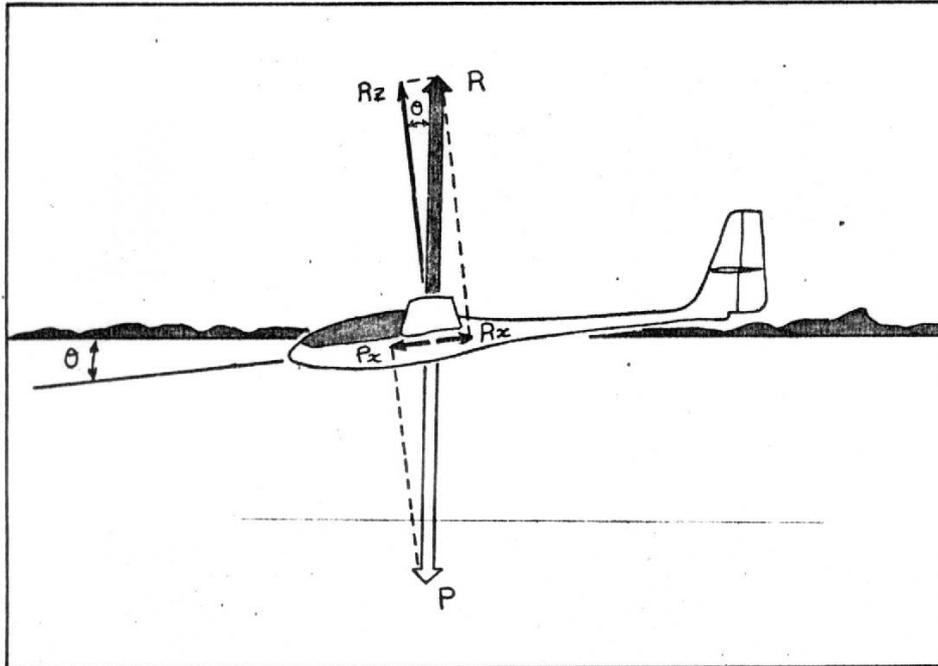


COMMENT LE PLANEUR VOLE

(Vol Stable)



Lorsque le planeur vole, il est soumis à plusieurs forces:

- Son **POIDS**: force verticale dirigée de haut en bas, appliquée au centre de gravité et d'intensité:

$$P = m \cdot g$$

P = poids en N (Newton)

m = masse en kg

g = accélération de la pesanteur en m/s^2 ($g = 9,81 m/s^2$)

- La **RESULTANTE AERODYNAMIQUE** qui résulte de l'écoulement de l'air sur les surfaces du planeur: Force dirigée du bas vers le haut (en vol stabilisé), appliquée au centre de poussée (que nous supposerons dans un premier temps confondu avec le centre de gravité). cette force est généralement décomposée en deux: la portance R_z et la trainée R_x ; la portance est perpendiculaire à la vitesse relative et à pour intensité:

$$R_z = C_z \cdot \rho \cdot S \cdot \frac{V^2}{2}$$

R_z = portance en N

C_z = coefficient de portance sans unité

ρ = masse volumique de l'air en kg/m^3 ($\rho = 1.293 kg/m^3$)

S = maître couple en m²

V = vitesse de l'écoulement non perturbé en m/s

La trainée est parallèle à la vitesse relative et à pour intensité:

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

R_x = trainée en N

C_x = coefficient de trainée sans unité

La résultante R à pour intensité

$$R = \rho \cdot S \cdot \frac{V^2}{2} \cdot \sqrt{C_z^2 + C_x^2}$$

L'angle de plané θ est atteint lorsque la résultante aérodynamique équilibre le poids, c'est-à-dire:

$$R_x = P \cdot \sin\theta$$

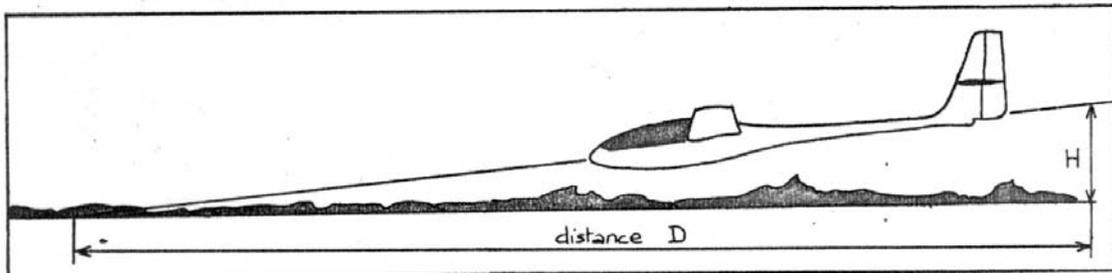
$$R_z = P \cdot \cos\theta$$

On définit la **FINESSE** comme le rapport:

$$\frac{R_z}{R_x} = \frac{\cos\theta}{\sin\theta} = \cotg\theta = \frac{C_z}{C_x}$$

La finesse peut également s'exprimer en fonction de la distance parcourue et de l'altitude initiale:

$$\cotg\theta = \frac{D}{H}$$



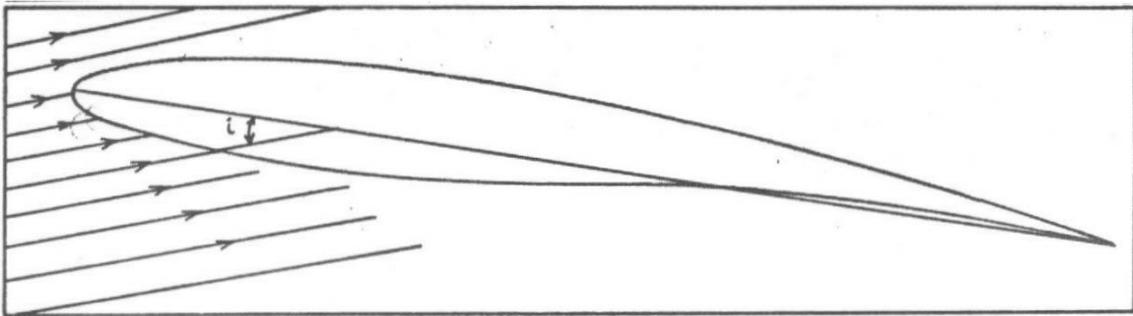
Elle peut encore s'exprimer comme un rapport de vitesses, toujours dans le cas d'un plané stable :

$$\text{Finesse} = \frac{\text{Vitesse lue sur l' anémomètre}}{\text{Vitesse lue sur le variomètre}}$$

C'est-à-dire, s'il n'y a pas de vent ni de courant ascendant ou descendant:

$$\text{Finesse} = \frac{\text{Vitesse absolue sur trajectoire}}{\text{Vitesse verticale}}$$

La résultante aérodynamique, égale et opposée au poids, dépend à la fois de l'incidence et de la vitesse. L'incidence est l'angle de la corde du profil (son "axe") et le vent relatif.



Pour un planeur de poids défini, la résultante aérodynamique trouve sa source dans la relation suivante:

- Vitesse faible, incidence grande
- Vitesse forte, incidence faible

ou encore:

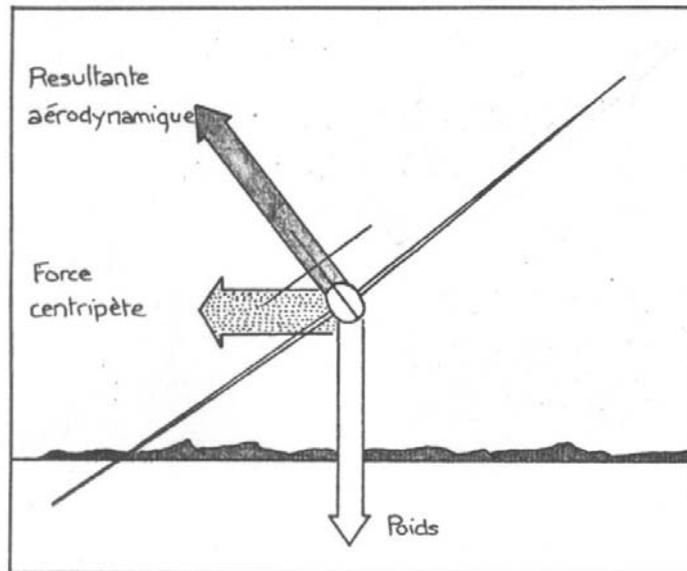
- Aux fortes incidences, la vitesse est faible
- Aux faibles incidences, la vitesse est forte

LE VOL NON STABLE

CHANGEMENT DE TRAJECTOIRE

Dans le plan horizontal : le virage

La mise en virage : on commence par incliner le planeur grâce aux ailerons : l'aileron de l'aile intérieure au virage se lève, diminuant la portance de cette aile, tandis que l'aileron de l'aile extérieure se baisse, augmentant le creux du profil. La résultante aérodynamique s'incline alors vers l'intérieur du virage et sa somme avec le poids est une force centripète (dirigée vers l'intérieur du virage) qui crée le changement de trajectoire du planeur dans le plan horizontal. Une fois l'inclinaison désirée obtenue, on relâche progressivement les ailerons.



Cette mise en virage provoque :

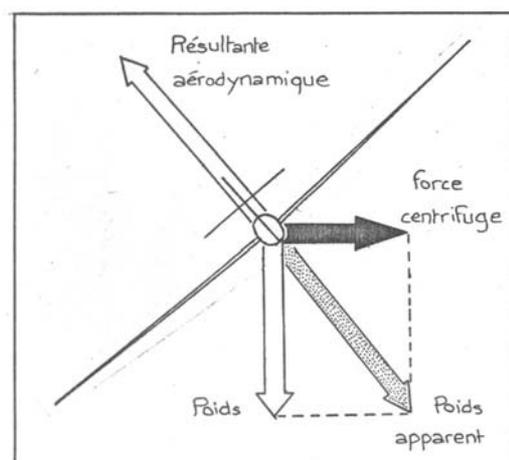
- Une force centrifuge due à l'inertie
- Du lacet inverse
- Du roulis induit

- ♦ *La force centrifuge :* Le planeur en virage est soumis à une force due à l'inertie; c'est une force centrifuge (dirigée vers l'extérieur du virage) que l'on a l'habitude de composer avec le poids pour former le poids apparent qui doit équilibrer la résultante aérodynamique.

Le POIDS :

$$P = m.g$$

La FORCE CENTRIFUGE :



$$C = \frac{m \cdot V^2}{R_{vir}}$$

m = masse du planeur en kg

V = vitesse en m/s

R_{vir} = rayon du virage en m

La RESULTANTE AERODYNAMIQUE : R

Le poids apparent à pour intensité :

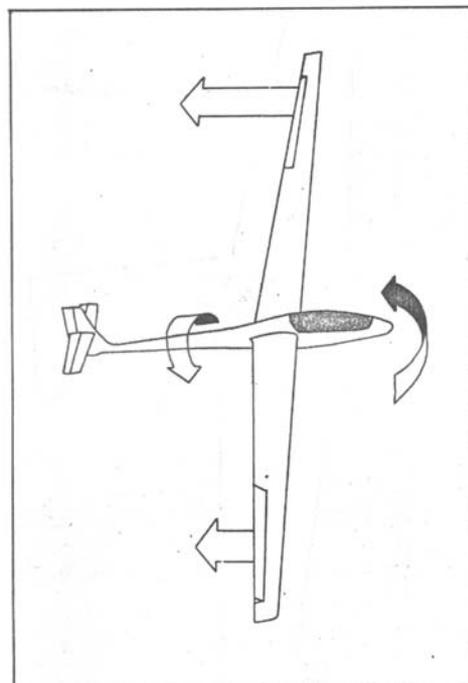
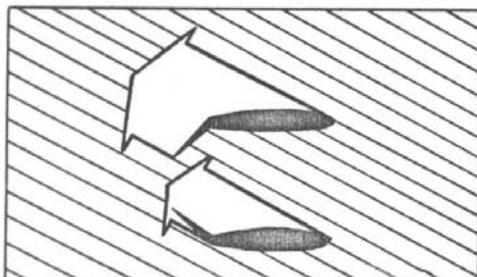
$$P_a = \sqrt{P^2 + C^2} = m \cdot \sqrt{g^2 + \frac{V^2}{R_{vir}}}$$

On définit le Facteur de charge :

$$n = \frac{\text{Poids apparent}}{\text{Poids}} = \frac{P_a}{P} = \frac{\sqrt{g^2 + \frac{V^2}{R_{vir}}}}{g}$$

La résultante aérodynamique doit maintenant équilibrer le poids apparent qui est supérieur au poids; donc il faut augmenter sa valeur; pour ne pas faire varier la vitesse, il faut augmenter l'incidence et donc cabrer. (sinon, on constaterait une augmentation de vitesse).

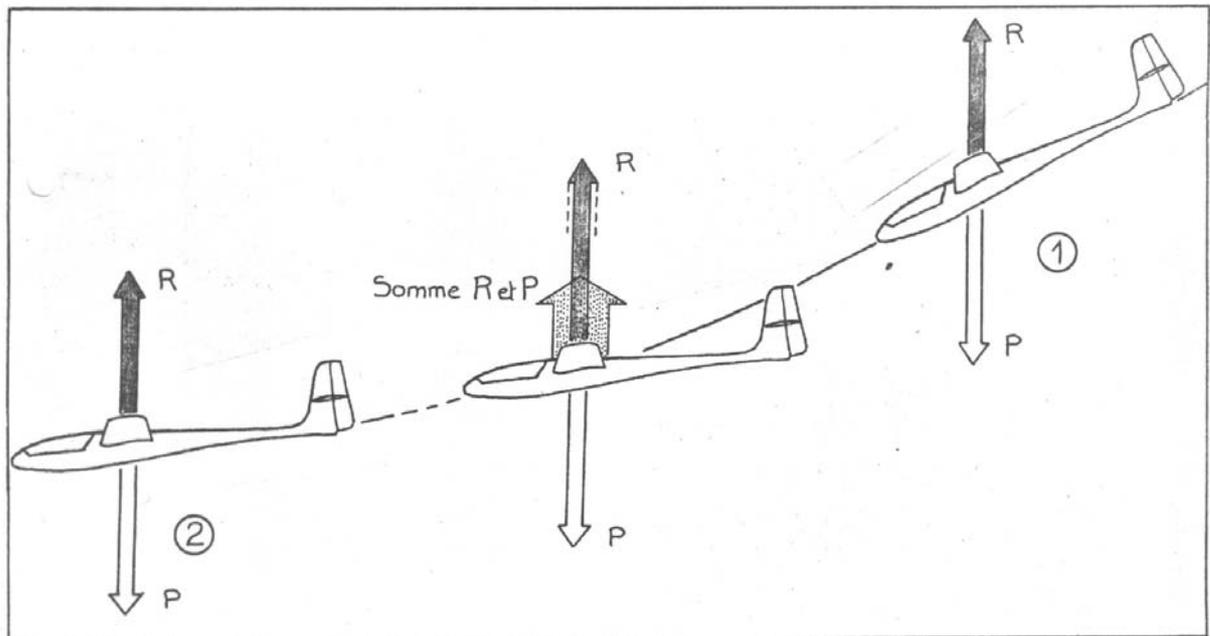
♦ *Le lacet inverse* : dès la mise en virage provoquée par l'inclinaison se produit le phénomène du lacet inverse : l'aileron baissé (aile extérieure) provoque plus de traînée que l'aileron levé, ainsi, le nez du planeur a tendance à dévier vers l'extérieur du virage. On doit donc rétablir le planeur en vol "symétrique" par l'action sur la dérive dans le sens du virage.



♦ *Le roulis induit* : pendant le virage, l'aile extérieure avance plus vite que l'aile intérieure; elle sera donc soumise à une force portante de valeur supérieure à celle que subit l'aile intérieure, ce qui a pour effet d'augmenter l'inclinaison; pour contrer cet effet, il faut agir sur les ailerons dans le sens contraire au virage.

Conclusion: pendant le virage, après l'inclinaison acquise grâce aux ailerons, on doit corriger simultanément les effets de l'inertie, du lacet inverse et du roulis induit pour garantir un virage symétrique à vitesse constante.

Dans le plan vertical: Pour passer du cas de vol n°1 (vitesse élevée et angle de plané fort) au cas n°2 (vitesse et angle de plané plus faibles), le pilote augmente l'incidence par action du manche vers l'arrière. Pendant un instant, la résultante aérodynamique devient supérieure au poids. La trajectoire s'incurve alors vers le haut. La vitesse diminuant, la résultante aérodynamique va reprendre sa valeur initiale et équilibrer à nouveau le poids.



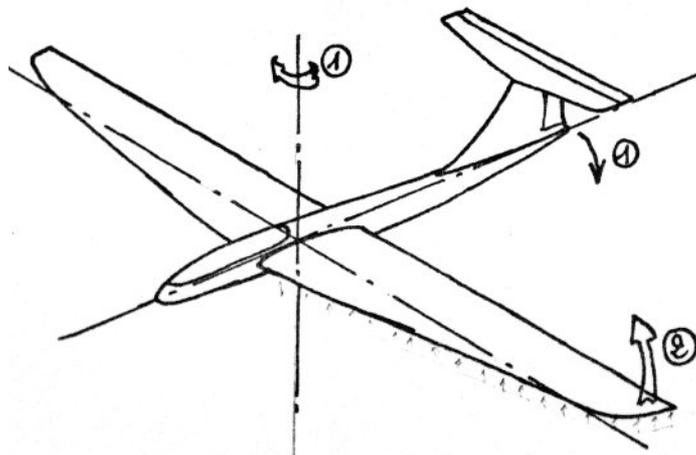
Inversement, pour passer du cas n°2 au cas n°3, le pilote diminue l'incidence par une action sur le manche vers l'avant, la résultante aérodynamique devient inférieure au poids. La trajectoire s'incurve vers le bas, la vitesse du planeur augmente jusqu'à ce que la résultante reprenne sa valeur initiale.

2 AXES -3 AXES

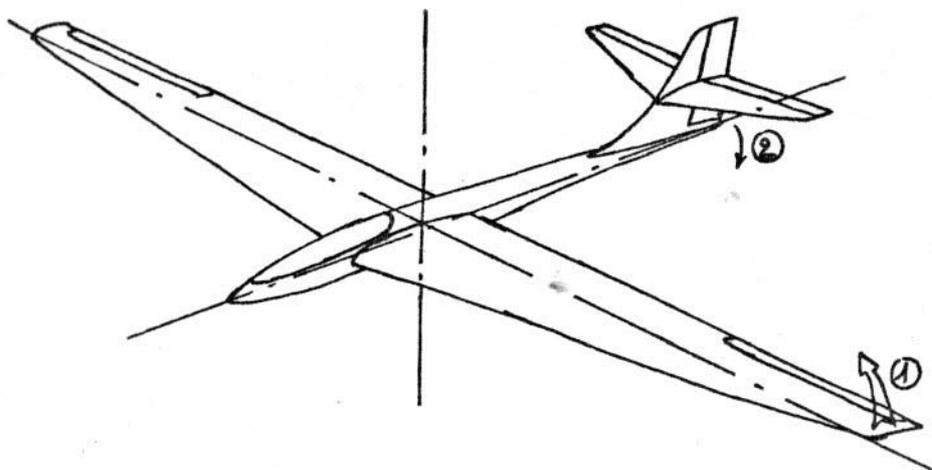
Le choix de la formule 2 axes ou 3 axes est purement personnel et dépend de critères tels que le nombre de voies disponibles sur la radiocommande et des performances voulues en virage. Ce paragraphe a pour but d'exposer les avantages et inconvénients de ces formules.

Mécanisme du virage :

- 2 axes : Sous l'action de la gouverne de direction, le planeur ne tourne pas, il se met en dérapage ①, puis s'incline ② sous l'action conjuguée du dièdre (l'aile au vent est soulevée par l'air) et du roulis induit.



- 3 axes : L'amorce du virage se fait par une action sur les ailerons, le planeur s'incline ①, il y a donc une force résultante centripète, la symétrie du virage se fait par l'action de la dérive ②.



Conclusion :

Il apparaît donc que le 3 axes est plus "naturel" et plus avantageux que le 2 axes. De plus, les effets secondaires en virage apportent un argument supplémentaire en faveur du 3 axes. En effet, lorsque le planeur est incliné, l'empennage vertical devient horizontal, ce qui a pour résultat d'en faire une gouverne de profondeur qui produit un couple piqueur, le gouvernail étant tourné vers l'intérieur du virage (ce qui entraînera les déboires que l'on imagine en évolution près du sol).

LE NOMBRE DE REYNOLDS

Introduction: C'est Reynolds, un ingénieur anglais spécialiste de l'hydrodynamique qui a introduit ce nombre qui porte son nom et qui est constamment utilisé dans les calculs. Il est fonction de trois paramètres : La corde de l'aile "l", la vitesse relative "V" de l'avion par rapport à l'air et de la viscosité cinématique du fluide "v".

$$\text{Re} = \frac{V \cdot l}{\nu}$$

V en m/s (1m/s = 3,6 km/h)

l en m

ν en m²/s

Tant que les conditions atmosphériques sont normales, la viscosité cinématique du fluide reste constante égale à 0,0000145 m²/s

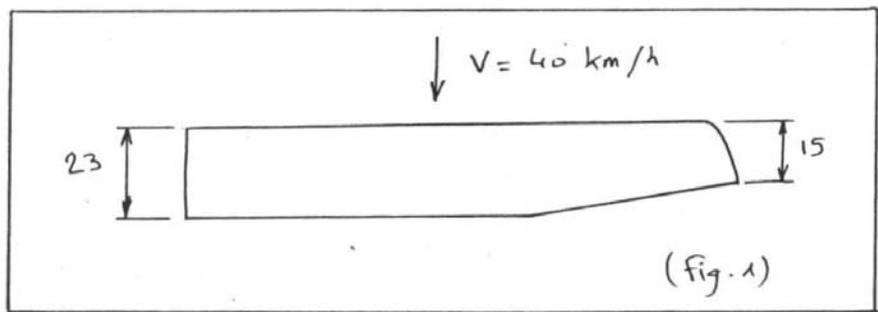
$$\Rightarrow \text{Re} = \frac{V \cdot l}{0.0000145} = 68\,000 \cdot V \cdot l$$

Exemples:

① Un planeur à une largeur d'aile constante égale à 23 cm et vole à 40 km/h ; quel est le nombre de Reynolds correspondant ?

$$40 \text{ km/h} = \frac{40}{3,6} = 11,11 \text{ m/s} \Rightarrow \text{Re} = 68\,000 \cdot 11,11 \cdot 0,23 = 174\,000$$

② Un planeur a une aile à extrémités trapézoïdales dont les dimensions sont données (Fig.1); la vitesse est de 40 km/h, calculer la répartition des nombres de Reynolds le long de l'envergure.



La corde variant le long de l'aile, le nombre de Reynolds ne sera pas constant sur toute l'aile; il sera constant sur la partie rectangulaire et variera linéairement le long de la partie trapézoïdale.

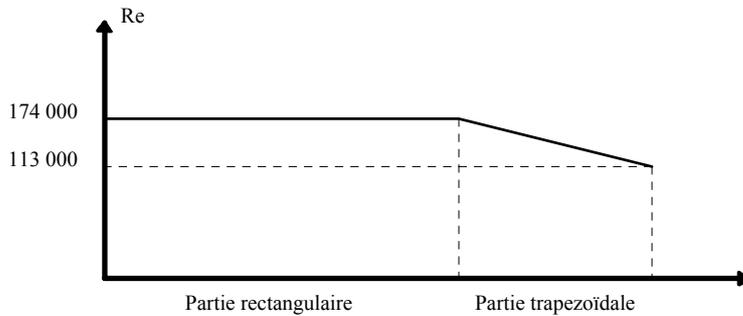
nombre de Reynolds sur la partie rectangulaire:

$$Re = \frac{40}{3,6} \times 68\,000 \times 0,23 = 174\,000$$

nombre de Reynolds au niveau du bord marginal:

$$Re = \frac{40}{3,6} \times 68\,000 \times 0,15 = 113\,000$$

Répartition le long de l'aile:



Influence du nombre de Reynolds sur les caractéristiques

Introduction: le nombre de Reynolds étant proportionnel à la vitesse et à la corde de l'aile, on voit que nos modèles réduits volent à des nombres de Reynolds beaucoup plus faibles que les planeurs grandeur.

On peut voir des ordres de grandeurs dans le tableau ci-dessous:

Corde (m)	Vitesse (m/s)	Nombre de	Type d'appareil
0,25	15	250 000	avion modèle réduit
1,50	25	2 500 000	avion réel genre Rallye
0,24	12	198 000	emplanture de 4m modèle réduit
0,10	12	82 000	saumon de 4 m modèle réduit
1,00	25	1 720 000	emplanture vrai planeur
0,40	25	689 000	saumon vrai planeur

Pourtant certains profils sont utilisés aussi bien en modélisme qu'en aviation grandeur (NACA, BERTIN, WORTMANN...). Leurs caractéristiques varient sensiblement lorsque le nombre de Reynolds change (lorsque $Re \nearrow$, $Cz \nearrow$ par exemple).

Pour cette raison, les polaires disponibles concernant ces profils ne sont pas toujours utilisables pour les modèles réduits car elles ont été tracées à des Re de plusieurs millions qui caractérisent le vol grandeur.

Il faut donc se méfier et bien vérifier que les polaires sur lesquelles vous prélevez des valeurs sont tracées à des nombres de Reynolds correspondant bien aux vitesses de vol de votre planeur.

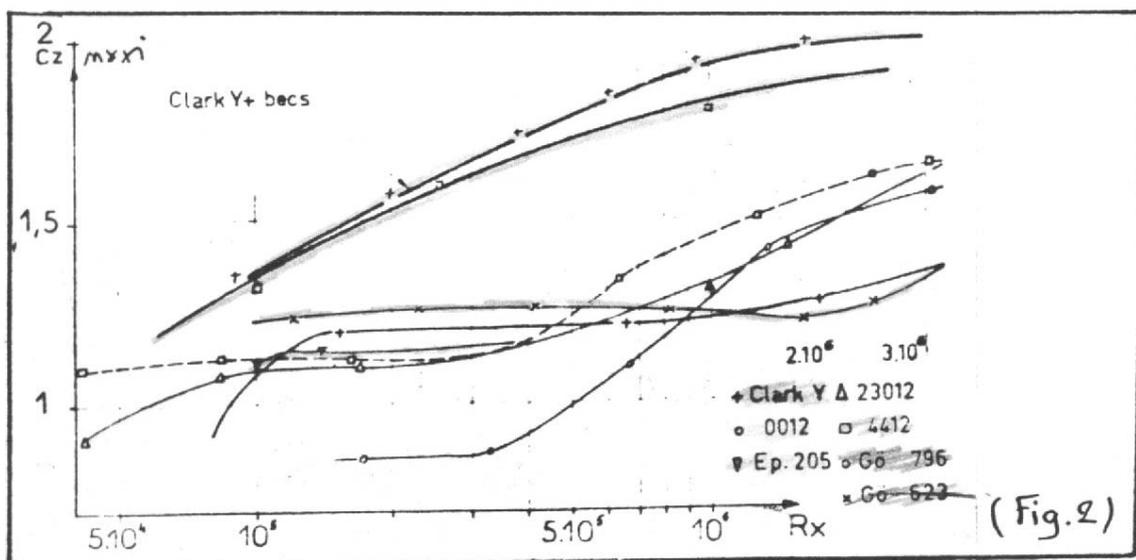
On ne connaît que peu de mesures effectuées en soufflerie pour les petits nombres de Reynolds ($10\,000 < Re < 100\,000$). Dans ce domaine, les coefficients aérodynamiques des profils sont fortement dépendants du nombre de Reynolds et, donc, jusqu'à présent ne peuvent être déterminés qu'expérimentalement. Dans les applications techniques, ces

nombres de Reynolds se présentent dans le cas de petits ventilateurs ou à régime lent (climatisation), de compresseurs et de turbines de réacteurs à grande altitude, dans la partie de basse pression de turbine à vapeur, et, ce n'est pas le moindre domaine, dans le modélisme aujourd'hui très développé. En général, on utilise des profils qui en réalité ont été conçus et mesurés pour des nombres de Reynolds plus importants. En outre, il existe toute une série de profils calculés théoriquement. Pour permettre une possibilité de comparaison des performances de ces profils dans le domaine des nombres de Reynolds critiques, des mesures polaires sur une série de profils ont été effectués dans la soufflerie de l'Institut d'Aérodynamique de l'Université de Stuttgart et sont rassemblées dans le recueil "Profilpolaren für den Modellflug" de Dieter Althaus paru aux éditions Neckar.

Dans cet ouvrage figurent les polaires, coordonnées et silhouettes de quelques 45 profils usuels, ce qui permet d'effectuer des comparaisons sérieuses; en effet, il ne faut pas comparer les caractéristiques de profils extraites de polaires prises ici et là dans la littérature modéliste car ces polaires n'ont pas toutes été tracées à partir d'essais effectués dans une même soufflerie, comme c'est le cas pour le recueil cité plus haut, ce qui est gênant car aux faibles nombres de Reynolds, certaines souffleries donnent des résultats très approximatifs; le recueil cité plus haut, étant donnée la vaste étude effectuée dans la seule soufflerie de Stuttgart est l'ouvrage à posséder pour pouvoir choisir un profil correctement.

Influence du nombre de Reynolds sur C_z maxi :

On voit sur la (fig.2) l'influence du nombre de Reynolds sur le C_z maxi des profils Clark Y, NACA 0012, Eppler 205, NACA 23012, NACA 4412, Göttingen 796 et 623.



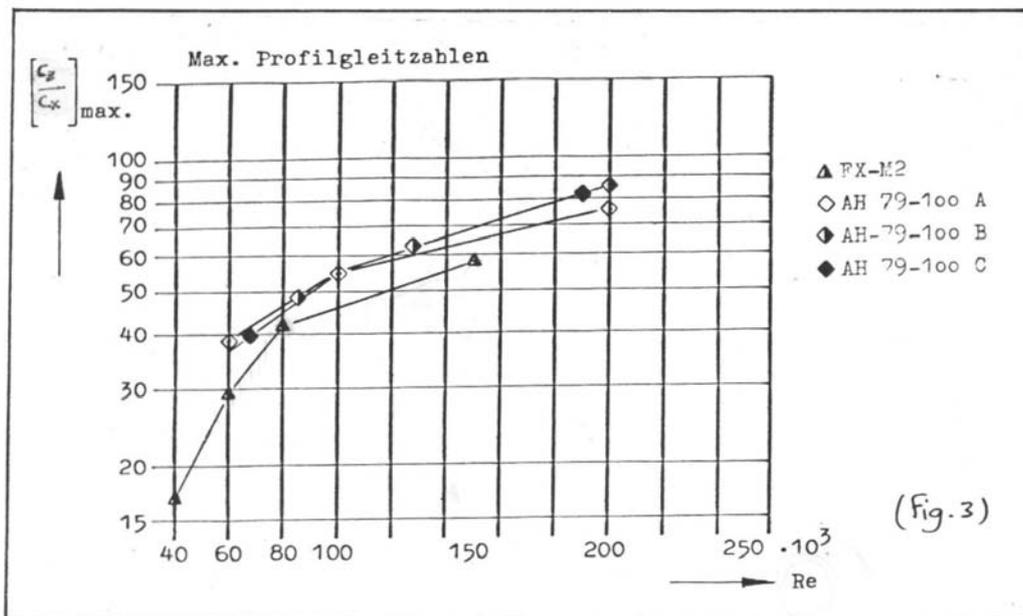
On constate donc que les caractéristiques de portances s'améliorent avec le nombre de Reynolds. On constaterait de même en traçant les courbes $\left(\frac{C_x}{C_z}\right)_{\text{mini}}$ (finesse mini) et $\left(\frac{C_x^2}{C_z^3}\right)_{\text{mini}}$ (vitesse de chute mini) en fonction du nombre de Reynolds que la finesse s'améliore et que la vitesse de chute diminue si l'on augmente le nombre de Reynolds. On pourrait donc croire qu'il faut voler au plus grand nombre de Reynolds possible en augmentant la corde de l'aile ou la vitesse de vol; mais en fait, alors que les caractéristiques du profil s'améliorent en augmentant Re, celles de l'aile ne suivent pas les mêmes variations à cause des phénomènes d'écoulement autour de l'aile pour lesquels l'augmentation du nombre de Reynolds par augmentation de la corde par exemple peu être néfaste (voir à ce sujet le chapitre sur l'allongement).

Le nombre de Reynolds critique:

En dessous d'une certaine valeur du nombre de Reynolds, le coefficient de résistance d'un corps augmente soudain considérablement, alors que le coefficient de portance diminue très rapidement. Pour les profils d'ailes, cela se traduit par une diminution brutale des performances; ceci peut être visualisé sur le diagramme qui en (Fig.3)

représente le rapport $\left(\frac{C_z}{C_x}\right)_{\text{maxi}}$ qui traduit la finesse maxi du profil en fonction du nombre de Reynolds.

Cette chute des caractéristiques est très visible en particulier sur la courbe du profil FX-M2 en dessous d'une valeur de $Re = 80\ 000$ qui sera donc le nombre de Reynolds



critique pour ce profil.

On comprend que lorsqu'une aile vole à Rec (nombre de Reynolds critique) ou en dessous, ses performances sont nettement diminuées.

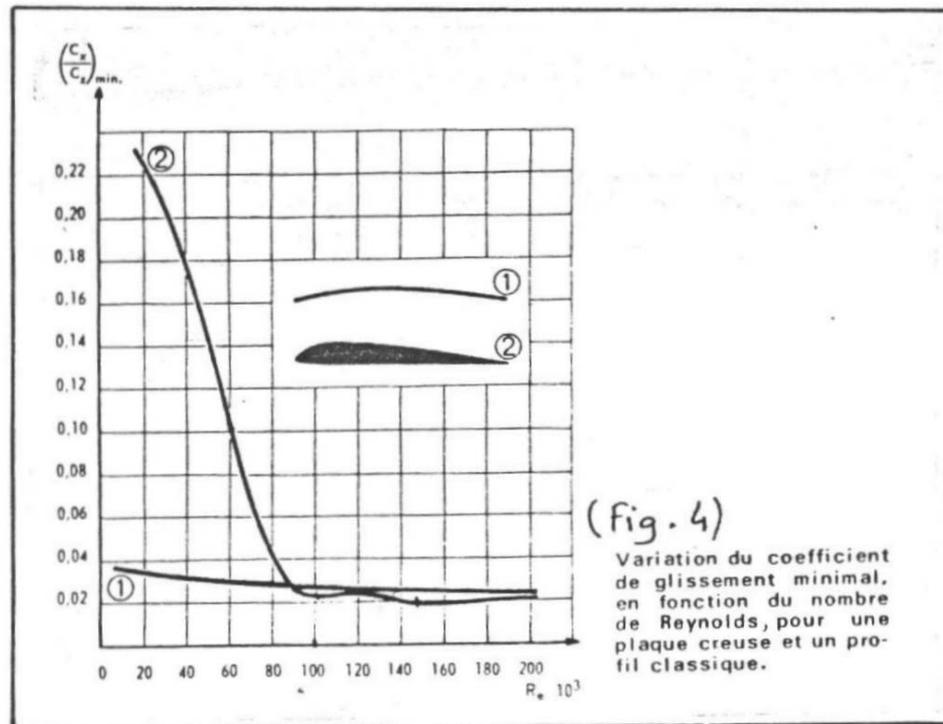
Le Rec varie pour chaque profil et est fonction de la forme du profil mais surtout de son épaisseur relative. Plus l'épaisseur relative du profil est importante, plus le Rec est

grand, donc plus il faudra voler vite ou agrandir la corde (le nombre de Reynolds leur est proportionnel) pour voler au dessus de Re_c .

A cause de Re_c , on recommande souvent une corde d'aile minimale en fonction de la vitesse de vol moyenne du modèle. Ceci permet de se situer au dessus de Re_c et d'éviter tous ces problèmes et de conserver des bonnes performances pour le modèle.

Le Re_c peut influencer sur le choix d'un profil : on ne mettra pas un profil ayant un Re_c élevé sur un planeur thermique qui doit parfois voler lentement.

On constate que le profil type plaque creuse est supérieur pour de faibles valeurs de Re (voir Fig.4).



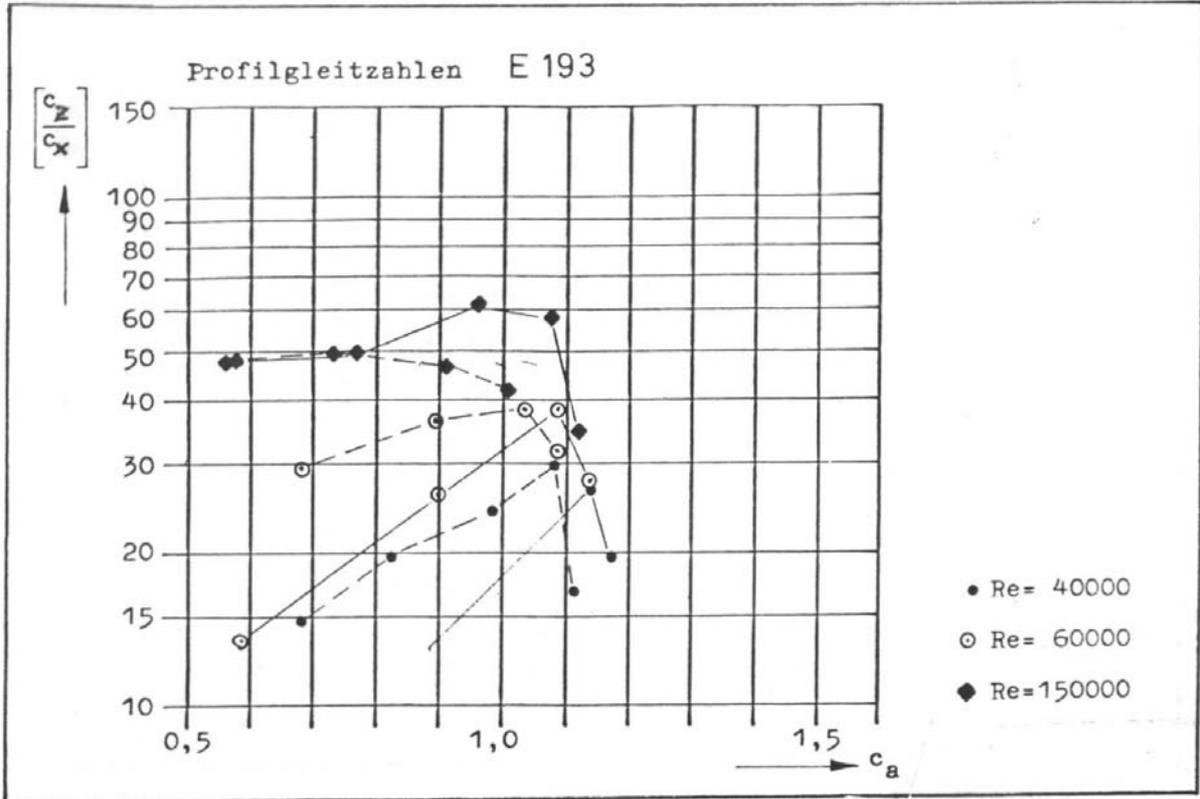
Ceci est dû au fait que le bord vif à l'avant produit une turbulence dans la couche limite ce qui évite le décollement prématuré de celle-ci.

Il est possible d'introduire de semblables perturbations sur nos modèles pour adapter nos profils aux faibles nombres de Reynolds. C'est ce qui a été réalisé depuis longtemps en vol libre grâce à l'emploi de "turbulateurs" dont il existe deux types de base:

- Le premier est le fil dit de "préturbulence" placé à l'avant du bord d'attaque; il rend l'écoulement libre turbulent lequel crée à son tour une turbulence dans la couche limite.
- Le deuxième procédé consiste à rendre instable la couche limite elle-même par différents moyens : rugosité de surface (par exemple, papier abrasif collé à proximité du bord d'attaque sur l'extrados), fil collé avant le point de transition et perturbant la couche limite, donnant assez d'énergie cinétique aux particules d'air pour ne pas être aspirées par la dépression de l'extrados, provoquant ainsi le décollement de la couche limite.

C'est ce qui a été expérimenté dans le cas de la (Fig.5) où l'on voit des polaires caractérisant l'Eppler 193 avec ou sans turbulateur (respectivement courbes en traits continus et courbes en traits discontinus) à différents Re .

Le nombre de Reynolds critique de ce profil est t approximativement $Re_c = 100\ 000$ et on voit que, pour des nombres de Re inférieurs à $100\ 000$ (ici pour $60\ 000$ et $80\ 000$), les caractéristiques sont supérieures avec turbulateur. Au dessus de $100\ 000$ (ici $150\ 000$), le turbulateur est nuisible.



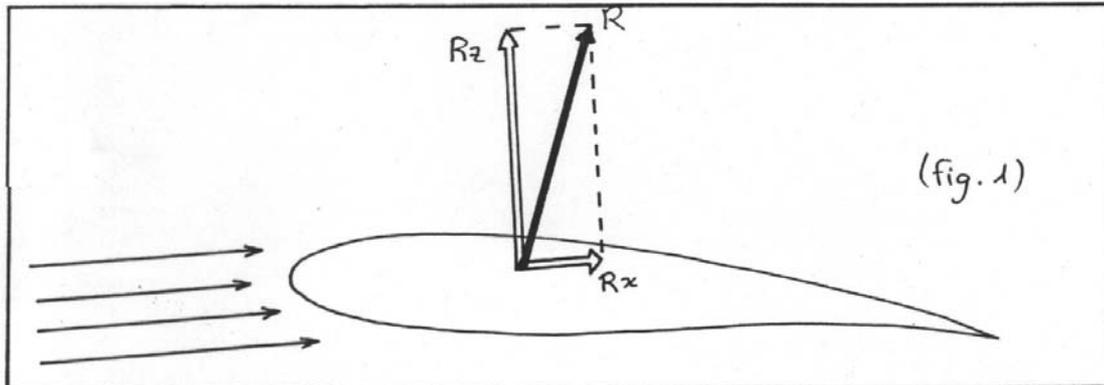
Remarque: la couche turbulente trouve une nouvelle application pour de plus grands nombres de Reynolds pour l'emploi de volets de courbure en empêchant le décollement de la couche limite à proximité de l'angle dièdre produit par la déflexion du volet.

ECOULEMENT

L'effet de l'écoulement autour d'un profil:

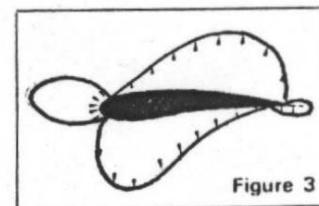
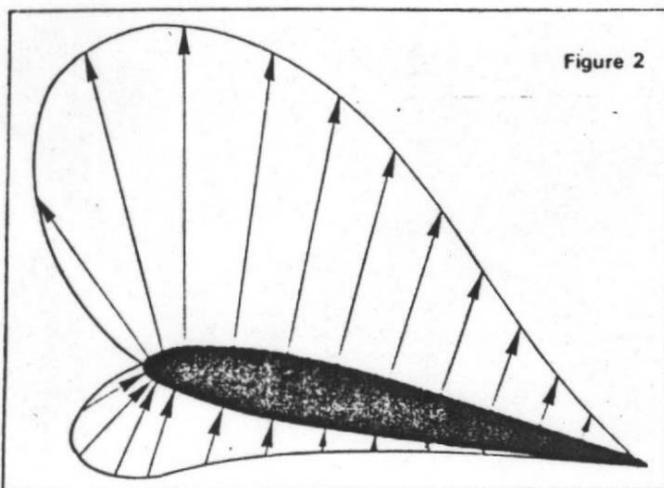
Un profil qui a un certain angle d'incidence par rapport au vent relatif subit des forces de surpression à l'intrados et des forces de dépression à l'extrados (en général, car c'est l'opposé en vol dos).

Ces forces se résument globalement en une résultante, qui elle-même peut se décomposer en portance (R_z qui est perpendiculaire au vent relatif) et en traînée (R_x qui



est parallèle au vent relatif) (cf Fig.1).

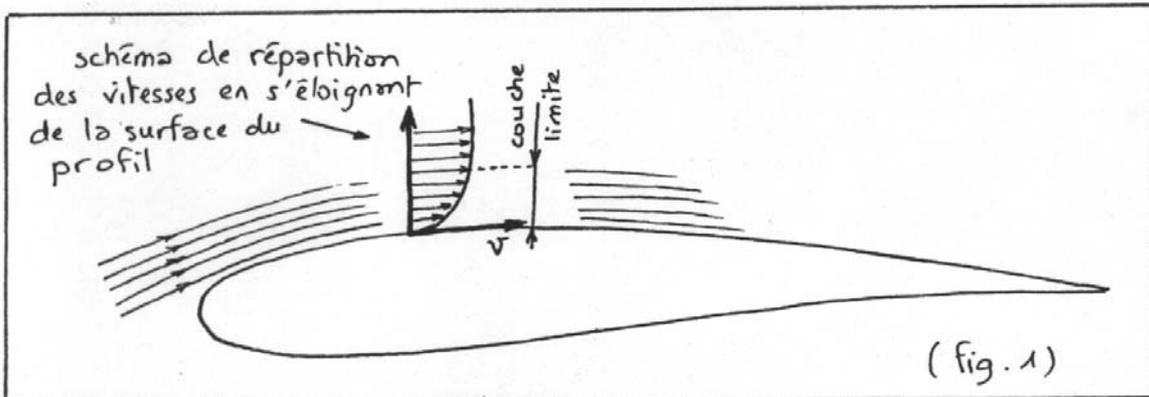
On peut visualiser la répartition et l'intensité des forces de pression sur la (Fig.2) (vol à portance positive) et sur la (Fig.3) (portance nulle : les forces de pression et les forces de dépression s'équilibrent exactement).



Notion de couche limite : Autour d'un profil, l'air en mouvement se comporte comme s'il était constitué par des lames, infiniment minces, superposées.

La première de ces lames, en contact avec la paroi de l'aile reste immobile. Les lames suivantes possèdent des vitesses croissantes les unes par rapport aux autres jusqu'à une lame, qui, comme celles qui se superposent ensuite, est animée de la vitesse de l'écoulement libre.

L'ensemble des lames se déplaçant à des vitesses différentes de celle de l'écoulement libre forme la couche limite (Fig.1).

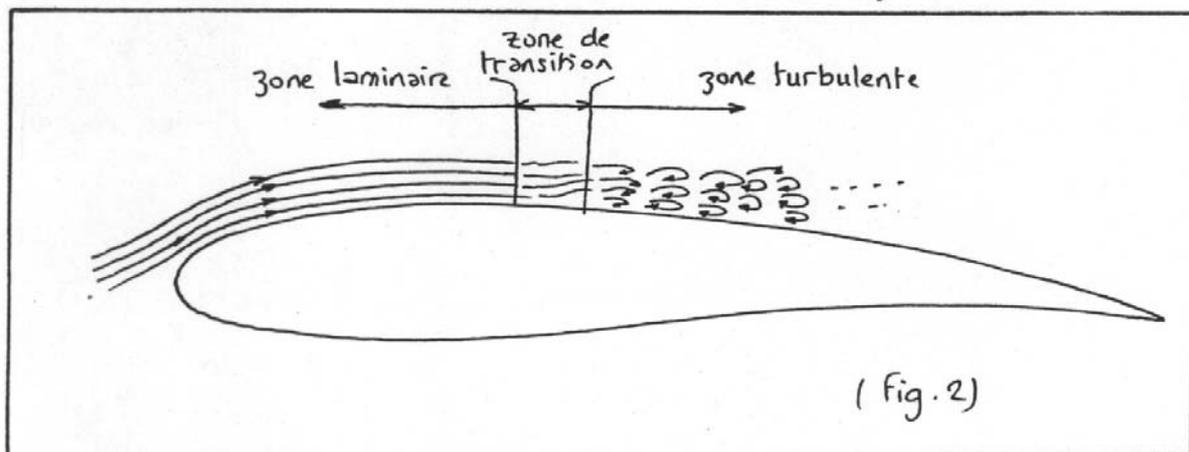


Cette couche limite joue un rôle important car elle conditionne directement la résistance de frottement de l'aile.

Cette couche peut être laminaire (c'est le cas décrit ci-dessus : les filets d'air sont parallèles à la surface de l'aile) ou turbulente (la répartition des vitesses est tout à fait désordonnée; la définition de la couche limite reste valable : c'est encore la zone dans laquelle les vitesses des filets d'air sont différents de la vitesse de l'air en écoulement libre). (cf Fig.2).

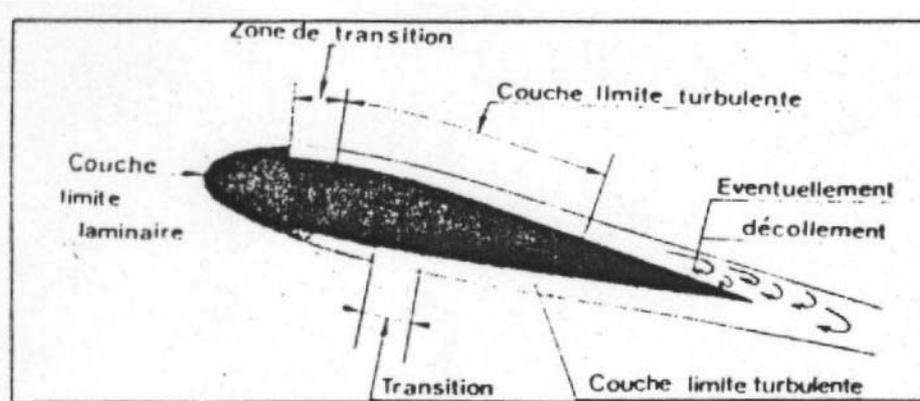
Ce qui se passe pour les planeurs grandeur:

La couche limite commence par être laminaire sur la surface voisine du bord d'attaque puis devient turbulente à partir d'un point appelé point de transition; celui-ci n'ayant pas une position fixe, il est en réalité une zone de transition (cf Fig.2).



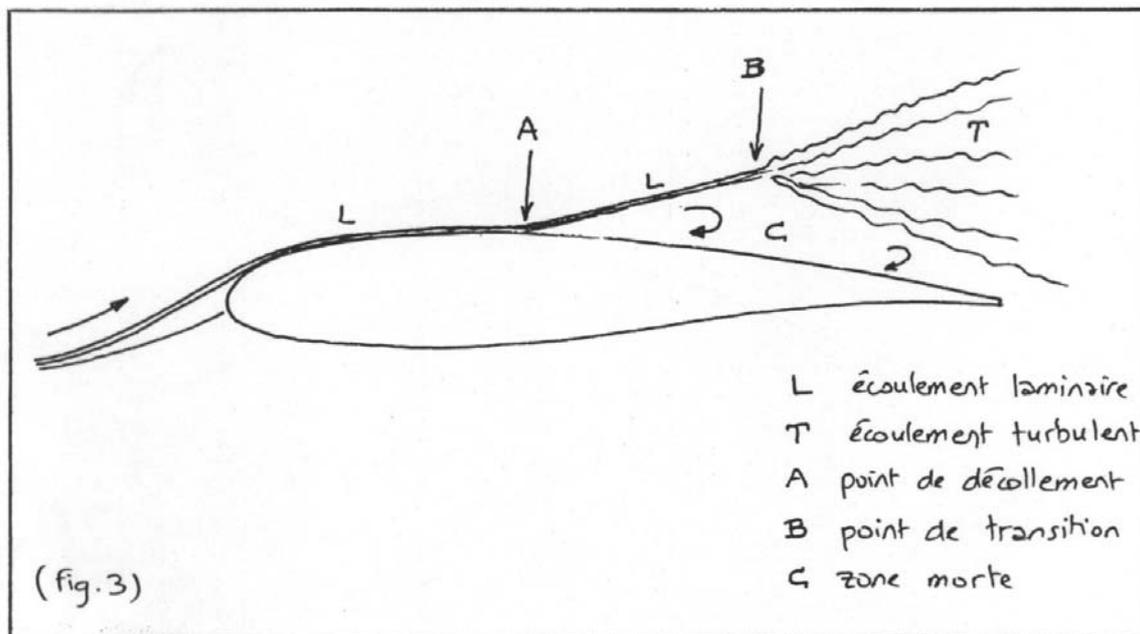
Donc, plus la zone de transition est éloignée du bord d'attaque, plus le profil est laminaire. La laminarité de nos modèles est, sans conteste, beaucoup plus faible que sur les vrais planeurs, c'est pourquoi il est délicat de parler de profils laminaires à notre échelle.

Après la zone de transition, il y a éventuellement décollement de la couche limite (cf Fig.3).



Pour les modèles réduits :

Pour les nombres de Reynolds élevés (supérieurs à 10^6), le changement de couche limite



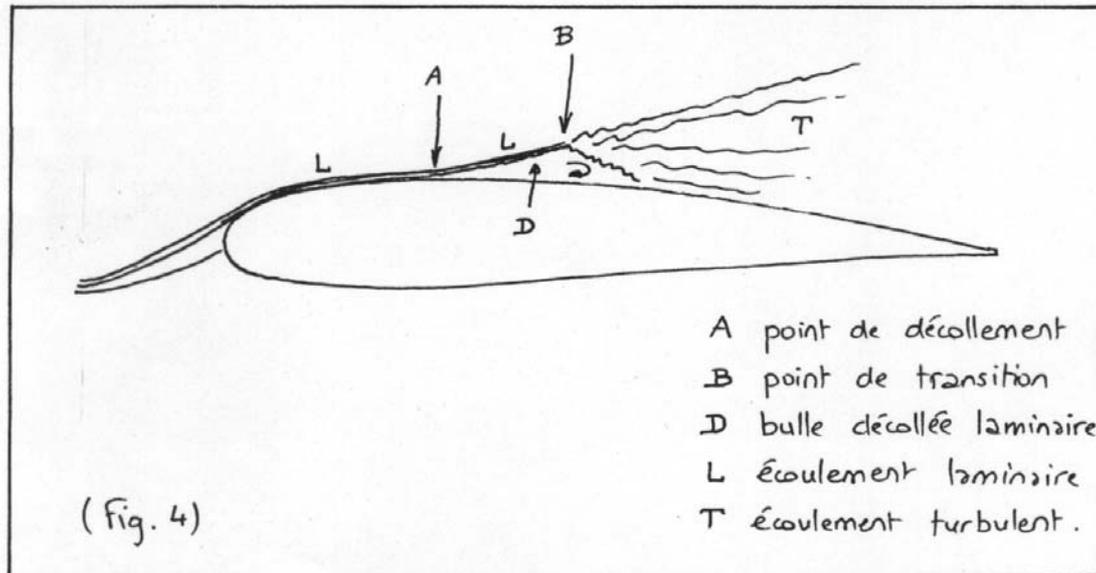
sur le profil entre forme laminaire et turbulente de l'écoulement s'accomplit aux environs du minimum de pression. Pour les petits Re , la couche limite peut ne pas devenir turbulente, elle se décolle laminairement de l'extrados après le minimum de pression. En dessous se forme une zone morte (cf Fig.3).

L'instabilité est plus grande dans la couche limite décollée et conduit plus rapidement à la transition qu'une couche limite adhérente.

La couche limite décollée turbulente s'épaissit très fortement à l'aval et ne peut plus se recoller sur l'extrados. Cet écoulement, à couche limite décollée de l'extrados et à zone morte s'étendant au delà du bord de fuite est dit "écoulement sous critique". Le profil possède alors une portance faible et une traînée importante due au décollement. Si le nombre de Reynolds s'accroît, le point de transition B de la couche limite décollée se déplace vers l'avant et la lisière de la couche limite décollée turbulente atteint

finalement le bord de fuite (cf Fig.4). Il s'ensuit une zone morte fermée, ce que l'on appelle la "bulle décollée laminaire". Le nombre de Reynolds correspondant à cet état est qualifié de Reynolds critique. La traînée du profil est déterminée par la résistance due au frottement des couches limites laminaires et turbulentes et est considérablement plus faible que dans le cas sous critique. La portance est plus élevée.

Si l'on augmente encore le nombre de Reynolds, le point de transition dans la couche limite décollée se déplace encore vers l'avant, la "bulle" devient moins longue, en même temps qu'elle diminue de hauteur, que la couche limite turbulente devient plus fine, la traînée plus faible : le régime est sur-critique.



Si un profil ne trouve emploi qu'avec des nombres de Reynolds sous-critique, on peut obtenir un régime sur-critique par l'emploi de corps perturbateurs (par exemple, un "fil turbulent" sur ou avant le bord d'attaque) En effet, la traînée additionnelle due au corps perturbateur et au coefficient de frottement proportionnellement important à la couche limite turbulente est faible par rapport à la traînée de pression due à la couche limite décollée.

Si on trouve dans le domaine d'utilisation du profil aussi bien des nombres de Reynolds "sous" que "sur-critiques", une adaptation soignée aussi bien de la taille que du positionnement du corps perturbateur est nécessaire. Il faut qu'il soit déterminé de telle sorte qu'il produise un écoulement sur-critique avec les petits Re et qu'il produise une traînée additionnelle aussi faible que possible aux grands Re. Cela peut être obtenu si le corps perturbateur est disposé dans la zone de la "bulle détachée laminaire". La position et la taille exactes du perturbateur ne peuvent être déterminés que par essais.

Comme le nombre de Reynolds critique change également avec l'angle d'incidence, il faut chercher l'effet d'une telle perturbation dans les domaines intéressants d'angles d'incidence, c'est-à-dire il faut chaque fois déterminer un diagramme.

Pourquoi la couche limite se décolle-t-elle?

Sur l'extrados, les particules d'air ont tendance à se décoller car elles sont aspirées par la dépression situées au dessus de l'extrados; tant qu'elles ont une énergie suffisante (une vitesse suffisante), elles restent au voisinage de la paroi, mais lorsque leur énergie

cinétique n'est plus suffisante, elles sont aspirées et il y a décollement de la couche limite.

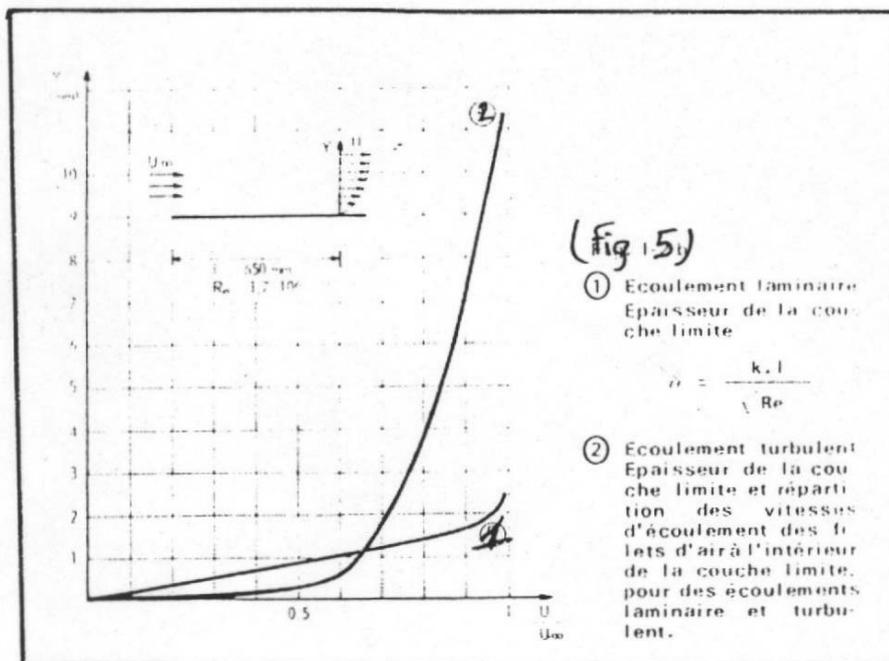
Les particules perdent de l'énergie cinétique essentiellement pour deux raisons:

- Par frottement entre les filets gazeux résultant de la viscosité de l'air.
- à cause des mouvements antagonistes qui viennent de la zone turbulente et qui créent une pression antagoniste qui tend à freiner les particules d'air.

C'est pourquoi les solutions retenues pour retarder le décollement de la couche limite ont en fait pour but de redonner de la vitesse aux particules par exemple en rendant celle-ci turbulente; les particules d'air dans les tourbillons n'ont pas une vitesse régulière et parallèle à la surface de l'aile mais une vitesse tourbillonnaire élevée ce qui leur donne une énergie suffisante pour ne pas être décollées.

C'est pourquoi un déclenchement artificiel de la transition (turbulateurs) peut dans certains cas réduire la traînée totale et accroître la portance, parfois dans des proportions considérables par suite du recul du décollement.

On peut remarquer que la couche limite turbulente est beaucoup plus épaisse que la couche limite laminaire dans des conditions identiques (cf Fig.5). Par conséquent, l'état de surface est beaucoup moins important dans le cas d'un écoulement turbulent.



Remarque: vous avez peut-être entendu dire qu'il ne fallait pas arrondir le bord d'attaque de soucoupes ou autres plaques volantes; le bord d'attaque à angle vifs permet en effet de rendre la couche limite turbulente et d'éviter ainsi son décollement, améliorant ainsi considérablement les performances de la soucoupe.

Tout ceci appliqué à nos modèles ou la polémique des profils "laminaires":

Il y a deux types de profils utilisés en modèle réduit : les profils conçus spécialement pour le modèle réduit et pour ses conditions de vol (Eppler, Ritz...) et les profils issus des planeurs grandeurs (Wortmann, Bertin...). Ces derniers sont conçus pour voler à de grands nombres de Reynolds et pour y être laminaire, et ne conviendrait donc pas à

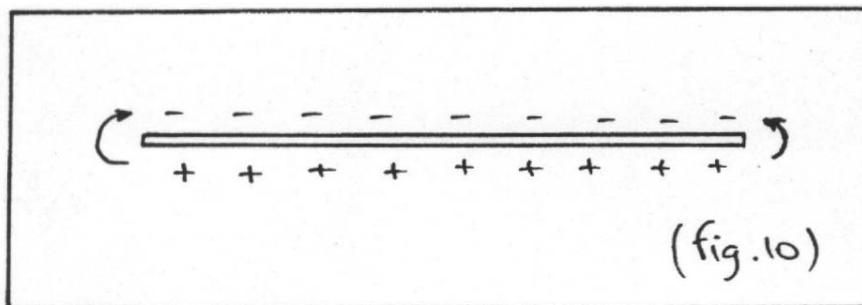
l'utilisation en modèle réduit; pourtant; il semble que ces profils aient un excellent rendement, que l'écoulement soit laminaire ou non.

Pourtant, certains modélistes ne croient pas aux qualités de ces profils; certains préjugés sont dus aux modélistes qui essayèrent des Wortmann trop épais (d'une épaisseur relative de 16 à 20 %) sur des planeurs trop lourds (car ils voulaient conserver une bonne finesse malgré la grande épaisseur des profils) ce qui était une erreur.

L'écoulement autour d'une aile :

Sur une aile d'envergure infinie, le courant est plan et normal à l'envergure. A une incidence de sustentation positive, les dépressions qui s'établissent sur l'extrados et les surpressions d'intrados sont uniformes sur toute l'envergure.

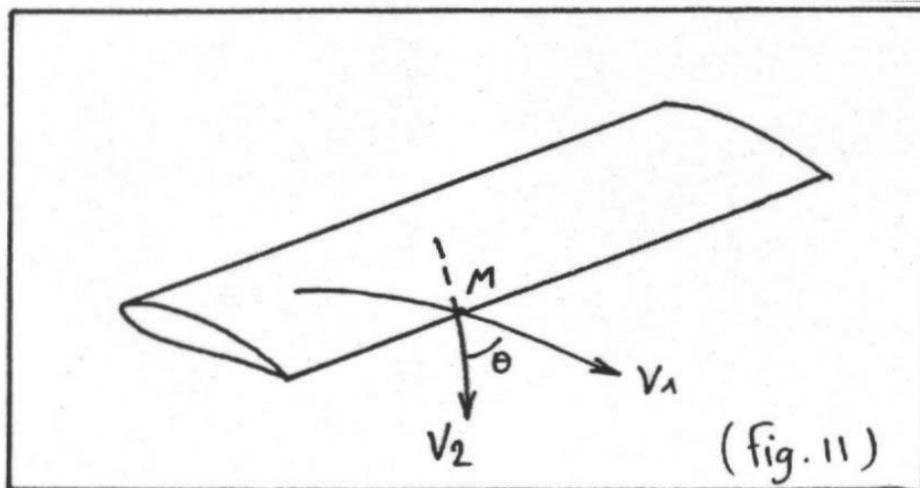
Par contre, si l'envergure est limitée (c'est bien sûr le cas de tous nos modèles), un courant secondaire se produit à chaque extrémité de l'aile et tend à combler les



dépressions d'extrados (cf Fig.10)

De plus, les lignes de courant (les filets d'air) sont déviées : sur l'extrados, ils sont déviés vers le plan de symétrie de l'aile et sur l'intrados, vers les extrémités de l'aile (cf Fig.11).

Au point M du bord de fuite, la vitesse V_1 du filet d'extrados et celle V_2 du filet d'intrados sont dans un même plan passant par le bord de fuite. Mais elles ont dans ce



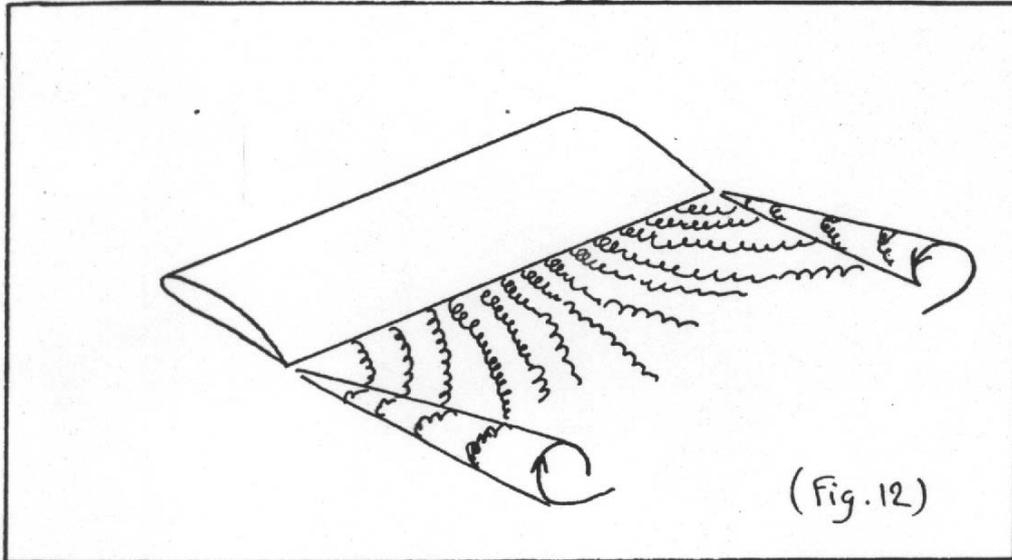
plan des directions différentes.

L'angle θ des vitesses V_1 et V_2 varie avec la position du point M; il est nul dans le plan de symétrie de l'aile.

Les pressions ne sont plus uniformes sur toute l'envergure. La sustentation est maximum dans le plan de symétrie et, en général, tend graduellement vers 0 aux extrémités de l'aile.

On peut considérer que le phénomène prenant place au point M crée en chaque point M un tourbillon élémentaire appelé tourbillon libre.

L'intensité des tourbillons libres n'est pas uniforme sur l'envergure, elle dépend de θ . Tous ces tourbillons élémentaires tendent à s'enrouler aux extrémités de l'aile donnant naissance à deux tourbillons marginaux (cf Fig.12).



L'AILE

Généralités:

Pour concevoir une aile correctement, il faut s'attacher à résoudre les problèmes suivants ou à effectuer des choix sur les sujets suivants:

- le ou les profils
- l'allongement
- le vrillage
- la flèche
- le dièdre
- l'envergure, l'esthétique, la solidité, le décrochage, le comportement à certaines vitesses (Rec)
- la forme de l'aile
- ...

Il est impossible de résoudre ces problèmes séparément et les choix que l'on devra faire, les hypothèses de calcul dépendent des performances désirées pour le planeur, si l'on veut concevoir un planeur de début, thermique ou d'acrobatie, du temps que l'on veut passer à la construction...

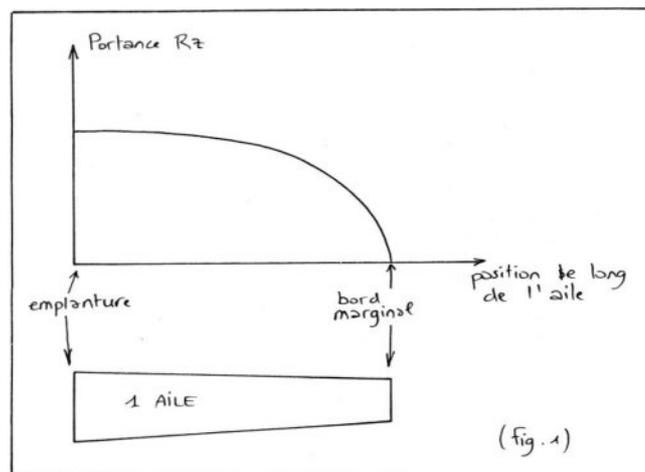
La répartition de portance elliptique:

C'est un concept très important lorsque l'on parle d'aile; en effet lorsque l'on voit une aile pour la première fois, on est d'abord sensible à ses dimensions et à sa forme; celle-ci est bien souvent dictée par le souci d'une répartition de portance "la plus elliptique possible".

Pourquoi toutes les ailes ne sont-elles pas rectangulaires?

Est-ce seulement pour des considérations esthétiques?

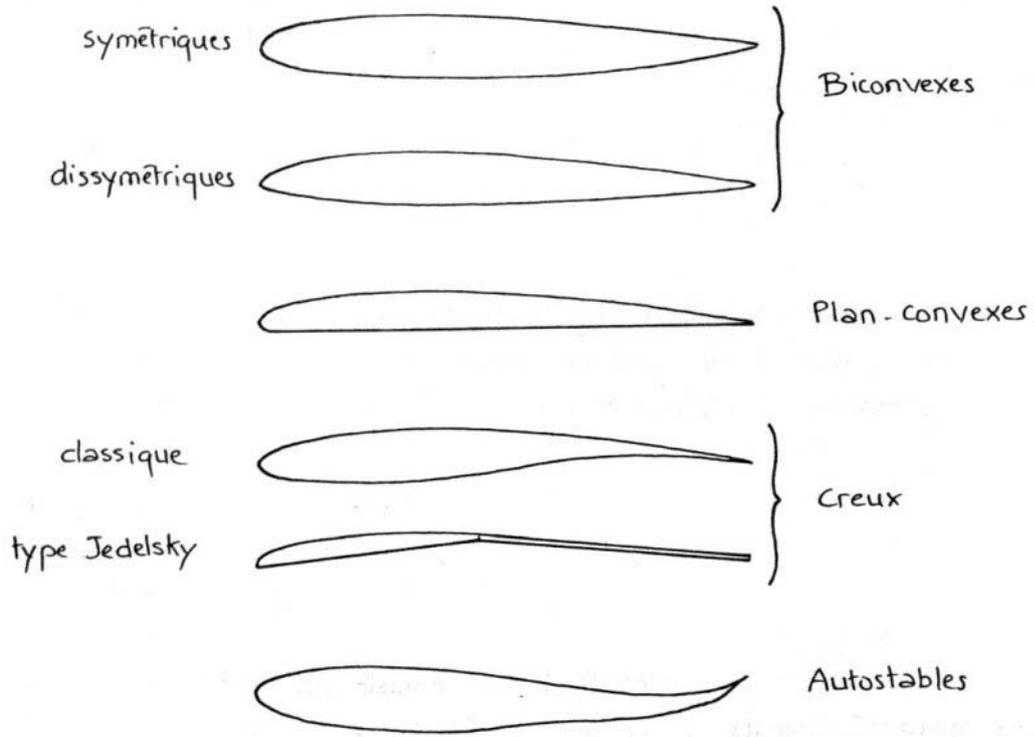
Ce n'est bien sûr pas le cas. En fait, des calculs aérodynamiques ont montré que la répartition de portance le long de l'envergure d'une aile doit être elliptique afin de limiter au maximum la traînée produite par les tourbillons résultants de l'écoulement de l'air autour de l'aile (cf Fig.1).



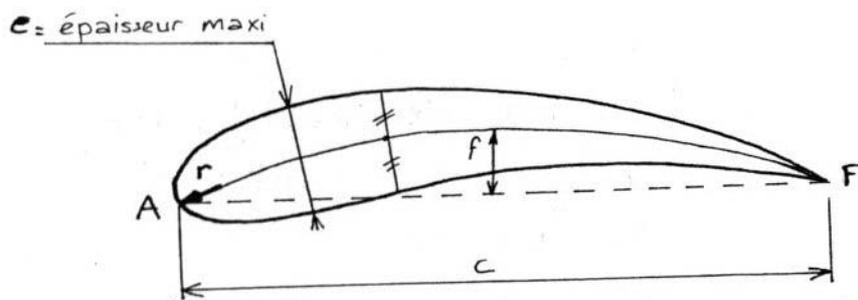
Nous avons présenté ce concept qui fera l'objet du prochain chapitre car il intervient à de nombreux stades de la conception d'une aile et sur beaucoup des sujets énumérés plus haut.

LE CHOIX D'UN PROFIL

On distingue 4 sorte de profils : les biconvexes, les plans convexes, les profils creux et les autostables.



Caractéristiques géométriques d'un profil :



c : corde du profil

f : flèche = écart maximum entre la corde et la ligne moyenne

$\frac{f}{c}$: flèche relative; la position de F est donnée en pourcentage de c

e : épaisseur maxi; sa position est donnée en pourcentage de c

r : rayon du bord d'attaque

Choix du profil :

Le choix du profil dépend essentiellement du type de performance que l'on attend du planeur; en effet, il existe une gamme très importante de profils et il faudra, avant de déterminer le profil à utiliser, savoir si le planeur a une vocation thermique (priorité à la portance, à une vitesse de chute mini), s'il sera un planeur de vol de pente ou de voltige, où la pénétration est recherchée (priorité à une faible traînée et à une vitesse sur trajectoire élevée), ou un planeur essayant de constituer un compromis comme c'est le cas en F3B par exemple, qui sont utilisés comme thermiques et comme planeurs de vitesse.

Pour diriger les recherches, il faut savoir que plus un profil est creux, plus il est porteur, mais plus il a de traînée (en première approximation). Ceci permet de sélectionner une plage de profils correspondant à ses désirs.

Ensuite, on peut comparer les polaires de ces profils ou plus simplement plus simplement se fier au petit λ_{fus} qui, dans la presse modéliste accompagne souvent chaque planche de profils.

Ces considérations permettent de choisir un profil en fonction de ses caractéristiques et de ses performances de vol, mais le choix d'un profil fait aussi intervenir **d'autres paramètres** :

- Les difficultés de construction : il est beaucoup plus facile de construire une aile munie d'un profil dont l'intrados est plat qu'une aile adoptant un profil à l'intrados légèrement courbe qui aurait pourtant de meilleures performances (C'est pourquoi on trouve beaucoup de Clark Y sur les avions de début). D'autre part, il n'est pas toujours facile de respecter exactement un profil dont le bord de fuite est très éfilé ou présentant d'autres difficultés de construction. Il faudra donc choisir en fonction de ses talents en construction et du temps que l'on veut y passer.
- Les problèmes de résistance : ils sont surtout liés à l'épaisseur relative $\left(\frac{\text{épaisseur maxi}}{\text{corde}}\right)$.
Il est plus facile d'obtenir une aile résistante avec un profil d'épaisseur relative 15% qu'avec un profil d'épaisseur relative 8% (dans les calculs de résistance du longeron, la hauteur intervient en puissance 3 dans la formule de la résistance).
- Si on désire équiper l'aile de dispositifs hypersustentateurs (volets de courbure par exemple), il faut un profil qui soit conçu pour pouvoir en supporter.
- La taille du planeur, son poids influent sur le c_j du profil : on ne mettra pas un profil épais sur un petit planeur; on ne construira pas un planeur de 3m avec un Wortmann FX 61.163 (16,3% d'épaisseur relative) car le rendement sera beaucoup moins bon qu'avec un profil de plus faible épaisseur relative.
- La courbe de déplacement du centre de poussée en fonction de l'incidence peut aider à choisir un profil; en général, le centre de poussée se déplace en direction du bord d'attaque lorsqu'on augmente l'incidence. Pour certains profils, il recule avec l'incidence, ce sont les profils autostables.
Si le centre de poussée varie de façon sensible avec l'incidence, ce n'est pas bon pour la stabilité (profil plat); par contre, un profil biconvexe symétrique est très stable, son centre de poussée varie peu.
- Il faut savoir que les profils très minces induisent un décrochage brutal.

Conclusion :

nous venons d'énoncer toute une série de critères; tous ne vous seront pas utiles; il convient donc dans chaque cas particulier de sélectionner ceux qui semblent avoir le meilleur rapport avec l'étude entreprise et essayer de choisir un profil de manière à les satisfaire au mieux.

Remarques :

① Les profils sont des compromis adaptés à un cas particulier : il n'existe pas de profil miracle, intégralement laminaire donnant une portance élevée, n'ayant qu'une faible traînée et décrochant en douceur; si un tel profil existait, il serait universellement utilisé.

② La NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) a fait un nombre d'essais considérable sur les profils élaborés dans le monde entier. Ces essais ont été pour la plupart réalisés à de très grands nombre de Reynolds et les résultats ne sont pas tous acceptables et utilisables pour nos modèles réduits; ils permettent toutefois d'établir une liste de règles simples :

- La courbe des C_z d'un profil dépend principalement de la courbure de la ligne moyenne du profil :
 - Si elle est nulle (biconvexes symétriques), la portance est nulle à $\alpha = 0^\circ$.
 - D'autre part, ces profils sont incapables d'assurer une portance élevée car ils décrochent avant d'arriver à des C_z importants ($C_z \text{ maxi} = 0,7$ à $0,8$ pour nos Re).
 - La valeur maxi de C_z est d'autant plus élevée que la courbure est prononcée; c'est pourquoi les profils très épais et les profils creux permettent d'atteindre une portance importante. La courbure de l'extrados est cependant limitée sous peine de décrochage et ceci limite la portance maxi de ces profils à des valeurs de l'ordre de 1,3.
- La traînée dépend principalement de l'épaisseur du profil et de la courbure de la ligne moyenne.
- Si le rayon du bord d'attaque est important, le décrochage est sans brutalité.
- Le C_x est plus fort pour un profil creux que pour un biconvexe de même épaisseur.

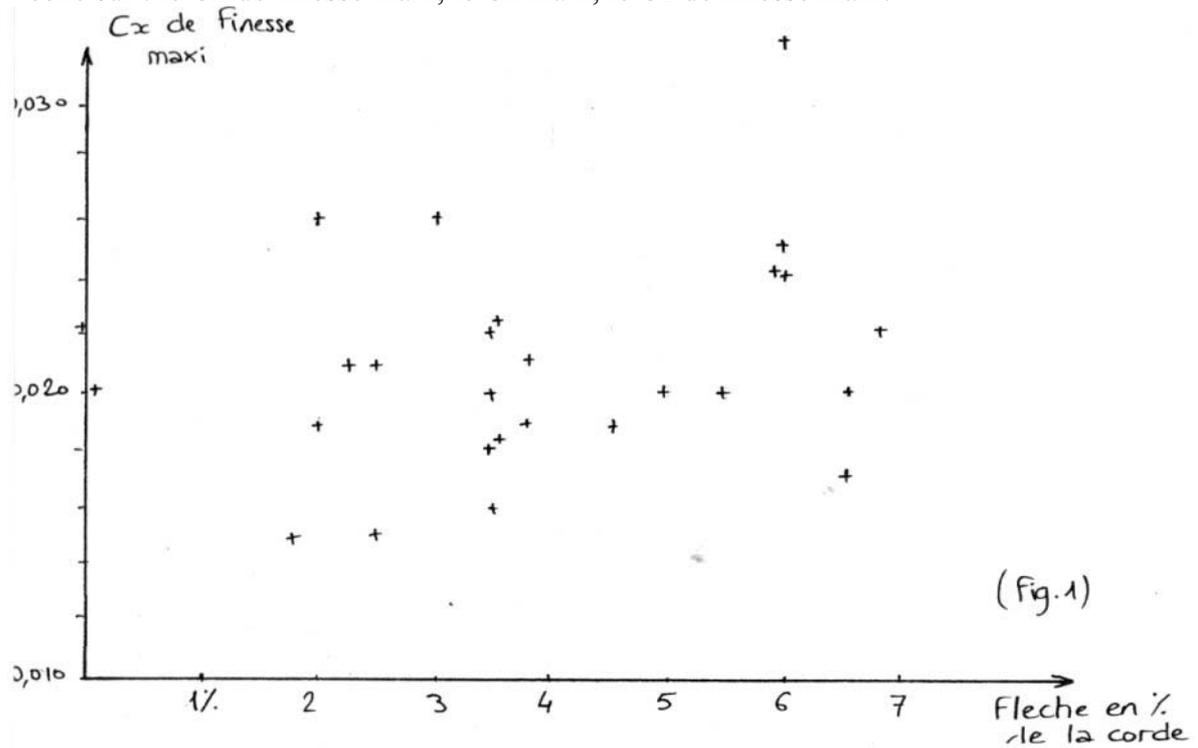
Au vu de ces conclusions, nous avons dressé un tableau de caractéristiques de quelques profils afin de tracer des courbes qui peuvent être utiles ultérieurement pour déterminer les caractéristiques de profils non étudiés en soufflerie.

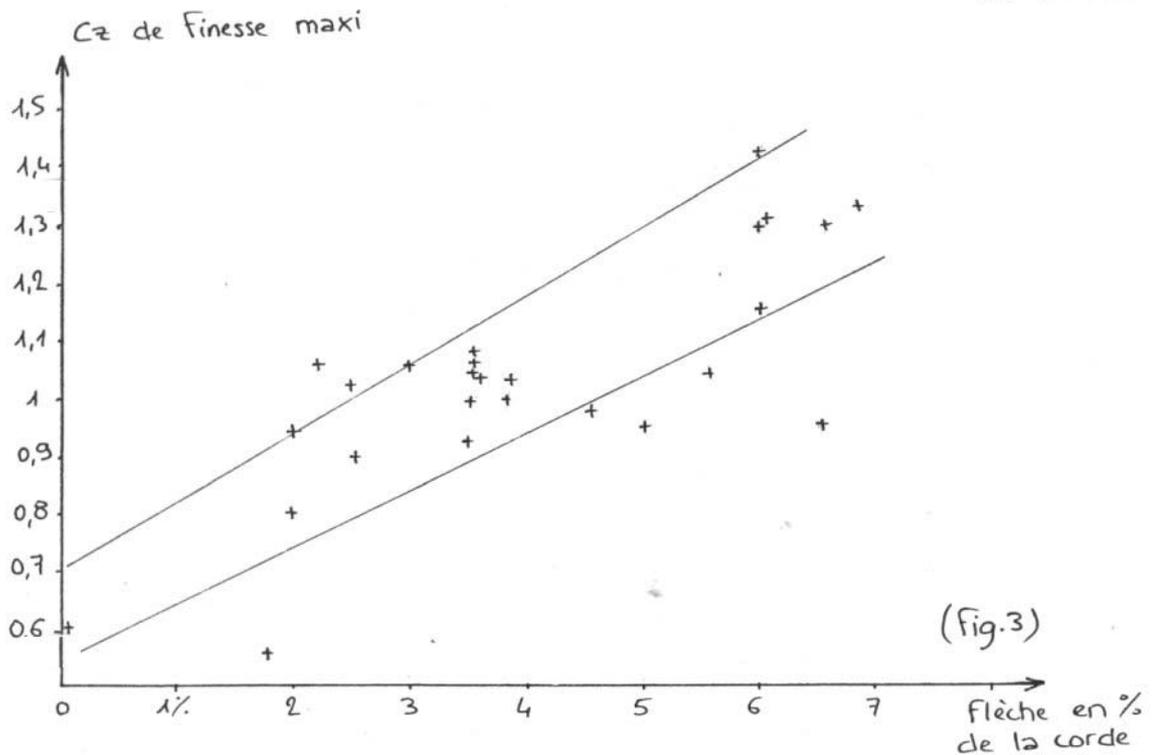
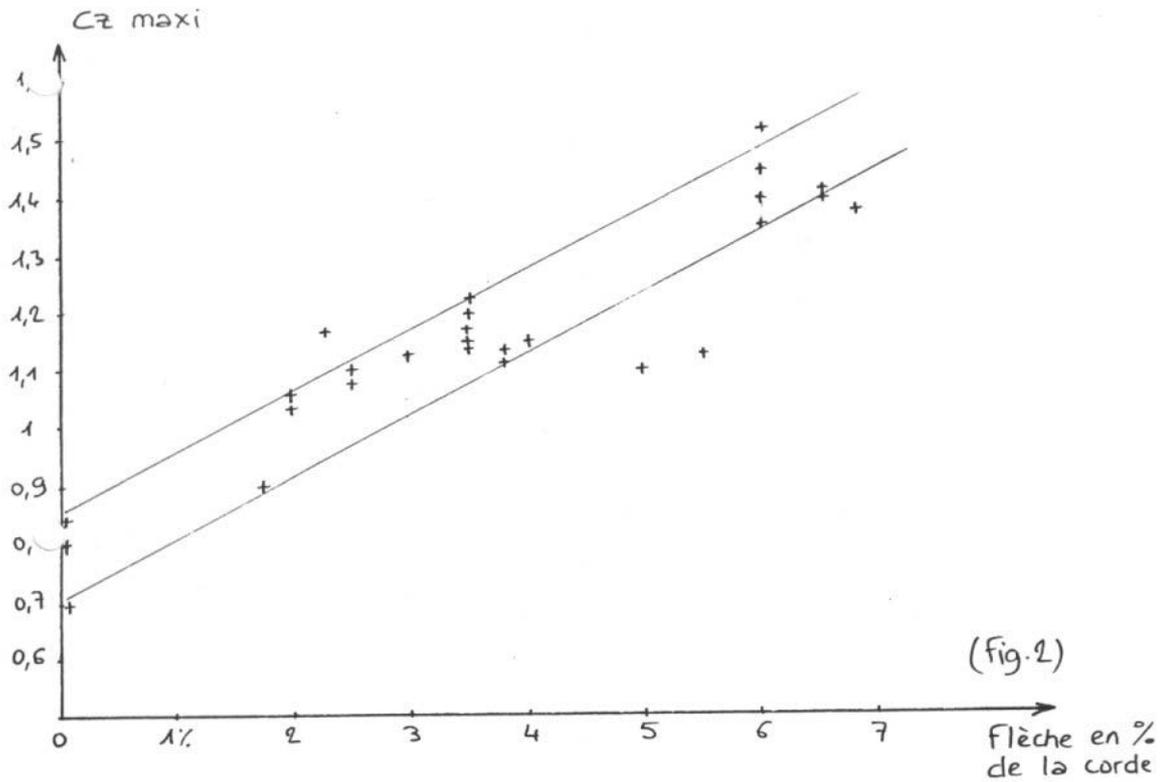
Ces caractéristiques sont celles des profils considérés à $Re = 100\ 000$.

PROFIL	Épaisseur relative (en %)	Flèche relative (en %)	C_z de finesse maxi	$\frac{C_z}{C_x}$ maxi (finesse maxi)	C_x de finesse maxi	C_z maxi
FX 60.126	12.6	3.5	1.06	53	0.02	1.23
FX 60.100	10	3.5	0.93	60	0.016	1.15
FX 61.140	14	2.5	1.03	50	0.021	1.08
FX 63.137	13.7	6	1.43	45	0.032	1.52
FX 62K131/17	13.1	3.5	1.09	51	0.022	1.2
FX M2	8.25	5	0.95	48	0.02	1.11
AH 79.100 A	10	3.5	1	55	0.018	1.18
AH 79.100 B	10	6	1.3	55	0.024	1.4
AH 79.100 C	10	6.5	0.95	55	0.017	1.42
E 61	5.5	6.5	1.3	65	0.02	1.41
E 193	10	3.5	1.05	48	0.022	1.15
E 201	12	3	1.06	47	0.026	1.12

E 203	13.5	2.25	1.07	52	0.021	1.18
E 385	8.5	5.5	1.04	53	0.02	1.13
E 387	9	3.75	1.04	55	0.019	1.12
E 392	10	3.5	1.07	60	0.018	1.15
E474	14	0	0.55	25	0.022	0.8
NACA 0009	9	0	0.3	28	0.011	0.7
NACA 0012	12	0	0.6	30	0.02	0.84
NACA 4409	9	4.4	0.98	52	0.019	1.15
NACA 2415 K24	15	2	0.95	36	0.026	1.06
NACA 2412	12	2	0.8	43	0.019	1.05
GOE 795	8	2.5	0.9	60	0.015	1.1
GOE 801	10	6	1.15	45	0.025	1.45
Clark Y 5.9	6	1.75	0.55	36	0.015	0.9
Clarck Y	11.5	3.75	1	47	0.021	1.13
SOKOLOV	7	6.75	1.33	60	0.022	1.38
K2	5.2	6	1.3	55	0.024	1.37

Influence de la flèche : nous allons tracer trois courbes montrant l'influence de la flèche sur : le C_x de finesse maxi, le C_z maxi, le C_z de finesse maxi.



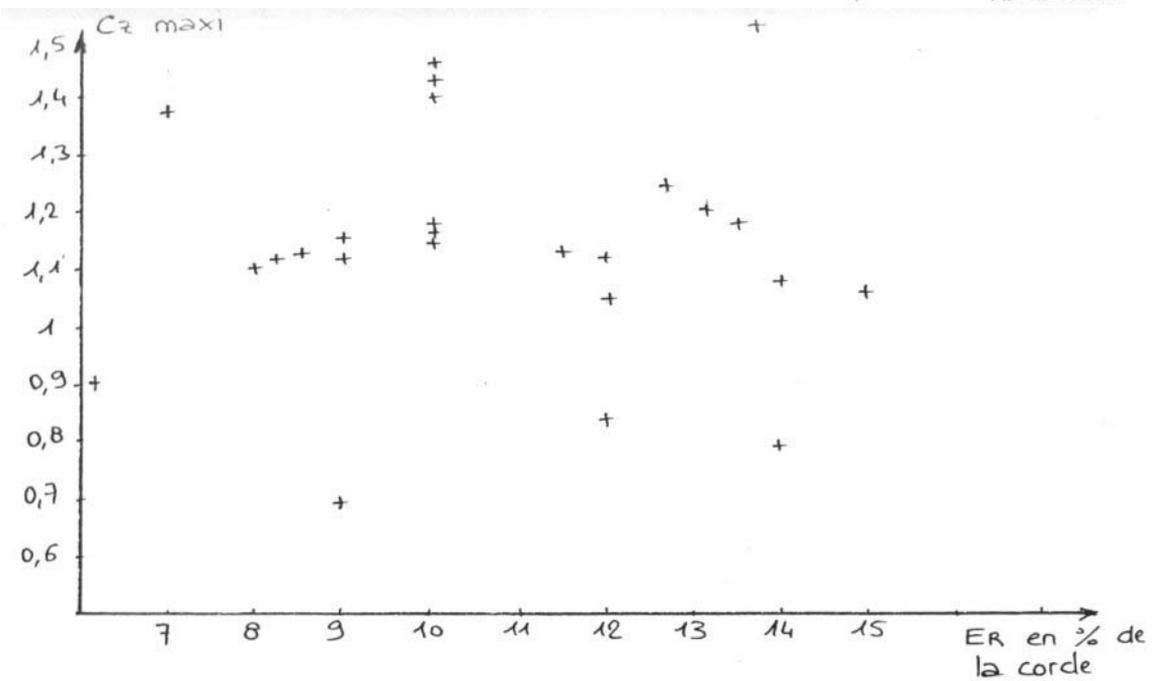
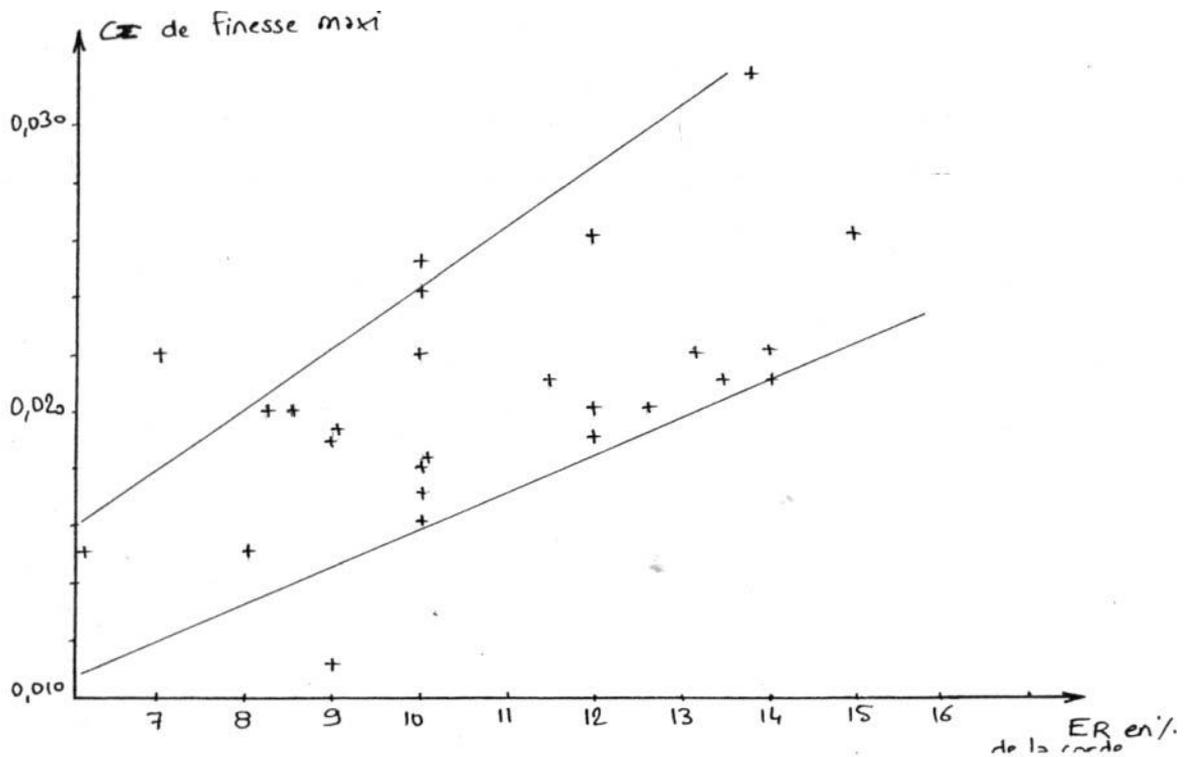


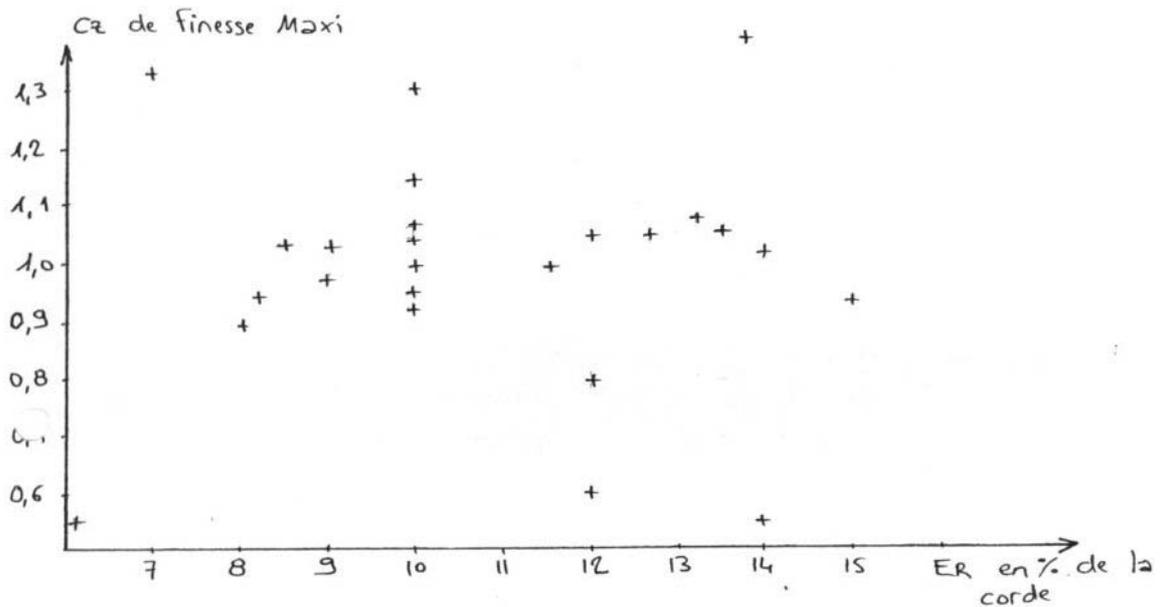
Conclusion de l'influence de la flèche sur les caractéristiques d'un profil :

- De la courbe (Fig.1), on voit que la traînée du profil n'est absolument pas fonction de sa flèche étant donné la dispersion des points.
- De la courbe (Fig.2), on voit que le C_x maxi croit assez régulièrement avec la flèche; ceci a permis de tracer deux droites enveloppes de la région la plus probable des valeurs de C_x maxi pour une flèche donnée (ceci permet de réaliser une bonne approximation de la valeur de C_x maxi d'un profil lorsqu'on connaît sa flèche).

- De la courbe (Fig.3), on voit que les valeurs de C_z de finesse maxi sont plus dispersées que celles de C_z maxi (ce qui est normal car la notion de finesse maxi fait intervenir le C_x et on a vu que celui-ci était quelconque); nous avons néanmoins tracé 2 droites enveloppes.

Influence de l'épaisseur relative :





Conclusion de l'influence de l'épaisseur relative sur les caractéristiques d'un profil :

- De la courbe (Fig.4), on voit que la traînée du profil augmente de façon sensible avec l'épaisseur relative.
- Des courbes (Fig.5) et (Fig.6), on voit que l'épaisseur relative n'a pas d'influence sur la portance d'un profil.

Exemple d'utilisation des courbes :

Supposons que l'on ne connaisse un profil que par sa silhouette; il faudrait avoir une idée de ses caractéristiques.

On peut mesurer à partir de la silhouette la flèche et l'épaisseur relative. Soient $f = 2\%$ et $Er = 10\%$.

- A partir de la courbe (Fig.2) on voit que le Cz maxi sera compris entre 0,9 et 1,05.
- A partir de la courbe (Fig.3) on voit que le Cz de finesse maxi sera compris entre 0,7 et 0,95.
- A partir de la courbe (Fig.4) on voit que le Cx à finesse maxi sera compris entre 0,016 et 0,024.

Ces résultats ne sont bien sûr pas certains puisque les droites tracées sur les "nuages" de points excluent quelques points, mais ils peuvent donner une indication pouvant servir de base à un premier calcul de caractéristiques du planeur.

Remarques générales sur les profils :

- ① Sur la forme de la ligne moyenne : le Cx est plus faible pour un profil biconvexe que pour un profil creux de même épaisseur.
- ② Plus le rayon du bord d'attaque est grand, moins le décrochage est brutal.
- ③ Il faut vérifier que le profil est compatible avec les vitesses de vol prévues.

Introduction sur les types de profils utilisés en modèle réduit et sur leur désignation :

Profils utilisés :

- ① Clark
- ② Eppler
- ③ Ritz
- ④ Wortmann, Bertin, NACA... (dits laminaires)
- ⑤ NACA non laminaires

- ① Simples de construction, de pilotage, de réglage.
- ② Les plus utilisés car spécialement étudiés pour les modèles réduits; bon rendement à faible nombre de Reynolds.
- ③ Principalement pour l'acro et les 4m.
- ④ Les laminaires étudiés en tant que tels en grandeur ne le sont pas en modèle réduit, mais semblent s'adapter aux écoulements turbulents.
- ⑤ Utilisés pour l'acro et les 4m et unanimement employés pour les stabs.

Désignation : Voici ce que signifient les chiffres qui entrent dans la désignation des profils :

Ritz 2.30.12 : 2 signifie creux (ou flèche de 2%)
30 signifie que l'épaisseur maxi se trouve à 30% de la corde à partir du bord d'attaque
12 représente l'épaisseur relative en pourcentage de la corde

FX 62 K 131 17 : FX signifie Wortmann
62 est l'année de création du profil
K signifie klappen (volets en Allemand), c'est-à-dire que ce profil est étudié pour être équipé de volets de courbure.
131 est l'épaisseur relative : 13,1% de la corde
17 est , lorsqu'il y a K, la corde du volet de courbure en pourcentage de la corde de l'aile.

E 174 : E signifie Eppler
174 est un numéro d'ordre ne donnant aucune indication.

NACA 2409 : série à 4 chiffres
2 est la flèche maxi 2%
4 est la position de cette flèche sur la corde en dixièmes \Rightarrow 40%
09 est l'épaisseur relative en % de la corde.

NACA 23012 : série à 5 chiffres
 $2 \Rightarrow C_z \text{ maxi} = \frac{3}{2} \times 2$
30 est le double de la position de la flèche en % de la corde \Rightarrow 15%
12 est l'épaisseur relative en % de la corde.

NACA 633618 : série à 6 chiffres
6 : numéro de la série
3 est la position du point de pression minimal en dixièmes de la corde

3 : étendue en dixièmes de C_z de part et d'autre du C_{zi} de la bosse laminaire

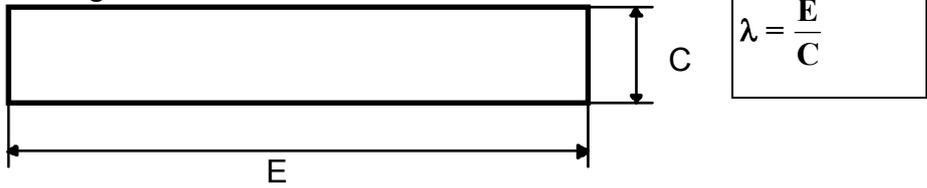
6 : valeur du C_z maxi en dixièmes (0,6)

18 est l'épaisseur relative exprimée en % de la corde.

L'ALLONGEMENT

Définition :

L'allongement λ est facile à définir sur une aile rectangulaire : c'est le rapport de l'envergure E sur la corde C :



Pour une aile trapézoïdale, c'est le rapport de l'envergure E sur la corde moyenne C_{moy}



Pour une aile Δ on ne peut pas le définir de cette façon; on le définit comme étant le rapport du carré de l'envergure par la surface de l'aile :

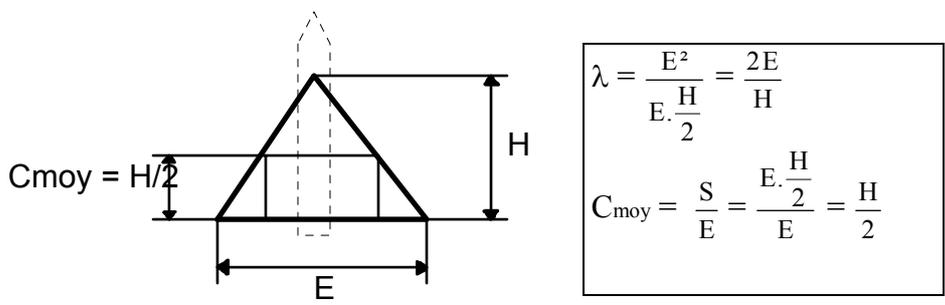
$$\lambda = \frac{E}{C} = \frac{E}{E} \times \frac{E}{C} = \frac{E^2}{S}$$

Remarques :

- Pour la surface S on tient aussi compte de la partie de l'aile cachée par le fuselage.
- La surface alaire exclut les surfaces des gouvernes de profondeur car celles-ci ne portent pas, elles stabilisent.

De plus, cette formule est valable pour toutes les formes d'ailes, réciproquement, on peut définir la corde moyenne comme le rapport $\frac{E}{\lambda} = \frac{E \cdot S}{E^2} = \frac{S}{E}$, ce qui permet de la situer, cela peut être utile par la suite (par exemple pour centrer l'appareil; en effet, le centrage doit s'effectuer en connaissance du centre de poussée qui est sur cette corde moyenne).

Exemple :



Lors de l'écoulement de l'air autour d'une aile, dont l'angle d'attaque est α , il se produit autour du profil, par l'effet de la viscosité, une circulation qui donne naissance à une force perpendiculaire à l'écoulement libre et appelée portance.

Pour une aile d'envergure E , la circulation et donc la portance varient le long de cette aile; d'après la loi de Prandtl, la force de tourbillon totale est constante et l'on en déduit que des lignes de tourbillons s'écartent de l'aile; celle-ci se dirigent vers l'arrière et rejoignent les lignes d'écoulement derrière l'aile; elles provoquent un champ de vitesse incliné vers le bas. De ce fait, l'aile rencontre l'écoulement sous un angle qui diffère de l'angle d'attaque géométriquement, la différence étant appelée angle induit. Cet angle se calcule à partir de la formule :

$$\alpha_i = 57,3 \frac{C_z}{\pi \cdot \lambda} \quad (\text{en degrés})$$

La force élévatrice s'incline vers l'arrière en donnant naissance à une composante dirigée dans le sens de l'écoulement; celle-ci, équivalente à une traînée (traînée induite) s'ajoute à celle existant déjà (même dans un écoulement sans frottements). La traînée induite se calcule simplement :

$$R_{x_i} = C_{x_i} \cdot S \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2}$$

$$\text{avec } C_{x_i} = \frac{C_z^2}{\pi \cdot \lambda}; \text{ avec } \lambda = \frac{E^2}{S}$$

On voit donc que lorsque l'allongement augmente, la traînée diminue; c'est pourquoi les planeurs modernes grands ont un allongement important (de l'ordre de 20 à 30) afin de diminuer la traînée induite.

En modélisme, le problème est différent; en effet nos planeurs évoluent à des Re proches du Re critique) au dessous duquel les caractéristiques des profils chutent en catastrophe. Si, pour une envergure donnée, on augmente l'allongement (donc on diminue les cordes) pour obtenir une traînée induite plus faible, on risque de faire évoluer dans un Re subcritique avec toutes les conséquences néfastes que cela implique; de toute façon, lorsqu'on augmente λ même si l'on atteint pas Re , nos planeurs évoluent dans des plages de Re plus faible, ce qui réduira les performances des profils. Ainsi, un gain de traînée induite résultant d'un accroissement de l'allongement pourra être annulé par l'augmentation de la traînée provoquée par la diminution de Re , par la réduction de la corde. On peut calculer l'influence de ces deux phénomènes d'effets opposés pour savoir s'il est utile ou non d'augmenter l'allongement, et trouver l'allongement optimum.

Exemple :

E 61, planeur de 2 m d'envergure.

Admettons que l'on veuille faire travailler ce profil à finesse max.

On ne change pas la vitesse de vol que l'on fixe à 6 m/s (on la suppose constante).

On peut tracer $C_{x_i} = f(\lambda)$ puis $C_x = f(\lambda)$, puis la courbe $C_{x_i} + C_x = f(\lambda)$ dont le minimum nous donnera l'allongement idéal.

$$\begin{aligned} \lambda_1 = 5,5 &\Rightarrow Re = 68\ 000 \cdot V \cdot \frac{E}{\lambda} \\ &\Rightarrow Re = 68\ 000 \cdot 6 \cdot \frac{2}{5,5} \\ &\Rightarrow Re = 148\ 363 \quad \Rightarrow Cz = 1,23 \quad \Rightarrow Cx = 0,015 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \lambda_2 = 10 &\Rightarrow Re = 68\ 000 \cdot 6 \cdot \frac{2}{10} \\ &\Rightarrow Re = 81\ 600 \quad \Rightarrow Cz = 1,31 \quad \Rightarrow Cx = 0,022 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \lambda_1 = 5,5 &\Rightarrow Re = 68\ 000 \cdot 6 \cdot \frac{2}{14} \\ &\Rightarrow Re = 58\ 285 \quad \Rightarrow Cz = 1,33 \quad \Rightarrow Cx = 0,027 \end{aligned}$$

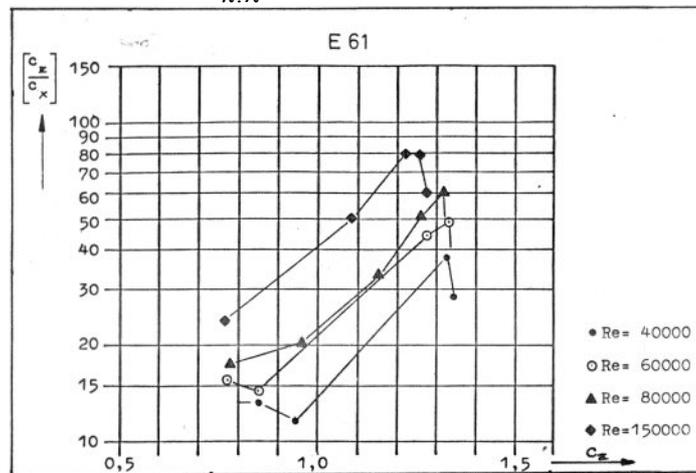
$$\begin{aligned} \lambda_1 = 5,5 &\Rightarrow Re = 68\ 000 \cdot 6 \cdot \frac{2}{20} \\ &\Rightarrow Re = 40\ 800 \quad \Rightarrow Cz = 1,32 \quad \Rightarrow Cx = 0,035 \end{aligned}$$

Commentaires :

A partir du Re on se reporte sur la courbe $\left[\frac{Cz}{Cx} \right] = f(Cz)$ où on lit le Cz à finesse max.,

puis on calcule le Cx à partir du $\frac{Cz}{Cx}$.

On utilise enfin la formule $Cx_i = \frac{Cz^2}{\pi \cdot \lambda}$ pour calculer le Cx_i.



Calcul des Cx_i :

$$\begin{aligned} Cx_{i1} &= \frac{1,23^2}{\pi \cdot 5,5} = 0,087 \\ &\Rightarrow Cx + Cx_i = 0,103 \end{aligned}$$

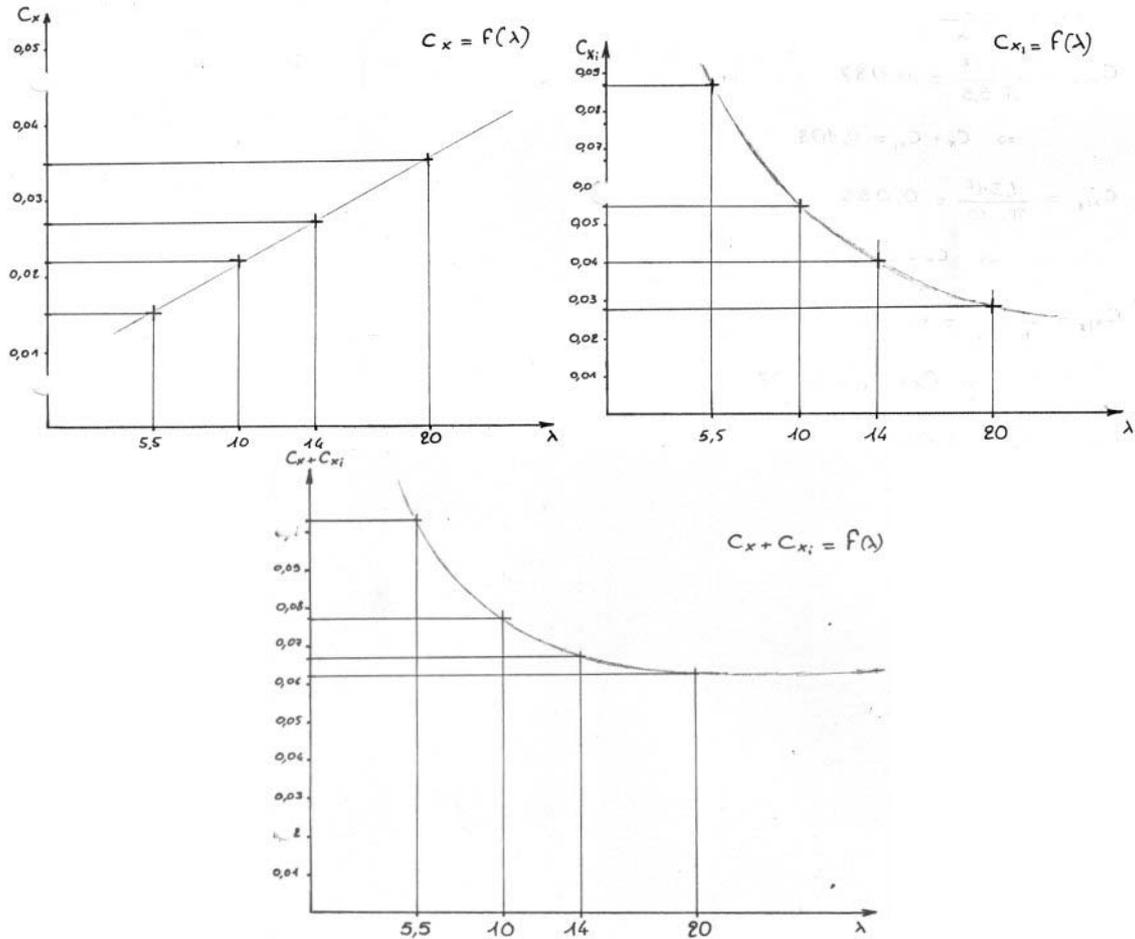
$$\begin{aligned} Cx_{i2} &= \frac{1,31^2}{\pi \cdot 10} = 0,055 \\ &\Rightarrow Cx + Cx_i = 0,077 \end{aligned}$$

$$Cx_{i3} = \frac{1,33^2}{\pi \cdot 14} = 0,040$$

$$\Rightarrow C_x + C_{x_i} = 0,067$$

$$C_{x_{i1}} = \frac{1,32^2}{\pi \cdot 20} = 0,028$$

$$\Rightarrow C_x + C_{x_i} = 0,062$$



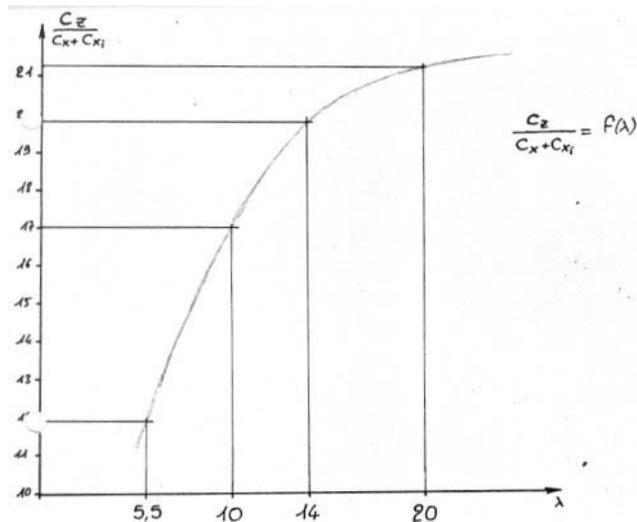
Cette courbe montre l'évolution du coefficient de traînée de l'aile entière ($C_x + C_{x_i}$: coefficient de traînée de profil + coefficient de traînée induite) ce dernier diminue quand λ augmente. Afin de trouver λ permettant de faire travailler l'aile à finesse max., il est nécessaire de faire intervenir le coefficient de portance C_z . La finesse max. de l'aile se traduira par le rapport $\frac{C_z}{C_x + C_{x_i}}$ max., nous allons donc tracer la courbe $\frac{C_z}{C_x + C_{x_i}} = f(\lambda)$

$$C_z = 1,23 \Rightarrow C_x + C_{x_i} = 0,103 \Rightarrow \frac{C_z}{C_x + C_{x_i}} = 11,94$$

$$C_z = 1,31 \Rightarrow C_x + C_{x_i} = 0,077 \Rightarrow \frac{C_z}{C_x + C_{x_i}} = 17,01$$

$$C_z = 1,33 \Rightarrow C_x + C_{x_i} = 0,067 \Rightarrow \frac{C_z}{C_x + C_{x_i}} = 19,85$$

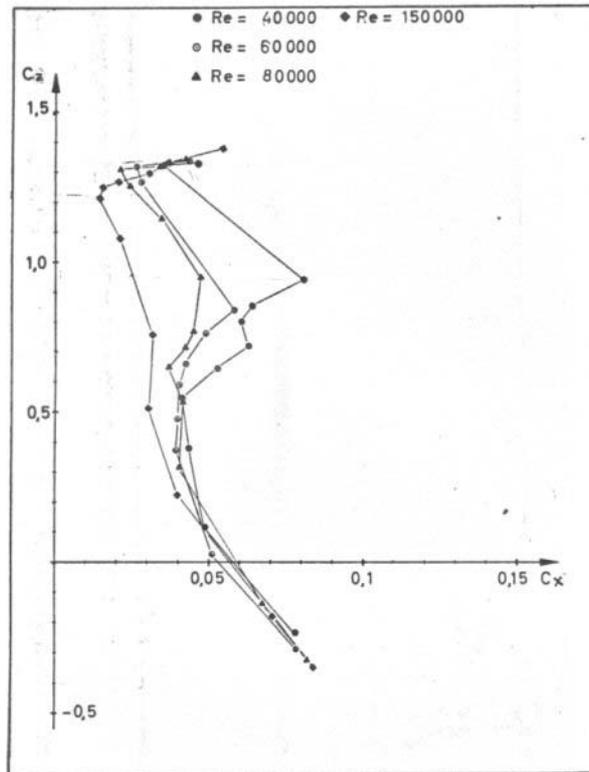
$$C_z = 1,32 \Rightarrow C_x + C_{x_i} = 0,062 \Rightarrow \frac{C_z}{C_x + C_{x_i}} = 21,29$$



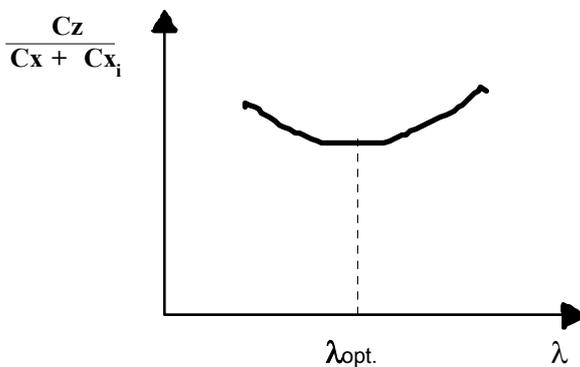
Théoriquement, d'après les courbes ainsi obtenues, il faudrait donc faire un allongement le plus grand possible. Toutefois ce raisonnement n'est valable que lorsque le planeur vole à finesse max., ce qui n'est pas toujours le cas. Pour obtenir l'allongement optimum dans un maximum de configuration de vol, il faut faire un compromis et donc retracer la série de courbes précédentes à partir d'un C_z (et donc d'un C_x) différent. Pour choisir ces valeurs, on utilise la polaire du profil.

Il faut cependant ne pas prendre des valeurs trop importante de λ car pour une envergure donnée, cela conduit à diminuer la corde, donc la surface et par conséquent la force de portance de l'aile, car R_z force de portance qui doit sustenter l'avion n'est pas seulement fonction de C_z mais aussi de S : $R_z = C_z \cdot S \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2}$; R_z doit être égale au poids de l'avion; ceci conduit à déterminer une surface mini, ce que nous calculons avec la formule :

$$S = \frac{R_z \cdot 2}{C_z \cdot V^2} \text{ avec } R_z = P$$



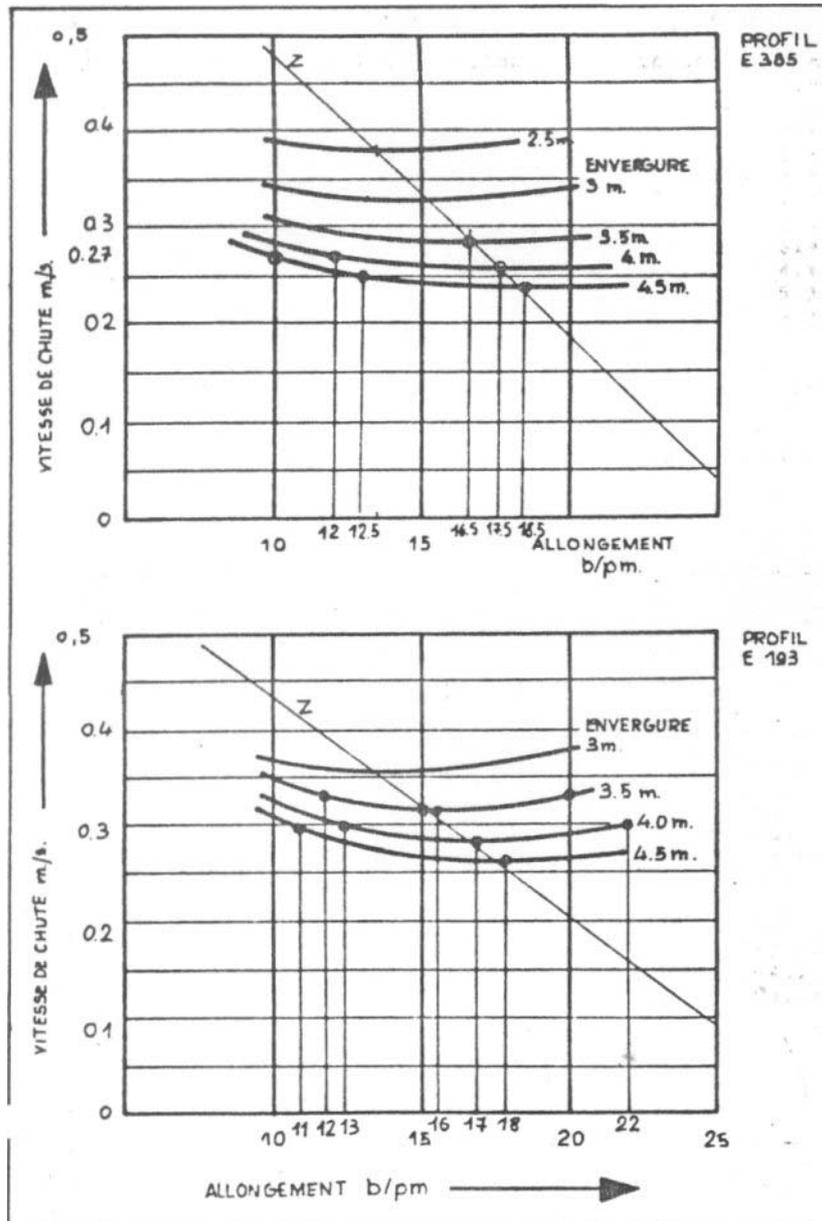
En effet , on s'aperçoit que dans la zone de $C_z \approx 1$, le C_x varie énormément suivant le Re avec lequel on travaille. En fait, si l'on traçait la courbe $\frac{C_z}{C_x + C_{x_i}} = f(\lambda)$, nous obtiendrions une courbe qui aurait l'allure suivante :



qui nous donnerait par lecture directe λ_{opt} . (λ optimum).

Une autre méthode de calcul consiste à prendre les hypothèses suivantes :

- envergure donnée
- profil donné (2 essais E 193 - E 385)
- on se place en vitesse de chute mini; pour cela on utilise la courbe $\frac{C_z^3}{C_x^2} = f(C_z)$, dont les résultats ont été transformés en courbes [Vitesse de chute (en m/s) = $f(\lambda)$].



Conclusions, interprétation des résultats fournis par l'étude :

- L'allongement optimal est obtenu pour les valeurs de λ correspondant aux vitesses de chute les plus basses. On remarque que l'on peut tracer une droite passant par tous ces points déterminés pour chaque envergure.
- Mais on remarque que pour les petites envergures, l'écart de performances varie peu si l'on s'écarte de l'allongement optimum.

Exemple : première courbe, profil E 385

- planeur de 2,5 m d'envergure

L'allongement optimal est de 13 et correspond à une vitesse de chute de 0,38 m/s
Un allongement de 10 à 17 n'augmente pas la vitesse de chute de plus de 0,01 m/s (0,39 m/s), ce qui représente un pourcentage de 2,6 %.

- planeur de 3 m

L'allongement optimal est de 15 et correspond à une vitesse de chute de 0,32 m/s

Cette vitesse n'augmente pas plus que 0,01 m/s (0,33 m/s) pour des allongements allant de 11 à 18, soit 3 %.

- planeur de 3,5 m

La courbe n'a plus une allure symétrique, c'est-à-dire qu'il est plus néfaste de trop diminuer l'allongement que de trop l'augmenter; en effet, l'allongement devient plus important sur C_{x_i} (traînée induite) que sur C_x (traînée du profil).

- planeur de 4 m

L'allongement idéal est 17,5; si on diminue cet allongement jusqu'à 12, on perd

$$\frac{0,27 - 0,255}{0,255} = 6 \% \text{ de performances en vitesse de chute.}$$

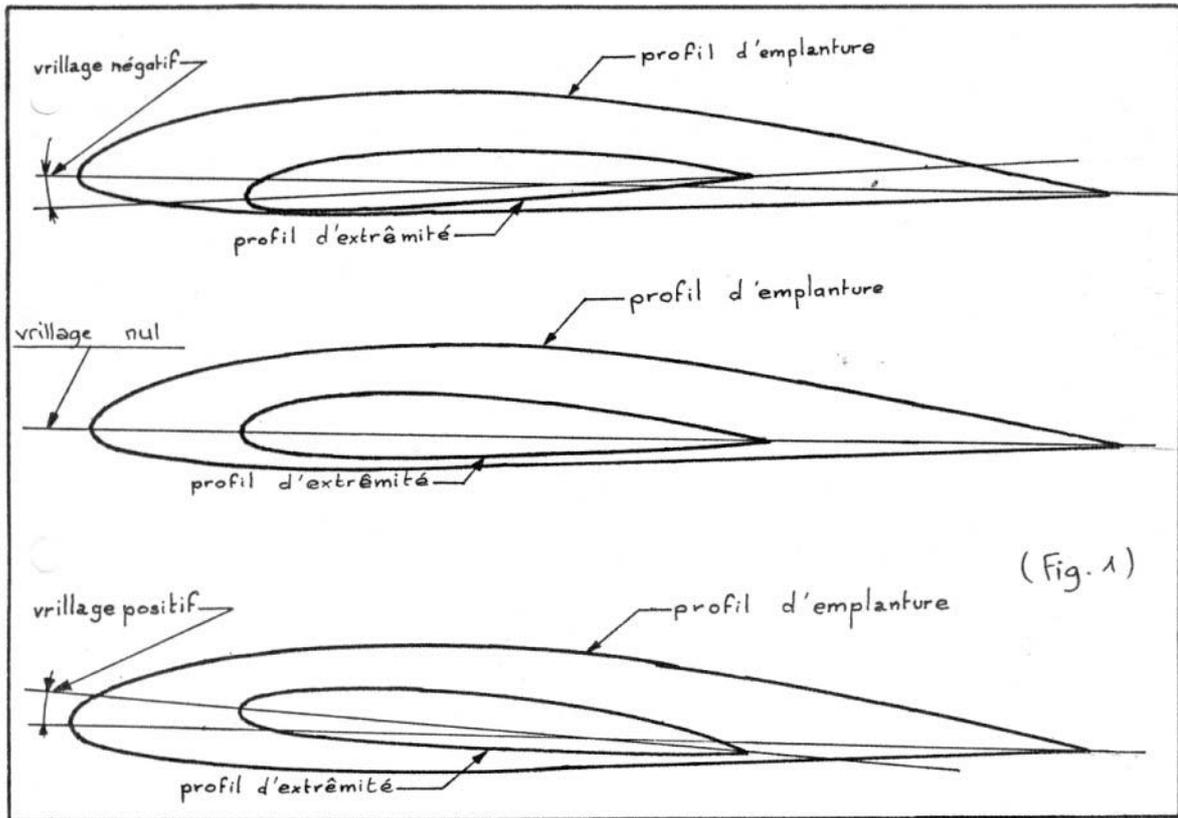
Ce pourcentage n'est encore pas très important pour une telle diminution de l'allongement, et il faut se rendre compte que si on reste dans une fourchette d'allongement comprise entre 15 et 20, l'effet de l'allongement ne se fait pas sentir sur la vitesse de chute, car il y a équilibre entre les 2 phénomènes opposés qui interviennent, à savoir la variation de traînée induite et la variation des performances du profil.

Remarques :

- Pour réduire la traînée induite, on peut aussi agir sur la répartition de la portance le long de l'aile; on montre en effet que lorsque la répartition de portance est elliptique le long de l'envergure, la traînée induite est minimale.
- Ces considérations de traînée ne doivent pas être les seules à intervenir pour la détermination de l'allongement; en effet, si pour une envergure donnée, on augmente l'allongement, on réduit la corde donc l'épaisseur de l'aile, donc sa résistance et se posent alors les problèmes de résistance à la flexion.

LE VRILLAGE

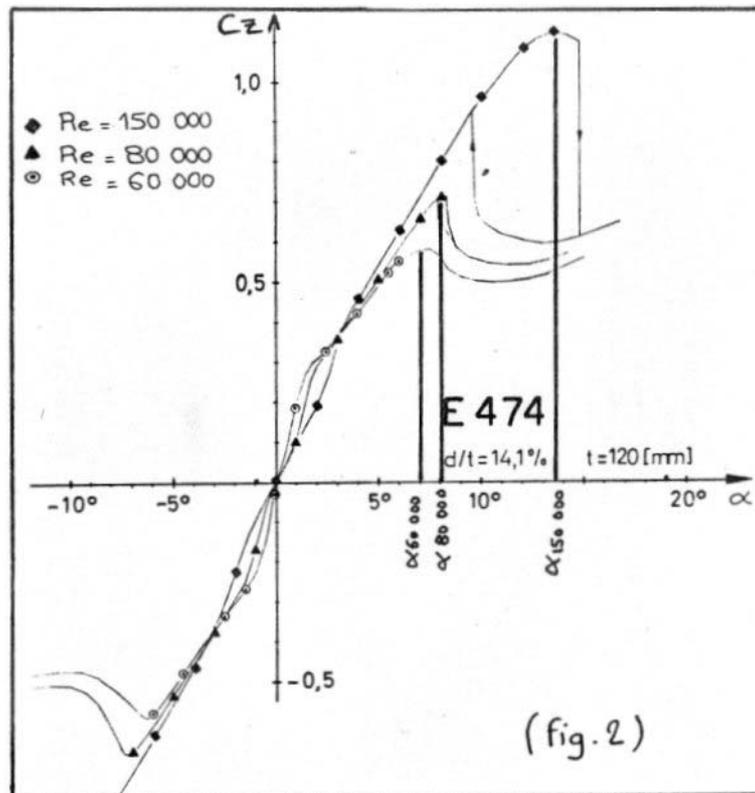
Un profil possède un axe de référence : la corde; celle-ci passe par le bord d'attaque et le bord de fuite. L'angle de cette corde avec le vent relatif est l'angle d'incidence. Lorsqu'une aile est vrillée, toutes les parties de l'aile n'ont pas la même incidence; on distingue le vrillage positif et le vrillage négatif ce qui décrit la position du profil d'extrémité par rapport au profil d'emplanture (Fig.1).



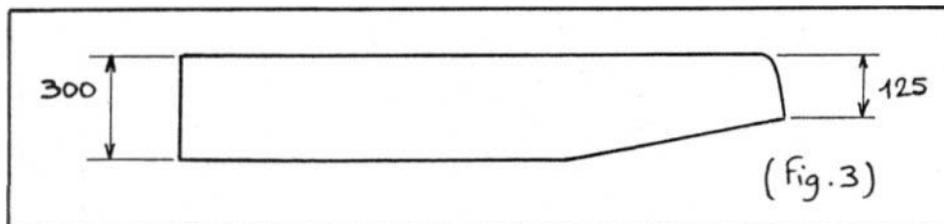
Le vrillage a deux effets principaux :

- Il est l'un des trois moyens d'obtenir une répartition de portance elliptique le long de l'aile.
- Lorsqu'il est négatif, il est utilisé pour éviter que le décrochage n'ait lieu à l'extrémité de l'aile avant d'intervenir à l'emplanture; en effet, une aile décroche sainement si elle décroche d'abord à l'emplanture, puis à l'extrémité.

Prenons l'exemple d'une aile équipée d'un Eppler 474 dont la polaire est représentée en (Fig.2) et dont les dimensions sont données en (Fig.3).



(fig. 2)



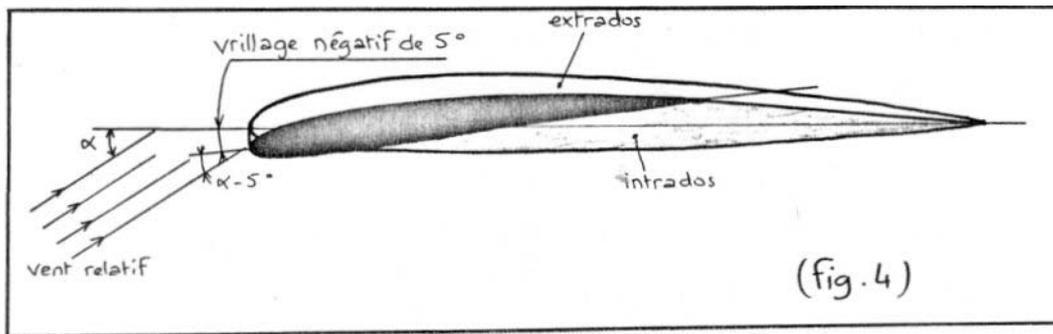
(Fig. 3)

Le décrochage intervient au moment où les trois courbes $C_z(\alpha)$ atteignent leurs maximums; on voit que le décrochage ne se produit pas aux mêmes incidences selon que l'aile évolue à $Re = 150\,000$, à $Re = 80\,000$ ou à $Re = 60\,000$. On a respectivement les trois incidences de décrochage : $\alpha_{150\,000} = 13,5^\circ$; $\alpha_{80\,000} = 8^\circ$; $\alpha_{60\,000} = 7^\circ$ (cf Fig.2).

Imaginons que ces ailes ne soient pas vrillées et que le planeur est en vol stable à une incidence de 2° par exemple; si nous augmentons l'incidence en réduisant la vitesse (par exemple pour effectuer une approche), nous arrivons à une incidence de 8° pour toute l'aile et à 7 m/s; l'extrémité de l'aile vole alors à $Re = 68000 \times 7 \times 0,125 = 60\,000$ et l'emplanture vole à $Re = 68000 \times 7 \times 0,300 = 143\,000$. On voit que l'extrémité volant à 8° pour $Re = 60\,000$ a décroché tandis que l'emplanture est à 8° encore très loin du décrochage puisque celui-ci se produit à 13° pour $Re = 143\,000$.

Votre planeur est alors "privé" de ses extrémités d'ailes qui ne portent plus et il ne vous reste plus qu'à imaginer sa stabilité en roulis !!...

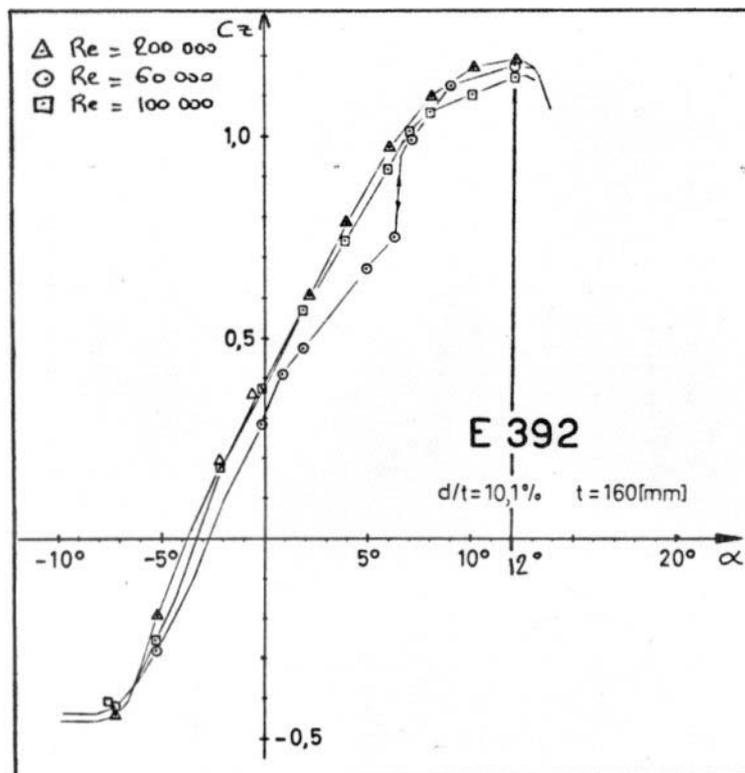
Le remède est donc de vriller l'aile; dans le cas de cette aile à extrémités trapézoïdales, on ne vrillera que les parties non rectangulaires; le vrillage sera négatif et aura une valeur au moins égale à $13^\circ - 7^\circ = 6^\circ$; l'extrémité volera alors avec une incidence de 5° inférieure à celle de l'emplanture (Fig.4).



Cette fois, lorsqu'on augmente l'incidence, on obtiendra simultanément 7° à l'extrémité et 12° à l'emplanture, et l'aile décrochera en une seule fois toute entière, les ailerons restant efficaces jusqu'au bout.

On peut encore rendre le décrochage plus sain en faisant décrocher l'emplanture avant les extrémités, ceci étant réalisé par un vrillage encore plus important des extrémités (6° au lieu de 5° dans l'exemple précédent).

Pour certains profils comme Eppler 392, on voit que, quel que soit le nombre de Reynolds auquel ce profil travaille, le décrochage intervient pour la même incidence $\alpha = 12^\circ$.



Donc, quelles que soient les cordes de l'aile, une aile équipée d'un tel profil décrochera en même temps à l'emplanture et à ses extrémités. On peut cependant lui donner un faible vrillage négatif (1° ou 2°) afin de faire décrocher l'emplanture avant les extrémités, ainsi, lors d'une augmentation d'incidence, l'emplanture atteindra la valeur de 12° (décrochage) avant les extrémités.

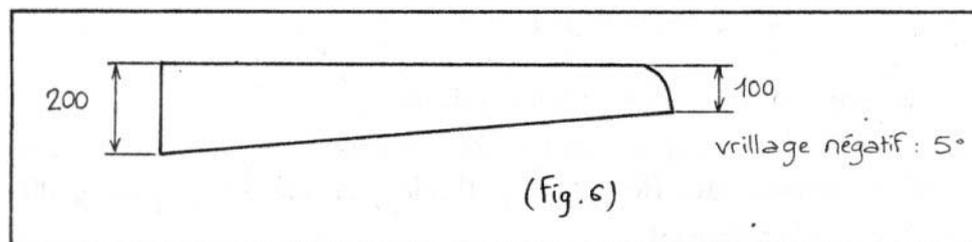
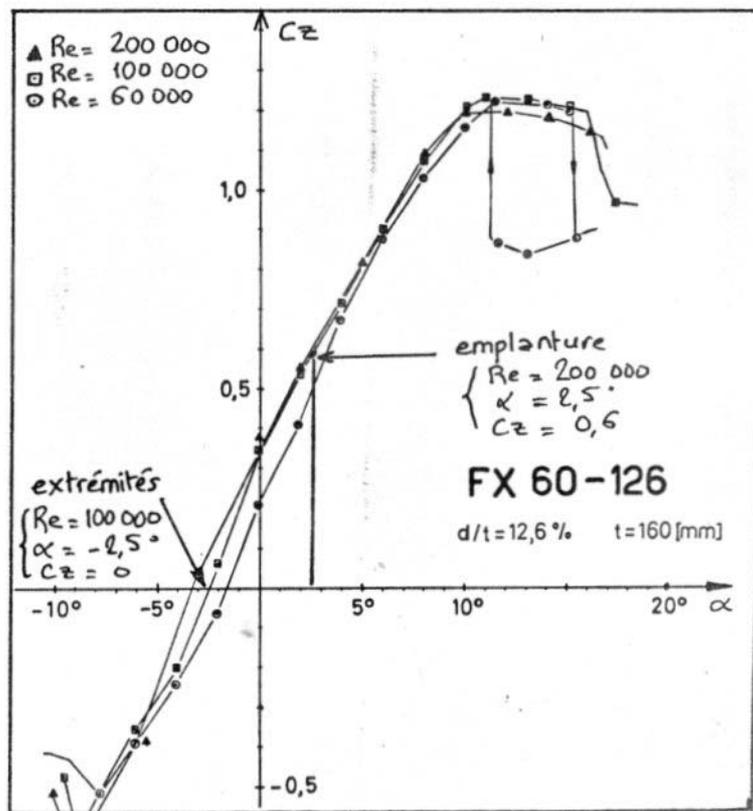
Dans le cas d'une aile rectangulaire :

- Etant donné que toutes les parties de l'aile travaillent au même nombre de Reynolds, l'aile, si elle n'est pas vrillée, décrochera globalement.
- On peut cependant la vriller pour faire décrocher l'emplanture avant les extrémités.

Dans le cas d'un planeur de vitesse :

Pour un planeur de vitesse ou pour un planeur classique que l'on fait accélérer, le vrillage peut avoir pour effet de mal répartir les portances le long de l'aile, ce qui engendre des efforts susceptibles de déformer, voire de rompre les ailes :

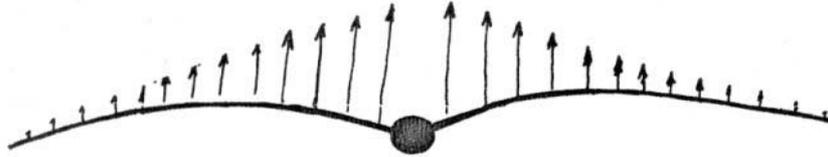
Prenons l'exemple d'une aile équipée d'un Wortmann FX 60.126 (Fig.5) et dont les dimensions sont définies en (Fig.6) et qui serait vrillée de 5° (ceci pour l'exemple car ce vrillage est excessif pour un tel profil).



Admettons que ce planeur vole à une vitesse telle que son aile à l'emplanture soit à $Re = 200\,000$, son extrémité volera à $Re = 100\,000$ (ceci correspond à une vitesse de vol de 53 km/h, ce qui est faible pour un vol de vitesse, mais nous ne disposons pas de polaires à $Re = 400\,000$ par exemple; le principe reste le même).

Lors de ce vol rapide, le C_z moyen sera par exemple de 0,3 car l'extrémité vole à $Re = 100\,000$, à $\alpha = -2,5^\circ$ et $C_z = 0$; et l'emplanture vole à $Re = 200\,000$, à $\alpha = -2,5^\circ + 5^\circ = 2,5^\circ$ et $C_z = 0,6$ (cf Fig.5). Le C_z varie donc fortement de l'emplanture au saumon, donc

la portance varie aussi beaucoup (elle sera plus forte à l'emplanture), ce phénomène étant renforcé par le fait que, l'aile étant trapézoïdale, la surface est plus grande à l'emplanture qu'à l'extrémité pour un même tronçon d'aile et que la vitesse est élevée; donc, en conclusion, l'emplanture porte "très fort" alors que les extrémités ne portent pas, ce qui implique des efforts qui font se déformer l'aile et lui font prendre la silhouette dite de "la mouette" :



Dans certains cas, si l'on diminue encore l'incidence, la portance devient négative en bouts d'aile alors qu'elle est positive à l'emplanture; ceci conduit à des sollicitations de flexion importantes propres à briser l'aile.

Conclusion : il ne faut surtout pas vriller exagérément l'aile d'un planeur devant voler vite à moins de le munir d'une structure très solide.

De toute façon, le vrillage d'une aile agissant sur la répartition de portance, il ne faudra pas trop l'exagérer pour essayer de conserver une répartition de portance elliptique.

LES AILES EN FLECHE

Distribution de la portance :

Hypothèse de Prandtl :

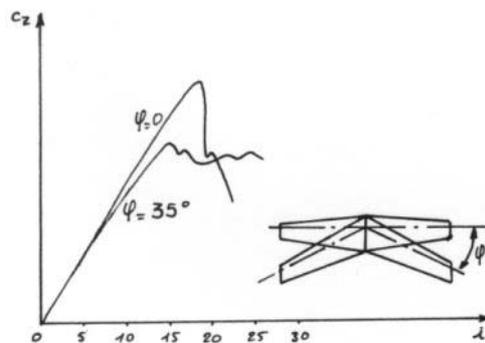
Prandtl identifie la surface portante à deux séries de tourbillons :

- Les tourbillons libres
- Les tourbillons liés; ceux-ci sont situés à environ $\frac{1}{4}$

Dans une aile en flèche, ces tourbillons :

- Augmentent le sillage de la partie centrale de l'aile
- Diminuent le sillage de la partie externe.

Comparons l'allure des courbes $C_z = f(i)$ entre une aile droite et une aile en flèche.

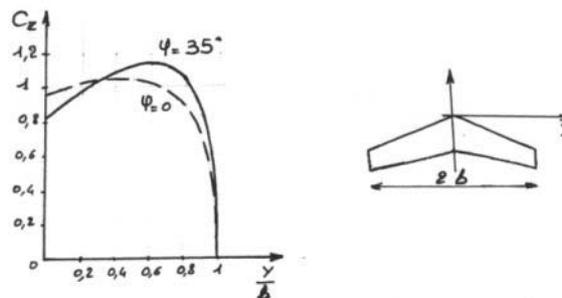


Nous voyons sur ce graphique que si le décrochage de l'aile en flèche apparaît plus tôt que celui de l'aile droite, il est moins brutal ce qui peut représenter certains avantages.

Remarque : pour une aile en flèche, seule la composante de vitesse normale au bord d'attaque $V_n = V \cdot \cos \varphi$ compte pour la portance. De plus, la configuration de l'aile n'est pas à l'incidence i , mais à l'incidence $\frac{i}{\cos \varphi}$.

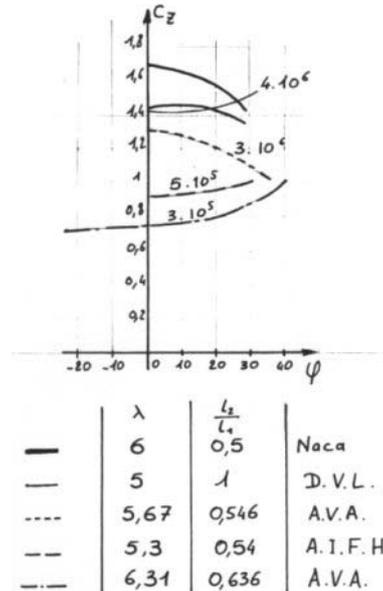
C_z maximum :

La portance d'une aile en flèche par rapport à une aile droite se déplace vers l'extérieur. La figure qui suit montre la répartition de portance tout au long de l'envergure.



De plus, de par l'échelonnement des pressions dues à la forme de l'aile, une dépression apparaît sur les parties externes de l'extrados : la couche limite est alors aspirée vers

l'extérieur et s'accumule aux extrémités. Cette accumulation de la couche limite, combinée à l'augmentation des valeurs de C_z , produit un décollement plus tôt sur les parties externes de l'aile en flèche que sur l'aile droite. D'autre part, le glissement de la couche limite entraîne une augmentation des C_z maxi dans la partie centrale. Ces deux effets se superposant, cela entraîne pour des nombres de Reynolds faibles des valeurs de C_z maxi plus élevées pour des ailes en flèche que pour des ailes droites.



Instabilité :

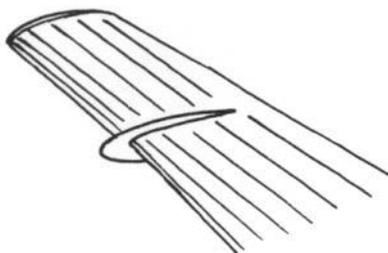
Le décollement sur les parties externes de l'aile en flèche provoque :

- Une instabilité transversale
- Des moments longitudinaux positifs (queue lourde) et brusques.

Pour y remédier, on pourra utiliser les artifices suivants :

- une profondeur aussi grande que possible sur les bords marginaux.
- Un faible rayon de bord d'attaque.
- Un aspiration ou un soufflage de la couche limite à l'extérieur de l'aile (difficile à réaliser).
- Des dispositifs auxiliaires tels que : fentes, volets d'intrados, de bord d'attaque, ailes à fentes...

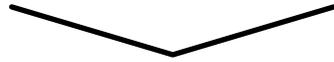
Les cloisons de décrochage sont un dispositif simple permettant de limiter les risques de perte de vitesse et d'augmenter la stabilité.



En conclusion, les caractéristiques de l'aile en flèche aux basses vitesses (vitesse de nos modèles en évolution lentes, ou ce qui pour nous constitue la tranche des vitesses moyennes) sont moyennes. Toutefois, par des artifices, nous pouvons augmenter l'efficacité de ces ailes à ces vitesses. De plus, l'aile en flèche présente d'énormes avantages dans des cas de centrage difficiles et dans le cas de modèles très rapides.

LE DIEDRE

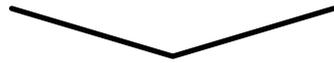
Les différents types de dièdre :



dièdre simple



dièdre complexe



dièdre positif



dièdre négatif

Utilité du dièdre :

L'angle du dièdre assure la stabilité latérale du planeur.

Exemple : le planeur amorçe une glissade sur un côté; sous l'effet de l'inertie, l'aile s'abaisse de ce côté et se relève de l'autre. Pour la partie abaissée, l'angle d'attaque augmente, il diminue et devient négatif pour la partie de l'aile qui s'est relevée. Il y a donc une augmentation de la poussée sur la partie abaissée; elle se relève donc et il y a rétablissement de l'équilibre initial.

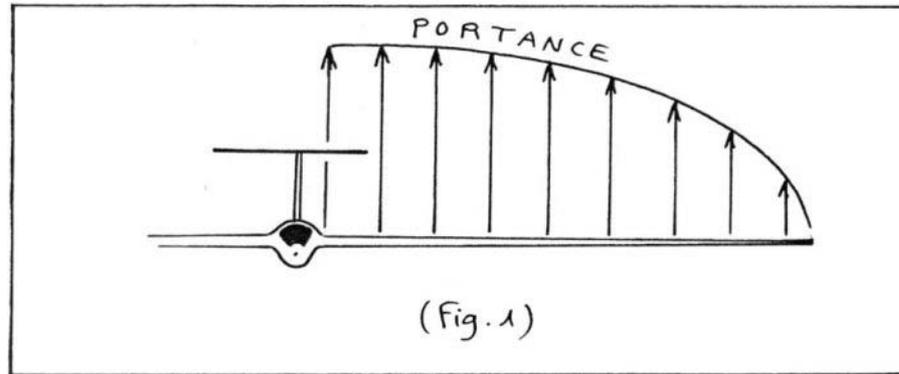
Sur les appareils qui n'ont pas de dièdre, aucune force n'intervient pour le rétablissement; il faut donc utiliser des ailerons afin d'avoir un vol stable.

En général, même pour des planeurs 3 axes, on conserve le dièdre qui augmente l'efficacité des ailerons.

Nota : Le dièdre peut être remplacé par un bord d'attaque en flèche importante.

LA REPARTITION DE PORTANCE ELLIPTIQUE

Des calculs d'aérodynamique montrent que la répartition idéale de la portance le long d'une aile est elliptique, ceci afin d'obtenir le meilleur rapport $\frac{\text{portance}}{\text{traînée}}$; ceci se traduit sous forme de schéma (cf Fig.1).



On cherche donc, lorsque l'on conçoit une aile, à se rapprocher le plus possible de cette configuration. Pour cela, il existe trois méthodes :

- on peut construire une aile de forme elliptique ou approchante
- on peut vriller l'aile
- on peut faire évoluer le profil

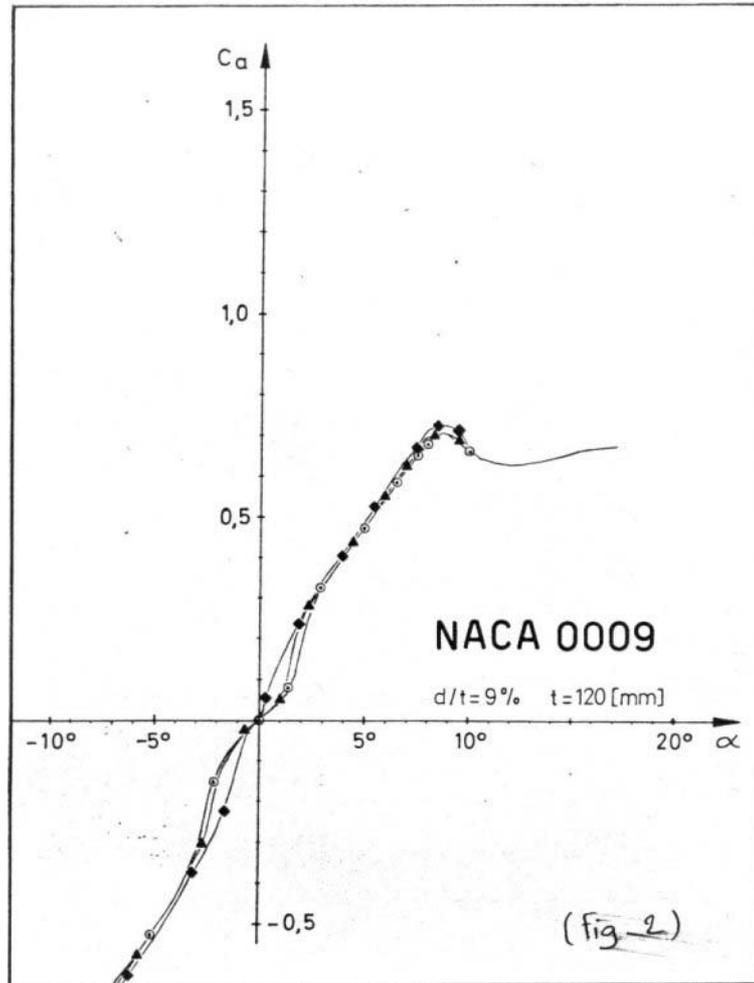
Ces trois méthodes peuvent être employées séparément ou simultanément. Voici leurs principes :

Aile de forme elliptique ou approchante :

Le principe est d'obtenir une portance R_z elliptique le long de l'aile.

$$\text{Or } R_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_z \cdot V^2$$

On voit que le long de l'aile, on ne peut faire varier que S et C_z (ρ et V^2 étant supposés constants). Pour certains profils, C_z ne varie que très peu dans la plage "classique" d'utilisation du profil, c'est-à-dire entre le décrochage et la portance nulle; c'est le cas pour le profil NACA dont la polaire $C_z(\alpha)$ est représentée en (Fig.2). On sait que, quels que soient les nombres de Reynolds auxquels on a mesuré C_z en fonction de α , le C_z est le même pour une même valeur de α .



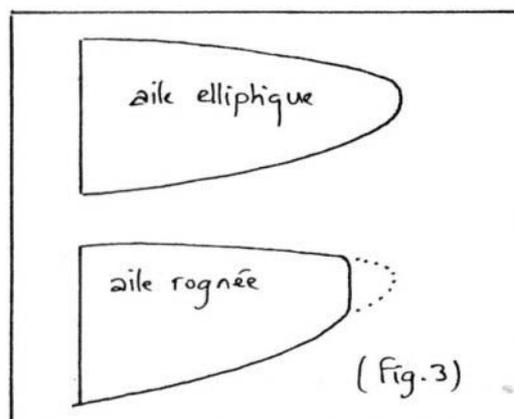
Ceci signifie que, quelle que soit la forme de l'aile, même si la corde varie (donc le nombre de Reynolds), le C_z ne varie pas le long de l'aile, et seule la surface S est importante dans le calcul de R_z .

Donc si la forme de l'aile est elliptique, la répartition de surface sera elliptique et la répartition de portance sera elliptique le long de l'envergure.

Ceci a été réalisé sur des avions comme le Spitfire ou le Heinkel 111, où les ailes étaient des ellipses parfaites, et sur lesquels même les empennages adoptaient cette forme.

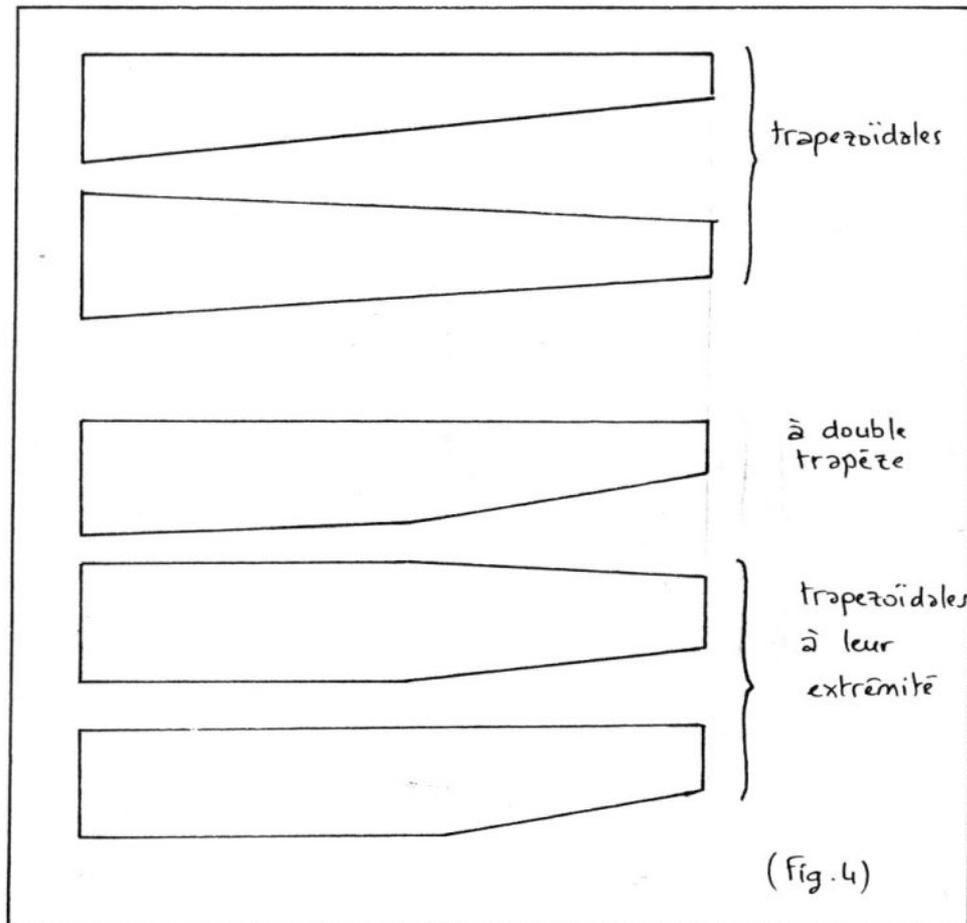
Cependant, des ailes de cette forme posent des problèmes aux basses vitesses à cause des faibles cordes de leurs bords marginaux, ce qui les rendait vicieux au décrochage.

Pour cette raison, les Spitfire eurent les ailes rognées (cf Fig.3) pour le vol à basse vitesses (appui au sol) mais perdirent de leur finesse donc de leur vitesse en vol rapide...

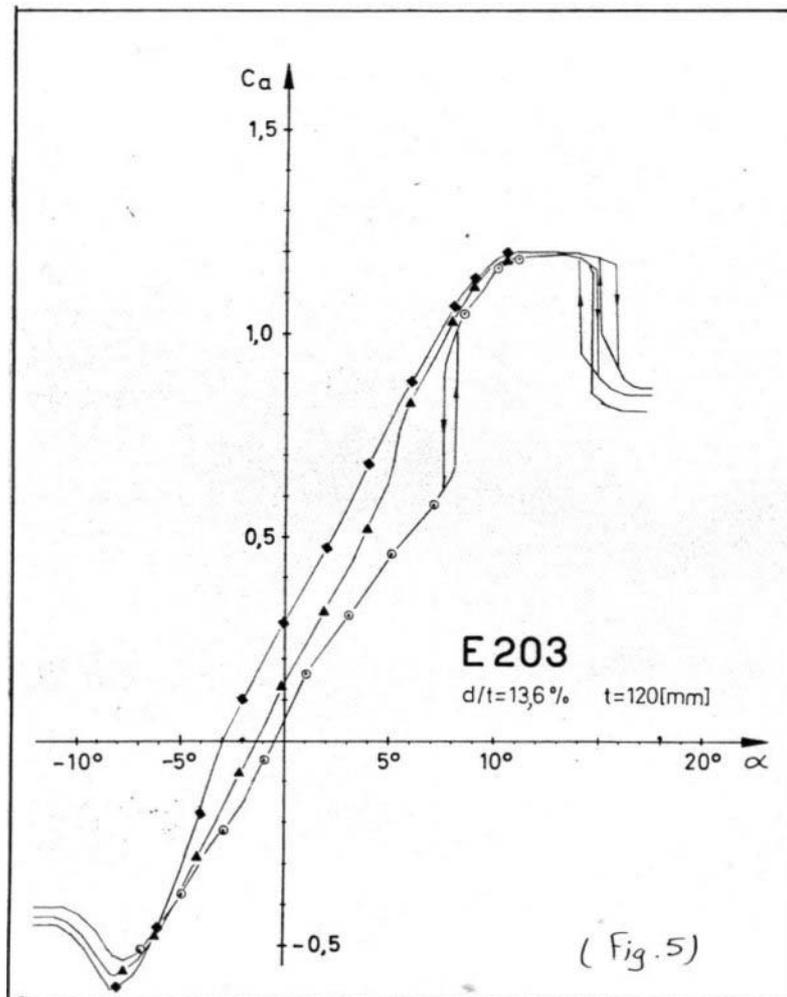


En résumé : Si l'on utilise un profil dont le C_z varie peu avec le nombre de Reynolds, il suffit de réaliser une aile de forme elliptique pour obtenir une portance elliptique.

Mais la difficulté de réalisation d'une telle aile (surtout au niveau du respect du profil car la corde varie tout au long de l'envergure) incite souvent à seulement approcher la forme; on réalise alors des ailes trapézoïdales ou à double trapèzes ou trapézoïdales à leur extrémité (cf Fig.14), toutes ces ailes ayant pour but de se rapprocher de la forme elliptique.



Attention : Si une aile est elliptique, elle n'offre une répartition elliptique que si le C_z du profil est constant le long de l'envergure, c'est-à-dire s'il ne varie pas trop avec le nombre de Reynolds. Or, ceci n'est pas le cas de tous les profils; contrairement au NACA 0009 de la (Fig.2), le profil Eppler 203 par exemple a un C_z qui varie beaucoup avec le nombre de Reynolds. Donc le R_z (portance) ne variera plus seulement avec la surface S , mais aussi avec le C_z le long de l'aile (cf Fig.5).



Une aile de forme elliptique équipée d'un Eppler 203 ne donnera donc pas une répartition de portance elliptique.

Le vrillage :

Un des but du vrillage est développé dans un chapitre qui lui est consacré : c'est l'influence du vrillage sur le décrochage. Ici, nous parlerons d'une autre utilisation du vrillage qui nous intéresse : il peut aussi être employé pour obtenir une répartition de portance elliptique le long de l'aile.

Le C_z varie en fonction de l'incidence comme le montre la (Fig.5) par exemple.

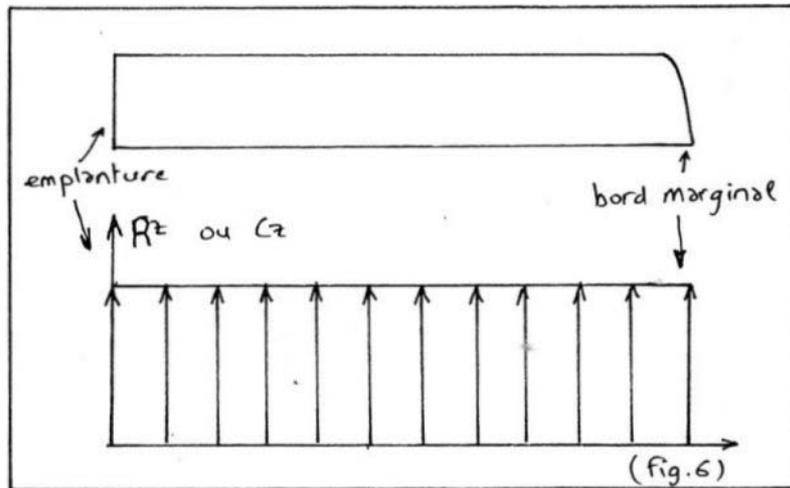
Pour obtenir une variation elliptique de R_z (portance) le long de l'envergure, on va cette fois agir sur C_z .

Sur une même aile, si toutes les parties de l'aile ne volent pas à la même incidence, elles n'auront pas le même C_z ; ainsi, en vrillant une aile négativement, les C_z iront en décroissant en allant de l'emplanture au bord marginal.

Exemple : soit une aile rectangulaire équipée d'un profil E203 dont la polaire est représentée en (Fig.5); nous allons tracer la portance de cette aile (ou le C_z ce qui

revient au même puisque sur une aile rectangulaire, la portance $R_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_z \cdot V^2$ ne

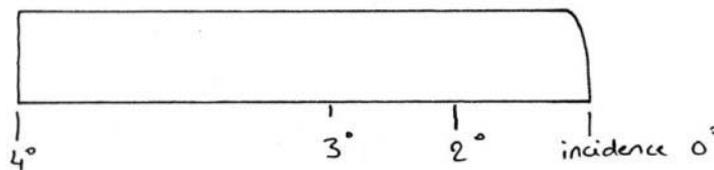
dépend que de C_z car les autres termes sont constants le long de l'envergure) en fonction de l'envergure pour cette aile non vrillée (Fig.6) et vrillée (Fig.7).



Dans le cas de l'aile non vrillée, toutes les parties de l'aile volent à la même incidence et le C_z est constant tout le long de l'aile.

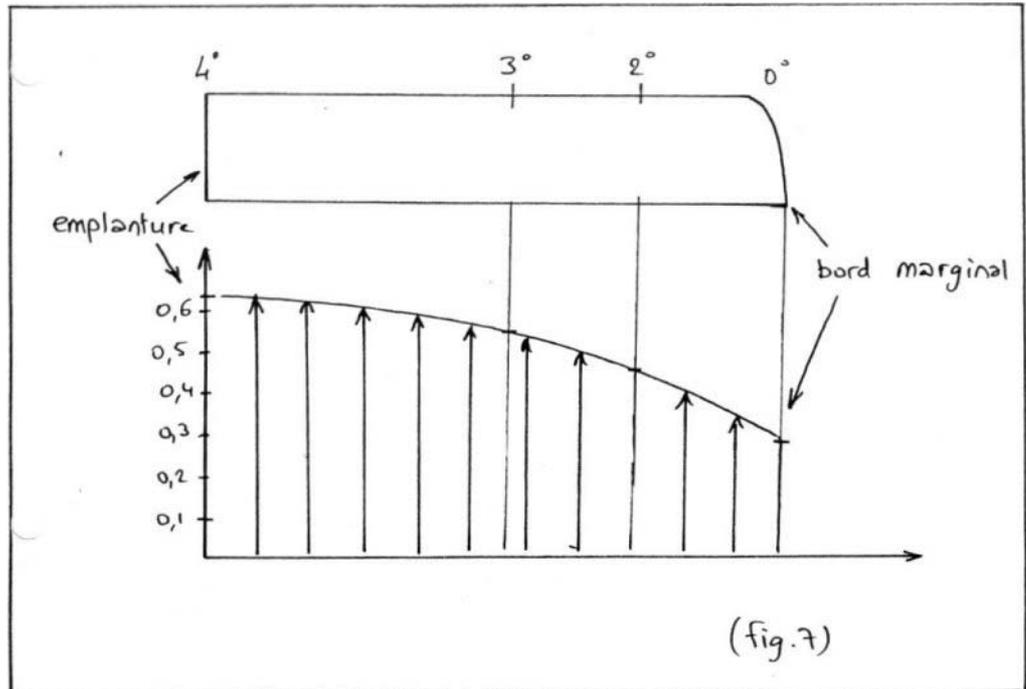
Considérons maintenant une aile vrillée négativement c'est-à-dire que les profils d'extrémité d'aile volent à une incidence plus faible que les profils vers l'emplanture. Prenons pour exemple une aile équipée d'un E203 dont la polaire se trouve (Fig.5). considérons que cette aile vole à 150 000 Reynolds, c'est-à-dire, considérons la courbes dont les points sont de losanges ♦.

Supposons que l'aile est vrillée comme l'indique la figure ci-dessous:



C'est-à-dire qu'il y a une différence d'incidence géométrique de 4° entre l'emplanture et l'extrémité. Supposons que cette aile vole ainsi, c'est-à-dire que l'incidence entre la corde d'emplanture et la direction du vent relatif est de 4° et qu'elle soit de 0° pour le bord marginal (on aurait pu faire voler l'aile à plus forte incidence; par exemple 6° pour l'emplanture et 2° pour le bord marginal, la différence géométrique étant toujours, bien sûr, de 4°).

Donc, on voit sur la courbe de la (Fig.5) que les C_z correspondant à des incidences de 0° , 2° , 3° et 4° sont respectivement pour ce profil : 0,3; 0,45; 0,55; 0,65. Ceci représenté



sur la (Fig.7) montre la répartition du C_z le long de cette aile.

On voit que cette répartition se rapproche de la répartition elliptique idéale.

Evolution du profil :

Dans cette méthode, le profil évolue le long de l'aile; on ne retrouve pas le même profil le long de l'aile. On peut donc ainsi faire varier le C_z le long de l'envergure en employant des profils aux C_z décroissants de l'emplanture au bord marginal.

Pour concevoir une telle aile, il faut :

- Disposer des polaires de nombreux profils pour pouvoir déterminer une famille de profils susceptibles d'être utilisés sur une même aile.
- Que les profils aient des formes qui puissent être associées (au niveau de l'épaisseur relative par exemple, il faut que celle-ci soit décroissante de l'emplanture au bord marginal; il ne faut pas non plus intercaler un profil creux entre deux profils biconvexes)...

Pour ces raisons, on calcule rarement soi-même une aile évolutive; la meilleure solution est d'employer les familles de profils spécialement conçues pour des ailes évolutives; le Pr. Epler a calculé des profils qui sont conçus pour faire partie d'une même aile évolutive.

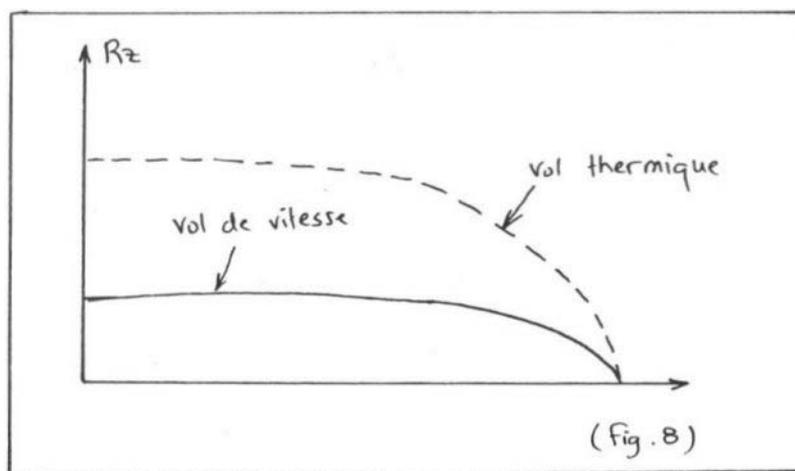
Conclusion :

Les trois méthodes exposées ci-dessus sont en général employées simultanément ou tout au moins deux par deux : ainsi, on trouve des ailes à profil évolutif de forme trapézoïdales ou des ailes à double trapèzes vrillées, etc.

Par exemple, pour un planeur de thermique où l'on recherche la finesse en priorité, il est fréquent de trouver des ailes de forme non rectangulaires, par exemple trapézoïdales, vrillées (le vrillage agissant en plus sur le décrochage, le rendant plus sain).

Pour un planeur de début, on choisira aussi de vriller les ailes que l'on pourra faire rectangulaires pour des facilités de construction (le vrillage ayant ici le rôle important d'agir sur le décrochage ce qui est excellent pour le débutant).

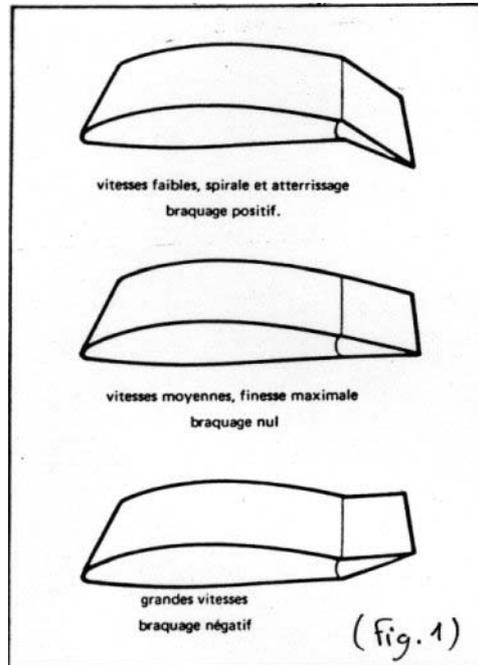
Pour un planeur de vitesse, on évitera de vriller les ailes, car à grande vitesse, le vrillage induit des efforts aérodynamiques qui déforment les ailes et peuvent même les rompre; on se limitera alors à une forme d'aile avec trapèze en extrémité par exemple, ce qui suffira pour obtenir une répartition de portance proche de la répartition elliptique, qui, pour un planeur de vitesse est très "plate", étant données les faibles valeurs de C_z (la faible portance) qui interviennent dans un vol de vitesse (cf Fig.8).



LES VOIETS DE COURBURE

Principe :

On déforme la partie arrière du profil soit en la relevant, soit en l'abaissant (cf Fig.1).



But :

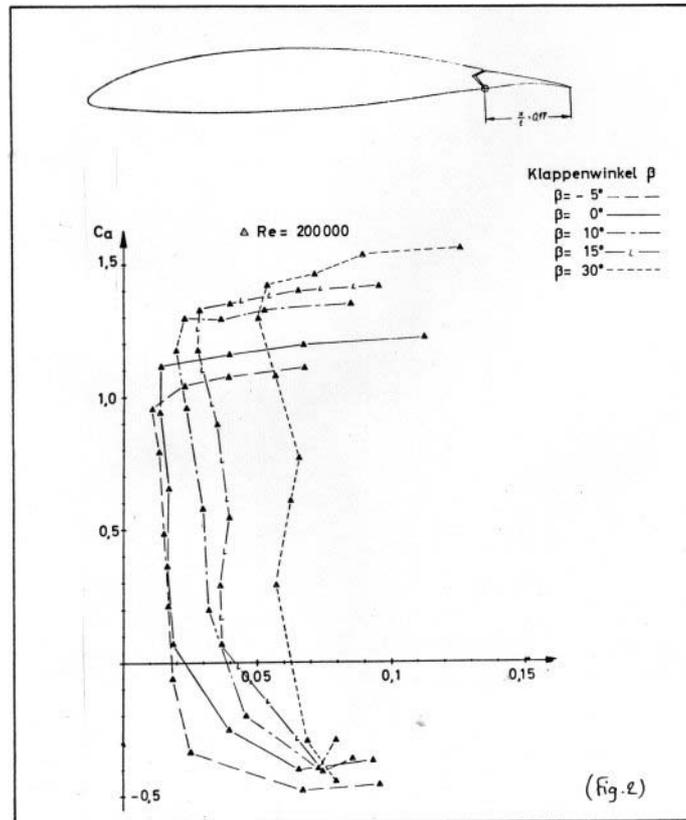
On fait ainsi varier la courbure moyenne du profil soit en la réduisant (cas 1), soit en l'augmentant (cas 3).

La courbure moyenne a une influence sur les caractéristiques de vol notamment sur le C_x et le C_z du profil : en la réduisant, on diminue le C_x (résistance à l'avancement) pour adapter le profil aux vols de vitesse; alors qu'en l'augmentant, on augmente le C_z (portance) rendant ainsi le profil favorable au vol thermique.

Donc, le volet de courbure élargit le domaine d'utilisation, ce qui signifie que l'on peut accroître la plage des vitesses du planeur en conservant une traînée raisonnable.

Par exemple, il serait pratiquement impossible sans volets d'atteindre un C_z de 1,4, de même qu'il ne serait pas possible de voler vite avec une faible traînée (une faible vitesse de chute).

On peut visualiser ceci sur la (Fig.2) qui représente la polaire C_z en fonction de C_x du profil FX 62-K-131/17 à $Re = 200\ 000$ équipé de volets sur 17 % de sa corde.



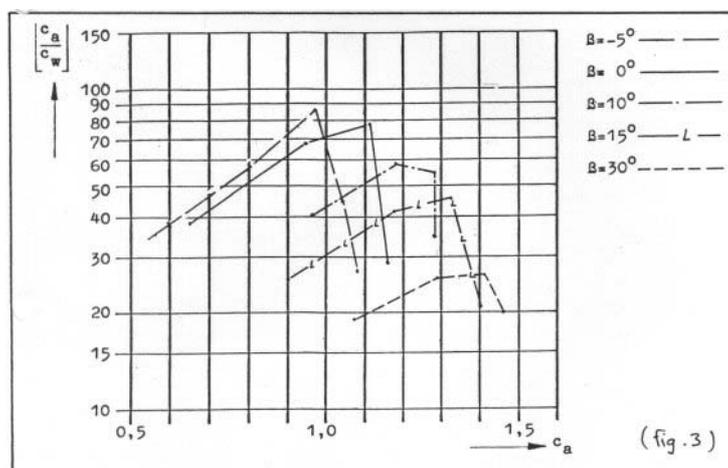
(Fig. 2)

On voit bien sur cette polaire que le braquage négatif ($\beta = -5^\circ$) permet de diminuer la traînée (C_x diminue), mais pénalise aussi la portance (C_z diminue) et que, plus on braque le volet positivement, plus la portance augmente mais plus la traînée devient considérable.

Donc, des volets braqués positivement permettent d'atteindre des portances impossible à obtenir avec le profil simple, mais diminuent la traînée.

Des volets braqués négativement augmenteront la finesse mais diminueront la portance maxi.

On peut voir sur la polaire représentée en (Fig.3) le gain de portance réalisé avec les volets braqués positivement et le gain de finesse avec les volets braqués négativement.



(fig. 3)

La polaire en trait continu est celle du profil sans volet (ou avec braquage nul). On voit donc l'intérêt considérable des volets de courbure puisqu'ils permettent à partir d'un profil de performances moyennes d'obtenir un profil très porteur ou un profil très fin.

Les volets de courbure ne sont pas très répandus en modèle réduit en raison des difficultés de construction qu'ils impliquent; en effet, il faut réaliser très soigneusement l'articulation et surtout la positionner au bon endroit.

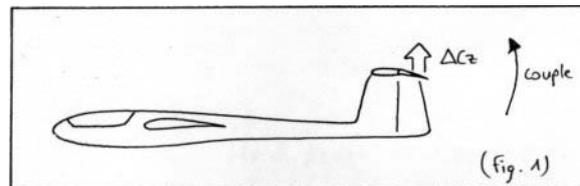
Il ne faut pas non plus équiper n'importe quel profil de volets; des profils sont étudiés spécialement pour pouvoir en supporter. Chez Wortmann, par exemple, les profils pouvant recevoir des volets comportent la lettre K (Klappern) dans leur désignation, suivit du pourcentage de la corde représentée par le volet.

LES GOUVERNES

Le principe des ailerons et des volets :

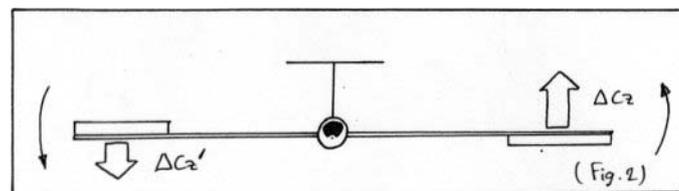
Le fonctionnement d'un aileron ou d'une gouverne est basé sur une variation de portance du profil occasionnée par le braquage de cet aileron ou de cette gouverne. Lorsqu'on baisse un aileron ou une gouverne (braquage négatif), le coefficient de portance (C_z) du profil est augmenté et lorsqu'on le lève (braquage positif), le C_z est diminué.

Pour la profondeur, si on baisse le volet alors que l'avion était en vol stable, il s'ensuit une augmentation de portance ΔC_z et donc un couple autour de l'axe de tangage qui fait piquer l'avion (cf Fig.1).



Pour la direction, même principe.

Pour les ailerons : l'aileron baissé produit une augmentation de portance ΔC_z alors que l'aileron levé produit une diminution de portance $\Delta C_z'$; il faut noter que pour un même angle de braquage, $\Delta C_z'$ est inférieur à ΔC_z , c'est-à-dire que l'aileron baissé est plus "efficace" vis-à-vis de la variation de portance que l'aileron levé. Donc, l'effet combiné de variation de portance et du bras de levier jusqu'à l'axe de roulis (axe du fuselage) produit un moment qui fait pivoter le planeur autour de cet axe de roulis (cf Fig.2).

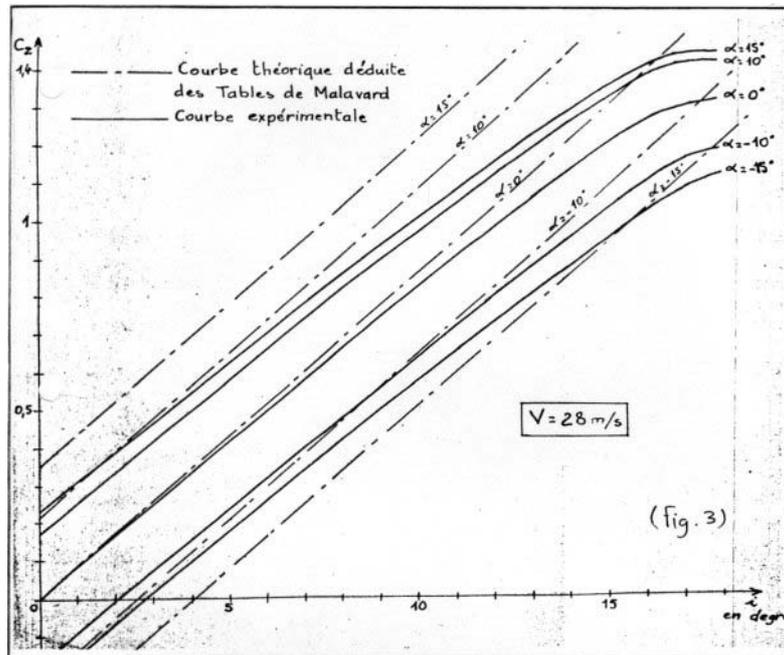


Remarque : le braquage d'un angle α d'un aileron sur un profil en écoulement plan donne une variation du coefficient de portance proportionnelle à α : $\Delta C_z = A_1 \cdot \alpha$
avec $\Delta C_z = A_1 \cdot \alpha$ pour un braquage négatif
et $\Delta C_z' = A_2 \cdot \alpha$ pour un braquage positif
et, d'après les constatations inscrites ci-dessus, $A_1 < A_2$

En fait, les essais en soufflerie ont permis d'établir que la variation de la portance et donc du coefficient de portance, pour un braquage d'aileron donné, est linéaire jusqu'à 14° environ, et qu'à partir de 18° , on observe une chute de portance.

On peut observer ces deux phénomènes sur la (Fig.3) où apparaissent :

- des courbes théoriques (droites)
- des courbes expérimentales qui s'infléchissent pour de forts braquages et qui montrent que la portance est plus fortement modifiée lorsque l'aileron est baissé ($\alpha < 0$) que lorsqu'il est levé ($\alpha > 0$).

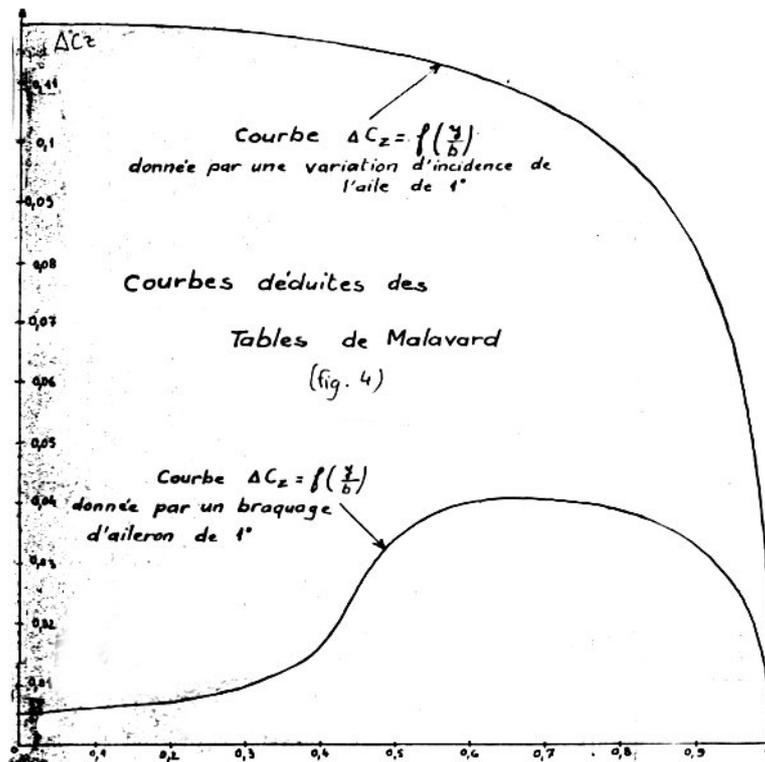


L'aile à incidences variables :

Une méthode pour incliner le planeur sur son axe de roulis (qui reste sur le même principe d'augmenter la portance d'une aile et de diminuer la portance de l'autre) est de réaliser un système permettant de faire varier l'incidence sur chacune des deux ailes. Pour virer à gauche, par exemple, on augmente la portance de l'aile droite en diminuant la portance de l'aile gauche en diminuant son incidence. Ce système est employé avec succès sur de nombreux planeurs.

On peut voir sur la (Fig.4) les effets comparés d'une variation d'incidence d'un aileron et d'une aile entière sur le C_z .

La courbe montre ΔC_z (variation du C_z) en fonction de α .



Remarques : Ces courbes montrent la variation de portance induite par un aileron ou un changement d'incidence de l'aile.

Mais cette variation de portance s'accompagne toujours d'une variation de traînée d'autant plus grande que la variation de portance est grande. Ceci explique par exemple le phénomène du lacet inverse: l'aileron baissé produit plus de traînée supplémentaire que l'aileron levé (car plus de portance). Ce qui se traduit par un déséquilibre sur l'axe de lacet qui tend à faire tourner le planeur dans la direction inverse de celle obtenue par l'action sur les ailerons. En cas de virage à gauche, l'effet de traînée différentielle (lacet inverse) fait pivoter le planeur vers la droite autour de l'axe de lacet.

L'inconvénient de l'aile à incidences variables est que la variation de portance, donc la variation de traînée s'effectue tout le long de l'aile et en particulier vers l'emplanture; à ce niveau de l'aile, la variation de portance ne sert pas à grand chose puisque le bras de levier jusqu'à l'axe de roulis est faible; par contre, elle engendre une forte traînée tout à fait néfaste à la finesse du planeur.

Par contre, cette aile étant lisse (pas d'aileron donc pas de charnière, de guignol...), on diminue la traînée pendant tout le reste du vol.

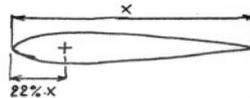
Un bilan global de la traînée d'une telle aile reste à faire pour pouvoir la comparer à une aile classique à ailerons !

LES EMPENNAGES

L'empennage est constitué d'un stabilisateur et d'une dérive. Le stabilisateur assure la stabilité longitudinale. Seul le profil autostable permet de se passer de stabilo, mais ces profils ne permettent pas d'atteindre des C_z aussi élevés que les profils classiques : les appareils les plus performants sont donc constitués d'ailes, d'un fuselage et d'un stabilisateur. Le rôle stabilisateur du stabilo dépend plus de sa surface que de son profil, mais la présence du stabilisateur augmente le C_x . Afin de minimiser au maximum la traînée, il convient d'avoir un stabilisateur au neutre en vol normal, le profil de ce dernier étant biconvexe symétrique.

Un profil plat calé négativement aura un C_x augmenté de 20 à 25 % par rapport à un profil biconvexe symétrique.

Remarque : la traînée de profil la plus réduite à tous les régimes de vol est obtenue avec un stabilo pendulaire. Le stabilisateur pendulaire est un stabilisateur dont toute la surface sert de gouverne de profondeur. L'axe d'un tel empennage doit se situer à 22 % de la valeur de la corde, du bord d'attaque du stabilisateur.



Les traînées:

Traînée induite :

$$C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi \cdot A}$$

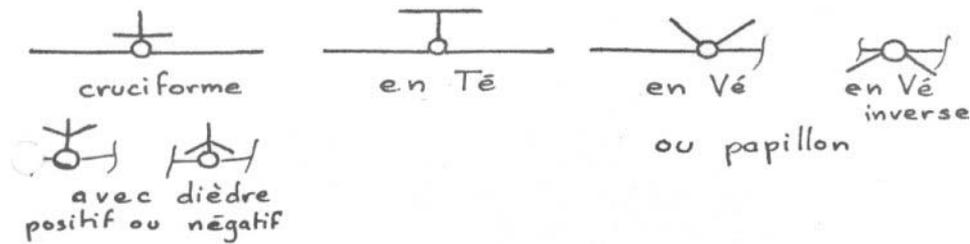
avec : C_z : portance du stabilo (négative ou positive)
 A : allongement de la surface portante (ici du stabilo)

Cette traînée ne sera nulle que lorsque le stabilo ne sera ni porteur ni déporteur, elle augmente très vite en fonction du C_z .

Traînée due à la surface :

Plus la surface relative du stabilo est grande, plus la traînée qu'il apporte sera importante. Pour cette raison, il faudra limiter la surface de empennage à 15-20 % de la surface de l'aile.

Les différents types d'empennages :



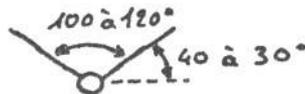
Le dièdre des stabilisateurs :

Pour un empennage cruciforme, le dièdre est très peu prononcé, inférieur à 15°
On peut utiliser un dièdre légèrement négatif pour augmenter la stabilité en lacet et en dérapage en vol dos par exemple.

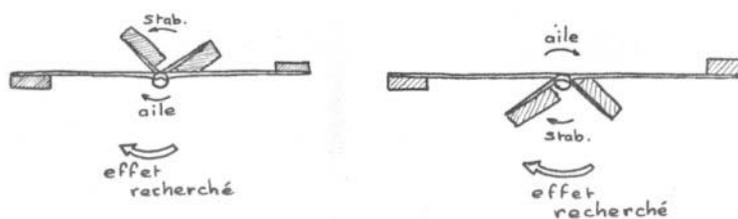


En revanche, l'effet devient perturbateur en vol normal.

Pour un empennage en Vê (ou papillon) : l'angle du Vê doit être compris entre 100° et 120°.



Dans le cas d'un empennage en Vê, il est plus logique d'utiliser un Vê inversé plutôt que du Vê classique; en effet, dans ce dernier cas, l'effet du stabilisateur contrarie l'effet gauchisseur dû aux ailerons.



Remarque : il faut avoir un 3 axes minimum à cause des effets inverses induits sur un planeur à empennage papillon.

STABILITE

Stabilité longitudinale :

On dit qu'un appareil est stable longitudinalement si, lorsque l'on écarte le planeur de sa position d'équilibre, il y revient, c'est-à-dire que le moment aérodynamique varie en sens inverse de l'incidence :

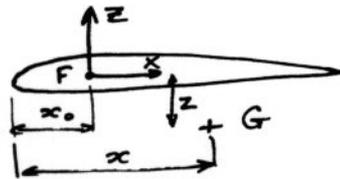
$$M = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot c \cdot C_m$$

Il faut avoir $\frac{dM}{di} < 0$

$$\Leftrightarrow \frac{dC_m}{di} < 0$$

Calcul des moments aérodynamiques

1. Aile seule

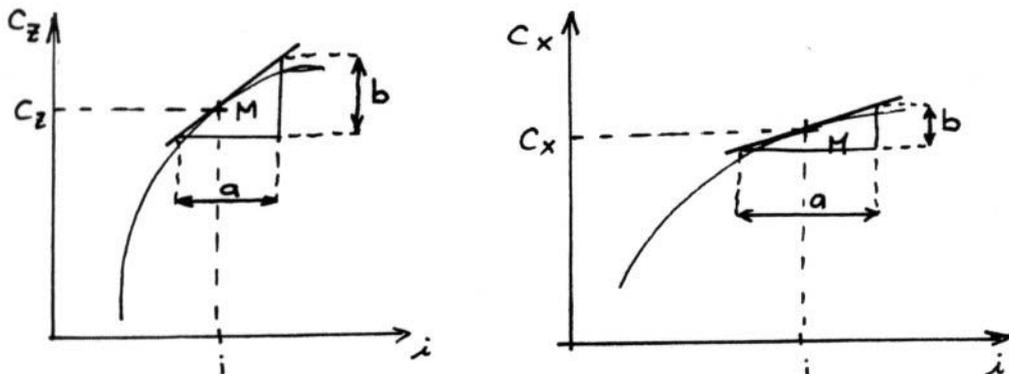


G est le centre de gravité du planeur.
F est le foyer aérodynamique de l'aile.

$$M = M_0 + Z \cdot (x - x_0) + Xz$$
$$\Rightarrow \left(\frac{dC_m}{di} \right)_{\text{aile}} = \frac{x - x_0}{c} \cdot \frac{dC_z}{di} + \frac{z}{c} \cdot \frac{dC_x}{di}$$

Calcul de $\frac{dC_z}{di}$ et $\frac{dC_x}{di}$:

Se reporter sur les courbes $C_z = f(i)$ et $C_x = f(i)$



Pour une incidence i donnée ou un C_z donnée, tracer le point M sur la courbe, puis la tangente à la courbe en M.

$$\frac{d C_z}{d i} = \frac{b}{a}$$

de même pour $C_x = f(i)$: $\frac{d C_x}{d i} = \frac{b}{a}$

2. Pour l'empennage horizontal :



Soit i_e l'incidence de l'empennage

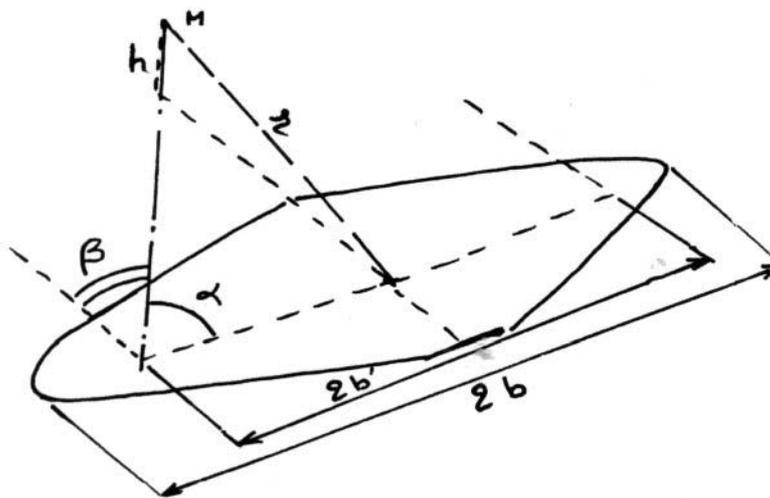
$$i_e = i - \varepsilon + \alpha_e$$

i : incidence de l'aile

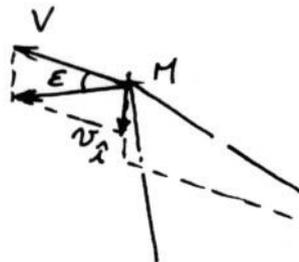
α_e : calage de l'empennage par rapport à l'aile

ε : déflexion due à l'aile

Calcul de ε :



en M :



Pour une aile rectangulaire b' n'existe pas et on prend pour les calculs $b' = b$
Pour une aile trapézoïdale ou elliptique on prend $b' = 0,87.b$

Nous avons : $\tan \varepsilon = \frac{v_i}{V} = \frac{v + v' + v''}{V}$

avec $v = \frac{\Gamma}{4.\pi.r} . 2.\cos \alpha$

et $v'' = v' = \frac{\Gamma}{4.\pi.\sqrt{e^2 + d^2}} . (1 + \cos \beta)$

$\Gamma = \frac{1}{2} . C_z . c . V$ où c est la corde

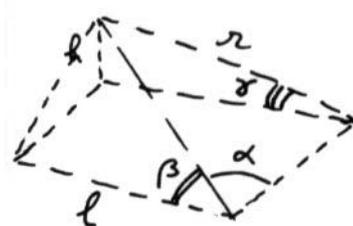
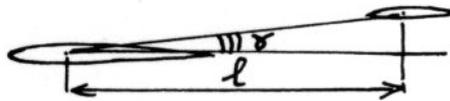
$\Rightarrow \tan \varepsilon = \frac{1}{V} . \left(\frac{\Gamma}{4.\pi.r} . 2.\cos \alpha + \frac{\Gamma}{4.\pi.\sqrt{e^2 + d^2}} . 2.(1 + \cos \beta) \right)$

$\Rightarrow \tan \varepsilon = \frac{1}{2} . \frac{C_z . c . V}{V} . \left(\frac{\cos \alpha}{2.\pi.r} + \frac{1 + \cos \beta}{2.\pi.\sqrt{e^2 + d^2}} \right)$

avec : $r = \frac{1}{\cos \gamma}$

e
d

$\tan \alpha = \frac{r}{b'} \Rightarrow \alpha = \arctan \frac{r}{b'}$



et $\cos \beta = \frac{1}{r.\sin \alpha}$

D'où le calcul de $\tan \varepsilon$, d'où le calcul de ε .

Calcul du moment dû à l'empennage :

$M_e = -\frac{1}{2} . \rho . S_e . V_e^2 . C_{z_e} . l$

$\Rightarrow C_{m_e} = -(i - \varepsilon + \alpha_e) . \left(\frac{d C_z}{d i} \right)_e . \frac{1}{c} . \frac{S_e . V_e^2}{S . V}$

S_e étant la surface de l'empennage.

$\left(\frac{d C_z}{d i} \right)_e$ se lit comme précédemment sur la courbe $C_z = f(i)$ de l'empennage.

$\frac{d C_{m_e}}{d i} = - \left(1 - \frac{d \varepsilon}{d i} \right) . \left(\frac{d C_z}{d i} \right)_e . \frac{V_e^2}{V^2} . \frac{S_e . l}{S . c}$

En vol normal, $\left(1 - \frac{d \varepsilon}{d i} \right)$ a une valeur voisine de 0,5; au delà du décrochage, cette valeur devient supérieure à 1.

3. Stabilité statique longitudinale :

On a : $M(\text{planeur}) = M(\text{aile}) + M(\text{empennage})$

$$\Rightarrow \frac{d C_m}{d i} = \left(\frac{d C_m}{d i} \right)_{\text{aile}} + \frac{d C_{m_e}}{d i}$$

il faut avoir $\frac{d C_m}{d i} < 0$

Stabilité du planeur :

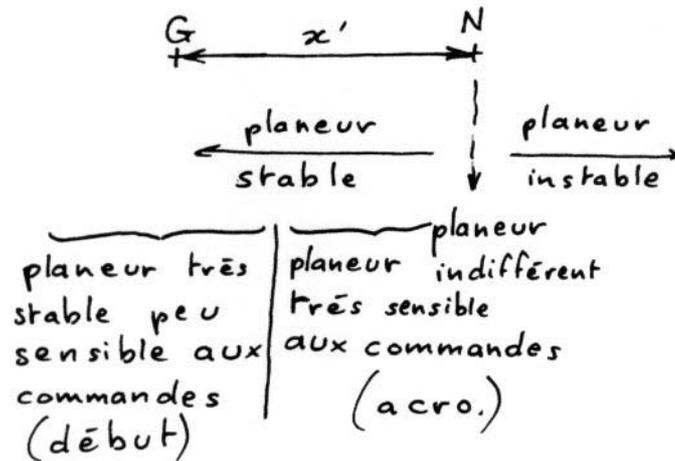
Nous supposons G sur la corde moyenne de l'aile, nous pouvons alors définir une position d'équilibre neutre dans laquelle $\frac{d C_m}{d i} = 0$.

Soit x_n l'abscisse de ce point neutre et x' la distance de G au point neutre; nous avons :

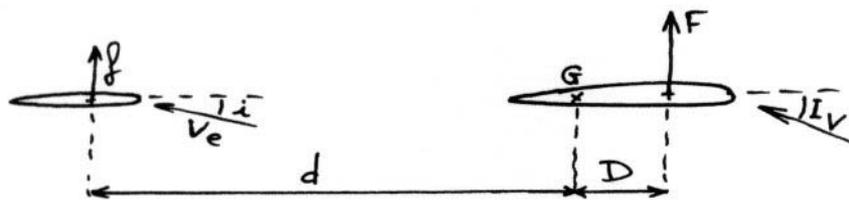
$$x' = x - x_n$$

$$\Rightarrow \frac{x'}{c} \cdot \frac{d C_z}{d i} = \frac{d C_m}{d i} \quad \text{où } \frac{x'}{c} \text{ est appelé la marge statique}$$

Nous avons alors suivant la situation de G par rapport à N :



Incidence et stabilité :



Soit $C_z = A(I - I_0)$

et S la surface portante considérée

Il faut avoir: $S.A.D < s.a.d$

Nous avons donc: $S.A.I.D = s.a.i.d + K$ (1)

avec K une constante indépendante de i

Equilibre autour du centre de gravité:

$$S.A.(I + \Delta I).D = s.a.(i + \Delta i).d + K$$
 (2)

où Δi est l'incidence qui s'ajoute (ou se retranche) à l'incidence I du plan.

En soustrayant la formule (1) à la formule (2), on obtient

$$S.A.D.\Delta I = s.a.d.\Delta i$$

Or $S.A.D < s.a.d$

donc il faut avoir $\Delta I > \Delta i$

⇒ Pour stabiliser le planeur, à une incidence supérieure, il faudra diminuer l'incidence de empennage tout en gardant $\Delta i > 0$

⇒ Quand l'incidence du planeur augmente, l'incidence de empennage augmente moins vite que l'incidence du planeur.

Nous pouvons en déduire que l'aile décrochera avant empennage dans le cas d'un appareil de type classique.

Nota : Pour un planeur de type "canard", on aurait: $S.A.D > s.a.d$

Le même raisonnement nous conduirait au résultat: empennage décroche avant l'aile.

LES POLAIRES

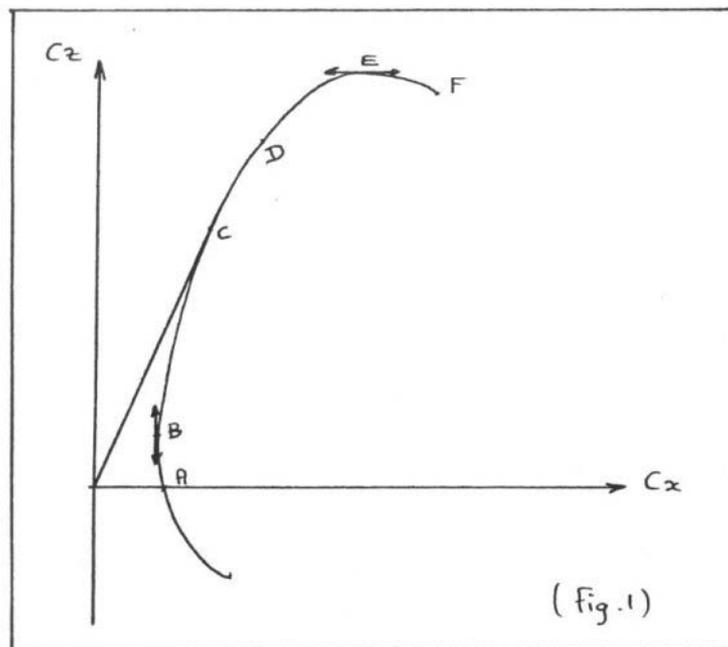
Introduction : Les polaires sont des courbes permettant de déterminer les caractéristiques d'un profil, d'une aile, d'un appareil. Elles sont par exemple très utiles pour comparer les profils entre eux, afin de choisir celui qui sera le mieux adapté à l'utilisation qu'on désire en faire.

Remarques:

① De nombreuses polaires font intervenir le nombre de Reynolds; il faut bien faire attention à ne comparer que des polaires réalisées à un même nombre de Reynolds.

② Les polaires des profils permettent de les comparer entre eux plutôt que de définir leurs performances exactes; en effet, elles n'ont pas toujours été établies avec précision (maquettes peu précises, souffleries non adaptées aux faibles vitesses de vol de nos planeurs et donc à des essais à faibles vitesses d'écoulement de l'air, polaires résultants de calculs à l'ordinateur...).

Polaire coefficient de portance en fonction du coefficient de traînée : $C_z = f(C_x)$



On peut d'abord déduire de cette polaire les points remarquables suivants :

- point A : point de portance nulle à l'intersection de la polaire et de l'axe des C_x ; il donne la traînée à portance nulle.
- point B : point de traînée minimale; déterminé avec la tangente verticale à la courbe.
- point C : point de finesse maxi, déterminé avec la tangente à la courbe qui passe par l'origine; c'est le point pour lequel on a le plus grand rapport $\frac{C_z}{C_x}$.
- point D : point de vitesse de chute minimale déterminé par le calcul de $\frac{C_x^3}{C_z^2}$ mini.

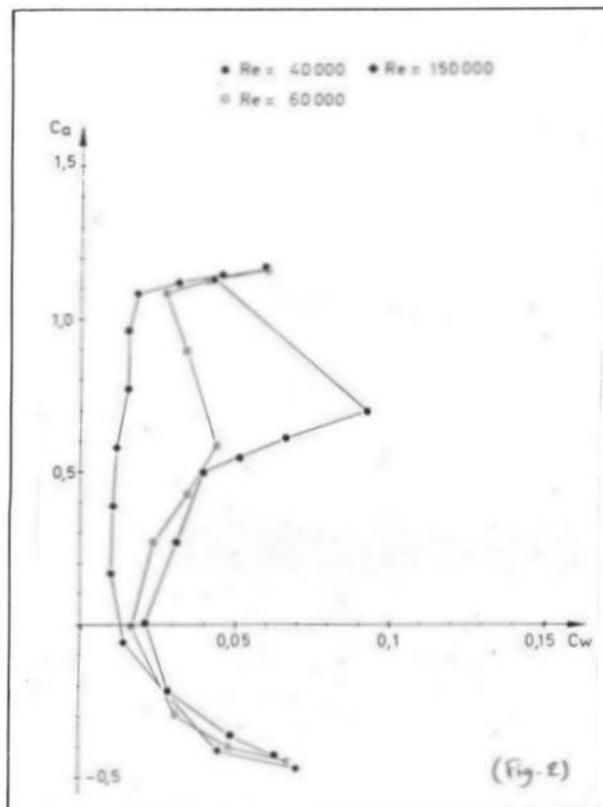
- point E : point de portance maximale, déterminé avec la tangente horizontale à la courbe.
- point F : point de décrochage.

La polaire $C_z = f(C_x)$ représentée en (Fig.1) exprime par exemple la variation de C_z en fonction de C_x (pour un nombre de Reynolds donné car cette courbe se déplacerait si l'on faisait varier le nombre de Reynolds). A partir de cette polaire, on peut obtenir la polaire de l'aile équipée d'un tel profil. Si l'aile est rectangulaire, le C_z ne change pas, c'est celui du profil; seul le C_x augmente d'une valeur égale à la traînée induite résultant du fait que l'aile n'a pas une envergure infinie et qu'il existe donc des traînées marginales appelées traînées induites.

Donc pour obtenir la polaire de l'aile, il suffit de déplacer la polaire du profil vers les C_x croissants de la valeur C_{xi} .

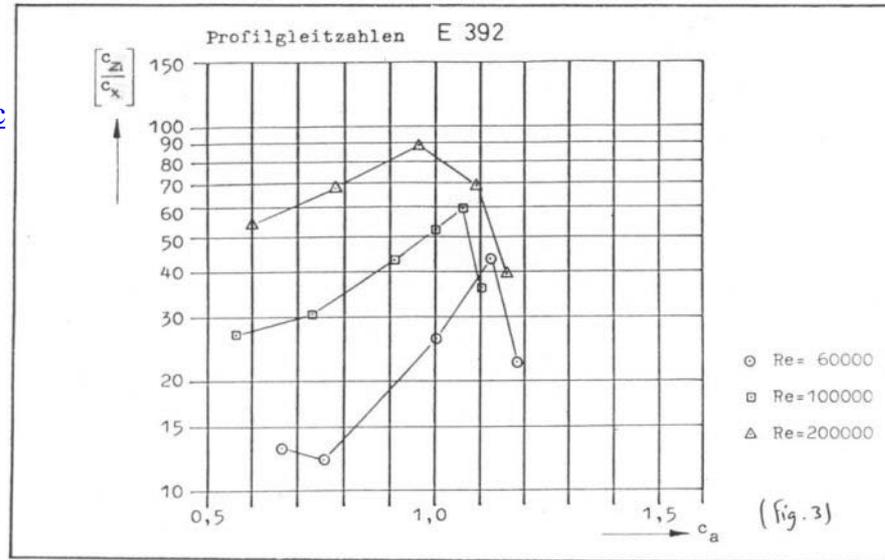
On peut aussi obtenir la polaire du planeur complet en considérant que le fuselage et son empennage n'apportent aucune portance supplémentaire (les surfaces horizontales de l'empennage ne portent pas théoriquement si l'avion est bien centré) mais seulement de la traînée (traînée du fuseau + traînée des empennages + traînées résultant des interactions, c'est-à-dire des jonctions aile-fuselage et empennage-fuselage + traînées "parasites" (fils d'antenne, cockpit...)).

Donc pour obtenir la polaire du planeur complet à partir de laquelle on pourra tenter de trouver des valeurs de finesse, de chute mini ..., il faut encore décaler la polaire de l'aile en lui ajoutant toutes les traînées citées ci-dessus; ceci est représenté en (Fig.2).



En général, on ne fournit pas une seule polaire mais une famille de polaires tracées à des nombres de Reynolds différents. (cf Fig.2), où on voit un exemple de polaires $C_z(C_x)$ tracées pour l'Eppler 193.

<http://www.c>



On voit que deux de ces polaires n'ont pas exactement la même forme que celle qui est représentée en (Fig.1); ce sont les deux polaires tracées à 40 000 et 60 000 Reynolds. Ceci est dû à une traînée plus forte car le profil travaillait en dessous de son nombre de Reynolds critique et ses caractéristiques en sont fortement affectées.

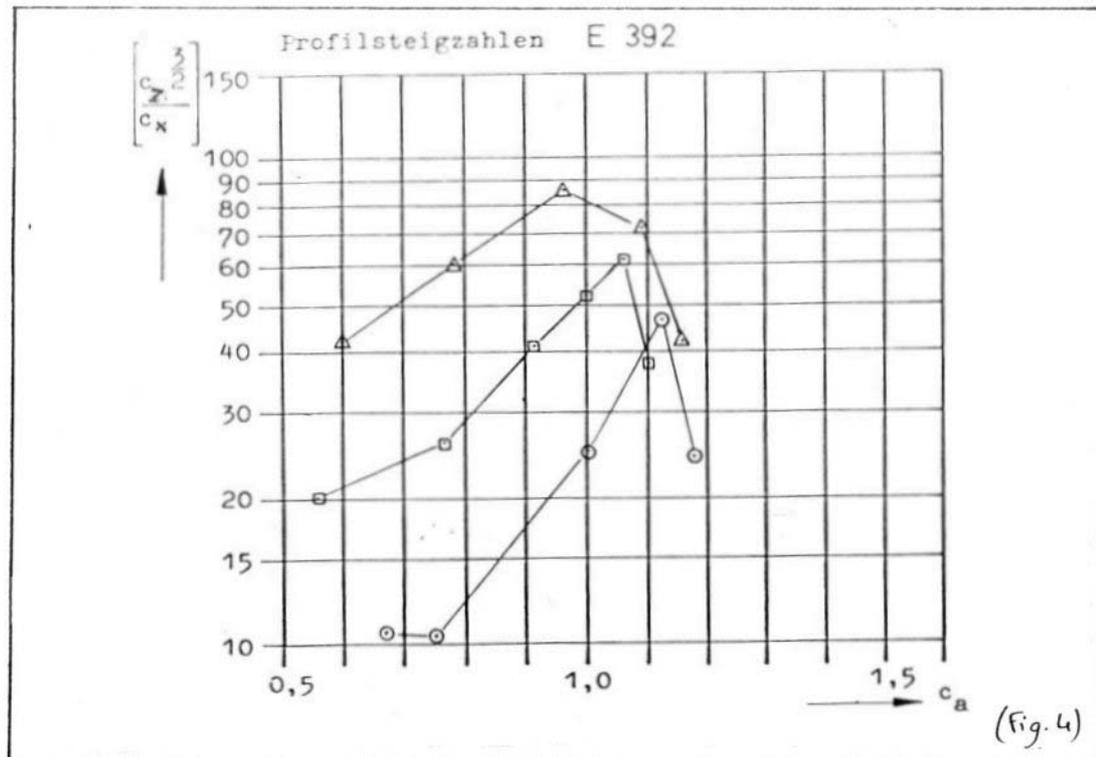
A partir d'une famille de polaires tracées à plusieurs nombres de Reynolds, on peut tracer d'autres courbes qui sont directement exploitables pour la comparaison de deux profils. ce sont les courbes $\left(\frac{C_z}{C_x}\right)$ fonction de C_z ; $\left(\frac{C_x^3}{C_z^2}\right)$ fonction de C_z ; $\left(\frac{C_z}{C_x}\right)_{\max}$ fonction de Re ; $\left(\frac{C_x^3}{C_z^2}\right)$ fonction de Re .

Les courbes $\left(\frac{C_z}{C_x}\right)$ fonction de C_z :

Elles permettent pour chaque nombre de Reynolds (donc pour chaque vitesse) de déterminer le point de finesse maxi du profil, c'est-à-dire la valeur de cette finesse maxi et la valeur du C_z lui correspondant (Fig.3).

Les courbes $\left(\frac{C_x^3}{C_z^2}\right)$ fonction de C_z :

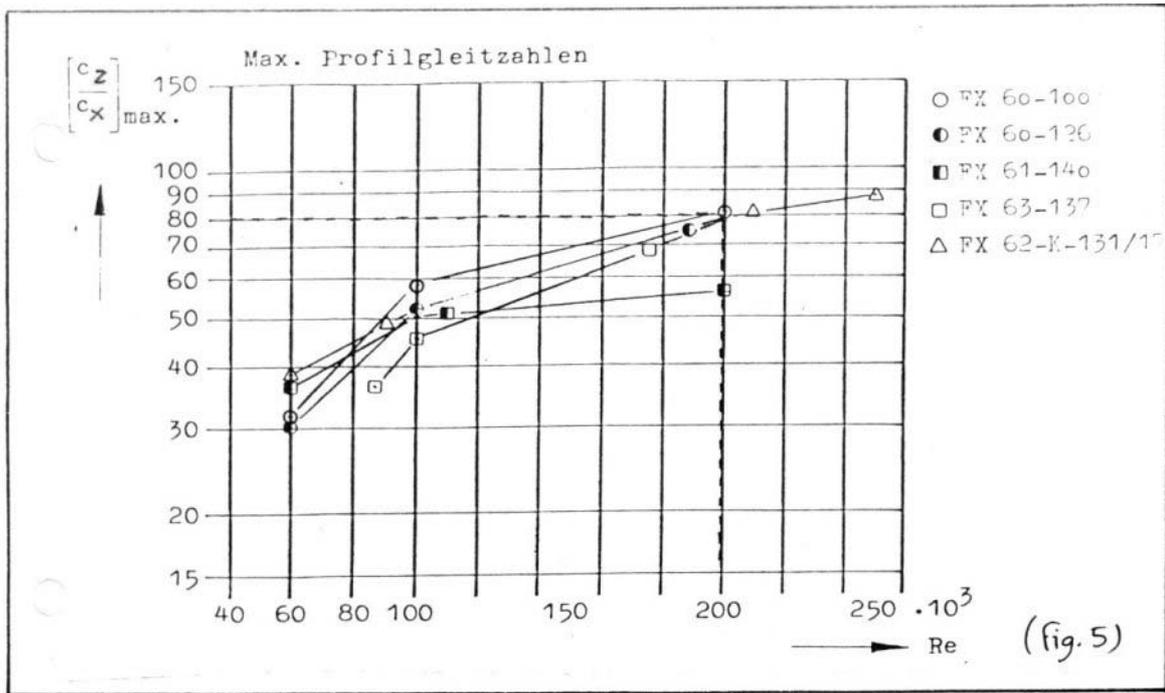
Elles permettent de trouver le point de vitesse de chute mini et la valeur du C_z correspondant à cette vitesse mini de chute (Fig.4).



Remarque : on voit que les valeurs de C_z correspondant à la finesse maxi sont très proches des valeurs correspondant à la vitesse de chute mini (ceci en comparant les (Fig.3) et (Fig.4)); c'est une constatation classique en modèle réduit et il n'est généralement pas utile de faire les deux calculs tant l'écart est faible.

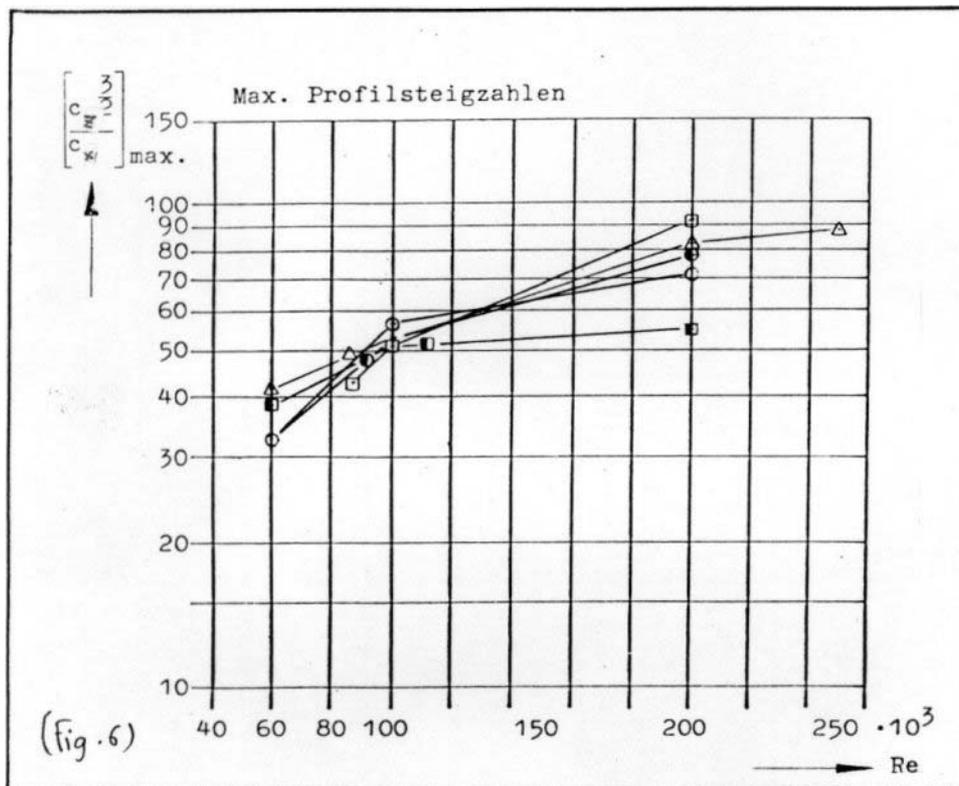
Les courbes $\left(\frac{C_z}{C_x}\right)_{maxi}$ fonction de Re :

Ce sont les courbes qui permettent le mieux de comparer les profils (dans le cas où on désire obtenir une finesse maximum); elles sont de plus en plus souvent fournies pour plusieurs profils comme c'est le cas en (Fig.5) où on peut voir ces courbes tracées pour quelques profils Wortmann. On peut y constater par exemple que le profil FX 60.100 est le plus fin au dessus de 100 000 Re mais que ses caractéristiques changent et baissent en dessous de 100 000 Re ; il ne faudra donc employer ce profil que si l'on est sûr de voler à des Re supérieurs à 100 000.



Les courbes $\left(\frac{C_x}{C_z} \right)_{\max}$ fonction de Re :

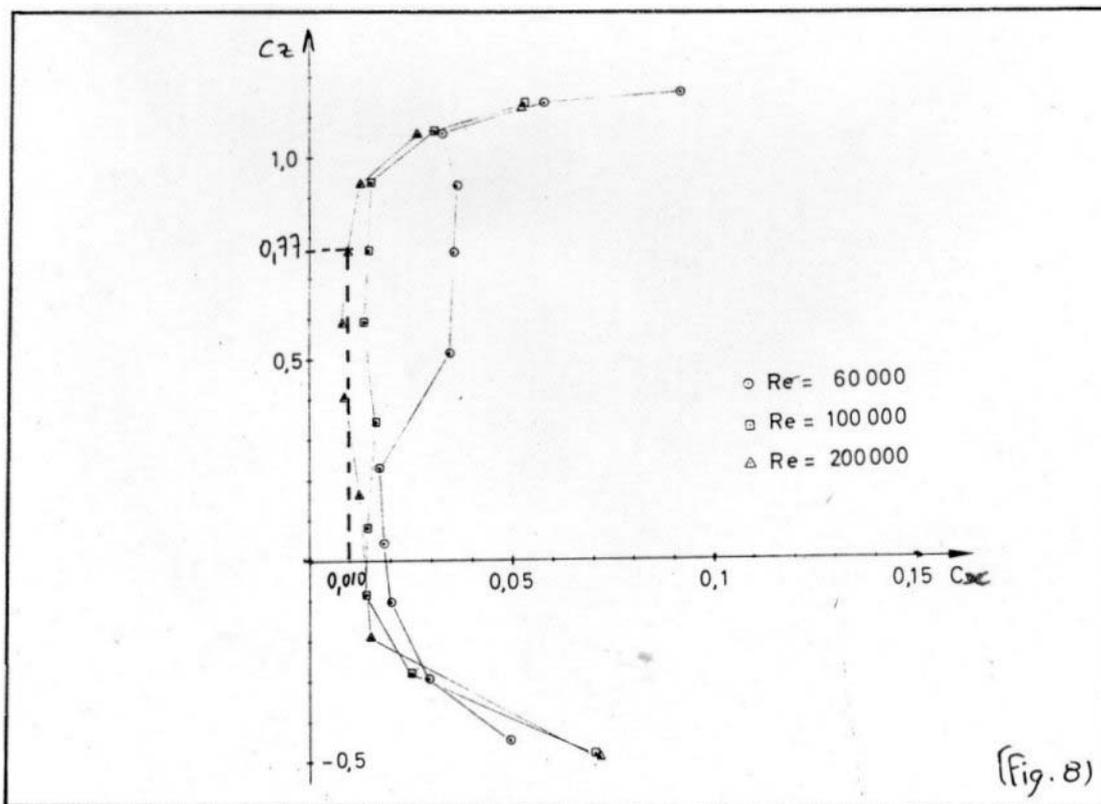
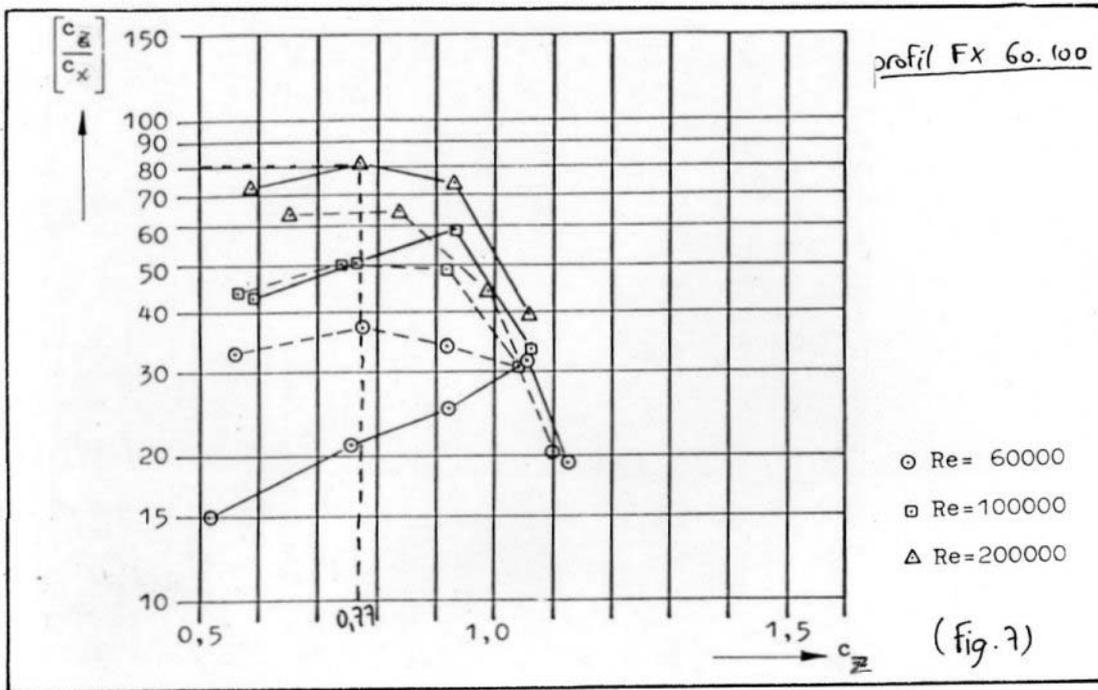
Elles permettent d'établir un classement des profils en considérant cette fois leur vitesse de chute mini; on peut constater qu'au dessus de 125 000 Re, c'est le profil FX 63.137 qui chutera le moins, alors qu'aux faibles nombres de Reynolds, on lui préférera le FX



62.K.131/17

Conclusion : l'observation de ces courbes permet de choisir le profil le plus adapté à la conception du planeur. elle permet aussi de trouver le point de fonctionnement du profil :

Exemple : le choix s'est porté sur le profil FX 60.100 car c'est celui qui offre la meilleure finesse. Après avoir estimé la vitesse du planeur, on connaît le nombre de Reynolds qui sera de 200 000; on en déduit sa finesse maxi : 80, on reporte ce nombre sur la courbe $\left(\frac{C_z}{C_x}\right)$ fonction de C_z (Fig.7) et on obtient $C_z = 0,77$. Ce nombre reporté sur la (Fig.8) permet de déterminer $C_x = 0,010$ (Attention, pour ces deux dernières déterminations, il faut bien prendre la courbe à $Re = 200\ 000$).

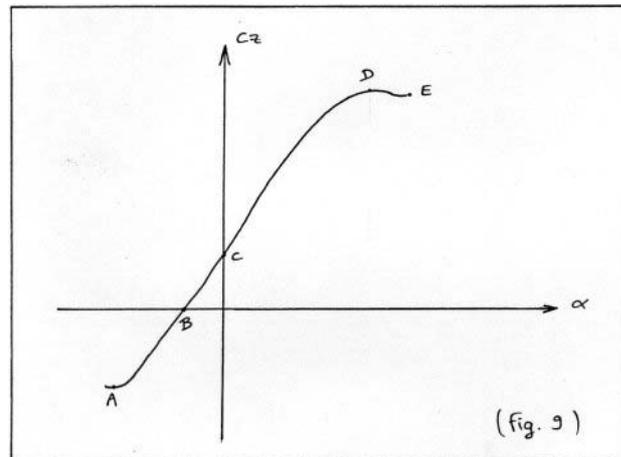


Une fois que l'on a déterminé le nombre de Reynolds auquel le profil va évoluer, sa finesse, son C_z , son C_x , on peut déterminer l'angle d'incidence grâce à la courbe C_z fonction de α (angle d'incidence); ceci permettra par exemple de calculer l'angle de calage de l'aile sur le fuselage.

Donc, la détermination de l'angle d'incidence à partir du C_z est une des utilisations des...

...Courbes C_z fonction de l'incidence α :

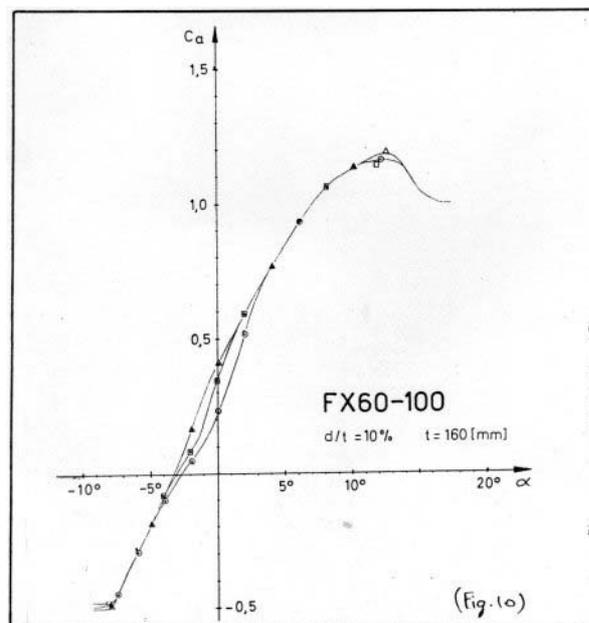
ces courbes représentent l'évolution du C_z du profil en fonction de l'angle d'incidence. Elles ont l'allure représentée en (Fig.9):



- point A : le profil a une portance négative (cas du vol dos par exemple) entre les points A et B; ceci signifie qu'il y a une pression à l'extrados et une dépression à l'intrados; au point A, on est au minimum de portance, c'est-à-dire à la portance négative maximale.
- point B : c'est le point correspondant à la portance nulle; L'angle correspondant à la portance nulle est souvent noté I_0 ou β .
- point C : point d'incidence nulle : la vitesse de l'aile par rapport à l'air qui l'entoure est parallèle à la corde du profil. Permet de connaître C_z à incidence nulle.
- point D : point de portance maxi; si l'on augmente l'incidence au delà de la valeur obtenue pour ce point, le phénomène de décrochage apparaît et le C_z chute.

Exemple:

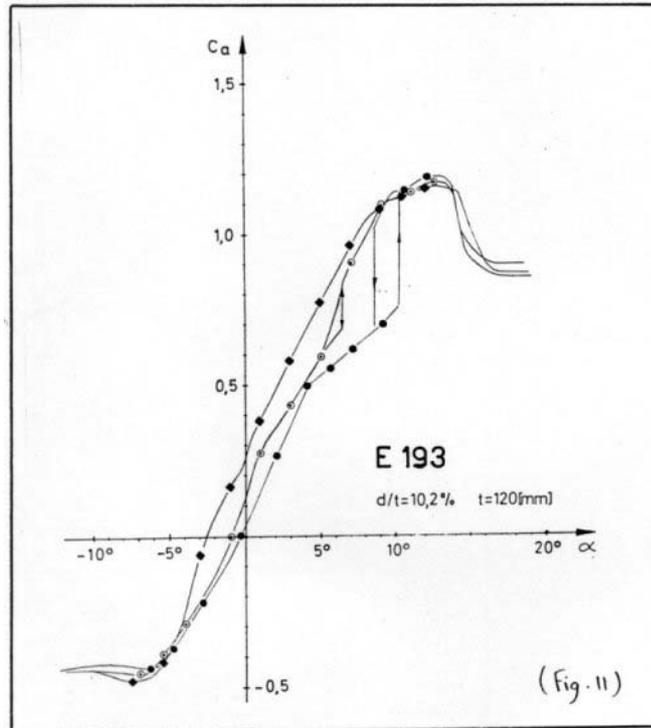
La polaire de la (Fig.10) représente la variation de C_z en fonction de l'angle d'incidence pour le profil FX 60.100; on voit que les trois courbes tracées à trois nombres de



Reynolds différents sont relativement similaires.

Par contre, dans le cas de l'Eppler 193 (Fig.11), les comportements de C_z quand α varie dépendent plus sensiblement du nombre de Reynolds \Rightarrow il y a plusieurs angles de portance nulle suivant le Re !!

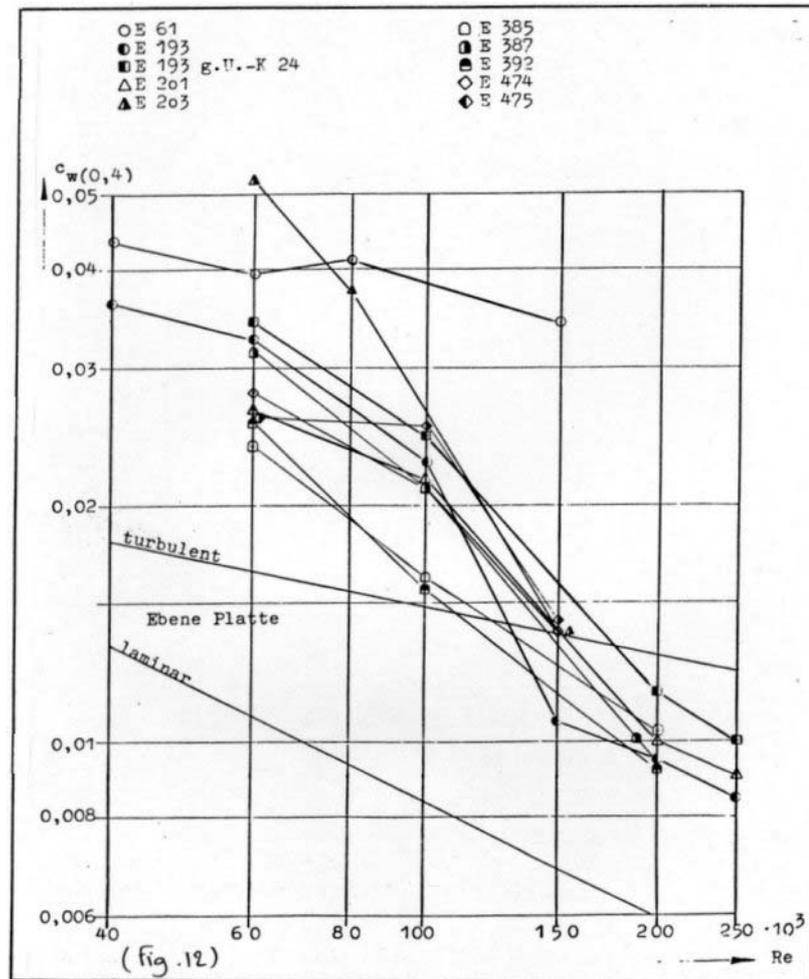
De plus, on peut remarquer un phénomène d'hystérésis sur la polaire tracée avec des



points •.

Courbes $C_x(0,4)$ fonction de Re :

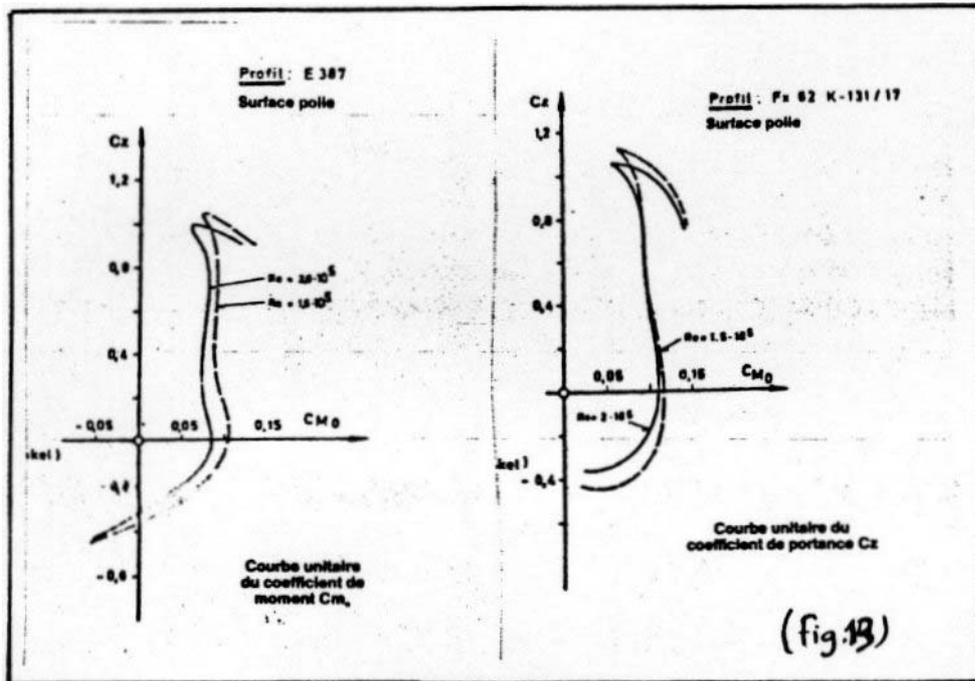
Ces courbes ont pour but de comparer les profils entre eux avec d'autres critères que des critères extrêmes (finesse maxi, vitesse de chute mini...). Ici, on fixe le $C_x = 0,4$ et on étudie la variation du C_z qui lui correspond pour chaque profil en fonction de Re (cf Fig.12).



Courbes Cz fonction de Cmo :

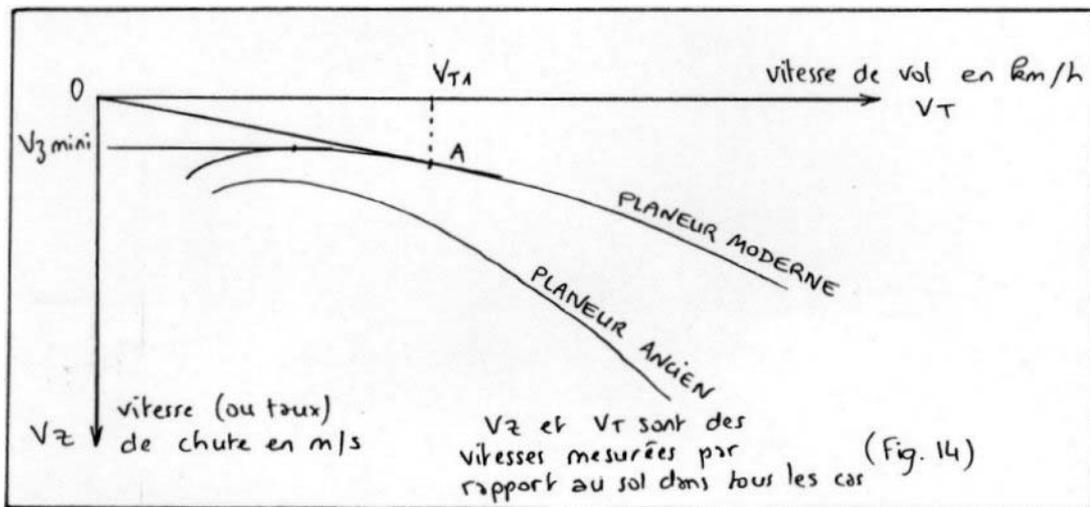
Elles sont utiles pour effectuer un calage optimal de l'aile sur le fuselage et un centrage correct du planeur. en effet, pour la plupart des formules qui font intervenir C_{m0} , on considère ce dernier comme constant.

Il l'est dans la mesure où on vole entre le décrochage (ou le point de portance maxi) et les C_z négatifs. Par contre, il varie avec le nombre de Reynolds et on ne peut alors plus le considérer comme constant; il faut des courbes telles que la (Fig.13) pour le déterminer.



La polaire des vitesses :

elle représente les performances du planeur à différentes vitesses de vol.
Elle exprime la valeur de V_z (vitesse verticale) en fonction de la vitesse de vol (vitesse sur trajectoire).
(cf Fig.14) .



Points caractéristiques :

- Le point de finesse maxi en air calme :

Si l'air n'est animé d'aucun mouvement (pas d'ascendance, de vent...), la finesse par rapport à la masse d'air qui entoure le planeur est la même que la finesse par rapport au sol (elle s'exprime par le rapport $\frac{\text{distance horizontale parcourue}}{\text{chute lui correspondant}}$ ou encore par les rapports

$\frac{C_z}{C_x}$ du planeur, ou $\frac{V_H}{V_Z}$, V_H étant la vitesse horizontale et V_Z la vitesse verticale.

Si, sur la polaire de la (Fig.14) on mène la tangente passant par l'origine, on obtient le rapport $\left(\frac{V_T}{V_Z}\right)_{\text{maxi}}$, où V_T est la vitesse sur trajectoire; en fait, surtout sur les vrais

planeurs, on néglige l'erreur faite en considérant que le rapport $\left(\frac{V_T}{V_Z}\right)_{\text{maxi}}$ donne la

finesse maxi, alors qu'il faudrait considérer le rapport $\left(\frac{V_H}{V_Z}\right)_{\text{maxi}}$. On prendra donc A comme point représentant la finesse maxi et c'est lui qui nous fournira les valeurs de V_Z , $V_T \approx V_H$ correspondant au vol à finesse maxi du planeur.

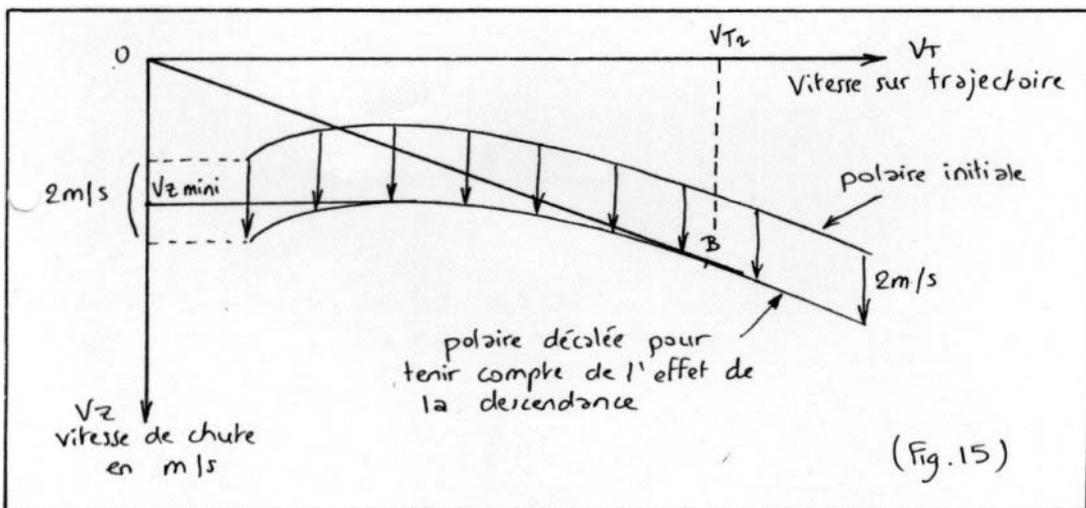
• *Le point de taux de chute mini :*

On trace une tangente horizontale à la polaire et on obtient V_Z mini, la vitesse de chute minimale; ce point est utilisé par le pilote lorsque, volant en air calme, il veut prolonger son vol le plus longtemps possible.

Détermination de ces points lorsque le planeur traverse une masse d'air animée d'un mouvement vertical :

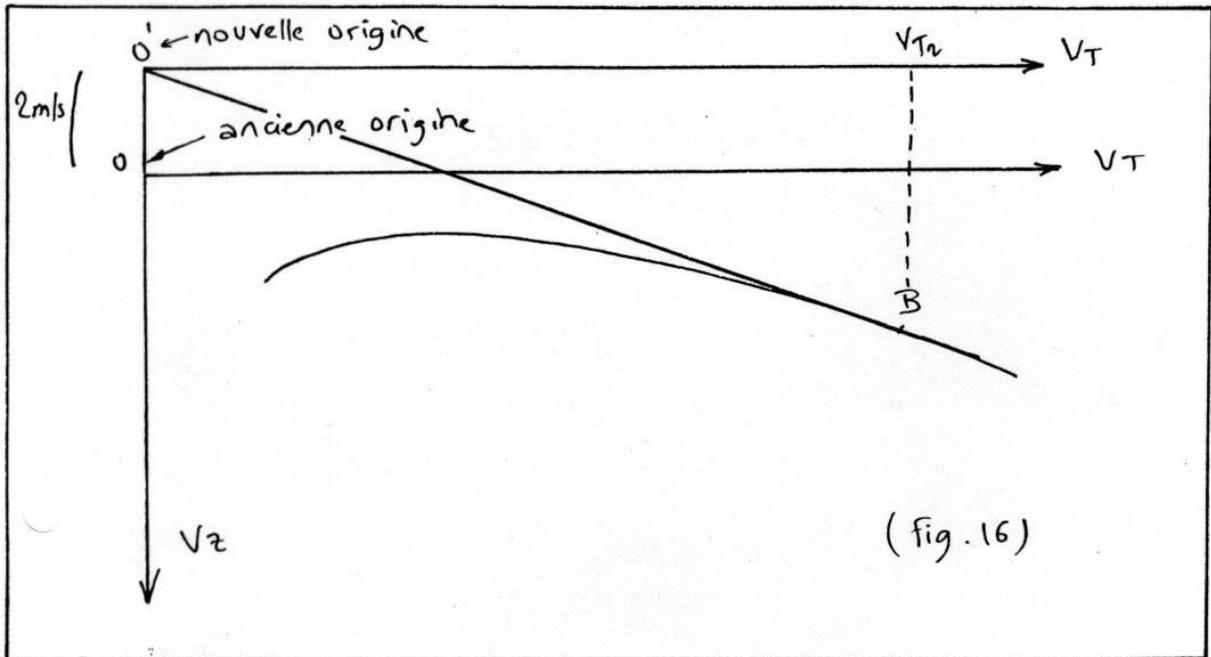
On veut donc déterminer les caractéristiques du planeur par rapport au sol.

Si le planeur traverse une zone descendante ou l'air chute uniformément à 2 m/s; toutes les vitesses de chute du planeur par rapport au sol sont à augmenter de 2 m/s; il faut donc tracer une polaire décalée de 2 m/s vers le bas (Fig.15).



On peut alors déterminer la nouvelle finesse maxi (point B) et la nouvelle vitesse de chute mini (V_Z mini) en menant respectivement une tangente à la courbe issue de l'origine et une tangente horizontale.

En fait, décaler la polaire de 2 m/s vers le bas revient au même que de décaler l'origine de 2 m/s vers le haut (cf Fig.16).



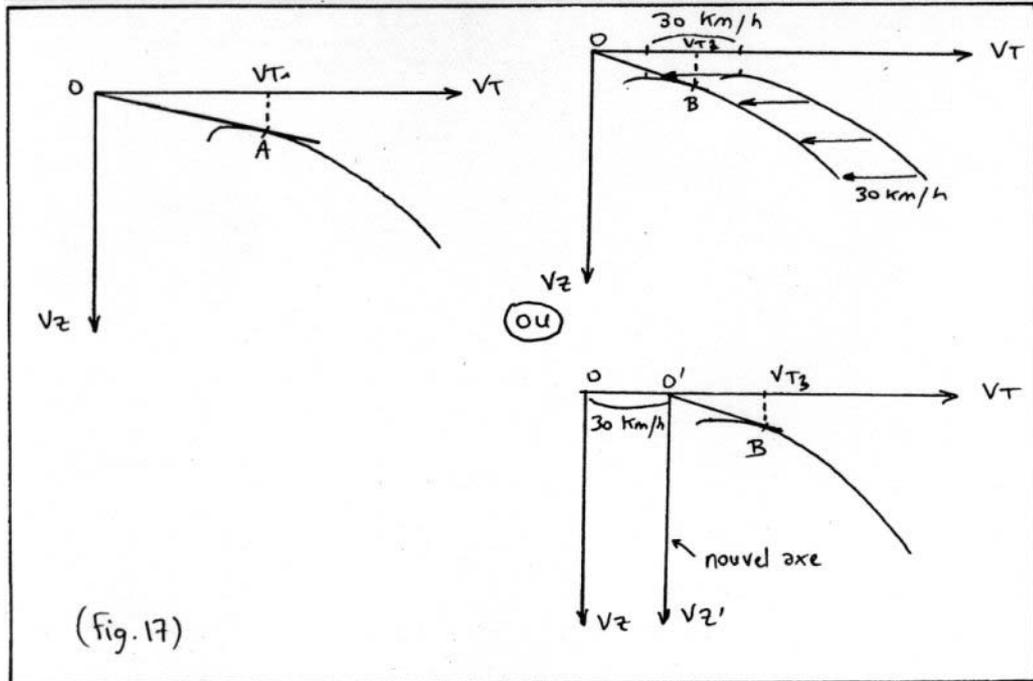
En conclusion: dans une masse d'air descendante vous devez voler plus vite pour garder la meilleure finesse possible (on voit en effet que la vitesse sur trajectoire V_{T2} permettant d'obtenir la finesse maximale pour un planeur traversant une masse d'air descendante est supérieure à V_{T1} trouvée dans des conditions d'air calme). Il est cependant évident que cette finesse est fortement diminuée.

Remarque: dans une ascendance, si on la traverse en ligne droite, on a intérêt à voler à V_z mini pour que le taux de chute du planeur soit le plus faible possible.

Détermination de la finesse maxi par rapport au sol d'un planeur subissant du vent:

Si le planeur vole avec un vent de face de 30 km/h, il faudra déduire 30 km/h des vitesses de vol.

En reprenant le raisonnement tenu pour les mouvements d'air verticaux, il faudrait tracer une polaire décalée de 30 km/h vers la gauche ou décaler l'origine de 30 km/h vers la droite (cf Fig.17).



La finesse maxi sans vent est représentée par le point A qui correspond à la vitesse sur trajectoire V_{T1} .

La finesse maxi avec vent de 30 km/h de face a diminué et la vitesse sur trajectoire par rapport au sol également.

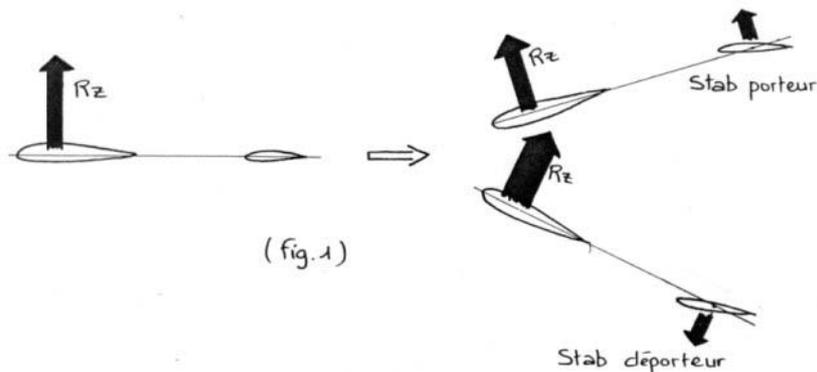
Conclusion : quand le planeur se dirige vers un point du sol avec vent de face, il faut voler plus vite (par rapport à la masse d'air) pour garder la meilleure finesse par rapport au sol possible. Il est cependant évident que cette finesse est fortement diminuée.

Remarque: à partir de la polaire C_x, C_z du planeur et de la formule $V_T = 4 \cdot \sqrt{\frac{M}{S \cdot C_z}}$ où M est la masse du planeur en kg et S sa surface alaire en dm^2 , V_T , la vitesse sur trajectoire en m/s, on peut tracer la polaire du planeur en V_i, V_z qui permettra de connaître ses performances et les réglages à lui appliquer selon le vent.

LE CENTRAGE

Introduction :

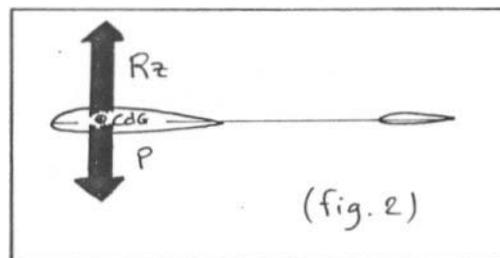
Dans les calculs de polaires de vitesse, on suppose que le stab est toujours neutre (ni porteur ni déporteur) quel que soit le C_z de l'aile. En réalité, si le centre de gravité du planeur est fixe, cela n'est pas possible. En effet, si le planeur vole stab au neutre pour un certain C_z , il faudra le rendre porteur pour diminuer le C_z de l'aile (piquer pour diminuer le C_z), ou le rendre déporteur pour augmenter le C_z de l'aile (Fig.1).



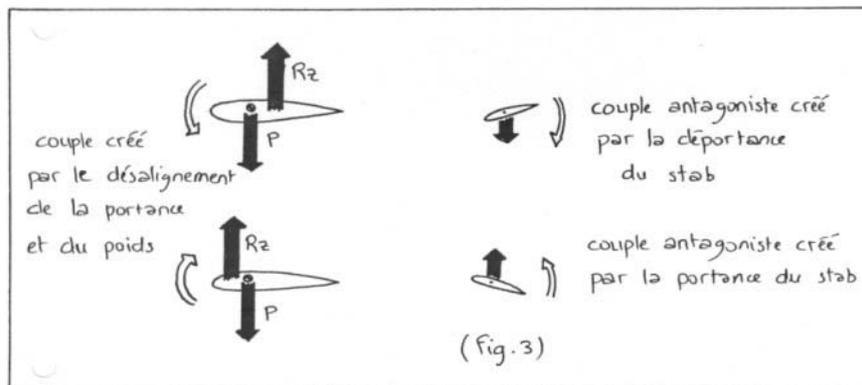
Ceci signifie donc que le stab ne peut être neutre que pour un point de la polaire. Un seul point de la polaire calculée est juste mais l'erreur sur les autres est faible.

Du point de vue des performances, on a tout intérêt à avoir un stab neutre pour le C_z de l'aile correspondant à la configuration de vol que l'on désire (ex : finesse maxi); en effet, toute portance du stab s'accompagne d'une traînée importante car le stab est aérodynamiquement moins bon que l'aile (son allongement est très faible est la traînée induite est considérable).

Pour éviter cela, il faut centrer le modèle de façon que la résultante des forces aérodynamiques qui s'appliquent sur lui passe par le centre de gravité pour la valeur de C_z choisie; elle équilibrera alors seule le poids, sans qu'une portance intervienne au niveau du stab (Fig.2).



Si la résultante ne passe pas par le centre de gravité, elle crée avec le poids un couple de forces qui devra être équilibré par une action porteuse ou déporteuse sur le stab (Fig.3).



Le centre de poussée :

Définition :

C'est le point d'application de la résultante aérodynamique; il est situé sur la corde du profil et se déplace en fonction de l'incidence. Cette variation de position est importante pour des profils très porteurs et minime pour des profils peu porteurs.

Calcul de la position :

On a vu ci-dessus que, pour ne pas avoir de force porteuse ou déporteuse sur le stab, le poids et la portance devaient être alignés; ceci signifie que le centre de poussée et le centre de gravité doivent être confondus; centrer le planeur revient donc à répartir les masses pour aligner le centre de gravité sur le centre de poussée. Il faut donc dans un premier temps déterminer la position de ce centre de poussée.

On calcul la position du centre de poussée pour un Cz donné grâce à la formule :

$$\frac{d}{e} = \frac{C_m}{C_z}$$

- Où :
- d est la distance du centre de poussée au bord d'attaque
 - e est la corde moyenne de l'aile
 - Cm est le coefficient de moment du profil défini de la même manière que les coefficients de portance et de traînée. $C_m = \frac{16.M}{S.E.V^2}$, avec M = moment de toutes les forces aérodynamiques s'exerçant sur la surface de l'aile.
 - Cz est le coefficient de portance du profil considéré. Cz varie; il peut être par exemple de 1,2 pour la portance maxi d'un profil et de 0,8 à la finesse maxi; on voit donc que la position du centre de poussée dépendra du Cz donc des conditions de vol (on choisira par exemple de voler à Cz maxi ou à Cz de finesse maxi; dans les deux cas, la position du centre de poussée, donc du centrage ne sera pas la même.

Il faut donc connaître la valeur de Cm pour le Cz qui nous intéresse. Pour certain profils étudiés en soufflerie, on trouve la courbe donnant Cm en fonction de Cz. Lorsque l'on ne dispose pas de ces courbes, on peut approximer les résultats en utilisant la formule déterminée expérimentalement :

$$C_m = C_{m_0} + 0,25.C_z$$

Remarque : dans certains ouvrages, on trouve la formule $C_m = -C_{m_0} + 0,25.C_z$, car, en Allemagne par exemple, le C_{m_0} n'a pas le même signe qu'en France pour le même profil

: en effet, nous verrons plus loin que C_{m_0} est positif pour les profils usuels, et négatif pour les autostables; en Allemagne, les signes sont opposés (négatifs pour les profils usuels) ce qui explique la nécessité du signe moins devant C_{m_0} dans la formule, car il faut bien entendu trouver le même résultat pour C_m .

Nous utiliserons donc la formule $C_m = C_{m_0} + 0,25.C_z$

$$\Leftrightarrow \frac{C_m}{C_z} = \frac{C_{m_0}}{C_z} + 0,25$$

$$\text{or } \frac{d}{e} = \frac{C_m}{C_z}$$

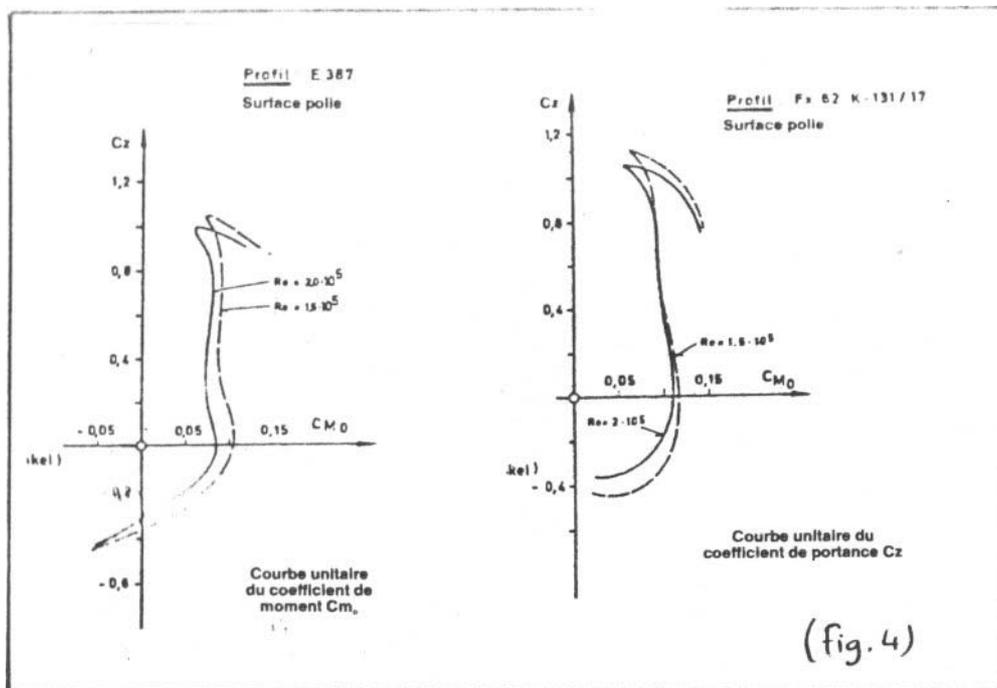
$$\text{donc } \frac{d}{e} = \frac{C_{m_0}}{C_z} + 0,25$$

C_{m_0} est la valeur de C_m pour laquelle la portance est nulle ($C_z = 0$), C_{m_0} est déterminé en soufflerie par expérimentation et il est donné pour chaque profil; on peut retenir que :

- Plus le profil est porteur, plus le C_{m_0} sera important et plus le centre de poussée (donc le centre de gravité) sera arrière.
- Plus le profil est porteur, plus le centre de poussée bougera facilement, donc plus le planeur sera instable sur l'axe de tangage.

C_{m_0} varie peu en fonction de C_z dans la plage "normale" d'utilisation; par contre, si on se trouve dans des zones de C_z proches du décrochage ou à l'opposé en portance nulle ou même négative, les valeurs de C_{m_0} varient (cf Fig.4). C_{m_0} varie peu en fonction du nombre de Reynolds (cf Fig.4). On le considère donc comme une constante caractérisant le profil.

Remarque : la valeur de C_{m_0} dépend essentiellement de la courbure de la ligne moyenne du profil (ainsi C_{m_0} est nul si la courbure est nulle).



C_{m_0} peut être nul, positif ou négatif.

$C_{m_0} = 0 \Rightarrow \frac{d}{e} = 0,25$: le centre de poussée est fixe et situé à 25 % de la corde; c'est le cas des profils biconvexes symétriques aux grands nombres de Reynolds. Ces profils sont dits indifférents puisque leur résultante ne se déplace pas.

$C_{m_0} > 0 \Rightarrow \frac{d}{e} > 0,25$: le centre de poussée est situé à plus de 25 % de la corde et il se déplace vers l'avant lorsque C_z augmente; c'est le cas usuel : le profil est instable : en effet, lorsque C_z augmente, c'est en général parce que l'on augmente l'incidence; on voit alors que le centre de poussée se déplace vers l'avant, ce qui fait que la résultante tend à faire encore augmenter l'incidence.

$C_{m_0} < 0 \Rightarrow \frac{d}{e} < 0,25$: le centre de poussée est situé à moins de 25 % de la corde et se déplace vers l'arrière si C_z augmente; c'est le cas des profils autostables.

Donc, si on connaît C_{m_0} , on peut calculer la position du centre de gravité qui sera la même que celle du centre de poussée obtenue par la formule. Ce calcul simple donne une bonne base pour centrer un planeur; dans la pratique, on centre le planeur plus ou moins avant ou arrière selon l'effet recherché ou ses goûts personnels; en effet, le centrage influe sur la stabilité du planeur.

Un planeur centré avant sera stable, mais si on exagère sur le plomb, il perdra de la manoeuvrabilité et ses performances s'en ressentiront. A l'inverse, un planeur centré arrière sera plus maniable et tendra à revenir plus lentement à la position de vol correspondant au réglage du trim; cela peut être un avantage en acrobatie mais il ne faut pas exagérer le centrage arrière car le modèle peut devenir impilotable.

Exemple de calcul : on veut faire voler un planeur muni d'un Eppler 193 à finesse maxi. Nous désirons calculer son centrage.

Le C_z de l'E193 est de 0,7 approximativement et le C_{m_0} est égal à 0,078. On utilise la formule :

$$\frac{d}{e} = \frac{C_{m_0}}{C_z} + 0,25$$

$$\frac{d}{e} = \frac{0,078}{0,7} + 0,25$$

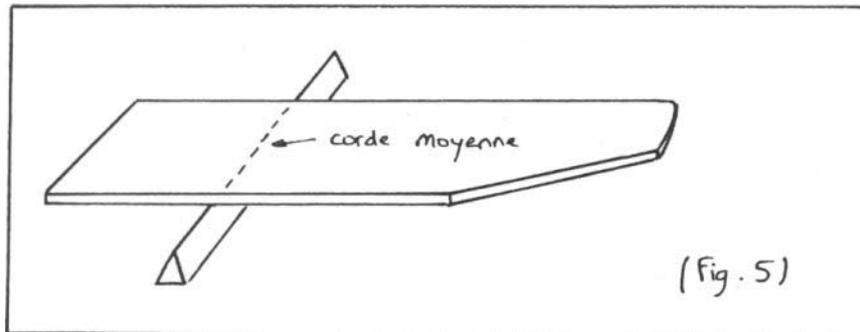
$$\frac{d}{e} = 0,36$$

Donc le centrage de l'E193 pour un vol à finesse maxi s'effectuera à 36 % de la corde. Alors, quel que soit le calage de l'aile sur le fuselage, le stab sera neutre lorsque l'aile travaillera à $C_z = 0,7$.

Attention, $\frac{d}{e}$ représente le pourcentage de la corde moyenne de l'aile; si l'aile est rectangulaire, la corde moyenne est la même que la corde d'emplanture. Si l'aile n'est pas rectangulaire, le centre de poussée est sur la corde où est situé le centre de gravité de la surface de l'aile, et ce ne sera plus la corde de l'emplanture.

Pour déterminer cette corde, une méthode simple consiste à découper une forme en carton (car c'est plus homogène que le balsa) qui représente l'aile à l'échelle. Puis, on

place cette forme perpendiculairement à l'envergure. La position pour laquelle l'équilibre est réalisé correspond à la corde moyenne (cf Fig.5).



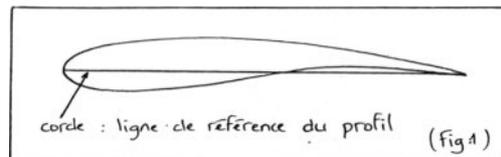
(Fig. 5)

Le centrage peut ainsi être réalisé à 36 % de la corde moyenne, ce qui correspond à un pourcentage de la corde d'emplanture tout à fait différent de 36 %.

ANGLE DE CALAGE ANGLE D'INCIDENCE

Le but de ce chapitre est de choisir l'angle de calage de l'aile sur le fuselage. L'angle de calage est l'angle entre la ligne de référence du profil et l'axe du fuselage.

La ligne de référence du profil : elle passe par le bord de fuite et par le point le plus extrême du bord d'attaque : c'est la corde du profil (cf Fig.1).



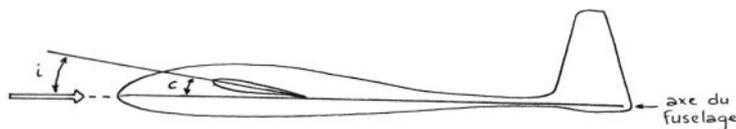
L'axe du fuselage : c'est l'axe pour lequel la traînée du fuselage sera minimale.

L'angle de calage est donc un angle fixe résultant de la conception de l'appareil et en aucun cas des configurations de vol. (il ne faut pas le confondre avec l'angle d'incidence qui est, lui, l'angle entre la corde et la direction de la vitesse relative).

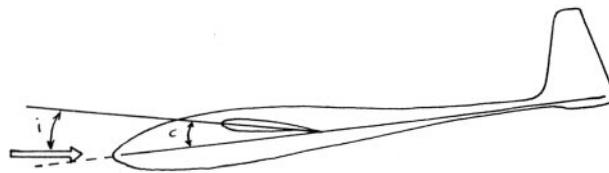
Choisir l'angle de calage revient en fait à positionner le fuselage par rapport à l'ensemble aile-stabulo puisque la différence d'incidence entre les deux voilures est déjà fixé par la position du centrage.

Pour une même différence d'incidence aile-stabulo, on peut choisir différents calages.

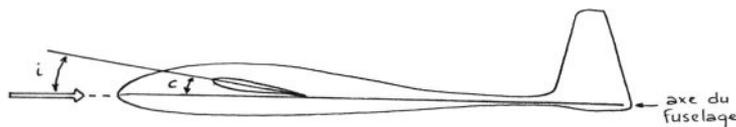
Pour un même angle d'incidence, on peut avoir les trois cas de figure exposés ci-dessous:



Le calage est optimal, l'axe du fuselage est dans la direction du vent relatif (dans la direction de vol) et le fuselage offre une résistance minimale de l'air.



Ici, le calage est fort, pour que l'angle d'incidence soit respecté, il faut que le planeur vole "queue haute".



Ici, le calage est faible, pour que l'angle d'incidence soit respecté, il faut que le planeur vole "queue basse".

Donc, l'angle d'incidence étant fixé pour des conditions de vol données (c'est-à-dire la position de l'aile par rapport à la position de vol), l'angle de calage servira à positionner le fuselage par rapport à cette direction de vol. L'axe du fuselage étant celui pour

laquelle la traînée est la plus réduite, on cherchera à le placer parallèlement à la direction du vol.

On cherchera donc à obtenir : angle de calage = angle d'incidence. Pour cela, il faut calculer l'angle d'incidence.

Calcul de l'angle d'incidence I : l'angle d'incidence est la somme de deux angles $I_i + I_p$.

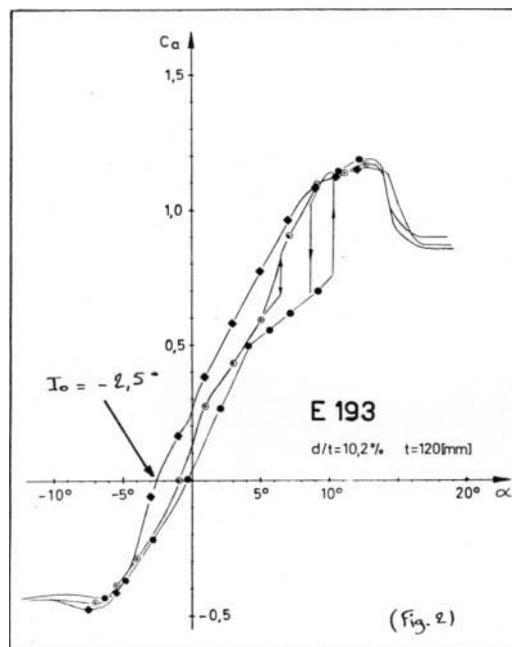
I_i est l'angle induit et ne dépend que de la sustentation et de l'allongement λ . Pour tous les profils, on obtient I_i par la relation :

$$I_i = 57,3 \cdot \frac{C_z}{\pi \cdot \lambda} = 18,2 \cdot \frac{C_z}{\lambda} \quad (I_i \text{ en degrés})$$

I_o est l'incidence correspondant à la portance nulle et qui varie bien sûr suivant les profils (souvent appelé β).

On peut donc calculer l'incidence du profil correspondant à un C_z donné si on connaît l'angle de portance nulle I_o .

Exemple : calcul de l'angle de calage d'un planeur équipé d'un Eppler 193 et volant à finesse maxi ($C_z \approx 0,7$). Pour ce profil, on voit sur la polaire (Fig.2) que I_o est égal à $-2,5^\circ$ pour un planeur volant un nombre de Reynolds de 150 000.



Si le planeur à un allongement de 15, on aura :

comme $I = I_o + I_p$

$$I = 18,2 \cdot \frac{C_z}{\lambda} + 10,5 \cdot C_z + I_o$$

$$I = C_z \cdot \left(\frac{18,2}{\lambda} + 10,5 \right) + I_o$$

$$I = 0,7 \cdot \left(\frac{18,2}{15} + 10,5 \right) - 2,5 + 5,7^\circ !!!$$

Pour ce planeur volant à finesse maxi, l'angle entre la corde du profil et l'axe du fuselage devra donc être de $-5,7^\circ$.

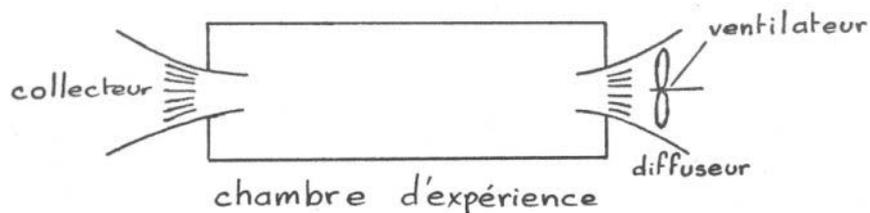
LES SOUFFLERIES

Ce chapitre a pour rôle d'éclairer le lecteur sur les moyens dont dispose l'aérodynamique expérimentale et les instruments de mesures qui permettent de tracer les polaires des profils.

Nous pouvons classer les souffleries en deux grands groupes :

- Les souffleries à circuit ouvert
- Les souffleries à circuit fermé

Les souffleries à circuit ouvert :



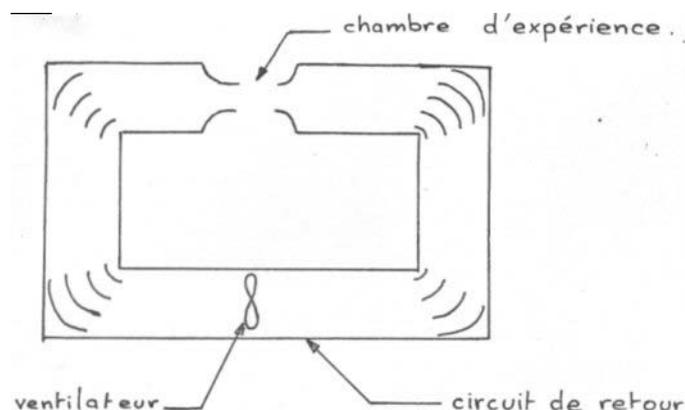
Suivant la longueur des collecteurs et diffuseurs, on distingue trois types de souffleries :



Ces distinctions sont nécessaires pour les corrections de parois, que nous verrons plus loin.

Afin de réduire les turbulences à l'entrée de la chambre d'expérience, on place dans le collecteur (et le diffuseur) une grille à mailles serrées qui rend le courant laminaire.

Les souffleries à circuit fermé :



La plupart des souffleries modernes sont de ce type.

Toutefois, le fait d'utiliser l'air en circuit fermé apporte un inconvénient; en effet, l'air s'échauffe pour des vitesses élevées, ce qui oblige à utiliser des réfrigérants afin d'obtenir des températures constantes.

Calculs et mesures :

Les souffleries étant des milieux clos, il faut apporter des corrections : les corrections de parois :

$$i_{\text{réel}} = i_{\text{mesuré}} - \Delta i \quad (i \text{ est l'angle d'incidence})$$
$$C_{X_{\text{réel}}} = C_{X_{\text{mesuré}}} - \Delta C_X$$

$$\text{avec} \quad \Delta i = 0,125 \cdot \varepsilon \cdot C_z \cdot \frac{S}{S_0}$$
$$\Delta C_X = 0,125 \cdot \varepsilon \cdot C_z^2 \cdot \frac{S}{S_0}$$

Où S est la surface de l'aile et S₀ celle de la section de la veine d'essai, et ε un coefficient égal à +1 si la veine est libre et -1 si la veine est guidée.

Les mesures se font par des mesures de différences de pression entre la pression statique et la pression totale.

$$\Delta p = p_i - p_o = \frac{1}{2} \cdot \rho_{\text{air}} \cdot V^2$$
$$\Rightarrow \Delta p = \rho_{\text{HG}} \cdot g \cdot \Delta h = \frac{1}{2} \cdot \rho_{\text{air}} \cdot V^2$$

en mesurant Δh, on pourra donc déterminer V.

Balance aérodynamique :

Ce type de balance permet de mesurer tous les paramètres aérodynamiques d'un appareil en soufflerie.

Un exemple de soufflerie :

Cette soufflerie est à circuit ouvert du type Eiffel. Les dimensions de la chambre d'expériences ont : 0,37 x 0,6 m pour la section, et ce sur 0,8 m de long. Un ventilateur à 6 pales en sortie de diffuseur est entraîné par un moteur de 0,75 kW. Les maquettes d'une envergure de 0,37 m sont fixées entre deux plaques tournantes qui permettent de faire varier l'incidence de la maquette. Le fait que la maquette soit fixée à chaque extrémité nous permet de considérer que les mesures faites sont valables pour une aile infinie; en effet, par ce moyen, les effets de bout d'ailes (bords marginaux) sont éliminés.

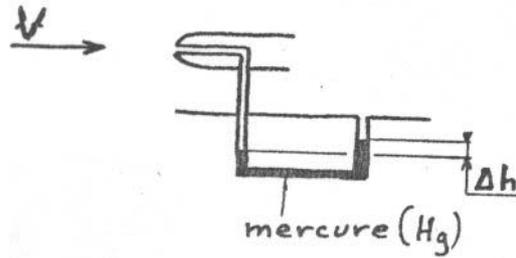
Mesures :

- portance : les plaques tournantes sur lesquelles est fixé le modèle sont liées à une balance qui mesure directement la portance en force.
- traînée : la traînée est déterminée par la répartition des pressions le long du profil. La valeur moyenne de cette répartition étant calculée par intégration.

Remarque :

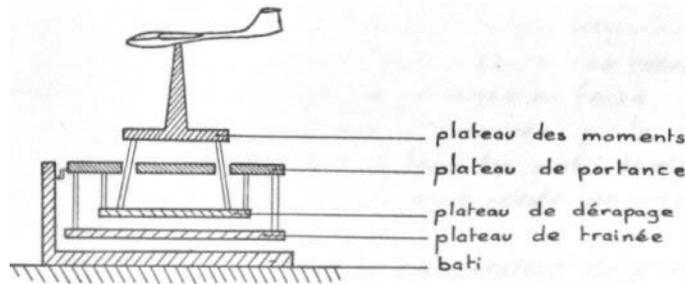
En ce qui concerne la comparaison de profils par leurs polaires, il faut utiliser des polaires issues d'une même soufflerie; en effet, pour un même profil passé dans deux souffleries différentes, on obtiendra deux polaires différentes, les souffleries introduisant de nombreuses perturbations incontrôlables et très différentes d'une soufflerie à l'autre.

Les mesures se font par des mesures de différences de pression entre la pression statique et la pression totale.



$$\Delta p = p_i - p_o = \frac{1}{2} \rho_{\text{air}} V^2$$
$$\Delta p = \rho_{\text{Hg}} \cdot g \cdot \Delta h = \frac{1}{2} \rho_{\text{air}} \cdot V^2$$

Balance aérodynamique :



Ce type de balances permet de mesurer tous les paramètres aérodynamiques d'un appareil en soufflerie.

FORMULAIRE

Symbole	Désignation	Formule	Unité
g	accélération de la pesanteur		9,81 m/s ²
m	masse		kg
P	poids	$P = m.g$	Newton (N)
Cz (Ca)	coefficient de portance	-----	-----
Rz	portance	$Rz = Cz.\rho.S.\frac{V^2}{2}$	Newton (N)
ρ	masse volumique de l'air		1,293 kg/m ³
S	surface alaie		m ²
Cx (Cw)	coefficient de traînée	-----	-----
Rx	traînée	$Rx = Cx.\rho.S.\frac{V^2}{2}$	N
R	résultante aérodynamique	$R = \sqrt{Rx^2 + Rz^2}$	N
σ	angle de plané		degré
----- --	finesse	$Cotg \sigma = \frac{Rz}{Rx} = \frac{Cz}{Cx}$	-----
R _{vir}	rayon de virage		m
C	force centrifuge	$C = m.\frac{V^2}{R_{vir}}$	N
Pa	poids apparent	$Pa = \sqrt{P^2 + C^2}$	N
n	facteur de charge	$n = \frac{Pa}{P}$	-----
c	corde		m
ν	viscosité cinématique		m ² /s
Re	nombre de Reynolds	$Re = \frac{V.c}{\nu} \approx 68\ 000$	-----
Rec	nombre de Reynolds critique		-----
α	angle d'incidence		degré
Io ou β	angle d'incidence à portance nulle		degré
Cm _o	coefficient de moment		-----
f	flèche du profil		m
----- --	flèche relative	$\frac{f}{c}$	-----
e	épaisseur maxi du profil		m
E	envergure		
λ	allongement	$\lambda = \frac{E}{C_{moyen}} = \frac{E^2}{S}$	-----
α _i	angle d'incidence induit	$\alpha_i = 57,3.\frac{Cz}{\pi.\lambda}$	degré
α _p	angle d'incidence du profil	$\alpha_p = 10,5.Cz + Io$	degré
Cx _i	coefficient de traînée induite	$Cx_i = \frac{Cz^2}{\pi.\lambda}$	-----
Rx _i	traînée induite	$Rx_i = Cx_i.\rho.S.\frac{V^2}{2}$	N

