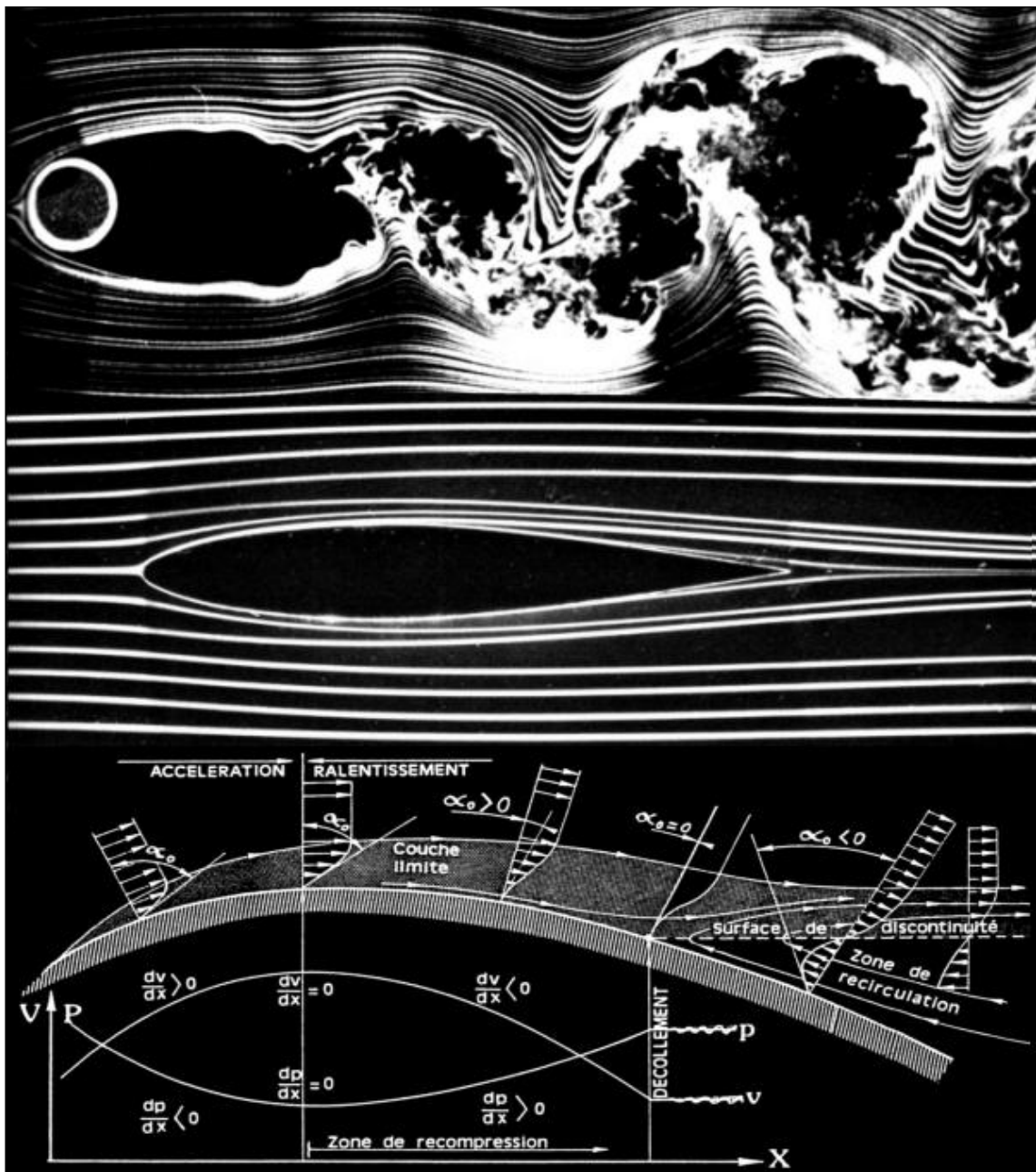




L'AÉRODYNAMIQUE ET L'ORIGINE DES TRAINÉES PARASITES

-I-

(Première partie)



Trainée de pression, trainée visqueuse, couche limite....

Ewald HUNSINGER - Michaël OFFERLIN
- ©1997 -

L'AÉRODYNAMIQUE ET L'ORIGINE DES TRAINÉES PARASITES.

(Première partie)

Ewald HUNSINGER - Michaël OFFERLIN

I. LE POINT SUR L'AÉRODYNAMIQUE

L'aérodynamique est une discipline qui considère des objets aux prises avec des écoulements. Comme telle, elle constitue un chapitre de la mécanique des fluides. Que ce fluide soit de l'air, c'est à dire un gaz, ou qu'il soit un liquide, ne change rien à la manière d'aborder les choses, et les lois qui s'appliquent aux fluides gazeux sont les mêmes que celles qui s'appliquent aux fluides liquides. Une différence cependant distingue les liquides des gaz : ces derniers sont compressibles. La compressibilité apporte une complexification non négligeable au niveau des calculs alors que le phénomène physique reste parfaitement négligeable pour les vitesses qui nous préoccupent en aéronautique légère (vitesses inférieures à Mach 0.5 ou 0.6). C'est la raison pour laquelle on a pris l'habitude de différencier le supersonique du subsonique, ce dernier évitant une complexité inutile de la formulation mathématique. L'erreur entraînée par cette simplification est largement inférieure aux imprécisions du calcul.

Ce qu'il convient de souligner, c'est que l'aérodynamique est **avant tout** et par essence, une science **expérimentale**. En effet, elle puise ses fondements dans l'expérience sur le réel et pas du tout dans les théories plus sophistiquées les unes que les autres, hermétiques comme il se doit pour le commun, et complètement coupées de la réalité des choses après être devenues entre les mains des spécialistes de véritables fins en soi. On ne niera pas l'utilité de telles théories, car elles permettent d'élaborer des modèles mathématiques simulant la réalité, ce qui est toujours une économie de temps, d'argent et d'énergie, et apporte une sécurité accrue. Mais un modèle et sa simulation doivent toujours faire appel à l'expérience pour trouver une confirmation par les faits,

confirmation validant un champ forcément limité d'applications.

La théorie est et restera par conséquent un outil, et rien de plus. Et paradoxalement, elle n'est pas dans ce cas une science exacte.

Elle n'est surtout pas ce que veulent nous faire croire les prétendus détenteurs de Savoir : une science exacte, autrement dit une affaire de spécialistes qui se débat entre initiés. La réalité est, de façon générale, bien plus approximative que l'image que tentent de nous imposer les spécialistes à tout crin. C'est en acceptant leur schéma (qui n'a rien d'innocent) que l'on contribue ici comme ailleurs à la prolifération interprofessionnelle de cette catégorie de gens à compétence "hyper pointue ". Or, c'est précisément sur le fractionnement du savoir et l'élimination concomitante des " généralistes " que s'épanouissent les technocraties. On ne peut à la fois se plaindre des effets de pouvoir (l'incompréhension insolente des problèmes) et accorder un crédit aveugle à tous ceux dont il aurait moins fallu retenir le niveau élevé de connaissance dans un seul domaine que l'étendue de leurs lacunes dans tous les autres.

Expérimentale, l'aérodynamique est donc fondamentalement approximative, même si les modèles numériques auxquels elle fait appel se réfèrent à des théories aussi complexes qu'elles sont coupées de la réalité. Comment expliquer qu'avec les armées d'ingénieurs et la débauche informatique, l'on ne soit même plus en mesure de concevoir des avions subsoniques qui atteignent seulement le niveau de qualité de ceux que l'on faisait il y a déjà un demi siècle avec pour seule sophistication la règle à calcul ? Comment expliquer seulement que l'on ne voit pas, journalistes "spécialisés" en tête, que les avions modernes se dégradent un peu plus à chaque fois que l'on prétend

régler un problème grâce à une idée géniale ou un matériau nouveau ?

Faut-il croire (parce qu'il n'y a pas d'autre explication) qu'il y a une relation entre la perte de tout sens des réalités (induite par la mathématisation à outrance et la fuite dans les théories) et une certaine forme de dédain de la chose expérimentale (empirique diront ceux là même qui ont contribué à instaurer la situation actuelle) ? Ne nous en laissons donc pas conter ! Les grandes percées techniques ne se sont jamais faites dans les tours d'ivoire mais sur le terrain ... expérimental. Et ce n'est pas faute d'avoir essayé de prouver le contraire sur de super ordinateurs que de plus malins, mais à court d'arguments, en sont venus à reconnaître que les méthodes mathématiques les plus puissantes n'étaient pas en mesure de donner des résultats suffisants, ne serait-ce que pour pré dimensionner un avion, et que la seule méthode vraiment efficace était celle dite de " l'avion de référence ", euphémisme destiné à ne pas avouer que la méthode employée était analogique, alors même que l'analogie est tant décriée par tous les revendicateurs de " scientificité ". Pourtant, le réel (l'avion de référence), lui, a volé. Il a fait ses preuves en conditions réelles et intègre de fait la globalité des paramètres qui ne sont jamais pris en compte, ni dans les ordinateurs ni même dans les souffleries.

C'est pour amplifier les fissures qui se dessinent dans l'édifice des certitudes trop bien établies que nous prenons le parti de montrer que les fondements expérimentaux de l'aérodynamique se suffisent à eux-mêmes pour rendre intelligible ce qui a fini par ne plus l'être après le passage des cohortes de spécialistes. Dans les lignes qui vont suivre, nous tenterons donc de pratiquer ce que l'on pourrait appeler une phénoménologie de l'aérodynamique en ce sens que nous décrirons des phénomènes physiques en restant, autant que possible, en dehors de toute construction conceptuelle dans le but de bien rendre consciente à l'esprit la nature physique des fondements de cette science, la compréhension pratique des choses découlant alors naturellement de

l'évidence des faits exposés. Cette démarche n'a donc rien de commun avec la vulgarisation dont elle se différencie notamment dans le fait qu'elle ne vise pas à simplifier des concepts théoriques (avec le cortège inévitable d'imprécisions et inexactitudes qui accompagnent toujours ces simplifications), mais qu'elle vise à rappeler, qu'avant toute théorie, il y a des phénomènes qui existent, qui sont observables et que des expériences ont spécialement été imaginées pour les mettre en évidence. La démarche phénoménologique justifie donc parce qu'elle privilégie d'abord la compréhension qui relève plus du " bon sens ", c'est à dire d'une adhésion à des évidences concrètes, que d'une conformité à des règles plus ou moins abstraites de la logique formelle, même si celles-ci ont l'élégance pour elles. A la différence des mathématiques et des théories, la conception ne se suffit pas de la seule maîtrise des règles qui la régissent. Les mathématiques démontrent et prouvent, les théories unifient et réorganisent des savoirs, mais ni les unes ni les autres n'expliquent. Ce sont là des outils parfaitement adaptés à leur objet (la recherche) mais particulièrement inefficaces dès lors qu'il est question de conception en bureau d'étude réclamant du pragmatisme et des capacités à adapter les moyens aux fins.

Dont acte.

II. GÉNÉRALITÉS SUR LA TRAÎNÉE PARASITE

Les traînées sont des forces aérodynamiques qui, de façon générale, s'opposent à l'avancement de l'avion. Pour voler avec un minimum de performances, il n'y a que deux solutions :

- Soit on augmente la puissance et les avions coûtent de plus en plus cher (c'est la solution presque universellement choisie, ce pourquoi l'aéronautique est en crise: elle est devenue dissuasive.
- Soit on réduit les traînées, ce qui permet à puissance égale d'emporter plus de

charge ou de voler plus vite (solution retenue un temps par Mooney).

La seconde solution suppose que l'on sait comment réduire ces traînées, mais il semble qu'aujourd'hui on ait quelques difficultés à le faire. Il faut se rappeler qu'en 1939 un record avait été établi sur 1000 km à 187 km/h avec seulement 42 cv et 2 personnes à bord. On attend de tous les ATL connus une performance semblable, même avec une puissance installée doublée.

Les traînées ont des origines multiples et l'on distinguera d'abord les deux traînées principales qui apparaissent dans la formule générale caractérisant l'avion, appelée Polaire : à savoir la traînée parasite représentée par le premier terme C_{x0} , et la traînée induite (par la portance) qui est représentée par le second terme de la relation ci-dessous :

$$C_x = C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot A \cdot e}$$

Avec :

• C_z :	Coefficient de portance référencé à la surface de l'aile [-]
• A :	Allongement $A = b^2 / S_a$ [-]
• e :	Coefficient d'Oswald généralement compris entre 0,6 et 0,8. [-]

Nous ne traiterons pas ici de la traînée induite, mais on peut voir qu'elle peut être réduite en augmentant l'allongement. Par ailleurs, il est facile de comprendre que cette traînée induite (encore une fois par la portance) augmente avec le poids de l'appareil. Il conviendra, lors de la conception, de procéder à une répartition judicieuse de la matière, c'est à dire à en mettre suffisamment aux endroits critiques pour la sécurité et en évitant d'en mettre là où elle ne sert à rien.

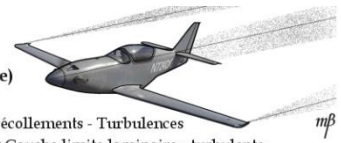
Pour voler économique, on aura donc compris qu'il faut mettre de l'allongement (un minimum s'impose), qu'il faut construire le plus léger possible et s'attacher à minimiser systématiquement la traînée

parasite pour minimiser le premier terme C_{x0} .

TRAÎNÉE GLOBALE

$$= \text{Trainée induite (par la portance)} + \text{Trainée parasite}$$

{ Trainée de pression : Décollements - Turbulences
Trainée de frottement : Couche limite laminaire - turbulente

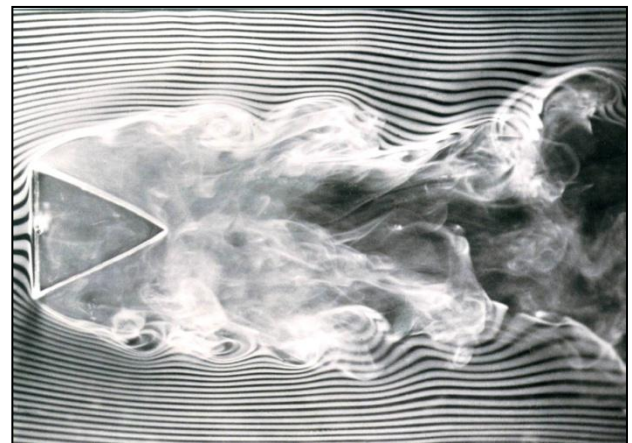


La traînée parasite possède en fait deux origines :

- La traînée de pression qui se manifeste lorsqu'il y a des décollements (le corps n'est pas vraiment aérodynamique).
- La traînée de frottement, qui devrait être la seule composante prédominante lorsque l'aérodynamique est réussie, c'est à dire lorsque toutes les traînées de pression auront été minimisées pour ne pas dire éliminées.

Ce qu'il convient de remarquer ici, c'est que la traînée d'un avion va se situer entre deux limites :

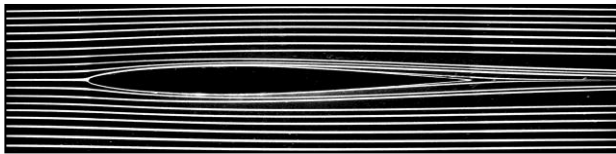
- Une limite supérieure, qui est celle de la plaque plane perpendiculaire à l'écoulement du fluide: tout l'écoulement sur l'avion est décollé et l'on ne peut plus parler d'aérodynamique.



Visualisations de décollements. J.E.MAREY

- Une limite inférieure vers laquelle on ne peut que tendre et en dessous de laquelle on ne peut descendre, qui est celle de la plaque plane sans épaisseur et sans surface frontale, placée parallèlement au sens de l'écoulement et soumise au seul frottement

de l'air qui reste malgré tout un fluide visqueux.



Trainée de frottement sur un profil.

Nous commencerons donc par examiner les phénomènes liés au frottement mais comme en matière d'aérodynamique il règne un certain flou autour de notions souvent entendues comme "laminaire", "turbulent", "turbulences", "décollements", etc..., nous nous proposons de faire un petit retour aux sources de la physique des fluides pour clarifier la situation. Ce petit détour ne sera pas sans intérêt pour le constructeur amateur qui, en comprenant le pourquoi et le comment des phénomènes, pourra avoir une idée plus juste sur ce qu'il faut, mais aussi surtout sur ce qu'il ne faut pas faire en matière de "petites améliorations".

III. RAPPELS SUCCINCTS DE MÉCANIQUE DES FLUIDES NON COMPRESSIBLES

Nous occupant essentiellement d'aéronautique légère, nous ferons donc, comme énoncé précédemment, l'hypothèse que l'air ambiant est un fluide incompressible, au même titre qu'un liquide. Cette hypothèse est pleinement justifiée, vu le nombre de Mach auquel nos avions ont pris l'habitude de voler (Mach 0,13 pour l'ATL).

La loi de Bernoulli

Si l'on accepte l'adage selon lequel "la nature a horreur du vide", il convient encore de remarquer qu'elle a tout aussi horreur des discontinuités, ce qui s'exprime par les équations de continuité et de conservation. La première loi qui va nous intéresser ici, concerne les écoulements et stipule que le long d'un tube de courant la **pression totale** P_t (somme de la pression statique et de la pression dynamique), le **débit** Q et l'**énergie totale** E restent constants.

C'est la loi de Bernoulli.

$P_t = Cte$
$Q = Cte$
$E = Cte$

Ce tube de courant peut être réel, sous forme de conduit dont la section peut varier. Il peut aussi être fictif ; c'est alors une zone de section fictive perpendiculaire à l'écoulement, et à travers de laquelle passe un même débit. Le tube de courant est constitué par des "lignes de courant" que matérialisent les "filets d'air". Il est évident que ce qui entre dans le tube, en sort également. Ni plus, ni moins. En effet, à l'intérieur du tube, il n'y a ni production, ni destruction, ni accumulation.

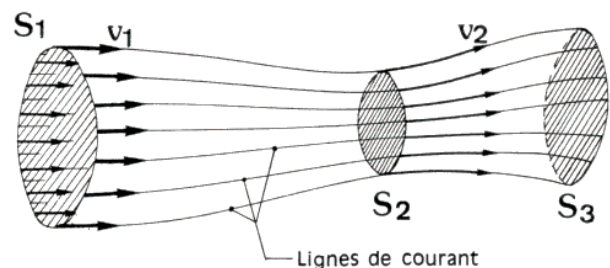


Figure 1 : Le tube de courant.

Cette évidence se traduit par la relation :

$Q_1 = V_1 S_1$
$Q_2 = V_2 S_2$

En conséquence :

$V_1 S_1 = V_2 S_2$

En clair, cela signifie que si la section du tube décroît, la vitesse des filets d'air doit alors nécessairement croître, ou encore que le rapport des vitesses d'entrée et de sortie est égal au rapport inverse des sections.

Exemple d'application de ce principe :

Le tube de venturi (fig. 2)

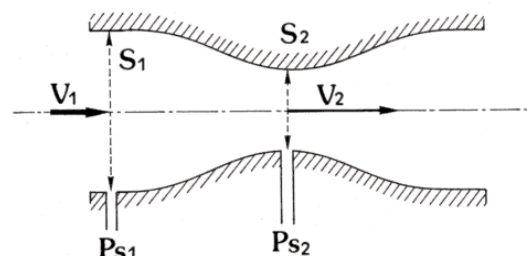


Figure 2 : Le tube de Venturi.

Sachant que, pour un corps solide, l'énergie cinétique est égale à :

$$E = \frac{1}{2} \cdot M \cdot V^2$$

Pour l'air, il suffit de remplacer la masse M par la masse volumique pour obtenir l'équation de l'énergie cinétique par unité de volume ou pression dynamique q.

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$$

Au niveau du sol, la masse volumique de l'air est de 1.225 kg/m³.

Puisque la pression totale P_t est la somme des pressions statique P_s et dynamique q, et que cette valeur est constante tout au long du tube de courant, on peut donc écrire l'équation énergétique :

$$P_{s1} + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_1^2 = P_{s1} + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_2^2$$

Le débit Q étant invariant, on peut alors écrire :

$$P_{s1} - P_{s2} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_1^2 \left[\left(\frac{S_1}{S_2} \right)^2 - 1 \right]$$

On peut aisément mesurer les pressions statiques. On peut en déduire la vitesse V_1 :

$$V_1 = \sqrt{\frac{2 \cdot (P_{s1} - P_{s2})}{\rho \left[\left(\frac{S_1}{S_2} \right)^2 - 1 \right]}}$$

Le terme ρ , qui est la masse spécifique de l'air, varie avec l'altitude. Il convient donc de faire la relation entre la vitesse indiquée V_i et la vitesse vraie V :

$$V = \frac{V_i}{\sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}}}$$

Avec
 ρ_0 = Masse Spécifique de l'air au sol.
 ρ = Masse spécifique à l'altitude considérée.

La qualité des écoulements et l'expérience de REYNOLDS :

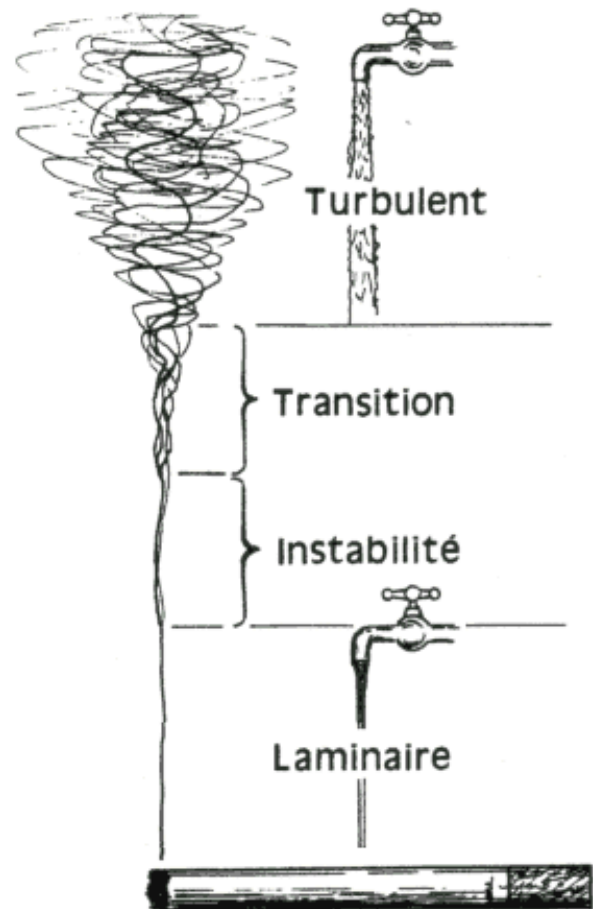


Figure 3 : Nature des écoulements

Chacun a déjà pu remarquer les différents régimes que peuvent prendre certains écoulements, que ce soit celui du filet d'eau sortant d'un robinet ou celui de l'exemple maintenant classique de la fumée de cigarette (fig. 3).

Grâce à un montage approprié (fig.4) REYNOLDS démontra expérimentalement que l'écoulement dans un tube se modifiait au bout d'un certain temps, ou plutôt au bout d'une certaine distance compte tenu de la vitesse de l'écoulement, du diamètre du tuyau, et de la température du fluide : après s'être maintenu identique à lui-même, le filet de colorant qui matérialise le trajet, s'épaissit à un moment donné pour se répandre très rapidement dans la totalité de la section du tube. Autrement dit, l'écoulement "laminaire", a "transité" pour devenir "turbulent".

En faisant varier les paramètres vitesse de l'écoulement et diamètre du tube, REYNOLDS découvrit dans un premier temps qu'il y existait une certaine constance, notamment pour le produit vitesse fois diamètre.

En faisant varier la température du fluide, il constata finalement que ce qui était constant, c'était le produit :

$$Re = \frac{V.D}{\nu} = Cte$$

Si l'on entend tellement parler de ce Nombre, en aéronautique c'est qu'il est de première importance pour ce qui est de la qualité des écoulements (notamment la transition laminaire/turbulent), ainsi que pour son effet sur la traînée de frottement.

Or, comme la valeur de ce coefficient varie dans des proportions notables (de 1 à 5 en faveur de l'écoulement laminaire et pour les vitesses rencontrées en aéronautique légère), on conçoit aisément tout l'intérêt qu'il y a à garder un maximum de laminarité partout où cela est possible.

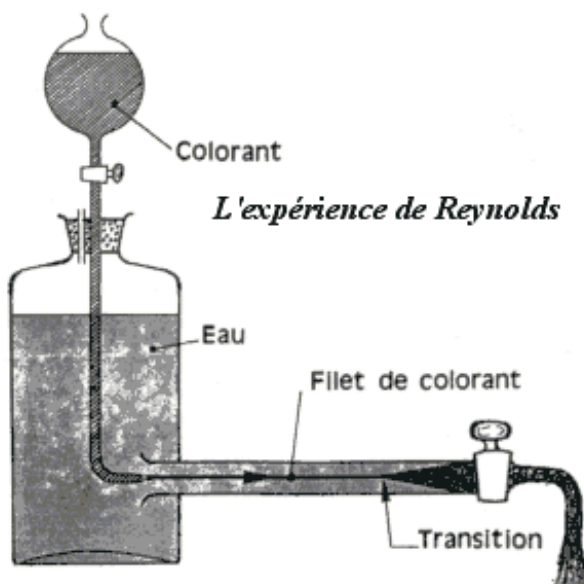


Figure 4 : L'expérience de Reynolds

Pourquoi accorde-t-on une telle importance à la qualité des écoulements ? Tout simplement parce que le Coefficient de frottement fluides/paroi est fort différent selon que la couche limite est laminaire ou turbulente (voir figure 5).

De fait, le fluide vu par la paroi (ce peut être de l'air) se présente comme étant plus ou moins visqueux.

Connaître le Reynolds local en chaque point d'un corps permet donc de savoir quel est l'endroit où la couche limite va transiter et quel coefficient de frottement lui appliquer.

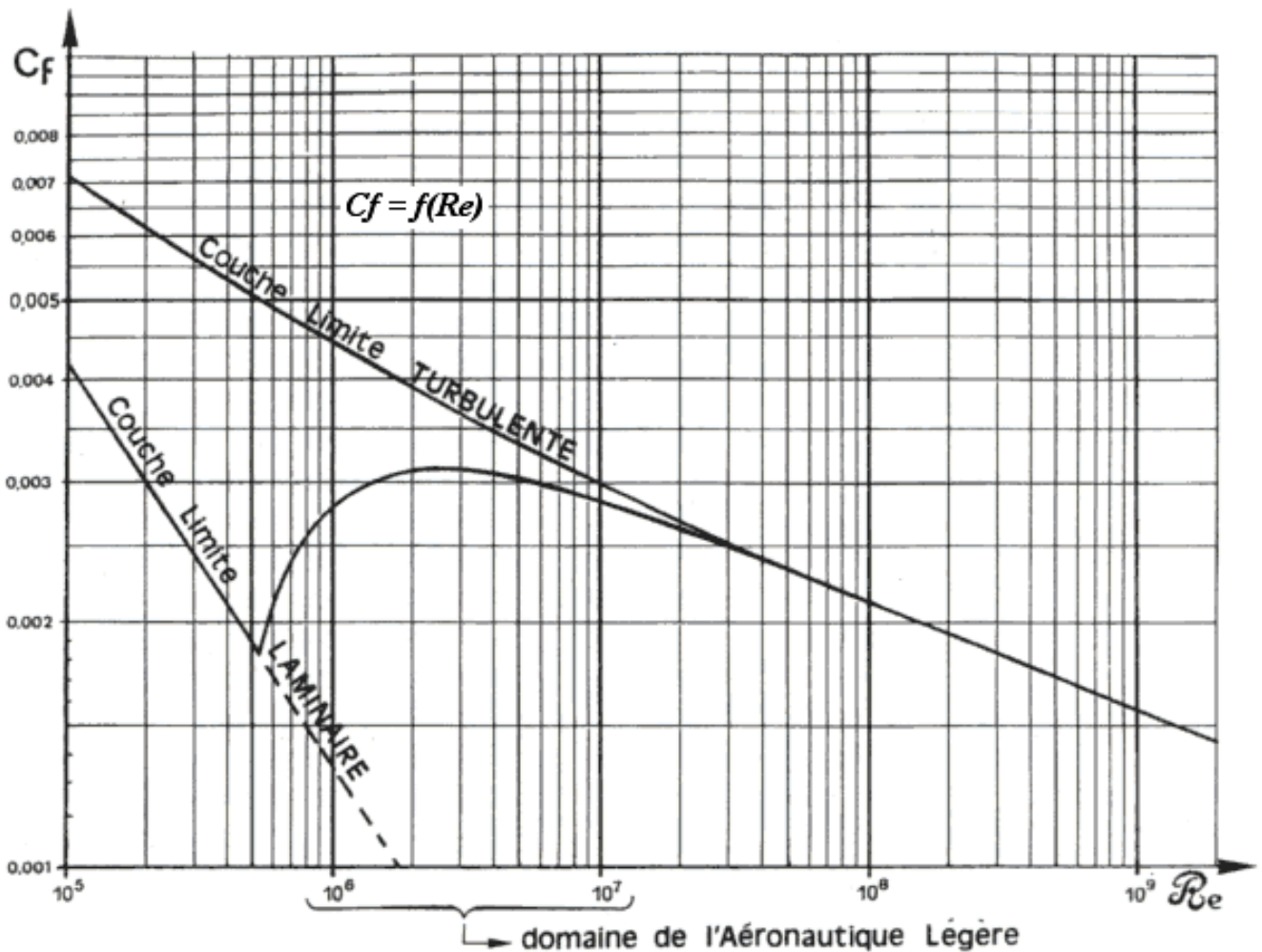


Figure 5 : Valeurs du coefficient de frottement visqueux en fonction de la nature de l'écoulement et du Reynolds.

Le phénomène de la viscosité, sa mise en évidence :

Si l'on prend 2 plaques planes horizontales et parallèles que l'on sépare par une épaisse couche de glycérine, on s'aperçoit que ces plaques peuvent glisser l'une par rapport à l'autre dès lors qu'on les soumet à des efforts tangentiels. Ces efforts sont d'ailleurs d'autant plus importants que la température de la glycérine est faible, donc que sa viscosité est grande.

Si par un minuscule trou de la plaque supérieure on injecte une ligne verticale de glycérine colorée au moyen d'une seringue (figure 6) et que l'on déplace la plaque supérieure d'une quantité "e", on constate que la ligne colorée s'est inclinée tout en restant droite (figure 6b).

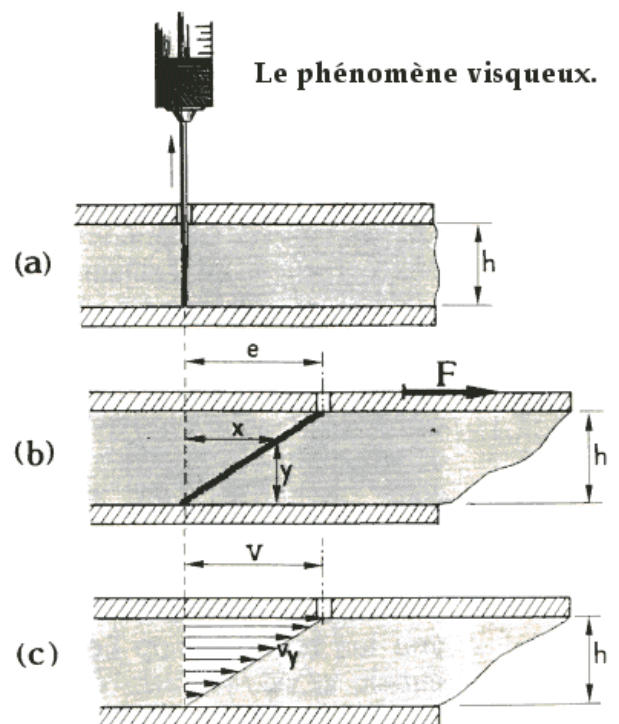


Figure 6 : Le phénomène visqueux

Les points de contact sur chacune des plaques étant restés solidaires de leur support respectif, prouvent que la glycérine a adhéré aux parois. Le fait que la ligne soit restée parfaitement droite indique par ailleurs que le fluide s'est déformé par couches successives avec des déplacements proportionnels à leur distance de la plaque référence, et que ces déplacements sont restés constants entre chacune des couches du fluide. Du fait que ces glissement se soient opérés durant un même temps, la distance "e" peut être assimilée à l'unité de temps "t" ce qui rend la ligne colorée représentative de la distribution des vecteurs vitesse dans l'épaisseur de la couche de glycérine.

Ce faisant, on peut dire que chaque couche se déplace à une vitesse proportionnelle à sa distance "y" de la plaque référence tel que (figure 6c) :

$$\frac{x}{t} = V_y = \frac{y}{h} \cdot \frac{e}{t}$$

e/t est la vitesse V de la plaque supérieure. Chacune des couches se transmet le même effort tangentiel que celui appliqué aux plaques.

Mise en évidence des efforts tangentiels :

L'exemple du viscosimètre (figure 7a).

Soient deux tambours concentriques dont l'un (le tambour intérieur) est suspendu à un support par l'intermédiaire d'un fil de torsion et l'autre (le tambour extérieur) est rempli d'un fluide (liquide pour plus de facilité) et est entraîné en rotation à la vitesse N (t/s) autour de son axe. Le tambour intérieur est muni d'une aiguille permettant de mesurer l'angle de torsion du fil de suspension, donc le couple "C" que lui transmet par effet de viscosité à travers l'épaisseur "b" le tambour extérieur par le seul intermédiaire du fluide en contact. On notera que le fond du tambour extérieur est tenu à grande distance du fond du tambour intérieur pour minimiser les efforts de torsion de la colonne de fluide (entre les 2 disques de fond), efforts qui deviennent

ainsi négligeables en comparaison des efforts tangentiels sur les surfaces cylindriques qui, elles par contre, sont très proches l'une de l'autre.

L'expérience montre que le couple transmis est directement proportionnel à la viscosité du fluide au contact des tambours. En effet, le couple "C" est égal à :

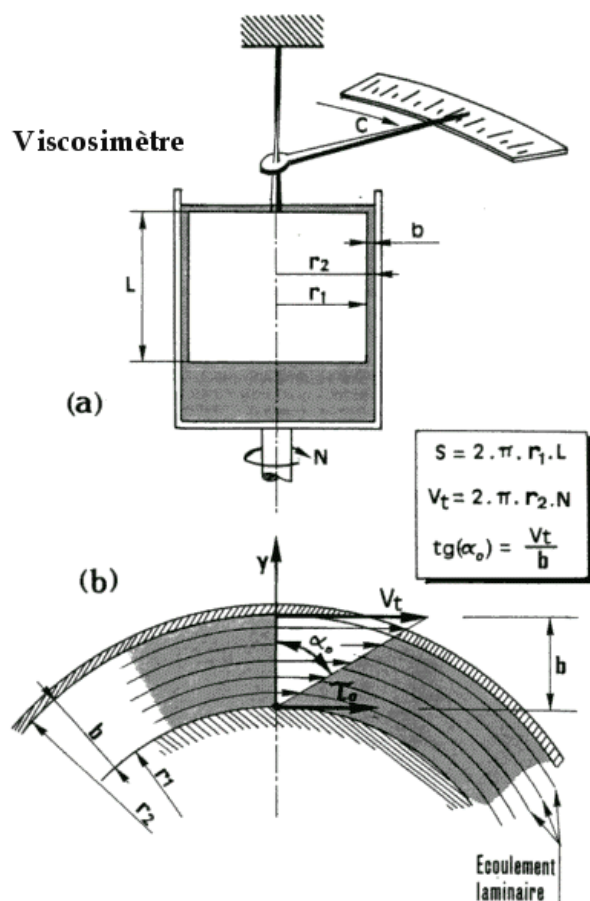


Figure 7 : Le viscosimètre.

$$C = \mu \cdot S \cdot \left(\frac{V_t}{b} \right) \cdot r_1$$

Avec :

• C :	Couple transmis par la viscosité [N/m].
• S :	Surface cylindrique du tambour [m²].
• Vt :	Vitesse tangentielle (tambour ext.) [m/s].
• r1 :	Rayon du tambour intérieur [m].
• b :	Épaisseur de la couche limite [m].
• μ :	Viscosité dynamique [Pa/s].

La force tangentielle "Ft" est égal à :

$$F_t = \frac{C}{r_1} = \mu \cdot S \cdot \left(\frac{V_t}{b} \right)$$

D'où la contrainte tangentielle :

$$\tau = \frac{F_t}{S} = \mu \cdot \left(\frac{V_t}{b} \right)$$

Si l'on veut généraliser le rapport (vitesse tangentielle)/(distance à la surface référence), ce que l'on a toujours intérêt à faire pour pouvoir utiliser une formule dans de plus nombreuses circonstances, on remplacera les grandeurs mesurables (vitesse tangentielle "Vt" et distance "b") par la différentielle, de telle sorte que :

$$\tau = \mu \cdot \left(\frac{dV}{dy} \right)$$

Remarques :

- **dV/dy** S'appelle un gradient de vitesse, c'est à dire un taux de variation de vitesse en fonction d'une distance. Ici le rapport Vt/b ferait l'affaire parce que le gradient est constant (il est linéaire), mais il est préférable d'utiliser l'équation différentielle, car elle est plus universelle et elle englobe les cas non linéaires (dV/dy non constant).
- Le gradient de vitesse qui nous intéresse c'est celui qui règne à l'interface solide/liquide, en l'occurrence celle qui concerne le cylindre intérieur (pour y = 0) puisque la contrainte tangentielle s'applique (aussi) à cette surface. dV/dy nous donne donc la tangente de l'angle que fait la courbe au point de contact, c'est à dire sa pente en ce point 1 (Fig. 7b).
- Si l'on vide la cuve du viscosimètre et que l'on fasse tourner le cylindre extérieur, l'aiguille ne restera évidemment pas sur Zéro et donnera pour valeur la viscosité "μ" de l'air qui est de l'ordre de 1,793.10⁻⁵ kg/m.s au niveau de la mer et pour 15° C.
- "μ" et "ν" sont tous deux des viscosités et se différencient l'une de l'autre par le fait que l'une intègre la masse spécifique "ρ" du fluide concerné, alors que

l'autre ne le fait pas. "μ" est la viscosité dynamique (dynamique parce qu'elle révèle l'action d'une force) et "ν", la viscosité cinématique (cinématique parce qu'en intégrant une masse, elle met l'accent sur le mouvement). La relation entre "μ" et "ν" est la suivante :

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}$$

Avec :

• μ :	Viscosité dynamique [Pa/s].
• ν :	Viscosité cinématique [m ² /s].
• ρ :	Masse volumique [kg/m ³].

Dans le cas du viscosimètre, comme dans celui des deux plaques planes parallèles précédentes, le gradient de vitesse est linéaire puisque la pente de la variation de vitesse reste la même lorsque l'on passe d'une couche à l'autre. Cela est dû au fait que le fluide a une épaisseur finie faible puisque limité par deux surfaces solides (Figure 7b). De fait l'écoulement reste laminaire.

Cependant, cette linéarité peut cesser dès lors qu'une des deux surfaces est supprimée. L'épaisseur devient alors quasi-infinie et des phénomènes d'inerties, dus à la masse du fluide mis en mouvement, viennent perturber cette belle linéarité. Le gradient de vitesse varie donc dans l'épaisseur du fluide depuis la surface de contact avec le corps, où il est maximum, jusqu'à ce qu'il devienne pratiquement nul à une certaine distance de la surface du corps (figure 8).

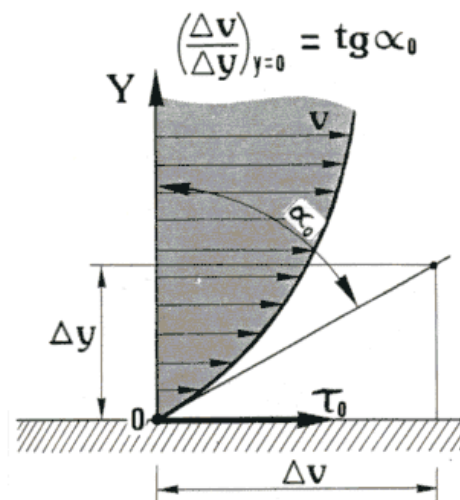


Figure 8 : Répartition non linéaire des vitesses.

La variation du gradient dans l'épaisseur du fluide en mouvement est un pur effet de la viscosité qui, elle même, trouve son origine dans la constitution moléculaire des fluides. Gaz et liquides sont en effet constitués de molécules libres dont la particularité est d'être en perpétuel mouvement (agitation brownienne) et, par voie de conséquence, d'être sujettes à de multiples chocs entre elles, chocs qui modifient évidemment les trajectoires. Lorsqu'une molécule libre du fluide rencontre une des molécules de la paroi en mouvement, elle rebondit comme de bien entendu, mais elle reçoit cependant une impulsion d'entraînement tangentiel qu'elle transmet, de proche en proche et par chocs successifs, aux molécules libres des couches voisines. En se propageant de couche en couche, cette impulsion tangentielle va, en quelque sorte se "diluer", c'est à dire perdre petit à petit sa composante tangentielle au fur et à mesure de sa diffusion au sein d'une population de plus en plus grande de molécules libres.

Remarques :

- L'approche moléculaire explique pourquoi le gradient de vitesse décroît progressivement en s'éloignant de la paroi. Progressivement veut dire ici qu'il ne s'annule, théoriquement, qu'à l'infini (comme les ronds dans l'eau). Elle explique aussi pourquoi la couche en contact est adhérente. Adhérent signifiant simplement qu'elle se déplace à la même vitesse que la paroi. Cette propagation de proche en proche des impulsions tangentielles élémentaires est explicative des écoulements laminaires. Elle ne l'est plus pour ce qui est des écoulements turbulents. Là, les choses se passent différemment et à une toute autre échelle puisque les impulsions ne se propagent plus seulement de proche en proche (de façon individuelle) mais sont prises dans des mouvements de populations moléculaires entières, recrutées dans de nombreuses couches à la fois. Le phénomène "turbulent" a une origine macrophysique, alors qu'elle est microphysique pour le phénomène "laminaire".

- La viscosité est une propriété inhérente aux gaz et aux liquides puisqu'elle est une conséquence directe de leur structure moléculaire et de l'agitation brownienne. De ce fait il est illusoire de vouloir l'annuler.

Ainsi, tout fluide (par principe) visqueux, en contact avec une surface solide en mouvement est l'objet de contraintes tangentielles entre chacune de ses couches qui font que chacune d'elles sera plus ou moins entraînée selon sa distance à la plaque. Par conséquent chacune d'elle présentera une vitesse d'entraînement différente, dont les variations en fonction de la distance à la plaque (ce qui s'appelle un gradient), seront elles-mêmes variables. Bien entendu le gradient qui nous intéresse, c'est celui que l'on trouve au niveau de la surface de contact (pour $y = 0$ donc). Il nous intéresse d'abord parce que ce gradient de surface ne varie pas seulement lorsqu'on s'éloigne de la surface, mais parce qu'il varie aussi selon que le point considéré est plus ou moins éloigné du bord d'attaque du corps étudié. Il nous intéresse ensuite parce que sa valeur va être déterminante dans un certain nombre de phénomènes, notamment ceux qui sont liés à la couche limite.

Les couches limites :

De même que l'on fixe pour les avions un plafond "pratique" arbitrairement défini comme étant l'altitude à laquelle on garde une V_z minimum de 0,5 m/s au vario (ceci parce qu'il faudrait un temps infini pour atteindre le plafond "théorique"), de même on définit la couche limite comme étant la zone du fluide où s'exercent 99 % des effets de viscosité qui, théoriquement, se propagent à l'infini. En réalité, ces effets de viscosité (qui se manifestent dans l'entraînement des couches adjacentes) s'estompent très rapidement au point qu'il n'est plus possible de mesurer la composante tangentielle de vitesse ou même de la différencier de l'agitation moléculaire. Les 99 % ne sont donc là que pour rappeler la nature approximative de l'aérodynamique en tant que science expérimentale.

1) Expérience Qualitative :

Que ce soit un corps solide qui se déplace dans un fluide, ou que ce soit un fluide qui circule autour d'un corps solide fixe, ne change rien aux effets de la viscosité hormis le fait que les couches proches de la paroi ne sont plus entraînées, mais freinées : elles présentent alors un déficit de vitesse.

Etant de loin plus facile à mettre en oeuvre, la solution du corps fixe est la solution la plus souvent retenue. C'est le cas pour les expériences menées dans des cuves à bulles d'hydrogène qui ont ainsi permis de visualiser les effets du phénomène de viscosité.

Le principe des chambres à bulles d'hydrogène est simple : dans une cuve permettant une circulation d'eau (légèrement salée), un fil conducteur est immergé perpendiculairement à l'écoulement, auquel est appliquée périodiquement une tension, qui provoque alors une électrolyse discontinue de l'eau accompagnée d'un dégagement de bulles d'hydrogène, lesquelles sont entraînées par l'eau en mouvement.

Ces bulles d'hydrogène générées à intervalles réguliers, dessinent dans le milieu aqueux une succession de lignes perpendiculaires à l'écoulement et matérialisent ainsi soit une échelle de temps (courbes isochrones), soit une distribution de vecteurs vitesse.

Il suffit de plonger le corps à étudier juste derrière le fil pour observer, sur la succession de lignes de bulle, les perturbations apportées par sa présence. La figure 9 montre quelques exemples de perturbations occasionnées :

- (a) par une plaque plane d'épaisseur 0,5 mm (vitesse 0,6 cm/s pour obtenir un régime laminaire).
- (b) par la même plaque dans les mêmes conditions : le fil est placé à 20 cm du bord d'attaque ($Re = 120$).

- (c) par un tube de section circulaire, avec un seul fil à l'entrée (vitesse 6 cm/s), la fréquence des impulsions électriques est de 5 Hz (soit 5 impulsions par seconde).
- (d) par 2 plaques parallèles écartées de 2 cm (vitesse 3,2 cm/s) 6 fils sont tendus tous les 2,5 cm et la fréquence des impulsions électriques est de 10 Hz.

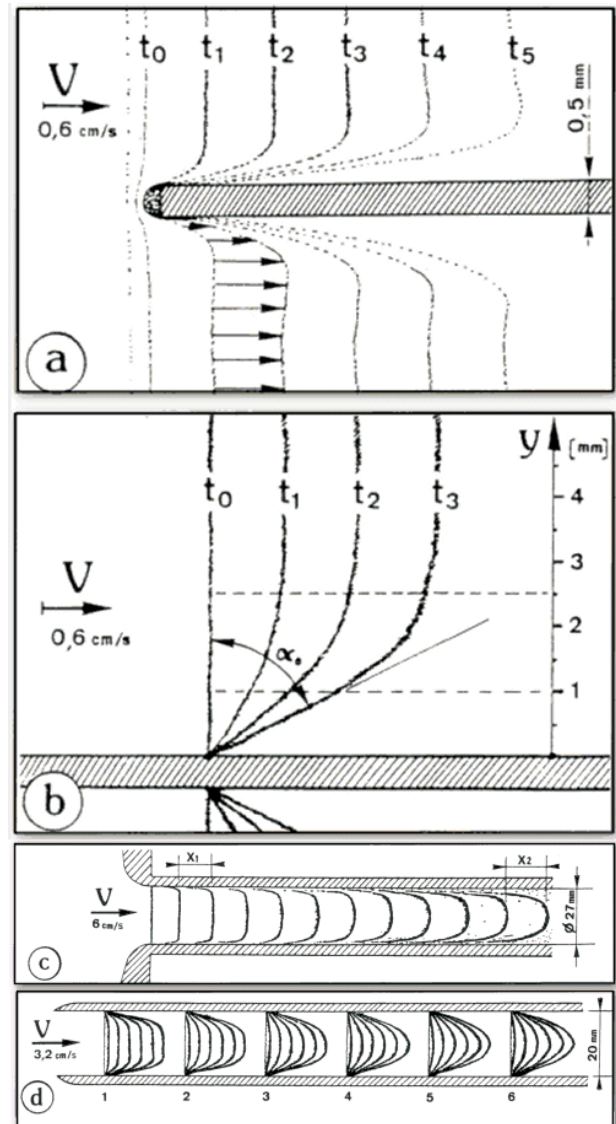


Figure 9 : Les effets de la couche limite.

Commentaires des figures 9

- (a) de t_0 à t_5 , toutes les lignes de bulles rejoignent le bord d'attaque, ce qui prouve que la couche en contact avec la plaque est vraiment adhérente.

- le bord d'attaque présente une accumulation de bulles et une déformation de la ligne t_0 , ce qui montre que l'écoulement "voit" le bord d'attaque comme ayant une forme qui n'est pas celle (anguleuse) de la plaque.

- (b) si l'on compare le gradient de vitesse de t_3 de la figure (a) avec celui de t_3 de la figure (b) (les 2 figures étant à la même échelle), on constate qu'à 20 cm du bord d'attaque, ce gradient a diminué, et qu'il est donc maximum au bord d'attaque. La traînée locale de frottement qui est proportionnelle à la contrainte tangentielle qui elle-même est proportionnelle au gradient de vitesse (à la surface de contact) est donc maximum au bord d'attaque et diminue en se rapprochant du bord de fuite (pour un même type d'écoulement, s'entend), en même temps d'ailleurs qu'augmente le nombre de Reynolds. Cela explique pourquoi les courbes des " C_f " de la figure 5 diminuent lorsque augmente le Reynolds.

- si l'on considère les lignes de bulles, on constate que sur une certaine distance de la plaque (environ 1 mm dans cet exemple), elles sont rectilignes (le gradient est linéaire) et qu'elles s'incurvent toutes à une même distance (2,5 mm) pour devenir perpendiculaires à la plaque et donc présenter un gradient de vitesse quasiment nul à partir de là. Dans cet exemple et en ce point, l'épaisseur de la couche limite est donc de 2,5 mm.

- (c) Quoiqu'il s'agisse ici d'un tube, la problématique reste la même : comme il n'y a qu'un fil conducteur, toutes les lignes de bulles rejoignent le point de contact du fil à l'entrée du tube.

- la couche limite s'épaissit progressivement et la section apparente vue par l'écoulement diminue. Celui-ci s'accélère donc (conservation des débits), ce que l'on constate sur la figure puisque x_2 est supérieur à x_1 .

- (d) même constatation qu'en (c) alors qu'il s'agit là de 2 plaques parallèles.

- Entre 1 et 6, le gradient de vitesse diminue progressivement, les couches limites

s'épaississent et l'espace "libre" (c'est à dire sans gradient de vitesse) diminue pour disparaître en 3 : les 2 couches limites interfèrent entre elles et la réalité de l'espace entre les plaques s'est totalement modifiée pour l'écoulement qui doit y passer.

Le premier constat à faire, c'est que la couche limite "déforme" les corps qu'elle entoure. La plaque plane s'épaissit ou plutôt se comporte comme si elle s'était épaissie. Ce qui est vrai pour la plaque plane l'est également pour les profils aérodynamiques qui peuvent alors être complètement "modifiés" par la couche limite au point parfois, et dans certaines conditions, de devenir parfaitement médiocres (voire dangereux quand, s'agissant d'ailes, ils font l'objet de décrochages inopinés). On pourrait alors parler de profil "latent" par opposition au profil physique qui, lui, est "manifeste".

2) Expérience Quantitative :

Dans une soufflerie miniature telle que celle représentée dans la figure 10, une plaque plane est installée parallèlement à l'écoulement dans le but d'explorer l'épaisseur de la couche limite (exagérée dans la figure 10) par mesure des vitesses le long d'une perpendiculaire à cette plaque. Pour ce faire, une sonde de pression différentielle peut se déplacer le long de cette perpendiculaire. Par ailleurs, la plaque elle-même peut être plus ou moins avancée dans le tunnel sous l'effet d'une molette de commande afin que des mesures puissent être menées depuis le bord d'attaque jusqu'au bord de fuite.

Le système de mesure, quant à lui, est constitué par un simple tube à eau gradué, qui aura été incliné pour accroître la précision des mesures. Une extrémité du tube est reliée à une microsonde de pression qui explore l'épaisseur de la couche limite et capte la pression totale, tandis que l'autre extrémité du tube capte la pression statique.

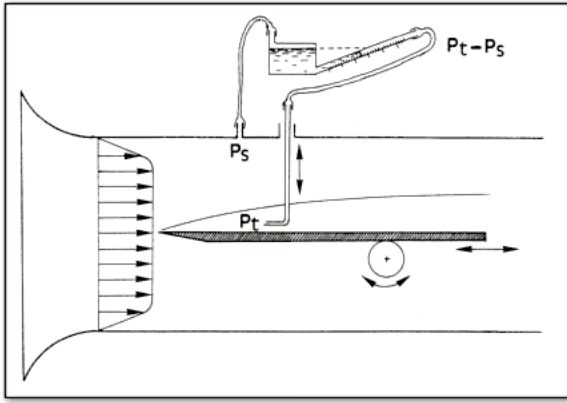


Figure 10 : Exploration de la couche limite.

La pression différentielle ainsi mesurée, est la pression dynamique qui est représentative de la vitesse (ce même principe est d'ailleurs utilisé pour le tube de Pitot).

Ce montage permet ainsi d'explorer toute la couche limite, aussi bien dans son épaisseur que dans sa longueur et d'y mesurer les profils de vitesse pour les divers types d'écoulement.

Remarques :

- Pour s'assurer que la couche limite est bien laminaire, on utilise une plaque plane à bord d'attaque biseauté et tranchant (pour minimiser les perturbations d'entrée) et l'on travaille ensuite à un nombre de Reynolds faible (la vitesse de la veine d'air est ici de 8 m/s).
- Pour obtenir une couche limite turbulente dès le bord d'attaque, on augmente évidemment le Reynolds (vitesse de la veine d'air : 35 m/s), et l'on émousse de plus le bord d'attaque dont le léger arrondi provoque alors localement une perturbation dans la répartition des pressions, suffisante pour que la transition soit immédiate. Les résultats de ces mesures sont les suivants (figures 11 a et b) :

Commentaires des figures 11

Deux choses sont à remarquer sur ces graphiques :

- La couche limite turbulente s'épaissit beaucoup plus rapidement que la couche

limite laminaire : une plaque plane vue par l'écoulement est donc plus épaisse lorsque sa couche limite est turbulente que si elle est laminaire. Pour un profil qui lui aussi subira cet épaississement, cela se traduira par l'apparition d'un résidu de traînée de pression plus important en turbulent qu'en laminaire.

- Les gradients de vitesse (à la surface de la plaque), comme nous l'avons vu dans l'expérience des bulles d'hydrogène, diminuent ici aussi lorsque le point considéré est plus en aval. Cela est vrai dans les deux cas (laminaire et turbulent), par contre ce gradient de vitesse est nettement plus grand en turbulent qu'en laminaire et, par voie de conséquence, la contrainte tangentielle τ_0 en turbulent est bien plus importante.

Ce dernier point explique d'une part pourquoi le coefficient de frottement turbulent est plus élevé que le coefficient de frottement laminaire (figure 5). Il explique aussi (comme nous le verrons lorsque nous traiterons des profils) pourquoi un écoulement turbulent "qui part" avec une contrainte tangentielle énorme, résiste mieux au décollement qu'un écoulement laminaire "qui part" avec une contrainte tangentielle bien plus faible, étant donné que le décollement ne survient que lorsque le gradient de vitesse devient nul (ceci évidemment ne concerne pas la plaque plane qui, elle, est parallèle à l'écoulement).

Exploitation des mesures : (détermination du coefficient de frottement local).

Comme cela apparaît sur la figure 8, la contrainte tangentielle τ_0 à la surface de contact fluide/solide est fonction de l'angle α_0 , et plus précisément de sa tangente $\Delta V / \Delta y$ selon la formule :

$$\tau_0 = \mu \cdot \Delta V / \Delta y$$

Connaissant le τ_0 local (noté $\tau_0(x)$: τ_0 en fonction de x , distance au bord d'attaque - voir figure 11), on peut calculer le coefficient de frottement local $C_f(x)$ avec la formule :

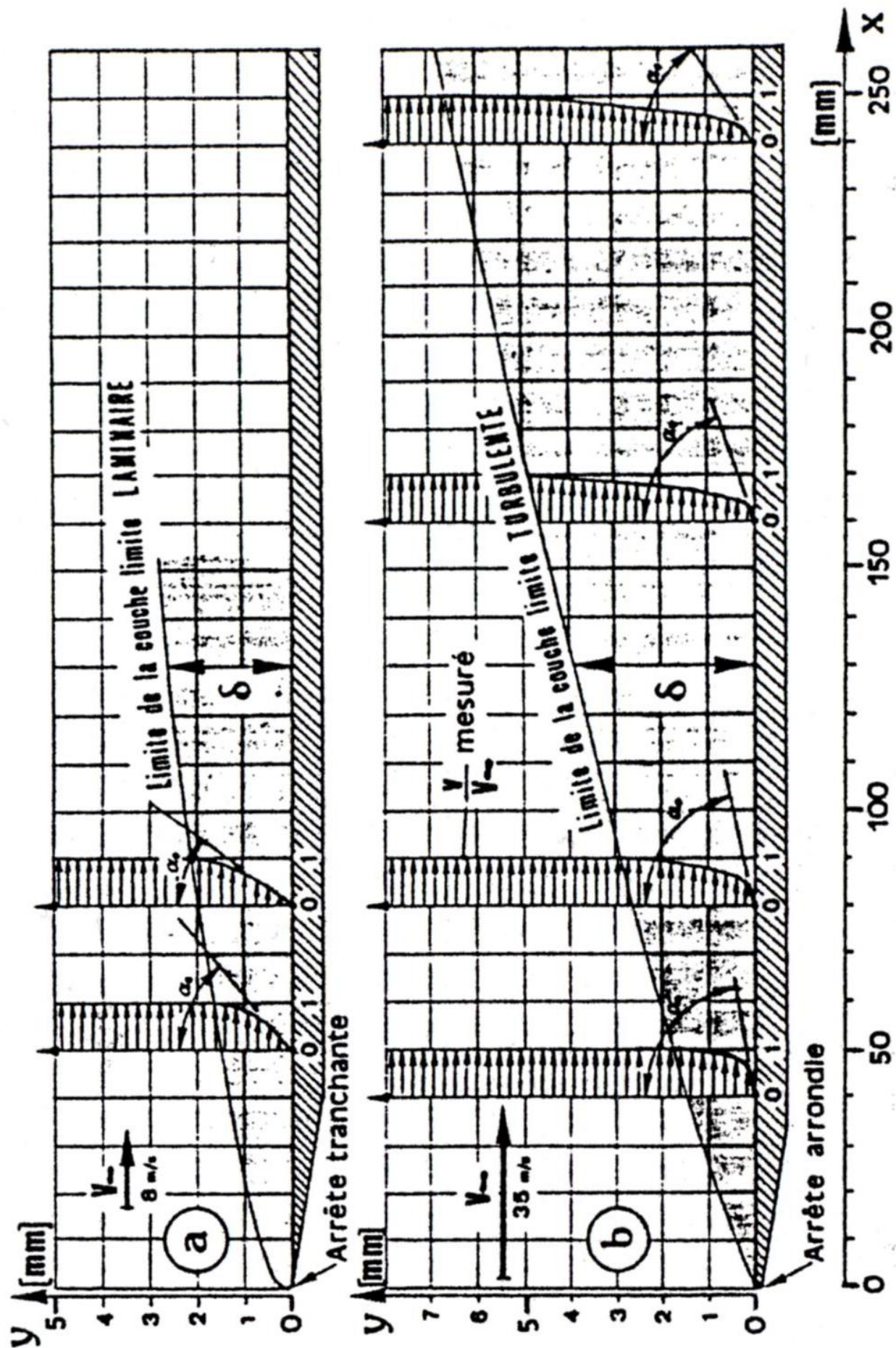


Figure 11 : Écoulement sur une plaque plane.

$$C_f(x) = \frac{\tau_0(x)}{1/2 \cdot \rho \cdot V_\infty^2}$$

Avec :

• $C_f(x)$:	Coef. De frottement local [-].
• $\tau_0(x)$:	Contrainte tangentielle locale [N/m ²].
• ρ :	Masse volumique de l'air [1,225 kg/m ³].
• V_∞ :	Vitesse de la veine d'air (infini amont) [m/s]

Si l'on trace l'évolution du coefficient de frottement local (comme celle de la contrainte tangentielle locale), on s'aperçoit que ce coefficient est maximum au bord d'attaque et qu'il décroît progressivement en aval, en suivant une courbe hyperbolique. Cette connaissance du coefficient de frottement local, si elle est explicative, n'est pas très pratique. Aussi lui préfère-t-on un coefficient de frottement moyen.

Pour obtenir ce dernier, il suffit de pratiquer l'intégration du $C_f(x)$ sur la longueur de la plaque. L'intégration n'est rien d'autre que l'opération mathématique qui consiste à calculer la surface comprise entre la courbe et l'axe horizontal pour trouver la hauteur du rectangle de même surface (figure 12). Cette "hauteur" représente alors la valeur C_f

du coefficient de frottement moyen pour la plaque considérée et pour des conditions de vitesse données, autrement dit pour un Reynolds bien défini. On obtiendra ainsi un point défini par son Reynolds et son C_f .

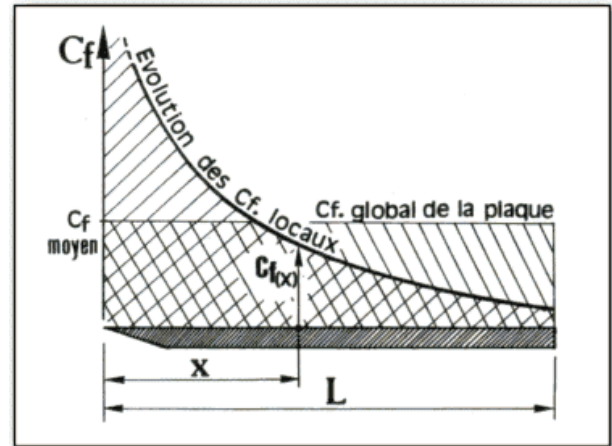


Fig. 12 : L'intégration des C_f locaux.

Si l'on multiplie les mesures pour de nombreux Reynolds différents (en modifiant la longueur des plaques et/ou la vitesse du fluide, voire en changeant la viscosité du fluide), on obtient alors toute une série de points qui ne se distribueront pas n'importe comment, mais qui se disposeront sur le graphique selon 2 lignes bien distinctes selon que les mesures auront été faites sur une plaque en régime laminaire ou en régime turbulent (figure 13).

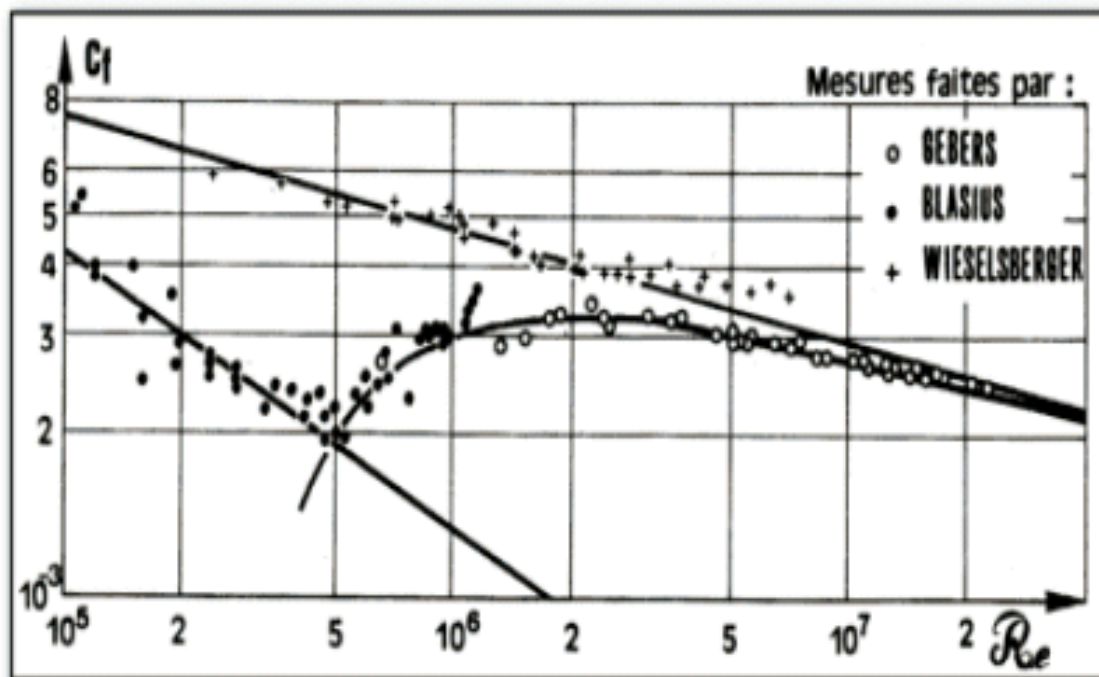


Figure 13 : C_f en régime laminaire et turbulent

Il est à remarquer sur cette figure 13, que les mesures faites en régime laminaire ne descendent pas indéfiniment la courbe du C_f laminaire et qu'elles s'en éloignent à partir d'un nombre de Reynolds moyen critique d'environ 500.000 pour rejoindre, en la tangentant, la courbe des C_f turbulent. On est là en présence du phénomène de transition laminaire/turbulent (la couche limite devient turbulente). Cela signifie qu'au delà d'un Reynolds de 500.000 coexistent les deux régimes :

- Laminaire, du bord d'attaque jusqu'à une certaine distance "x" critique, et
- Turbulent, de ce point "x" au bord de fuite.

Cette distance "X_{cr}" nous est donnée par la formule :

$$X_{cr} = \frac{R_{cr} \cdot \nu}{V_{\infty}}$$

Avec :

• X_{cr} :	Distance « x » critique, dite de transition [m].
• R_{cr} :	Reynolds critique [-].
• ν :	Viscosité cinématique [m²/s].
• V_∞ :	Vitesse de la veine d'air (infini amont) [m/s]

Cette formule met bien en évidence le fait que la distance critique est d'autant plus faible que la vitesse de l'écoulement est grande. Autrement dit pour un même corps, la transition laminaire/turbulent avance lorsque croît sa vitesse.

Cette courbe de transition n'est valable en fait que pour une plaque plane. Pour un profil, bien qu'elle garde la même forme, elle se traduira plus ou moins sur le graphique, selon l'évolution de ce profil, de son angle d'incidence, et d'un certain nombre d'autres facteurs qui ne sont pas tous maîtrisés : bruits, vibrations, température, humidité, niveau de poli des surfaces, etc.

Pour exploiter ces mesures expérimentales, on a tout naturellement commencé par

tracer des courbes passant au milieu de ces points et cherché à retrouver (par régression) les équations de ces courbes, nécessaires pour la conception avion en bureau d'étude. Cela n'était pas très précis, surtout aux extrémités du graphique, mais c'était largement suffisant pour les zones dans lesquelles on travaillait à l'époque (qui sont celles d'ailleurs de l'aviation légère). Bien sûr, tout cela a donné lieu à l'élaboration de théories qui, en retour, ont offert des formulations mathématiques d'autant plus précises que ces théories prenaient d'avantage d'éléments en compte.

Cela explique pourquoi il existe plusieurs équations différentes pour obtenir les C_f dont nous donnons les plus précises ci-dessous et qui sont celles des courbes de la figure 5.

$$C_{f \text{ laminaire}} : C_{f_l} = 1,328 \cdot (\text{Re})^{-0,5}$$

$$C_{f \text{ turbulent}} : C_{f_t} = 0,455 \cdot (\log_{10} \text{Re})^{-2,58}$$

$$C_{f \text{ de transition}} : C_{f_{tr}} = 0,455 \cdot (\log_{10} \text{Re})^{-2,58} - \frac{1700}{\text{Re}}$$

Cela ne veut pas dire que les autres équations sont fausses ; simplement elles rendent plus ou moins bien compte d'une réalité qui elle même présente quelques variations (infimes certes) fonctions des inévitables différences dans la mise en oeuvre des expérimentations, ce qui prouve, s'il en était encore besoin, que l'aérodynamique n'a rien d'une science exacte.

Pour finir avec les plaques planes, nous donnons encore les équations qui permettent d'obtenir l'épaisseur des couches limites δ en fonction de x (figure 11).

$$\text{En laminaire : } \delta_L = 5 \cdot \frac{x}{\sqrt{\text{Re}(x)}}$$

$$\text{En turbulent : } \delta_T = \frac{0,37 \cdot x}{(\text{Re}(x))^{0,2}}$$

A noter encore que toutes ces courbes et équations sont universelles en ce sens qu'elles s'appliquent aux plaques planes parallèles à l'écoulement pour n'importe quel fluide, liquide ou gaz (en incompressible), de viscosité connue.

Illustration :

Pour rendre plus "palpable" l'existence des couches limites, calculons leur épaisseur sur un objet de taille :

Le dirigeable LS 129 "Hindenburg" (1936)

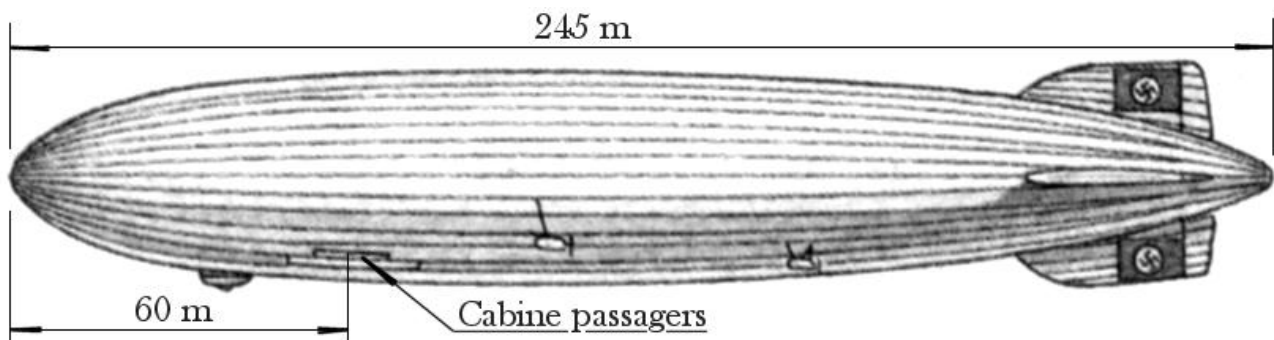
- Volume 190.000 m³
- Longueur 245 m
- Diamètre 41,2 m
- $V_{\max} = 130 \text{ km/h}$
- $P_{\max} = 4 \times 1050 \text{ cv}$

En local :

$$Re(x) = \frac{Vx}{\nu} = \frac{(130/3,6).60}{1,464.10^{-5}} = 148000000 = 148.10^6$$

$$\delta_T = \frac{0,37.x}{(Re(x))^{0,2}} = \frac{0,37.60}{(148.10^6)^{0,2}} = 0,516 \text{ m}$$

Cela explique pourquoi à 130 km/h, il était possible d'ouvrir les fenêtres et de sortir les bras dehors sans ressentir pratiquement de courant d'air. De la même façon, si l'on refait le calcul pour une vitesse de 3.6 km/h (soit 1 m/s), on obtient au niveau des empennages (à 245 m) une couche limite de 3.25 m qui noie une grande partie des surfaces mobiles, nécessitant alors de nombreux bras pour les manoeuvres au sol. (Exemple aimablement communiqué par M. J.MARTI).



IV. CONCLUSION PROVISOIRE :

Les phénomènes que nous venons de considérer avec la plaque plane sans épaisseur, sans surface frontale, sans incidence, concernent (pour cette raison) des phénomènes à l'état pur. Leur étude est ainsi plus aisée même si dans la pratique ces phénomènes ne se rencontrent que très rarement isolés et sortis de toutes les interférences dans lesquelles ils sont généralement pris.

L'intérêt principal de cette plaque plane, c'est qu'elle présente la traînée minimale en dessous de laquelle il n'est pas possible de descendre. Les caractéristiques de traînée de frottement de la plaque plane servent donc de repère, d'étalon de frottement en quelque sorte, dont les valeurs références sont d'une grande utilité lorsqu'il s'agit d'évaluer et de chiffrer des qualités de réussite aérodynamique d'un avion donné, mais aussi et surtout lorsqu'il s'agit de concevoir un avion nouveau pour lequel on aura par avance choisi la qualité aérodynamique souhaitée (et qu'on est capable de tenir, évidemment).

Dans un prochain article, nous "gonflerons" cette plaque plane pour en faire un profil, et nous examinerons ce que devient la couche limite en présence d'un gradient de pression.

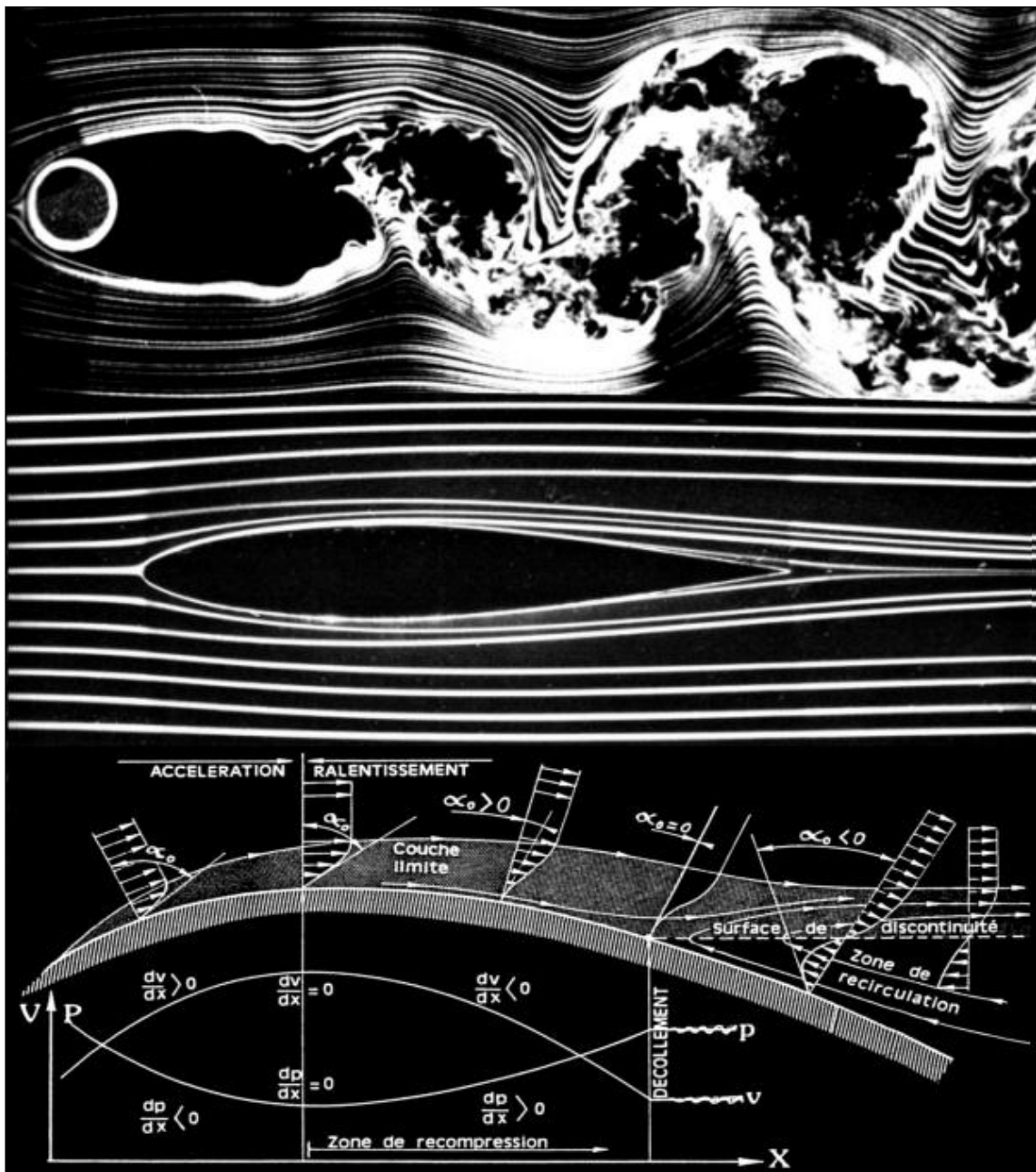
Ewald HUNSINGER, Michaël OFFERLIN; inter.action@free.fr ; <http://inter.action.free.fr>
 ©1997 Tous droits de reproduction, de traduction et d'adaptation réservés pour tous pays.



L'AÉRODYNAMIQUE ET L'ORIGINE DES TRAINÉES PARASITES

-II-

(Seconde partie)



Trainée de pression, trainée visqueuse, couche limite....

Ewald HUNSINGER - Michaël OFFERLIN
- ©1997 -

L'AÉRODYNAMIQUE ET L'ORIGINE DES TRAINÉES PARASITES

-II-

(Seconde partie)

Ewald HUNSINGER - Michaël OFFERLIN

V. INTRODUCTION

Dans le cadre d'une phénoménologie de l'aérodynamique, spécifiquement développée pour remettre ainsi à sa vraie place une science essentiellement expérimentale, nous avons été amenés à examiner dans le premier volet de cette étude, les effets que pouvait avoir sur les écoulements, le phénomène de la viscosité des fluides en général et de l'air en particulier. Nous avons ainsi décrit les expériences qui avaient été imaginées pour mettre en évidence non seulement le phénomène visqueux, mais encore les efforts tangentiels qui en résultaient et surtout le phénomène de la couche limite dont tant de monde parle alors même que le flou dans lequel il est laissé est à l'origine de tant d'incompréhensions. Nous avons également vu que des variations importantes du coefficient de frottement dépendaient de la qualité (laminaire ou turbulente) de cette couche limite et que la transition laminaire/turbulente se faisait à un Nombre de Reynolds Critique de 500 000 environ, nombre qui était constant, du moins dans le cas de la plaque plane et en l'absence évidemment de toute perturbation.

Avant d'examiner ce qui se passe lorsque l'on "gonfle" cette plaque plane pour la transformer en "profil", il convient encore de remarquer tout le parti qu'il y a à tirer de ces plaques planes du fait même qu'elles permettent d'isoler les effets et d'obtenir par conséquent des phénomènes purs, plus facilement quantifiables.

VI. LES LIMITES DE LA QUALITÉ AÉRODYNAMIQUE

La limite inférieure de la traînée parasite : le frottement visqueux

La plaque plane parallèle à l'écoulement est, pour cette raison même, totalement exempte de décollement. La

traînée qu'elle présente encore n'est donc due qu'au seul frottement visqueux, et constitue par conséquent la limite inférieure en matière de traînée parasite, en deçà de laquelle il n'est guère possible de descendre. Toutefois, et paradoxalement, le niveau de cette "limite inférieure" n'est pas vraiment fixé. Il est plus ou moins bas selon que la couche limite est laminaire ou turbulente; il est plus ou moins bas aussi selon la valeur du Reynolds (les coefficients de frottement en laminaire comme en turbulent diminuant tous deux; lorsque croît le Reynolds -Cf figure 5 dans la première partie de l'étude). Pour compliquer le tout, ces deux états (laminaire et turbulent) coexistent généralement et c'est leur proportion respective qui détermine (au prorata de leur importance) le coefficient de frottement global qui, lui, se situera fatalement entre un "minimum inférieur" (lorsque la plaque est totalement en régime laminaire) et un "minimum supérieur" (lorsque la plaque est totalement en régime turbulent). Ceci en l'absence de décollement puisqu'il s'agit là, rappelons-le, d'une plaque plane parallèle à l'écoulement.

Ainsi, connaissant la vitesse de l'écoulement, il devient possible de calculer la position du Reynolds Critique, donc la proportion de laminarité et, par là, de calculer le coefficient de frottement global de la plaque plane (en l'absence toujours de toute perturbation).

Etant le seul objet qui permette d'obtenir et d'étudier le phénomène du frottement dans toute sa pureté, la plaque plane parallèle à l'écoulement constitue donc un étalon de comparaison des plus précieux, puisqu'elle donne la limite inférieure vers quoi il est toujours souhaitable de faire tendre les objets aérodynamiques, et plus précisément les avions. Il convient cependant d'insister sur l'extrême instabilité de l'état laminaire.

La couche limite en effet se comporte comme si elle n'attendait qu'une chose : transiter pour devenir turbulente avec pour conséquence non seulement un accroissement notable du coefficient de frottement (visqueux), mais encore un accroissement plus rapide dans l'évolution de l'épaisseur de la couche limite. Autrement dit, lorsque la couche limite transite, la traînée de frottement croît brusquement pendant que l'écoulement lui-même voit l'objet à contourner devenir encore plus épais (figure 15).

On comprend tout l'intérêt qu'il y a à conserver le plus longtemps possible un état de laminarité. Malheureusement tout est bon pour déclencher la transition : surfaces imparfaites, rugosités, ondulations, vibrations, bruit ambiant, variations de température, d'humidité, mais aussi gradient de pression positif, paramètre qui a d'ailleurs été mis à profit (avec l'arrête arrondie de la figure 11) pour obtenir une couche limite d'emblée turbulente et permettre ainsi son étude.

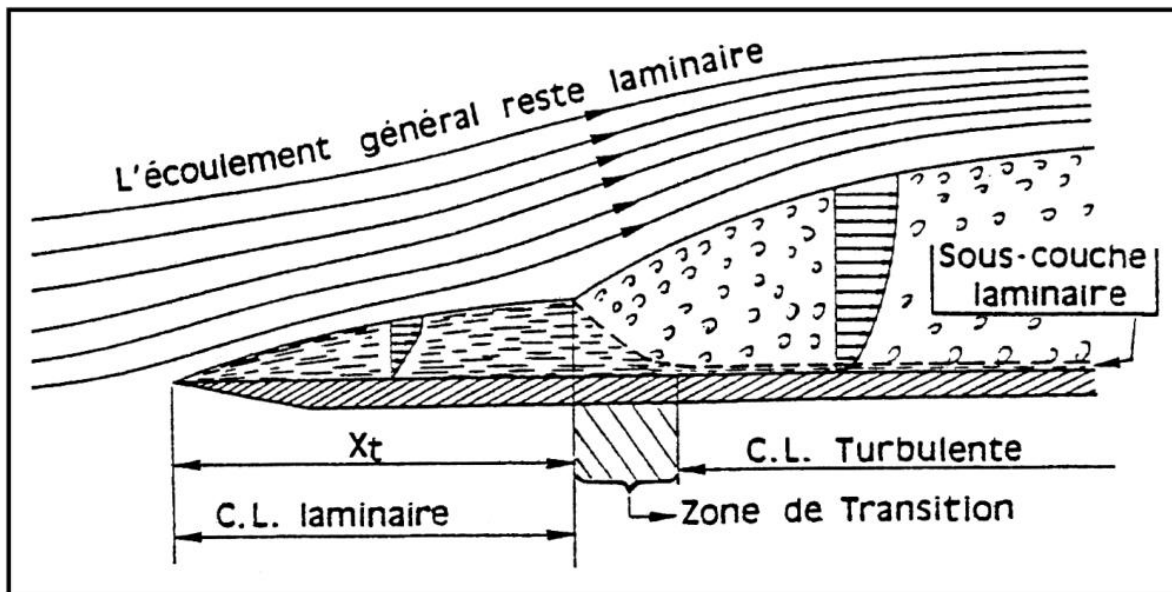


Figure 15: Les couches limites (C.L) coexistent.

Deux points (illustrés d'ailleurs dans la figure 15) sont encore à préciser :

- 1) L'état (laminaire ou turbulent) de la couche limite est sans effet sur la qualité du reste de l'écoulement. En dehors de la couche limite, l'écoulement est donc toujours laminaire, du moins s'il n'y a pas de décollements occasionnant des remous.
- 2) Il faut encore signaler, pour être tout à fait exact, l'existence d'une sous-couche laminaire, sous la couche turbulente. Nous n'en avons pas parlé, parce que "dans l'état actuel des sciences et des techniques", nous n'en savons guère plus sinon que l'on n'a pas réussi à mettre en lumière son influence, sans doute fort restreinte. Ce qu'on peut en dire, c'est que son épaisseur (extrêmement faible) entre dans la définition du "poli aérodynamique" puisque

l'on sait qu'une aspérité est sans effet lorsqu'elle est inférieure au quart de l'épaisseur de cette sous-couche laminaire; épaisseur dont la formule est la suivante :

$$\delta = \frac{16\nu}{V \sqrt{0,664 R_x^{-0,5}}}$$

Avec :

- δ : épaisseur de la sous-couche laminaire [m]
- ν : Viscosité cinématique [m²/s]
- V : Vitesse [m/s]
- R_x : Reynolds local [-]
- X : distance au bord d'attaque [m]

δ varie très lentement avec x ; par suite l'épaisseur h maximale autorisée pour les aspérités est elle-même très peu variable ($h = \delta/4$). On peut ainsi adopter une valeur

moyenne h/L (L longueur de la plaque) qui donne le "poli aérodynamique" pour tout Reynolds inférieur au Reynolds " R_x " considéré.

Exemple à 200 km/h (55 m/s)

$h = 3,85 \mu\text{m}$ pour $L = 0,2 \text{ m}$

$h = 5,75 \mu\text{m}$ pour $L = 1 \text{ m}$

$h = 8,62 \mu\text{m}$ pour $L = 5 \text{ m}$

Moralité : sachant qu'une fine couche de peinture a une épaisseur de plusieurs centièmes de millimètre, la question de la décoration de l'avion, ou du moins de ses ailes se pose. Celle de la propreté (salissures, projections, mouchers, etc.) également.

La limite supérieure de la qualité aérodynamique: la traînée de pression.

Quoique de moindre importance du point de vue de la qualité des avions, la

limite supérieure de qualité aérodynamique est également intéressante ne serait-ce que parce qu'elle borne un champ des possibles, situation largement préférable à celle où l'ignorance des limites, sinon de leur existence, permet toujours de s'imaginer qu'on puisse s'en affranchir.

Une plaque plane sans épaisseur, perpendiculaire à l'écoulement, a donc pour particularité de n'avoir aucune surface soumise au frottement et est par conséquent exempte de traînée de frottement. Par contre elle oblige l'écoulement à se modifier en conséquence en occasionnant une surpression dynamique sur la face avant de la plaque, et une dépression à l'arrière qui, elle, résulte du décollement massif des filets d'air qui n'adhèrent donc plus à la paroi. Surpression avant et dépression arrière concourent ainsi à créer l'énorme traînée de pression encore appelée traînée de sillage ou encore traînée de culot.

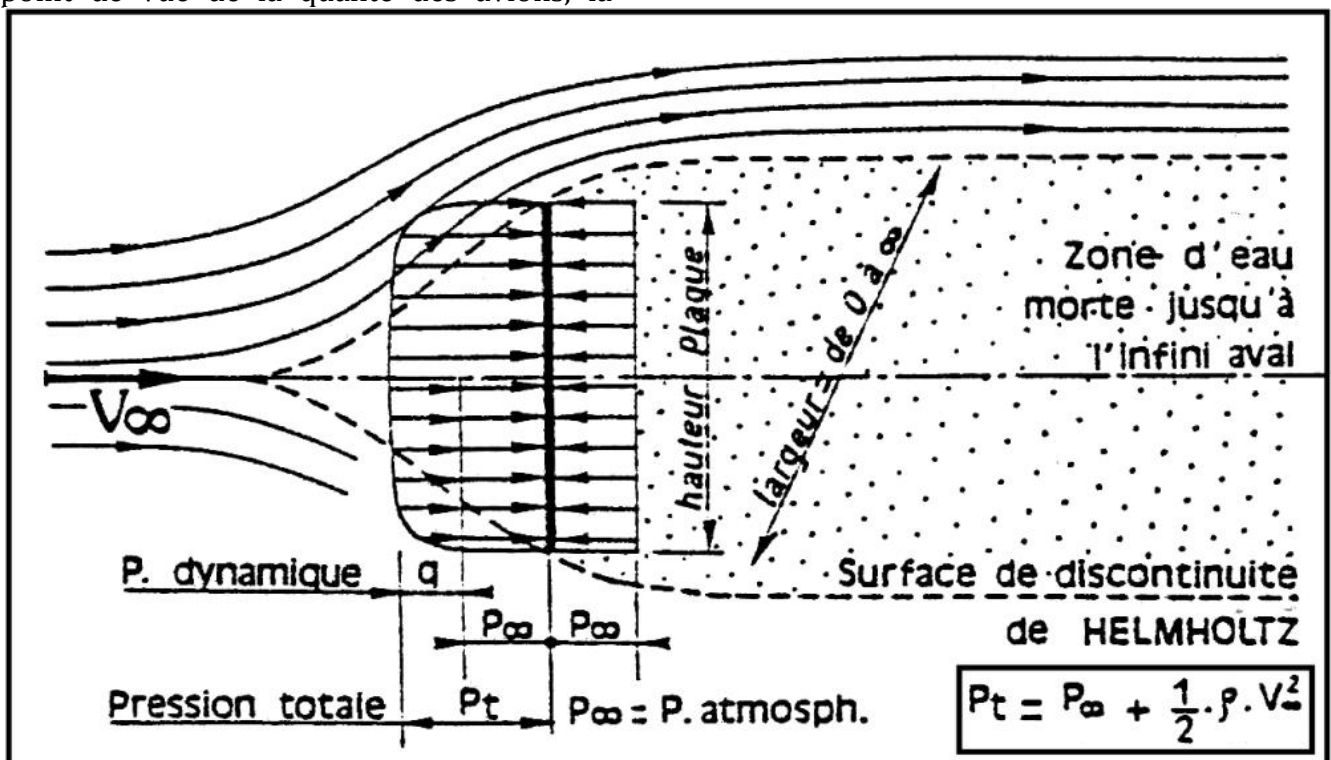


Figure16 : Cas Théorique de Kirchhoff (fluide non visqueux).

La figure 16 expose la situation théorique idéale de KIRCHHOFF d'une telle plaque plane perpendiculaire à l'écoulement d'un fluide NON VISQUEUX. Dans cette hypothèse de non viscosité, la surface de discontinuité (de Helmholtz) s'étend l'infini, parallèlement à l'axe de la plaque, délimitant ainsi une zone dite "d'eau morte", c'est à dire sans remous ni recirculation, elle-même s'étendant à l'infini. La contre-pression arrière est donc uniforme et égale à la pression statique du fluide à l'infini, c'est à dire à la pression atmosphérique; le coefficient de traînée de pression ayant, en l'absence de toute viscosité, la valeur suivante et ceci quelle que soit la forme de la plaque plane :

$$C_{xp} = \frac{2.\pi}{4 + \pi} = 0,8798$$

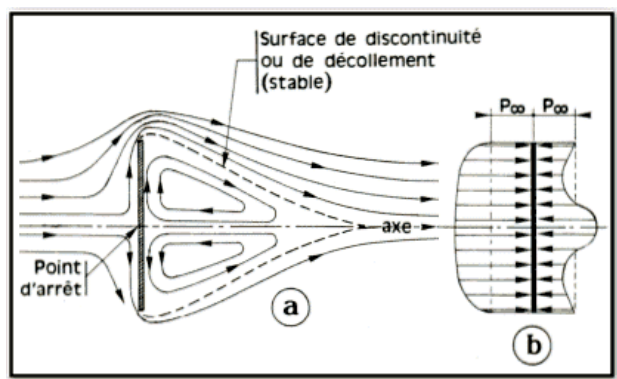


Figure 17 : Décollements avec recirculation

Du fait de la viscosité, les surfaces de discontinuité sont, dans la réalité, instables et se dissipent en tourbillons. La zone d'eau morte devient une zone de recirculation (fig. 17a) ou de remous plus ou moins grands (fig. 18a), et la contre-pression perd son uniformité (fig.17b et 18b) entraînant, pour le coefficient de traînée de pression "Cxp", des valeurs plus élevées que dans la théorie (la contre-pression arrière étant plus faible que la pression atmosphérique "P "), et variable selon la géométrie de la plaque plane.

NOTA : On appelle point (ou ligne) d'arrêt, le lieu géométrique caractérisé par une absence totale de mouvement d'air. Pour la ligne, on dira que c'est la ligne de partage des filets d'air.

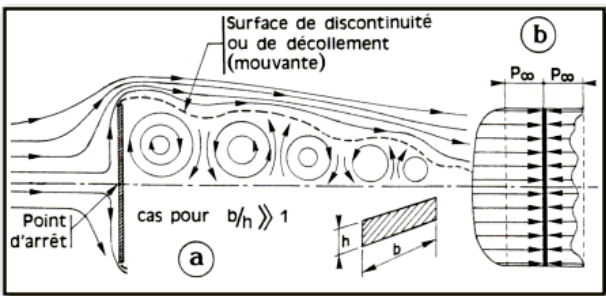


Figure 18 : Décollements avec remous

Fig. 19	Géométries	Cxp
a	$\frac{h}{b} = \begin{cases} 1 \\ 2 \\ 4 \\ 10 \\ 18 \\ \infty \end{cases}$	$\begin{matrix} 1,10 \\ 1,15 \\ 1,19 \\ 1,29 \\ 1,40 \\ 2,01 \end{matrix}$
	$\frac{L}{D} = \begin{cases} 1 \\ 2 \\ 4 \\ 7 \end{cases}$	1,11
c	$\frac{h}{b} = \begin{cases} 1 \\ 2 \\ 4 \\ 10 \\ 18 \\ \infty \end{cases}$	$\begin{matrix} 0,91 \\ 0,85 \\ 0,87 \\ 0,99 \end{matrix}$
	$\frac{L}{D} = \begin{cases} 1 \\ 1,5 \\ 2 \\ 3 \end{cases}$	$\begin{matrix} 0,93 \\ 0,78 \\ 1,04 \\ 1,52 \end{matrix}$
e	$\frac{h}{b} = \begin{cases} 1 \\ 2 \\ 4 \\ 10 \\ 18 \\ \infty \end{cases}$	$\begin{matrix} 0,63 \\ 0,68 \\ 0,74 \\ 0,82 \\ 0,98 \\ 1,02 \\ 0,35 \end{matrix}$
	$\frac{L}{D} = \begin{cases} 1 \\ 2 \\ 4 \\ 7 \end{cases}$	$\begin{matrix} 0,93 \\ 0,78 \\ 1,04 \\ 1,52 \end{matrix}$
f	$\frac{h}{b} = \begin{cases} 1 \\ 2 \\ 4 \\ 10 \\ 18 \\ \infty \end{cases}$	$\begin{matrix} 0,63 \\ 0,68 \\ 0,74 \\ 0,82 \\ 0,98 \\ 1,02 \\ 0,35 \end{matrix}$
	$\frac{L}{D} = \begin{cases} 1 \\ 2 \\ 4 \\ 7 \end{cases}$	$\begin{matrix} 0,93 \\ 0,78 \\ 1,04 \\ 1,52 \end{matrix}$
g	$\frac{h}{b} = \begin{cases} 1 \\ 2 \\ 4 \\ 10 \\ 18 \\ \infty \end{cases}$	$\begin{matrix} 0,63 \\ 0,68 \\ 0,74 \\ 0,82 \\ 0,98 \\ 1,02 \\ 0,35 \end{matrix}$
	$\frac{L}{D} = \begin{cases} 1 \\ 2 \\ 4 \\ 7 \end{cases}$	$\begin{matrix} 0,93 \\ 0,78 \\ 1,04 \\ 1,52 \end{matrix}$

Figure 19 : Coefficients de traînées de pression, Cxp.

Il est à remarquer que selon que la plaque plane présente un "allongement" faible ou fort, la surface de discontinuité (ou de décollement) sera plutôt stable avec une zone arrière présentant de la recirculation (cas du cercle ou du carré), ou plutôt

instable avec une zone de remous (cas des plaques longues du genre hélice à pas fixe lorsque le moteur est arrêté). Dans tous les cas les surfaces de discontinuité se rejoignent sur l'axe de symétrie.

Les figures 19 (a et b) donnent les valeurs du coefficient de traînée de pression "Cxp" mesurées expérimentalement pour quelques cas de figure de plaques planes, notamment pour des plaques dont "l'allongement" varie de 1 à l'infini. Cette figure donne encore les valeurs du Cxp pour quelques demi sphères (avec ou sans fond) montrant ainsi par comparaison deux à deux l'influence des contre-pressions sur la face arrière (cas de la demi sphère avant), ou l'influence de la répartition des pressions sur la face avant (cas de la demi sphère arrière) qui devrait attirer l'attention des amateurs sur un problème très courant d'inadaptation des ouvertures de refroidissement moteur, qui, lorsqu'elles sont trop grandes, amènent des surpressions sur les parois internes, notamment la cloison pare-feu, en partie responsables des déficiences aérodynamiques.

Pour dire vrai, il existe quand même un peu de frottement sur la face avant d'une plaque plane placée perpendiculairement à l'écoulement, puisqu'il y a de la vitesse radiale autour du point d'arrêt, mais il n'y a pas de projection possible des contraintes tangentielles résultant de ce frottement, du fait de l'absence de composante parallèle à l'axe de l'écoulement général.

Le frottement, dû au mouvement local des filets d'air, qui a lieu dans toutes les directions autour du point d'arrêt, se faisant toujours dans un plan perpendiculaire au vent. Il s'en suit que la résultante globale des contraintes tangentielles locales de frottement est nulle. Cependant, ce mouvement local (de contournement de la plaque) n'est pas tout à fait sans effet puisque c'est lui qui détermine la répartition non linéaire de la pression sur la surface avant de la plaque, tout simplement parce que l'accélération radiale des filets d'air a pour résultat de diminuer localement la

pression statique (par principe toujours perpendiculaire à la surface à laquelle elle s'applique). Ceci explique pourquoi, les coefficients de traînée de pression varient quelque peu selon la géométrie de la plaque, celle-ci ayant un effet direct sur la façon dont s'agencent les filets d'air dans leur mouvement.

Ainsi, que ce soit pour la répartition des pressions à l'avant ou que ce soit pour la répartition des contre-pressions à l'arrière, la forme de la plaque plane explique la différence des coefficients de traînée de pression rapportées par l'expérience et qui varient presque du simple au double (1,1 à 2,01) selon "l'allongement" de la plaque (fig. 19a)

A noter encore, avant de clore le chapitre des plaques planes, que dans le cas de la plaque plane perpendiculaire à l'écoulement, les limites du décollement sont stables puisqu'elles coïncident avec les limites géométriques de la plaque, contrairement aux corps arrondis qui, du fait de l'absence d'arêtes, présentent des limites de décollement mouvantes et difficilement définissables.

Remarque :

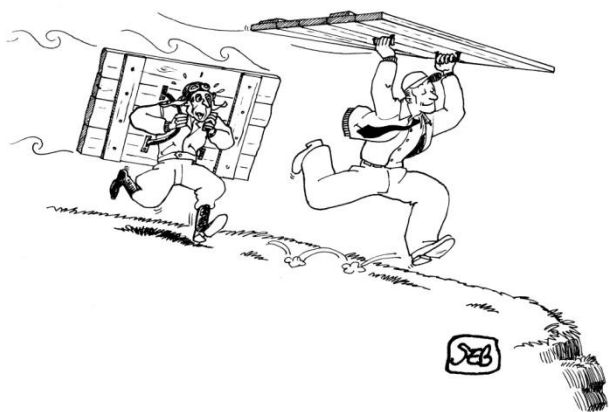
Il convient de souligner que les coefficients de traînée de pression ne sont pas du tout du même ordre de grandeur que les coefficients de frottement (Cf = 0.003 ; Cxp = 1.1 environ). Ainsi, pour une plaque plane qui ferait 35 cm de coté, les traînées qu'elle présenterait dans un vent de 55 m/s (200 km/h) seraient :

$$F_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x$$

$$\text{Soit : } F_x = 0,5 \times 1,225 \times (0,35)^2 \times (55)^2 \times C_x$$

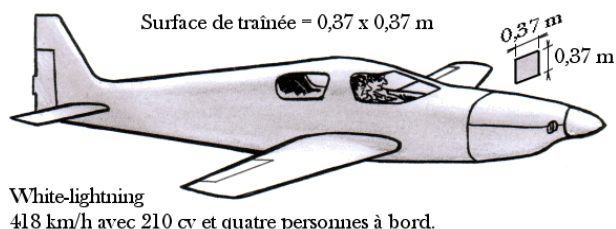
$$\text{En gros : } F_x = 227 \cdot C_x, \text{ ce qui donne :}$$

$F_x = 227 \times 1,1 = 250\text{N}$ (25 daN) pour la plaque perpendiculaire au vent et $F_x = 227 \times 0,003 = 0,7 \text{ N}$ par face pour la plaque parallèle au vent. L'écoulement "mouillant" (et frottant sur) les 2 faces de la plaque parallèle, la traînée sera donc de $0,7 \times 2 = 1,4\text{N}$.



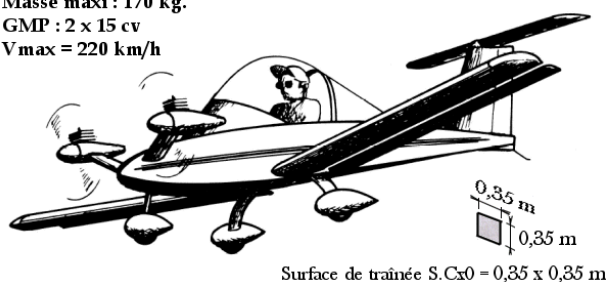
La traînée de pression est donc environ 178 fois plus grande que la traînée de frottement. Autrement dit, une plaque de 35 cm de côté présente, lorsqu'elle est perpendiculaire au vent, la même traînée qu'une plaque disposée parallèlement, mais de 4,67 m de côté soit 22 m² (44 m² de surface mouillée).

La plaque de 35 cm de côté placée perpendiculairement au vent, représente approximativement la traînée du cricri MC-15 (monoplace), mais aussi celle du White-Lightning (quadriplace de 38 m² de surface mouillée totale)...



Masse à vide : 80 kg.
Masse maxi : 170 kg.
GMP : 2 x 15 cv
V max = 220 km/h

Colomban CRICRI



VII. LES CORPS ÉPAIS

Si nous nous sommes attardés sur les plaques planes, c'est qu'elles constituent des limites : les corps épais, quels qu'ils soient, n'auront jamais une traînée plus faible que la plaque plane parallèle à l'écoulement, de même qu'ils n'auront jamais une traînée supérieure à la plaque disposée perpendiculairement. Cela permet déjà de donner des ordres de grandeur, et permet aussi de se situer, dans le cadre d'un diagnostic par exemple, entre le parfait et le pire.

-A- Les conséquences de l'épaississement

En prenant de l'épaisseur qui dégage, certes, un volume utile, les corps volumiques acquièrent également un certain nombre de caractéristiques dont la principale est d'offrir aux diverses forces et contraintes qui résultent de la viscosité, des axes et des surfaces de projection.

En effet, ce n'est pas qu'il n'y a pas de frottement dans le cas de la plaque plane perpendiculaire, ce sont les projections qui ne sont pas possibles par manque de composante parallèle à l'axe du mouvement. De même ce n'est pas qu'il n'y a pas de différences (dûes à l'évolution de la couche limite) dans la répartition des pressions statiques le long de la plaque plane parallèle à l'écoulement, c'est la projection de ces forces qui n'est pas possible, là encore, par manque de composante parallèle à l'axe du mouvement. Or un corps volumique, présente des surfaces qui ne se confondent plus, ni avec l'axe du mouvement, ni avec la surface perpendiculaire à cet axe, encore appelée "surface frontale". Dès lors, qu'il s'agisse des contraintes tangentielles (à la surface du corps) dans le cas des forces de frottement, ou qu'il s'agisse des forces de pression (par principe perpendiculaires à la surface du corps), toutes ces forces diversement obliques par rapport au vent relatif auront désormais des composantes qui se projettent aussi bien sur la surface frontale que sur l'axe du mouvement.

On aura ainsi compris qu'avec la projection des composantes axiales et frontales des forces obliques agissant sur les corps épais, on obtient des traînées combinées, avec une partie de frottement et une partie de traînée

de pression (ou culot) dans des proportions diverses selon la qualité aérodynamique de l'objet considéré. Or, tout ceci, encore une fois, n'est dû qu'à la seule viscosité.

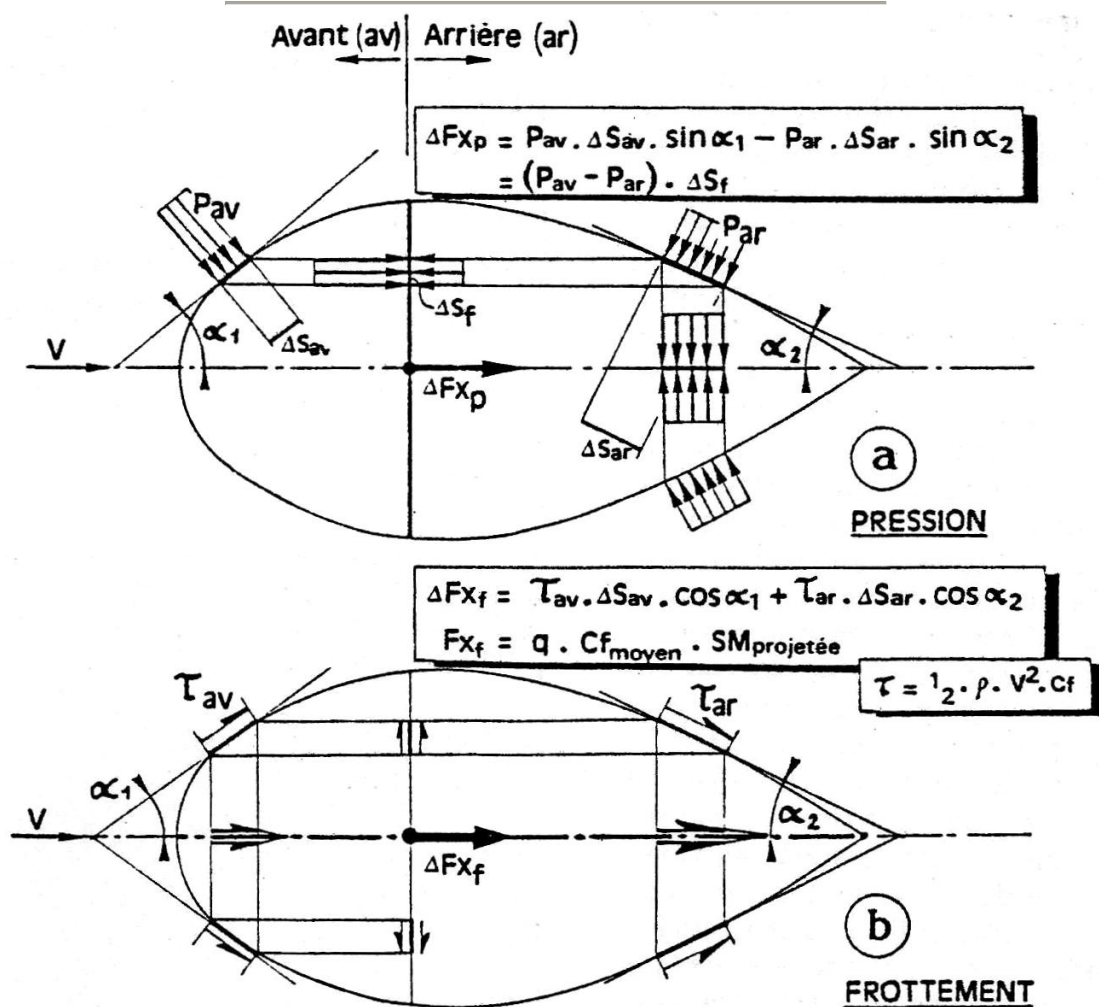


Figure 10 : La projection des traînées locales.

Intermède :

Imaginez un moment ce que serait un monde sans viscosité tel que l'affectionnent les théoriciens (c'est le fameux paradoxe de d'Alembert). Il faut avouer que ce n'est pas mal. Les corps n'ont plus, ni traînée de frottement (les avions peuvent être aussi spacieux et confortables que l'on veut), ni traînée de pression (toutes les formes imaginables deviennent alors possibles). En somme, c'est un monde de rêve pour designers et services marketing. Malheureusement c'est aussi le monde mental de quelques concepteurs « géniaux » et ingénieurs professionnels. De ce monde mental, on peut conclure que certains avions devaient être conçus, à l'origine, pour voler dans un fluide non visqueux, que la compétence technique est réservée à ceux qui n'ont pas de moyens financiers, que les utilisateurs-payeurs sont des benêts à la merci des designers et des spécialistes de la pub, en deux mots : des consommateurs ?

Toujours est-il que les programmes de calculs les plus sophistiqués font appel (partiellement il est vrai) à la théorie des fluides non visqueux, notamment pour le calcul de la répartition des pressions et, que de ce fait, ils sont incapables de prédire les décollements, tout comme ils sont incapables de prédire l'endroit de la transition laminaire/turbulent (notamment aux grands angles).

Par conséquent aucune prédiction de traînée parasite n'est possible, et il faut bien se rendre à l'évidence que seule l'expérimentation ou la technique dite de "l'avion de référence" permettent de lever les hypothèses d'une pratique qui n'a plus rien alors d'une science exacte (Exit donc les prétentions).

-B- Projections et surfaces de référence:

La projection des forces, tout le monde connaît et chacun sait que lorsqu'une force est parallèle à l'un des axes de coordonnées, sa projection sur l'autre axe est nulle. Dans le cas des forces obliques, les projections sur l'un ou l'autre axe seront fonction de l'angle d'obliquité, et plus précisément des sinus et cosinus de cet angle selon l'axe considéré.

Les efforts de pressions (y compris atmosphérique) étant perpendiculaires en chaque point aux surfaces sur lesquelles ils agissent; un objet au repos subit cette pression sans que cela ne change quoi que ce soit à son état dynamique : il est, et reste au repos. Cela signifie que la somme des forces locales de pression est nulle (comme est nulle la force de frottement puisqu'il n'y a pas de mouvement). Si, sous l'effet d'une impulsion initiale, cet objet est mis en mouvement puis laissé livré à lui-même, celui-ci va, certes, ralentir, mais sa trajectoire (vue de dessus) restera rectiligne. Cela veut dire que la somme des projections des forces sur l'axe perpendiculaire au mouvement est nulle, car si cela n'avait pas été le cas, l'objet aurait dû accuser une trajectoire courbe (c'est d'ailleurs ce qui se passe dans le plan vertical puisque l'attraction terrestre impose une telle trajectoire courbe aux objets sans portance). Le ralentissement, lui, par contre, met en évidence une résultante qui, elle, s'oppose au mouvement. C'est là l'effet commun à toutes les traînées parasites dont on sait (par la difficulté qu'il y a à les mettre séparément en évidence) que pression et frottement y sont toujours indissociablement mêlés.

Or le problème qui se pose pour toute prédiction de traînée, puisque l'on sait recalculer leur valeur pour peu qu'elle soit pure, c'est celui de l'évaluation des proportions respectives de chacune de ces composantes (pression, frottement); c'est aussi celui de leur référence puisqu'il ne s'agit pas seulement de connaître la valeur des coefficients à appliquer, mais encore la surface représentative à laquelle les référer.

Évidemment, cette surface de référence est différente selon qu'elle concerne la traînée de pression ou la traînée de frottement.

Il paraît évident à première vue que la référence pour la traînée de pression soit la surface frontale, puisque c'est précisément la plaque plane perpendiculaire à l'écoulement qui a permis de l'isoler. Cependant, c'est surtout parce que les pressions s'exercent perpendiculairement aux surfaces, qu'il est nécessaire que la surface qui recueille leur composante active (c'est à dire parallèle au mouvement), soit elle-même perpendiculaire au mouvement. Car, bien entendu, ces efforts de pression se projettent AUSSI sur l'axe du mouvement, mais les effets de telles projections sont nuls, non seulement parce qu'elles s'opposent entre elles, mais encore parce qu'elles sont perpendiculaires au mouvement (figure 20 a). La surface frontale constitue donc bien la surface de référence de la traînée de pression, encore faut-il préciser que cette surface frontale est toujours contenue dans un plan perpendiculaire au mouvement, ce qui n'est pas forcément le cas du maître-couple (fuselages en incidence lors d'un mauvais calage d'aile par exemple).

Pour des raisons similaires, les contraintes tangentielles de frottement (qui elles aussi se projettent sur la surface frontale et sur l'axe du mouvement) ne peuvent avoir de projection non nulle que sur l'axe du mouvement. C'est donc naturellement que la projection développée de la surface mouillée, que l'on appelle encore "surface mouillée projetée", sert de surface de référence à la traînée de frottement (figure 20b).

Pourquoi retenir la "surface mouillée" et non pas la "surface en plan" comme c'est le cas pour la surface frontale ? Tout simplement parce que dans un cas, la pression s'exerce perpendiculairement sur les 2 faces de la même surface frontale, les composantes s'opposent donc les unes aux autres, et leur résultante a pour valeur leur DIFFERENCE mathématique; alors que dans l'autre cas, et parce qu'il est tangentiel, le frottement

s'exerce dans un même sens sur TOUTES les surfaces qui baignent dans le courant fluide (que celui-ci soit de l'eau et les surfaces concernées deviennent alors effectivement mouillées). La résultante du frottement est donc la SOMME de toutes les composantes, aussi bien celles du dessus de la surface en plan, que celles du dessous et des cotés puisqu'il s'agit d'un volume. La surface mouillée constitue donc bien la surface de référence de la traînée de frottement, et, bien que la différence soit faible (de l'ordre de un pourcent pour un corps fuselé), il faut encore préciser qu'il s'agit bien de la projection de la surface mouillée "déroulée", et non pas de la surface mouillée elle-même.

-C- Les décollements :

Même dans le meilleur des cas, c'est à dire lorsque le corps est exempt de traînée de pression et qu'il ne présente, apparemment, que de la traînée de frottement (cas des corps parfaitement profilés), on constate que la traînée mesurée est supérieure à la stricte traînée de frottement d'une plaque plane parallèle à l'écoulement et de même surface. C'est là le signe qu'une interférence

s'est établie entre l'épaisseur du volume (qui est ici nouvelle) et le phénomène de couche limite qui fait toujours qu'un véritable tapis est entraîné derrière le profil, ce que la technique de la cuve à bulles d'hydrogène permet d'ailleurs de bien mettre en évidence (fig.21 a). Or, il ne s'agit pas encore de décollement dont les remous et les turbulences bouleversent, comme le montre la figure 21 b, le sillage de façon fort différente (le quadrillage de cette figure est obtenu en croisant deux fils générateurs de bulles d'hydrogène). Le déficit mesuré entre profil et plaque plane est tout de même de l'ordre de 10 % (variable selon l'épaisseur relative du profil considéré); déficit qui, sans être véritablement de la traînée de culot, sera considéré comme telle (ou du moins comme un équivalent) par mesure de simplification, et l'on parlera alors de "résidu de traînée de pression".

Le décollement, vue la différence d'ordre de grandeur qu'il introduit dans un bilan de traînées, est la chose qu'il faut à tout prix éviter.

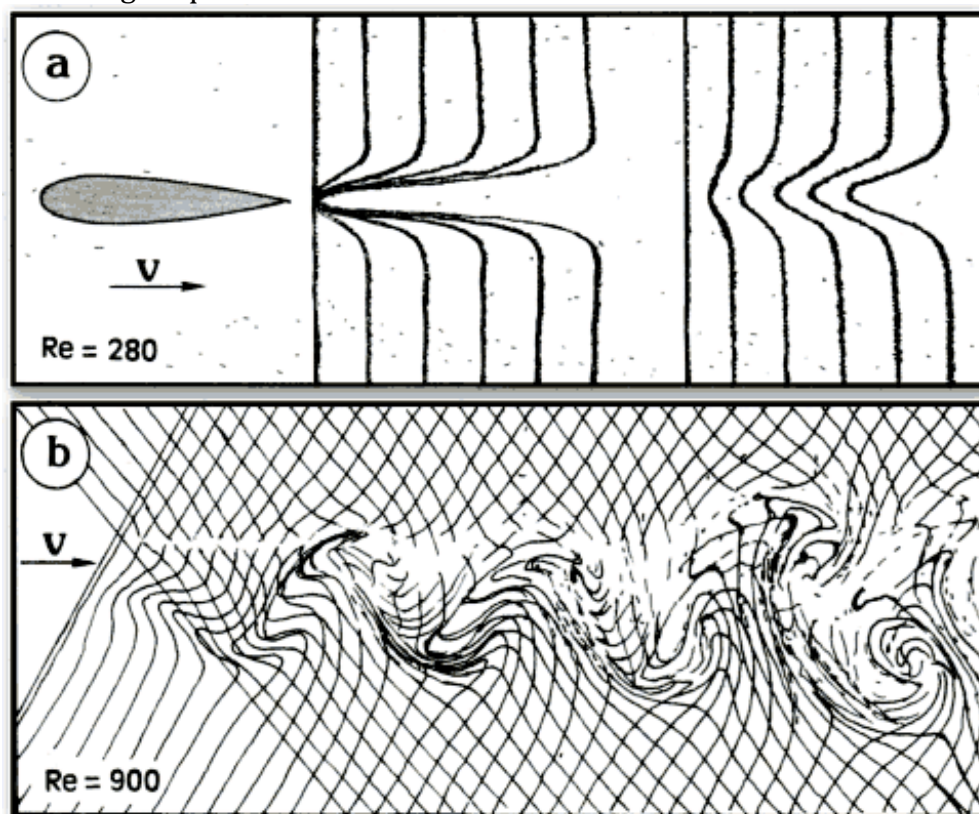


Figure 11 : Le sillage sans et avec décollements.

Normalement du moins (si l'on en juge d'après les avions "modernes" du marché, il semblerait que cette évidence soit de moins en moins partagée)...

Or un décollement est conditionné par l'état de la couche limite et plus précisément par la distribution des vitesses en son sein (le gradient), notamment au niveau de la surface de contact air/solide. Il ne faut pas oublier que cette couche limite elle-même dépend du Nombre de Reynolds, aussi est-il intéressant de mettre en évidence les différents cas d'espèce par "balayage" de ce Reynolds.

-C-1- Les effets de Reynolds sur les corps cylindriques et sphériques :

Les deux problèmes principaux d'une science étant ceux de la reproductibilité expérimentale, et de l'étalonnage des mesures (l'étalon permet les comparaisons, la reproductibilité démontre l'existence de Lois), les cylindres et les sphères (comme les plaques planes d'ailleurs) présentent à ce titre un avantage certain, qui réside dans la simplicité même du concept dont ils sont la matérialisation. Cette simplicité, en effet, leur confère la particularité d'être des étalons "naturels", c'est à dire des copies d'eux-mêmes et non pas des copies plus ou moins fidèles d'une forme "mère".

Les figures 22 résument brièvement le résultat de ce balayage des Reynolds en montrant les principaux régimes caractéristiques des écoulements autour des corps de révolution. Les figures (a, b, c et d) montrent un cylindre de 1,0 cm de diamètre placé dans un liquide en mouvement (glycérine, mélange glycérine/eau, eau) dont les filets ont été matérialisés par une suspension de poudre d'aluminium (figures principales), ou par filet fluide (figure d et figures en vignette). Les figures (e et f) montrent, quant à elles, une sphère dans un écoulement gazeux.

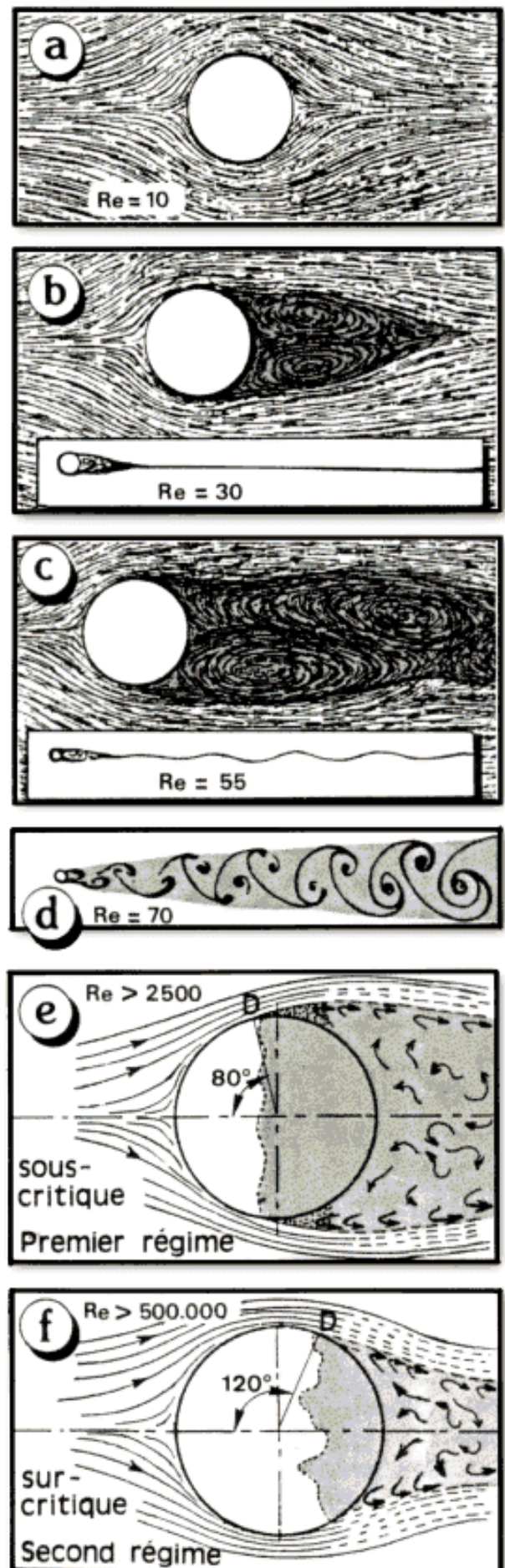


Figure 12: Effet du Reynolds.

Commentaires sur les figures 22 :

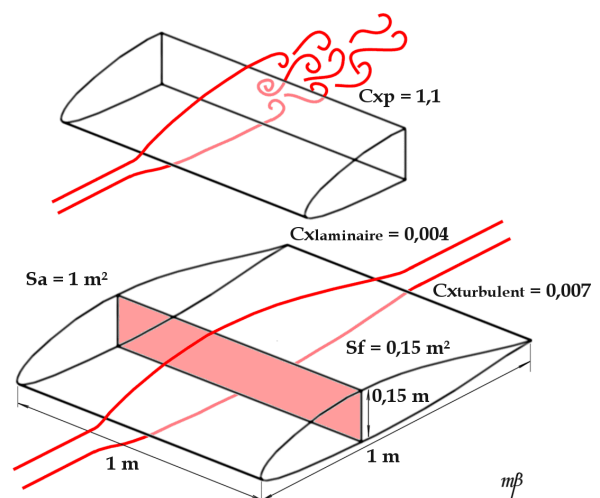
- fig. 22 a : Lorsque le Reynolds est suffisamment faible ($Re < 20$ avec des vitesses de l'ordre du centimètre par seconde), les conditions de fonctionnement sont celles des fluides non visqueux : le frottement sans être totalement nul, n'impose pas de contraintes suffisantes pour créer une couche limite significative, et les filets d'air contournent parfaitement les objets sans qu'apparaisse le moindre décollement.
- fig. 22 b : Entre des Reynolds de 20 à 50 environ, les décollements s'installent avec formation d'une zone de recirculation relativement stable et limitée.
- fig. 22 c : Aux alentours d'un Reynolds de 50, la recirculation devient instable et la zone de turbulence s'allonge.
- fig. 22 d : Au delà d'un Reynolds de 60, le volume des tourbillons augmente et la zone de turbulence cesse d'être limitée. Les couches de discontinuité s'enroulent en tourbillons qui se détachent alternativement. C'est le régime des tourbillons alternés étudiés par BENARD et par KARMAN (1912). Ces tourbillons constituent un ensemble stable qui se déplace en bloc, entraîné par le courant à une vitesse qui lui est un peu inférieure
- fig. 22 e : Quand le Reynolds atteint 2500 environ, les tourbillons cessent de se distinguer et il s'établit un large sillage avec un décollement qui débute à un angle de 80 degrés du point d'arrêt. On se trouve alors en régime sous-critique (ou premier régime). Sous-critique parce que la couche limite est encore laminaire au point de décollement "D".
- fig. 22 f : Pour un Reynolds qui varie de 200.000 à 500.000 le point de décollement "D" recule et s'établit à un angle de 110 à 140 degrés (selon la turbulence) par rapport au point d'arrêt. Le sillage est alors plus étroit et corrélativement la traînée de culot plus faible que précédemment. On se trouve alors en régime surcritique (ou

second régime) qui s'explique par le fait que, la transition laminaire/turbulent s'étant effectuée avant l'angle de décollement en laminaire (80°), le régime de la couche limite est turbulent lorsque survient le décollement.

CONSTATATIONS

a) le décollement est plus tardif en turbulent qu'en laminaire :

Autrement dit, la couche limite turbulente résiste mieux au décollement que la couche limite laminaire. C'est là une caractéristique dont il vaut mieux se souvenir car lourde de conséquences. En effet, alors que la traînée de frottement est plus faible lorsque la couche limite est laminaire, raison pour laquelle, on essaye de la maintenir le plus longtemps possible (notamment avec des profils dits laminaires), cette laminarité devient un inconvénient dès lors qu'elle est la cause de décollements intempestifs, de loin beaucoup plus pénalisants que le surcroît de traînée dû au régime turbulent. Dans le cas de la sphère, la différence ne joue que sur la différence de surface décollée. Elle est déjà notable puisque le " C_{xp} " passe de 0,1 à 0,5 (soit 5 fois plus). Dans le cas d'un profil laminaire dont le " C_x " tourne autour de 0,004 (0,007 lorsqu'il est en turbulent), un décollement à l'endroit de son épaisseur maxi, donne un résultat encore plus spectaculaire :



Prenons comme référence une surface en plan d'aile de 1 m^2 et de $0,15 \text{ m}^2$ de surface frontale (épaisseur relative du profil : 15 %), et calculons la surface de traînée équivalente

de ce bout d'aile (on prendra comme C_{xp} pour un bord d'attaque isolé, celui d'un cylindre en sous-critique, soit $C_{xp} = 1.1$).
En l'absence de décollement on a :

- En régime laminaire. :
 $S.C_x = 0.004 \times 1 \text{ m}^2 = 0.004 \text{ m}^2$
- En régime turbulent. :
 $S.C_x = 0.007 \times 1 \text{ m}^2 = 0,007 \text{ m}^2$
- Avec décollement à l'épaisseur maxi :
 $S.C_x = 1.1 \times 0.15 = 0,165 \text{ m}^2$

Soit (par rapport au régime laminaire) une traînée 40 fois supérieure lorsque le profil est décollé, alors qu'en turbulent il n'est que 2 fois plus mauvais.

Moralité : entre deux maux, il faut savoir choisir le moindre, et installer par exemple des "turbulateurs", qui amènent bien évidemment un surcroît de traînée, mais qui permettent aussi, en recollant un écoulement, de rattraper des situations bien défailtantes comme les énormes traînées de culot des fuselages à la mode, ou les décollements vicieux aux grands angles sur les plans canards à profil laminaire et à trop faible corde.

b) Seconde constatation : s'il n'y a pas de frottement, il n'y a pas de décollement (fig. 22a)

Peut-on alors imaginer une solution pour rendre un profil indécrochable ?

Oui, une telle solution a déjà été testée, qui a donné d'excellents résultats mais qui, bien que techniquement et commercialement irréaliste, a l'avantage de valider, jusqu'à une de ses limites au moins, la théorie des fluides visqueux.

De quoi s'agit-il ?

D'une aile dont la paroi de bord d'attaque et d'extrados est constituée par une courroie mobile (figure 23 a). Si, à une incidence donnée maintenue constante, on met progressivement en marche la courroie, on

constate que les filets se rapprochent du profil (et que le C_z de l'aile croît) au fur et à mesure que la vitesse relative du fluide par rapport à la paroi diminue. Une incidence de 115 degrés a ainsi été obtenue sans aucun décollement, le même filet fluide assurant le contournement du profil entier (fig.23 b: visualisation obtenue avec des fumées de talc); un C_z max de 3.8 ayant par ailleurs été obtenu à 60° d'incidence. L'expérience confirme donc bien la théorie: en supprimant l'effet de viscosité (par annulation de la vitesse relative), le frottement, cause de la couche limite, est éliminé, et par suite le décollement.

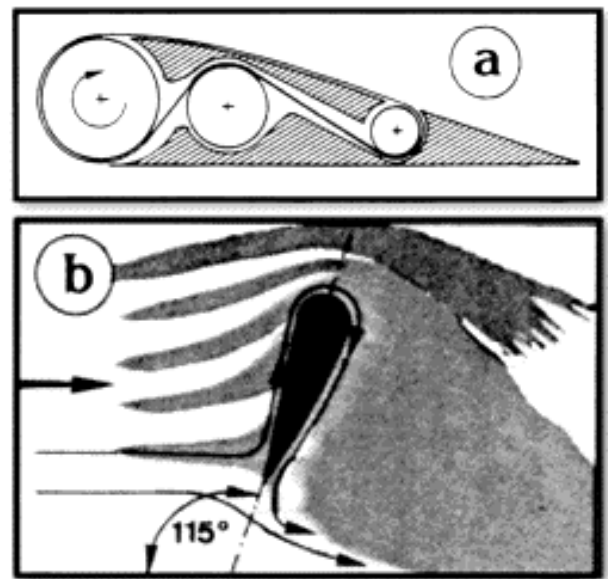


Figure 13 : Suppression de l'effet de viscosité.

-C-2- Intérêt des formes fuselées.

Prenons 3 corps d'une même section frontale circulaire : un disque plat, une sphère et un fuseau profilé. Ces 3 corps présentent des coefficients de traînées parasites (pression plus frottement) très différents :

- Pour le disque : $C_x = C_{xp} = 1.11$ (fig.19 b)
- Pour la sphère au premier régime : $C_x = 0.51$ (fig.24)
- Pour la sphère au second régime : $C_x = 0.10$
- Pour le corps fuselé : $C_x = C_{xp} + C_{xf} = 0.10$

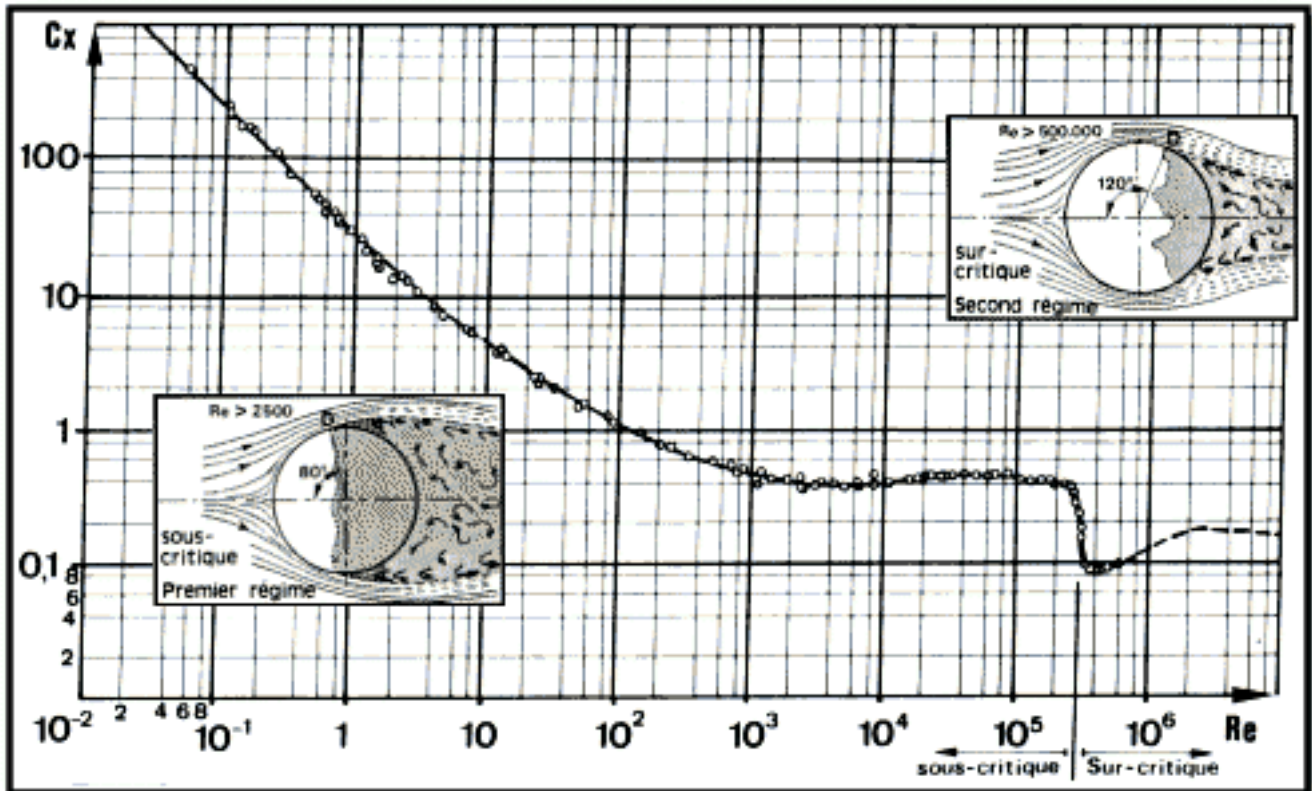


Figure 14 : Évolution de la traînée d'une sphère en fonction du Reynolds.

L'analyse des seules pressions sur la sphère (les forces élémentaires de pression étant dans ce cas radiales) montre que sur la calotte sphérique amont d'angle au centre d'environ 70 degrés, règnent des surpressions et, sur le reste de la surface, des dépressions (figure 25 a).

- Dépression sur le reste de l'hémisphère amont : $C_{xp} = -0.179$
- Dépression sur l'hémisphère aval : $C_{xp} = -0.465$
- Au total : $C_{xp} = 0.511$

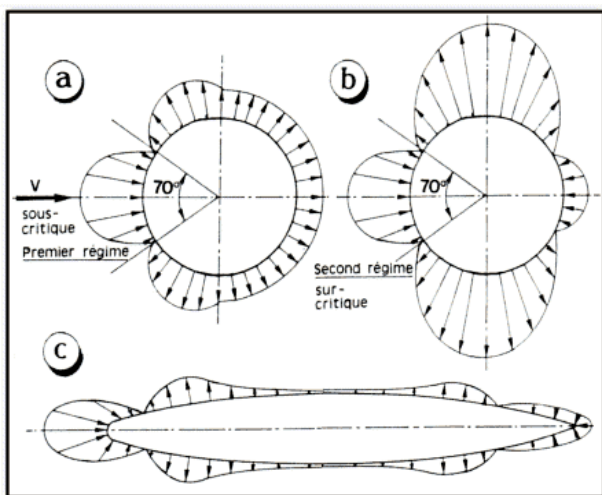


Figure 25 : Répartition de pression sur les corps.

En intégrant graphiquement les efforts locaux, on trouve les C_{xp} moyens suivants:

- Surpression amont : $C_{xp} = 0.225$

La traînée globale " C_x " mesurée a sensiblement la même valeur : c'est que la résistance de frottement dans le cas de la sphère est négligeable. Il en est de même avec la sphère au second régime pour laquelle il existe à nouveau une calotte sphérique aval de légère surpression (fig.25 b).

Avec un corps fuselé (fig.25 c) la situation change quelque peu : l'expérience met en évidence une surpression amont, puis une dépression sur la majeure partie du volume et, enfin, une surpression à la pointe aval, les décollement étant reportés au voisinage immédiat de cette pointe.

En procédant comme pour la sphère, le bilan des traînées de pression donne les valeurs suivantes :

- Surpression amont : $C_{xp} = 0.0877$
- Dépression en amont du maître-couple : $C_{xp} = -0.0586$
- Dépression en aval du maître-couple : $C_{xp} = -0.0341$
- Surpression aval : $C_{xp} = 0.0301$
- Au total : $C_{xp} = 0.0331$

Or, la mesure de la traînée globale donne un coefficient de traînée de 0.1, ce qui prouve que la traînée de frottement n'est plus négligeable puisqu'elle est de l'ordre de deux fois la traînée de pression.

Ainsi, en fuselant le disque initial ($C_{xp} = 1.11$) le coefficient de traînée de pression a été divisé par 2 pour la sphère ($C_{xp} = 0.51$), et divisé par 34 pour le corps fuselé pris pour exemple ici ($C_{xp} = 0.0331$).

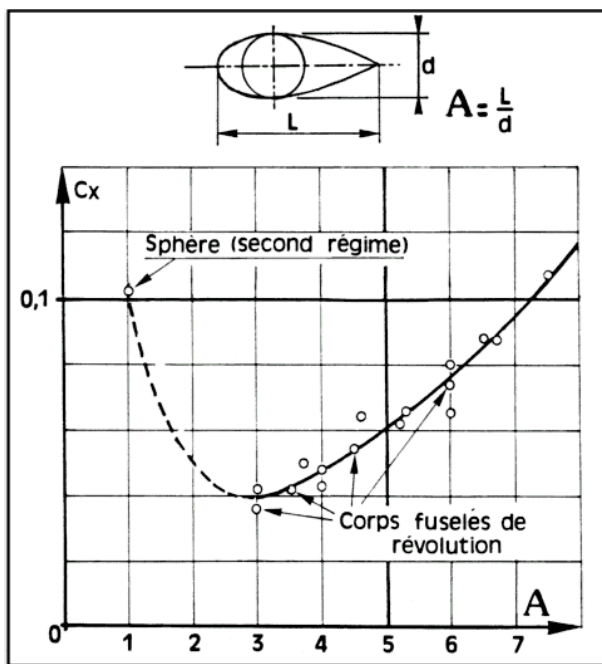


Figure 26 : Les traînées combinées ($C_{xp} + C_f$)

Ceci a été obtenu par réduction de la zone de surpression amont et par recul du point de décollement, mais aussi par un accroissement corrélatif de la surface

mouillée et de la traînée de frottement. Il y a donc un bilan à faire entre gain de pression et perte en frottement; bilan duquel il ressort qu'il existe un allongement "A" (rapport de la longueur du corps sur son diamètre au maître-couple) qui est optimal et dont la valeur est d'environ 3 (figure 26).

-C-3- L'épaissement de la plaque plane

Pour en revenir à l'étalon cylindrique (facilement définissable), il est intéressant de citer cette autre expérience de "balayage des Reynolds" dont l'intérêt réside dans l'exploration qui a été faite de l'épaisseur relative d'un corps à génératrices perpendiculaires à l'écoulement, depuis la plaque plane (épaisseur nulle), jusqu'au cylindre (épaisseur relative de 1), en passant par toutes les sections elliptiques intermédiaires, de telle manière que la surface en plan soit conservée.

La figure 27 reproduit les résultats obtenus dans cette étude, résultats qui sont représentés par des courbes continues. A titre indicatif, nous avons également reproduit, mais au moyen de lignes discontinues, les courbes maintenant connues des "Cf" laminaire et turbulent. Quelques commentaires sont à faire à propos de cette figure :

- La courbe $e/c = 0$ (cas de la plaque plane d'épaisseur nulle) se confond avec la courbe en pointillés laminaire, et suit une courbe de transition différente de celle habituellement donnée. Ceci est normal, et rappelle que l'on est en terrain expérimental (par essence non exact). En fait, il y a une zone de transition (représentée en grisé) qui recouvre une multiplicité de courbes dites "de transition", et les montages expérimentaux les plus rigoureux ne pourront pas réduire totalement une incertitude liée à la qualité des plaques, des écoulements, du bruit, etc... (Il faut s'y faire!).

- La courbe $e/c = 1$ (cas du cylindre) suit une courbe tout à fait similaire à celle de la figure 24, à cette différence près qu'il s'agit ici d'un cylindre et non pas d'une

sphère. La traînée supérieure du cylindre par rapport à la sphère s'explique par le fait que le cylindre (d'allongement infini) n'autorise qu'un contournement bidimensionnel, alors qu'il est tridimensionnel pour la sphère.

- Par ailleurs, il s'agit ici de " C_f " référencés à une surface mouillée projetée et non pas de " C_x " ou de " C_{xp} " référencés à une surface frontale comme c'est le cas pour les valeurs (1.02 et 0.35) données

précédemment pour le cylindre d'allongement infini (figure 19 e).

- Quoique l'ellipse ne soit pas vraiment une forme aérodynamique, il se trouve que les décollements sont suffisamment faibles pour que, en deçà de 12 % d'épaisseur relative, les courbes suivent parallèlement celles des plaques planes laminaire et turbulente.

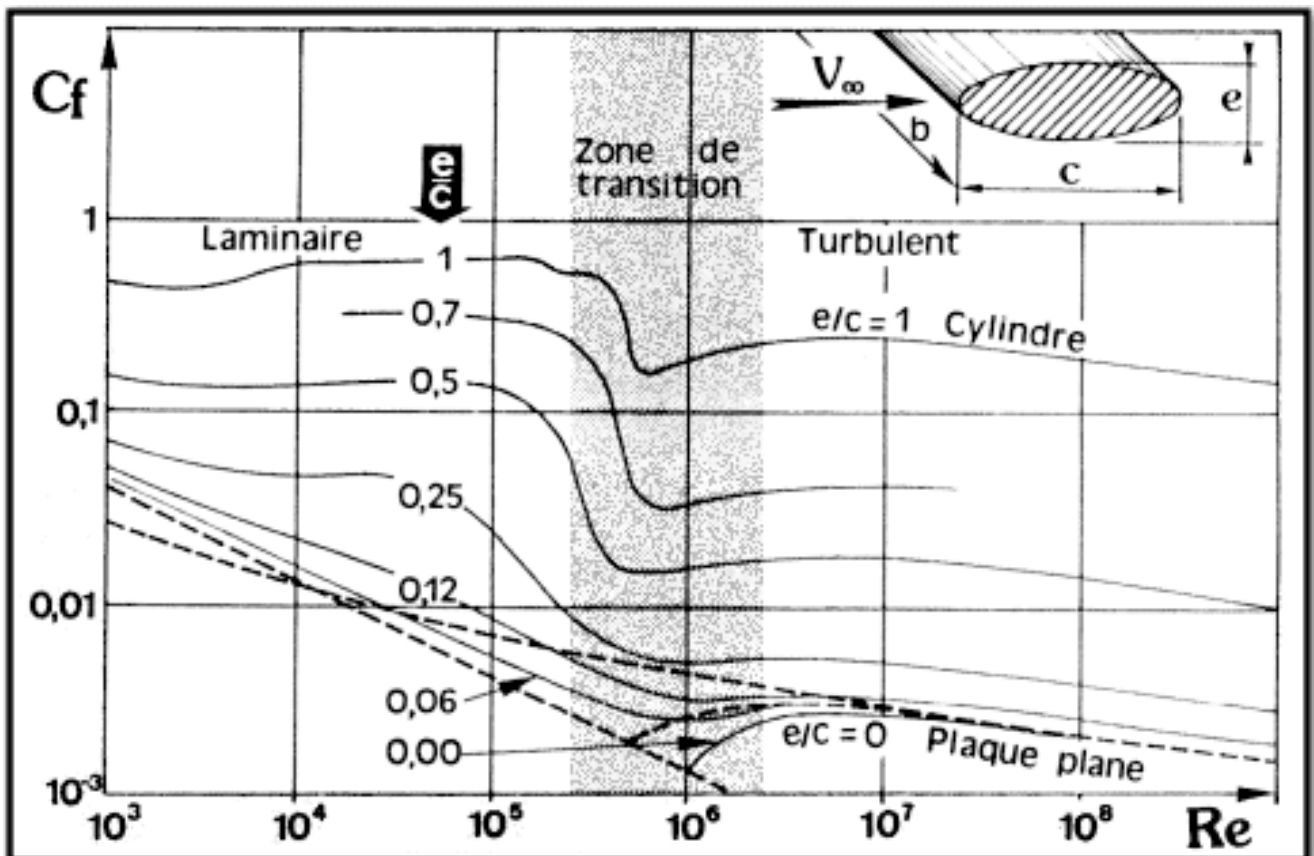


Figure 27 : Effets de l'épaisseissement elliptique « e » d'une plaque plane de corde « c » et d'envergure « b » infinie.

- Les courbes d'épaisseur relative égale et supérieure à 25 % présentent une forme différente des courbes de plaque plane, et soulignent une différence notable de comportement : il n'y a pas seulement un culot (avec traînée de pression) qui s'est installé, il y a aussi un couplage qui s'est instauré entre la transition d'une part et le décollement d'autre part, question qui sera traitée un peu plus loin. Dès 25 % d'épaisseur relative, la courbe présente ainsi une allure qui se rapproche de celle du cylindre avec un premier et un second régime.

- Quelque part entre 12 % et 15 % d'épaisseur relative s'installent des décollements majeurs en deçà d'un Reynolds de 200.000 à 300.000 (décollements laminares) qui vont s'amplifiant jusqu'au cylindre.

-C-4- La couche limite sur les corps épais :

L'observation de la sphère a montré qu'il y a deux régimes principaux d'écoulement (aux Reynolds qui nous intéressent) : les premier

et second régimes qui se caractérisent par des traînées de culot de plus ou moins grosse section, résultant d'un décollement plus ou moins prématuré.

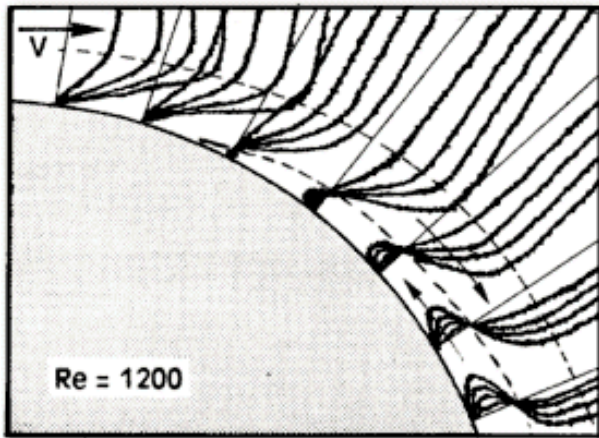


Figure 28 : La couche limite sur volume.

Ce qui ressort de cette observation, c'est que le passage d'un régime à l'autre, se passe toujours à un même Reynolds (le Reynolds critique), pour des conditions d'ambiance évidemment identiques, ce qui laisse à supposer que le phénomène est lié à la

couche limite. Le passage d'un objet cylindrique en cuve à bulles d'hydrogène avec fils générateurs disposés radialement, confirme cette hypothèse (figure 28).

Cette figure montre plusieurs choses : on y distingue d'abord une couche limite qui va s'épaississant dans le sens du courant ; on y voit aussi des espaces entre lignes successives qui diminuent (ce qui montre que le courant fluide ralentit) ; mais surtout il apparaît un contre-courant que signale l'inversion du sens d'entraînement des bulles près de la surface cylindrique. Si l'on se rappelle que la distance fil générateur/lignes de bulles entraînées est représentative des vecteurs locaux de vitesse, on a là une première indication sur ce qui se passe de nouveau sur la surface courbe d'un volume, par rapport à la surface plane de la plaque étalon.

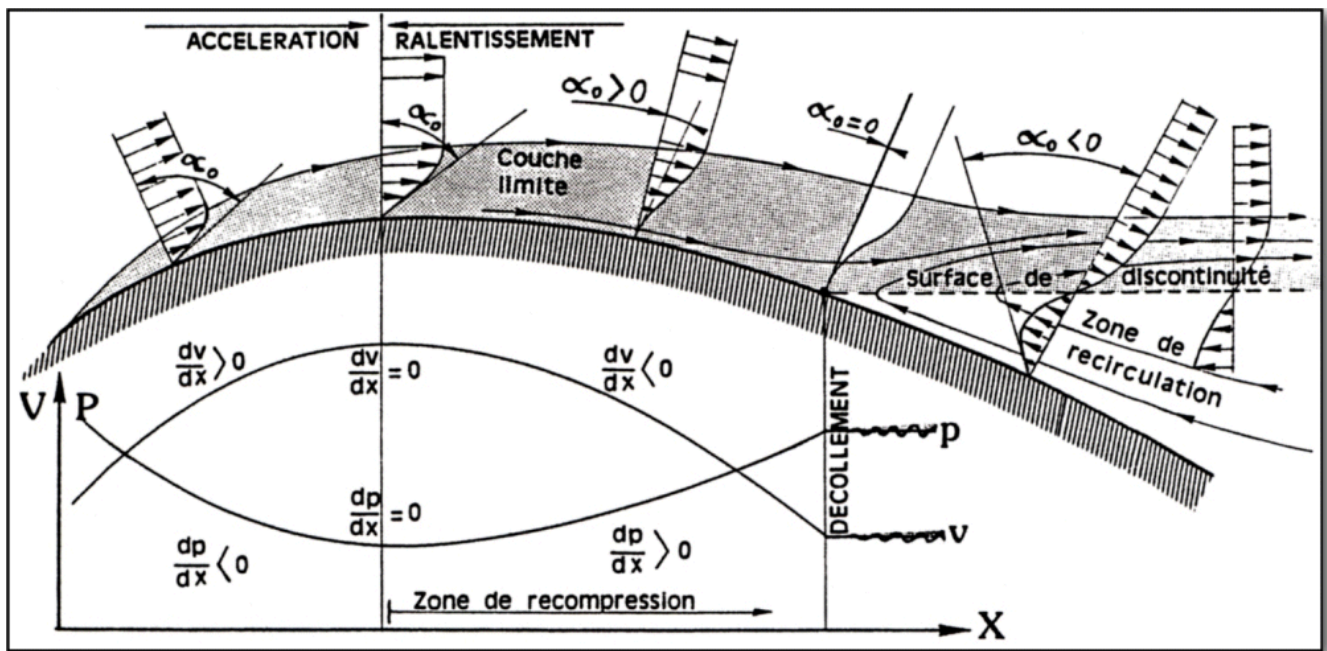


Figure. 29 : Décollement sur profil, évolution du gradient de vitesse.

La figure 29 détaille plus précisément ce qui se passe successivement le long d'un profil. Elle met bien en évidence, au fur et à mesure que s'épaissit la couche limite, le fait que le gradient de vitesse diminue (l'angle α_0 par rapport à la normale). Or, le décollement se produit précisément lorsque cet angle

s'annule, c'est à dire lorsque le gradient de vitesse devient nul. A noter, la recirculation inverse carrément ce gradient.

- α_0 (alpha pour $y = 0$) représente la pente des courbes de variation de vitesse

(ou gradient de vitesse) au point de contact avec la surface ($y = 0$).

- Si le décollement s'initie à l'endroit précis où le gradient de vitesse s'annule, la surface de discontinuité elle-même (ou surface de décollement) n'est pas forcément aussi nette que celle représentée sur la figure. En fait, il s'agit moins d'une véritable surface de contact entre une rétro-circulation et les filets de la couche limite de l'écoulement général, que d'une nappe de fins rotors, plus ou moins stable, plus ou moins mouvante. Par ailleurs cette nappe n'est pas non plus parallèle à l'écoulement puisqu'elle se referme plus ou moins loin derrière le profil avec celle venue du côté opposé du profil.

- Le point de décollement est un point singulier à plus d'un titre. En effet c'est le lieu où :

- Le gradient de vitesse s'annule,
- La couche limite décolle,
- La sous-couche laminaire (évoquée dans la figure 15) disparaît,
- La contrainte tangentielle s'annule,
- Le coefficient de frottement local devient nul, **et tout ceci nécessairement.**

- Le sommet du profil (point où la tangente à la surface du profil est parallèle à l'écoulement général) constitue le lieu où change le sens des variations de vitesses locales, et des variations de pression statique :

- En amont, c'est une zone d'accélération des filets d'air et donc de détente;

- En aval, c'est une zone de recompression et de ralentissement de ces filets.

C'est la raison pour laquelle, ce sommet est appelé "point de recompression".

- La courbe d'évolution du gradient de vitesse est symétrique à celle l'évolution du gradient de pression, du moins en écoulements sains (c'est à dire exempts de remous, les 2 paramètres étant liés l'un à

l'autre par les équations de Bernoulli). Ceci n'est pas forcément vrai dans les écoulements perturbés où l'énergie cinétique de rotation des tourbillons modifie notablement la situation.

- A noter qu'à partir du point de décollement, les courbes des vitesses et des pressions présentent une discontinuité, et indiquent que ces paramètres deviennent approximativement constants.

- Le point de recompression ne coïncide pas obligatoirement avec le maître-couple du profil (il constitue par contre le sommet de sa surface frontale (du moins pour des corps faiblement épais et à évolution non brutale). En fait ce point est mobile et se déplace avec l'incidence : lorsque celle-ci augmente, le point de recompression avance.

-C-5- Décollements et gradient de vitesse (ou de pression)

Il y a toujours décollement lorsque le gradient de vitesse s'annule.

Le gradient de vitesse peut-il s'annuler sur une plaque plane parallèle à l'écoulement ?

Non. En effet la plaque plane peut être aussi longue que possible, et la couche limite s'épaissir d'autant, que cela ne change rien aux conditions d'évolution de la couche limite. Le gradient de vitesse diminue, certes, tout au long de la plaque; mais cette diminution elle-même devient de plus en plus faible, parce que les contraintes tangentielles (qui provoquent ce ralentissement) faiblissent elles aussi. Il y a affaiblissement mutuel, mais jamais annulation, parce que la chaîne causale de l'affaiblissement est bouclée sur elle-même : sur une plaque plane, les contraintes tangentielles et le gradient de vitesse tendent vers zéro, mais ne l'atteignent pas. C'est la raison pour laquelle il n'y a pas de décollement sur une plaque plane en l'absence d'incidence.

Qu'y a-t-il de changé sur un corps épais et profilé pour que les décollements soient possibles ?

Tout simplement des conditions géométriques qui font qu'il y a détente et accélération dynamique en amont du maître-couple, recompression et ralentissement dynamique, en aval. En effet, par sa seule présence, un corps épais plongé dans un écoulement oblige les filets fluides à le contourner donc à parcourir un chemin nécessairement plus long dans un même laps de temps (sinon il y aurait accumulation), donc à le parcourir à une vitesse qui sera d'autant plus élevée que l'objet est épais. En fluide non visqueux, l'affaire en resterait là (cf. le paradoxe de d'Alembert). Malheureusement, avec la viscosité, les choses se compliquent quelque peu : il y a bien, durant le passage de l'obstacle, accélération puis ralentissement, mais à ce phénomène dynamique s'ajoutent bien des effets liés à cette viscosité dont, notamment, le frottement.

Ainsi, dans la phase d'accélération, la vitesse plus élevée des filets entraîne un accroissement de la contrainte d'autant plus grand que, près du bord d'attaque, le Reynolds est faible (fig.5). Le "freinage" par frottement y est donc d'autant plus énergétique que l'accélération est brutale et la vitesse élevée (bord d'attaque épais, fuselage sphérique, pare-brise trop peu incliné, capot moteur massif). De fait, il se crée un déficit de l'accélération dynamique, par rapport à l'accélération potentielle (l'accélération potentielle, c'est l'accélération qui aurait eu lieu en fluide non visqueux) ; la couche limite gardant en quelque sorte la mémoire du frottement.

Dans la phase suivante de recompression, le potentiel de décélération, lui, reste entier puisqu'il est lié à la géométrie. Or la vitesse acquise par les filets en voie de contournement, n'est pas aussi élevée que ce qu'elle aurait dû être s'il n'y avait pas eu le frottement. Le risque est donc grand, que le ralentissement dynamique fasse chuter la vitesse des filets superficiels en deçà de leur vitesse initiale, et que le gradient de vitesse passe alors à zéro avant que le bord de fuite ne soit atteint ; et cela d'autant plus

facilement que, là aussi, le frottement continue d'agir (du moins tant que le gradient de vitesse est positif).

De fait, et quel que soit le régime de la couche limite (laminaire ou turbulent), le gradient de vitesse aurait dû nécessairement passer par zéro avant que le bord de fuite ne soit atteint (et provoquer un décollement toujours catastrophique pour l'aérodynamique), s'il n'y avait eu un autre phénomène pour contrebalancer celui-là : l'épaississement de la couche limite.

En effet, et comme nous l'avons déjà souligné pour la plaque plane, la couche limite déforme les objets. Elle présente à l'écoulement potentiel (non visqueux) un profil fictif plus épais qui fait qu'accélération et décélération potentielles ne se compensent plus puisque le profil fictif présente un "culot fictif" (fig.30 a). Le déficit de vitesse des filets superficiels est alors moins préoccupant puisque la décélération potentielle, elle-même moins importante, surcompense ce déficit tant que l'épaisseur relative de l'objet aérodynamique n'est pas trop importante, évidemment.

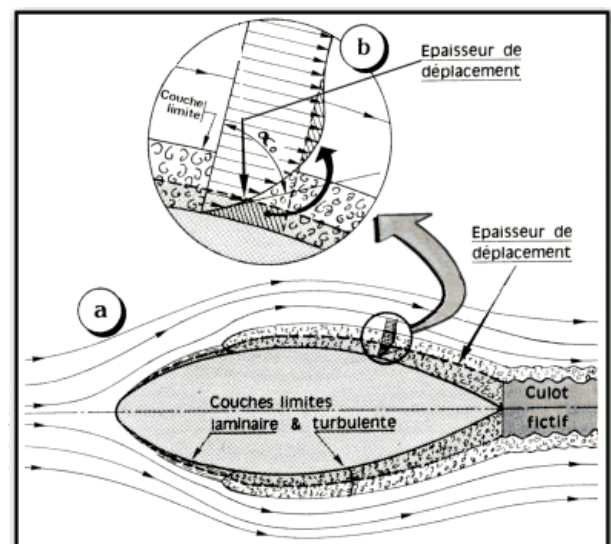
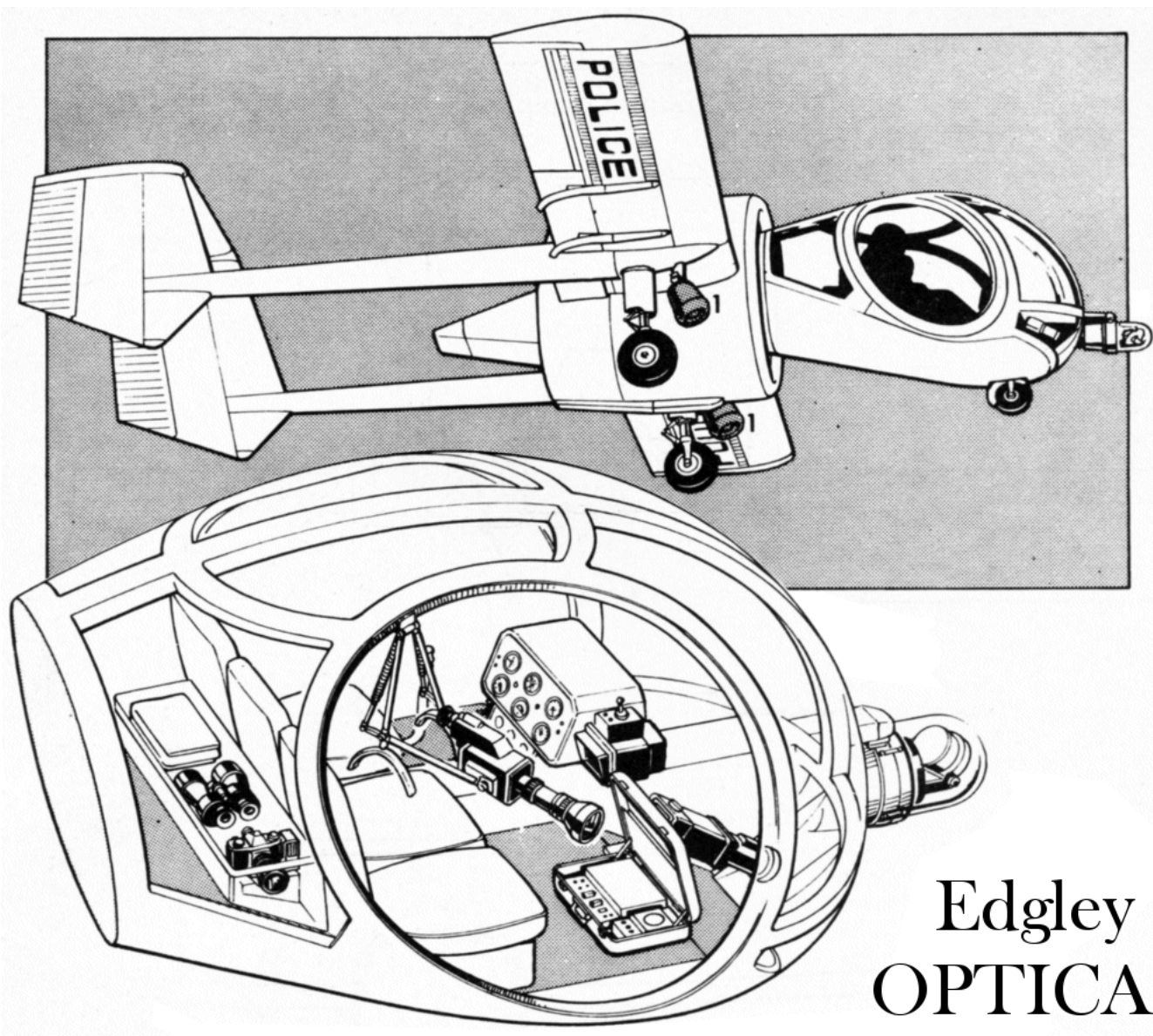


Figure. 30 : Profil et culot fictif vus par l'écoulement potentiel.

C'est là une explication "phénoménologique" du résidu de traînée de pression que présentent tous les corps, même correctement profilés. Ce qu'il importe de retenir ici, c'est que ce résidu de traînée de pression reste tout de même dans des

limites acceptables puisqu'il n'aggrave la traînée de frottement que de 10 % environ. Toutefois, lorsque l'épaisseur relative du profil concerné devient trop importante, il se peut que le "différentiel des déficits" ne soit plus favorable et que le gradient de vitesse s'annule quelque part avant le bord de fuite. Dès lors, les filets décollent massivement avec pour résultat une augmentation brutale de traînée de pression (et effondrement de

Cz pour les surfaces portantes). Les fuselages "sphériques" du genre Optica ou GROB 109 par exemple, illustrent parfaitement, par leur traînée excessive et leur déficience spectaculaire de perfos (au regard des puissances installées), les effets qui peuvent résulter de ce type de décollement dû à une épaisseur relative trop grande, et une recompression trop brutale.



REMARQUES :

Pour être tout à fait exact, une précision s'impose, facile à comprendre : La couche limite, rappelons-le, c'est la partie de l'écoulement qui prend en compte 99 % des effets de viscosité. C'est une limite, à défaut de mieux, arbitraire et théorique qui souligne la nature approximative de l'aérodynamique en tant que science expérimentale. Il suffit cependant de regarder une quelconque distribution de vitesse au sein d'une couche limite, pour comprendre que les efforts principaux, et les effets principaux (la perte de vitesse), ont lieu au voisinage immédiat de la surface de contact et que (à première vue) passé le premier 1/3 de l'épaisseur de la couche limite, efforts et effets ont largement perdu de leur importance. Ce n'est donc pas la région "externe" de la couche limite qui pose problème, mais sa partie interne à fort gradient qui gêne l'écoulement environnant, et constitue véritablement un obstacle, une surépaisseur visqueuse, à contourner.

Du point de vue de l'écoulement, on peut donner pour ce phénomène un équivalent non visqueux, qui tient compte cependant de l'effet de couche limite. Dans cet équivalent (fig. 31 a) le corps est enrobé d'une pellicule consistante que l'écoulement contourne.

Cette pellicule s'épaissit progressivement du bord d'attaque au bord de fuite où elle présente une coupure nette : le culot. Et bien qu'en fluide non visqueux il n'y ait ni frottement ni décollement possible sur un corps continu (fig.31b), l'écoulement décollera tout de même (avec constitution d'une zone d'eau morte), dès lors qu'il y a un culot. En définitive, la couche limite aura eu pour résultat de déformer le corps en lui créant un culot, par déplacement de l'écoulement vers l'extérieur d'une quantité appelée "épaisseur de déplacement".

Dans la réalité, l'expérience montre que cette "épaisseur de déplacement" a pour valeur 1/3 de l'épaisseur de la couche limite lorsque celle-ci est laminaire, et 1/8 de son épaisseur lorsqu'elle est turbulente. C'est peu, mais c'est suffisant, d'une part pour modifier le trajet de l'écoulement qui est déplacé au-delà de la limite géométrique du

corps fuselé, et d'autre part pour sur accélérer les filets en lisière de la couche limite (fig. 30 b et 9a) afin de compenser le manque de débit.

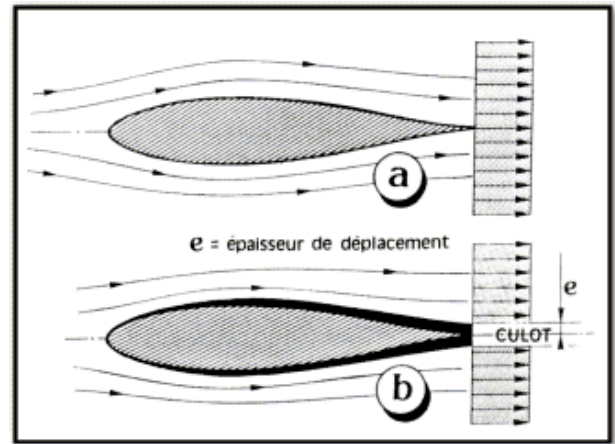


Figure. 31 : « L'épaisseur de déplacement » en fluide non visqueux (fortement exagéré).

Ces deux effets ont d'ailleurs une même conséquence : modifier la répartition des pressions frontales avant et arrière de telle sorte qu'apparaisse un culot fictif de traînée de pression. Il est à noter, vu la différence d'évolution d'épaisseur des couches limites laminaire et turbulente, qu'un profil à fort taux de laminarité, présente une épaisseur de déplacement moindre qu'un profil de même épaisseur relative mais à faible laminarité, et donc un moindre culot fictif de traînée de pression.

Maintenir le plus longtemps possible la couche limite laminaire est ainsi doublement avantageux du point de vue des traînées parasites puisque cela permet à la fois de minimiser la traînée de frottement (Cf plus faible), et de minimiser le résidu de traînée de pression (culot fictif plus faible).

-C-6- La transition laminaire/turbulent sur les corps épais :

Comme pour la plaque plane (fig.15), les régimes laminaire et turbulent coexistent toujours sur un profil. Il n'y a donc pas de "profils laminaires" (qui impliqueraient alors que les autres soient turbulents) ; mais seulement des profils à laminarité plus ou moins étendue. En effet, et c'est là, la grande différence avec les plaques planes, la

transition laminaire/turbulent ne se passe pas obligatoirement à un Reynolds fixe de 500.000, mais à des Reynolds parfois très différents.

a) Influence du gradient de pression sur la transition :

C'est sans doute le plus important des facteurs influant sur le Reynolds critique. Celui-ci, en effet peut être plus faible lorsque la forme du profil provoque une recompression immédiatement après le bord d'attaque (c'est le cas des anciens profils type NACA série 000 : fig.32 a), mais notablement plus élevé lorsque le profil est tel qu'il maintient une accélération constante des filets sur la distance la plus longue possible. Les profils NACA série 66000 par exemple tiennent ainsi l'accélération des filets jusqu'à près de 65% (fig.32 b). Or, il s'agit là précisément de profils dits "laminaires".

Remarques concernant la figure 32 :

- Le rapport des vitesses en ordonnée, est donné au carré pour accroître les variations du paramètre dans sa représentation graphique.
- V : (vitesse à l'infini amont): c'est la vitesse du corps dans le fluide immobile, ou la vitesse du fluide si c'est le corps qui est immobile.
- v : c'est la vitesse locale des filets d'air, juste en dehors de la couche limite.
- x/c : c'est le rapport de la distance au bord d'attaque "x" du point considéré, sur la corde "c" du profil.
- Les courbes partent du point $x = 0$ et $v/V = 0$
- Les courbes de répartition de vitesse, renvoient aux courbes de l'évolution des pressions puisqu'elles sont liées entre elles par les équations de Bernoulli.

L'expérience montre qu'un gradient de pression négatif (détente), de même que l'accélération des filets, stabilisent la laminarité et reculent la transition. A l'inverse, un gradient de pression positif (recompression), de même que le

ralentissement des filets, fragilisent la laminarité et favorisent la transition. Ils la fragilisent, mais ils ne la provoquent pas. Toutefois, comme la laminarité est un état particulièrement instable, elle ne tient guère longtemps : sur la sphère, par exemple, le gradient de pression devient négatif vers 70° d'arc au centre environ (fig. 25a), alors que la transition a lieu (en surcritique) avant 80° , sinon il y aurait eu décollement laminaire à 80° (fig. 22e et f) bien au delà du Reynolds de 500 000 obtenu avec les plaques planes.

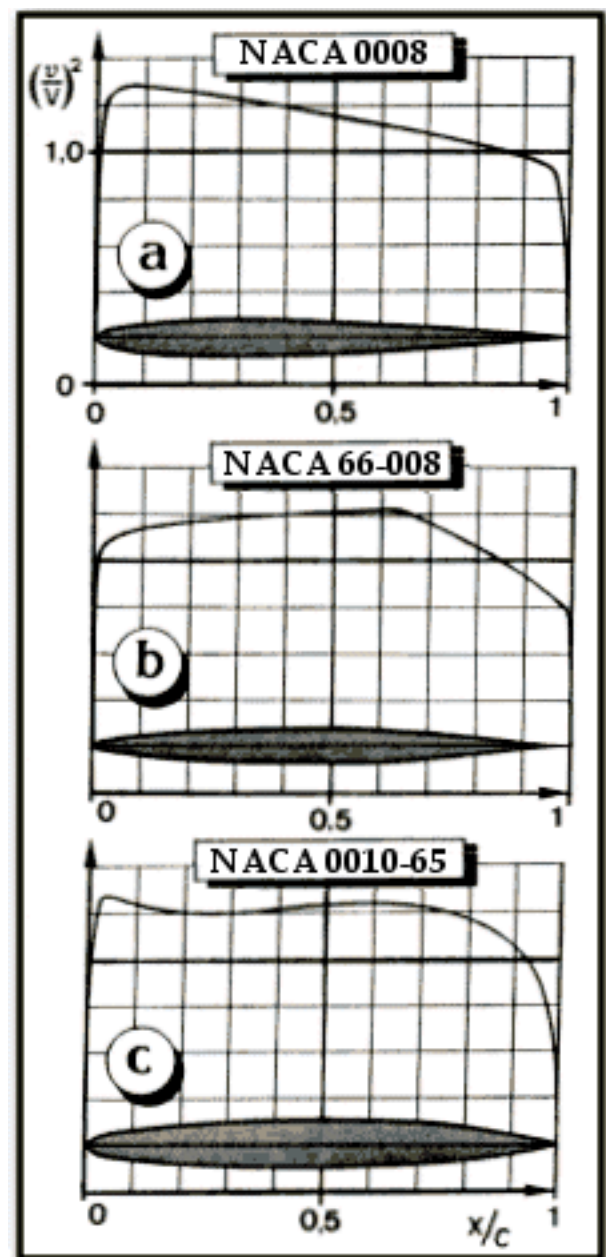


Figure 32 : Répartition des vitesses locales autour du profil.

Ainsi, le fait de maintenir une accélération permet de repousser le point de transition. Il faut citer en exemple le fuselage de l'"Avanti" dont la forme a été étudiée, non pas par un service marketing (pour cela voir le Starship), mais par des aérodynamiciens compétents dont le souci a été de préserver un maximum de laminarité sur le fuselage, par recul de la transition aux limites du possible. Malgré sa vitesse élevée, des

Reynolds de plus de 70 millions ont ainsi pu être obtenus sur cet avion (fig.33), alors même que les meilleurs planeurs atteignent péniblement 7 millions. Pour souligner la performance, il faut noter qu'à 740 km/h, la transition sur plaque plane se passe à 3.5 cm du bord d'attaque.

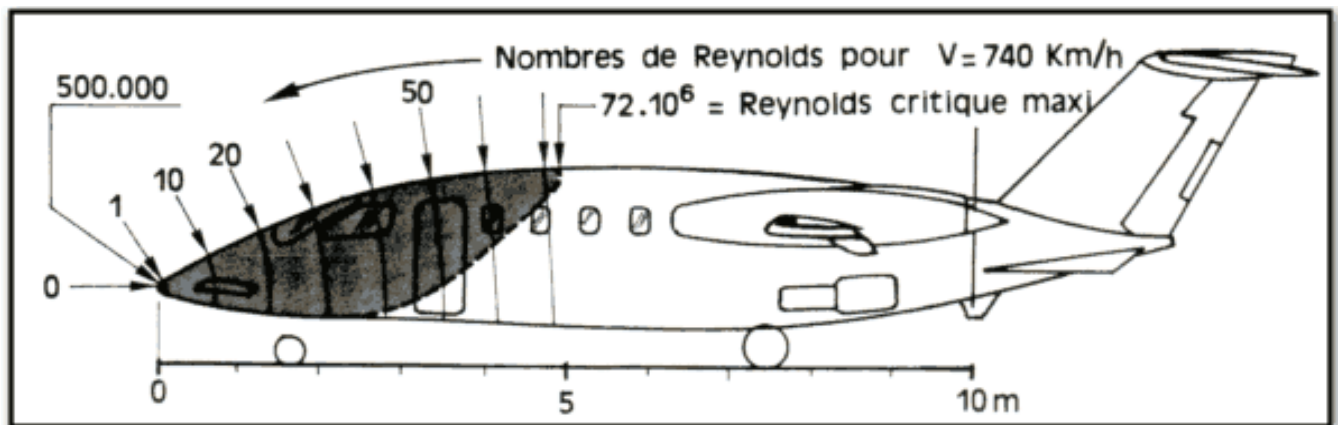


Figure 33 : La laminarité sur le fuselage du Piaggio P180 AVANTI.

A l'inverse, la transition peut être déclenchée par une recompression, même partielle, générée par la forme géométrique d'un profil (fig. 32 c). C'est aussi la solution qui avait été retenue pour déclencher la transition immédiatement au bord d'attaque sur plaque plane, par l'utilisation d'une arête arrondie (fig.11 b).

b) Influence de la turbulence :

A égalité de Reynolds, la couche limite transite à des Reynolds critiques d'autant plus faibles que la turbulence du fluide est importante. La figure 34 montre l'évolution du " C_{xp} " d'une sphère de diamètre 11.5 cm relevée dans une soufflerie à très faible turbulence (courbe 1). Les courbes 1 à 3 sont obtenues en augmentant la turbulence au moyen d'une grille (barreaux de diamètre 31.7 mm espacés de 190 mm) située respectivement à 1.22, 0.514 et 0.267 m.

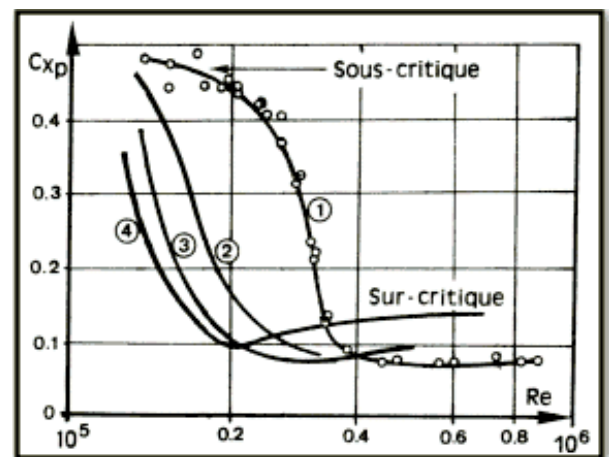


Figure 34 : Influence de la turbulence.

c) Influence du Reynolds et l'effet d'échelle :

A égalité de turbulence, deux corps de longueur différente, essayés à la même vitesse, peuvent présenter des coefficients de traînée de pression " C_{xp} " très différents. Ainsi sur la fig.35 ci-contre, les points T1 et T2 indiquent les points de transition et se trouvent à une même distance " x " du bord d'attaque et à un même Reynolds local (les 2 objets étant soumis à un fluide de même vitesse).

Comme les points D1 et D2 occupent des positions homologues sur un même profil (mais à 2 échelles différentes), il peut y avoir interversion des points "D" et des points "T" de transition.

Cette interversion fausse toute prédiction de traînée établie sur la base d'un modèle réduit puisque le décollement aura bien lieu en D1 sur le modèle réduit (décollement laminaire) alors que sur l'objet grandeur nature, la couche limite turbulente n'autorisera le décollement, non plus en D2 (point homologue), mais en D3, point nettement plus reculé, voire même rejeté au bord de fuite. Inversement, des profils à très faible corde, vont voir leur point de transition passer derrière le point de décollement laminaire ("D1") et présenteront par conséquent des comportements non conformes à ceux qui avaient été prévus pour ce profil, mais pour une plus grande échelle. Aussi peut-on s'étonner de voir des concepteurs persister à donner un profil laminaire à leur canard, alors que dans ce cas-là, précisément, il aurait fallu un profil à recompression immédiate pour imposer d'emblée la transition. Bien entendu, ce qui est vrai pour une prédiction de traînée avec un corps fuselé, l'est également pour ce qui concerne la portance avec des profils d'aile. Aussi y a-t-il tout lieu de se méfier des avions qui ont été conçus sur la base de maquettes (plus ou moins bien) volantes.

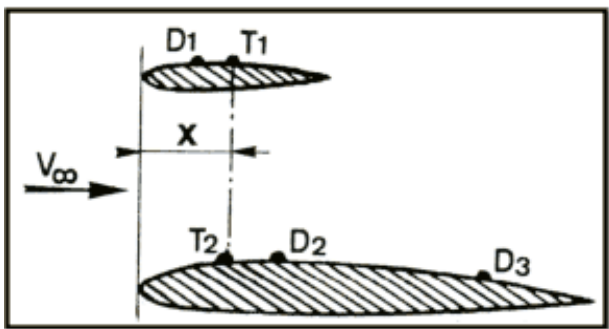


Figure. 35 : L'effet d'échelle.

d) Influence de la rugosité

On qualifie de rugueuse une surface présentant de nombreuses aspérités, la distance entre deux aspérités consécutives étant de l'ordre de leur hauteur. Le graphique de la figure 36 représente l'évolution du Coefficient de frottement sur plaque plane en fonction du Reynolds. On y reconnaît d'ailleurs les courbes laminaires et turbulentes, mais ce qu'il faut surtout retenir de ce graphique, c'est le fait que, pour une rugosité donnée, le coefficient de frottement reste constant au delà d'un certain Reynolds. C'est là, quelque chose qui est normal puisque chacune des aspérités génère derrière elle autant de petits culots dont on sait que la pression statique reste constante et sensiblement inférieure à la pression atmosphérique. A contrario, si le coefficient de frottement n'est pas constant aux plus faibles Reynolds c'est que, localement et à l'échelle des aspérités, les filets contournent ces aspérités sans qu'il n'y ait de culot local.

La valeur du Cf constant est donnée par la formule suivante :

$$Cf = \left(1,89 + 1,62 \cdot \log \left(\frac{L}{h} \right) \right)^{-2,5}$$

Où :

- L = longueur de la plaque plane [m].
- h = hauteur des aspérités [m].

Deux choses sont encore à noter :

- Toutes les courbes avec rugosité rejoignent la coube des coef.de frottement turbulent (les rugosités, pour le moins, font toujours transiter la couche limite) ;
- Lorsque la rugosité augmente, les courbes s'étagent à des valeurs supérieures.

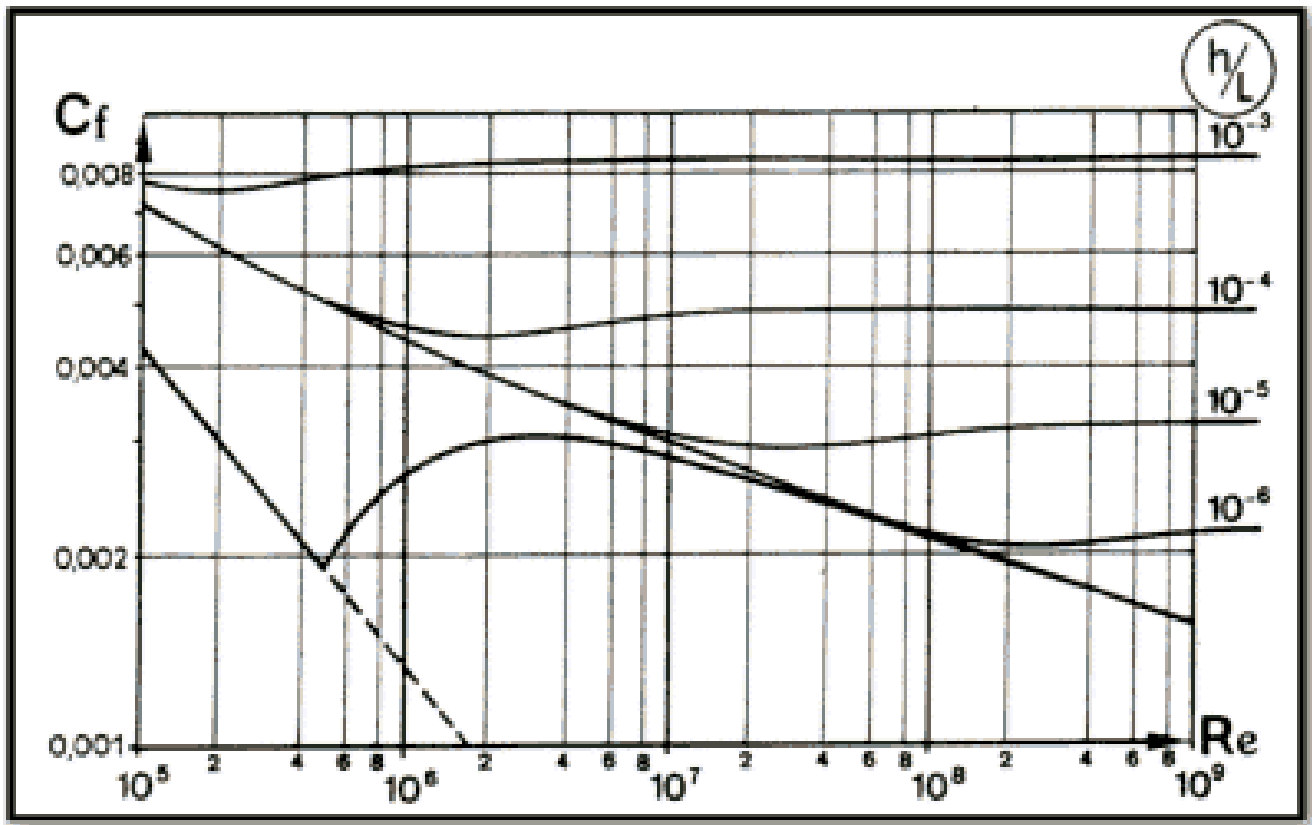


Figure. 36 : Les effets de la rugosité.

REMARQUES :

Dans tous les cas (Reynolds, turbulence, pression, rugosité), la position relative des points de décollement et de transition peut être modifiée, et un même profil peut alors faire l'objet d'une brusque avancée du point de décollement (décollement laminaire), avec recirculation et augmentation notable du Coefficient de traînée parasite. Celui-ci peut être ainsi très différent, selon la vitesse, l'échelle, la turbulence rencontrée dans l'atmosphère, la rugosité (insectes, givre, pluie sur certains plans canards...), etc.

Il est possible aussi que, immédiatement après un tel décollement, la couche limite redevienne turbulente, et qu'elle recolle au profil. C'est le phénomène des "bulles de décollement laminaire" qui explique la présence de zones de recirculation marquées par un empoussièrment aussi inexplicable que bien délimité (phénomènes rencontrés sur certaines ailes de planeurs).

Une traînée parasite supplémentaire, bien entendu, c'est fâcheux, mais il ne faut pas oublier que la traînée n'est qu'un signe et que souvent elle présage des

comportements vicieux aux grands angles (décrochages intempestifs par temps de pluie par exemple). Un bilan et un diagnostic sont donc à faire pour tout nouvel avion, et a fortiori lorsque les perfos ne sont pas au rendez-vous avec le calcul, cela afin d'entreprendre, avant qu'il ne soit trop tard, les actions correctives qui s'imposent.

VIII. EN RÉSUMÉ :

- Nous avons vu que tous les fluides, en raison de leur structure moléculaire, présentent de la viscosité, y compris l'air dans lequel se déplacent les avions.
- Cette viscosité entraîne un frottement du fluide sur le solide qui s'y déplace, avec apparition d'une traînée de frottement et d'un déficit de vitesse d'écoulement dans le sillage du corps, déficit qui constitue la signature de la traînée.
- C'est dans la couche limite, d'épaisseur évolutive autour du corps en mouvement, que s'exerce l'effet: de viscosité. Celle-ci entraîne une répartition de vitesse qui tombe à zéro au niveau du contact fluide/solide, et génère des contraintes tangentielles variables le long du solide.

- Cette couche limite, de par le ralentissement qu'elle occasionne, oblige les filets fluides à passer à l'extérieur du solide fuselé d'une quantité dénommée "épaisseur de déplacement". Ce déplacement déforme fictivement le corps faisant ainsi apparaître une répartition de pression non symétrique sur la surface frontale avant et arrière du corps, ainsi qu'un culot fictif responsable d'un résidu de traînée de pression par rapport au cas idéal de d'Alembert.

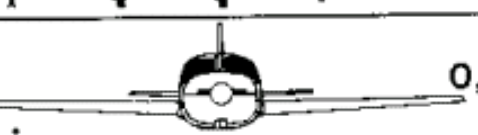
- C'est donc bien la viscosité qui est responsable des traînées de frottement et de pression résiduelle sur les corps aérodynamiquement fuselés, c'est à dire qui présentent des écoulements sans décollement.

- Lorsque dans la couche limite, le gradient de vitesse tombe à zéro et qu'il existe un gradient de pression statique positif (recompression et ralentissement de l'écoulement), il se produit un décollement de l'écoulement avec non compensation frontale arrière de la surpression frontale avant, ce qui provoque un net accroissement de la traînée de pression. Tout l'art d'un aérodynamicien digne de ce nom consiste donc à éviter coûte que coûte les décollements, et à tenter d'obtenir un écoulement laminaire le plus étendu possible, en faisant bien attention, évidemment, que cette laminarité n'amène pas plus d'inconvénients (traînée de pression, décrochages brutaux, etc.) par décollement intempestif, que d'avantages ("Cf" plus faible qu'en turbulent). Et il s'agit bien d'un art, car de nombreux cas spécifiques ne sont solubles que par des essais spécifiques en grandeur réelle, et impliquent souvent des actions correctives après conception.

IX. CONCLUSION

Avec cette seconde partie nous avons quasiment fait le tour des principales questions soulevées par les traînées parasites (il en subsiste évidemment d'autres, mais elles sont de moindre importance). Dans la prochaine et dernière partie, nous verrons quels enseignements il faut tirer en matière d'aérodynamique

corrective, mais aussi en matière d'évaluation, de comparaison et de sélection des avions du marché.

Plaque plane près du sol		C_{xp}
a		1,27
b		0,9
c		0,52
d		0,34
e		0,2
f		0,43
g		0,75 à 0,9
h		Premier régime 0,51
		Second régime 0,1
i		0,16
j		0,054

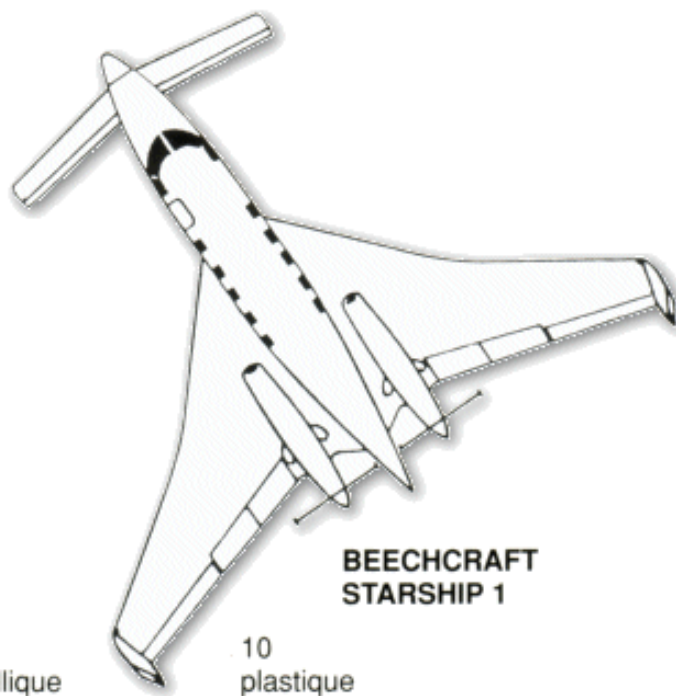
Ewald HUNSINGER, Michaël OFFERLIN,
inter.action@free.fr
<http://inter.action.free.fr>
 ©1997



**PIAGGIO
P-180 AVANTI**

Nombre de places
Construction

9
métallique



**BEECHCRAFT
STARSHIP 1**

10
plastique

*** Caractéristiques :**

Envergure (m)	13,84	16,46	
Longueur (m)	14,17	14,08	
Surface aile (m ²)	15,78	55,69	(+253%)
Surface canard (m ²)	2,10	6,68	
Allongement	12,14	4,86	
Masse à vide (kg)	3.130	4.106	(+31%)
Masse au décollage (kg)	4.767	6.464	(+36%)
Charge alaire moy. (kg/m ²)	266	104 kg	(-61%)
Fraction de masse à emporter	0,343	0,365	
Puissance installée (ch)	1.700	2.400	(+41%)

*** Performances :**

Vitesse maximale (km/h)	740	622	(-16%)
Vitesse de croisière (km/h)	593	481	(-19%)
Vitesse de décrochage (km/h)	152	147	
Plafond pratique (m)	12.497	12.464	
Montée sur 2 moteurs (m/s)	18,55	16,5	(-11%)
Montée sur 1 moteur (m/s)	6,35 m/s	-	
Distance franchissable (km)	3.335 km (6 pers.)	3.090	
Surf. mouillée totale projetée (m ²)	125	186	(+49%)
Coût R&D (en millions de Francs)	360	2.000 (soit 5,5 fois plus)	

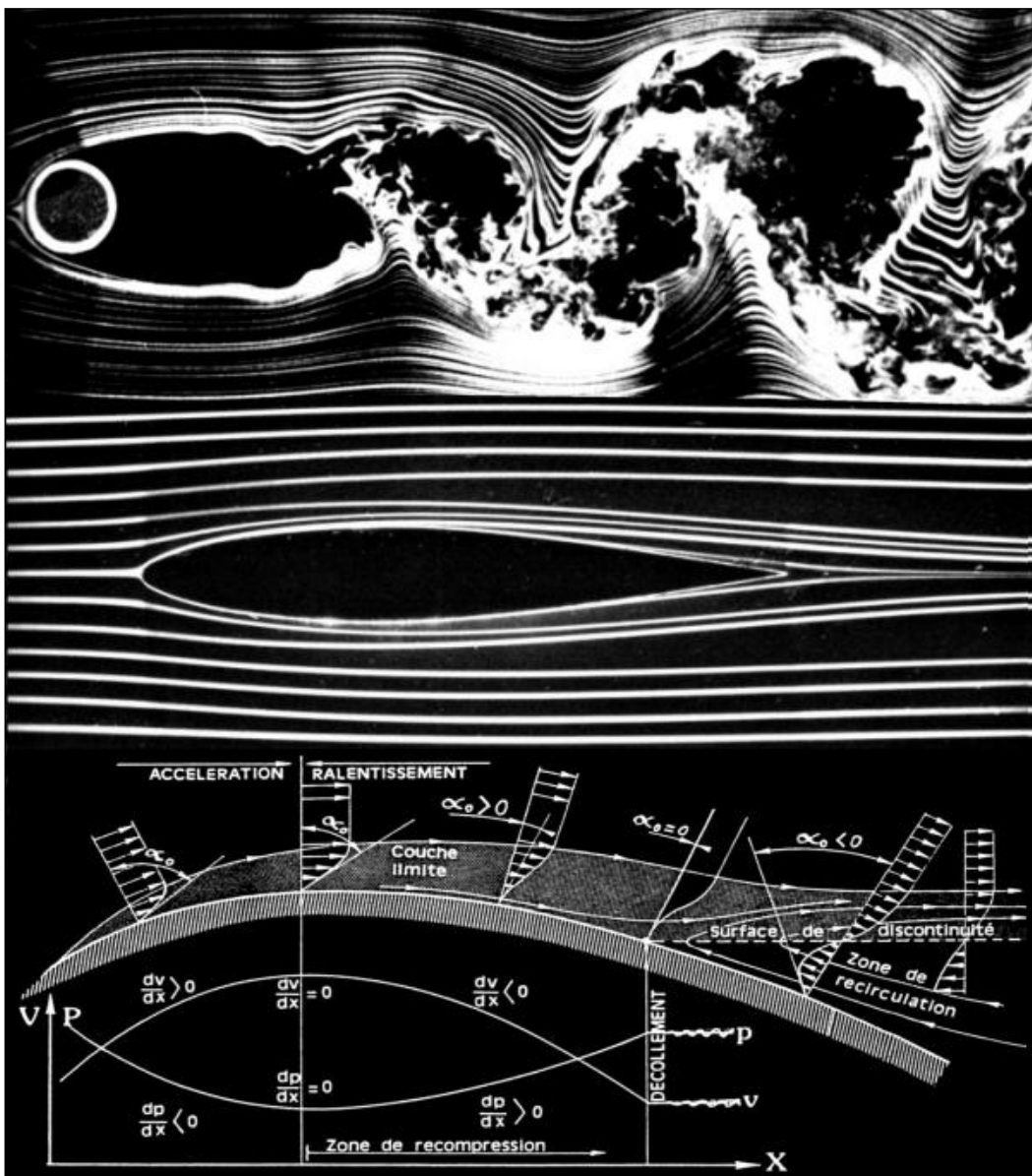


L'AÉRODYNAMIQUE ET L'ORIGINE DES TRAINÉES PARASITES

Les critères fondamentaux de qualité des avions légers

-III-

(Troisième partie)



Trainée de pression, trainée visqueuse, couche limite....

Ewald HUNSINGER - Michaël OFFERLIN

- ©1997 -

L'AÉRODYNAMIQUE ET L'ORIGINE DES TRAINÉES PARASITES

Les critères fondamentaux de qualité des avions légers

-III-

(Troisième partie)

Ewald HUNSINGER - Michaël OFFERLIN

X. INTRODUCTION

MAINTENANT que nous avons vu dans les deux premières parties quelles étaient les origines des traînées parasites (frottement visqueux et traînée de pression) et que les gradients et autres couches limites n'ont plus de secret pour vous, nous allons voir quels sont les enseignements pratiques qu'il convient de tirer de la compréhension des phénomènes exposés, et surtout, quelles sont les stratégies qui désormais sont possibles notamment en matière de conception, mais aussi en matière de comparaison et de sélection des avions existants (avions industriels, en kit, sur plans), voire d'évaluation d'opportunité de projets en cours.

XI. NÉCESSITE D'UN CAHIER DES CHARGES

Ainsi, comme nous avons déjà eu l'occasion de le dire dans ces colonnes, "il ne viendrait à l'idée de personne de se lancer dans une aventure aussi coûteuse (que la conception d'un avion) pour d'emblée, faire moins bien".

Pourtant, si des entreprises reconnues (par certains) comme "prestigieuses" ont englouti des sommes aussi importantes qu'elles se sont révélées, en fin de parcours, inutiles (Porsche : 170 millions de francs pour le PFM. Beechcraft : 2 milliards de francs pour le Starship), c'est qu'il y avait et qu'il y a toujours un problème majeur dans les processus de décision, notamment au niveau de savoir si, oui ou non, le projet que l'on se propose de lancer apporte quelque chose de plus - ce qu'un financier traduit immédiatement en terme de rentabilité commerciale. Ce sont là, direz-vous, des considérations qui n'intéressent pas l'amateur ! Eh bien si, parce que 2 à 5.000 heures de travail, c'est suffisant pour signer

une motivation et montrer que le constructeur amateur, plus que tout autre pilote, n'est pas un "consommateur", mais un utilisateur ; ce qu'oublie un peu trop souvent les fabricants d'avion qui pensent l'aéronautique en terme de marché et de créneaux, et qui, de fait, ont pris l'habitude de subordonner l'aérodynamicien au designer, les considérations techniques, économiques et sécuritaires aux considérations de marketing.

Bien entendu, l'amateur ne se pose pas le problème de la rentabilité dans les mêmes termes que l'industriel, encore qu'il semble se dessiner un certain glissement de motivation au sein de la population des amateurs qui apparaissent moins attirés par la "construction pour la construction", que par des formes plus ou moins avancées de kits qui leur permettent en contrepartie de voler plus rapidement, à des coûts (financiers, mais aussi de temps, d'énergie, de compétence, de disponibilité des matériaux, ...etc.) qui restent acceptables. Et la question se pose alors de savoir s'il convient encore de se lancer dans la construction d'un avion lorsque, à performances globalement équivalentes, celui-ci est plus rapidement accessible d'occasion.

Bien sûr, la part du rêve restera toujours primordiale pour l'amateur, mais il n'en demeure pas moins qu'il commencera, comme l'industriel, par faire un bilan avantages-inconvénients-coûts avant de se lancer dans une telle opération ; bilan à la base, duquel on trouvera inmanquablement un "cahier des charges", même si celui-ci n'a pas été clairement explicité. Or les problèmes, justement, surgissent lorsque ces cahiers des charges sont mal ou peu (voire pas du tout) définis, ce qu'un certain nombre de signes d'ailleurs, révèlent infailliblement.

XI-1- Le cahier des charges comme révélateur :

Facilement reconstituables lorsqu'ils ne sont pas fournis, les cahiers des charges sont en effet révélateurs de la capacité des concepteurs à maîtriser les problèmes ... quand ils ne s'en créent pas d'insurmontables en sacrifiant aux dieux de l'innovation, du "look" et du marketing.

Cela bien entendu ne concerne pas l'amateur qui, par principe, a tous les droits dans la façon de se faire plaisir (et occasionnellement de se tuer) dès lors, évidemment, qu'il ne met pas en jeu la vie de ses semblables. Du reste, la logique du plaisir ne se formalise pas.

Par contre, à partir du moment où des prétentions sont affichées, où des arrière-pensées commerciales sous-tendent l'élaboration d'un prototype (qui engagera forcément la vie d'utilisateurs futurs), se pose la question du cahier des charges en des termes qui sont alors tout à fait différents, et il est du devoir du citoyen aéronautique d'y jeter un oeil critique dans la mesure de ses compétences techniques (simple question d'éthique).

Parmi les grands types de cahier des charges que l'on peut reconstituer, il faut citer les suivants : nous passerons évidemment sur le cahier des charges du type Clément Ader qui se ramène à "être simplement en l'air" (encore une fois, celui-ci peut satisfaire l'amateur qui a tout loisir pour réinventer le vol), pour ne retenir que les plus courants :

- Il y a ainsi les cahiers des charges purement fantaisistes, puisque, pour le remplir, l'avion devrait avoir une traînée de frottement inférieure à celle de la plaque plane (variante du syndrome du mouvement perpétuel), auxquels on peut rajouter ceux où le frottement n'est tout simplement pas pris en compte (cas du Starship déjà cité).

- Il y a les "extravagants" qui résultent des délires plus ou moins artistiques "à la Colani". Révélatrice d'une époque, cette catégorie est actuellement plutôt bien représentée. C'est la catégorie des "Cormoran" et autres "Performance 2000"

qui arrivent même, pour certains d'entre eux, à obtenir (la performance, en fait, est là) le soutien financier des collectivités locales apparemment bien conseillées (évidemment, nous retirons immédiatement nos assertions si ces avions sont destinés à autre chose qu'à voler, mais faut-il encore le dire !).



Le Beechcraft Starship



Racer bimoteur Push-pull Colani

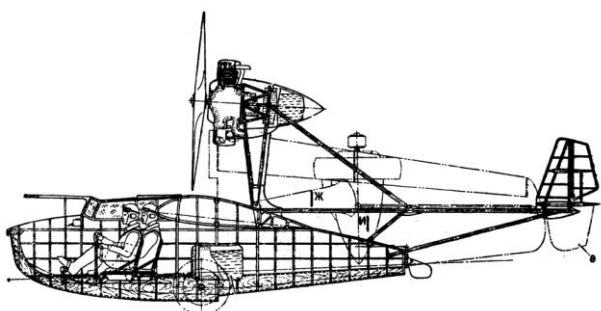
- Il y a les cahiers des charges des "avions de spécialiste" qui aboutissent à une aile sans fuselage (ou presque) pour l'aérodynamicien ; à un avion conçu comme l'habillage d'un moteur hypertrophié pour le motoriste (tel les Gee Bee et autre Bulldog des années 30) ; à un avion du genre "taillé à la hache" pour le spécialiste des structures qui pense facilité de réalisation et prix de revient, et qui oublie, en parfait accord sur ce point avec son confrère, le "spécialiste financier" que le seul accroissement de consommation durant la durée de vie de l'avion aura coûté plusieurs fois son prix d'achat (évidemment les têtes embrevées, les carénages, les formes non développables, les vitres et ouvertures affleurantes, ... ça coûte trop cher, alors même que dans

l'argumentation de ces messieurs, le surcoût en carburant devient un avantage puisqu'il fait office de crédit ... à la consommation !).



Le Bulldog Racer de Bob Hall

- Il y a aussi les cahiers des charges de type "agrégat" dans lesquels moteurs et hélices ne sont que de simples accessoires qu'il suffit de rajouter à une cellule, et dont on s'occupera, pense-t-on, le moment venu (il n'y a pas, loin s'en faut, que des amateurs pour "penser" l'avion de cette manière).
- Ceux encore du type "pari" dans lesquels on subordonne tout le projet à la réussite hypothétique d'un seul organe, voire de plusieurs à la fois pour les plus joueurs (hélice propulsive arrière, renvois d'angle multiples, réducteurs, etc.), la mise étant sans doute constituée par les coûts de Recherche et Développement...

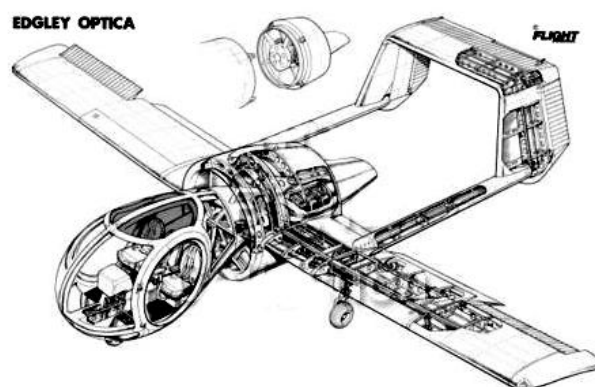


Enclume et hachoir !

- Ceux enfin du type "piège" pour lesquels des impasses technologiques majeures ont manifestement été faites (organes dévoyés de leur fonction, absence de reprise des efforts, aérodistorsion non vérifiée, fonctionnement des gouvernes incompatible avec les déformations sous charge, profil laminaire sur canard à très faible corde, ... etc.), souvent couplées à des

inepties de conception ("enclume et hachoir" pour reprendre l'expression imagée de J. Delemontez, sur pylône juste à l'arrière des occupants, gouvernes d'empennage dans le plan de rotation de l'hélice, parachute pyrotechnique devant l'hélice propulsive, etc.).

Tous ces types de cahier des charges ont en commun d'évoluer au gré des difficultés rencontrées (c'est là d'ailleurs un signe quasi infaillible de repérage, surtout lorsque cette dérive constatée se double de justifications pseudo techniques). Ils ont encore en commun, quoique de façon moins systématique, de s'acharner sur l'accessoire (le look, l'hélice propulsive, le plan canard, le GMP sur l'empennage, la vision panoramique inspirée par l'observation des libellules), et d'oublier l'essentiel (les performances, la sécurité, les décrochages intempestifs par temps de pluie, la gueuse mobile de 20 kg prévue pour être un jour oubliée, etc.).



Une cabine façon libellule !

Le plus comique dans cette histoire de dérive incontrôlée, c'est que les changements opérés sur tel paramètre se traduisent toujours par des modifications au niveau des autres paramètres qui compensent, voire surcompensent les effets des modifications initiales, le produit final (le système avion) étant simplement l'objet de "transferts de paramètres".

Tel avion par exemple aura amélioré son aérodynamisme grâce à un matériau autorisant de bonnes formes, mais présentera en revanche une dégradation de son devis de masse ; tel autre se verra doté d'une motorisation plus légère, mais sa

consommation spécifique fera que la masse de carburant à emporter aura remplacé celle gagnée sur le moteur - les exemples sont innombrables...

-XI-2- Le cahier des charges comme outil :

Le cahier des charges, en fait, est l'image de l'état des sciences et des techniques à un moment donné. Un projet d'avion nouveau n'a d'intérêt que si celui-ci est fait pour voler plus vite, et/ou plus loin, et/ou emporter plus de charge, et/ou pour moins cher que les avions existants. En d'autres termes, avant de commencer quoi que ce soit, il convient de faire un état des lieux, un comparatif général avec les meilleurs avions du moment, afin que soient fixées les spécifications minimales en deçà desquelles les coûts de R&D (plus ceux de certification) ne se justifient absolument plus.

Chacun aura déjà pu mesurer la limite des comparatifs proposés jusque là par la presse spécialisée (quand celle-ci en propose encore). Cette approche de la question, en effet, ne permet de comparer que des appareils quasiment équivalents (même masse, même puissance, mêmes performances, etc...., le tout à plus ou moins 3 ou 4%) ; et encore ces comparatifs s'arrêtent-ils très vite dès lors qu'un des avions présente une vitesse un peu plus grande que celle des autres en raison d'une puissance installée, elle aussi, un peu plus grande ... et pour un coût au kilomètre parcouru, un peu plus grand évidemment. Bref, on aura compris que même l'équivalence devient floue quand s'opèrent des transferts de paramètres, d'où l'intérêt et la nécessité de fonder ces comparatifs sur des critères beaucoup plus fondamentaux.

XII. LES ÉTAPES DE LA CLASSIFICATION DES AVIONS.

Il fut un temps, pas si lointain, où l'on parlait du Cx d'un avion, ce fameux "coefficient de pénétrabilité dans l'air" ou encore "coefficient de forme" qui devait caractériser, pensait-on, les potentialités aérodynamiques intrinsèques d'un véhicule, indépendamment de sa taille, de sa

puissance et de sa vitesse. On croyait ainsi tenir "le" paramètre universel de mesure de la qualité aérodynamique qui aurait permis, sans contestation possible, la comparaison chiffrée entre tous les véhicules quels qu'ils fussent. Et c'est d'ailleurs un peu ce que l'on fait lorsque l'on parle du Cx d'une automobile.

Malheureusement, il a fallu déchanter, car dans l'équation maintenant connue de la traînée ($F_x = 1/2 \cdot \rho \cdot S \cdot C_x \cdot V^2$), la traînée F_x est bien proportionnelle à la fois à la densité de l'air ρ , au coefficient de traînée C_x , au carré de la vitesse V et à une surface S mais la question se pose alors : quelle surface retenir pour S ?

Dans le cas d'un véhicule terrestre (sans traînée induite ... par la portance)¹, S est la surface de la section frontale du véhicule ; d'abord parce qu'il n'y a pas d'autre surface disponible, ensuite parce que cela est ce qui se rapproche le plus de la compréhension sensible des choses : plus la section frontale est grande, plus grande est la traînée. Pour une automobile, le choix de S est donc simple mais pour un avion, S peut aussi être la surface en plan des ailes, voire la surface mouillée totale de l'appareil.

Alors, section frontale ? Surface mouillée ? Ou surface en plan des ailes ? Tout le problème est là : S est une surface de référence, et selon que l'on aura choisi telle surface plutôt que telle autre, le C_x sera différent. C'est la raison pour laquelle un C_x ne veut strictement rien dire si l'on ne précise pas quelle est sa surface de référence. Il ne faut pas oublier, en effet, que le C_x ne tombe pas miraculeusement du ciel mais qu'il est recalculé à partir de la traînée F_x qui est mesurée (science expérimentale vous dit-on !).

¹ C'est le cas idéal quand la carène est bien calée. Dans la réalité, les auto ont aussi une portance qui engendre une traînée induite par la portance.

-XII-1- Le Cxo :

Bien entendu, on peut s'amuser à faire des classifications de véhicules en prenant n'importe quoi comme surface de référence notamment leur section frontale (voir figure 37). Pour les véhicules terrestres, cela se justifie dans la mesure où la traînée de pression est tellement importante que la traînée de frottement n'est plus significative. De fait elle peut être négligée sans autre forme de procès et, à epsilon près, le C_x peut être assimilé à un C_{xp} ou coefficient de pression.

Dans le cas des avions en revanche (pour lesquels on minimise autant que possible les traînées de pression : voir le C_{xp} du White Lightning figure 37), le problème change quelque peu de nature. Les traînées de pression perdent de leur importance relative pour ne constituer qu'une fraction seulement de la traînée globale dont l'essentiel est alors constitué par du frottement (du moins sur les avions bien faits). Du point de vue de la pertinence, le C_x d'un avion ne pouvait donc plus être un C_{xp} référencé à la section frontale, mais un C_{xo} (c'est à dire un C_x pour $C_z = 0$, pour signifier qu'il s'agit bien de la traînée parasite sans traînée induite, référencé à la surface en plan de l'aile, puisqu'il fallait bien le référencer à quelque chose.

Toutefois, si ce choix simplifiait quelque peu les choses (cette surface entre également dans le calcul du coefficient de portance C_z de l'aile), il rendait aussi impossible toute comparaison entre les C_{xo} de divers avions dès lors que leurs surfaces alaires respectives n'étaient pas toutes strictement identiques, impliquant par là des différences de C_{xo} , non pas seulement de valeur, mais encore de nature (cette différence de nature trouve d'ailleurs sa preuve a contrario dans la mesure où la division par deux de la surface S des ailes n'entraîne pas une division concomitante par deux de la traînée parasite F_{xo} , mais seulement une baisse relative au gain de surface mouillée, signifiant que C_{xo} a augmenté et, donc, changé de nature durant l'opération).

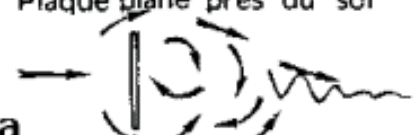
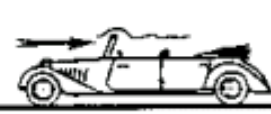
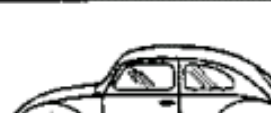
Plaque plane près du sol		C_{xp}
a		1,27
b		0,9
c		0,52
d		0,34
e		0,2
f		0,43
g		0,75 à 0,9
h		Premier régime 0,51
		Second régime 0,1
i		0,16
j		0,054

Figure. 37 : Les C_{xp} de différents véhicules.

-XII-2- Le SCxo :

On s'est alors dit qu'il suffisait de référencer le Cxo à une même surface, arbitraire certes, mais identique pour tous, afin de rendre les avions comparables entre eux (toujours du point de vue de leur qualité aérodynamique). Et arbitraire pour arbitraire, il était plus intéressant que cette surface fût l'unité (soit le mètre carré - m^2 -). On créait ainsi un nouveau paramètre, une nouvelle entité, appelée par manque d'imagination, le "Esscéhixezéro"² et noté SCxo pour rappeler ses origines (les Allemands, plus pragmatiques, lui ont même donné un symbole propre, f, pour Flâche - surface - pour bien souligner sa spécificité). C'était là, déjà, un pas intéressant, car ce SCxo constitue une unité bien tangible du point de vue des représentations mentales, d'abord parce qu'il s'exprime en mètres carrés [m^2], ensuite parce qu'il représente une surface de traînée équivalente relativement proche (quelle chance !) de la surface d'une plaque plane perpendiculaire à l'écoulement (dont le Cxp est voisin de 1. (Voir figure 19). Cette plaque plane représentative de l'avion est ainsi d'autant plus petite et proche de ses dimensions minimales (limite inférieure) que l'aérodynamique de l'avion est réussie.

Ainsi, entre plusieurs quadriplaces de voyage par exemple, le meilleur d'entre eux sera celui qui aura la plus faible surface de traînée (SCxo), indépendamment des vitesses respectives, des puissances installées et des caractéristiques alaires, ce qui est déjà un progrès appréciable dans l'étude comparée des avions. Toutefois, la représentativité des avions par leur surface de traînée équivalente atteint malheureusement ses limites assez

rapidement : il est évident en effet que le SCxo d'un avion est d'autant plus grand que l'avion est lui-même grand. Autrement dit, les différences de taille interfèrent avec la qualité aérodynamique des avions, aussi les comparaisons ne peuvent-elles valablement se faire qu'avec des avions d'une même catégorie (biplaces de voyage, bimoteurs six-places, etc.).

-XII-3- Le Cfe :

Puisque le SCxo ne dépend pas seulement de la qualité aérodynamique mais encore de la taille des avions, donc de leur surface mouillée totale SMT, et que celle-ci n'autorise pas les comparaisons inter catégories, il suffisait d'éliminer le facteur taille en faisant simplement le rapport SCxo/SMT. Dès lors, on retrouvait un paramètre sans dimension : le coefficient de frottement équivalent (à celui d'une plaque plane) ou Cfe, puisque celui-ci concerne justement la surface mouillée totale projetée de l'avion. Ainsi, si l'on construit un graphique avec les SMT en abscisse et les SCxo en ordonnée, celui-ci sera traversé de droites iso-Cfe passant toutes par l'origine puisque l'équation de ces droites est précisément de la forme $SCxo = SMT \times Cfe$.

En plaçant les avions analysés sur de tels graphiques, un certain nombre de choses sautent aux yeux :

- D'abord, on se rend compte que les avions s'y distribuent sous forme de nuages, ce qui est statistiquement normal. Ce qui est curieux, par contre, c'est que le nuage des avions "modernes" (fig. 39) n'est pas différent du nuage des avions "anciens" (fig. 38).

Premier constat : l'aérodynamique n'a globalement pas évolué depuis plus d'un demi-siècle !

- On se rend compte ensuite que pour un même Cfe (droite iso Cfe), la surface de traînée équivalente SCxo sera d'autant plus grande que la SMT est grande.

Second constat : la traînée est directement proportionnelle à la taille de l'avion. Autrement dit, à qualité aérodynamique égale, un avion sera d'autant plus

² Le claviste et une section « jeunes » d'Inter Action proposent depuis des années l'appellation « sutra » comme abréviation facilement mémorisable du "Esscéhixezéro". Mais cette appellation n'est toujours pas avalisée par le conseil consultatif des anciens sous le baobab pour cause de pudibonderie excessive !

performant qu'il sera petit (voir le Cricri) et il convient par conséquent de faire la chasse aux mètres carrés [m²] comme on fait la chasse aux kilos. D'ailleurs, un avion étant avant tout une "enveloppe pesante", en minimisant sa surface mouillée, on minimise aussi sa masse. Ainsi, le fait que la SMT joue sur deux tableaux à la fois donne la mesure de l'importance que revêt ce paramètre : ne jamais l'oublier !

- On se rend compte enfin que si la taille de l'avion, donc sa SMT, est un facteur particulièrement important, celui de la

qualité aérodynamique ne l'est pas moins. Ainsi, bien que le Cricri soit relativement performant pour ses 30 ch. (sa surface de traînée est équivalente à un carré de 35 cm de côté placé perpendiculairement à l'écoulement, il a encore beaucoup à gagner du point de vue de la qualité aérodynamique puisque le White-Lightning, qui est un quadriplace, présente approximativement la même surface de traînée (un carré d'environ 37 cm de côté) pour une SMT presque triple !

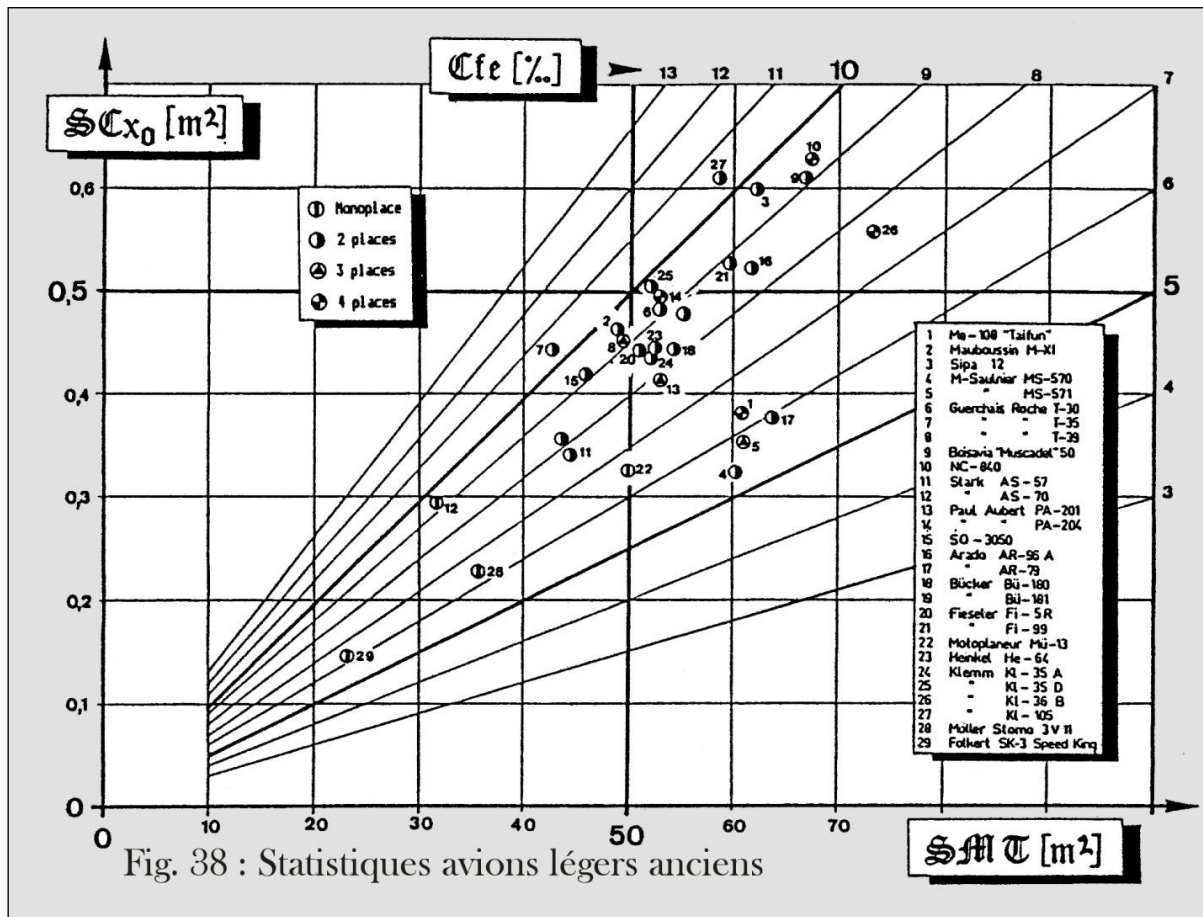


Figure 38 : Statistique avions légers anciens.

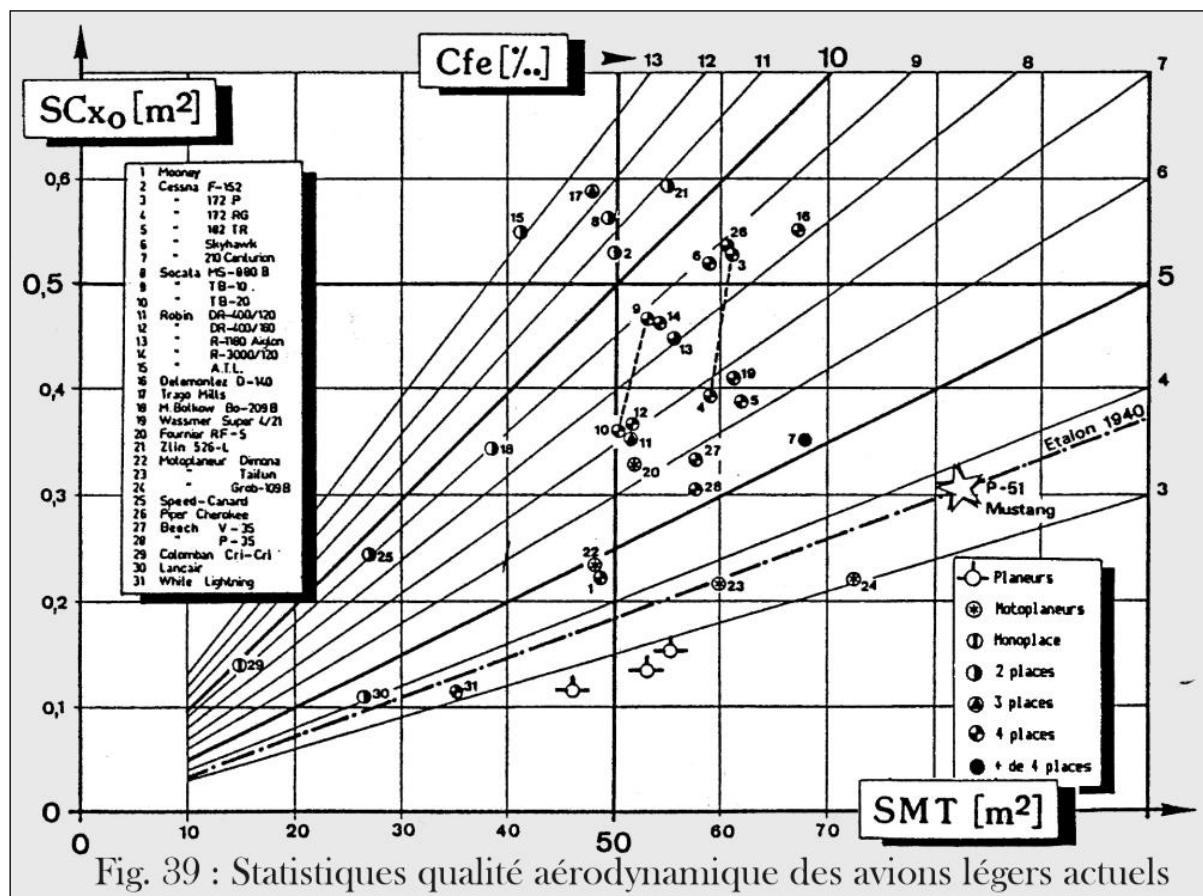
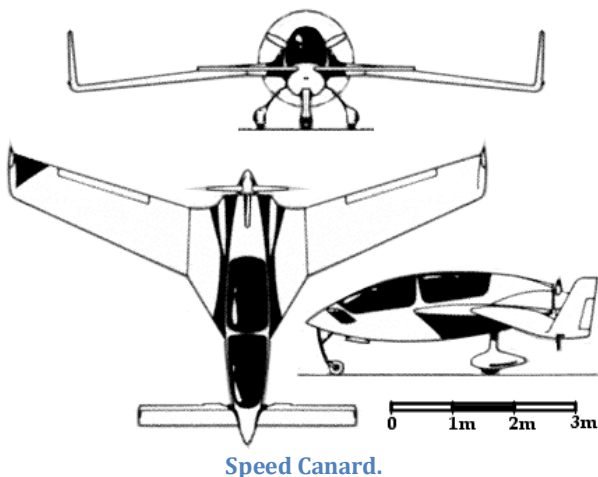


Figure 39 : Statistique de la qualité aérodynamique des avions légers actuels.

Commentaire de la figure 39 :

Ce type de graphique, $SC_{xo}=f^\circ(SMT)$, met bien en relief les rapports entre la taille des avions, leur qualité aérodynamique C_{fe} et leur traînée globale parasite. Ce sont là non seulement des outils de comparaison mais encore de compréhension pratique, "palpables" :

- Comme outils de comparaison, ces graphiques permettent de voir par exemple que le DR400/120 à train fixe présente le même SC_{xo} , la même SMT et le même C_{fe} que le TB-20 qui, pourtant, est à train rentrant (ceci explique objectivement le succès des DR-400 par rapport à ses concurrents mais aussi par rapport aux autres avions de la même firme).



Autre exemple : si le Speed-Canard vole vite, c'est que sa SMT est faible, car du point de

vue qualité aérodynamique, il équivaut au F-172P, ce qui entre nous n'est pas vraiment une référence. Or, comme sa SMT est la même que celle du Lancair, cela prouve qu'il ne doit en rien ses performances à la formule canard, car le déficit qu'il affiche par rapport au Lancair devrait inciter les partisans de Rutan à méditer, entre autres, sur les vertus de la traînée de culot des moteurs propulsifs.

- Comme outils de compréhension, ces graphiques permettent également de mettre en évidence (et dans une certaine mesure de chiffrer) des éléments directement réutilisables en conception avion.

Ainsi, si l'on compare entre eux deux avions de forme et de taille identiques (les TB-10 et TB-20 de la Socata par exemple, ou encore les Cessna F-172P et F-172RG), on se rend compte de visu de ce qu'un train fixe amène comme traînée parasite supplémentaire par rapport à un train rentrant (ici $0,13 \text{ m}^2$ de surface de traînée environ, soit quasiment autant que la traînée globale du Cricri). Autant dire qu'à 220 km/h , ces trains à eux seuls absorbent 35 ch ! Nul besoin donc de se ruiner en campagne d'essais en soufflerie : la simple analyse de la partie Performances du manuel de vol est suffisante pour apporter des éléments de réponse en matière de conception, et cela, soulignons-le, avec toutes les corrections intégrées que seule l'expérience réelle permet.

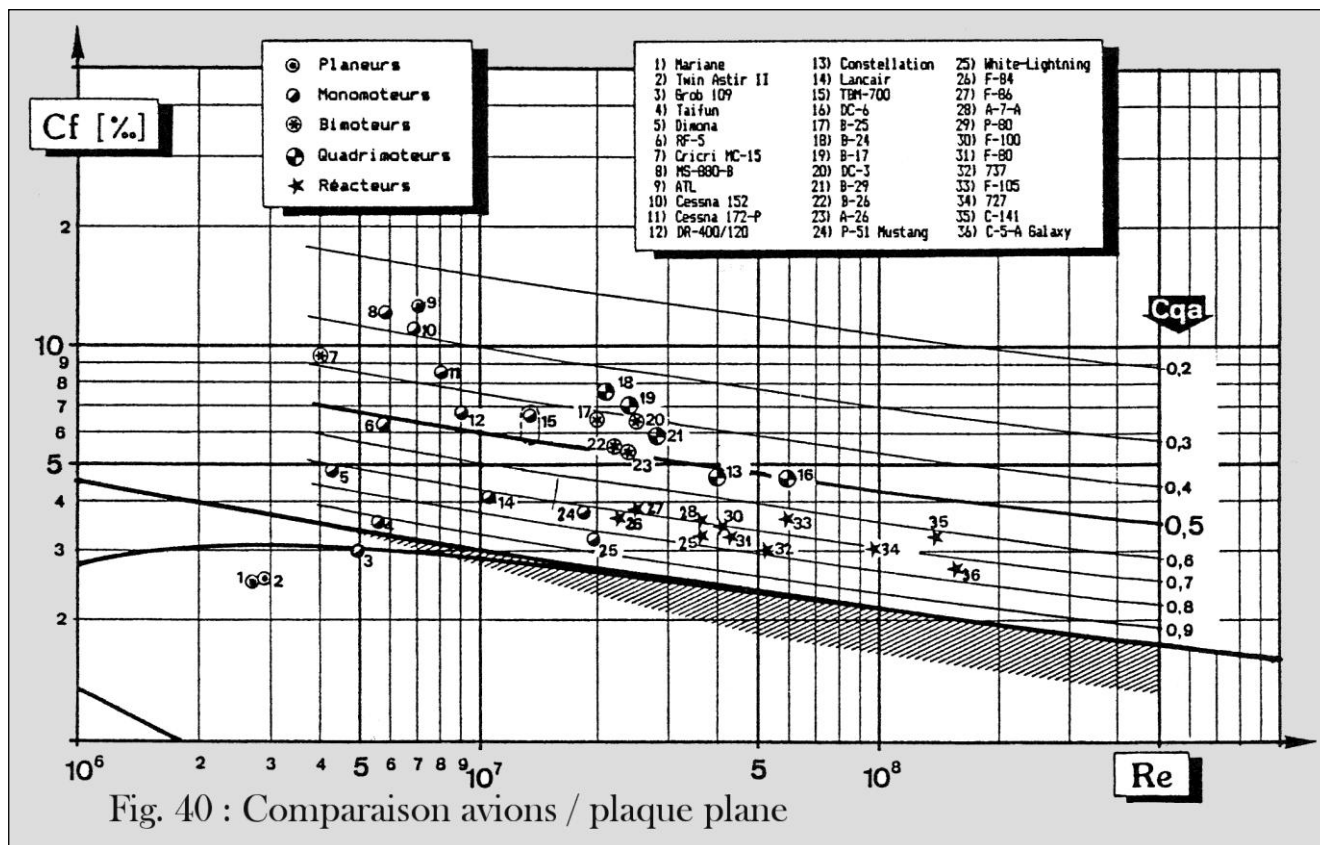


Figure 15. 40 : Comparaison avions / plaque plane.

-XII-4- Le QCA ou rendement aérodynamique :

Comparer les avions entre eux et tenir à jour une statistique de la qualité des avions, est une chose importante quand on prétend faire de la conception avion. Cela permet en effet de se fixer des objectifs précis à tenir ("l'état actuel pour moins cher", ou "mieux que l'état actuel"), ce que seuls quelques "gros" constructeurs font (et pour cause !).

Mais l'outil Cfe n'interdit pas de croire, pour ceux qui y sont sujets, que le progrès en ce domaine n'a de limite que leur ingéniosité de concepteur. Malheureusement, en ce domaine, le progrès est asymptotique, ce que ne montrent pas les Cfe que l'on peut toujours s'imaginer pouvoir baisser indéfiniment. De ce point de vue, un rendement (toujours borné par un 0 ou un 1), en relativisant les paramètres, permet au moins d'évaluer la distance à laquelle on se trouve de la limite théorique possible, ce qui en soi est un avantage.

Il est d'ailleurs étonnant que de tels rendements aient été établis pour les moteurs et pour les hélices, alors que rien

n'ait jamais été tenté pour les cellules d'avion. Le principe du rendement est pourtant simple : pour les moteurs, un cycle thermodynamique idéalisé a été établi sur la base de limites théoriques absolues, par rapport à quoi ont été ensuite comparés les moteurs. Dans ces cas-là, évidemment, il est nécessaire de disposer de cycles idéaux qui soient appropriés aux types des moteurs à évaluer. Il en est ainsi du cycle de Joules pour les turbines à gaz, du cycle de Otto et Beau de Rochas pour les moteurs 4-temps à allumage commandé, du cycle de Diesel pour le moteur du même nom et du cycle de Seilinger pour les dérivés du moteur Diesel. Avec les hélices, la problématique est strictement la même et les "limites théoriques absolues" sont données par la théorie de Froude qui permet ainsi d'évaluer des valeurs mesurées expérimentalement (voir "l'hélice et la génération de la force de propulsion").

Les avions, quant à eux, ne dérogeront pas à la règle : les "limites théoriques absolues" nous seront données (ce doit être maintenant une évidence pour tous ceux ayant lu le présent article) par le Cf de la

plaque plane parallèle à l'écoulement. Or deux problèmes majeurs se posent, demandant à être examinés avec attention :

-XII-4-a) Quel « Cf plaque plane limite » ?

Qui dit "Cf plaque plane" repose la question : quel Cf ? Laminaire ? Turbulent ? De transition, alors même que celui-ci est flou et s'étale sur une zone ?

Prendre comme référence le Cf turbulent, c'est prendre le risque que des avions à faible Reynolds (Re) et à laminarité étendue (notamment les planeurs) puissent avoir un rendement supérieur à 1.

Par contre, prendre le Cf laminaire comme référence ne donne plus, au-delà d'un Re de 10 millions, une image cohérente de la réalité puisque le rendement sera d'autant plus mauvais que le Re sera élevé (la pente des Cf laminaire et turbulent étant fortement divergente). Par ailleurs, la plage d'extension devient singulièrement limitée (et peu parlante dans la pratique) puisqu'une plage 40-80% en turbulent passe en laminaire à 5,3-11,2% pour un Re de 10 millions, et à 2,5-5% pour un Re de 100 millions. Si la courbe de transition n'avait pas été floue, le problème ne se serait pas posé, mais comme ce n'est pas le cas, il convient donc, comme pour les moteurs, de prendre une référence adaptée à chaque cas, en précisant évidemment lequel.

Par défaut, nous prendrons le Cf turbulent. D'abord parce que au-delà de 10 millions de Re, la différence de rendement est minime entre les références "transition" et "turbulent", ensuite parce que les avions, même pour de faibles Reynolds, ont rarement beaucoup de laminarité, et pour ceux qui en auraient, il suffirait simplement d'en tenir compte au prorata des surfaces concernées. Cela nous amène au second problème.

-XII-4-b) Quel Reynolds de référence ?

Dès lors que l'on veut connaître la valeur de la référence du "Cf plaque plane", la connaissance préalable du Reynolds auquel fonctionne l'avion s'impose puisque les Cf varient précisément en fonction de lui (figure 5).

Or le problème surgit du fait que les diverses parties de l'avion présentent des Reynolds éminemment différents qui résultent de dimensions elles-mêmes très différentes selon les organes considérés (ailes, fuselage, ... etc.).

La solution la plus simple consiste par conséquent à partager les surfaces mouillées de l'avion entre une surface longitudinale (le fuselage) et une surface transversale (les surfaces portantes). Bien sûr, on pourrait pousser plus loin les distinctions (surfaces empennages, de train, ... etc) mais l'augmentation de précision n'est plus significative et ne justifie plus l'effort de calcul.

Ainsi, l'avion plaque plane équivalent serait l'avion réel que l'on aurait passé au marteau-pilon, histoire de lui supprimer toute épaisseur, avec pour Re résultant un Re équivalent recalculé sur la base des Re des plaques longitudinales et transversales au prorata de leurs surfaces respectives (et, pour le Cf de la plaque transversale, au prorata de la laminarité éventuelle dont celle-ci peut être l'objet).

La représentation du rendement aérodynamique ou "CQA" (pour Coefficient de qualité aérodynamique) se fera donc sur la base maintenant connue du graphique : $C_f = f^o(Re)$ sur lequel seront tracées des courbes iso rendement (figure 40). Cette représentation aussi constitue un outil à usage multiple, de compréhension d'abord, de comparaison ensuite et, enfin de conception :

- Comme outil de compréhension, ce graphique permet de montrer pourquoi les gros avions de transport présentent des Cfe presque équivalents à ceux des planeurs, malgré des fuselages cylindriques, des

nacelles motrices multiples et diverses excroissances (train, perches, antennes,...etc.).

- Comme outil de comparaison, il permet de juger de la qualité de diverses formules aérodynamiques même si les tailles et les vitesses sont franchement différentes.

- Comme outil de conception enfin, il permet de choisir parmi un catalogue d'avions existants (dits "avions de référence" parce qu'ayant subi l'épreuve du vol en conditions réelles), celui qui convient le mieux en terme de compromis (performances/coûts, complexité/temps de réalisation, matériaux mis en œuvre/compétences personnelles, ... etc). Une fois le choix arrêté, une simple translation graphique selon les iso rendements permettra de connaître avec une bonne précision le Cfe et tout ce qui s'en suit, en ayant intégré avec une facilité déconcertante les corrections de Reynolds responsables de l'effet d'échelle.

La seule condition au bon fonctionnement de la méthode réside dans le respect scrupuleux de la géométrie du modèle (l'avion de référence) et, pour ce qui est des problèmes de portance, dans le respect éventuel de l'homothétie des lieux de transition laminaire - turbulent en la provoquant si besoin est par de quelconques turbulateurs.

XIII. L'ÉPREUVE DE LA RÉALITÉ

-XIII-1- Nouveau, un Kit d'analyse de la qualité aérodynamique:

Dans un article précédent auquel nous renvoyons le lecteur (« Procédures simplifiée de détermination de la qualité aérodynamique des avions amateurs »), nous donnions la méthode pour calculer les SMT, SCxo et Cfe. Nous ne ferons donc que rappeler les formules principales en les complétant pour que dorénavant chacun puisse disposer de sa trousse individuelle d'analyse des qualités aérodynamiques. Ce sont là des outils simples.

-XIII-1-a) Calcul de la surface mouillée totale SMT :

$$SMT = SMa + SMf + SMeh + SMev + \dots$$

Avec :

• SMT :	Surface mouillée totale [m ²].
• SMa :	Surface mouillée aile [m ²].
• SMeh :	Surface mouillée empennage horizontal et vertical [m ²].
• SMev :	

• SM ailes :

$$SMa = 2.Sa \left(1 - \frac{b_f}{b} \right)$$

$$SMa = (b - b_f).(Ce + Ci)$$

Avec :

• Sma :	Surface mouillée aile [m ²].
• Sa :	Surface alaire [m ²].
• b :	Envergure de l'aile [m].
• bf :	Largeur du fuselage [m].
• Ce :	Corde externe (saumon) de l'aile [m].
• Ci :	Corde interne (emplanture) de l'aile [m].

• SM fuselage (méthode exacte) :

$$SM_f = Kf.Lf.Dm$$

Avec :

• Kf = 2,094 :	Fuselage profilé "normal" (DR-400).
• Kf = 1,85 :	Fuselage "pincé" type planeur.
• Lf :	Longueur [m] fuselage (sans empennage).
• Dm :	Diamètre moyen au maître couple [m].

• SM empennages : idem que pour l'aile.

-XIII-1-b) Calcul de la puissance injectée sur l'hélice :

• En fonction du régime :

$$Pm_0 = N \cdot \frac{Pn}{Nn}$$

Avec :

• Pm :	Puissance délivrée par le moteur à l'altitude de vol considéré [W].
• Pn :	Puissance nominale [W].
• Pm₀ :	Puissance au sol délivrée au régime N.
• N :	Régime relevé en vol [t/s]
• Nm :	Régime nominal pour Pn connu [t/s].

• En fonction de l'altitude :

$$Pm = Pm_0 \cdot \frac{\left[\left(\frac{\rho}{\rho_0} \right) - 0,15 \right]}{0,85}$$

Avec :

• ρ / ρ_0 :	Densité relative de l'air à l'altitude considérée (1 au sol).
---------------------------------------	---

-XIII-1-c) Calcul des paramètres fondamentaux :

• SC_{x0} des avions

$$SC_x = \frac{Pm \cdot Rh}{1/2 \rho \cdot V^3} \quad SC_{x0} = SC_x - SC_{xi}$$

Si e est connu et différent de 0,8 alors :

$$SC_{x0} = SC_x - SC_{xi} \sqrt{\frac{0,8}{e}}$$

Avec :

• Pm :	Puissance délivrée par le moteur à l'altitude de vol considéré [W].
• Rh :	Rendement hélice (prendre 0,8) [-].
• V :	Vitesse de vol [m/s] pour P supérieur à 75% de P _{max} .
• ρ :	Masse spécifique de l'air [kg/m ³] soit 1.225 kg/m ³ au niveau de la mer.
• SC_x :	Surface de traînée globale [m ²].
• SC_{x0} :	Surface de traînée parasite [m ²].
• SC_{xi} :	Surface de traînée induite [m ²] à

	relever sur l'abaque figure 41.
• e :	Coefficient d'Oswald. [-]
• b :	Envergure [m]

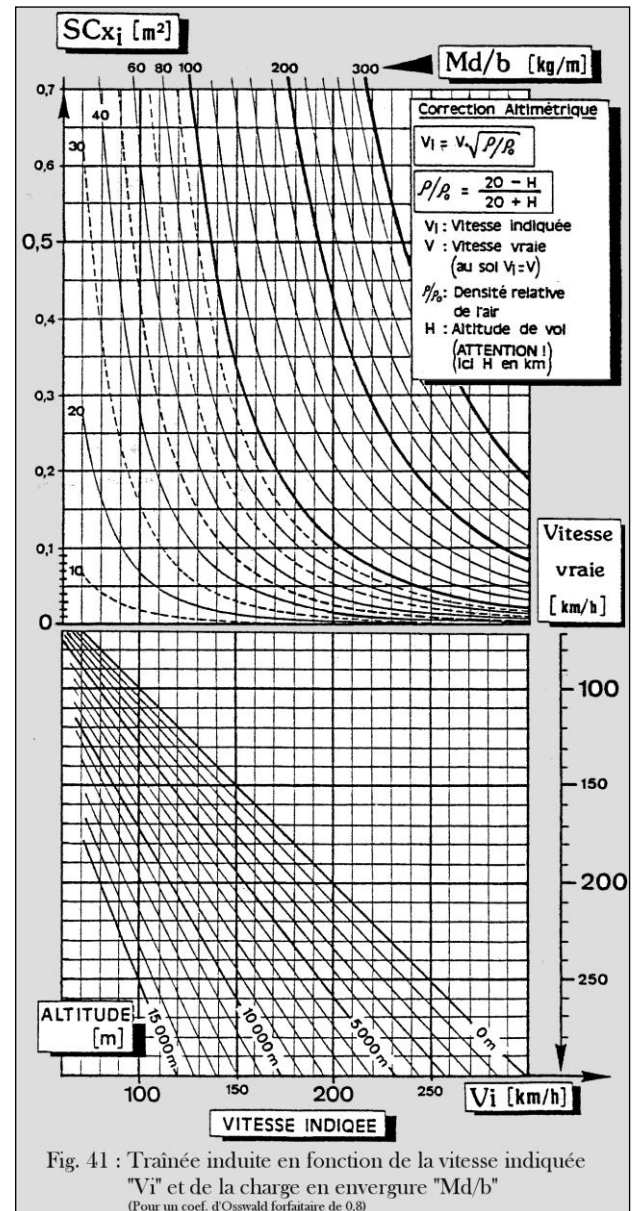


Fig. 41 : Trainée induite en fonction de la vitesse indiquée "Vi" et de la charge en envergure "Md/b"
(Pour un coef. d'Oswald forfaitaire de 0,8)

Figure. 41 : Évaluation de la traînée induite.

• **SCxo des planeurs**

$$SC_{X_0} = \frac{\pi/4 \cdot b^2 \cdot e}{(f_{max})^2}$$

Avec :

• **f_{max} :** Finesse max. mesurée.

• **Coeff. de frottement équivalent Cfe :**

$$Cfe = \frac{SC_{X_0}}{SMT}$$

-XIII-1-d) Calcul du Reynolds équivalent Re_e :

$$Re_e = \frac{(Re_f \cdot SMf) + [Re_a \cdot (SMT - SMf)]}{SMT}$$

Rappel

$$Re_e = \frac{L \cdot V}{\nu}$$

Avec :

• Re_a :	Reynolds des surfaces portantes (Aile). [W].
• L :	longueur de l'objet considéré : - corde moyenne de l'aile L=Sa/b; - longueur du fuselage. [m].
• V :	Vitesse de vol [m/s]
• ν :	Viscosité cinématique [m ² /s]. ν = 0,0000147 au niveau de la mer.

-XIII-1-e) Calcul du Cf plaque plane turbulent

À relever sur graphique (figure 5) ou selon formule:

$$Cf = 0,455 \cdot (\log_{10} Re)^{-2,58}$$

-XIII-1-f) Calcul du rendement aérodynamique

$$CQA = \frac{Cf}{Cfe}$$

-XIII-2- Validation et statistiques

Validation et statistiques : déjà bien mis en évidence par le graphique de la figure 40 qui

justifie le choix de la plaque plane comme étalon de comparaison des avions, l'approche statistique de la figure 42 confirme et valide le concept de rendement aérodynamique (le CQA) comme outil d'analyse des avions existants mais aussi comme outil de conception des avions à venir. Quelles que soient leurs tailles et leurs vitesses, les meilleurs avions se situent tous parallèlement, mais surtout à une certaine distance (quasiment constante et indépendante du Reynolds) de la courbe des Cf plaque plane qui apparaît bien sur cette figure 40 comme une limite que l'on peut toujours approcher, mais ne jamais dépasser. C'est là d'ailleurs le propre des limites. A souligner encore que cette méthode utilise pour sa validation des avions bien réels (ayant subi l'épreuve de la réalité) et non pas des modèles de laboratoire dont on ne sait jamais vraiment quelle réalité ils sont censés représenter (avions de souffleries).

Comme cela avait été montré sur la figure 27, si les corps aérodynamiques fuselés ont une épaisseur relative inférieure à 25%, leur courbe de traînée parasite en fonction du Reynolds évolue alors parallèlement à la courbe des Cf plaque plane. La conclusion évidente qui s'impose par conséquent, lorsque la traînée d'un corps dépasse largement celle de la plaque plane (de même SMT et de même Re), c'est à dire lorsque le CQA est trop éloigné de 1, c'est qu'il existe une traînée supplémentaire de pression dont l'origine doit être recherchée expérimentalement (fils de laine) afin que lui soit trouvée une solution (turbulateurs, reprofilage, ... etc.).

En tant que rendement aérodynamique, le CQA représente environ le pourcentage de traînée de frottement par rapport à la traînée totale. Autrement dit, un avion dont le CQA est de 0,29 est un avion dont la traînée de frottement entre pour 29%. dans la traînée parasite totale, le restant (71 %) étant dû à de la traînée de pression (0,29, c'est le CQA du Rallye - dans le genre, c'est pas mal, mais il y a pire encore !).

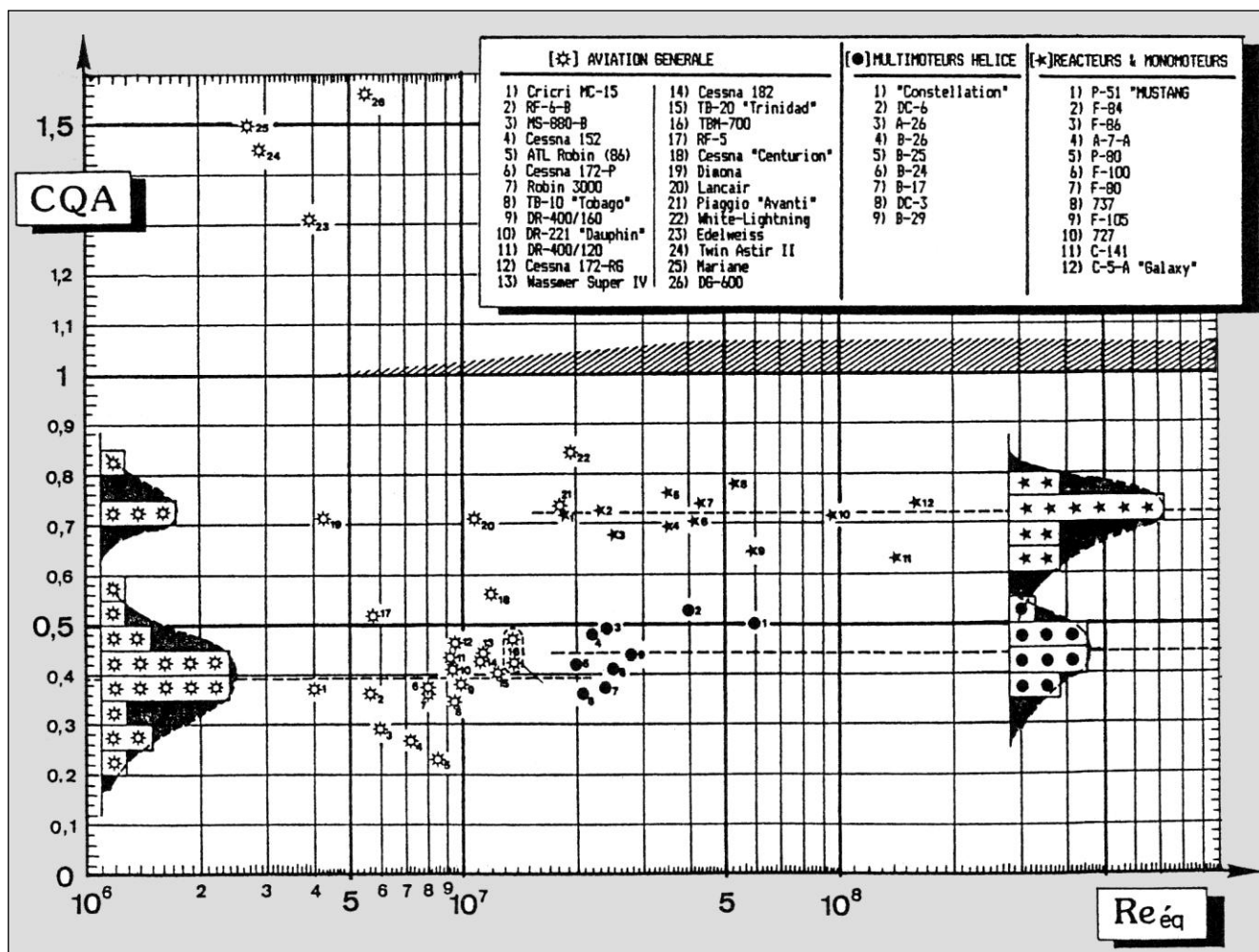


Figure 42 : Rendement aérodynamique « CQA »

Commentaires de la fig. 42:

Sur cette figure, les avions analysés ont été regroupés selon trois catégories différentes.

- Les avions multimoteurs à piston (symbole : un cercle plein en noir) : c'est à dire des avions à nacelles motrices dont les sections frontales (non négligeables) présentent pour cette raison de la traînée de pression.
- Les avions à réaction (symbole une étoile pleine en noir), mono et multiréacteur en nacelle, ainsi que quelques monomoteurs à piston particulièrement bien réussis, ces avions ayant en commun une aérodynamique propre, exempte autant que faire se peut de traînée de pression. Ces deux premières catégories servent de référence pour la troisième :

- Les avions de l'aviation générale (symbole : un soleil), avec notamment les avions légers utilisés précisément par les pilotes privés, ceux-là mêmes qui se plaignent des coûts sans cesse croissants auxquels se heurtent tous les adeptes du vol.

Remarque : s'il n'y a pas beaucoup d'avions d'amateurs sur nos graphiques, c'est que les mesures faites ne sont jamais calibrées et donc très peu fiables, notamment en ce qui concerne la puissance injectée sur l'hélice. Heureusement, il existe quelques courses pour lesquelles on connaît les consommations de façon assez précise, desquelles on peut déduire les puissances avec une marge d'erreur qui, à défaut de mieux, reste acceptable. Il est évident aussi que nous ne nous sommes intéressés aux avions d'amateurs que s'ils représentaient des aspects positifs (aérodynamiques, massiques) suffisants pour les faire accéder alors au rang d'exemples à suivre.

Comme on pouvait s'en douter, les deux premières catégories ne se répartissent pas sur cette figure 42 de façon quelconque. Elles forment au contraire des nuages presque distincts, en tous cas relativement bien groupés autour de leur moyenne respective. Ainsi, et bien que l'on n'ait retenu que les meilleurs d'entre eux, le groupe des multimoteurs à hélice présente un rendement aérodynamique moyen de 0,444 alors que celui des avions à réaction est de 0,72. Le déficit est donc loin d'être négligeable, puisque les multimoteurs à hélice ont, en moyenne et par rapport aux réacteurs, un surcroît de traînée (de pression donc) de plus de 60% !

Autre enseignement : les écarts-types (c'est à dire la dispersion autour de la moyenne). Avec 0,0585 pour les multimoteurs à hélice et 0,0536 pour les réacteurs, nous avons une dispersion relativement faible (ce qui est normal puisque l'on n'a retenu que les meilleurs avions) mais surtout ces écarts-types sont sensiblement les mêmes, ce qui prouve que l'on n'est plus très loin, dans les deux cas, d'une limite qui restera difficile à approcher davantage :

- Limite absolue de frottement turbulent pour les réacteurs (B-737, P-80 ancêtre du T-33).
- Même limite que précédemment mais avec, en plus, de la traînée de culot incompressible au niveau des nacelles motrices pour les multimoteurs malgré des fuselages réussis du point de vue aérodynamique (Lockheed " Constellation ", Douglas DC-6). Noter encore, pour les familiers des analyses statistiques, la forme même de la répartition de effectifs par tranche qui suggère l'existence de telles limites.

L'étude comparative de l'aérodynamique des avions à réaction et des multimoteurs de transport à moteur à piston de la génération 1940-60 montre en fait que c'est la déficience aérodynamique des nacelles des moteurs à pistons en étoile qui fait passer

ces avions de la catégorie des CQA de 0,72 à la catégorie des CQA de 0,44.



Lockheed " Constellation "

Il est probable que si l'on avait maîtrisé le problème des écoulements internes (réglage du débit de refroidissement par contrôle de la section d'entrée d'air plutôt que par contrôle de la section de sortie - la fermeture des volets de sortie bloquant la circulation et créant une surpression d'entrée projetée sur la cloison pare-feu responsable de la traînée de pression), l'on aurait nettement gagné sur la qualité aérodynamique.



P51b Mustang, une référence aérodynamique !

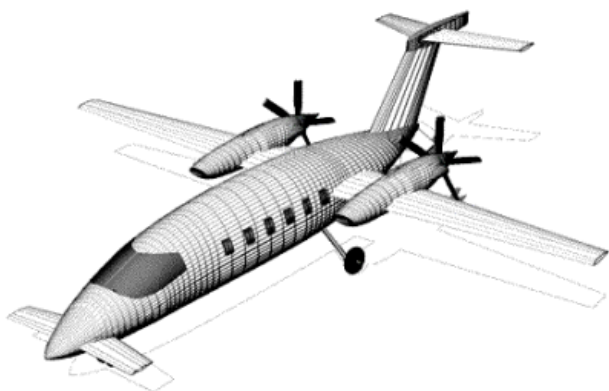
C'est là d'ailleurs un des secrets du P-51 Mustang dont les bonnes intégrations du propulseur et du refroidissement contribuent à obtenir un CQA de 0,71 qui le ramène au niveau des avions à réactions dont les bons résultats sont précisément dus à l'absence de traînée de refroidissement. Il faut donc retenir que l'aérodynamique interne de refroidissement doit être aussi soignée que l'aérodynamique externe, le contrôle de la section d'entrée permettant de participer de façon notable à un gain possible de plus de 60% sur la qualité aérodynamique - chiffre qui est loin d'être négligeable.

Le troisième groupe (celui des avions légers et de l'aviation d'affaires), quant à lui, se situe pour la très grande majorité des avions qui le constituent au niveau du groupe des multimoteurs, ce qui semble indiquer que la cause principale des déficits aérodynamiques des avions légers réside dans une magistrale traînée de pression derrière le fuselage ... puisqu'il n'y a rien d'autre pour la justifier !

Or, ici, il n'y a pas de culot incompressif (absence de fuseau moteur) et la limite est donc bien celle de la plaque plane, ce que confirment d'ailleurs certains avions comme le P-51 Mustang, le Lancair ou le White-Lightning qui caracole avec un rendement de 0,84 (si toutefois les chiffres de la course CAFE 400 sont exacts). Bien sûr, ce dernier semble bénéficier de beaucoup de laminarité mais n'est-ce pas aussi le cas des motoplaneurs ?

Malheureusement pour eux, la mode des fuselages pincés est passée par là... Quant aux autres, ils continueront de voler (comme le faisait remarquer J. Delemontez) avec de discrets, mais très efficaces, aérofreins ouverts en permanence.

A signaler encore les quelques particularités suivantes :



Piaggio P-180 AVANTI

- Le bi turbopropulseur Avanti, avec son CQA de 0,732, prouve que les miracles en aéronautique sont rares. En effet, avec sa laminarité particulièrement étendue sur les ailes comme sur les fuselage (figure 33), on aurait pu croire que cet avion aurait rejoint le niveau de qualité du White-Lightning (CQA de 0,84), mais le maître-couple

relativement important du fuselage, et surtout la problématique des hélices propulsives qui interdisent tout espoir de supprimer la traînée de pression (en plus du fait qu'elles travaillent elles-mêmes dans de mauvaises conditions), constituent des sources de traînée de pression suffisamment importantes pour faire perdre la totalité (sinon plus) des gains de traînée apportés par la laminarité.

Certes l'Avanti a quand même été correctement conçu du point de vue aérodynamique, mais ce qui le sauve surtout par rapport à ses concurrents, c'est sa très faible surface mouillée totale diminuant sa traînée globale. Pour l'heure, il reste (du point de vue aérodynamique) le meilleur avion d'affaires.

- Les quelques planeurs placés sur le graphique indiquent, par leur CQA supérieur à 1, d'une part que leurs traînées de pression ont systématiquement été minimisées et qu'ils bénéficient d'autre part d'une laminarité étendue sur des ailes de très grande surface. Bien qu'il serait plus logique d'évaluer leur rendement aérodynamique en fonction du frottement laminaire (le CQA du DG-600 par exemple passerait de 1,56 à 0,26), leur évaluation par rapport au Cf turbulent permet surtout de donner ici la mesure du déficit des motoplaneurs qui se veulent être des compromis entre avion et planeur (nous n'avons malheureusement pas de données concernant les "planeurs à dispositif d'envol incorporé" pour valablement comparer les divers choix).

- On assiste actuellement au développement d'une promotion commerciale et à des déclarations sans retenue d'autosatisfaction concernant ce que l'on aimerait bien être la "bombe" des années 90 en matière de petite aviation d'affaire : nous avons nommé le TBM-700, le dernier fleuron du consortium Mooney-Socata. Malgré un léger flou au niveau des chiffres publiés par la presse, le CQA de cet avion est compris entre 0,42 et 0,47 (0,42 étant le chiffre le plus probable : deux revues contre une) pour un avion qui n'a même pas

l'excuse de nacelles motrices. 0,42, c'est le CQA du B-25 Mitchell, un bombardier bimoteur de la seconde guerre mondiale. Et il y a eu des quadrimoteurs, avec quatre bons gros Curtiss-Wright en étoile, pour obtenir malgré cela des CQA supérieurs à 0,50 (Constellation, DC-6). Il y a vraiment de quoi pavoiser !

XIV. CONCLUSION

Maintenant que chacun a les outils nécessaires pour se faire une idée de la qualité aérodynamique d'un avion, nous espérons qu'on ne s'en laissera plus conter par tous ceux qui vivent de l'aéronautique en ayant pris la sale habitude d'affirmer n'importe quoi. Bien sûr, il existe encore d'autres critères pour qualifier un avion, mais ce dernier étant par principe un véhicule destiné à se mouvoir dans les airs, il est logique le rendement aérodynamique qui qualifie ses capacités relatives à son milieu, en constitue l'élément premier. Il est évident aussi que l'on peut prendre n'importe quel critère décrit dans ces lignes pour qualifier la qualité aérodynamique, car tous en dépendent, mais à la différence du CQA qui n'est représentatif "que" de la qualité aérodynamique, les autres critères incluent d'autant plus de paramètres qu'ils sont eux mêmes moins fondamentaux. On peut ainsi construire une hiérarchie avec les critères que nous avons vus, qui montre clairement le gain apporté par le CQA puisque :

- Le CQA ne dépend que de la qualité aérodynamique (QA) alors que :
- Le C_{fe} dépend de QA et de Re .
- Le SC_{xo} dépend de QA, de Re et de SMT.
- Le C_{xo} dépend de QA, Re , SMT et de S de référence.
- Le C_x dépend de QA, Re , SMT, F_{xf} , F_{xp} , F_x induit, et que :
- La V_{max} dépend de OA, Re , SMT, F_{xf} , F_{xp} , F_x induit et de la puissance P .

On comprend aisément qu'avec ses multiples dépendances, toute comparaison sur la base des vitesses étaient tout bonnement illusoire. On attend des revues spécialisées qu'elles indiquent dorénavant les CQA dans leurs comparatifs... Cela évitera pour certaines d'entre elles de proférer des contre-vérités. On ne saurait trop attirer l'attention de ceux qui prennent les décisions et engagent les deniers publics sur cette évidence que dès lors qu'il existe une limite, tout progrès ne peut qu'être asymptotique. De ce point de vue, un CQA, en donnant la distance par rapport à la limite, permet notamment :

- De juger en premier lieu de la vraisemblance d'un projet. - de voir sur le champ si un projet apporte qualitativement quelque chose de neuf.
- De se rendre compte enfin que .au-delà d'une certaine qualité, les gains ne peuvent plus qu'être marginaux, et inintéressants au regard des sommes qu'il faudra y engloutir. Lorsqu'en période de vaches maigres, des choix doivent être faits entre projets concurrents, ce sont là des aspects qui ne devraient plus être négligés.

1) Vers d'autres cieux ?

Vers d'autres cieux ? Il faut se rendre à l'évidence : la science aérodynamique est (dans le domaine subsonique s'entend) une science quasiment close. C'est en effet un domaine qui a été exploré dans ses moindres recoins (évidemment, c'est un tout autre problème que de savoir pourquoi cette connaissance, entre temps, s'est perdue), situation qui nous condamne enfin de compte à ne plus faire que des applications, mais faudra-t-il encore les faire correctement. En tous cas, il est certain que lorsque les industriels sauront nous refaire des avions aérodynamiquement propres, il n'y aura plus guère de progrès à attendre de l'aérodynamique et il sera tout à fait illusoire de continuer à vouloir y apporter ses efforts.

Cela ne veut pas dire que l'aéronautique n'évoluera plus. Simplement, le progrès ne viendra plus de l'aérodynamique mais de la motorisation, à laquelle il serait bon de

commencer à songer sérieusement. Quelques chiffres pour montrer là aussi l'ampleur du désastre : durant la dernière guerre, les Allemands faisaient voler sur l'Atlantique Sud des Diesels avec des masses spécifiques de 0,5 kg/ch, et actuellement Lycoming et Continental sont entre 0,8 et 1 kg/ch selon les puissances. Or, les orientations prises aujourd'hui par les constructeurs laissent perplexes : 1,2 kg/ch pour le PFM 3200 de Porsche, 1,3 à 1,4 kg/ch pour le PRV, plus de 1,5 kg/ch pour le Diesel de la Scoma.

Quant aux moteurs 2-temps utilisés, ou actuellement en développement, on peut les oublier. Ce ne sont pas la conception et la technologie de type mobylette qui amèneront des durées de vie et une fiabilité compatibles avec les exigences sécuritaires en vigueur dans l'aéronautique. Autant dire que Lycoming a encore de beaux jours devant lui.

2) Post-scriptum :

Post-scriptum : utilisateurs, réveillez-vous ! Les industriels sont par nature d'opiniâtres défenseurs de l'économie libérale. Cela n'est pas vraiment étonnant, et il n'y a pas lieu de les en blâmer. Après tout, le libéralisme a au moins cet avantage de constituer un environnement concurrentiel où les lois de la sélection éliminent tout naturellement les "canards boiteux" (on aura compris que le prédicat importait plus ici que le substantif), pour ne conserver que les produits les plus performants en valeur intrinsèque. On peut être pour ou contre le libéralisme, la question n'est pas là. Ce qui devient intolérable, c'est que ceux-là mêmes qui bénéficient de ses avantages voudraient se soustraire à ce qui constitue pour eux un inconvénient (la sélection) et profiter, en plus, des avantages que procurent à leurs apparatchiks les économies dirigées (le beurre et l'argent du beurre !). Or cette absence de sélection n'est pas sans effet puisqu'elle contribue, comme pour la médecine, non seulement à bloquer toute évolution, mais encore à favoriser le développement et la multiplication de tares au sein d'une population. Ainsi, alors qu'on aurait dû assister avec la "sélection libérale"

à l'amélioration de l'espèce avion, on la voit au contraire se perdre dans les méandres de l'accessoire (le look, la gadgétisation, l'extravagance) au détriment des fonctions essentielles qui, à force d'être négligées, n'en finissent plus de se dégrader.

Haro sur les industriels alors ? Non, pas seulement, car la perpétuation de la médiocrité dans les produits suppose des acheteurs et des utilisateurs consentants. Il est grand temps que chacun réagisse, que l'on exige enfin des industriels, des avions qui soient au minimum équivalents aux avions d'il y a plus d'un demi siècle.

- Le Caudron Simoun (1935) plus que demi-centenaire, deux générations d'ingénieurs.



Caudron Simoun.

- Le Messerschmitt 108 Taifun (1934).



Messerschmitt 108 Taifun

- Le Bébé Jodel (1947) et ses cousins D-112 et plus tard DR-400, voilà des avions qui ont fait l'aéronautique légère. Ils étaient certifiés, et l'outil de production était largement amorti.



Bebejodel

Pour la motorisation, c'est la même chose : pourquoi s'offusquer des prix pratiqués par Lycoming alors même qu'il profite d'une

situation de monopole ? Il suffisait de ne pas lui fournir cette occasion. Comment ? En remettant en chantier des moteurs (Régnier, Potez, ... etc) qui ont fait leurs preuves, qui étaient certifiés et dont les outillages étaient largement amortis, plutôt qu d'engloutir des sommes astronomiques dans les Sacma, Scoma, Porsche, JPX, PRV, Wankel encore, en oublie-t-on toute une kyrielle !).

Les utilisateurs n'auraient-ils pas leur mot à dire dans une histoire qui les concerne au premier chef, ne serait-ce que parce qu'ils payent de leurs deniers les décisions prises à leur insu et en dépit du bon sens ? Seront-ils toujours condamnés à avaler toutes les couleuvres servies par les journalistes complaisants (que ne fait-on pas pour se faire offrir quelques petites heures sous prétexte de se forger des "Impressions de vol" !) ? Si l'aéronautique est trop onéreuse, c'est aussi parce qu'elle s'est faite sur la démission des utilisateurs qui, de fait, ont une part importante de responsabilité.

Comprendre ce qu'est une traînée parasite, ce qu'elle implique (lorsqu'elle est dégradée) comme puissance supplémentaire, comme litres d'essence en plus, comme masse de structure supplémentaire pour emporter le tout, c'est

déjà faire un pas dans le refus de l'inacceptable. Comparer les avions entre eux, demander des comptes aux revues qui "trompent" leurs lecteurs en falsifiant la réalité quand ils ne publient pas tout simplement des chiffres faux, interpellier les industriels sur leur incapacité à reproduire ne serait-ce que la qualité aérodynamique obtenue par les anciens, dénoncer les agissements anti-utilisateurs de nos fédérations, voilà des directions qu'il conviendrait de suivre pour se libérer de ce qui devrait ne plus être considéré comme une fatalité.

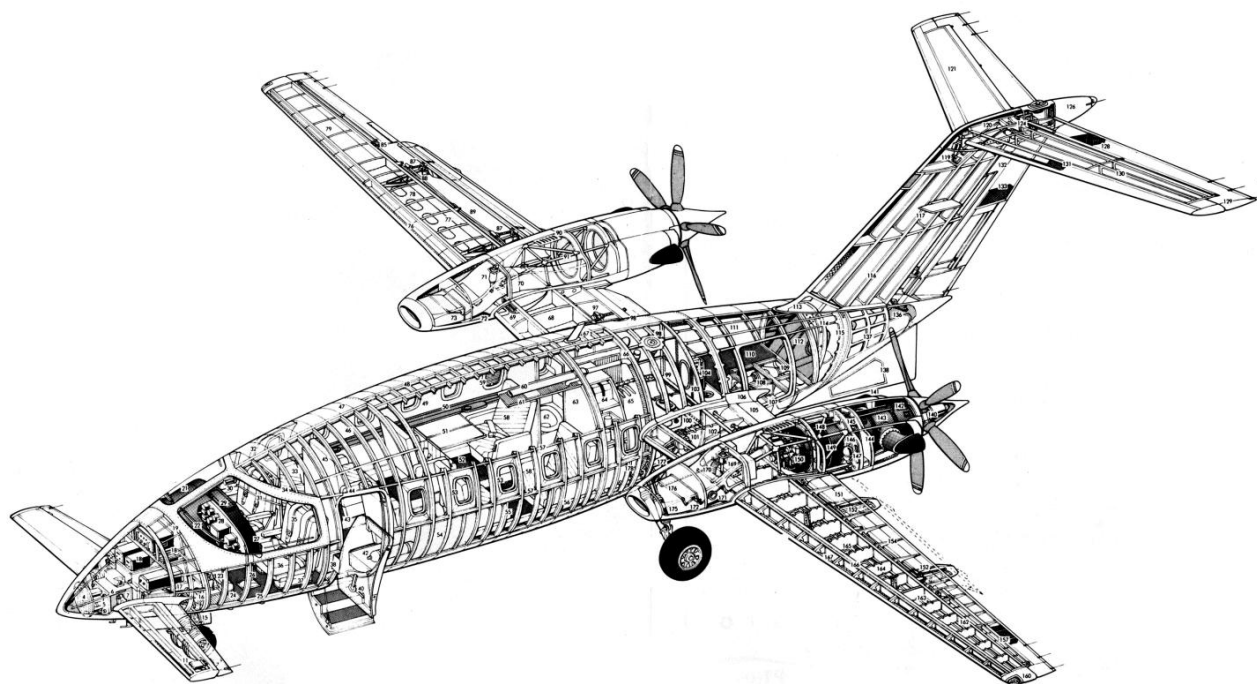
Cessons enfin de nous plaindre individuellement, nous n'avons après tout que les avions que nous méritons collectivement...

Ewald HUNSINGER, Michaël OFFERLIN,
Jacques HUNSINGER.

inter.action@free.fr

<http://inter.action.free.fr>

©1997 Tous droits de reproduction, de traduction et d'adaptation réservés pour tous pays.



Piaggio P180 AVANTI.

