

Zeitschrift: Bulletin technique de la Suisse romande
Band: 83 (1957)
Heft: 24

Artikel: Le développement de l'aviation commerciale et le problème du décollage et de l'atterrissement
Autor: Rieben, Samuel
DOI: <https://doi.org/10.5169/seals-62803>

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

Paraissant tous les quinze jours

Abonnements:

Suisse: 1 an, 26 francs
Etranger: 30 francs
Pour sociétaires:
Suisse: 1 an, 22 francs
Etranger: 27 francs
Prix du numéro: Fr. 1.60
Ch. post. « Bulletin technique de la Suisse romande »
N° II. 57 75, à Lausanne.

Adresser toutes communications concernant abonnements, changements d'adresse, expédition à **Imprimerie La Concorde, Terreaux 31, Lausanne**

Rédaction
et éditions de la S. A. du
Bulletin technique (tirés à
part), Case Chauderon 476
Administration de la S. A.
du Bulletin technique
Ch. de Rosenegg Lausanne

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 polytechnique de l'Université de Lausanne et des Groupes romands des anciens élèves de l'Ecole polytechnique fédérale.

Comité de patronage — Président: J. Calame, ingénieur, à Genève ; Vice-président: † G. Epitaux, architecte, à Lausanne — Membres: Fribourg: MM. H. Gicot, ingénieur; M. Waeber, architecte — Vaud: MM. A. Gardel, ingénieur; A. Chevalley, ingénieur; E. d'Okolski, architecte; Ch. Thévenaz, architecte — Genève: MM. Cl. Grosgrain, architecte; E. Martin, architecte — Neuchâtel: MM. J. Béguin architecte; R. Guye, ingénieur — Valais: MM. G. de Kalbermatten, ingénieur; D. Burgener, architecte.

Rédaction: D. Bonnard, ingénieur. Case postale Chauderon 476, Lausanne.

Conseil d'administration
de la Société anonyme du Bulletin technique: A. Stucky, ingénieur, président; M. Bridel; P. Waltenspühl, architecte; R. Neeser, ingénieur.

Tarif des annonces

1/1 page	Fr. 275.—
1/2 »	» 140.—
1/4 »	» 70.—
1/8 »	» 35.—

ANNONCES SUISSES S. A.
(ASSA)



Place Bel-Air 2. Tél. 22 33 26
Lausanne et succursales

SOMMAIRE: *Le développement de l'aviation commerciale et le problème du décollage et de l'atterrissement*, par SAMUEL RIEBEN, ing. dipl. E.P.F., professeur d'Aérotechnique à l'Ecole Supérieure Technique de Genève. — *A propos de l'acoustique des théâtres lyriques*, par L. VILLARD, architecte acousticien S.I.A., ancien chargé de cours à l'E.P.U.L. et à l'H.E.A.G. — **DIVERS:** *16^e journée suisse de la technique des télécommunications*. — **BIBLIOGRAPHIE**. — Société suisse des ingénieurs et des architectes: *Invitation à l'assemblée générale du Groupe S.I.A. des ingénieurs de l'industrie*. — **CARNET DES CONCOURS**. — **SERVICE DE PLACEMENT**. — **DOCUMENTATION GÉNÉRALE**. — **DOCUMENTATION DU BATIMENT**. — **INFORMATIONS DIVERSES**.

LE DÉVELOPPEMENT DE L'AVIATION COMMERCIALE ET LE PROBLÈME DU DÉCOLLAGE ET DE L'ATTERRISSAGE

par Samuel RIEBEN, ing. dipl. E.P.F., professeur d'Aérotechnique
à l'Ecole Supérieure Technique de Genève

Sommaire

Dans l'étude qui suit, on montre que le problème du décollage et de l'atterrissement des avions commerciaux a déjà suscité quelques solutions provisoires, dont la plus intéressante consiste, sans doute, dans le soufflage d'air

sur les ailes d'avion. Il faudra encore attendre de nombreuses années pour assister à l'application pratique d'une solution radicale, qui ne manquera pas de conduire, alors, à une conception révolutionnaire des avions futurs.

Symbolique

Symbol	Désignation	Dimensions		
<i>V</i>	Vitesse de vol	m/s	<i>c_zmax</i>	Coefficient de portance maximum
<i>G</i>	Poids de l'avion	kg	<i>c_x</i>	Coefficient de traînée
<i>T_o</i>	Poussée au décollage	kg	<i>c_{zR}</i>	Coefficient de portance pendant le roulage de l'avion au sol
<i>T'</i>	Poussée résiduelle ou de ralenti	kg	<i>c_{xR}</i>	Coefficient de traînée pendant le roulage de l'avion au sol
<i>R_z</i>	Portance aérodynamique	kg	<i>μ_R</i>	Coefficient de frottement de roulement
<i>R_x</i>	Trainée aérodynamique	kg	<i>μ_F</i>	Coefficient de frottement en freinage mécanique
<i>S</i>	Surface alaire, ou de référence	m ²	<i>l</i>	Distance de roulement, course
<i>ρ</i>	Masse spécifique de l'air ambiant	kgs ² m ⁻⁴	Indice A	Qui se rapporte à l'atterrissement
<i>γ</i>	Poids spécifique de l'air ambiant	kgm ⁻³	Indice D	Qui se rapporte au décollage
<i>c_z</i>	Coefficient de portance	—		

1. Introduction

Dans une première étude (voir *Bulletin technique* n° 16, 1957), nous avions essayé de montrer que le problème du décollage et de l'atterrissement des avions commerciaux se pose d'une manière particulièrement pressante.

En effet : les courses au décollage et à l'atterrissement des avions commerciaux déterminent les longueurs des pistes des aérodromes. Or, en tenant compte des développements constants des avions commerciaux et en extrapolant les statistiques à disposition, on a constaté que : si rien d'absolument décisif n'est réalisé en matière de construction aéronautique dans les dix prochaines années, il faudra envisager des pistes de près de 5000 m pour 1970.

L'important, ce n'est pas tellement cette valeur absolue de 5000 m, que la tendance elle-même ; l'important, c'est d'opposer un frein à ce développement inquiétant. Car, si l'on admet une telle longueur de piste, aujourd'hui déjà, pourquoi, dans une dizaine d'années, ne pas admettre 6000 m, et, l'ayant admis, ne pas en admettre 7000, quelques années plus tard ?

On peut toutefois se rassurer : la clochette d'alarme a déjà retenti ! Les constructeurs d'avions commerciaux sont parfaitement conscients du danger présenté par la ligne actuelle du développement des avions et, depuis quelques années, ils se penchent sur ce problème avec beaucoup d'attention et de volonté, afin d'y trouver une solution acceptable.

2. Quelques considérations fondamentales

De nombreux remèdes ont déjà été proposés, en vue d'une réduction des courses au décollage et à l'atterrissement, et bien d'autres encore seront suggérés, à l'avenir, qui devraient permettre de s'opposer à la fâcheuse tendance actuelle, qui est de prolonger sans cesse les pistes des aérodromes.

Tous ces moyens gravitent autour de deux principes fondamentaux :

- améliorer les avions de conception classique quant à leurs performances de décollage et d'atterrissement ;
- créer des avions de conception nouvelle.

Le premier principe a pour caractère essentiel le *provisoire*, le compromis, le passager.

Le second principe a pour caractère essentiel le *définitif*, la durée, le radical.

Si on étudie le développement dans le temps des avions commerciaux, on doit bien se rendre à l'évidence : malgré tous les perfectionnements apportés, très importants et souvent fort remarquables il est vrai, et dont les effets réunis se traduisent par un accroissement prodigieux de la vitesse de croisière — qui passe de 250 km/h à 900 km/h et même davantage — les principes fondamentaux de sustentation et de propulsion n'ont pas changé.

En effet : l'avion est toujours composé d'une *aile*, créant la portance aérodynamique, d'un *fuselage* aménagé en poste de pilotage, en cabine de passagers et en soute à fret, d'*empennages* assurant la stabilité et la manœuvrabilité, et possède un système de *propulsion* — à hélice ou à réaction — qui donne lieu à une poussée s'exerçant longitudinalement.

La portance aérodynamique, qui doit être égale, pour le vol horizontal, au poids de l'avion, est obtenue grâce à la vitesse. Elle s'exprime par :

$$R_z = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \cdot c_z. \quad (1)$$

La condition de vol horizontal s'écrit donc :

$$G = c_z \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \quad (2)$$

d'où :

$$c_z = \frac{2 \cdot G/S}{\rho} \cdot \frac{1}{V^2}. \quad (2')$$

Cette relation montre que plus la vitesse diminue, et plus le coefficient de portance doit augmenter, si l'on a toujours en vue l'équilibre vertical de l'avion.

Or, le coefficient de portance présente une valeur maximum, exprimée par $c_{z_{\max}}$ (voir fig. 1, représentation schématique).

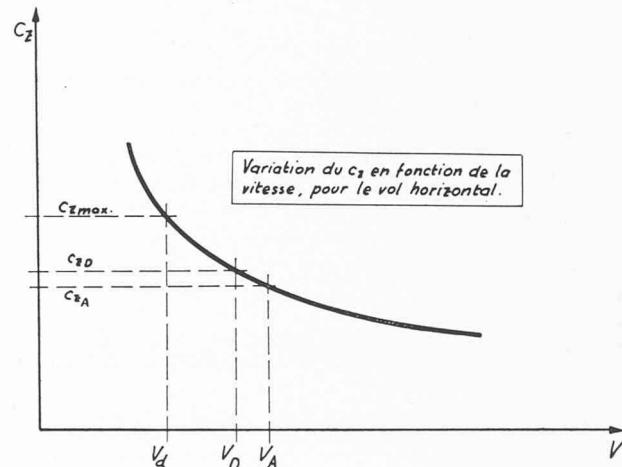


Fig. 1. — Représentation schématique de l'évolution du coefficient de portance pour le vol horizontal, en fonction de la vitesse de vol.

Au coefficient de portance maximum $c_{z_{\max}}$ correspond, pour un poids et une altitude de vol donnés, la vitesse de décrochage V_d .

On a également indiqué les vitesses de décollage (V_D) et d'atterrissement (V_A).

Autrement dit : pour une valeur fixée de $\frac{2 \cdot G/S}{\rho}$, il existe une vitesse minimum de vol horizontal, appelée *vitesse de décrochage* :

$$V_d = \sqrt{\frac{2 \cdot G/S}{\rho \cdot c_{z_{\max}}}}. \quad (3)$$

Ainsi, le vol horizontal n'est possible que pour :

$$V \geq V_d. \quad (4)$$

On conçoit dès lors facilement que le décollage et l'atterrissement soient liés à des distances de roulage au sol.

3. Décollage

En effet : le décollage n'est autre que la phase d'accélération au sol, au cours de laquelle la vitesse de l'avion passe de la valeur zéro à celle assurant une portance égale au poids de l'avion. En fait, comme la vitesse de décrochage représente généralement une zone dangereuse, on prend encore une certaine marge de sécurité, en choisissant une vitesse de décollage V_D légèrement supérieure à celle de décrochage :

$$V_D = k_D \cdot V_d. \quad (5)$$

Pour atteindre la vitesse V_D , à laquelle le pilote « arrache » l'avion au sol, il est donc indispensable que l'avion roule au sol sur une certaine distance d'accélération l_D , appelée *course au décollage* (voir fig. 2, schéma).

L'équation du mouvement s'écrit :

$$\frac{G_D}{g} \frac{dV}{dt} = T_o - R_x - \mu_R \cdot (G_D - R_z) \quad (6)$$

$(G_D - R_z)$ représente la réaction du sol, la force de frottement étant égale au coefficient de frottement au roulement multiplié par cette réaction.

En remplaçant R_x et R_z par leurs expressions en fonction de la vitesse, on obtient une nouvelle expression pour l'équation du mouvement :

$$\frac{dV}{dt} = g \left[\frac{T_o}{G_D} - \mu_R + \frac{\rho}{2 G_D / S} (\mu_R \cdot c_{zR} - c_{xR}) \cdot V^2 \right] \quad (7)$$

Il faut encore remarquer que, pendant le décollage, la poussée T_o ne demeure pas constante ; en effet, la poussée est généralement fonction de la vitesse de l'avion, sauf peut-être dans le cas de la fusée pure (voir représentation schématique : fig. 3).

La course au décollage se calcule à l'aide de l'intégrale :

$$l_D = \frac{1}{g} \int_0^{V_D} \frac{V \cdot dV}{\frac{T_o}{G_D} - \mu_R + \frac{\rho}{2 G_D / S} (\mu_R \cdot c_{zR} - c_{xR}) \cdot V^2} \quad (8)$$

La limite supérieure de cette intégrale : V_D , est donc fixée par la *charge alaire* (G_D/S) et le *coefficient de portance maximum* $c_{z\max}$. Par contre, la fonction située derrière l'intégrale dépend surtout du rapport poussée/poids (T_o/G_D).

Pour réduire la course au décollage, on peut donc :

- Reculer la limite supérieure de l'intégrale.
Moyen : Amélioration du coefficient de portance maximum.
- Diminuer la valeur de la fonction située derrière l'intégrale.
Moyen : Amélioration de la poussée de décollage.

4. Atterrissage

L'atterrissement représente la phase de décélération, au cours de laquelle la vitesse de l'avion passe de la valeur assurant une portance égale au poids de l'avion à l'atterrissement, à la valeur zéro. En fait, de même que pour le décollage, on prend ici une certaine marge de

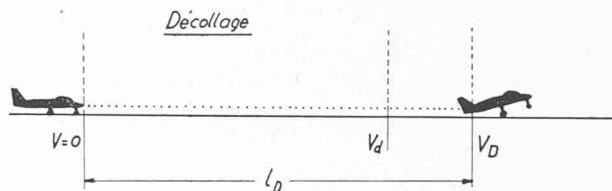


Fig. 2. — Représentation schématique du décollage. L'avion accélère jusqu'à la vitesse V_D , supérieure à la vitesse de décrochage, V_d .

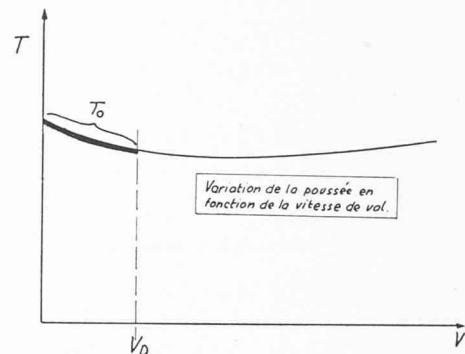


Fig. 3. — Variation de la poussée T en fonction de la vitesse de vol V .

La poussée n'est pas constante, pendant la phase de décollage. Dans les calculs de la course au décollage, il faudra introduire la poussée correspondant à une vitesse valant environ 70 % de la vitesse de décollage.

sécurité, en choisissant une vitesse d'atterrissement légèrement supérieure à la vitesse de décrochage :

$$V_A = k_A \cdot V_d. \quad (9)$$

Parce que l'avion ne peut pas arriver au sol à une vitesse nulle, il doit rouler sur une certaine distance l_A , jusqu'à ce que sa vitesse devienne nulle. Cette distance est souvent appelée : *course à l'atterrissement*.

L'équation du mouvement s'écrit :

$$\frac{G_A}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = T' - R_x - \mu_F \cdot (G_A - R_z). \quad (10)$$

En remplaçant R_x et R_z par leurs expressions en fonction de la vitesse, on obtient une nouvelle expression pour l'équation du mouvement :

$$\frac{dV}{dt} = g \left[\frac{T'}{G_A} - \mu_F - \frac{\rho}{2 G_A / S} (c_{xR} - \mu_F \cdot c_{zR}) \cdot V^2 \right]. \quad (11)$$

La course à l'atterrissement se calcule alors à l'aide de l'intégrale :

$$l_A = \frac{1}{g} \int_{V_A}^0 \frac{V \cdot dV}{\frac{T'}{G_A} - \mu_F - \frac{\rho}{2 G_A / S} (c_{xR} - \mu_F \cdot c_{zR}) \cdot V^2} \quad (12)$$

La limite inférieure de l'intégrale : V_A est déterminée par la *charge alaire* (G_A/S) et par le *coefficient de portance maximum* $c_{z\max}$. La fonction située derrière l'intégrale dépend surtout du *coefficient de frottement au freinage mécanique* (μ_F).

Pour réduire la course à l'atterrissement, on peut donc :

- Avancer la limite inférieure de l'intégrale.
Moyen : Augmentation du coefficient de portance maximum.
- Réduire la valeur de la fonction située derrière l'intégrale.
Moyens :
 - augmentation du coefficient de frottement au freinage mécanique ;
 - renversement de la poussée, T' devenant alors, par exemple : $-xT_o$ (x = taux de renversement de la poussée, donné par l'efficacité du dispositif de déviation du jet) ;
 - augmentation du coefficient de traînée pendant le roulage, par cabrage prolongé de l'avion (atterrissement « mixte »). Pendant cette période, il est d'ailleurs exclu de procéder à un freinage mécanique.

Ces diverses remarques rejoignent ainsi les conclusions de l'étude précédente.

5. La condition posée

Donc : aussi bien pour le décollage que pour l'atterrissement, on a posé, comme condition fondamentale, qu'en un certain instant, la portance aérodynamique est égale au poids de l'avion.

Cette portance étant fonction de la vitesse relative de l'avion par rapport à l'air ambiant, pour l'obtenir, il faut donc disposer d'une certaine vitesse. Ceci conduit aux conséquences suivantes :

- Pour atteindre cette vitesse, il faut *accélérer* l'avion au sol ; d'où : course au décollage.
- Ayant cette vitesse, en dessous de laquelle le vol horizontal n'est plus possible, il faut donc *décélérer* l'avion jusqu'à l'arrêt ; d'où : course à l'atterrissement.

Dans les deux cas, la vitesse de vol pour laquelle on réalise l'équilibre vertical de l'avion entre la portance, ou force de sustentation, et le poids de l'avion, joue donc un rôle essentiel. Or : vitesse suggère accélération et décélération. Dans ces conditions, décollage et atterrissage sont liés, par la force même des choses, à une phase d'accélération et à une phase de décélération, respectivement.

Or, ceci ne provient, il faut bien le souligner, que de la condition initialement posée, à savoir :

(I) L'équilibre vertical de l'avion est assuré lorsque la portance aérodynamique est égale au poids de l'avion.

C'est cette condition qui détermine la structure extérieure des avions de conception classique. En effet :

- *L'aile* est indispensable pour la création de la portance aérodynamique.
- *La poussée longitudinale* est nécessaire pour l'accélération de l'avion.
- *Les empennages* sont indispensables pour assurer à l'avion en vol stabilité et manœuvrabilité (stabilité longitudinale et latérale, manœuvres autour des axes principaux d'inertie : vertical et latéral).

Tant que cette condition reste posée, la forme des avions ne peut que demeurer sensiblement la même, et le seul moyen de résoudre *provisoirement* le problème

du décollage et de l'atterrissement, donc celui des longueurs de piste des aérodromes, est d'agir sur les paramètres principaux, donc sur :

- la poussée (spécifique au décollage) ;
- la force de freinage (spécifique à l'atterrissement) ;
- le coefficient de portance maximum (favorable aussi bien au décollage qu'à l'atterrissement).

Il faut bien insister sur l'aspect provisoire de ces moyens, car ils ne font qu'améliorer temporairement les performances de décollage et d'atterrissement ; ils ne font que reculer le vrai problème, même si le gain momentané devait se traduire par une réduction de 50 %, ou même davantage, des courses au décollage et à l'atterrissement.

6. Une nouvelle condition

Pour arriver à une solution vraiment efficace, celle que nous appelons précisément : la solution *radicale*, il faut *revoir* la condition posée initialement.

Est-il possible d'envisager une autre condition ?

Cette question n'est certes pas nouvelle. Elle a été posée il y a fort longtemps déjà, et de la première réponse pratique fournie à l'époque naquit *l'hélicoptère*. On verra d'ailleurs par la suite pourquoi cette question se pose à nouveau, et pourquoi cette première réponse est insuffisante.

L'autre condition, qui devrait conduire à une conception révolutionnaire des avions, peut se traduire ainsi :

(II) L'équilibre vertical de l'avion est réalisé lorsque la *poussée* du système propulseur (poussée qui doit alors s'exercer verticalement) est égale au poids de l'avion.

On ne parle plus, ainsi, de la sustentation, qui évoque la vitesse de vol, mais de la poussée, dont la dépendance d'avec la vitesse de vol obéit à des lois toutes différentes de celles qui régissent la portance aérodynamique.

Autrement dit : il n'y a plus besoin de phase d'accélération, ni de phase de décélération. L'avion décolle et atterrit à la verticale.

A vrai dire, il existe une autre condition, moyen terme entre ces deux conditions extrêmes. Cette autre condition fait appel également aux notions de propulsion (poussée) et de sustentation (portance). Elle s'exprime de la manière suivante :

(III) L'équilibre vertical de l'avion est réalisé quand la *sustentation*, créée par le système de propulsion, est égale au poids de l'avion.

Ceci exige un commentaire immédiat : on peut, en effet, imaginer que la vitesse relative de l'air ambiant par rapport à l'avion, qui est nécessaire pour l'obtention de la portance aérodynamique, soit créée par le système propulseur, en l'occurrence des hélices de très grand diamètre et tournant à faible régime. Comme la sustentation ainsi réalisée est généralement trop faible (inférieure au poids de l'avion), il faut prévoir une certaine vitesse de translation de l'avion par rapport

au sol, dont l'effet vient s'ajouter à celui de la vitesse relative produite par le système propulseur ; il faut donc une certaine accélération de l'avion, bien faible en réalité, ce qui nécessite une faible course, de quelques dizaines de mètres seulement.

La condition (II) conduit au cas particulier de l'hélicoptère, ce qui n'est certes pas très nouveau, et au cas général que la littérature anglo-saxonne résume par l'abréviation VTOL (Vertical Take-Off and Landing).

La condition (III) mène au cas général intermédiaire résumé par l'abréviation anglo-saxon STOL (Short Take-Off and Landing).

Il convient maintenant de résumer l'essentiel des considérations émises ci-dessus :

1. A cause de la condition posée initialement : portance aérodynamique = poids de l'avion, les avions développés selon ce mot d'ordre appartiennent à la conception dite classique, qui a recours à une piste, dont la longueur toujours plus grande provoque précisément les inquiétudes évoquées plus haut. Pour améliorer l'état de chose existant, et *dans l'attente d'une solution définitive*, on peut :
 - augmenter la poussée de décollage ;
 - accroître la force de freinage ;
 - augmenter le coefficient de portance maximum.

2. En retenant la condition (II) : poussée du système propulseur = poids de l'avion, on aboutit à des solutions de décollage et d'atterrissement verticaux VTOL, dont l'hélicoptère représente un cas particulier.
3. En considérant la condition (III) : sustentation créée par le groupe propulseur = poids de l'avion, on est conduit à des solutions intermédiaires de décollage et d'atterrissement semi-verticaux STOL.

7. L'augmentation du coefficient de portance maximum

7.1 Généralités

La portance aérodynamique est produite par la vitesse relative de l'air ambiant par rapport à l'avion et par l'incidence présentée par l'aile.

On sait qu'un profil exposé à un fluide en mouvement subit, de la part de celui-ci, des pressions variant d'un point à un autre. L'ensemble des petites forces élémentaires de pression agissant sur le profil se résume par une résultante aérodynamique R , qu'on a coutume de décomposer en R_z (portance) perpendiculaire à la direction de la vitesse relative, et en R_x (traînée) parallèle à cette direction.

Aux faibles incidences, la résultante R est presque perpendiculaire à la corde du profil. Lorsqu'on augmente l'incidence, la résultante R augmente, et elle s'incline de plus en plus vers l'arrière ; autrement dit : la traînée augmente davantage que la portance. A partir d'une certaine incidence, les filets fluides, qui avaient épousé jusque-là parfaitement les contours du profil, tout en laissant un léger sillage issu du bord de fuite, commencent à « décoller », par suite du manque d'énergie cinétique de la couche-limite à l'extrados du profil. Le décollement augmentant sans cesse, vient une

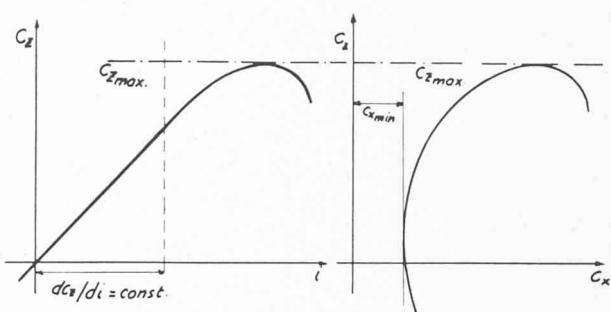


Fig. 4. — Représentations schématiques des coefficients de portance (C_z), de traînée (C_x) et de l'incidence i .

4a (à gauche) : variation de C_z en fonction de i .
4b (à droite) : variation de C_z en fonction de C_x .

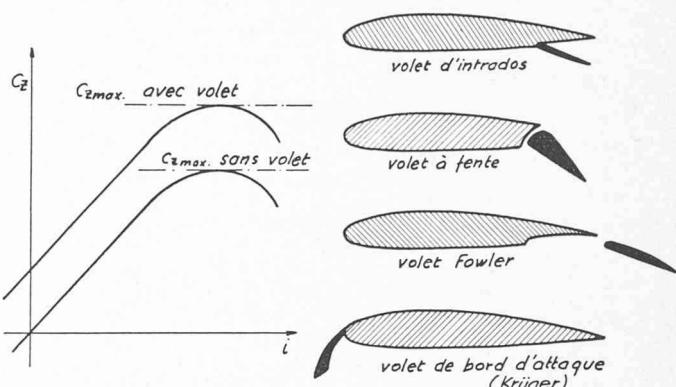


Fig. 5. — Volets hypersustentateurs et effet de ces derniers.

5a (à gauche) : influence du volet sur le coefficient de portance maximum.
5b (à droite) : quatre possibilités principales de volets hypersustentateurs.

incidence pour laquelle la portance passe par une valeur maximum ; pour des incidences encore plus grandes, la portance ne fait donc que décroître.

On a l'habitude de transformer la portance et la traînée en coefficients sans dimension C_z et C_x . On porte graphiquement C_z en fonction de l'incidence i (fig. 4a) et en fonction de C_x (fig. 4b).

On constate que, sur une certaine plage de l'incidence, la variation de C_z est linéaire ; donc : $dcz/di = \text{constante}$.

Le coefficient de portance maximum apparaît généralement bien nettement. Pour le décollage et l'atterrissement, on choisit des valeurs C_{z_D} et C_{z_A} inférieures à celles de $C_{z_{\max}}$ (marge de sécurité).

En tenant compte des définitions données sous (5) et (9), on trouve :

$$C_{z_D} = \frac{C_{z_{\max}}}{k_D^2} \quad \text{et} \quad C_{z_A} = \frac{C_{z_{\max}}}{k_A^2}.$$

Les courbes représentées schématiquement dans les figures 4a et 4b sont valables pour une aile à profil symétrique.

Pour accroître le coefficient de portance maximum, de nombreux moyens sont appliqués depuis longtemps et équipent les avions commerciaux actuels ; il s'agit des *dispositifs hypersustentateurs classiques* tels que :

- volets d'intrados ;
- volets de courbure ;
- volets Fowler ;
- volets de bord d'attaque.

La fonction principale de ces dispositifs est de créer une courbure fictive du profil ; on sait, en effet, que les profils à courbure engendrent des portances supérieures à celles des profils symétriques.

La figure 5a montre schématiquement l'effet résultant de l'utilisation d'un dispositif hypersustentateur classique, tandis que la figure 5b rappelle un certain nombre de procédés classiques.

A l'aide de tels dispositifs, on peut augmenter le coefficient de portance maximum de profil de 100 % environ ; en fait, le volet ne court par sur toute l'envergure de l'aile, où il est interrompu, à l'extérieur, par les ailerons de gauchissement, et, à l'intérieur, par le fuselage, si bien que l'augmentation du coefficient de portance maximum pour toute l'aile est d'environ 50 %

7.2 Profils actuels

Le coefficient de portance maximum des avions actuels est généralement inférieur à celui des anciens avions. Cela tient avant tout aux trois raisons suivantes :

- Les profils actuels sont beaucoup plus minces que les profils anciens (l'épaisseur relative du profil varie en effet actuellement de 8 à 12 %, alors qu'elle était, précédemment, de 15 à 25 %). Or, les profils à grande épaisseur relative offrent de meilleurs coefficients de portance maximum que les profils minces.
- Les profils actuels sont symétriques, ou presque, alors que les anciens profils accusaient une courbure assez marquée.
- Les profils actuels sont presque tous du type *laminaire*. Ces profils se distinguent des autres par le fait que l'emplacement de l'épaisseur maximum se situe entre 40 et 50 % de la corde du profil, alors que, pour les anciens profils, le maximum de l'épaisseur apparaît à 30 % environ de la corde du profil (voir fig. 6).

Il ne nous est pas possible, dans le cadre restreint de cette étude, d'analyser dans le détail le pourquoi de ces différences. Il suffira peut-être de préciser que les caractéristiques des profils actuels sont choisies en fonction du vol de croisière, donc des vitesses élevées. Ces caractéristiques se résument de la manière suivante :

- Le profil mince est moins sensible aux effets de compressibilité que le profil épais.
- L'absence de courbure prononcée est également favorable au vol à grande vitesse.
- Le profil laminaire présente un coefficient de traînée minimum inférieur à celui des anciens profils (« laminarisation » plus soutenue de la couche-limite).

On l'a vu : les coefficients de portance maximum actuels sont encore trop faibles, bien que les différents dispositifs hypersustentateurs évoqués plus haut soient appliqués d'une manière systématique.

7.3 Possibilités nouvelles

La recherche de systèmes hypersustentateurs plus efficaces constitue actuellement un des problèmes principaux de l'aérodynamique aux basses vitesses. Deux moyens principaux sont proposés :

- l'un est basé sur le principe de l'aspiration de la couche-limite ;
- l'autre repose sur le principe d'un soufflage d'air sur les ailes, en un endroit approprié.



Fig. 6. — Comparaison d'un ancien profil et d'un nouveau profil.

A gauche, l'ancien profil est caractérisé par une *courbure* accentuée. A droite, le profil laminaire est symétrique ; son épaisseur maximum est située assez en arrière (40 à 50 % de la corde).

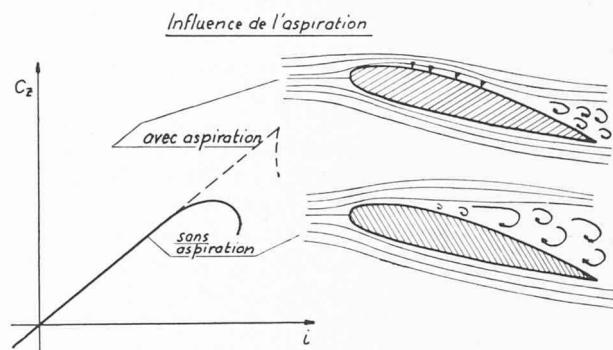


Fig. 7. — Effet de l'aspiration de la couche-limite.

Cette aspiration réduit le décollement des filets d'air à l'extrados du profil, et conduit à une valeur plus élevée du coefficient de portance maximum.

7.3.1 L'aspiration de la couche-limite

Grâce à l'aspiration de la couche-limite, à l'extrados du profil, il est possible de retarder, dans une mesure plus ou moins grande, selon l'intensité de l'aspiration, le décollement des filets d'air qui se produit à partir d'une certaine incidence. L'effet de l'aspiration de la couche-limite est mis en évidence dans la figure 7.

Ce procédé permet une augmentation de 50 % environ du $C_{z_{\max}}$ obtenu avec volets hypersustentateurs.

Le principe de l'aspiration de la couche-limite est le suivant : le long du profil, à l'extrados, la couche-limite perd de plus en plus de son énergie propre ; lorsque cette énergie est devenue trop faible, la couche-limite n'est plus à même de supporter des gradients de pression positifs (effet diffuseur), et les filets d'air décollent. Aspirer la couche-limite revient donc à éliminer tout ou partie de la région pauvre en énergie, qui est alors remplacée automatiquement par l'apport de l'écoulement non perturbé par le voisinage immédiat du profil.

Pour que l'aspiration de la couche-limite soit vraiment efficace, il faut qu'elle soit assez continue sur la partie arrière du profil. Il faut donc prévoir un certain nombre de « fentes d'aspiration », qui sont en communication avec un réservoir à dépression. Une certaine puissance est donc dissipée au profit de l'aspiration de la couche-limite ; mais le bilan général demeure, de loin, très favorable.

Le principal obstacle qui s'oppose à une application systématique du principe de l'aspiration de la couche-limite réside dans les difficultés d'ordre constructif, auxquelles les réalisateurs en puissance ne tardent pas à se heurter. En effet, l'établissement d'un réseau de fentes d'aspiration le long de l'envergure provoque la rupture du système statique. On sait, en effet, que,

dans la construction moderne, l'aile est constituée de caissons travaillant à la torsion. La présence de fentes diminue donc la rigidité et la solidité du système statique. Pour conserver cette rigidité et cette solidité, il faut « ponter » les fentes, ce qui conduit à une complication extrême de la construction et de la fabrication de l'aile, ainsi qu'à un alourdissement important, considérés encore aujourd'hui comme abusifs.

7.3.2 Le soufflage d'air sur les ailes

Ce système, qui paraît plus prometteur que celui de l'aspiration de la couche-limite, et qui peut d'ailleurs se combiner avec ce dernier, peut agir de deux manières essentiellement différentes :

- comme contrôle de la couche-limite (aspect « visqueux » du problème) ;
- comme contrôle de la circulation autour du profil (aspect « potentiel » du problème).

Dans le premier cas, le soufflage peut être appliqué en n'importe quel endroit du profil. Le meilleur résultat est toutefois obtenu lorsque ce soufflage a lieu à la hauteur d'un volet de courbure. Le coefficient de portance maximum peut alors être pratiquement doublé, ainsi que le montre schématiquement la figure 8.

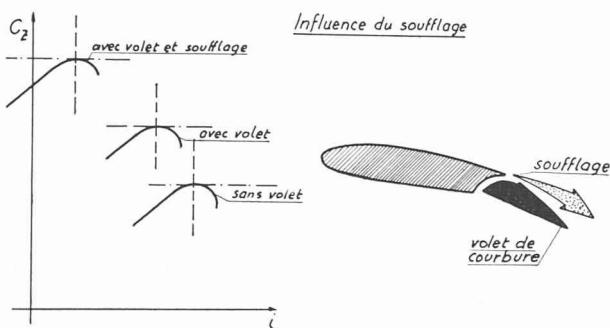


Fig. 8. — Effet du soufflage d'air sur l'aile.

Ici, le soufflage est pratiqué à la hauteur du volet de courbure.
Courbes comparatives C_2 en fonction de i .

Cette figure met, d'autre part, en évidence un avantage appréciable du procédé de soufflage : l'incidence pour laquelle le coefficient de portance maximum est atteint, est beaucoup plus faible que ce n'est le cas lorsqu'il n'y a pas soufflage. Il n'est donc plus nécessaire de cabrer beaucoup l'avion au décollage ou à l'atterrissement.

Le procédé de soufflage repose sur un effet connu depuis longtemps, et appelé : *Effet Coanda*, qui peut se résumer de la manière suivante :

Lorsqu'un jet arrive tangentiellement sur une surface convexe, il y adhère sur une certaine distance. Ceci est facilement mis en évidence à l'aide d'une expérience simple, qui consiste à envoyer un jet de fumée (à l'aide d'un petit chalumeau, par exemple) sur une surface convexe (représentée, par exemple, par une feuille de papier roulée).

Cet effet peut être fort utilement exploité sur une aile d'avion, notamment à la hauteur d'un volet de courbure.

Dans le second cas : contrôle de la circulation autour du profil, le soufflage est pratiqué au bord de fuite du

profil. A cet effet, de nombreuses petites tuyères ou fentes de soufflage sont pratiquées au bord de fuite, le soufflage ayant lieu sous un certain angle, déterminé expérimentalement. On obtient ainsi une sorte de « volet fluide », dont l'effet est à peu près le même que pour le classique volet à courbure.

Le procédé de soufflage d'air sur l'aile est extrêmement prometteur. Comparé à l'aspiration de la couche-limite, il présente une plus grande simplicité et son application n'apporte pas de modification importante de la structure de l'aile.

L'air destiné au soufflage peut être prélevé au compresseur des turbo-réacteurs. Il n'y a pas de problème pour l'amenée d'air de soufflage, le tube de torsion du volet pouvant éventuellement faire office de conduit de distribution d'air.

L'application de ce système aux avions commerciaux pourrait fort bien être réalisé d'ici quelques années. On peut regretter que les prochains Douglas DC-8 et Boeing 707 ne soient pas munis d'une telle installation, car alors les pistes de 2500 m seraient suffisamment longues.

Il faut toutefois signaler un certain inconvénient de ce système, et qui relève de la sécurité de vol. En effet, le système ne produit ses heureux effets que pour autant qu'il y ait de l'air de soufflage à disposition ; or, comme cet air provient des réacteurs, que se passerait-il si ces derniers tombaient en panne ? Le débit nécessaire est beaucoup trop grand pour qu'on puisse prévoir des réservoirs d'air comprimé de secours.

Cet inconvénient n'est pas si grave qu'il apparaît à première vue. En effet : pour un petit avion monoréacteur, une panne totale de réacteur constitue déjà un ennui majeur en soi, et ce n'est pas le soufflage d'air sur l'aile qui pourrait, à ce moment, sauver à coup sûr l'appareil. Pour un avion commercial multi-réacteur, on peut difficilement se représenter une panne totale de tous les réacteurs (ce serait alors une panne sèche !). Il suffirait alors d'envisager une distribution centrale alimentée par tous les réacteurs ; les sections des conduits d'air peuvent alors être dimensionnées de telle manière que le système fonctionne encore normalement en cas de panne de deux réacteurs sur quatre, par exemple.

* * *

On peut ainsi se rendre compte que des « moyens provisoires » de réduction des courses au décollage et à l'atterrissement ont beaucoup de chance de se manifester efficacement d'ici quelques années, et que, dans l'attente d'une solution qui serait alors radicale (décollage et atterrissage semi-verticaux ou verticaux), mais dont la mise au point nécessitera probablement encore une bonne dizaine d'années, ces moyens feront l'affaire.

C'est pourquoi, tout compte fait, on peut se demander s'il est vraiment judicieux de procéder actuellement au prolongement des pistes des aérodromes, et s'il ne vaudrait pas la peine de reculer d'une année peut-être la mise en service d'avions tels que le Douglas DC-8 ou Boeing 707, afin que ceux-ci soient pourvus d'un système tel que le soufflage d'air sur les ailes.