

Zeitschrift: Bulletin technique de la Suisse romande
Band: 82 (1956)
Heft: 16: Aviation, fascicule no 2

Artikel: Les souffleries aérodynamiques et plus particulièrement celles à faible vitesse
Autor: Rieben, Samuel
DOI: <https://doi.org/10.5169/seals-62075>

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: 28.01.2026

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

les essais ou études particulières concernant l'écoulement des fluides ou la combustion.

Par exemple :

- une chambre de dépression cylindrique (3 m de long et d'un diamètre de $\Phi = 2$ m) alimentée par l'air conditionné du banc d'essai des moteurs ;
- un banc d'essai des radiateurs ;
- différentes chambres d'expérience aérodynamiques à grande vitesse pour l'étude des entrées d'air, des grilles d'aubes, l'étalonnage d'instruments de mesure, etc.

3.4. Atelier mécanique et menuiserie

La fabrication des modèles de soufflerie (bois ou métal) se fait entièrement dans nos ateliers qui disposent des machines et de l'expérience nécessaires pour ces constructions de précision. Divers procédés de fabrication ont été mis au point pour tenir compte des propriétés différentes requises pour les modèles soit au point de vue précision ou matériaux à employer. En outre, tous les travaux mécaniques et de menuiserie, de ferblanterie, de soudage indispensables au montage d'installations nouvelles, de réparation et d'entretien, sont effectués par le personnel de nos ateliers ; par contre le traitement thermique des matériaux doit être donné à l'extérieur.

Résumé

- Le Centre d'essais et de recherches a été créé afin de permettre à la Fabrique fédérale d'avions d'accomplir les tâches qui lui sont fixées par le Service technique militaire.
- Les souffleries, les bancs d'essais des moteurs, ainsi que les différentes installations accessoires sont aussi à la disposition de l'industrie pour ses recherches propres.
- Les souffleries au nombre de quatre ont été construites pour couvrir toute la plage de vitesse allant de $v = 0$ jusqu'à $v = 4500$ km/h et leurs balances de mesure



Vue des bâtiments des bureaux techniques et des souffleries subsoniques.

sont sans cesse complétées et améliorées pour augmenter leur efficience.

- Le banc d'essai des moteurs permet la mesure des moteurs à piston en altitude (jusqu'à 10 000 m) ou celui de turbo-réacteurs au point fixe ou à faible vitesse (jusqu'à 500 km/h).
- Pour l'essai des compresseurs, une installation au Fréon existe permettant d'effectuer des recherches de base sur l'écoulement dans les aubages, à nombre de Mach élevé.
- Les problèmes de combustion peuvent se dérouler dans un banc spécialement équipé, disposant de l'air conditionné de l'installation d'essai des moteurs.
- A part les développements propres d'avions ou d'armement et les travaux effectués au profit de l'industrie, les problèmes principaux intéressant le Centre concernent :
 - la stabilité dynamique,
 - les vibrations d'ailes,
 - les « augmentateurs » de portance et de poussée,
 - la combustion.

LES SOUFFLÉRIES AÉRODYNAMIQUES, ET PLUS PARTICULIÈREMENT CELLES A FAIBLE VITESSE

par Samuel RIEBEN, ing. EPF, Centre d'Essais et de Recherches de la Fabrique fédérale d'avions, Emmen

I. Généralités

Les souffleries aérodynamiques ont pour but de créer, à l'intention d'une maquette, des conditions analogues à celles rencontrées en vol par un avion, et de permettre ainsi l'étude aussi complète que possible des réactions de vol de ce dernier. Une maquette figurant l'avion à étudier, est placée dans la veine fluide ; les efforts agissant sur l'ensemble de la maquette — ou seulement sur des éléments de cette dernière — sont mesurés à l'aide d'une instrumentation adéquate, puis transformés en coefficients sans dimension, les corrections dites de soufflerie ayant été apportées lors

du dépouillement des mesures. Ces coefficients permettent d'établir les calculs les plus divers relatifs à l'avion.

Pour que les essais en soufflerie conservent leur validité, il faut qu'un certain nombre de conditions soient satisfaites.

Il convient en premier lieu de légitimer le principe même du mouvement relatif, principe exprimé par :

Les efforts exercés par un courant d'air sur un corps immobile sont identiques à ceux que subit ce même corps en mouvement dans l'air immobile, pour autant que les conditions aux limites soient respectées.

C'est ce principe qui justifie tous les essais effectués en soufflerie. Pour que les conditions fondamentales soient réalisées, il faut bien entendu avoir affaire en premier lieu, dans la soufflerie, à un écoulement bien régulier (uniforme dans le temps et dans l'espace). Il faut ensuite qu'il y ait un dégagement suffisant entre la maquette et les limites de la veine, afin que l'influence exercée sur l'écoulement par les parois limitant la veine ne se fasse pas sentir à la hauteur de la maquette.

Le principe du mouvement relatif étant acquis, d'autres lois sont à respecter : les lois de similitude. Pour que l'application des résultats d'essais en soufflerie à l'avion en vraie grandeur soit valable, il faut vérifier que les deux conditions de similitude suivantes soient respectées :

- 1) égalité des nombres de Reynolds ;
- 2) égalité des nombres de Mach.

1) Le nombre de Reynolds (*Re*) indique la proportion qui s'établit entre les forces d'inertie et les forces de frottement :

$$Re = \frac{\text{forces d'inertie de l'écoulement}}{\text{forces de frottement de l'écoulement}}.$$

Un petit nombre de Reynolds traduit une prépondérance des effets visqueux sur les effets d'inertie, tandis qu'un nombre de Reynolds élevé marque la proportion inverse. Le nombre de Reynolds s'exprime par :

$$Re = \frac{\nu \cdot l}{v}$$

où : ν = vitesse de l'écoulement (ou de vol), en m/s ;
 l = longueur de référence (corde de profil, diamètre d'un corps fuselé, diamètre d'une conduite, etc.) en m ;
 v = viscosité cinématique = η/ρ , en m^2/s ;
 η = coefficient de viscosité, en kg s/m^2 ;
 ρ = masse spécifique, en $\text{kg s}^2/\text{m}^4$

v est influencé par les conditions de pression et de température. On peut prendre comme valeur moyenne de v : $15 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$ (voir fig. 1).

Pour pouvoir comparer entre eux des essais analogues, mais non identiques quant aux valeurs d'expérimentation (avion en vol et sa maquette en soufflerie) il faut que la proportion entre les forces d'inertie et les forces de frottement de l'écoulement soit identique (autrement dit : que le nombre de Reynolds soit le même).

Cette loi a été formulée par Reynolds, en 1883.

2) Le nombre de Mach (*Ma*) indique le rapport existant entre la vitesse de l'écoulement et celle, locale, du son. Autrement dit :

$$Ma = \nu/a$$

où : ν = vitesse de l'écoulement (ou de vol), en m/s ;
 a = vitesse du son dans le milieu ambiant, en m/s.

La vitesse du son dans l'air se calcule d'après :
 $a = 20,05 \sqrt{T}$

où : T = température absolue en $^{\circ}\text{K}$.

Le nombre de Mach indique l'importance de la compressibilité de l'air, pour l'essai considéré, et sa valeur définit également les domaines d'application des souffleries (voir texte de M. Aellen). Afin de retirer,

d'essais en souffleries, des enseignements valables quant aux effets réels de vol, il faut qu'il y ait égalité des nombres de Mach, car l'influence de la compressibilité de l'air doit être la même dans les deux cas.

A titre documentaire, il est facile de montrer qu'on peut rarement satisfaire exactement à ces deux conditions (de Reynolds et de Mach) simultanément. Il suffit de prendre l'exemple d'une maquette à 1 : 10 d'un avion volant au maximum à 150 m/sec ; on constate que la vitesse de l'écoulement dans la soufflerie devrait valoir $150 \cdot 10 = 1500$ m/sec, afin qu'il y ait égalité des nombres de Reynolds. Mais cette vitesse représente un nombre de Mach de soufflerie d'environ 5, alors que celui de vol ne vaut que 0,5 environ.

Un problème important qui se pose à l'expérimentateur est celui de trouver des facteurs — ou des éléments — de correction convenables, qui doivent permettre quand une de ces lois n'est pas intégralement respectée, d'en tenir compte aussi bien que possible.

II. Les deux types fondamentaux de souffleries à basse vitesse et la puissance nécessaire à leur fonctionnement.

Principe de fonctionnement

Les souffleries se composent, en principe, des cinq éléments suivants :

- 1) le collecteur (ou confuseur) ;
- 2) la chambre de mesure ;
- 3) le diffuseur ;
- 4) les conduites et les coudes ;
- 5) le ventilateur.

La veine fluide est concentrée sur la section de mesure par le collecteur ou confuseur, puis aboutit dans le diffuseur, dont le rôle est de ramener la vitesse relativement élevée régnant dans la section de mesure à une valeur aussi faible que possible. Le ventilateur assure le saut de pression nécessaire à vaincre les résistances diverses accumulées tout le long du parcours.

Puissance nécessaire

Soient : Δp : la perte de pression, exprimée en kg/m^2 ;
 Q : le débit-volume, exprimé en m^3/s ;
 η_v : le rendement du ventilateur ;
 P : puissance nécessaire, exprimée en CV.

On a alors :

$$\eta_v \cdot P = \frac{\Delta p}{75} \cdot Q$$

La perte Δp représente la somme de toutes les pertes locales : pertes dues au frottement, à des décollements, ou encore de sortie du diffuseur. On rapporte généralement la perte Δp à la pression dynamique q_0 régnant dans la section de mesure ; on obtient alors un coefficient de perte ζ_{tot}

$$\begin{aligned} \Delta p &= \zeta_{\text{tot}} \cdot q_0 \\ \zeta_{\text{tot}} &= \zeta_1 + \zeta_2 + \zeta_3 + \zeta_4 \\ \zeta_1 &= \text{coefficient de perte dans le collecteur} ; \\ \zeta_2 &= \text{» » » la section de mesure} ; \\ \zeta_3 &= \text{» » » le diffuseur} ; \\ \zeta_4 &= \text{» » » les conduites.} \end{aligned}$$

Dans le cas d'une soufflerie à retour guidé, nous avons encore les pertes dues aux coudes, résumées par le coefficient ζ_6 .

La puissance nécessaire s'écrit donc :

$$\eta_v \cdot P = \frac{Q}{75} \cdot q_o (\zeta_1 + \zeta_2 + \zeta_3 + \zeta_4 + \zeta_6).$$

En prenant la section de la veine utile égale à S , et en rappelant que $q_o = \frac{\rho}{2} v_o^2$ (v_o = vitesse maximum à la section de mesure) nous avons :

$$\eta_v \cdot P = \frac{S \cdot \rho \cdot v_o^3}{150} \cdot \zeta_{\text{tot}}.$$

Aux conditions normales d'utilisation, nous avons :

$$\rho = 0,420 \text{ kg s}^2/\text{m}^4 \text{ et } \eta_v = 0,8.$$

Finalement, la puissance nécessaire s'écrit donc :

$$P = 0,0010 \cdot S \cdot v_o^3 \cdot \zeta_{\text{tot}}$$

Soufflerie à circuit ouvert, du type Eiffel (fig. 2)

Ce type de soufflerie, qu'on rencontre assez rarement, comporte quatre éléments principaux : collecteur, chambre de mesure, diffuseur et ventilateur.

Le niveau de pression étant la pression barométrique elle-même, la chambre de mesure se trouve en dépression ; c'est la raison pour laquelle cette chambre doit être étanche. La dépression dans la chambre vaut :

$$\Delta p_{\text{Chambre}} = - q_o.$$

La vitesse de l'écoulement à la sortie du diffuseur joue un rôle important. En effet, cette vitesse v_s fournit la pression dynamique $q_s = \frac{\rho}{2} v_s^2$ qui représente, pour le circuit, une perte sèche et traduit le fait que la pression dynamique à la section de mesure n'est pas entièrement récupérée sous forme de pression statique dans le diffuseur. On peut aussi écrire :

$$q_s = q_o \left(\frac{d}{D} \right)^4$$

si : d = diamètre à la sortie du collecteur ;
 D = » » » » diffuseur.

Le coefficient de perte totale vaut donc, dans ce cas :

$$\zeta_{\text{tot}} = \zeta_1 + \zeta_2 + \zeta_3 + \left(\frac{d}{D} \right)^4.$$

La récupération du diffuseur est d'autant plus grande que D est grand par rapport à d . Or, l'angle d'ouverture du diffuseur au sommet du cône ne doit pas dépasser, en principe, 80° environ, sinon les pertes de décollement dans le diffuseur seraient trop élevées, et ζ_3 prendrait des valeurs inacceptables. Si l désigne la longueur du diffuseur, cette condition d'angle d'ouverture s'exprime par la relation géométrique :

$$\frac{l}{d} \geq 7 \left(\frac{D}{d} - 1 \right).$$

Un rapport d'ouverture $D/d = 2$ (ce rapport n'est pratiquement jamais dépassé) donne la condition géométrique de diffuseur : $\frac{l}{d} = 7$. Pour un diamètre d de 3 m, il faut donc prévoir une longueur de diffuseur de 21 m ! On voit ainsi que cette condition exige des dimensions assez importantes, et que le choix final ne représente qu'une solution de compromis.

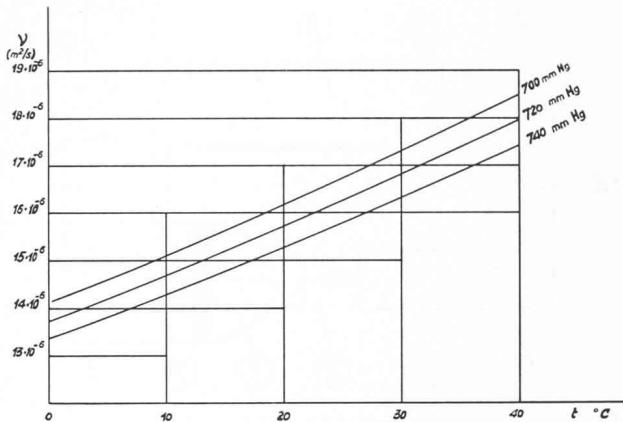


Fig. 1. — Variation de la viscosité cinétique de l'air en fonction de la température et de la pression barométrique.

Lors d'approximations rapides de soufflerie, on prend souvent pour ν la valeur moyenne de $15 \cdot 10^{-6}$.

Pour les différents coefficients de perte, il convient d'adopter les valeurs moyennes suivantes :

$$\zeta_1 = 0,02$$

$$\zeta_2 = 0,12$$

$$\zeta_3 = 0,20$$

$$\left(\frac{d}{D} \right)^4 = 0,06 \text{ pour } d/D = 0,5 \text{ (grand rapport d'ouverture)}$$

Dans ces conditions : $\zeta_{\text{tot}} = 0,4$ et :

$$P = 0,0004 \cdot S \cdot v_o^3$$

Exemple : soufflerie Eiffel pour $v_o = 60 \text{ m/s}$ et $S = 4 \text{ m}^2$

$$P = 0,0004 \cdot 4 \cdot 216000 = 350 \text{ CV.}$$

Soufflerie à retour guidé, du type Göttingen (fig. 3)

Ce type a été préconisé par Prandtl, qui en réalisa la première construction en 1916, aux établissements de Göttingen. L'air n'est pas emprunté directement à l'extérieur, mais circule dans une installation fermée. C'est donc pratiquement toujours le même air qui est en circulation. La chambre de mesure ne se trouve plus en dépression, les conduites étant alors en surpression.

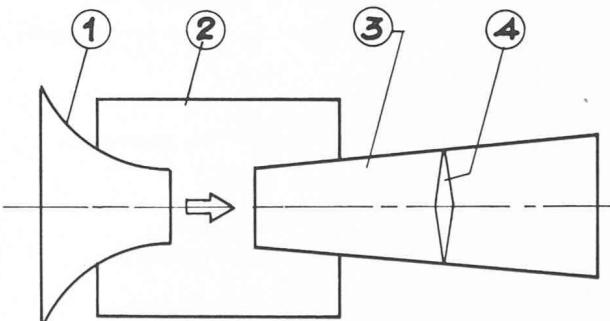


Fig. 2. — Soufflerie à circuit ouvert, du type Eiffel.

1 Collecteur.

2 Chambre de mesure (en dépression).

3 Diffuseur.

4 Ventilateur.

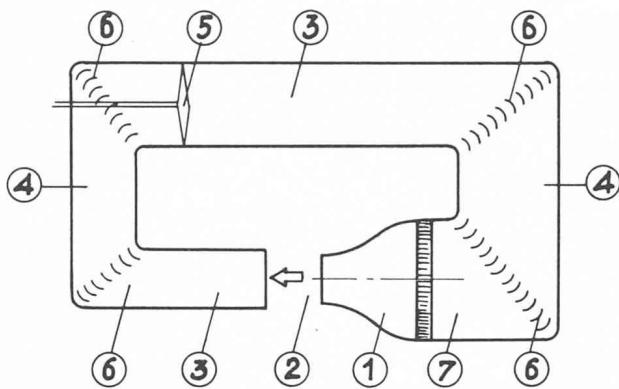


Fig. 3. — Soufflerie à retour guidé, du type Göttingen.

- 1 Confuseur.
- 2 Section de mesure (ouverte ou fermée, ici ouverte).
- 3 Diffuseur.
- 4 Conduites.
- 5 Ventilateur.
- 6 Aubages directeurs de coude.
- 7 Redresseur en amont du diffuseur.

Les éléments sont les suivants :

Un collecteur, une section de mesure, un premier diffuseur à faible ouverture, un coude, une courte conduite dans laquelle se trouve le ventilateur, un deuxième coude suivi d'un long diffuseur, un troisième coude, une courte conduite, puis un quatrième coude ramenant l'écoulement au diffuseur. Chaque coude est muni d'aubages directeurs. La section de mesure peut être libre ou guidée.

Dans le cas de la soufflerie à retour guidé, il n'est pas nécessaire de prévoir d'aussi grands diffuseurs que dans le cas d'une soufflerie Eiffel. Il faut réduire la vitesse de l'écoulement dans les conduites, afin que les pertes dans les conduites et les coudes soient faibles. La succession des deux diffuseurs permet d'obtenir facilement une grande section en amont du collecteur, ce qui est important, car la contraction de ce dernier doit être aussi grande que possible. D'autre part, en amont du diffuseur se trouve un redresseur, et celui-ci produirait de trop grandes pertes si la vitesse locale y était élevée.

Le coefficient de perte totale vaut donc :

$$\zeta_{\text{tot}} = \zeta_1 + \zeta_2 + 2\zeta_3 + 4\zeta_6.$$

Pratiquement, les valeurs de ces coefficients sont, en moyenne, les suivantes :

$$\begin{aligned} \zeta_1 &= 0,02 \text{ (y compris le redresseur)}; \\ \zeta_2 &= 0,12 \text{ (section libre)}, \zeta_2 = 0,0 \text{ (veine guidée)}; \\ 2\zeta_3 &= 0,03; \\ \zeta_4 &= 0,01; \\ 4\zeta_6 &= 0,14 \text{ (0,035 par coude, en moyenne)}. \end{aligned}$$

Le coefficient global vaut ainsi :

$$\begin{aligned} \zeta_{\text{tot}} &= 0,32 \text{ pour section libre}; \\ \zeta_{\text{tot}} &= 0,20 \text{ pour section fermée}. \end{aligned}$$

On a alors :

$$P = 0,00032 \cdot S \cdot v_o^3 \text{ (section libre)}$$

$$P = 0,00020 \cdot S \cdot v_o^3 \text{ (section fermée)}$$

Exemple : $v_o = 60 \text{ m/s}$ et $S = 4 \text{ m}^2$
 (mêmes valeurs que celles choisies pour l'exemple se rapportant à la soufflerie Eiffel).
 $P = 0,00032 \cdot 4 \cdot 216000 = 280 \text{ CV}.$
 $P = 0,00020 \cdot 4 \cdot 216000 = 175 \text{ CV}.$

Comparaison des deux types décrits

Comparée à la soufflerie du type Göttingen, celle du type Eiffel est de construction plus simple et meilleur marché ; l'encombrement total est plus faible. Par contre, l'écoulement est soumis aux perturbations extérieures : pluie, vent, turbulences diverses, tandis que la puissance nécessaire, à conditions égales, est supérieure de 25 % à celle exigée par le type Göttingen (veine libre) et de 100 % (veine guidée). La dépression régnant dans la chambre de mesure exige l'étanchéité de cette dernière.

La soufflerie du type Göttingen est très répandue. On en trouve deux variantes dans les installations de recherches de la *Fabrique fédérale d'avions à Emmen* : la grande soufflerie ($v_o = 80 \text{ m/s}$, $S = 32,4 \text{ m}^2$, puissance à disposition : 3900 CV), prévue pour recevoir une section libre ou une section guidée, et la petite soufflerie ($v_o = 60 \text{ m/s}$, $S = 4 \text{ m}^2$, puissance à disposition : 315 CV), à section libre.

En appliquant à ces deux souffleries les formules décrites plus haut pour le calcul de la puissance nécessaire, on obtient les valeurs suivantes :

$$\begin{aligned} \text{grande soufflerie (guidée)} : L &= 0,00020 \cdot 32,4 \cdot 512000 = \\ &= 3320 \text{ CV}; \\ \text{petite soufflerie (libre)} : L &= 0,00032 \cdot 4 \cdot 216000 = \\ &= 280 \text{ CV}. \end{aligned}$$

Cette différence provient vraisemblablement du fait que ces souffleries n'ont pratiquement pas de diffuseur ; les pertes de conduite et de coude sont donc plus élevées. C'est pourquoi il conviendrait de prendre les valeurs suivantes pour le coefficient de perte totale :

$$\begin{aligned} \text{grande soufflerie} : \zeta_{\text{tot}} &= 0,23 \\ \text{petite soufflerie} : \zeta_{\text{tot}} &= 0,36 \end{aligned}$$

III. Variété des essais en soufflerie

Il serait vain de tenter l'établissement d'une classification des genres d'essais effectués en soufflerie, car la variété en est très grande. On peut toutefois distinguer d'abord trois grands groupes :

- 1) essais à des fins de recherche pure, destinés à appuyer ou à contrôler des travaux théoriques ;
- 2) essais s'inscrivant dans le cadre d'un programme d'études relatives à un projet d'avion ;
- 3) essais à fins de contrôle, se rapportant à un avion déjà construit ;
- 4) essais purement utilitaires (mesure des pressions exercées par le vent sur un édifice, sur une cabine de téléphérique, résistance de l'air sur une voiture automobile ou sur une composition de train, etc.). Dans la grande soufflerie d'Emmen, on a procédé à la détermination des forces aérodynamiques agissant sur un sauteur à ski pendant la courte durée de son « vol plané » ; ces mesures ont permis de mettre au point une nouvelle méthode ou technique de saut).

La détermination des effets aérodynamiques s'obtient à l'aide de balances (mesures de forces) ou à l'aide de manomètres (mesures de pressions). On peut aussi se baser sur des observations visuelles, ce qui permet,

bien souvent, de se faire une excellente idée quant aux qualités de l'écoulement. Les mesures peuvent s'adresser à la maquette dans son ensemble, ou bien seulement à certaines parties de la maquette. Pour certains essais, on a recours non pas à une maquette complète, mais à une maquette d'un élément de l'avion seulement (par exemple, mesure d'effets locaux produits par la présence d'un armement extérieur). Dans certains cas, on prend une « semi-maquette » (avion coupé par son plan de symétrie, une moitié seulement étant considérée, une plaque de grandes dimensions restituant la symétrie).

L'instrumentation elle-même est variée. Il existe un grand nombre de types de *balances*, appartenant à deux groupes principaux : les balances mécaniques (à contrepoids, automatiques, à lecture directe des forces et des moments, à enregistrement automatique des valeurs de mesure, etc.) et les balances électriques. Ces dernières trouvent surtout leur application lors d'essais spéciaux (mesure de la traînée pure d'un projectile, mesure des moments de charnière des gouvernes, de volets, etc.) La gouverne, par exemple, dont on désire mesurer les moments de charnière et les efforts tranchants, est reliée à la maquette par deux poutres (en acier ou en métal léger) affaiblies en certains points. En ces points, on colle des éléments de *Strain-gages* ; la mesure revient alors à déterminer électriquement (par un pont de Wheatstone) les allongements qu'accusent les poutres. La valeur de ces allongements permet de conclure des efforts encaissés par les poutres, un étalonnage préalable ayant établi leur correspondance.

Les *manomètres* utilisés sont à eau ou à mercure, isolés ou reliés en batteries. Dans certains cas, on a recours aux micro-manomètres (système Betz), permettant une lecture exacte de 0,05 mm d'eau, soit de 0,05 kg/m². L'emploi du mercure n'a lieu que lors de mesures compressibles, où les dépressions atteignent des ordres de grandeur très élevés. Il existe certains cas de mesures pour lesquels l'eau donne des hauteurs de colonne trop grandes, et le mercure des hauteurs trop petites. On choisit alors un liquide présentant une densité intermédiaire, de l'alcazène par exemple, dont le poids spécifique est d'environ 1,8 kg/dm³.

Les mesures réalisées à l'aide des balances mécaniques sont à « trois composantes » ou bien à « six composantes ».

L'effet général résultant de l'ensemble des pressions agissant en chaque point de l'avion se résume en un dynamique appliqué au centre de gravité. Le centre de gravité est pris comme origine de deux trièdres droits de référence ; le premier s'oriente suivant l'écoulement, tandis que le second s'oriente suivant l'axe longitudinal de l'avion. La force résultante est alors ramenée à trois composantes :

$A = \text{portance}$, située dans le plan de symétrie de l'avion et perpendiculaire à la direction de l'écoulement amont.

$W = \text{trainée}$, parallèle à l'écoulement amont.

$Q = \text{force latérale}$, perpendiculaire au plan contenant A et la direction de l'écoulement amont.

Le moment résultant est lui aussi ramené à trois composantes :

$M = \text{moment de tangage}$, s'exerçant autour de l'axe transversal de l'avion.

$L = \text{moment de roulis}$, s'exerçant autour de l'axe longitudinal de l'avion.

$N = \text{moment de giration}$, s'exerçant autour de l'axe vertical de l'avion.

Les composantes sont ramenées à des coefficients sans dimensions : c_a , c_w et c_q pour les forces (par division des forces par le produit $q \cdot F$ où : q = pression dynamique de vol et F = surface portante) ; c_m , c_l et c_n pour les moments (par division des moments par le produit $q \cdot F \cdot t$ où : t = corde moyenne de l'aile)

Les mesures dites « à trois composantes » ont pour but la détermination des coefficients c_a , c_w et c_m , le paramètre commun étant l'*incidence* α . Il s'agit de mesures symétriques, puisque le plan de symétrie de l'avion est parallèle à l'écoulement.

Les courbes caractéristiques ou polaires sont les représentations graphiques des fonctions :

$$\begin{aligned} c_a &= f(\alpha) \\ c_w &= f(c_w) \\ c_m &= f(c_a) \end{aligned}$$

La première courbe livre la valeur $\left(\frac{dc_a}{d\alpha}\right)_{c_a} = 0$.

Cette dérivée permet un premier contrôle des mesures, car pour chaque forme en plan fondamentale de l'aile existe une relation assez rigoureuse entre $\left(\frac{dc_a}{d\alpha}\right)_{c_a} = 0$ et l'allongement Λ .

La deuxième courbe permet un contrôle de la *polaire induite* $c_{w_i} = k \frac{c_a^2}{\pi \Lambda}$ et livre la valeur de k .

La dernière courbe est en rapport avec la *stabilité longitudinale statique* de l'avion, dont le coefficient s'exprime par : $\frac{\partial c_m}{\partial c_a} = f(c_a)$.

L'efficacité du plan horizontal et du gouvernail de profondeur est mise en évidence de la manière suivante : on effectue une première série de mesures avec la maquette dépourvue de son empennage horizontal. On réalise ensuite d'autres mesures avec la maquette pourvue de son empennage horizontal, auquel on donne plusieurs calages différents, tandis qu'on procède également à une variation des braquages du gouvernail de profondeur. Si η désigne le calage géométrique du plan horizontal et β_P le braquage du gouvernail de profondeur, on obtient les valeurs :

$$\frac{\partial c_m}{\partial \eta} = f(c_a) : \text{efficacité du plan horizontal.}$$

$$\frac{\partial c_m}{\partial \beta_P} = f(c_a, \eta) : \text{efficacité du gouvernail de profondeur.}$$

On obtient en outre :

$$\frac{d\eta}{d\beta_P} = \frac{\partial c_m}{\partial \beta_P} \cdot \frac{\partial \eta}{\partial c_m} : \text{effet du gouvernail de profondeur.}$$

Cette valeur présente également la possibilité d'un contrôle, car on peut la comparer à celle de la fonction connue $\frac{d\eta}{d\beta_P} = f(\Lambda_H)$, Λ_H étant l'allongement propre du plan horizontal.

On adjoint souvent une quatrième composante à ces essais : c_l (coefficient du moment de roulis). Cette composante, qui est déterminée en fonction du braquage β_A d'aileron, permet d'établir l'efficacité des ailerons, exprimée par $\frac{\partial c_l}{\partial \beta_A}$.

Les deux composantes : c_q et c_n ne sont affectées, en principe, que par l'angle de dérapage. Elles appartiennent donc aux mesures asymétriques, le plan de symétrie de l'avion formant alors un angle β avec la direction de l'écoulement amont. Cet angle est précisément l'angle de dérapage, appelé aussi parfois angle de dérive. Le braquage β_D du gouvernail de direction joue un rôle important lors de ces mesures, qui permettent de déterminer l'efficacité du plan vertical : $\frac{\partial c_n}{\partial \beta}$ et l'efficacité du gouvernail de direction : $\frac{\partial c_n}{\partial \beta_D}$.

Ces mesures, qui sont, en fait, les mesures à six composantes, apportent les éléments essentiels pour le calcul de la stabilité latérale statique et dynamique.

Les mesures en soufflerie à trois ou à six composantes comprennent en principe trois étapes :

- 1) les mesures proprement dites, qui se déroulent d'autant plus aisément que l'instrumentation est bien au point, amènent à la notation des valeurs A, W, Q, L, M et N en fonction des paramètres de mesure ($\alpha, \beta, \eta, \beta_P$ etc.) ;
- 2) le dépouillement, qui comporte le calcul des coefficients sans dimension à partir des valeurs mesurées, les corrections usuelles de soufflerie, et le tracé des courbes fondamentales ;
- 3) l'étude systématique de ces résultats et les calculs de stabilité.

Les mesures de pressions statiques interviennent moins fréquemment que les mesures à trois ou à six composantes. Elles donnent lieu à un dépouillement compliqué, puisqu'il s'agit bien souvent d'une intégration graphique double des pressions sur la surface considérée. La connaissance des pressions est toutefois indispensable à l'étude des profils et à la détermination de certains effets aérodynamiques. Elles livrent des renseignements fort utiles sur les qualités de l'écoulement et l'étude systématique de leur répartition permet l'interprétation de la plupart des phénomènes aérodynamiques.

IV. Les corrections de soufflerie

Les corrections de soufflerie ont donné lieu à une multitude de travaux théoriques et pratiques, et il serait prétentieux d'en vouloir résumer ici tous les aspects. Signalons trois genres de corrections :

- 1) les corrections de limites ;
- 2) les corrections ayant trait aux effets visqueux ;
- 3) les corrections se rapportant aux effets de compressibilité.

Ces trois corrections ne sont pas toujours isolées l'une par rapport à l'autre. Dans bien des cas, elles se combinent entre elles et donnent lieu à des interactions dont certaines sont, aujourd'hui encore, fort mal connues.

Les corrections de limites, appelées aussi parfois corrections de parois, sont à appliquer aux résultats de mesures à 3 ou à 6 composantes, ensuite d'un effet facile à comprendre. On sait que la portance engendrée par un profil présentant au vent une certaine incidence donne lieu à un vent induit. Ce dernier présente une répartition, fonction de l'allongement de l'aile. Or ce vent induit est influencé par les limites de la veine. Dans le cas d'une section de mesure fermée, l'intensité du vent induit est diminuée, comme si l'allongement était artificiellement augmenté. Dans le cas d'une section de mesure libre, au contraire, tout se passe comme si l'allongement était réduit. Les corrections de paroi se ramènent ainsi, en quelque sorte, à une correction du vent induit. Cette dernière correction, qui affecte l'incidence et la traînée de la maquette, est influencée par le rapport existant entre la surface portante de la maquette et la surface de la section de mesure, et également par le rapport entre l'envergure de la maquette et la largeur de la veine.

L'incidence effective devient : $\alpha_{\text{eff}} = \alpha_g + \Delta\alpha$
(α_g = incidence géométrique)

La traînée s'écrit : $W_{\text{eff}} = W_m + \Delta W$
(W_m = traînée mesurée)

Pour la section de mesure fermée, $\Delta\alpha$ et ΔW sont positifs, tandis que ces valeurs deviennent négatives dans le cas d'une section de mesure libre.

Ces corrections ne relèvent pas de la spéulation, mais s'appuient sur des théories solides, confirmées et étendues par l'expérimentation systématique.

Les corrections relevant d'effets visqueux présentent un intérêt théorique et pratique très grand, et touchent à de nombreux domaines passionnants. Le cadre de cette courte note ne nous permet pas de donner toute la vue d'ensemble désirable sur cette question.

Ces corrections affectent pratiquement toutes les composantes, mais surtout la traînée (aux faibles incidences) et la portance (aux incidences élevées). Nous nous bornons à traiter brièvement le cas des corrections de traînée. En premier lieu, rappelons que la traînée mesurée est la somme de deux traînées à caractères bien distincts :

- 1) la traînée de frottement et de forme, dont le coefficient est c_{w_0} ;
- 2) la traînée induite, c_{w_i} , résultant de l'établissement de la circulation autour du profil. Cette traînée, pour autant que l'écoulement ne soit pas décollé, évolue proportionnellement au carré de la portance, suivant la loi :

$$c_{w_i} = k \cdot \frac{c_a^2}{\pi \Lambda}$$

k = coefficient à déterminer expérimentalement, mais qui vaut 1,0 pour un allongement supérieur à 5 et une aile droite ;

$$\begin{aligned} c_a &= \text{coefficient de portance;} \\ A &= \text{allongement} = b^2/F; \\ b &= \text{envergure;} \\ F &= \text{surface portante.} \end{aligned}$$

La traînée totale s'écrit ainsi : $c_w = c_{w_0} + c_{w_i}$.

Le coefficient c_{w_0} est extrêmement sensible aux effets visqueux. Les efforts de frottement de l'écoulement sur le profil sont conditionnés par le caractère de la couche-limite, ce caractère étant déterminé entre autres par : le nombre de Reynolds local, la turbulence interne de l'écoulement, le gradient de pression et les rugosités et sinuosités de surface. La couche-limite est la zone se trouvant entre le profil et la région de l'écoulement où la vitesse potentielle n'est pas encore perturbée par la proximité du profil. Dans cette zone, la vitesse évolue suivant un profil caractéristique, et varie de la vitesse 0 (au profil même) à la vitesse correspondant à l'écoulement potentiel. La couche-limite peut être *laminaire* ou *turbulente*. Dans le premier cas, l'écoulement, au voisinage du profil, est simplement ralenti, tandis que, dans le second cas, il y a une grosse dissipation d'énergie sous forme d'énergie tourbillonnaire (formation de micro-tourbillons). Le frottement laminaire occasionne une traînée beaucoup plus faible que le frottement turbulent.

En réalité, l'écoulement le long du profil n'est pas uniquement laminaire ou uniquement turbulent. Au point d'impact naît une couche limite laminaire, qui s'étend sur une partie du profil, jusqu'au *point de transition*, à partir duquel la couche-limite est turbulente. Suivant que ce point de transition se situe vers l'arrière du profil ou bien vers l'avant, la traînée de frottement est faible ou importante. D'autre part, et indépendamment de la position du point de transition, la traînée est fonction du nombre de Reynolds : plus ce dernier est grand et plus la traînée est petite (qu'elle soit « laminaire » ou « turbulente »). La séparation de ces différents effets constitue un grand chapitre dans l'histoire de l'aérodynamique. L'apparition des effets de *compressibilité* et des *ondes de choc* vient encore singulièrement compliquer tout le problème.

La position du point de transition conditionne, dans une grande mesure, la valeur de la traînée. Or, cette position dépend de facteurs qu'il est impossible de réaliser en soufflerie. En effet, l'emplacement du point de transition dépend beaucoup du degré de turbulence interne. Toutes conditions égales, le point de transition est situé d'autant plus près du point d'impact que la turbulence interne de l'écoulement est grande. Or le degré de turbulence interne d'une soufflerie est notamment plus élevé que celui de l'air libre.

On a longtemps manqué de critère permettant, toutes les autres conditions connues, d'établir une relation entre le degré de turbulence et la position du point de transition. Le premier essai positif dans ce sens a été réalisé par E. Gruschwitz (1931). Gruschwitz a montré qu'il fallait considérer, en chaque point du profil, un nombre de Reynolds local, rapporté à l'épaisseur de quantité de mouvement de la couche-limite. En dessous d'une certaine valeur de ce nombre de Reynolds, il est impossible que la couche-limite soit turbulente. Cette valeur limite du nombre de Reynolds est actuellement le seul critère valable.

S'appuyant sur de nombreuses expériences systématiques, Gruschwitz a déterminé cette valeur critique pour une soufflerie présentant un degré de turbulence moyen, et l'a fixée à environ 600. De récentes mesures en vol ont permis de fixer cette valeur à environ 2000-2500.

Pratiquement, la correction de la traînée de frottement s'effectue de la manière suivante :

- Pour le profil considéré, on calcule les courbes : $c_{w_0} = f(Re)$, en choisissant comme paramètre la position du point de transition (en % de la profondeur du profil).
- En partant de la répartition de pression mesurée sur le profil, on calcule la couche-limite laminaire (ce calcul s'effectue au mieux d'après la méthode Gruschwitz ; cette méthode permet de tenir compte de façon simple de la compressibilité de l'air).
- Connaissant la couche-limite laminaire, on calcule, en chaque point du profil, la valeur du nombre de Reynolds rapporté à l'épaisseur de quantité de mouvement (Re_q). On obtient alors la fonction : $Re_q / \sqrt{Re} = f(s/t)$ ou : $Re = \text{nombre de Reynolds de vol}$; $s = \text{coordonnée courante le long du profil}$.
- Connaissant le degré de turbulence de la soufflerie, on prend pour $(Re_q)_{\text{crit.}}$ une valeur variant entre 300 et 500-600. En partant de Re et de la fonction obtenue sous 3., on trouve la coordonnée $(s/t)_T$ en laquelle la valeur $(Re_q)_{\text{crit.}}$ est atteinte. Cette coordonnée est celle du point de transition.
- En portant dans les courbes obtenues sous 1. les valeurs $(s/t)_T$ et Re , on trouve une valeur univoque pour c_{w_0} , qui doit être égale à celle mesurée en soufflerie. Il convient de contrôler cette valeur.
- Connaissant le nombre de Reynolds de vol correspondant à l'avion, et en choisissant pour $(Re_q)_{\text{crit.}}$ une valeur voisine de 2000, on trouve la valeur $(s/t)_T$ de vol.
- En partant des valeurs $(s/t)_T$ de vol et Re de vol, on obtient, à l'aide des courbes établies sous 1. la valeur de c_{w_0} de vol.

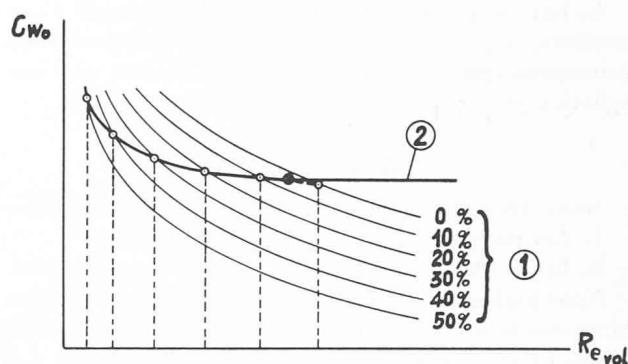


Fig. 4. — Variation de c_{w_0} en fonction de Re_{vol} .

- Famille de courbes représentant la variation de c_{w_0} en fonction de Re_{vol} pour différentes positions du point de transition (de 0 à 50 % de la corde du profil).

Les points marqués par 0 sont donnés par la condition $s/t = f(Re_{q\text{crit.}})$.

Le point marqué par 1 indique la fin du processus normal, des conditions supplémentaires de rugosité et de sinuosité de surface intervenant alors.

- Courbe représentant la variation effective de c_{w_0} en fonction de Re_{vol} , compte tenu de la variation du point de transition et des conditions supplémentaires de rugosité et de sinuosité.

Le diagramme de la fig. 4 permet de se représenter facilement les effets décrits ci-dessus. On y voit, portées sur Re , les courbes de c_{w_0} , le paramètre étant la position relative du point de transition. Pour une faible valeur de Re , le point de transition se trouve à environ 40 % de la corde de profil. Plus le nombre de Reynolds devient grand, et plus le point de transition se déplace vers l'avant. On quitte alors la courbe de 40 % pour passer successivement à celles de 30, 20, 10 et 0 %. A ce moment, la couche-limite est entièrement turbulente. Une réduction de c_{w_0} est parfois encore possible, mais un effet s'interpose qui rend c_{w_0} indépendant du nombre

de Reynolds : l'effet de rugosité et de sinuosité de surface. Le tracé définitif de la traînée de frottement est alors celui indiqué par un trait gras.

Cette méthode, apparemment compliquée, est encore aujourd'hui mal connue et diversement interprétée. C'est toutefois la seule, à notre connaissance, et ses résultats sont excellents. Le mérite en revient essentiellement à Gruschwitz, qui a mis en évidence les deux éléments vitaux : le critère de $(Re_q)_{crit.}$ et le calcul direct de la couche-limite, compte tenu des gradients de pression.

533.6.07

LES SOUFFLÉRIES SUPERSONIQUES

par Gilbert AELLEN, ingénieur E.P.F., Emmen

Le développement des soufflées a pris une ampleur sans cesse grandissante pendant ces vingt dernières années et il est à peine pensable que l'aviation eût atteint son niveau actuel sans leur présence.

Il arrive encore assez souvent qu'on se pose dans les milieux étrangers à l'aéronautique la question légitime de leur nécessité ou tout au moins de la réduction des frais qu'elles entraînent.

On se représente difficilement que le projet de construction d'une soufflerie supersonique équipée normalement et ayant une section de mesure de $0,5 \times 0,5$ m, soit $0,25 \text{ m}^2$, aboutisse à la construction d'un bâtiment aux dimensions imposantes abritant une machinerie dont la puissance atteint 20 000 ch, avec tous les accessoires et installations de sécurité, pompe à eau, pompes à vide, dessicateurs, radiateurs, ateliers de mécanique et de menuiserie pour l'entretien de l'installation la fabrication des modèles à étudier.

Le but de ce texte est de présenter les éléments d'une soufflerie supersonique, et de montrer les problèmes principaux qui sont à résoudre jusqu'au jour où l'installation est déclarée propre aux mesures de série.

A. Définitions

Nous distinguerons deux grands groupes de soufflées :

1. *Les soufflées à basse vitesse* : $0-150 \text{ m/sec.}$
2. *Les soufflées à grande vitesse* : 150 m/sec et plus.

Nous parlons d'une soufflerie à grande vitesse lorsque la vitesse atteinte par la veine fluide fait apparaître des phénomènes dus à la compressibilité de celui-ci. Ces phénomènes commencent à se manifester par des nombres de Mach supérieurs à 0,5 (c'est-à-dire 0,5 fois la vitesse du son dans le fluide à l'état considéré).

Dans les soufflées à grande vitesse, nous distinguons quatre sous-groupes principaux :

1. Soufflées subsoniques : $0,5 < Ma < 0,85$
2. Soufflées transsoniques : $0,85 < Ma < 1,3$
3. Soufflées supersoniques : $1,3 < Ma < 5,0$
4. Soufflées hypersoniques : $5,0 < Ma < \dots 20$

On retrouve dans chacun de ces groupes les quelques caractères généraux suivants :

- a) Elles sont en général du *type à retour* (exception pour les soufflées à buts spéciaux ou des constructions répondant à des spécifications locales).
- b) Les dimensions des sections de mesures sont réduites et dépassent rarement $1-2 \text{ m}^2$.
- c) Le système est étanche et permet de faire varier le niveau de pression.
- d) Les parois de la section de mesure sont déformables.
- e) Présence d'un système d'instrumentation très complet, très onéreux : balances à 3 et 6 composantes, manomètres spéciaux, optiques stroboscopiques ou interférométriques.
- f) Équipement pour la déshydratation poussée du gaz ou de l'air employé.
- g) Machinerie importante et très puissante (de 1000 — 20 000 ch) suivant les dimensions.

B. Types de soufflées supersoniques

Nous en distinguerons deux :

1. Soufflerie à action intermittente

Elle fonctionne soit par aspiration d'air atmosphérique dans un réservoir à vide, cet air passant à travers la section de mesure (fig. 1)

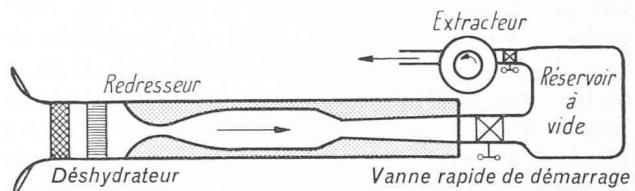


Fig. 1. — Soufflerie supersonique intermittente (fonctionnant par aspiration d'air atmosphérique).

soit par éjection d'air comprimé sortant d'un réservoir à travers la section de mesure et s'échappant à l'air libre (fig. 2).

Le temps de marche de ces deux types est limité et ne dépasse jamais quelques minutes. Elles nécessitent la présence d'une instrumentation spéciale permettant la lecture rapide des résultats désirés. *Leur grand avantage est d'être relativement bon marché* puisque la puissance nécessaire est seulement fonction du temps que