

Zeitschrift: Bulletin technique de la Suisse romande
Band: 66 (1940)
Heft: 7

Artikel: Les grandes vitesses en aviation
Autor: Haller, P. de
DOI: <https://doi.org/10.5169/seals-50650>

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften auf E-Periodica. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Zeitschriften und ist nicht verantwortlich für deren Inhalte. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern beziehungsweise den externen Rechteinhabern. Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen sowie auf Social Media-Kanälen oder Webseiten ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. [Mehr erfahren](#)

Conditions d'utilisation

L'ETH Library est le fournisseur des revues numérisées. Elle ne détient aucun droit d'auteur sur les revues et n'est pas responsable de leur contenu. En règle générale, les droits sont détenus par les éditeurs ou les détenteurs de droits externes. La reproduction d'images dans des publications imprimées ou en ligne ainsi que sur des canaux de médias sociaux ou des sites web n'est autorisée qu'avec l'accord préalable des détenteurs des droits. [En savoir plus](#)

Terms of use

The ETH Library is the provider of the digitised journals. It does not own any copyrights to the journals and is not responsible for their content. The rights usually lie with the publishers or the external rights holders. Publishing images in print and online publications, as well as on social media channels or websites, is only permitted with the prior consent of the rights holders. [Find out more](#)

Download PDF: 26.01.2026

ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, <https://www.e-periodica.ch>

BULLETIN TECHNIQUE

DE LA SUISSE ROMANDE

ABONNEMENTS :

Suisse : 1 an, 12 francs
Etranger : 14 francs

Pour sociétaires :
Suisse : 1 an, 10 francs
Etranger : 12 francs

Prix du numéro :
75 centimes.

Pour les abonnements
s'adresser à la librairie
F. Rouge & C^{ie}, à Lausanne.

Paraisant tous les 15 jours

Organe de la Société suisse des ingénieurs et des architectes, des Sociétés vaudoise et genevoise des ingénieurs et des architectes, de l'Association des anciens élèves de l'Ecole d'ingénieurs de l'Université de Lausanne et des Groupes romands des anciens élèves de l'Ecole polytechnique fédérale. —

COMITÉ DE PATRONAGE. — Président: R. NEESER, ingénieur, à Genève ; Vice-président: M. IMER, à Genève ; secrétaire: J. CALAME, ingénieur, à Genève. Membres: *Fribourg*: MM. L. HERTLING, architecte ; A. ROSSIER, ingénieur ; *Vaud*: MM. F. CHENAUX, ingénieur ; E. ELSKES, ingénieur ; EPITAUX, architecte ; E. JOST, architecte ; A. PARIS, ingénieur ; CH. THÉVENAZ, architecte ; *Genève*: MM. L. ARCHINARD, ingénieur ; E. ODIER, architecte ; CH. WEIBEL, architecte ; *Neuchâtel*: MM. J. BÉGUIN, architecte ; R. GUYE, ingénieur ; A. MÉAN, ingénieur cantonal ; *Valais*: M. J. DUBUIS, ingénieur ; A. DE KALBERMATTEN, architecte.

RÉDACTION : D. BONNARD, ingénieur, Case postale Chauderon 475, LAUSANNE.

CONSEIL D'ADMINISTRATION DE LA SOCIÉTÉ ANONYME DU BULLETIN TECHNIQUE
A. STUCKY, ingénieur, président ; M. BRIDEL ; G. EPITAUX, architecte ; M. IMER.

SOMMAIRE : *Les grandes vitesses en aviation*, par P. DE HALLER, ingénieur, Dr ès sciences techniques. — *L'enseignement des ingénieurs* (suite et fin.) — *Société suisse des ingénieurs et des architectes* : *Extrait du procès-verbal de la séance du Comité central du 9 février 1940* ; *Communication du secrétariat*. — *Correspondance*. — *BIBLIOGRAPHIE*. — *SERVICE DE PLACEMENT*.

Les grandes vitesses en aviation

par P. DE HALLER, ingénieur, Dr ès sciences techniques.

En 1903, les frères Wright volaient à 58 km/h ; 36 ans après, le record de vitesse est de 755 km/h. Ces deux chiffres montrent suffisamment le développement impressionnant des performances en aéronautique. Par quels moyens et par quels progrès a-t-il été réalisé, et quelles sont ses possibilités d'amélioration, c'est ce que nous nous proposons d'exposer brièvement ici.

Pendant plusieurs années, la formule biplane a été presque exclusivement utilisée. La raison en est claire, les ingénieurs ayant l'habitude de faire supporter des moments fléchissants par des membrures supérieures et inférieures, et des entretoises en diagonales ; il s'agissait alors avant tout de réaliser des machines légères et solides, les qualités aérodynamiques restant au second plan. De ce fait, la résistance à l'avancement était très élevée, et l'obtention de grandes vitesses entraînait à une véritable débauche de CV. Un calcul tant soit peu précis de la traînée était quasi impossible à cause de la multitude de résistances parasites et d'interférences inextricables. Actuellement, ce sont essentiellement des considérations aérodynamiques qui déterminent les formes extérieures des avions, formes qui tendent à être réduites à leur plus simple expression, ne tolérant ni haubannage ou entretoise, ni aucune saillie inutile au vol ; train d'atterrissement et roue de queue sont rétractables et disparaissent leur rôle terminé. Aussi ne rencontre-t-on plus la variété de types que l'on construisait il y a quelques années encore ; toutes les machines modernes ont la

même silhouette, le monoplan à aile basse ou médiane constituant la règle générale. Le calcul aérodynamique a été grandement simplifié : on peut même dire que seule cette élimination de tout accessoire a permis de prédir avec une bonne approximation les qualités d'un prototype. Par contre, les problèmes posés aux staticiens sont incomparablement plus difficiles qu'autrefois, et il faut avoir recours aux méthodes de calcul les plus modernes pour en venir à bout. Au point de vue qui nous occupe, on peut distinguer une période où l'on cherchait à atteindre des vitesses élevées essentiellement par augmentation de la puissance du moteur, et la période actuelle, où tous les efforts tendent avant tout à la réduction de la traînée, sans préjudice d'une élévation concomitante de la puissance du moteur¹. Un type représentatif de la première époque est l'avion des Coupes Schneider et l'hydravion Macchi du record de 1934, tandis que la tendance moderne se manifeste clairement dans les avions de chasse actuels. Le tableau ci-après permet de comparer leurs diverses caractéristiques :

	MC72 1931	Avion de chasse 1940
Poids total	3000 kg	2600 kg
Surface	15 m ²	15 m ²
Puissance	2900 CV	1100 CV
Poids par m ²	200 kg/m ²	173 kg/m ²
Poids par CV	0,97 kg/CV	2,36 kg/CV
Vit. max. au sol	710 km/h = 197 m/sec (record 1934)	616 km/h = 171 m/sec
Vit. max. à 4000 m		700 km/h = 194 m/sec
Vit. d'atterrissement	185 km/h = 51 m/sec	135 km/h = 37 m/sec
<i>C_a</i> max.	1,25	2,0
<i>C_w</i> min.	0,028	0,015

¹ E. HEINKEL, Jahrbuch 1938 der deutschen Luftfahrtforschung. Ergänzungsband, p. 2.

On voit que la machine moderne, destinée pourtant à d'autres buts que la vitesse pure, réalise à peu de chose près les mêmes performances que l'avion de course de 1934, en dépensant 3 fois moins de puissance ; de plus, malgré sa vitesse maximum élevée, elle atterrit à une allure raisonnable, condition essentielle pour utiliser tous les terrains et n'être pas condamné à voler (comme les appareils de Coupe Schneider) par temps calme seulement pour amerrir sur un plan d'eau sans vague. Ce résultat est dû avant tout aux progrès de l'aérodynamique qui a permis d'augmenter de 60 % la portance tout en réduisant la résistance de près de moitié.

* * *

Pour chiffrer les progrès ainsi réalisés, et pour les estimer à leur juste valeur, nous allons chercher de quelles caractéristiques de l'avion dépend la vitesse maximum qu'il est susceptible de développer ; nous partirons de deux principes fondamentaux de la mécanique de l'avion : le bilan d'énergie :

$$\eta \cdot N = W \cdot V = C_w \cdot \frac{\rho}{2} \cdot F \cdot V^3 \quad 1)$$

et l'équilibre des forces verticales :

$$G = A = C_a \cdot \frac{\rho}{2} \cdot F \cdot V^2 \quad 2)$$

en nous servant des symboles suivants en usage à l'Ecole polytechnique fédérale :

N = puissance du moteur en $\text{kg} \cdot \text{m/sec}$.

V = vitesse en m/sec .

η = rendement de l'hélice

F = surface portante en m^2

W = traînée en kg .

ρ = densité de l'air en $\text{kg.sec}^2/\text{m}^4$

G = poids de l'avion en kg .

A = portance en kg .

C_a = coefficient de portance =

$$= \frac{A}{\frac{\rho}{2} V^2 F}$$

C_w = coefficient de traînée =

$$= \frac{W}{\frac{\rho}{2} V^2 F}$$

La première équation écrite sous la forme :

$$V = \sqrt[3]{\eta \cdot N \cdot \frac{2}{C_w \cdot F \cdot \rho}}$$

montre immédiatement l'influence des divers facteurs et la recette à appliquer : haut rendement de l'hélice, puissance élevée, traînée réduite, surface réduite, faible densité de l'air. Cela a l'air tout simple, mais la relation 1 n'est pas la seule à laquelle doivent satisfaire les grandeurs caractérisant l'avion. L'aérotechnique est par excellence le royaume du compromis, et c'est d'un heureux équilibre entre les divers compromis que dépend le succès d'une machine de performance même moyenne. Prenons un exemple : notre avion ne doit pas seulement voler rapidement, il doit aussi pouvoir décoller et se poser sans dégâts, donc à une vitesse réduite qui dépendra de la qualité du terrain, de la robustesse du train d'atterrissage, et de l'habileté du pilote. Mais ceci nous fixe déjà une valeur minimum pour la surface portante, en vertu de l'équation 2 appliquée à l'atterrissage, car

le coefficient de portance C_a que fournissent même les meilleurs dispositifs hypersustentateurs est limité. On a :

$$F = \frac{G}{C_a} \cdot \frac{2}{\rho_o V_o^2} \quad 3)$$

l'indice o se rapportant à l'atterrissage. Introduite dans l'équation 1, cette valeur donne pour la vitesse :

$$V = \sqrt{\frac{N}{G} \cdot \frac{\rho_o}{\rho} \cdot V_o^2 \cdot \eta \cdot \frac{C_{a \max}}{C_w}} \quad 4)$$

et les caractéristiques essentielles sont : la puissance par unité de poids $\frac{N}{G}$, le rapport $\frac{\rho_o}{\rho}$ des densités au sol et à l'altitude de vol, et le rapport de la portance maximum à la traînée minimum. De ces grandeurs, la puissance massique $\frac{N}{G}$ ne peut pas être augmentée au delà d'étroites limites. En effet, le poids total G se compose du poids du moteur, de celui de la cellule, des équipements et du combustible. Les moteurs actuels faisant tous environ 0,5 kg par cheval, en admettant que le reste de l'avion en ordre de vol pèse en moyenne 1 kg/CV, on reste dans les possibilités actuelles. La signification du terme $\frac{\rho_o}{\rho}$ est évidente : en altitude, où la densité de l'air est réduite on volera à puissance égale plus vite qu'au sol. C'est l'un des avantages que l'on attend des avions stratosphériques, spécialement conçus pour le vol à très haute altitude. Mais cet avantage n'est réel que si la puissance du moteur reste la même. Or un moteur éprouve, tout comme l'être vivant, de la difficulté à respirer en atmosphère raréfiée, et son travail diminue. Le gros progrès de ces dernières années a été réalisé par la suralimentation du moteur par un compresseur centrifuge, permettant de maintenir la puissance constante jusqu'à 4000-5000 mètres. La figure 1 montre bien l'avantage que présente le compresseur d'alimentation, puisqu'à l'altitude de rétablissement (4800 m dans notre exemple) il développe plus de deux fois plus de chevaux que le moteur non suralimenté.

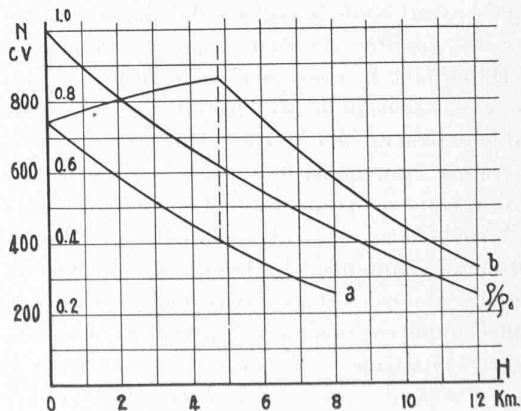


Fig. 1. — Variation de la densité de l'air $\frac{\rho_0}{\rho}$ et puissance d'un moteur en fonction de l'altitude H :
a) sans compresseur — b) avec compresseur.

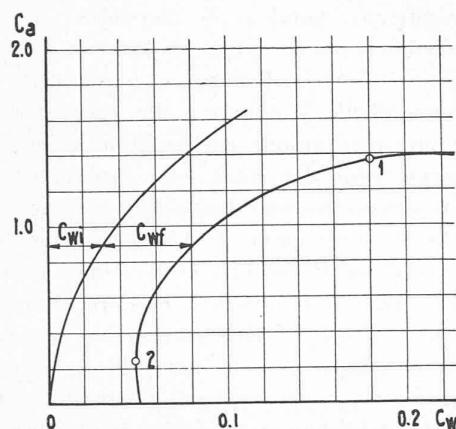


Fig. 2. — Polaire d'un biplan de 1929.
Les points 1 et 2 correspondent à l'atterrissement et au vol rapide.

Quant à la vitesse d'atterrissement admissible, V_o , elle dépend de nombreux facteurs, dont les principaux sont l'état du terrain et la robustesse des trains d'atterrissement, et surtout l'entraînement du pilote. Les progrès réalisés au cours des dernières années tant au point de vue de l'amélioration du matériel qu'à celui de l'éducation du pilote permet de considérer une allure de 120 à 130 km/h comme normale. Il semble qu'on puisse réaliser sans trop de risque, pour un appareil normal, une vitesse d'atterrissement de 150 km/h ; mais il va sans dire que des appareils spéciaux, libres de choisir leur terrain et les conditions météorologiques favorables, peuvent dépasser sensiblement ce chiffre.

Des divers facteurs entrant dans l'expression 4) de la vitesse maximum, les trois premiers V_o , $\frac{N}{G}$ et $\frac{\rho_o}{\rho}$ dépendent surtout de problèmes d'ordre mécanique et constructif, dans lesquels l'aérodynamique ne joue qu'un rôle très secondaire. Nous nous bornerons donc aux indications précédentes sur leur ordre de grandeur, et nous discuterons plus en détail la portance maximum et la traînée minimum C_{wmin} .

Les deux coefficients C_a et C_w ne sont pas indépendants l'un de l'autre. Ils sont liés par une relation, la « polaire » de l'avion, dont les figures 2 et 3 donnent quelques exemples. L'allure générale de cette courbe est parabolique ; elle peut être représentée grossièrement par une résistance constante, C_{wf} , indépendante de la portance, et un terme C_{wi} proportionnel à C_a^2 . Ce dernier terme porte le nom de « traînée induite »¹ ; il est dû essentiellement aux tourbillons marginaux qui s'échappent aux extrémités de l'aile, et son importance dépend de la forme de l'aile, en tout premier lieu de son allongement, c'est-à-dire du rapport de la surface à l'envergure $\Lambda = \frac{F}{b}$. Aux grandes vitesses, le coefficient de portance est

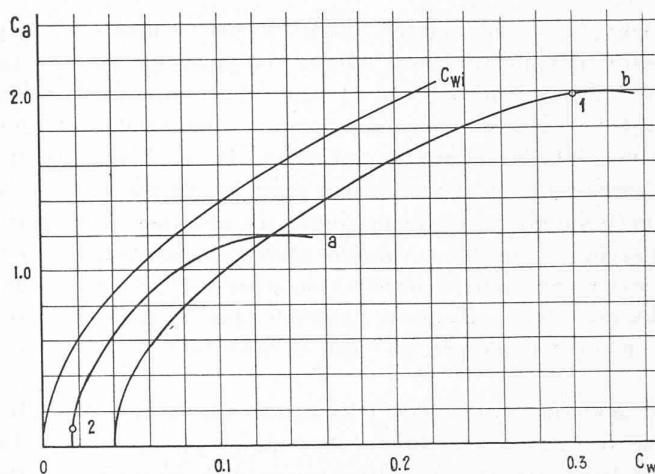


Fig. 3. — Polaire d'un monoplan de 1939.
a) Volets de courbure et atterrisseurs rentrés.
b) Volets ouverts et train d'atterrissement sortis.

compris entre 0,1 et 0,2. La traînée induite donnée par $C_{wi} = \frac{C_a^2}{\pi \Lambda}$ est donc de l'ordre de grandeur de 0,001, par conséquent son importance pour le vol à grande vitesse est faible. La valeur maximum de la portance C_{amax} qui intervient dans notre formule, est une caractéristique du profil de l'aile. Un profil simple atteint dans les cas les plus favorables une C_a de 1,4 à 1,5 ; pour arriver à des chiffres plus élevés, il faut avoir recours à divers dispositifs hypersustentateurs, dont les plus répandus sont les volets de courbure et l'aile double, combinés ou non avec l'aile à fente Handley-Page. Ils sont représentés schématiquement sur la figure 4. Tous offrent l'inconvénient d'augmenter sensiblement la traînée, ce qui est un avantage au moment de l'atterrissement, mais doit être absolu-

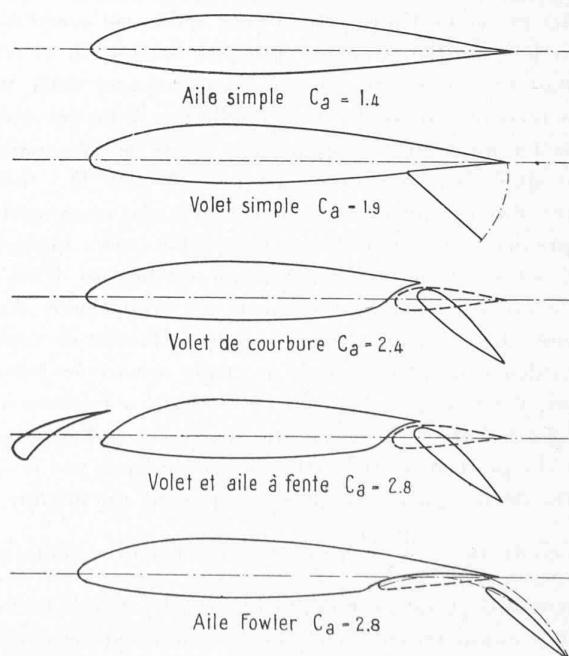


Fig. 4. — Schémas de quelques dispositifs hypersustentateurs, et valeurs de la portance maximum qu'ils fournissent.

¹ Le qualificatif « induite » donné à cette résistance provient d'une analogie formelle avec l'induction électrique ; le champ de vitesse d'un tourbillon filiforme est, comme le champ magnétique d'un courant, régi par la loi de Biot-Savard. Cette résistance induite est en somme l'équivalent de l'énergie cinétique de l'air dévié par l'aile.

ment évité pour le vol à grande vitesse. Parmi ces dispositifs, seuls ceux qui peuvent s'éclipser complètement en vol seront donc retenus. Un avion muni d'un dispositif hypersustentateur aura donc deux polaires, l'une valable pour le vol lent, l'autre pour le vol rapide (fig. 3). L'aile Fowler mérite une mention spéciale, parce qu'elle représente une solution relativement simple du problème de l'aile à surface variable en vol, qui a théoriquement de grands avantages, mais se heurte à de grosses difficultés de réalisation. Il est d'ailleurs probable que les techniciens n'ont pas encore dit leur dernier mot à ce sujet.

Nous nous arrêterons plus longuement sur la résistance de frottement C_w . Elle se décompose en divers éléments dont l'importance relative ressort de la figure 5, qui donne à la même échelle la traînée d'un biplan de 1929 et d'un monoplan moderne destiné au même usage. On voit le gain énorme réalisé par la suppression de toutes les résistances parasites, dues aux mâts et haubans, train d'atterrissement, etc... Le progrès a également porté sur la résistance du fuselage, de l'empennage et de l'aile. Cette dernière provoque environ la moitié de la traînée totale de l'avion ; il serait donc du plus haut intérêt de la réduire encore.

Les causes de la résistance d'un profil sont très complexes et ce n'est que petit à petit qu'on est arrivé à en saisir le sens. Il y a encore quelques années, on ne comprenait pas la raison des grandes différences entre traînées mesurées dans diverses souffleries, dans des conditions en apparence comparables. Nous savons maintenant qu'il faut incriminer en premier lieu la « turbulence » du courant, mais nous sommes encore incapables de prédire avec certitude ces écarts. On peut rapprocher cette situation de la discussion qui eut lieu au début du siècle au sujet de la résistance à l'avancement d'une sphère. On trouvait en effet pour le coefficient de traînée des valeurs allant du simple au triple suivant les laboratoires. C'est le grand mérite de *Prandtl* à Göttingen et d'*Eiffel* à Paris d'avoir montré que cette traînée dépendait du produit $V \cdot D$ de la vitesse du vent par le diamètre de la sphère, ou plus exactement du nombre de

Reynolds $Re = \frac{V \cdot D}{\nu}$ ν étant le coefficient cinématique de viscosité.

C'est ce nombre qui est le critère permettant de comparer entre eux des essais faits sur des modèles de dimensions différentes : il constitue la loi de similitude pour les fluides visqueux. Deux écoulements seront

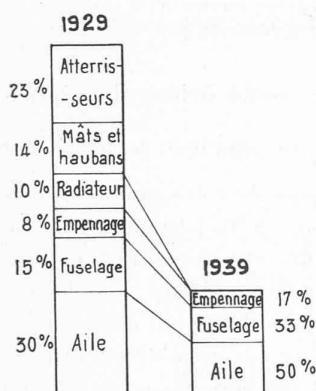


Fig. 5. — Décomposition de la traînée de frottement C_w pour un biplan de 1929 et un monoplan de 1939. La hauteur des rectangles est proportionnelle à la valeur absolue de la traînée, à vitesse égale.

semblables si, outre la similitude géométrique évidemment nécessaire, les nombres de Reynolds sont égaux. On se rend compte immédiatement que lors d'essais sur modèle réduit, à l'échelle 1/10 par exemple, cette condition est fort difficile à remplir : elle nécessiterait une vitesse 10 fois plus grande en soufflerie qu'en réalité. Heureusement, pour des corps bien fuselés, les coefficients de résistance varient lentement avec le nombre de Reynolds, de sorte qu'on peut se permettre de faire la mesure avec un Re réduit, et d'estimer ensuite la valeur réelle par extrapolation. L'allure générale du coefficient de frottement en fonction du nombre de Reynolds est indiquée par la figure 6. Celle-ci reproduit les résultats mi-théoriques mi-expérimentaux de *Prandtl* et de *Schlichting*¹, valables pour une plaque mince. Le coefficient C_f est rapporté non pas à la surface F de la projection horizontale, mais à la surface totale F_t balayée par l'air, comprenant l'intrados et l'extrados du profil. Pour une aile mince, on aura donc environ $C_w = 2C_f$.

Si le profil est parfaitement lisse, la courbe descend toujours lorsque Re croît. Il n'en est plus de même lorsque la surface est rugueuse. A partir d'une certaine valeur, la traînée cesse de diminuer pour croître de nouveau et tend enfin vers une valeur constante. Il peut donc arriver que l'avion grandeur nature ait une résistance à l'avancement plus grande que celle du modèle réduit, contrairement à ce que l'on croit généralement. Ces courbes permettent de se faire une idée de ce que les aérodynamiciens appellent la « couche limite », dont dépendent tous les phénomènes relatifs au frottement du fluide sur une surface. En effet, admettons que la viscosité de l'air, qui est très faible, n'ait une influence sur l'écoulement qu'au voisinage immédiat de la surface, à l'intérieur d'une couche d'une certaine épaisseur où la vitesse diminue rapidement pour s'annuler au contact du profil et en dehors de laquelle l'air se comporte comme un fluide parfait : si cette couche est assez haute pour recouvrir complètement les irrégularités de la surface, ces dernières ne pourront avoir aucune influence sur l'écoulement, et par conséquent sur la traînée. C'est bien ce qu'on voit sur la partie gauche de la figure 6, où les courbes pour les différentes rugosités se confondent toutes avec celle de la surface lisse. Lorsque des excroissances dépassent la couche limite et pénètrent dans le courant, chacune d'elles éprouve une résistance et la traînée augmente. Pour finir, la résistance est due presque uniquement aux tourbillons se formant derrière chacun des petits obstacles, et elle croît proportionnellement au carré de la vitesse : C_w est alors constant et indépendant de Re .

On peut donc dire qu'au point où la traînée tend à augmenter, l'épaisseur de la couche limite est à peu près égale à la hauteur des rugosités. Pour avoir une idée de l'ordre de grandeur des protubérances encore admissibles, considérons une aile ayant une profondeur de 2 m et

¹ Werft-Reederei-Hafen. 1938. N° 1.

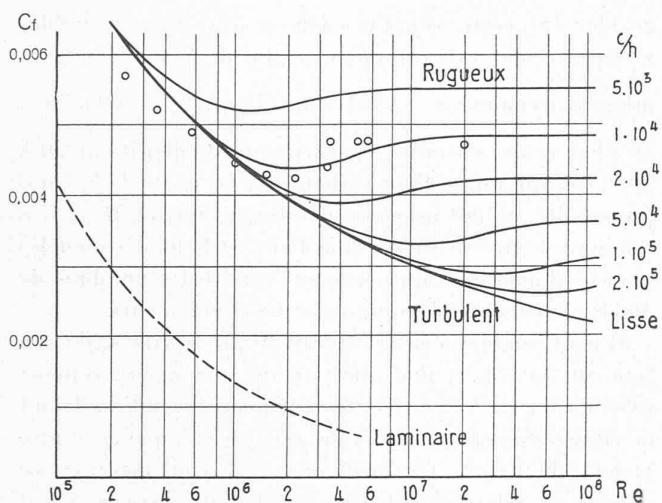


Fig. 6. — Coefficient de frottement C_f pour une plaque mince lisse ou rugueuse, en fonction du nombre de Reynolds Re . h désigne la hauteur moyenne des rugosités et c la largeur de la plaque ou la corde de l'aile.

volant à 200 m/sec. Si le nombre de Reynolds correspondant est

$$Re = \frac{200 \cdot 2}{0,000014} = 2,8 \cdot 10^7$$

la hauteur moyenne d'une rugosité n'ayant encore aucun effet sensible est, d'après la figure 6, de

$$\frac{2000 \text{ mm}}{2 \cdot 10^5} = 0,01 \text{ mm.}$$

On voit à quel degré il est nécessaire de pousser le fini des surfaces. Par exemple, une couche de peinture appliquée au pistolet et non poncée augmente la traînée de 10 % aux vitesses supérieures à 450 km/h ; un rivetage défectueux aura *a fortiori* un effet plus défavorable encore (fig. 7), surtout au voisinage du bord d'attaque, où la couche limite est encore très mince¹.

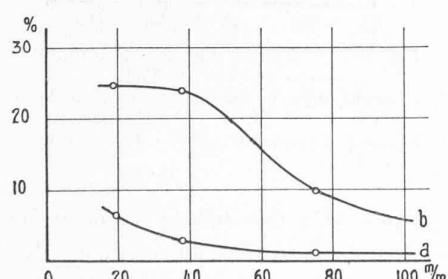


Fig. 7. — Augmentation de la traînée d'une aile, due à la présence d'une rangée de rivets à tête ronde de 2,5 mm de diamètre, en fonction de la distance des rivets.

- a) la rangée se trouve à une distance du bord d'attaque égale à 28 % de la corde de profil ;
- b) cette distance est égale à 4 % de la corde.

Cette « couche limite » n'est pas seulement un artifice utile aux raisonnements et aux calculs, mais existe réellement ; elle peut être mise en évidence par divers procédés expérimentaux. La figure 8 en donne un exemple :

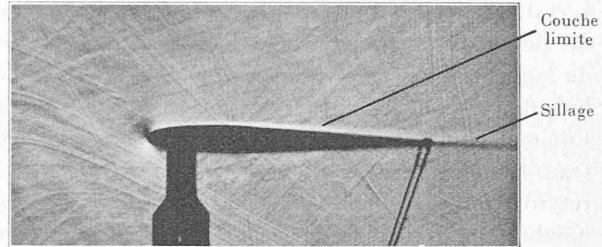


Fig. 8. — Photographie de la couche limite, prise au stroboscope de Toepler, éclairage par-dessus.

dans la couche limite, l'air échauffé par le frottement a une densité diminuée ; un dispositif optique spécial, le « stroboscope » de Toepler, dérivé de la méthode des couteaux de Foucault, permet de rendre des variations de densités visibles ; elles apparaissent sur l'écran comme un relief éclairé obliquement. Dans la figure 8, une ombre correspond à une diminution de la densité du bas vers le haut de l'image. A l'arrière du profil, le sillage ressort nettement.

D'après la figure 6 on voit que pour réduire la traînée il est avantageux d'avoir un nombre de Reynolds aussi grand que possible. Pour une vitesse donnée, cela revient à donner au profil une grande profondeur. Comme la surface totale est également fixée, les ailes d'avions à grande vitesse auront un faible allongement, ce qui facilite d'ailleurs aussi la tâche du staticien en réduisant les moments fléchissants et en donnant au profil une épaisseur suffisante pour loger des longerons robustes. Ce sont là quelques-unes des raisons de la silhouette trapue et peu élancée des avions de chasse modernes. Sur la figure 6 on a reporté quelques points représentatifs de mesures faites en soufflerie sur une aile d'avion¹. La courbe qu'ils définissent correspond bien à l'allure générale du diagramme, mais donne des valeurs nettement inférieures à celles de la plaque mince. C'est là une propriété générale des ailes bien profilées, qui nous met sur la voie d'autres possibilités de diminution de la résistance. Reprenons la courbe représentant le coefficient de frottement d'une surface lisse en fonction du nombre de Reynolds ; elle se compose schématiquement de deux branches : l'une est valable jusqu'à $Re = 500 000$ environ, l'autre au delà de ce chiffre. Le passage de l'une à l'autre est d'ailleurs peu précis et dépend essentiellement des conditions d'expérimentation. Cette dualité vient de ce que la couche limite peut se trouver dans deux états caractéristiques, bien connus d'ailleurs des hydrauliciens : l'état *laminaire*, où les trajectoires des molécules fluides sont parallèles et régulières, et l'état *turbulent* dans lequel les particules ont des vitesses variant rapidement et continuellement et s'écartent de droite à gauche de leur trajectoire moyenne, provoquant ainsi un brassage incessant et actif de la couche limite. A ces deux états correspondent aussi deux lois de frottement bien distinctes.

¹ Aircraft Engineering Sept. 1939, p. 342.

¹ Reports and Memoranda of the Aeronautical Research Committee No. 1706.

L'état laminaire s'établit de lui-même aux nombres de Reynolds inférieurs à une valeur critique au-dessus de laquelle la couche limite est instable et devient turbulente, le coefficient de frottement croît brusquement. Comme le point de passage d'un état à l'autre, la zone de transition est assez mal définie, on pourrait peut-être retarder ce changement et bénéficier ainsi aux grands nombres de Reynolds de coefficients de traînée correspondant à l'état laminaire. En fait, sur un profil, les deux états existent simultanément. Au bord d'attaque, à partir du point d'arrêt, la couche limite est laminaire ; à une certaine distance, elle devient turbulente et la traînée effective est la résultante des frottements dans ces deux zones. Il est évident qu'il y aura avantage à ce que la couche limite reste laminaire aussi longtemps que possible, c'est-à-dire que le point de transition doit être situé aussi loin que possible du bord d'attaque. La figure 9 montre la relation entre le coefficient de traînée

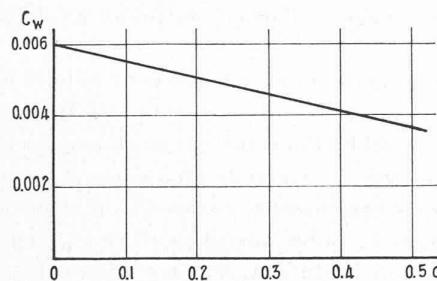


Fig. 9. — Variation du coefficient de traînée d'un profil avec la distance du point de transition. $Re = 10^7$.

d'une aile lisse en fonction de la position en pourcent de la corde du profil du point de transition¹. On voit que théoriquement on possède le moyen de réduire encore considérablement la résistance du profil d'une aile. Malheureusement, on ne sait pas encore calculer la position du point de transition, qui dépend d'une foule de facteurs différents, entre autres de la forme du profil, de la turbulence initiale du courant d'air dans une soufflerie, etc... D'après les nouvelles venues d'Amérique², il semble cependant que bien des espoirs soient permis, et on peut s'attendre à des progrès certains dans ce domaine.

Nous avons plus haut fait usage d'une formule simple pour déterminer la vitesse maximum que peut atteindre un avion de puissance et de poids connus, en fonction de ses qualités aérodynamiques, et nous avions implicitement admis que la traînée C_w et le rendement de l'hélice η étaient indépendants de la vitesse. Nous avons vu depuis que ce n'était pas rigoureusement exact, à cause de l'influence du nombre de Reynolds sur le coefficient de frottement. Il y a un autre facteur que nous avons laissé de côté jusqu'ici, c'est l'élasticité de l'air³. L'aérodynamique classique admet que l'air est incompressible, ou tout au moins que ses variations de densité sont négligeables. Si cette simplification se justifie aux faibles vitesses, il n'en est certainement plus de même lorsque la pression dynamique $\frac{\rho}{2} V^2$ atteint 0,15 at. ($V = 160 \text{ m/sec}$) ou plus, ce qui entraîne des variations de densité de 20 à 30 % au minimum. Pour caractériser les effets de la compressibilité, on fait usage du nombre de Mach : $M = V/a$ (où a est la vitesse du son dans l'air), et la loi des modèles pour les fluides élastiques impose l'égalité des nombres de Mach pour assurer la similitude des écoulements.

Il peut sembler *a priori* étonnant que la vitesse du son joue un rôle dans une question qui n'a aucun rapport avec l'acoustique. Ce rôle devient plausible si l'on définit la vitesse du son comme étant celle avec laquelle se propagent de petites perturbations de l'écoulement. Si ce dernier est relativement lent, l'effet d'un obstacle se fait sentir en amont, et prépare en quelque sorte le fluide à la rencontre. Au contraire, lorsque la vitesse dépasse celle du son, les molécules d'air arrivent sur l'obstacle sans avoir été prévenues de sa présence. On conçoit que le caractère de l'écoulement puisse en être totalement modifié.

Quelle est l'influence de M sur le coefficient de traînée : c'est ce que montre la figure 10¹. C_w reste sensiblement

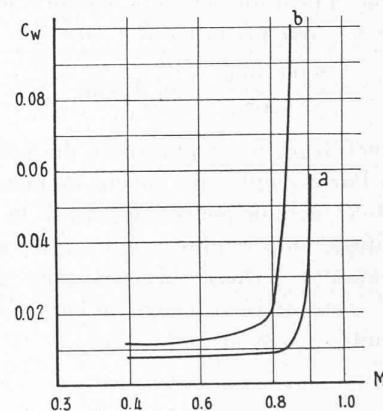


Fig. 10. — Traînée d'un profil en fonction du nombre de Mach.
a) profil d'épaisseur égale à 6 % de la corde.
b) profil d'épaisseur égale à 12 % de la corde.

constant jusqu'à $M = 0,75-0,8$, et augmente ensuite de façon désastreuse ; il atteint au voisinage de $M = 0,9$ des valeurs 20 à 30 fois plus grandes. Cette montée brusque de la résistance du frottement dépend d'ailleurs de la forme de l'aile : un profil mince et effilé est moins sensible aux effets de la compressibilité que les profils épais à nez arrondi des avions lents. On attribue cet accroissement de la traînée à un épaissement et à un décollement de la couche limite sous l'effet d'ondes de choc localisées sur le profil. Il y a en effet sur tout profil des régions où la vitesse v d'écoulement locale est plus grande que la vitesse d'avancement V de l'aile. Si cette dernière est déjà assez voisine de celle du son a , il arrive que la vitesse

¹ Aircraft Engineering Sept. 1939, p. 339.

² Annual Report of the National Advisory Committee 1938.

³ Voir à ce sujet le récent article de J. ACKERET dans « Arme et technique de l'air », Janvier 1940, p. 18.

¹ Report No. 492 of the National Advisory Committee.

locale la dépasse. Or le retour d'une vitesse supersonique ($v > a$) à une vitesse subsonique ($v < a$) se fait presque toujours brusquement, le passage de l'une à l'autre s'effectuant sur une très courte distance; c'est ce qu'on appelle « l'onde de choc » bien connue en balistique. La pression statique sur le profil subit au travers du choc une saute brusque, et la couche limite qui normalement supporte déjà mal une augmentation lente de pression, s'épaissit brusquement et se décolle de l'extrados de l'aile, d'où l'augmentation de traînée.

Il est évident qu'un profil manifestera cet accroissement de résistance d'autant plus tôt qu'il est plus épais; on sera donc conduit à adopter des profils minces, qui ont l'inconvénient de donner des portances maximum médiocres, même avec des dispositifs hypersustentateurs. Comme c'est le rapport de la portance maximum à la traînée minimum qui intervient dans l'expression de la vitesse, on choisira l'épaisseur de l'aile de façon à rendre ce quotient maximum. L'épaisseur du profil optimum est d'ailleurs elle-même une fonction de la vitesse et décroît rapidement à mesure qu'on se rapproche de la vitesse du son.

L'effet de la compressibilité de l'air affectera naturellement encore davantage les caractéristiques de l'hélice, puisque pour celle-ci la vitesse périphérique se compose avec la vitesse d'avancement et la résultante est nécessairement plus grande que cette dernière. Le diagramme figure 11 donne une idée de la baisse de rendement qui en résulte¹.

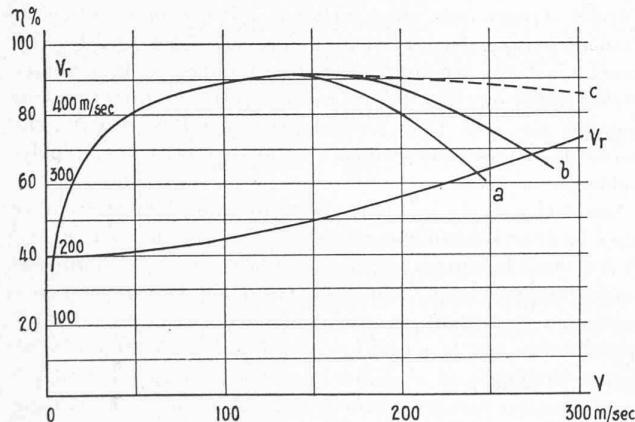


Fig. 11. — Rendement maximum d'une hélice en fonction de la vitesse V de l'avion. La vitesse périphérique de l'extrémité des pales est constante: $V_p = 200$ m/sec.

$$V_r = \sqrt{V^2 + V_p^2}$$

a) pale épaisse (bois); b) pale métallique mince; c) valeur du rendement dans un fluide incompressible.

Nous avons maintenant en main tous les éléments nécessaires à la détermination précise de la vitesse maximum que peut atteindre un avion donné. A cet effet, il suffit de tracer la courbe de la traînée en fonction de la vitesse, compte tenu des divers facteurs que nous avons énumérés, puis celle de la poussée de l'hélice: le point où ces deux courbes se coupent donne la vitesse maximum.

¹ Aircraft Engineering Mars 1939, p. 88.

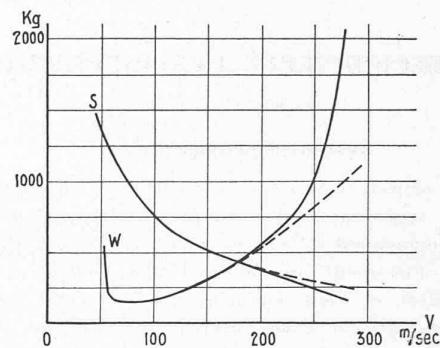


Fig. 12. — Traînée d'un avion et traction de l'hélice en fonction de la vitesse. $G = 2600$ kg. $F = 15 \text{ m}^2$. $N = 1100 \text{ CV}$. $H = 0$ m.

L'exemple reproduit sur la figure 12 se rapporte à un avion de 2600 kg, possédant une surface portante de 15 m² et la polaire de la figure 3. La poussée de l'hélice a été calculée sur la base d'une puissance effective de 1100 CV entraînant une hélice à pas variable. Les courbes en trait interrompu sont celles que l'on obtiendrait en supposant l'air incompressible.

L'examen de cette figure suggère quelques conclusions intéressantes. La première est que l'influence de l'élasticité de l'air ne se fait sentir de façon sensible qu'au delà de 200 m/sec. Comme le record actuel est de 210 m/sec, c'est surtout l'aviation de demain qui devra s'attaquer à ce problème, tandis que les constructeurs doivent aujourd'hui chercher avant tout à réduire la traînée. On arrivera ainsi à voler aussi vite avec une dépense d'énergie sensiblement plus faible. Une autre caractéristique de la figure 12 est l'accroissement énorme de la puissance nécessaire à une augmentation de la vitesse: pour passer à 250 m/sec (900 km/h) il faudrait dans notre exemple 4400 CV et 10 000 CV à 278 m/sec (1000 km/h). Il n'est donc pas téméraire d'affirmer qu'il y a là une limite que l'avion sous sa forme classique ne pourra pas dépasser.

* * *

Nous avons cherché, dans cette étude, à donner une idée sommaire des divers facteurs déterminant la vitesse des avions et des méthodes utilisées pour leur calcul. Ces méthodes et leurs théories sont du ressort de l'aérodynamique proprement dite, dont le domaine s'étend toujours plus. A ses débuts, elle s'est essentiellement occupée de la théorie des surfaces portantes dans laquelle on considère l'air comme un fluide parfait, incompressible et sans viscosité. L'étude de la couche limite où la viscosité joue un rôle essentiel s'est développée parallèlement, et ses résultats sont utilisables aussi bien en hydraulique qu'en aérodynamique. A mesure que la vitesse des avions croît, il faut faire intervenir la compressibilité de l'air et la mécanique des fluides se rattache ainsi à la dynamique des gaz et à la thermo-dynamique, tandis que le problème de la turbulence nécessite l'emploi des méthodes les plus modernes de la physique expérimentale et théorique. Il y a là pour l'ingénieur un champ d'activité illimité et d'un intérêt incomparable.