positif dans le sens trigonométrique. Par continuité et dans un écoulement irrationnel♦, ce flux ne dépend que de la position de O et de P, et non du trajet choisi. De même, en choisissant un autre point de référence O', le flux serait différent, mais seulement de la valeur du flux OO' (comme avec des vecteurs). On peut donc définir le flux comme la fonction $y = y\ (x; y)$, étant le flux à travers une ligne arbitraire joignant P à un point de référence.

En considérant deux points P et P', le flux à travers $PP' = y_{P'O} - y_{OP}$ et ne dépend pas du point de référence. On peut donc facilement attribuer à chaque point une valeur de y, qui restera constante le long de toute ligne de courant.

Equation d'une ligne de courant

On considère la vitesse q des particules, tangente à la ligne de courant. L'équation différentielle de la ligne de courant est

$$\frac{dy}{dx} = \frac{v}{u} \tag{4.5}$$

u et v étant les composantes en x et en y de la vitesse, respectivement.

Un écoulement dont les composantes seraient $u = U$ et $v = V$, U et V étant des constantes, est un écoulement rectiligne faisant un angle $J = \tan^{-1}\frac{V}{U}$ avec abscisse.

Soit un écoulement défini par des composantes

$$u = \frac{kx}{x^2 + y^2} \qquad v = \frac{ky}{x^2 + y^2}$$

où k est une constante positive. On a

$$\frac{du}{dx} = \frac{k}{\left(x^2 + y^2\right)^2}\left(y^2 - x^2\right) \qquad \frac{dv}{dy} = \frac{k}{\left(x^2 + y^2\right)^2}\left(y^2 - x^2\right)$$

pour que $du/dx + dv/dy = 0$, et la continuité ainsi satisfaite. L'équation des lignes de courant est $dy/y - dx/x = 0$. Cela implique que y/x est constant.

Les lignes de courant sont donc des lignes droites partant de l'origine. Un tel écoulement, appelé source uniforme linéaire, possède quelques particularités :

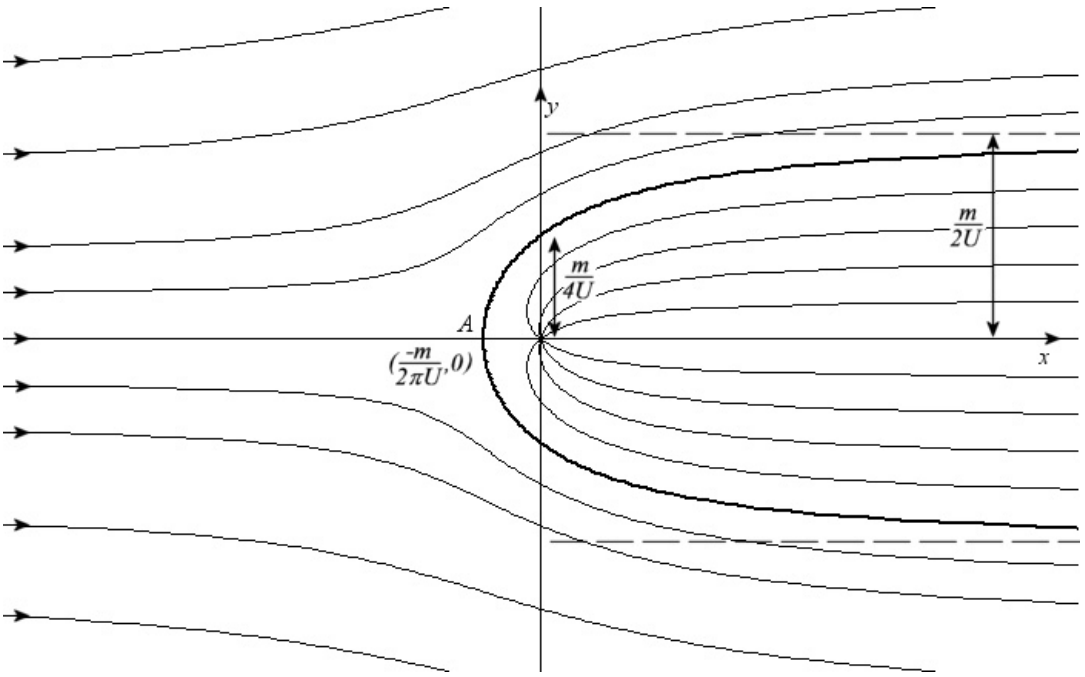
- La norme de la vitesse est fonction de la distance à la source uniquement, elle est inversement proportionnelle à cette distance. Cette norme tend vers zéro à l'infini, et vers l'infini à l'origine. Du fluide est donc continuellement créé en ce point singulier, ce qui constitue une infraction à l'équation de continuité. C'est pour cette raison que l'ignore ce point lors de calculs.
- Si les signes de u et de v sont inversés, le schéma est le même, mais l'écoulement se fait vers l'intérieur. Un tel écoulement est appelé *sink* (dans le genre d'une évacuation d'eau, ou d'un aspirateur)
- Le flux à travers un cercle centré à l'origine est $q \times 2pr = 2pk$. Par continuité, c'est également le flux à travers toute autre courbe entourant la source une fois. L'intensité d'une source est définie par le taux auquel le fluide est créé.

Principe de superposition

Si on considère deux écoulements indépendants, mis en présence l'un avec l'autre, l'écoulement résultant sera la somme des deux autres. La vitesse en un point sera donc la somme des vecteurs vitesse de chacun des deux écoulements considérés auparavant.
Ce principe de superposition fonctionne de façon similaire avec des champs magnétiques, électriques ou gravifiques ; c'est un fait général dû aux propriétés des champs.

Demi-corps

Considérer une source de force m, placée à l'origine dans un écoulement uniforme de vitesse V, parallèle à l'axe des x.



Il existe un point de stagnation A, où les vitesses des deux écoulements s'annulent. Donc, en A, $m/2pr = U$, et donc $r = m/2pU$. La fonction du flux est

$$y = -Uy - \frac{m}{2p}q \tag{4.6}$$

afin qu'en A, où $y = 0$ et $q = p$, $y = -\frac{1}{2}m$. C'est également la valeur de y en tout point de la ligne de courant passant par A. L'équation de cette ligne de courant est donc

$$-Uy - \frac{m}{2p}q = -\frac{m}{2}$$

$$y = \frac{m}{2pU}(p - q) \tag{4.7}$$

Ceci est la *ligne de courant séparatrice.* On peut facilement calculer les points d'intersection avec l'axe des y, où $q = p/2$ et $q = 3p/2$.

La limite de $q \rightarrow 0$ donne $y \rightarrow \frac{m}{2U}$, la distance entre les deux branches de la ligne de courant vaut donc $\frac{m}{2U}$ à l'infini.

En théorie, on peut remplacer la ligne de courant séparatrice par un solide semi-infini. Il n'y aurait pas d'écoulement à l'intérieur de ce corps, mais l'écoulement à l'extérieur ne serait pas affecté. En pratique, la viscosité non nulle fait que la couche limite tend à devenir turbulente au-delà d'un certain point, et la forme effective du corps est alors modifiée.

LE PROBLÈME TRANSSONIQUE

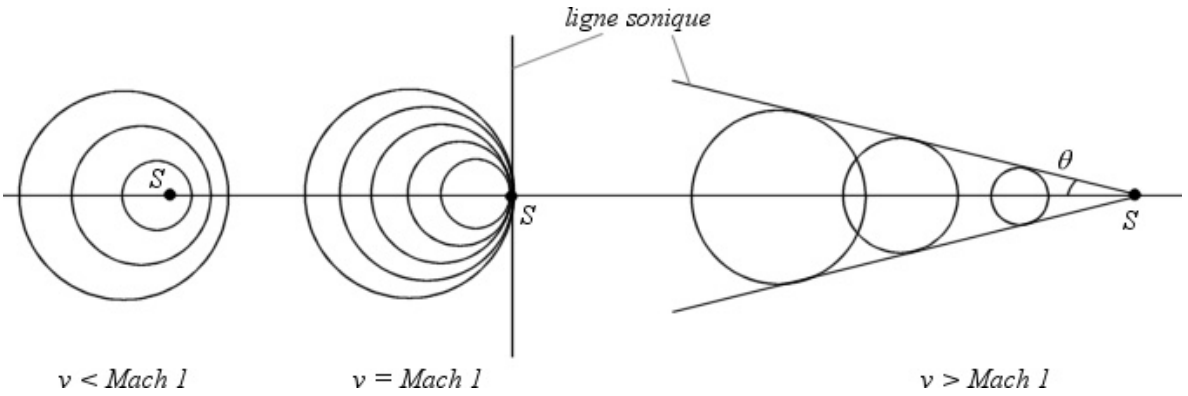
Après la première guerre mondiale, les souffleries avaient permis aux archaïques biplans de bois et de cordages de laisser la place à d'autres appareils, intégralement en métal. Le Douglas DC-3 effectuait déjà des vols de ligne de côte en côte, les forteresses volantes américaines ainsi que les Supermarine Spitfires anglais volaient paisiblement au-dessus de leurs pays respectifs. Bien que les progrès aient été rapides et les records de vitesses battus les uns après les autres, les troubles européens précédant la deuxième guerre accélérèrent la recherche en Europe. Les Allemands développèrent des propulsions à turbo-jet et des moteurs de fusées, qu'ils intégrèrent à leurs missiles balistiques V2.
Début décembre 1941, la NACA♦ construisit à Ames♦ un tunnel dont le diamètre était de 16 pieds (env. 5 m). Le but était de tester des avions existants, afin de les améliorer et de comprendre pourquoi des problèmes inconnus se posaient à l'approche de la vitesse du son. Bien des modèles furent améliorés, mais la barrière du son restait une énigme.
Après la construction de plusieurs autres tunnels, une soufflerie à Langley♦, pouvant atteindre Mach♦ 0.9 fut agrémentée d'une bosse, conçue avec beaucoup de soins. L'air passant au-dessus de la bosse était accéléré à des vitesses transsoniques, bien que l'écoulement général restait à des vitesses subsoniques♦.
L'exploration de ce nouveau domaine arrivait en même temps que la deuxième guerre mondiale s'achevait.

Une des premières versions du X-2 subit des tests sur la bosse transsonique de la soufflerie à haute vitesse de Langley.
[NASA History Office]

Un peu de théorie

La première constatation est qu'à l'approche de la vitesse locale du son (Mach 1), la traînée augmente soudainement. Vu les problèmes rencontrés lors de l'expérimentation dans ce domaine, il a fallu un certain temps avant de comprendre ce qui se passait, et d'y trouver un remède. En effet, aucune soufflerie n'était capable d'atteindre globalement ces vitesses, et aucun avion non plus. Des observations détaillées permirent de déceler un nouveau phénomène : dès Mach 0.7, des ondes de choc commencent à se former en certains points des maquettes, entraînant une très brusque augmentation de la traînée, de même qu'une tout aussi rapide chute de la portance. De la même façon qu'une partie de l'écoulement, au voisinage de la bosse transsonique de la soufflerie de Langley, atteignait les vitesses désirées, l'air circulant autour d'un objet à une vitesse proche de celle du son peut, en certains points, atteindre cette

même vitesse, créant ainsi les ondes de choc constatées. La seule énigme qui restait à résoudre était la raison de la présence de ces ondes.
On a déjà remarqué qu'un écoulement d'air produit plus ou moins de bruit selon les conditions. Que l'on soit en train de siffler pour amener des églantines sur une colline, ou cheveux aux vents sur une moto, et incapable d'entendre quoique ce soit d'autre qu'un mélange de sons aérodynamiques indistincts, le bruit est là.
Le seul problème est que le son voyage assez lentement, et que lorsque l'on veut le dépasser, on rencontre quelques problèmes. Le son est une onde matérielle, dont la vitesse de propagation dans l'air dépend uniquement de la température et de la masse volumique du milieu. Si la source *S* se déplace à des vitesses subsoniques, les ondes sont compressées ou étendues, selon la direction du déplacement. C'est l'effet Doppler classique. En avant, les sons sont entendus plus rapidement, et leur fréquence est augmentée.



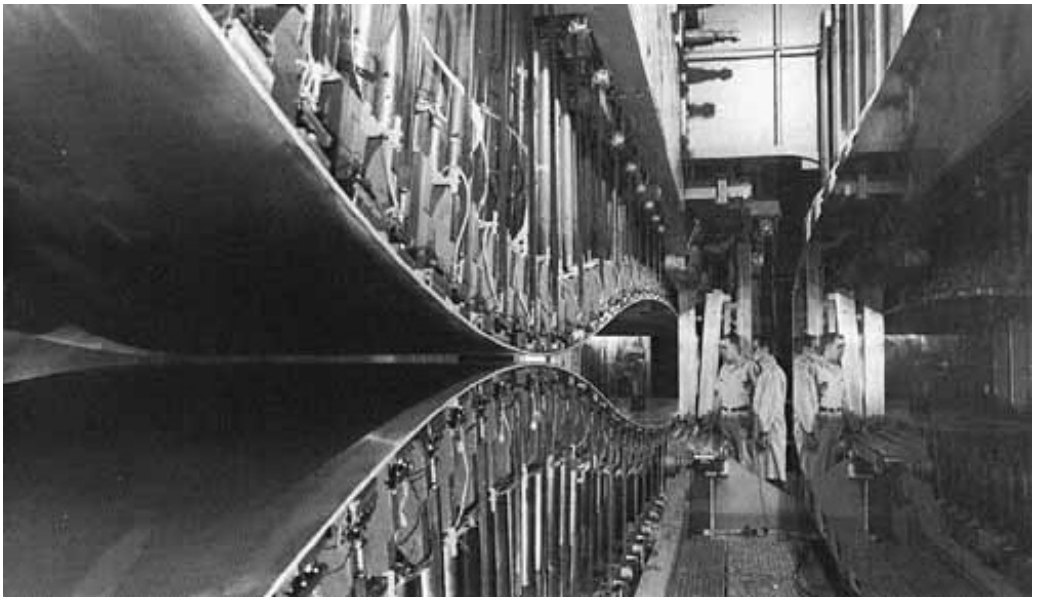
Mais lorsque l'on atteint la vitesse locale du son, tous les sons sont entendus en même temps. C'est le boom sonique. Dès que l'on dépasse Mach 1, le son n'est plus capable de rattraper la source. Il se forme alors un cône de Mach, délimité par une *« ligne sonique »*, dont l'angle avec le déplacement ne dépend que de la vitesse de propagation de l'onde, et de la vitesse de déplacement de la source.

La formation de ces ondes de choc requiert une grande énergie, qui ne peut être fournie que par le mouvement, d'où la subite augmentation de la traînée.
Une façon de résoudre les problèmes à des régimes transsoniques et supersoniques♦ consiste à linéariser le problème que l'on arrive à simplifier. On peut alors considérer un volume de révolution équivalent, simple à calculer (quoique...). Loin du corps, l'écoulement est symétrique selon un axe longitudinal. A la surface du corps, l'écoulement est égal à celui à la surface d'un corps de révolution plus un écoulement incompressible bi-dimensionnel (Oswatisch-Keune, 1955). En s'arrangeant pour que la forme du corps de révolution équivalent soit une fonction lisse, on arrive à diminuer l'augmentation de traînée et à la repousser à des vitesses plus élevées.

Plusieurs avions, comme le YF-102, ne pouvaient pas dépasser Mach 1 à cause de cette augmentation de traînée, et restaient bloqués par cette limite. En modifiant uniquement la forme du fuselage (notamment en l'affinant au niveau des ailes), ces appareils purent allègrement atteindre des vitesses qui leur étaient auparavant interdites.

DOMAINE SUPERSONIQUE

En gardant la même architecture des souffleries, augmenter la puissance des moteurs ne suffisait pas à dépasser, ni même atteindre la vitesse du son. Quelle que soit la vitesse de rotation des hélices, le vent refusait de dépasser la barrière cruciale de Mach 1. Il se passait un genre d'étranglement dans la section test, et une forte augmentation de pression et de température remplaçait la hausse de vitesse désirée. Les Allemands l'ayant déjà très tôt expérimenté avec des moteurs de fusées, on savait que leurs gaz d'échappement allaient bien au-delà de cette vitesse. En effet, ils accéléraient dès leur sortie de la tuyère, en même temps qu'ils se dilataient. On eut alors l'idée d'utiliser le même principe dans les souffleries.
Au lieu de placer le modèle à étudier à l'endroit le plus fin du système, on le place en aval de ce point. L'énergie est contenue dans l'air sous forme de chaleur et de pression. En passant à travers l'injecteur, ces énergies se transforment en énergie cinétique, donnant à l'air sa vitesse. La vitesse finale dépend uniquement du rapport de taille entre la section de test et l'injecteur (ce rapport est de 1.69 pour Mach 2, et de 536 pour Mach 10). Une seule vitesse peut donc être atteinte avec un injecteur donné. Il fallait donc procéder à un arrêt total de l'installation afin de changer d'injecteur, ou inventer un système qui permettait de varier le rapport entre section test et injecteur tout en utilisant la soufflerie.



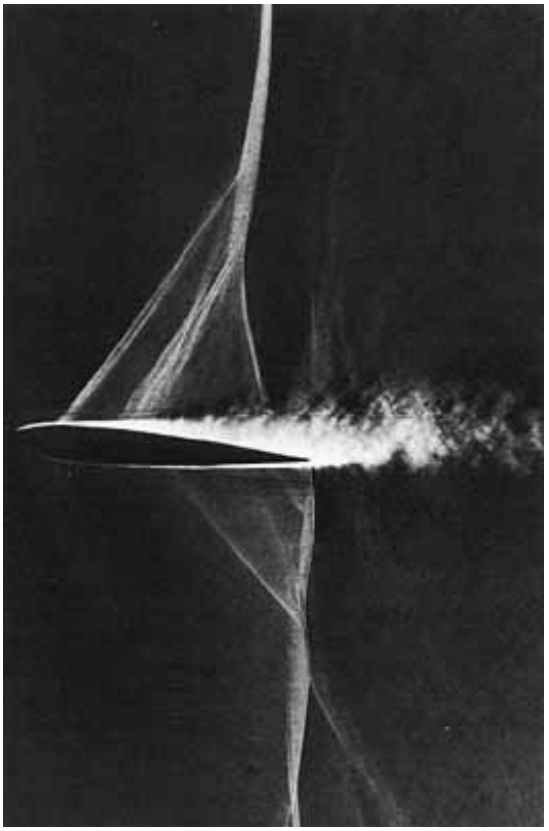
Un injecteur à section variable, paroi latérale enlevée. De nombreux vérins hydrauliques contrôlés par ordinateur permettent de modifier la courbure de chaque tôle
[NASA History Office]

Une autre différence importante réside dans le fait que le moteur doit être capable de souffler de l'air à de grandes pressions. Alors qu'une simple hélice suffisait pour des souffleries subsoniques, celles supersoniques doivent être équipées de compresseurs à plusieurs étages, capables de combiner haute pression et grand débit.
Il faut aussi faire très attention à la qualité de l'air à l'intérieur même du tunnel. Il ne doit s'y trouver aucune particule de poussière, d'huile ou autre, et, à cause de la chute de température en aval de l'injecteur, ne peut contenir que très peu d'eau, ceci afin d'éviter la condensation et le gel. Ceci réalisé, la course pour les meilleurs avions supersoniques put commencer.

Les ondes de choc

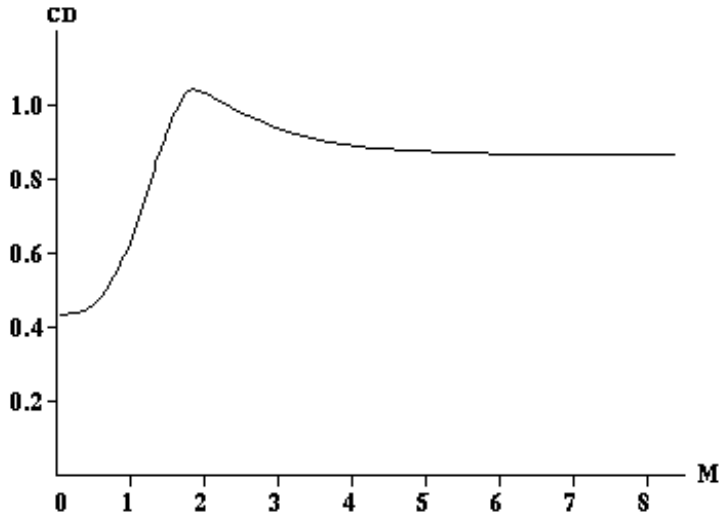
Le domaine supersonique est caractérisé par des ondes de choc violentes, formées principalement aux extrémités du corps en mouvement (nez, bouts d'ailes, armement, queue, etc...). Ces ondes de choc sont classifiées en fonction du saut de pression à travers le choc. Les ondes de choc sont faibles aux vitesses supersoniques basses, et leur signe est toujours positif ; cela signifie qu'un choc ne peut engendrer qu'une surpression, et non une dépression. On distingue également les ondes normales (perpendiculaires) ou obliques, directes ou réfléchies.
Des études approfondies ont été faites sur les chocs, et plusieurs systèmes d'approximation existent.

L'interaction entre une onde de choc et une couche limite varie si cette dernière est laminaire ou turbulente. Dans le premier cas, l'augmentation de pression à travers le choc va se propager en amont et en aval, ce qui fera paraître le choc plus faible. Dans le cas d'une couche limite turbulente, contenant plus d'énergie, le choc sera contenu dans une espace plus restreint, et paraîtra donc plus violent.



Photographie Schlieren¨ d'un écoulement transsonique sur une aile. Les ondes de choc presque verticales sont suivies par la séparation de la couche limite, qui affecte grandement la portance, la traînée et d'autres paramètres de vol
[NASA History Office]

L'augmentation du nombre de Mach a des effets indésirables sur une aile : chute de la portance, augmentation de la traînée, et une instabilité assez marquée. L'effet exact varie beaucoup et dépend de la géométrie de l'aile.



Coefficient de traînée d'une sphère en fonction du nombre de Mach
[Antonio Filipone – aerodyn.org]

Lorsque la séparation des couches est déclenchée par une onde de choc, le coefficient de portance diminue, alors que la traînée augmente brusquement ; la perte de portance est due à la séparation de la couche limite de la face supérieure de l'aile. Alors que le nombre de Mach augmente, le choc se déplace en aval, et l'aile recouvre une partie de sa portance. Dès le moment où l'écoulement est pleinement supersonique, la portance diminue de nouveau, mais plus graduellement.

HYPERSONIQUE – OÙ LA CHALEUR COMPLIQUE TOUT

Le domaine hypersonique est défini par l'importance des effets thermiques. Comme dans le domaine supersonique, on y trouve des ondes de choc très marquées, mais dès les environs de Mach 5, les gradients de pressions sont si grands que les molécules entrent en collision entre elles. Cela provoque une augmentation très forte et très brusque de la température de l'air, notamment à la surface de l'objet en mouvement.

Ces températures, qui peuvent atteindre les 4000°C, dépassent largement celle de la surface du soleil. On comprend ainsi facilement pourquoi on assiste alors à des changements de matière. Les molécules du gaz sont brisées, et se recomposent sitôt la température revenue à des valeurs acceptables. Cela laisse toutefois des traces, car les molécules reconstruites ne sont pas les mêmes que celles d'origine. On assiste ainsi couramment à des transformations où de l'oxygène se transforme en ozone ($3O_2 \rightarrow 2O_3$) par exemple. C'est pour ces raisons que les objets prévus pour l'hypersonique, comme les capsules d'entrée atmosphérique ou les navettes spatiales ne sont pas pointus, mais le plus obtus possible ; cela a pour effet de repousser l'onde de choc en avant du véhicule. Une grande partie de la chaleur générée est ainsi dispersée avant d'atteindre les objets, qui doivent toutefois être munis de tuiles composites résistant à des températures de plus de 1700°C, placées aux endroits sensibles comme le nez ou les bords d'attaque des ailes.

Dans une soufflerie, l'air doit être préchauffé avant le passage dans la buse, afin d'éviter qu'il se liquéfie lors de sa décompression. Cela pose de nombreux problèmes, la soufflerie devant être à même de supporter des températures très élevées en plus des pressions considérables. Dans les souffleries hypersoniques, on a ainsi souvent recours à d'autres gaz, dont le point d'ébullition est plus bas.

Un modèle de la navette Orbiter dans la soufflerie à Hélium de 22 pouces à Langley, à Mach 20. L'écoulement est rendu visible grâce au bombardement par un rayon d'électrons.
[NASA History Office]

CONCLUSION

La mécanique des fluides aujourd'hui

En ce début de XIXème siècle, la mécanique des fluides ne ressemble plus beaucoup à l'aérodynamique de ses débuts, il y a de cela plus d'un siècle.
La recherche est actuellement portée principalement sur l'élaboration de modèles plus précis et plus simples au niveau des calculs impliqués. Les modèles utilisés actuellement sont très souvent trop imprécis, et nécessitent d'énormes temps de calculs. Le coût élevé des logiciels et du matériel, ainsi que le temps considérable à l'élaboration du maillage 3D, ne simplifie pas les choses.

Un des problèmes principaux est toujours les ondes de choc ; ce phénomène, très gênant, est souvent traité comme une discontinuité de l'écoulement. On a ensuite recours à des méthodes analytiques, utilisant des dérivées partielles de type hyperboliques. Il va de soi que les calculs impliqués sont longs et fastidieux, et ne sont jamais traités à la main.

A cause des besoins grandissants, les systèmes utilisés en soufflerie ne cessent de devenir plus complexes, plus précis.

L'élaboration du maillage, base de l'objet étudié, pose également de nombreux problèmes. Pour FLUENT, un programme sortant de l'EPFL et occupant près de 60% du marché mondial, cette étape compte pour environ 70% du temps total. La taille et le nombre de cellules dépendent de la complexité de l'objet, ainsi que de la position précise sur celui-ci. Un bord d'attaque, plus sensible, aura ainsi un maillage beaucoup plus fin que la moyenne, ceci afin de garantir un bon rapport entre la fiabilité de la simulation et le temps requis pour son calcul.

Les turbulences, également, ne sont toujours pas expliquées pour toutes les conditions ; il subsiste ici encore un grand mystère, qui intéresse malheureusement de moins en moins de personnes.

A propos du Travail de Maturité

Au début, le temps à disposition semblait si long que je dois admettre ne pas m'être mis au travail immédiatement. Les dates butoir fixées par mon tuteur, correspondant à certaines étapes de l'ouvrage, n'ont eu sur moi qu'un très léger effet de motivation.
Bien souvent, d'autres événements importants ont également relégué ce travail à la seconde place ; tel était entre autres le cas du second cours de sélection de l'IAP, à Sion. Ceci derrière moi, je décidai de m'attaquer « à la question TM ». Là encore, je fus confronté à des problèmes, une documentation appropriée et accessible à mon niveau étant très rare et donc difficile à se procurer. Moyennant de longs délais, qui repoussèrent également la mise en route de la rédaction, les livres nécessaires arrivèrent enfin.
Dès les vacances d'octobre, le travail se fit à une allure soutenue. Les paragraphes s'écrivaient dans un ordre répondant à mes humeurs et connaissances du moment, jusqu'au jour où, ô surprise, plus aucun ne reste vide de contenu. Ce fut un beau jour.
Le reste n'était plus que des corrections de mise en forme, ainsi que beaucoup de fautes de français à éliminer.

Le travail enfin « fini », ma curiosité ne s'est pas estompée pour autant, et c'est avec regret que je renonce à compléter ce texte d'autres découvertes passionnantes.

REMERCIEMENTS

Je tiens à remercier M. Jean-Daniel Moinat, tuteur de ce travail, pour ses lectures fréquentes du travail, ses conseils, ses remarques pertinentes, ainsi que soucis quant à l'avancement chaotique de mon travail. Un grand merci revient également au professeur Michel Deville, ainsi qu'à M. Alain Drotz, qui ont répondu à mes questions, m'ont fait visiter la section Mécanique des Fluides de l'EPFL, et pour la relecture technique du travail. M Christophe Soland, professeur de mathématiques, qui m'a donné quelques conseils quant à l'utilisation de *Mathématica* pendant ses heures de cours. Je remercie également le collège de Nyon, qui m'a prêté une soufflerie et m'a ainsi permis de faire des expériences, ainsi que toutes les autres personnes m'ayant aidé de près ou de loin dans ce travail.

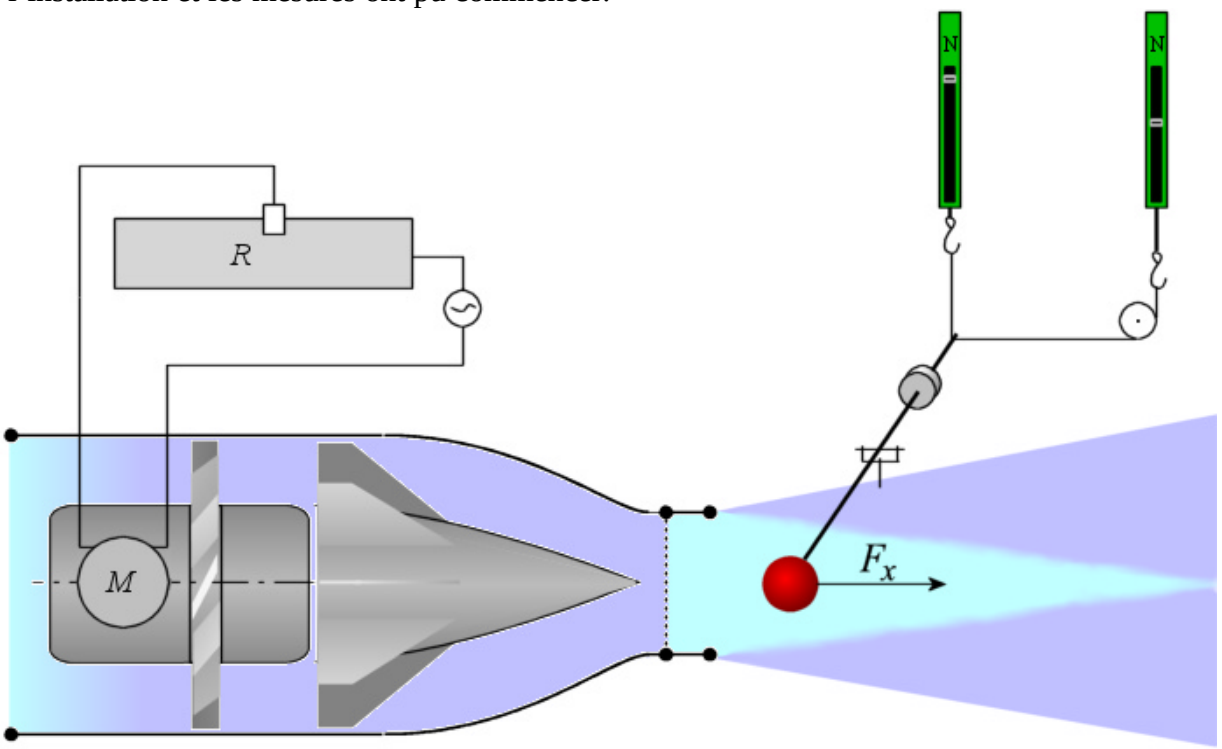
ANNEXES

1. EXPÉRIENCES DE BASE

Nous allons essayer de vérifier une relation simple pour le domaine subsonique. Il s'agit en fait de mettre en évidence l'influence de plusieurs facteurs sur les forces créées par la présence d'un corps dans un écoulement d'air.
Conscients du fait que les facteurs étudiés ne sont pas les seuls à influencer les forces générées par l'écoulement d'un fluide au voisinage d'un corps, nous supposerons les autres facteurs constants, et donc négligeables dans le cadre de nos expériences.

Matériel

Le matériel requis, quoique relativement simple, n'est toutefois pas très courant. Il se constitue principalement d'une petite soufflerie et de deux dynamomètres, ainsi que d'un ensemble de deux axes croisés, montés sur un pied.
Dans notre cas, il s'agit d'un système à jet libre, la zone de test placée en aval du moteur. Après une mise en marche infructueuse, il m'a fallu démonter l'appareil et remettre en ordre les branchements électriques, qui causaient des courts-circuits. L'interrupteur a également du être réparé, car il était bloqué dans une position. Ces quelques révisions faites, le montage de l'installation et les mesures ont pu commencer.



La soufflerie est composée d'un cylindre creux, dans lequel se place un moteur cylindrique. Les pales sont placées sur un anneau rotatif, dans l'espace libre entre le moteur et le cylindre extérieur. Suit ensuite une pièce en forme d'obus, dont la section arrière, plate, se place contre le moteur. Des ailerons placés dans le sens du courant réduisent fortement les composantes latérales de la vitesse. Cet "obus" est placé dans un réducteur, au bout duquel de trouve une grille relativement fine, prévue pour supprimer les turbulences restantes.

La vitesse de l'écoulement d'air est choisie en variant la tension aux bornes du moteur, à l'aide d'une grosse résistance variable. Les vitesses correspondant à certaines tension sont obtenues à partir d'un table, fournie par le constructeur de l'appareil.

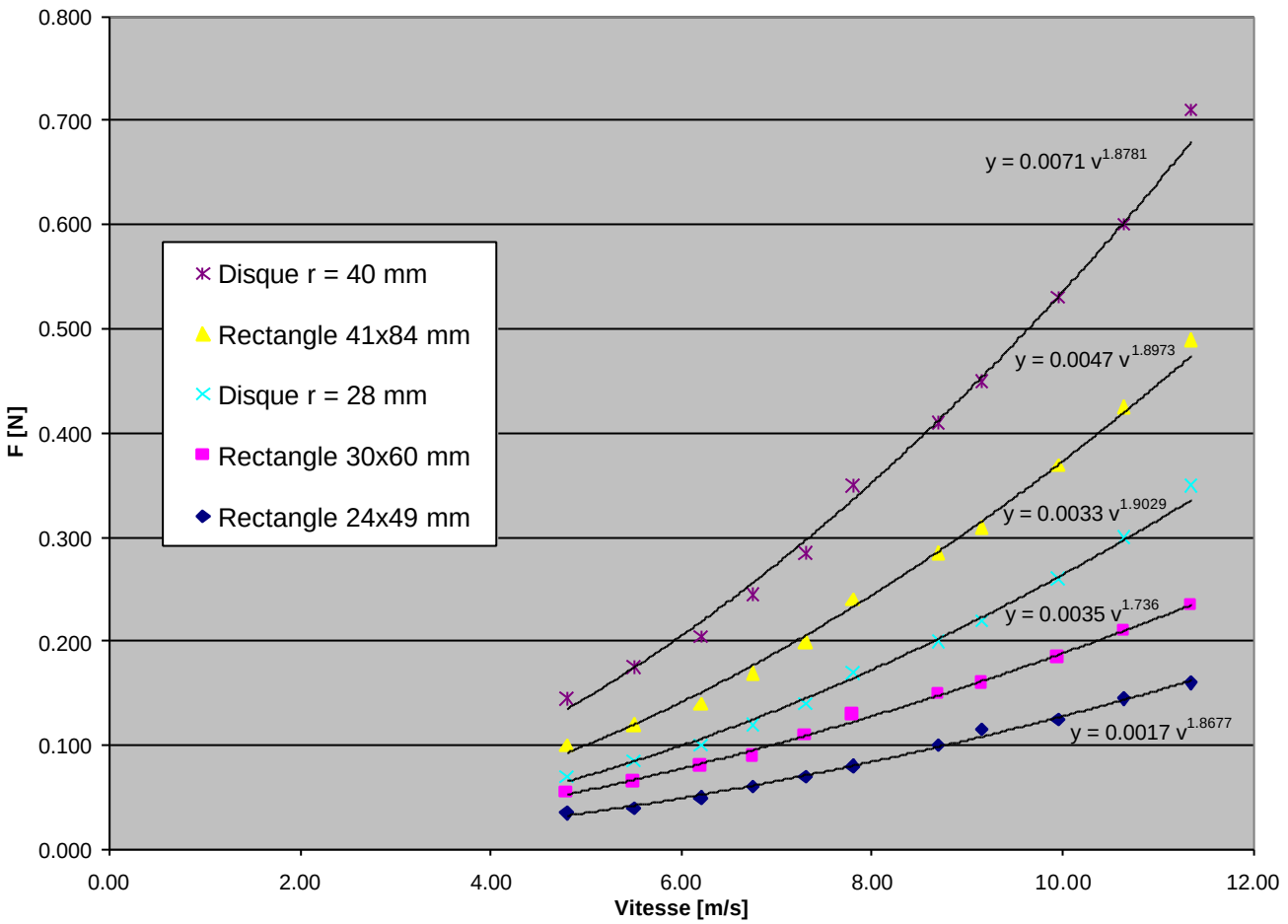
Le bleu plus foncé représente un écoulement turbulent ; la zone plus claire, dans laquelle est placé le modèle, est supposé laminaire. Les dimensions de ces deux zones sont également données par le constructeur.

Le modèle à étudier est placé après la grille, et vient s'enfiler sur une tige métalique. Une grosse rondelle compense le poids du modèle. La tige est placée sur deux axes perpendiculaires, permettant un mouvement du modèle vers le haut, le bas, ainsi que vers l'amont et l'aval du courant.

Influence de la vitesse et de la taille du corps

Nous allons commencer par fixer sur la tige un disque de dimension connue, perpendiculairement à l'écoulement d'air. Ensuite, pour plusieurs valeurs de v, relever les valeurs indiquées par les dynamomètres (en l'occurrence, F_z reste nul).
On reprend les mesures avec d'autres formes planes, de surface variable, afin de trouver la relation qui lie la force à la taille du corps et à la vitesse.

	Rectangle 24x49 mm	**Rectangle 30x60 mm**	**Rectangle 41x84 mm**	**Disque r = 28 mm**	**Disque r = 40 mm**
Vitesse [ms^{-1}]	F_x [N]	F_x [N]	F_x [N]	F_x [N]	F_x [N]
4.80	0.035	0.055	0.100	0.070	0.145
5.50	0.040	0.065	0.120	0.085	0.175
6.20	0.050	0.080	0.140	0.100	0.205
6.75	0.060	0.090	0.170	0.120	0.245
7.30	0.070	0.110	0.200	0.140	0.285
7.80	0.080	0.130	0.240	0.170	0.350
8.70	0.100	0.150	0.285	0.200	0.410
9.15	0.115	0.160	0.310	0.220	0.450
9.95	0.125	0.185	0.370	0.260	0.530
10.65	0.145	0.210	0.425	0.300	0.600
11.35	0.160	0.235	0.490	0.350	0.710



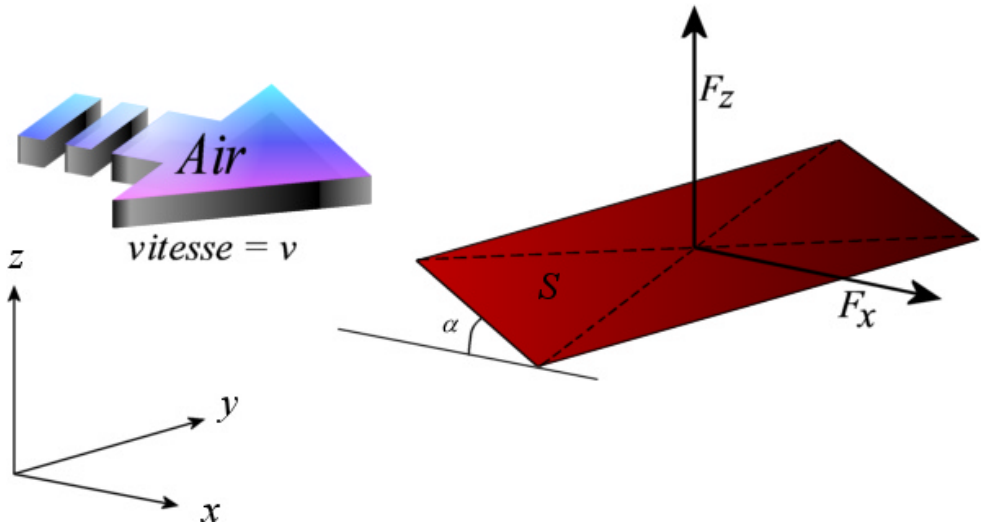
On constate que l'on obtient des courbes paraboliques ; en affichant l'équation de ces courbes, on constate un coefficient, devant une puissance de *v*.
Le coefficient est proportionnel à l'aire de la plaque, quelle que soit sa forme. La puissance de *v* est la même à peu près même dans chaque cas ; elle correspond à l'augmentation de la force selon la vitesse de l'écoulement.

Nous pouvons donc diviser une des forces mesurées par la surface et le carré de la vitesse afin d'obtenir une constante de forme. A l'aide de cette dernière, on peut obtenir la force agissant sur n'importe quel objet plan, placé perpendiculairement à un courant, en la multipliant par la surface et le carré de la vitesse de l'objet.

Dans notre cas, la constante obtenue pour les plaques vaut en moyenne 0.11.

Angle d'une plaque avec le courant

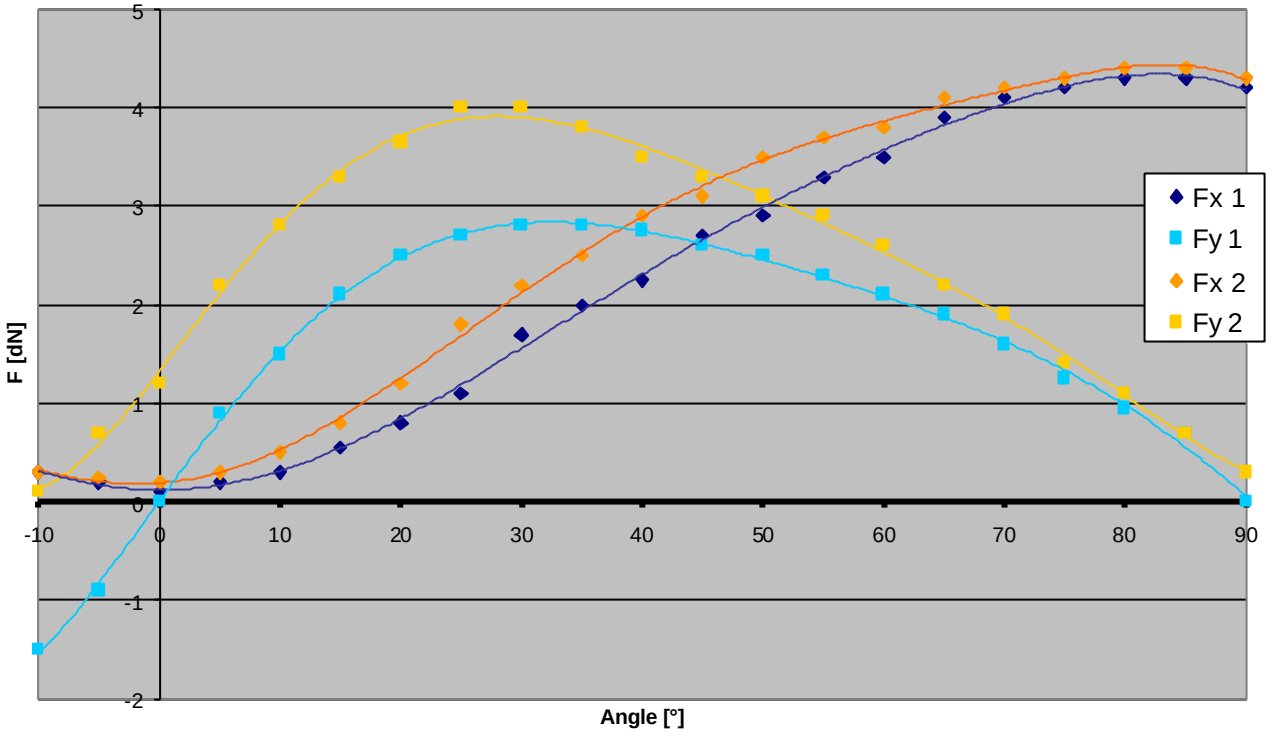
Pour ces mesures, nous allons reprendre une plaque rectangulaire, mais faire varier son angle par rapport à la direction de l'écoulement. La plaque parallèle à l'écoulement correspond à un angle de 0°.



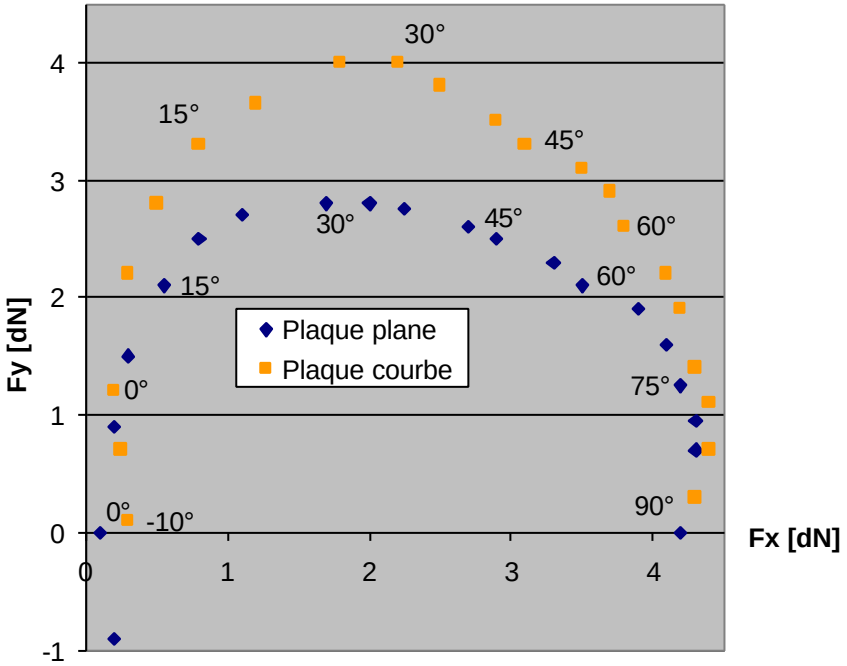
Des mesures sont prises pour F_x et F_z pour des valeurs de l'angle a variant de –10° à 90°, par pas de 5°.

		Plaque plane		Plaque courbe	
Vitesse [ms^{-1}]	Angle [°]	F_x 1 [dN]	F_z 1 [dN]	F_x 2 [dN]	F_z 2 [dN]
11.35	90	4.20	0	4.30	0.30
11.35	85	4.30	0.70	4.40	0.70
11.35	80	4.30	0.95	4.40	1.10
11.35	75	4.20	1.25	4.30	1.40
11.35	70	4.10	1.60	4.20	1.90
11.35	65	3.90	1.90	4.10	2.20
11.35	60	3.50	2.10	3.80	2.60
11.35	55	3.30	2.30	3.70	2.90
11.35	50	2.90	2.50	3.50	3.10
11.35	45	2.70	2.60	3.10	3.30
11.35	40	2.25	2.75	2.90	3.50
11.35	35	2.00	2.80	2.50	3.80
11.35	30	1.70	2.80	2.20	4.00
11.35	25	1.10	2.70	1.80	4.00
11.35	20	0.80	2.50	1.20	3.65
11.35	15	0.55	2.10	0.80	3.30
11.35	10	0.30	1.50	0.50	2.80
11.35	5	0.20	0.90	0.30	2.20
11.35	0	0.10	0	0.20	1.20
11.35	-5	0.20	-0.90	0.25	0.70
11.35	-10	0.30	-1.50	0.30	0.10

Des résultats comme ceux-ci étant difficiles à évaluer, nous les plaçons sur un graphe, de façon à mieux se rendre compte de leur évolution.



Ici, on peut voir clairement que la plaque courbe a une portance plus élevée que l'autre, même lorsque l'angle vaut zéro. La traînée est sensiblement augmentée, mais pas autant que la portance. Une autre façon de voir ceci est de faire une polaire ; on appelle ainsi la représentation paramétrique de F_x et F_z, a étant le paramètre.



On peut ainsi se faire une idée plus précise de la traînée par rapport à la portance. La pente d'une droite reliant l'origine à l'un des points donne le rapport entre les deux forces.
La tangente au graphe donne la valeur la plus élevée de F_z/F_x, soit la meilleure finesse du profil. La tangente horizontale au graphe donne la valeur maximale de F_z, ou la portance maximale atteignable avec un profil donné.

Forme du corps

Quelques petits objets simples ont été fournis avec la soufflerie. Nous allons donc essayer de se faire une idée de leurs différences de pénétration de l'air.
Dans un écoulement de vitesse donnée, chaque objet est placé tout à tour sur la tige, et la force F_x mesurée.
Comme les objets sont tous axio-symétriques, la force F_z reste nulle ; la vitesse d'écoulement et les autres paramètres étant constants, il suffit de comparer la traînée F_x pour se faire une idée des performances de chacun des objets.

Désignation	Air :	**F_x**
Fuseau		0.10
Fuseau (rugueux)		0.15
1/2 Fuseau		0.20
Fuseau		0.20
1/2 Sphère		0.20
Fuseau (rugueux)		0.20
Sphère		0.25
1/2 Fuseau		0.25
1/2 Fuseau		0.35
1/2 Fuseau		0.50
1/2 Sphère		0.65

Analyse des résultats.

Les graphiques laissent apparaître facilement les principes de base.
En jetant un œil aux premiers résultats, on voit facilement que la fonction n'est pas linéaire. La courbe de tendance nous indique que la force est fonction de $v^{1.8}$ à $v^{1.95}$ environ (contre v^2 en théorie).

La vitesse ayant été obtenue à partir d'une table et non de mesures, il est possible que les valeurs soit fausses. En effet, le moindre changement de l'état des surfaces dans l'appareil, dû au vieillissement de la peinture ou à un dépôt de poussière sur les pales du ventilateur ou tout autre part de la soufflerie ralentit la vitesse de l'air, ce qui fausse les résultats, avec une tendance à la baisse. Le matériel utilisé, emprunté au collège de Nyon, n'avait d'ailleurs pas été utilisé depuis de nombreuses années.

De plus, le système anti-turbulences de la soufflerie est simple et peu performant ; il subsiste de petites turbulences, qui, sans avoir un effet dramatique, faussent tout de même les résultats.
Le coefficient devant x est dû à la taille de chaque plaque. On voit qu'il est proportionnel à l'aire perpendiculaire à l'écoulement, et indépendant de la forme du corps.
Cela nous permet d'énoncer une loi simple :

$$F_x = C_x \cdot S \cdot v^2$$

En fait, la force est également fonction de la pression, mais l'appareil utilisé ne nous a pas permis de vérifier ceci. De plus, de part les énergies, un facteur ½ vient s'ajouter devant le tout. On a donc :

$$F_x = \frac{1}{2} C_x \cdot S \cdot d \cdot v^2$$

Einer zu Fliegen ist nichts,
Einer zu bauen ist einfach,
Einer zu fliegen ist alles.

[Otto Lilienthal]

2. MODÉLISATION D'ÉCOULEMENT

Nous allons ici procéder à des essais purement théoriques, dont le but est de modéliser un écoulement. Les calculs et les graphiques sont effectués à l'aide de *Mathématica*.
Pour visualiser un écoulement bi-dimensionel, on se sert des équations des lignes de courant, qui, en fonction de la position, donnent un vecteur vitesse défini.

Ecoulement Uniforme

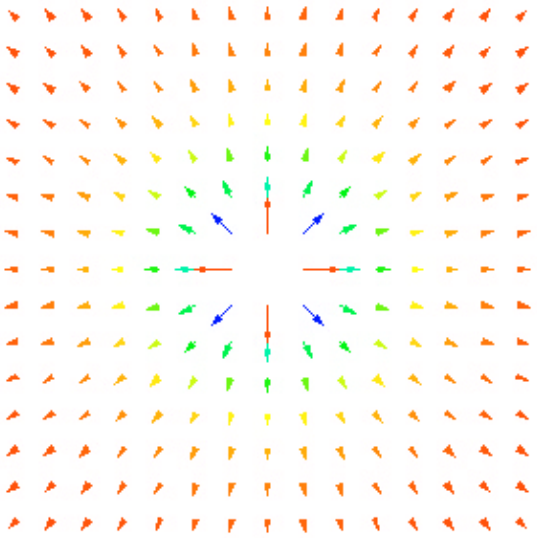
Un écoulement uniforme peut être simplement défini par des composantes horizontales et verticales de la vitesse. Celles-ci ne variant pas selon la position dans l'écoulement, elles sont simplement définies par un scalaire.
En introduisant

```
<<Graphics`
u=10
v=0
PlotVectorField[{u,v}, {x, -10, 10}, {y, 0,10}]
```

on obtient une famille de vecteurs parallèles, de normes identiques.

Source

Une source uniforme est en fait un « générateur de masse » proprement dit ; seul son centre ne satisfait pas l'équation de continuité, et c'est pourquoi on l'exclut en général.



Dans le cas d'une source positive, du fluide est créé et s'éloigne du centre avec une vitesse inversement proportionnelle à celui-ci.
Ses composantes sont donc définies par

```
u=m/(2Pi)*x/(x^2+y^2)  et
v=m/(2Pi)*y/(x^2+y^2)
```

m étant l'intensité de la source.

Vortex Libre

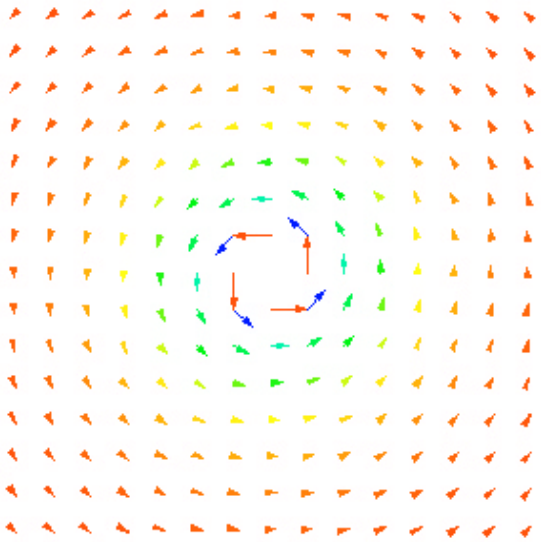
Un vortex libre est caractérisé par un effet de rotation autour d'un point. Alors que l'on s'éloigne du centre, la vitesse décroît proportionnellement au rayon. Par opposition, dans un vortex forcé, la norme de la vitesse du fluide est invariable.
Le vecteur vitesse est tangent à la circonférence, et donc normal au rayon. Les équations de ses composantes *u* (en x) et *v* (en y) sont exprimées par :

```
u=-k*y/(x^2+y^2)
v=k*x/(x^2+y^2)
```

où k est la "force" du vortex. Si on entre alors

```
k=10
PlotVectorField[{u,v}, {x, -10, 10}, {y, -10,
  10},ColorFunction->Hue]
```

on obtient une représentation de ce phénomène.



On peut remarquer qu'au centre du vortex, la vitesse serait infinie et sa direction indéterminée. Dans un écoulement réel, un vortex est souvent considéré comme un vortex libre ayant un petit vortex forcé en son centre, et dont la norme de la vitesse est invariable.

Demi-corps

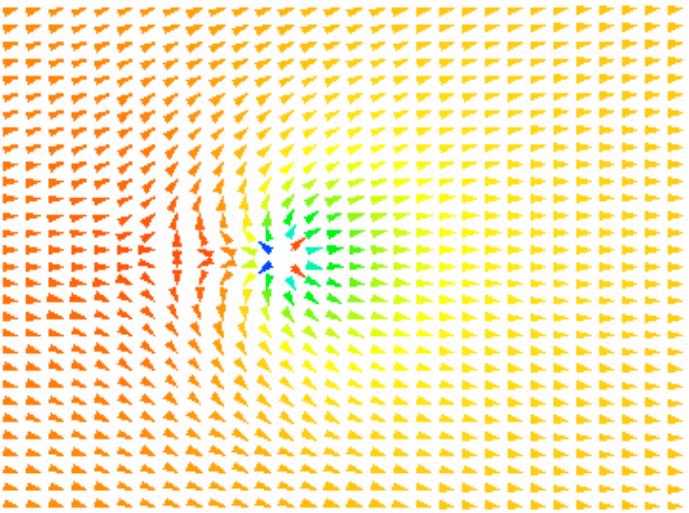
On considère un écoulement uniforme de vitesse *U*, ainsi qu'une source d'intensité *m* placée à l'origine.
Les composantes de la vitesse sont la somme de *U* et de la vitesse due à la source, soit

```
u=m/(2Pi)*x/(x^2+y^2)+U
v=m/(2Pi)*y/(x^2+y^2)
```

On entre alors

```
U=1
m=20
```

```
PlotVectorField[{u,v}, {x, -8, 12}, {y, -7.5,
  7.5},{PlotPoints->30,ColorFunction->Hue}]
```



Il est devenu difficile de se faire une idée précise des lignes de courant, et il est donc nécessaire de les représenter mathématiquement.

Il y a un point de stagnation *A*, où la vitesse due à la source est égale et opposée à *U*. Donc, en *A*, $m/2pr = U$.
En ce point, où y = 0 et θ = π, ? = - m / 2.
Ceci est la ligne de courant séparatrice.

La fonction de l'écoulement est donnée par

$$y = -Uy - \frac{m}{2p}q \ .$$

Cette valeur doit rester constante le long cette ligne de courant. Son équation est donc

$$y = \frac{m}{2pU}(p - q),$$

On peut y ajouter un réel *i*, ce qui donne l'équation générale des lignes de courants. Le plus grand la valeur absolue de *i*, le plus éloigné la ligne de courant par rapport à O_x.

Il faut maintenant trouver un moyen de la représenter superposée au champ de vecteurs obtenu précédemment. On voit que pour chaque valeur de q (paramètre) on obtient une valeur de y. On peut alors faire un graphe paramétrique, *y* étant fonction de *q*, et *x* étant fonction de *y* / Tan*q*.
On peut ensuite procéder en créant une table de valeurs pour x et y, pour θ variant de 0 à 2π. Une ligne est dessinée avec la fonction **`Line[{pt1,pt2,...}]`**, reliant chacun des points entre eux.

`i=-6`	(écart de départ à la ligne de courant séparatrice)
`div=Pi/100`	(écart entre chaque évaluation de q)
`step=2`	(écart entre les lignes de courant)

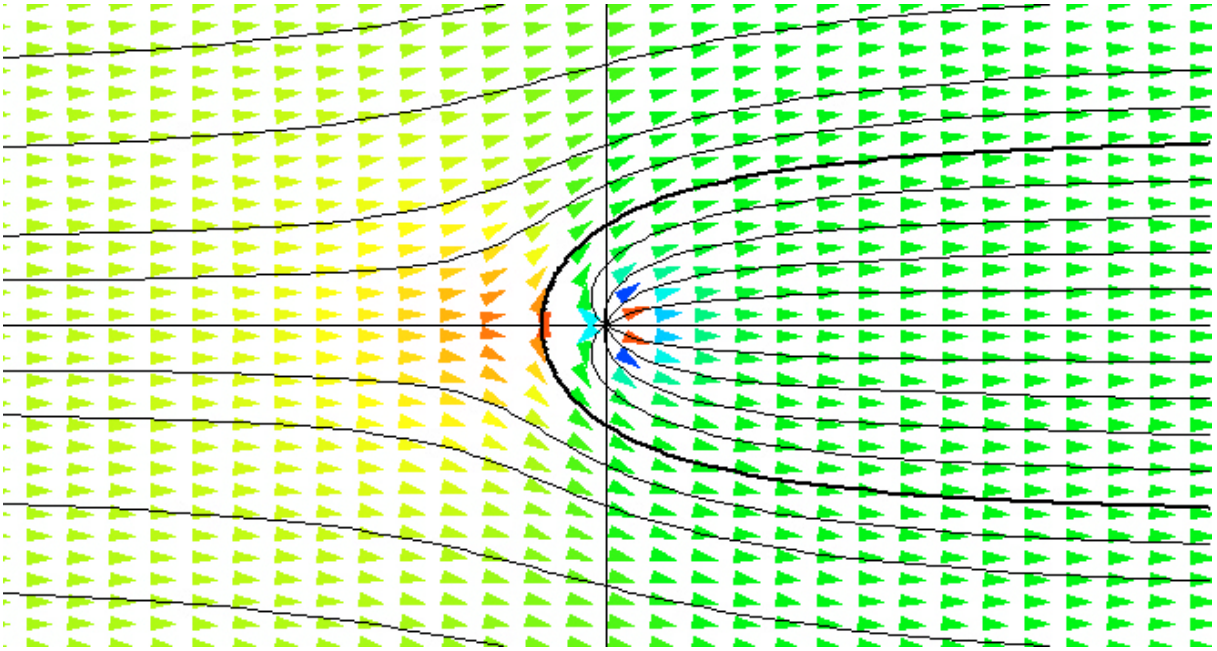
On répète ensuite la procédure suivante autant de fois qu'il faut pour arriver au nombre désiré de lignes de courant, sans oublier de changer la numérotation des **`tabXX`**.

```
tab01=Table[{(m/(2*Pi*U)*(Pi-t)+i)/Tan[t],m/(2*Pi*U)*(Pi-
  t)+i},{t,0,Pi,div}]
tab02=Table[{(m/(2*Pi*U)*(Pi-t)+i)/Tan[t],m/(2*Pi*U)*(Pi-
  t)+i},{t,Pi,2Pi,
       div}]
i=i+step
```

Note : la séparation des lignes en deux moitiés pour $0 < t < p$ et $p < t < 2p$ est pour éviter l'apparition de lignes horizontales reliant -8 à $+8$.

```
U=1
m=10
u=m/(2Pi)*x/(x^2+y^2)+U
v=m/(2Pi)*y/(x^2+y^2)
Show[
  PlotVectorField[
     {u,v}, {x, -15, 15}, {y, -8, 8},
     {PlotPoints->30,ColorFunction->Hue}
  ],
  Graphics[
        {Line[tab01],Line[tab02],          (etc...)
        }
  ],
  {PlotRange->{{-15,15},{-8,8}},Ticks->None,Axes->True}
]
```

Cela fera apparaître deux graphes, le second ayant à quelques détails près l'apparence suivante :



La ligne de séparation (ici plus épaisse), peut être remplacée par un solide. L'écoulement à l'extérieur ne varie en principe pas, exception faite de la couche limite, qui a tendance à s'épaissir.

Un tel solide, se finissant à l'infini, est appelé « demi-corps ».

3. RÉFÉRENCES PRINCIPALES

Albert Van de Vorst Introduction à la Physique Mécanique I

Antonio Filipone Advanced topics in Aerodynamics
http://aerodyn.org , 2001

Henk Tennekes
The Simple Science of Flight : "From Insects to Jumbo Jets"
The MIT Press, Cambridge, Massachussets 1996

Laurence Clancy Aerodynamics [ISBN 0 273 43342 3]
Pitman Publishing, Londres 1975

Ramm, Heinrich J. Fluid Dynamics for the Study of Transonic flows [ISBN 0 19 506097 0]
Oxford University Press, New York 1990

Willy Eichenberger Aérodynamique et Mécanique du vol
OFAC, Berne 1974

Einfuehrung Mirage Payerne
Der Ueberschallknall
Forces Aériennes Suisses, Instruction, Payerne 1969

Nasa History Office
History Of Wind Tunnels
http://www.hq.nasa.gov/office/pao/History/SP-440/cover.htm

4. SOURCES DES ILLUSTRATIONS

Les illustrations sont, pour la plupart, l'œuvre de l'auteur du travail. Dans le cas contraire, la provenance est indiquée en dessous de chaque image, entre crochets.

5. GLOSSAIRE

Ames — Grand complexe de souffleries de la NASA, situé au sud de San Francisco, USA

Anémomètre — Appareil servant à mesurer la vitesse du vent. Il en existe trois types principaux, qui fonctionnent soit en comparant les pressions dynamiques et statiques du fluide, ou en mesurant la capacité de refroidissement du vent sur un fil chauffé électriquement. Le dernier type, très courant, fonctionne à l'aide de demi-sphères placées sur une croix, elle-même sur un axe. L'asymétrie des forces sur les cupules crée une rotation de la croix. La vitesse est ensuite mesurée à l'aide d'un compte-tours.

Angle d'attaque, — Angle formé entre la direction de l'écoulement de l'air et la corde♦ du profil.

Bernoulli Daniel — (1700-1782) Est considéré comme le fondateur de l'hydrodynamique. Il a découvert les principes de base du comportement d'un fluide (*voir* Fluides, mécanique des).

Diplômé en médecine en 1721, il devient professeur de mathématiques à l'académie des sciences de Saint-Pétersbourg en 1725, puis enseigne l'anatomie et la botanique à l'université de Bâle. Il s'intéresse au calcul infinitésimal, aux probabilités et aux équations différentielles. Mais son œuvre majeure est *Hydrodynamica* (1738), ouvrage qui présente la première théorie cinétique des gaz et formule le principe de conservation de l'énergie pour un fluide.[1]

D'Alembert, paradoxe — En plaçant un solide immobile dans un fluide parfait (non visqueux) en mouvement, et en étudiant la répartition des pressions sur le corps selon Bernoulli, on constate que quelle que soit sa forme, les forces induites par la pression du fluide sur les parois du corps sont disposées de telle sorte qu'il ne subsiste aucune composante parallèle au mouvement. La traînée que l'on constate en réalité est uniquement un effet de la viscosité du fluide, aussi petite soit-elle.

Corde d'un profil — Droite passant par les deux extrémités d'un profil, aux endroits où le rayon de courbure est le plus petit. Est utilisé pour définir les caractéristiques d'un profil, ainsi que pour déterminer l'angle d'attaque d'une aile.

---

[1] "Bernoulli (famille)." *Encyclopédie® Microsoft® Encarta 2001.* © 1993-2000 Microsoft Corporation. Tous droits réservés.

Ecoulement Irrotationel Ecoulement absolument libre de vortices ou de vorticité♦ de quelque sorte. Les lignes de courant doivent donc être relativement droites, et ne pas former de spirales ni de tourbillons.

Hypersonique Domaine de vitesses au-delà de Mach 5 (approximativement, car n'a aucune limite fixe). C'est dans ce domaine que surviennent les influences thermiques, conduisant à de nouveaux problèmes de conception et de modifications chimiques de l'environnement.
Dans ce domaine, l'onde de choc précède le corps, ce qui conduit à une meilleure dissipation des températures pouvant atteindre des températures de plus de 4000 K.

Kármán, Theodore von (1881-1963) : ingénieur aéronautique américain d'origine hongroise.
Né à Budapest, il fait ses études à l'université technique de Budapest et à l'université de Göttingen. En 1930, il émigre aux Etats-Unis et devient professeur et directeur du Laboratoire d'aéronautique Guggenheim à l'Institut de technologie de Californie. Il fait des recherches sur le lancement des fusées et, pendant la Seconde Guerre mondiale, préside un conseil consultatif auprès des forces aériennes des Etats-Unis.
Von Kármán a fait progresser les connaissances en matière d'aérodynamique, d'hydrodynamique et d'analyse mathématique appliquée à la thermodynamique. Il a élaboré (1935) la première théorie de la traînée en vol supersonique, conçu des tunnels aérodynamiques supersoniques, et commencé des recherches qui aboutiront au premier franchissement du mur du son par un avion.[2]

Langley Grand complexe de souffleries de la NASA, situé en Virginie, USA.

Lilienthal, Otto (1848-1896) **:** inventeur et ingénieur aéronautique allemand, qui fut le premier à démontrer l'avantage des surfaces courbes pour les ailes d'avion. Il étudia l'aérodynamique, à partir du vol des oiseaux et, dès 1877, il inventa un planeur avec des ailes en arc comme des ailes d'oiseau. Il réussit son premier vol en 1891. Après plus de deux mille vols, il se tua avec son planeur. Il a écrit *Vol d'oiseau : base de l'aviation* (1889 ; traduit en 1911).[3]

---

[2]"Kármán, Theodore von."*Encyclopédie® Microsoft® Encarta 2001.* © 1993-2000 Microsoft Corporation. Tous droits réservés.

[3]"Lilienthal, Otto."*Encyclopédie® Microsoft® Encarta 2001.* © 1993-2000 Microsoft Corporation. Tous droits réservés.

Mach (angle) Angle formé entre les lignes de Mach et la trajectoire d'un l'objet voyageant à une vitesse supérieure à celle du son. Lorsqu'une source sonore se déplace plus vite que la vitesse locale du son, les ondes sonores derrière l'objet délimitent un volume conique hors duquel aucun son ne peut être entendu venant de la source en mouvement. Le demi angle d'ouverture de ce cône, appelé angle de Mach, vaut

$$q = Arc\cos\left(\frac{u}{c}\right)$$

Mach (nombre de) Introduit en 1929, est la vitesse d'un objet relative à la vitesse locale du son

$$M = \frac{v}{a}$$

Au niveau de la mer, Mach 1 vaut environ 330 ms^{-1}.

Prandtl, Ludwig Physicien allemand, qui mit en évidence la couche limite en 1904

Robinson Voir anémomètre

Schlieren (photographie) : Système optique permettant la visualisation des différences de pression d'un milieu.
Le coefficient de diffraction d'un gaz étant différent selon la pression, on éclaire la zone à observer à l'aide de rayons lumineux parallèles. Des lentilles les focalisent ensuite sur une lame de couteau, puis sur un écran. Les zones de haute pression, dont la lumière a été diffractée et arrêtée par la lame, paraissent alors en foncé.
Ce système, très utilisé aux débuts de l'aérodynamique, a cédé la place à des systèmes optiques à interférences, bien plus précis.

Subsonique élevé Domaine de vitesses inférieur à la vitesse locale du son (Mach 0.3 - 0.6).

Subsonique bas : domaine de vitesses inférieur à la vitesse locale du son (< Mach 0.3). C'est le domaine le mieux étudié, le plus ancien et le mieux compris. La frontière supérieure n'est pas définie, car les changements se font de façon graduelle.

Supersonique Domaine de vitesses supérieur à la vitesse locale du son (Mach 1.0 - 5.0). Des ondes de choc sont formées principalement aux extrémités, résultant en de grandes pertes d'énergie. La limite inférieure de ce domaine est la seule limite de vitesses clairement définie en aérodynamique, à Mach 1, où les caractéristiques de l'écoulement changent brusquement.

Transsonique Domaine de vitesses dans lequel l'écoulement est en partie subsonique et en partie supersonique. Est caractérisé par des ondes de choc locales, de position et taille variables (Mach 0.6 - 1.1)

Venturi, Giovanni Battista (1746-1822) : physicien italien à l'origine du tube de Venturi utilisé en hydraulique.
Né à Babiano, près de Reggio nell' Emilia, Giovanni Battista Venturi fut professeur de physique à l'école du génie militaire de Modane, puis à l'université de Pavie. Spécialiste de la dynamique des fluides, il orienta ses travaux de recherche vers l'hydraulique. C'est dans cette discipline qu'il se distingua en inventant et réalisant une tuyère à cônes divergents qui porte le nom de tube de Venturi.

Viscosité Propriété d'un fluide qui tend à empêcher son écoulement lorsqu'il est soumis à l'application d'une force. Les fluides de faible viscosité s'écoulent facilement, et les fluides de grande viscosité résistent à l'écoulement. La viscosité est déterminée par la capacité d'entraînement que possède une couche en mouvement sur les autres couches adjacentes. Elle est mesurée par un viscosimètre, récipient dont le fond comporte un orifice de taille standardisée. La vitesse à laquelle le fluide s'écoule par cet orifice permet de déterminer la viscosité du fluide.

Vortex (n.m. plur.: vortices) : tourbillon. Un vortex peut être cylindrique ou conique, selon qu'il se forme par une différence de vitesse de deux couches ne glissant pas l'une sur l'autre, ou dans la direction de l'écoulement, causé par une perturbation souvent volontaire.

Vorticité Présence de vortices.
Voir également *Vortex*.

NACA National Advisory Committee for Aeronautics
Organisation fondée le 3 mars 1915 suite à un rapport montrant l'évident retard des USA par rapport à l'Europe en matière de recherche aéronautique.
La NACA devint la NASA (National Aeronautics and Space Act) en 1958, un an après la mise en orbite de *Sputnik*.

6. INDEX ALPHABÉTIQUE

A

air..... 4-13, 17, 24-26, 29, 32, 33, 37, 38, 44
anémomètre..... 10, 44
angle..... 6, 11, 12, 20, 22, 25, 35, 36, 44, 46
application, point d'..... 12, 17
avion..... 3, 15, 24, 25, 36, 45

B

Bernoulli..... 4, 12-16, 44
bruit..... 25

C

centre de portance..... 12
chaleur..... 4, 26, 29
champ..... 20, 22, 41
choc..... 4, 24, 25, 27, -30, 45-47
circulation..... 20
coefficient..... 9, 10, 18, 19, 28, 34, 38, 46
conservation..... 15, 44
continuité..... 13, 14, 21, 22, 30, 39
corps..... 3, 9, 10, 18, 23, 25, 27, 32, 33, 38, 40, 42, 44
couche limite..... 18, 19, 23, 27, 28, 42, 46
courant..... 8-11, 13-16, 18, 19, 21-23, 32-35, 39, 41, 44, 45
critique..... 19

D

d'Alembert, paradoxe..... 18, 44
débit..... 26
demi-corps..... 23, 40, 42
dépression..... 16, 17, 27
Doppler..... 25
dynamique..... 16, 19, 47

E

écoulement..... 4, 7-11, 13-25, 27, 28-30, 33-37-47
énergie..... 4, 10, 14, 15, 19, 25, 26, 27, 44, 46

F

filament..... 13, 14, 19
fluide..... 4, 10, 13-16, 18-20, 22, 31, 32, 39, 40, 44
flux..... 21, 22, 23
force..... 6-8, 10-12, 17, 18, 32-34, 37, 38, 40, 44, 45, 47
frottement..... 14, 18, 19

G

gaz..... 4, 9, 15, 26, 29, 44, 46

H

hélice..... 26

I

infini..... 18, 22, 23, 42
infinitésimal..... 13, 20, 44
injecteur..... 26
interférence..... 17, 46

L

laminaire..... 19, 27, 33
ligne de courant..... 13, 15, 21, 22, 23, 41
liquide..... 16, 19

M

Mach..... 24-26, 28, 29, 45-47
masse volumique..... 4, 10, 14, 19, 25

O

onde..... 4, 25, 27-29, 45

P

particule..... 13, 21, 26
pesanteur..... 14
plaque..... 8, 9, 11, 12, 34-36, 38
polaire..... 11, 12, 36
portance..... 11, 12, 17, 24, 28, 36, 37
pression..... 4, 9, 13, 15-17, 26, 27, 38, 44, 46
profil..... 17-19, 37, 44
propagation..... 25

R

rendement..... 11, 12
résultante..... 12, 17, 18
Reynolds..... 19

S

Schlieren..... 27, 46
solide..... 10, 18, 23, 42, 44
sonique..... 25
soufflerie..... 24, 26, 29, 30, 31, 32, 37, 38
source..... 22, 23, 25, 39, 40, 41, 43, 46
stagnation..... 13, 15, 23, 41
stationnaire..... 13, 15, 16
subsonique..... 3, 32, 46

superposition..... 17, 22
supersonique..... 3, 26-29, 45-47
surpression..... 17, 27

T

traînée..... 9, 11, 17, 18, 19, 24, 25, 27, 28, 36, 37, 44, 45
trajet de particule..... 13, 21
transition, point de..... 19
transsonique..... 4, 24, 25, 27, 47
tube de courant..... 13
turbulent..... 19, 23, 27, 33

V

vecteur..... 13, 17, 21, 22, 39, 40, 41
Venturi.....16, 47
visqueux..... 14, 18, 44
vitesse..... 4-10, 13-16, 18-27, 32-35, 37-41, 44,47
vortex..... 40, 47