

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

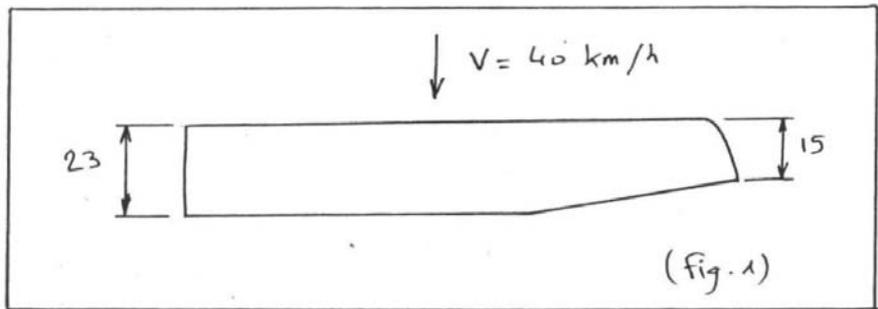
$$\Rightarrow \text{Re} = \frac{V \cdot l}{0.0000145} = 68\,000 \cdot V \cdot l$$

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.

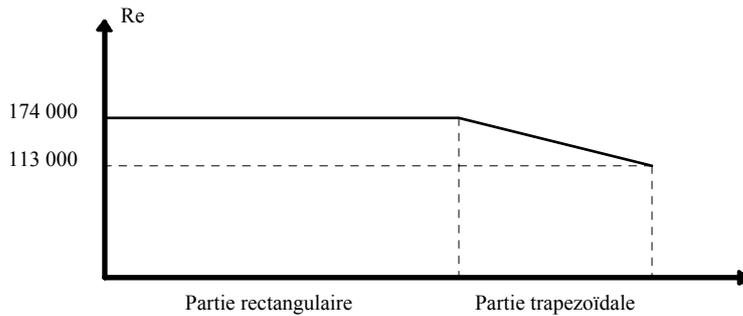
nombre de Reynolds sur la partie rectangulaire:

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

nombre de Reynolds au niveau du bord marginal:

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

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 Reynolds	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 $Re \nearrow$, $C_x \searrow$, $C_z \nearrow$ 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.

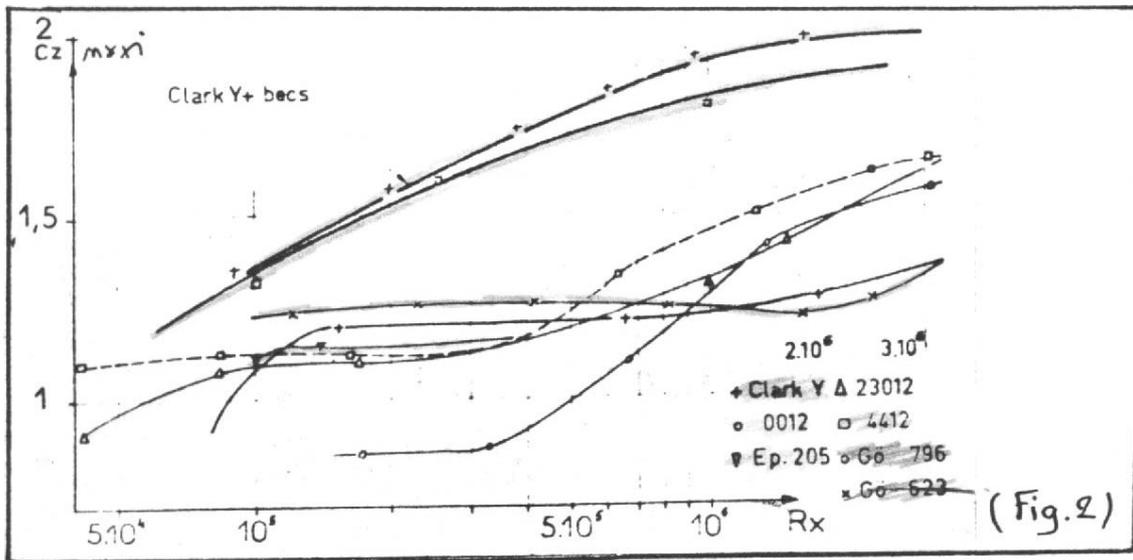
Il faut donc se méfier et bien vérifier que les polaires sur lesquelles vous prélevez des valeurs sont tracées à des nombres de Reynolds correspondant bien aux vitesses de vol de votre planeur.

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.



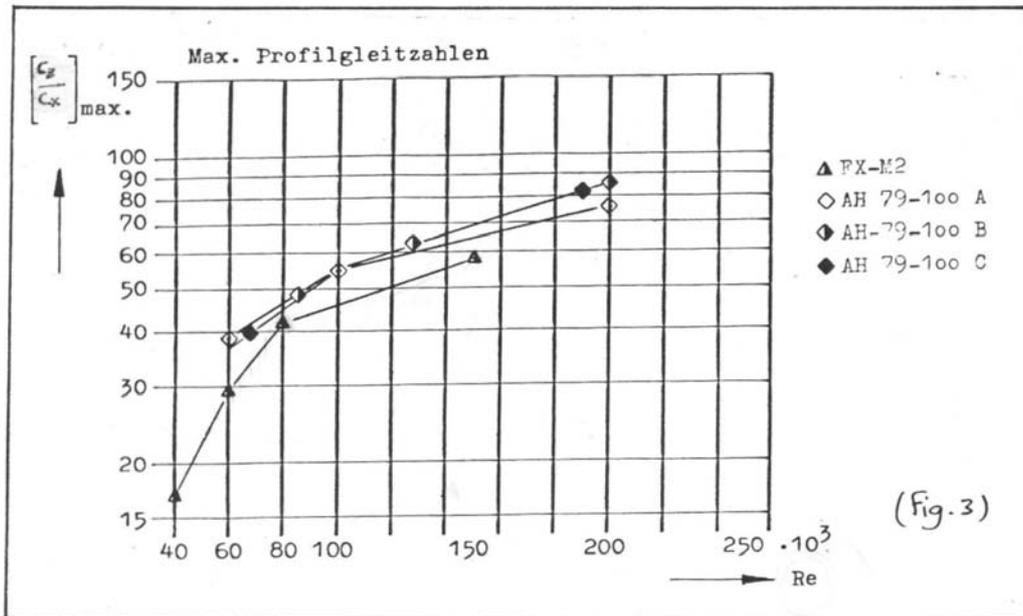
On constate donc que les caractéristiques de portances s'améliorent avec le nombre de Reynolds. On constaterait de même en traçant les courbes $\left(\frac{C_x}{C_z}\right)_{\text{mini}}$ (finesse mini) et $\left(\frac{C_x^2}{C_z^3}\right)_{\text{mini}}$ (vitesse de chute mini) en fonction du nombre 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.



(Fig. 3)

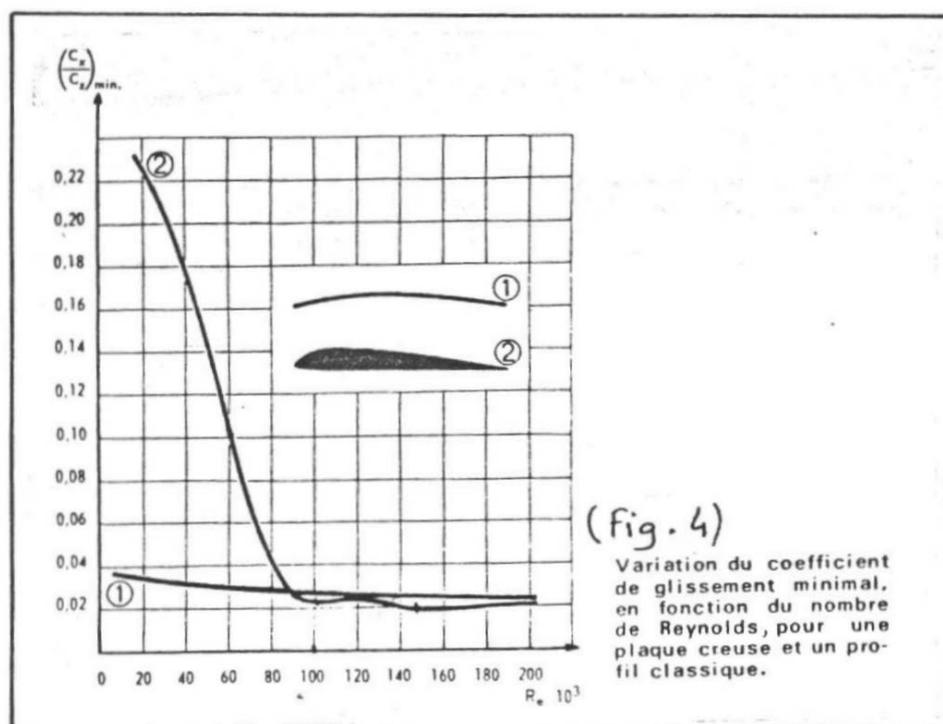
On comprend que lorsqu'une aile vole à Re_c (nombre de Reynolds critique) ou en dessous, ses performances sont nettement diminuées.

Le Re_c 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 Re_c 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 faible valeurs de Re (voir Fig.4).



(Fig. 4)

Variation du coefficient de glissement minimal, en fonction du nombre de Reynolds, pour une plaque creuse et un profil classique.

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.

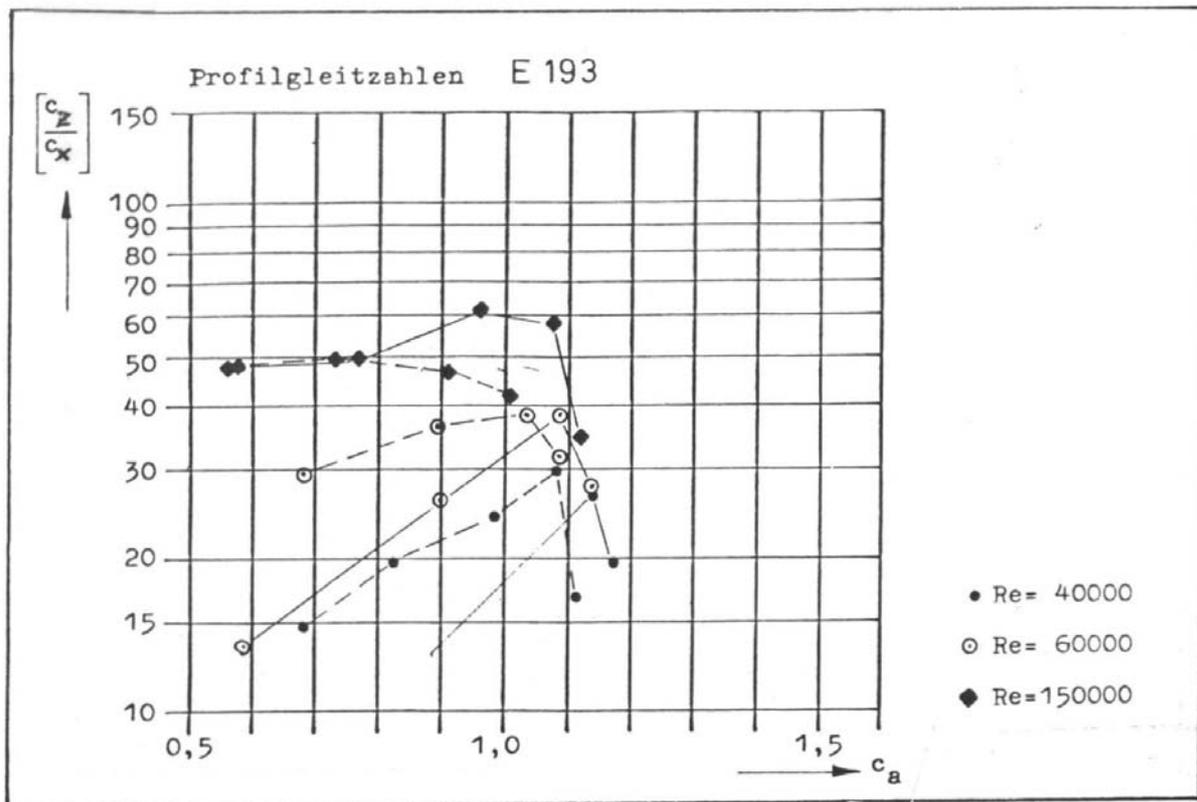
Il est possible d'introduire de semblables perturbations sur nos modèles pour adapter nos profils aux faibles nombres de Reynolds. C'est ce qui a été réalisé depuis longtemps en vol libre grâce à l'emploi de "turbulateurs" dont il existe deux types de base:

- 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 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.