

# De la théorie de l'avion **aîle volante**

*Ce texte a été publié par Reimar Horten dans le livre "Nurflügel" qu'il écrivit en collaboration avec Peter Selinger. Mais il est trouvable un peu partout sur Internet, en particulier sur le site du même nom, nurflugel, de Doug Bullard. Je n'en ai jamais vu une version française publiée. Mon ami modéliste Jean Wantzenriether m'en a fait une traduction il y a quelques années, mais il n'est pas vélinole et des trucs restaient obscurs. En me référant à cette première mouture, au texte original du docteur Horten, à sa traduction anglaise (dont je ne parle pas un mot), avec l'aide de deux traducteurs automatiques, trois ans d'allemand scolaire (il y a un demi-siècle), d'un dico d'Allemand technique, de quelques connaissances préalables en aérodynamique modéliste et d'un peu de bon sens (enfin j'espère), j'arrive à ça. "ça" me paraît lisible, d'un intérêt historique vélinole et modéliste certain et je vous le livre. J'espère n'avoir pas fait trop d'erreurs dans ce qui a commencé comme le rêve éveillé de deux jeunes modélistes.*

Jean Claude Néglaïs

11/2008

## Aérodynamique

De Lilienthal (1892) à Junkers (1910), la création de la portance a été la première préoccupation et elle a donné leur forme à toutes les constructions. Même l'empennage devait générer de la portance. La conception des profils pour les ailes et l'empennage reflétait la forte cambrure d'une aile

d'oiseau, que Lilienthal a réalisée et mesurée, pour créer la portance maximale.

L'existence de la portance a été découverte en 1852 par Magnus, officier d'artillerie, qui a étudié le vol des projectiles en rotation par vent de travers, et a donné l'explication correcte pour que les projectiles atteignent leurs cibles. Rotation et vent de travers donnent une force perpendiculaire à la direction de vol : la portance. Ce phénomène (connu aujourd'hui sous le nom d'effet Magnus) peut être clairement observées sur le "cut" des balles de tennis ou de golf. C'est ce qui se passe lorsqu'on donne de "l'effet" à une balle.

Un cylindre tournant sur son axe (avec lignes de flux circulaires, dont la vitesse est inversement proportionnelle au rayon) est plongé



dans un flux parallèle, de sorte que les vitesses locales s'additionnent. Une ligne de flux asymétrique est créée par rapport à l'horizontale, c'est une portance. Une symétrie reste par rapport à la verticale, donc aucune résistance n'est créée. Si vous envisagez l'image déformée par le biais d'une astuce mathématique, à partir du cercle, vous obtiendrez le profil Joukowski. Cette transformation est aussi facile à réaliser par le dessin.

Si vous écrivez la circulation

$$\Gamma = 2\pi w$$

alors la portance est (expliquée indépendamment par Kutta et Joukowski):

$$L = \rho b v \Gamma$$

ou lorsque la pression dynamique,

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2$$

est introduite, et

$$2r = t$$

devient avec :

$$F = bt$$

$$L = sbv \cdot (2\pi rw) = \frac{2\pi w}{v} \cdot \frac{\rho v^2}{2} \cdot bt = c_l q F$$

où

$$c_l = \alpha \frac{dc_l}{d\alpha}$$

avec

$$\alpha = \frac{w}{v}$$

et

$$\frac{dc_l}{d\alpha} = 2\pi$$

L pour Lift dans les expressions ci-dessus (A pour Auftrieb en allemand et P pour portance en français), Cl pour Lift coefficient, Cz en français et Ca en allemand. Etc. Ceux qui auront envie de piger sauront s'y retrouver.

Les lignes de flux sur un cylindre en rotation dans un flux parallèle peuvent être rendue facilement visibles à travers des expériences hydrodynamiques dans un réservoir. Si au lieu d'un cylindre en rotation, une plaque cintrée en arc de cercle est immergée dans le courant

d'eau, alors l'image des lignes d'écoulement, derrière le cylindre ou la plaque, sont identiques. Du fait des principes de la symétrie autour de la verticale, la portance peut être considérée comme un effet sur l'axe du cylindre et également sur le milieu de la plaque cintrée, soit à 50 % du profil. La portance est alors présente, même si l'angle d'attaque est égal à zéro, on a nommé son coefficient Cz. Le résultat de la déviation de l'écoulement vers le bas, au bord de fuite, pour chaque cambrure du cylindre ou de la plaque, se caractérise par ce coefficient. Vous pouvez faire la démonstration, avec la même configuration d'expérience, avec une plaque plate, ou mieux encore, avec un profil symétrique d'aile, qui permettra de créer la même image de ligne d'écoulement (l'angle de déviation du flux est fonction de l'angle donné à la plaque).

On constate la même chose, à 0,25 corde du profil symétrique que sur l'axe du cylindre, on voit qu'aucun moment n'est créé, et il peut être considéré que la portance s'exerce à  $c/4$ . C'est valable pour tous les angles d'attaque, aussi longtemps que le flux ne se détache pas et n'est pas turbulent. Au point  $c/4$  le moment ne change pas lorsque l'angle d'attaque change (c'est-à-dire que le moment = zéro,  $C_m = 0$ ). Par conséquent, appelons ce point le point neutre de l'aile. Toujours comme dans l'exemple précédent, vous pouvez donner à une plaque en arc de cercle cette fois, habillée avec un profil aérodynamique symétrique, un angle d'attaque plus important, grâce auquel le

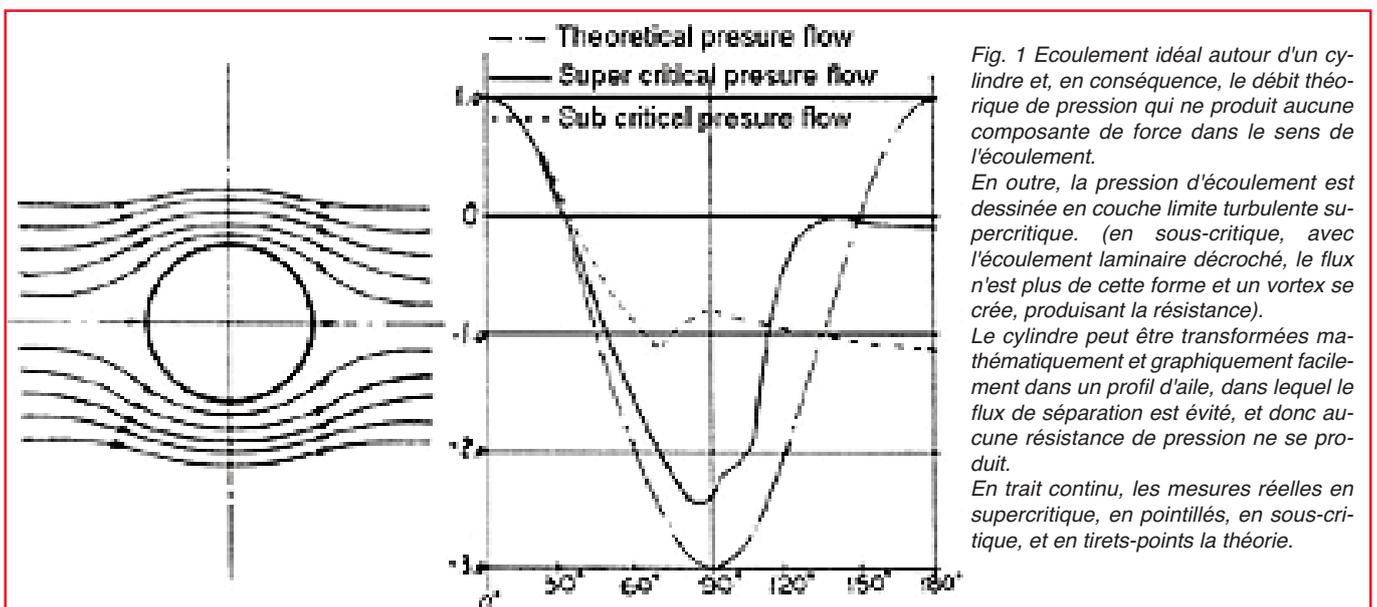


Fig. 1 Ecoulement idéal autour d'un cylindre et, en conséquence, le débit théorique de pression qui ne produit aucune composante de force dans le sens de l'écoulement.

En outre, la pression d'écoulement est dessinée en couche limite turbulente supercritique. (en sous-critique, avec l'écoulement laminaire décroché, le flux n'est plus de cette forme et un vortex se crée, produisant la résistance).

Le cylindre peut être transformées mathématiquement et graphiquement facilement dans un profil d'aile, dans lequel le flux de séparation est évité, et donc aucune résistance de pression ne se produit.

En trait continu, les mesures réelles en supercritique, en pointillés, en sous-critique, et en tirets-points la théorie.

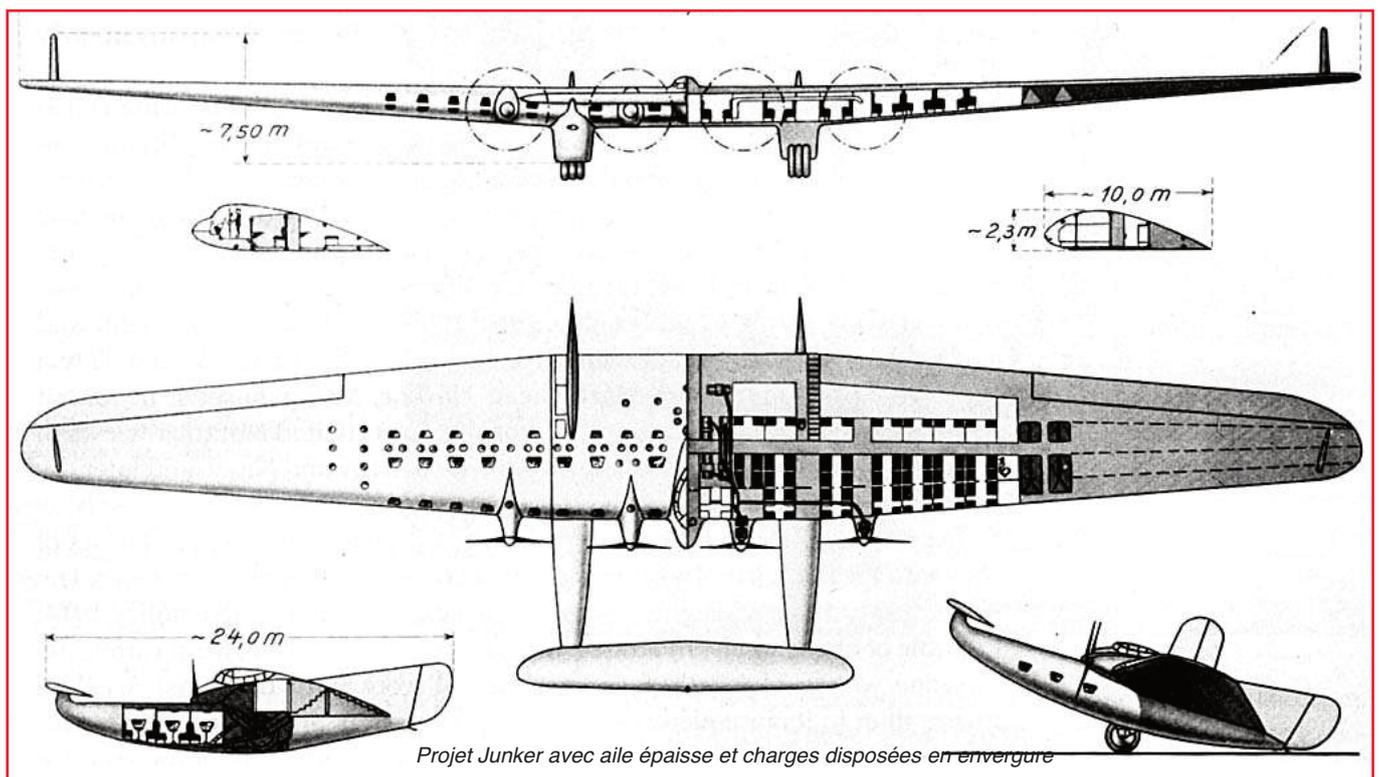
sens de l'écoulement vers le bas et, avec lui, la circulation, et avec eux la portance seront augmentés. Dans ce cas, le point neutre reste  $c / 4$ , mais un moment existe pour tous les angles d'attaque,  $C_{m0} = C_{z0} \cdot c / 4$ , dans lequel  $c / 4$  est le bras de levier de portance nulle en  $c / 2$  rapporté au point neutre à  $0,25 c$ . Pour tous les autres profils, à ligne médiane cambrée de façon aléatoire,  $C_{m0}$  doit être calculé ou mesuré en soufflerie.

Si vous cambrez la ligne à l'avant (au nez du profil), quand l'angle d'attaque augmentera,  $C_{m0}$  restera faible. Si vous pliez la ligne centrale vers le haut à l'arrière,  $C_{m0}$  augmentera avec l'angle d'attaque. Grâce à cette combinaison qui conduit à une ligne médiane en S, une aile à "point d'application de pression fixe", pour laquelle  $c_{m0} = 0$  peut être conçue.

Avec tout cela, si la portance et le moment dans un écoulement en deux dimensions sont expliqués, pas encore la traînée. Comme nous l'avons dit dans le premier chapitre, Prandtl l'a expliquée par la friction qui se développe sur la surface d'un corps dans un flux, et elle est donc appelée résistance de frottement. La configuration d'écoulement du cylindre immobile dans un flux parallèle est difficile à montrer expérimentalement, tout comme le frottement

sur la surface et les changements locaux de vitesses, qui conformément à la théorie, changent la répartition de la pression et, au final, provoquent même le décrochage de l'écoulement. La résistance de friction à la surface du cylindre et la friction de l'air entre les couches changent l'image de l'écoulement derrière le corps (la symétrie est perturbée), et causent la résistance de l'air. A l'avant du cylindre il y a une augmentation de pression  $D_p = q$  au centre. L'écoulement réduit la pression sur les deux parties à zéro à l'angle de 30 degrés sur le cylindre, donc là, la vitesse locale est celle de la libre circulation non perturbée. Conformément à la loi de Bernoulli, la pression se réduit jusqu'à un angle sur le cylindre de 90 degrés, car la vitesse augmente. Le champ de pression sur le devant du cylindre peut être divisée en ses composants dans le sens de la circulation, ce qui entraîne, entre 0 et 30 degrés d'angle sur le cylindre, en pression, une composante vers l'arrière, et de 30 à 90 degrés, en dépression, une composante vers l'avant. Les deux s'annulant parfaitement, de sorte que le demi cylindre étudié, n'a pas de pression résultante entre 0 et  $\pm 90$  degrés.

Junkers a été parfaitement avisé d'envisager un projet de gros avion avec une aile épaisse,



la charge répartie selon l'envergure, posée sur une poutre transversale à la direction du vol. Il n'y a pas de résistance à la pression, par conséquent, si on déforme le cercle (cylindre) par une équation mathématique, un profil Joukowski symétrique se développe, et à l'arrière la séparation est évitée et, de ce fait, la résistance est égale à la résistance de frottement. Ainsi, la mesure a montré, **mais avec la précision de 1910**, que la résistance de l'air est indépendante de l'épaisseur de l'aile. Aujourd'hui, nous savons que ce fait n'est que partiellement exact. La couche limite, le laminaire ou la turbulence, le nombre de Mach, exercent une influence, **alors le cas ne s'applique que dans une certaine zone et ne s'applique par conséquent généralement pas**. Néanmoins, Junkers pouvait dans ce projet réduire la résistance de l'air par le biais de l'aile cantilever, en évitant la nécessité de fils et de haubans. L'aile épaisse finalement offrant quand même moins de résistance. Aujourd'hui, il n'y a quasiment pas d'avion haubanné ou croisé, prouvant ainsi que le raisonnement de Junkers était correct sur ce point.

Le nombre de Mach, le rapport de vitesse de vol à la vitesse du son a été prédit, et la traînée évaluée. Si on imagine le maître couple de l'avion multiplié par la vitesse du vol  $v$ , on trouve un volume qui, par seconde, de l'avant vers l'arrière, doit passer sur l'avion. Cela se produit, comme cela est très bien visible sur le cylindre dans le réservoir hydrodynamique, à des vitesses élevées, près de la plus grande section. Il n'y aura, comme indiqué ci-dessus, pas de résistance supplémentaire ajoutée à la friction. Si vous considérez l'air compressible (ce qui est nécessaire à grande vitesse), puis multipliez le volume à transporter par la densité  $V$ , vous trouvez la masse. Le volume et la masse d'air déplacés, qui passent sur l'avion (de l'avant vers l'arrière) sont donc différents du "volume de transport". Dans les zones de plus haute vitesse (liées à une plus grande pression négative par l'équation de Bernoulli), la pression négative alors change aussi la densité (la réduit), de sorte que, pour déplacer la masse de l'air, la haute vitesse doit être de nouveau augmentée. Le produit  $V \cdot v$  maintenant devient décisif, et nous avons à examiner

s'il a un maximum, s'il existe une vitesse à laquelle :

$$\frac{d(\zeta \cdot v)}{dp} = 0$$

A une vitesse plus élevée, la baisse de densité sera plus importante, car elle est liée à cette augmentation de la vitesse et, à cause de cela, le flux de masse d'air se déplaçant longitudinalement sur l'avion est moindre. Il est facilement déduit qu'un maximum existe et que la vitesse correspondante est celle du son. Ce qui se produit localement à la vitesse du son, à la nouvelle augmentation de la vitesse de vol, fait que la continuité de la circulation est impossible. Par conséquent, le nombre de Mach de vol, au cours duquel localement la vitesse du son se produit, est appelé critique, et la gamme de vitesses qui commence par elle, transsonique (jusqu'à environ Mach 1,3). A Mach 1.3, le flux purement supersonique commence. Le flux transsonique est encore aujourd'hui (à la date d'écriture de ce texte par Reimar Horten) dans un état de recherche. Au contraire, le flux supersonique est facile à calculer.

La distribution de volume d'avion perpendiculaire à la direction de vol (que l'on rencontre dans l'aile épaisse brevetée par Junkers), perd son fondement physique avec le nombre de Mach critique. Toutefois, cela est déplacé par la flèche de l'aile à des valeurs plus élevées, jusqu'à environ  $M = 0,9$ . Dans la gamme supersonique des lois différentes s'appliquent, dans la mesure où l'air est comprimé, ce qui conduit à une perte d'énergie. Ici, le brevet Junkers ne peut pas être appliquée plus longtemps. Au contraire, il est efficace de conserver un faible maître couple, qui nécessite la mise de l'espace utile dans le sens longitudinal. Selon une suggestion de H. Multhopp (pour moi en 1955), il est préférable de calculer les sections transversales de l'avion telles que :

$$s = cte \cdot (\sqrt{1 - x^2})^3$$

à  $M = 1$ . Le facteur "cte" est obtenu à partir du volume de l'avion désiré, la plus grande section transversale  $s_{max}$  (surface) à 50% de la longueur totale de l'avion. ( $x$  dans l'équation ci-dessus est de -1 à +1). Le passage du nombre

de Mach critique à l'angle de flèche suit approximativement le facteur

$$\frac{1}{\cos \varphi}$$

dans lequel l'angle de flèche correspond au minimum de pression du profil, ce qui est nécessaire physiquement. L'influence de l'effilement de l'aile sur le déplacement du nombre de Mach n'a pas encore fait l'objet d'études, mais il semble préférable une augmentation de l'effilement, qui est particulièrement important sur l'aile delta. Un épaississement de l'aile autour de 1% réduit le nombre de Mach critique de 1,5 % environ.

On peut conclure de cela que la flèche est plus efficace.

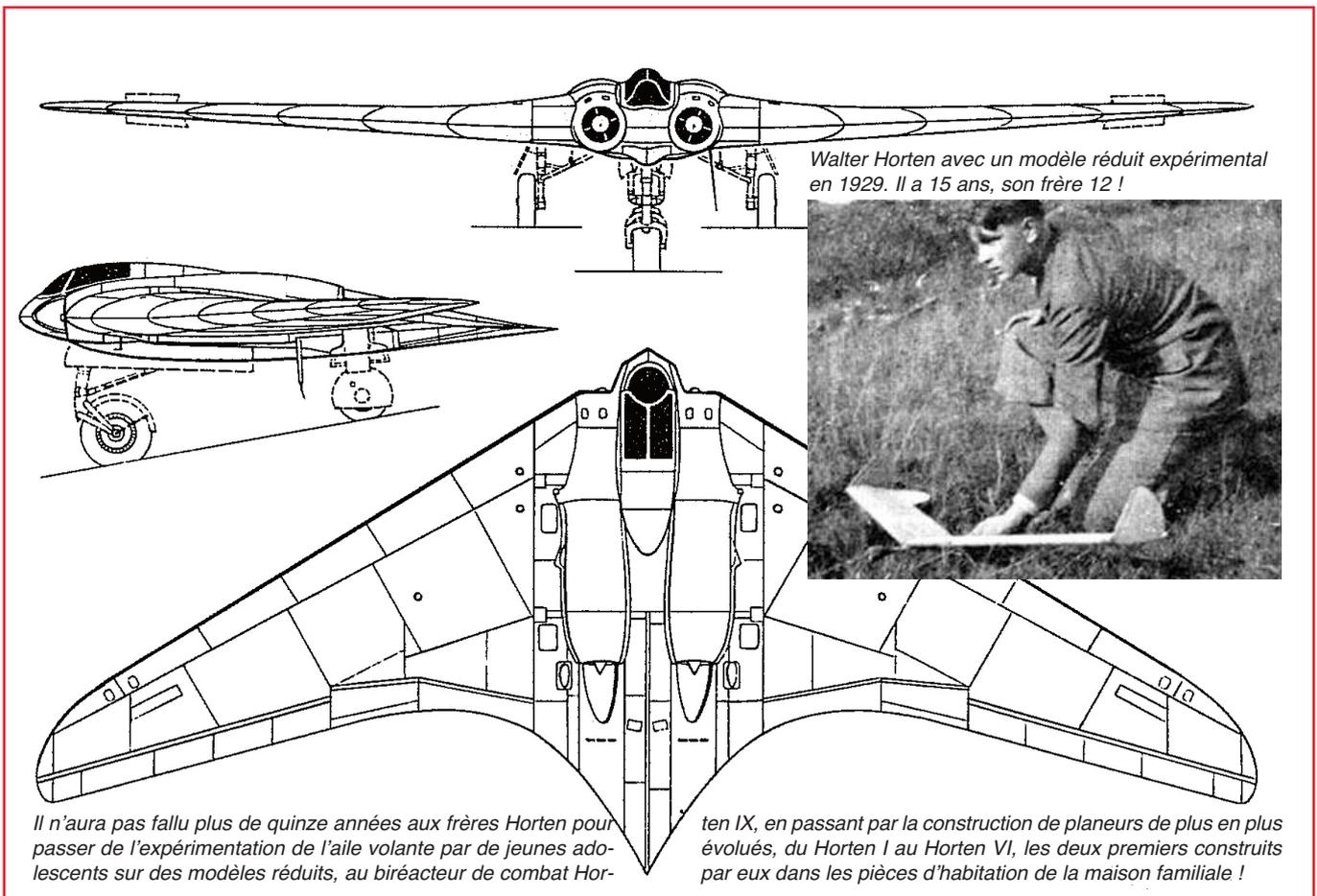
Pour le calcul des performances dans le vol transsonique il est judicieux de définir la poussée par rapport au maître couple et ainsi de définir une section de fuselage pour placer le chargement. La poussée à l'altitude de croisière et le nombre de tours des moteurs à vitesse de croisière sont à prendre en considération. La poussée doit être divisé par  $s_{max}$  et devient donc, selon la dimension,  $daN / m^2$ . La charge, calibrée, et l'espace distribué en fonction de l'équation de Multhopp sont inconciliables avec le brevet Junkers et bannissent l'aile volante dans la plage de vol subsonique. L'aile volante cependant, si elle ne représente qu'une solution incomplète dans le subsonique, est, dans le transonique ou le supersonique, un must pour les performances de vol, la contrôlabilité et la sécurité. L'aile en flèche ne change pas seulement le nombre de Mach critique vers une plus forte valeur, elle diminue le saut de résistance près de la vitesse du son et réduit l'effondrement de la portance dont l'aile droite souffre. C'est

la raison pour laquelle un avion sans flèche au-dessus du nombre de Mach critique (ou à proximité de  $M = 1$ ) est incontrôlable. Puisque dans le vol supersonique l'écoulement est à deux dimensions, l'envergure peut être petite. Avec une flèche importante vous obtenez l'avion delta qui est contrôlable dans l'ensemble du domaine transsonique. L'avion supersonique optimal en ce qui concerne la résistance et la sécurité (maîtrise) est un avion delta sans queue. L'épaisseur de l'aile doit être, limitée seulement par les impératifs de construction, aussi petite que possible. Le fuselage doit fournir tout le volume pour l'accomplissement de la mission, de préférence avec une section ronde, afin de former une cabine pressurisée, qui est inévitable avec le voyage dans les hauteurs de la stratosphère. Junkers ne pouvait pas prévoir ce développement de l'aviation en 1910. Il est apparu seulement après la fin de la guerre, en 1945 et plus tard, et on peut le voir dans la construction par exemple des "Mirage" et "Concorde", qui représentent la configuration optimale. L'aile volante, que Junker n'a pas brevetée et n'a pas utilisée dans ses projets J 1000 et G 38, est aujourd'hui la meilleure solution dans le supersonique.

Dans le domaine subsonique cependant l'aile volante est une solution partielle de l'avion "aile seulement" et a probablement été envisagée comme cela, de sorte que ses caractéristiques



*Concorde, l'avion supersonique idéal selon Reimar Horten*



Walter Horten avec un modèle réduit expérimental en 1929. Il a 15 ans, son frère 12 !

Il n'aura pas fallu plus de quinze années aux frères Horten pour passer de l'expérimentation de l'aile volante par de jeunes adolescents sur des modèles réduits, au bi-réacteur de combat Hor-

ten IX, en passant par la construction de planeurs de plus en plus évolués, du Horten I au Horten VI, les deux premiers construits par eux dans les pièces d'habitation de la maison familiale !

de vol et de contrôlabilité méritaient d'être étudiées.

Par comparaison à l'efficacité de l'avion à empennage, l'aile volante est à prendre en considération, le cas échéant, selon la mission. Les tentatives de différents concepteurs de planeurs aile volante dans les vingt ans ont leur justification, tout comme, lorsque l'aile était reliée avec des haubans au fuselage, Junkers voulait éliminer cela avec son brevet. Les caractéristiques de vol (en particulier en vol tendu) furent améliorées par ces expérimentations. L'aile en flèche haubanée a également été associée à des planeurs empennés (Falke, Super-Falke), bien que la composante de force du hauban dans l'aile ai dû être conduite sur les diagonales et les longerons secondaires, qui généralement ne sont pas destinés à cela. Il ne doit donc pas être dit que l'aile volante est statiquement plus difficile qu'un avion empenné, mais plutôt que la solution temporaire avec haubanage (surtout au regard du brevet Junker) a conduit à des systèmes illogiques, et que l'aile cantilever construite par Junkers dès

1917 était un grand pas en avant en direction de l'avion "aile seulement".

## Clef de l'aile Horten, la répartition de portance

La résistance de l'air dans le domaine subsonique, qui à partir de maintenant va uniquement être étudiée sur l'aile volante, a été définie par Prandtl dans "La Théorie de l'Aile Porteuse" (publiée en 1918). La résistance induite par la déflexion devient un minimum quand la portance est répartie sur la surface sous la forme d'une demi-ellipse, pour une envergure donnée et un poids constant de l'avion. Si l'aile a la forme en plan d'une ellipse (sans vrillage), le coefficient de portance  $C_z$  est le même en tout lieu de l'envergure. Près de la portance maximum, un décrochage de l'écoulement peut apporter un moment de roulis autour de l'axe longitudinal de l'avion, le pilote ne peut réagir avec l'aide de l'aileron, parce que l'ensemble de l'aile est proche du maximum de

portance. L'aile elliptique est donc peu utilisée pour des raisons de caractéristiques de vol et de fabrication. L'extrémité de l'aile (en fonction de la suggestion de Ahlborn) a été rendue plus large, similaire à la graine de Zanon. Grâce à cela, le coefficient local de portance à l'extrémité de l'aile est plus petit qu'ailleurs sur l'aile (même à distribution de portance elliptique), de sorte que le décrochage de l'écoulement ne doit pas être redouté. Une aile volante, selon le principe Zanon, peut avoir une distribution elliptique de portance.

La portance était, dans la description mathématique de la circulation par Kutta-Joukowski, constante selon l'envergure, parce que le tourbillon qui la créait l'était. Ludwig Prandtl a expliqué, en Juillet 1918 à Goettingen, que ce principe ne pouvait pas s'appliquer en trois dimensions, parce que ce tourbillon porteur se coude vers l'arrière à l'extrémité de l'aile, et induit sur son axe, au 1 / 4 de la profondeur, une vitesse vers le bas  $w$ . Dans ce modèle du "vortex unique en fer à cheval",  $w$  devient infini en bout d'aile, ce qui est physiquement impossible. Prandtl a donc assemblé en vortex résultant  $\Gamma$  une infinité de tourbillons uniques, chacun ressemblant à un fer à cheval, et a démontré que : si l'intensité de  $\Gamma$  varie au long de l'envergure proportionnellement à une ellipse, alors la déflexion  $w$  est constante sur l'envergure, l'extrémité de l'aile exclue. Il en déduisit une équation, grâce à laquelle la déflexion induite peut être calculée et, par là, la résistance induite, qui est ainsi chiffrée au travers de la répartition de la portance.

La vitesse de déflexion vers le bas sur l'axe du tourbillon  $w$ , multipliée par la portance, définit une énergie par seconde, c'est-à-dire une puissance, et se trouve être égale dans l'équation à une autre force multipliée par une vitesse, ici la traînée multipliée par la vitesse de vol. La distribution elliptique de la portance selon l'envergure, avec déflexion constante, ou angle d'incidence induit constant, fournit un minimum pour cette "traînée induite". L'équation de Prandtl ne peut pas être résolue de manière générale. Au bout d'aile Prandtl demande que la portance soit nulle  $\Gamma = 0$

On peut admettre cette zone petite, ponctuelle, si  $\frac{d\Gamma}{dy} \rightarrow \infty$

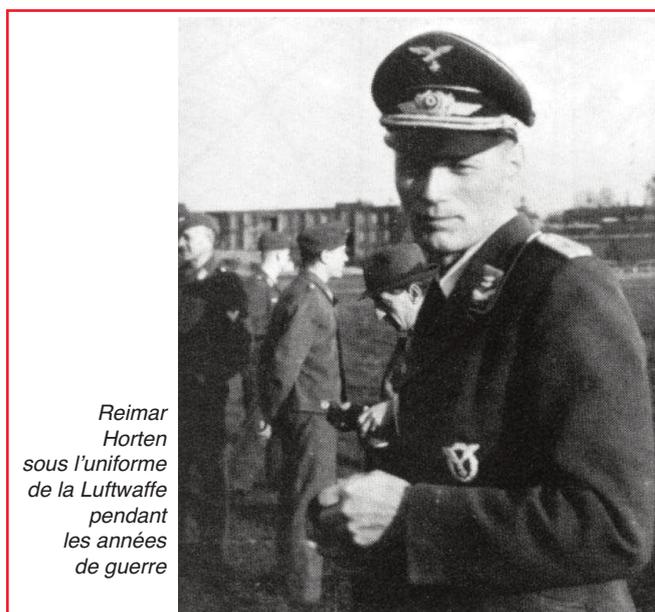
de sorte que la déflexion à l'extrémité de l'aile reste indéterminée quand  $\frac{d\Gamma}{dy} \rightarrow 0$ .

Deux répartitions de portance différentes possibles en découlent, celle avec tangente perpendiculaire à l'extrémité de l'aile et celle avec tangente horizontale.

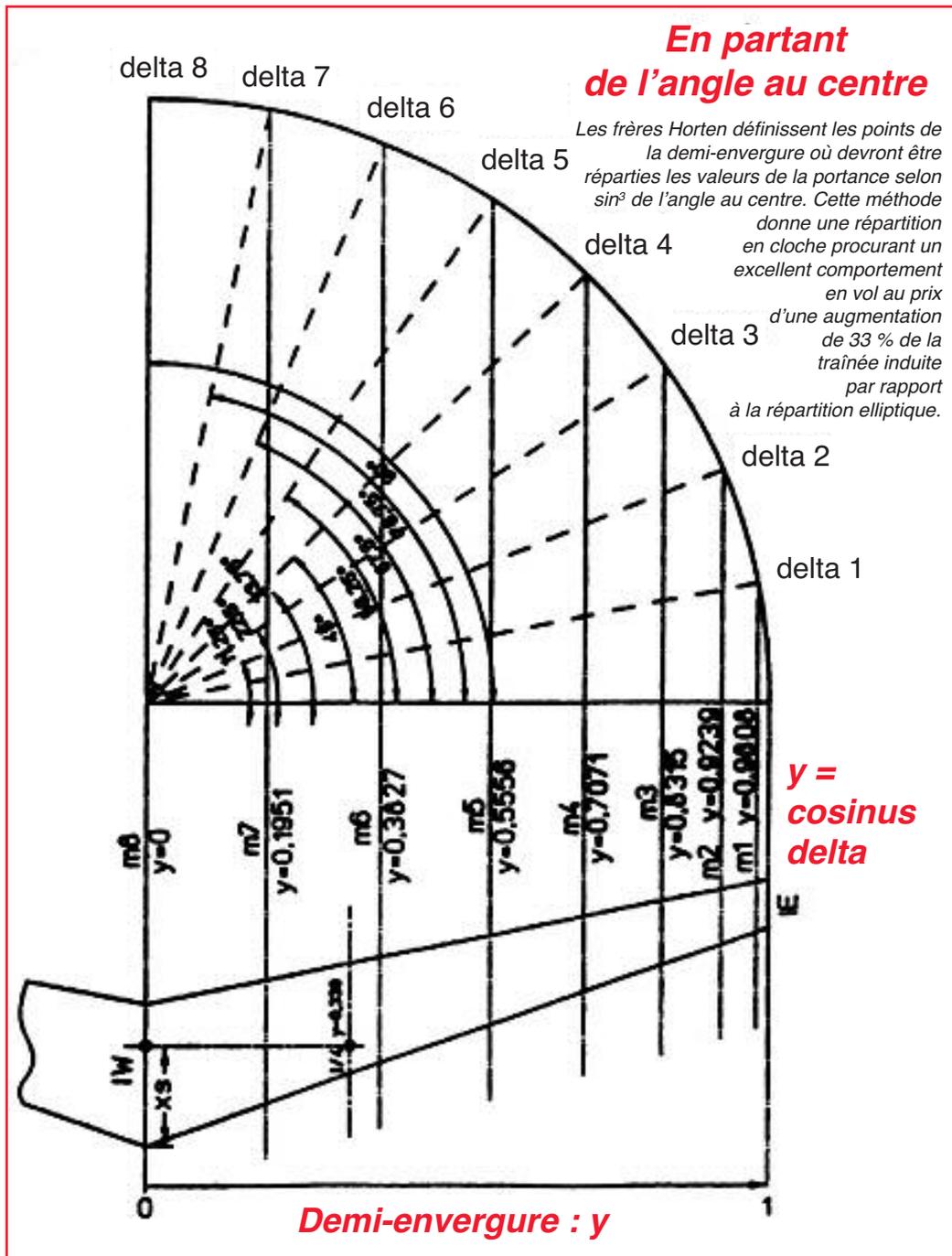
En définitif, les différents auteurs ont essayé de décrire la distribution de portance avec suffisamment de précision pour être acceptés par les scientifiques. Schrenk, en 1925, au plus simple, a préconisé de prendre la moyenne entre la valeur locale de la corde et celle qu'aurait l'ellipse de même surface, ce qui aboutit à une bonne approximation et est encore aujourd'hui totalement suffisant pour le calcul des charges sur un empennage. Ce rapprochement allait à l'échec, si l'aile avait un vrillage. Lippisch, en 1932, est parvenu à une méthode d'approximation (Sport Flying 1932), dans laquelle le vrillage est pris en compte.

Il a également mentionné la portance avec la répartition tangente zéro à l'extrémité de l'aile, plus tard appelé par moi-même (Reimar Horten) "Répartition en Cloche". En 1938, Multhopp a réussi, en faisant abstraction du problème critique de l'extrémité de l'aile, à donner une solution pour la détermination de la répartition de la portance par des équations linéaires à certains points de l'envergure (Lufo 1938).

(Ces documents de Lippisch et Multhopp, pré-



Reimar Horten sous l'uniforme de la Luftwaffe pendant les années de guerre



gles delta respectifs), la distribution elliptique, elle, est proportionnelle à sinus delta, au cercle donc. La répartition en cloche la plus pertinente est proportionnelle à sinus<sup>3</sup>. En fonction de la corde et en choisissant les angles d'incidence locaux on peut déterminer la répartition de portance avec suffisamment de précision et les calculs comparatifs ont montré que les différences avec la méthode de Lippisch, qui était seulement une approximation, étaient faibles.

A l'inverse, on peut déterminer l'angle induit local pour des répartitions de portance et de corde données, et de là l'angle d'incidence complet et le vrillage à donner. Ceci pour les vols rectilignes symétriques,

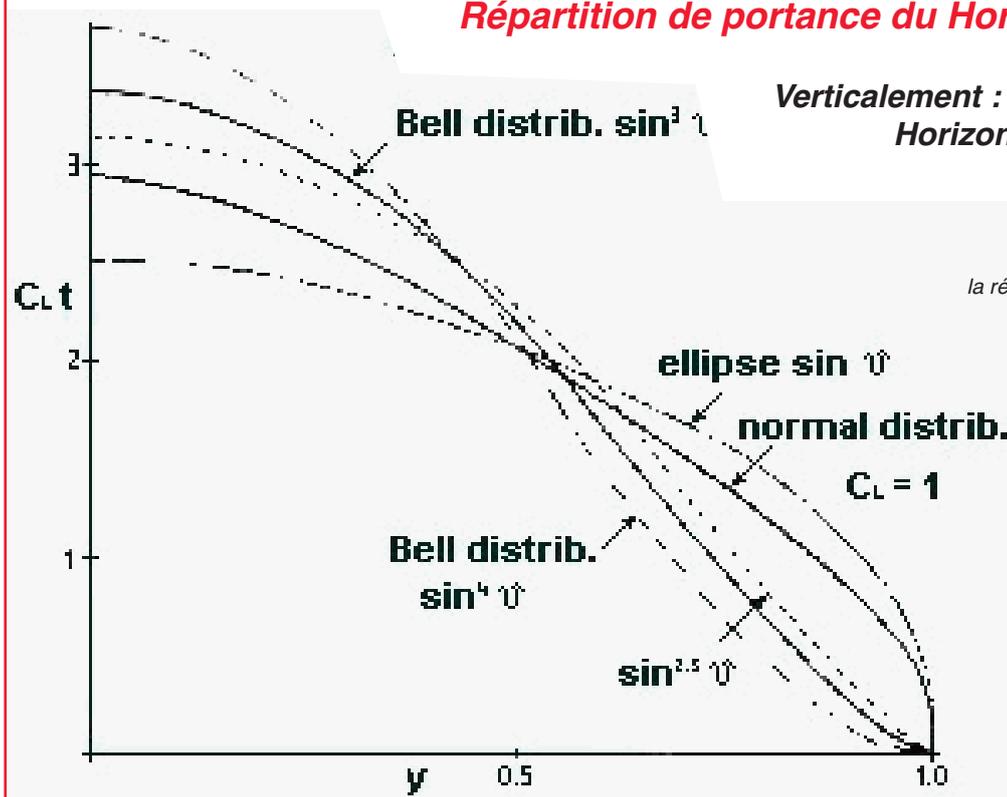
sentés comme mémoires, aurait été suffisants pour être reçu avec honneur dans toutes les universités, mais aucun d'eux n'a fait les démarches afin de recevoir la reconnaissance.) Comme dans la figure ci-dessus, on choisit ces points selon un angle au centre delta dont on utilise le cosinus (ici, on a choisi des angles de 11,25° - 22,5° - 33,75° - 45° - 56,25° - 67,5° - 78,75°. Lorsque l'angle coupe le quart de cercle dont le rayon est la demi-envergure  $y$ , on abaisse une perpendiculaire à  $y$ , qui est le sinus des angles delta, et qui va définir les points de mesure par rapport à  $y$ , 0 - 0,1951  $y$  - 0,3827  $y$  etc. qui sont les cosinus de leurs an-

mais vous pouvez aussi calculer la déformation asymétrique par le jeu des gouvernes et ses variations de portance et traînée, ce qui est important pour la conception de l'avion. Étant donné que ces calculs peuvent aujourd'hui être très facilement exécutés avec des ordinateurs, ça ne vaut pas la peine d'aller plus en détail dans la méthode et les résultats sont indiqués, qui ont été obtenus à différentes distributions (appliqués à l'exemple Horten II avec un effilement de l'aile, corde d'emplanture / corde au bord marginal de = 8.6, avec un allongement (envergure<sup>2</sup> / surface) de = 8.4 et  $dC_z / da = 4,70$  radian. Avec la désignation de Multhopp

## Répartition de portance du Horten II selon sinus<sup>3</sup>

Pour  $C_z = 1$

Verticalement : le produit  $C_z \times$  corde  
Horizontalement l'envergure



Sont représentées également  
la répartition elliptique (selon le sinus),  
la répartition "normale"  
(de la même aile non vrillée),  
les cloches sinus<sup>2.5</sup>  
et sinus<sup>4</sup>

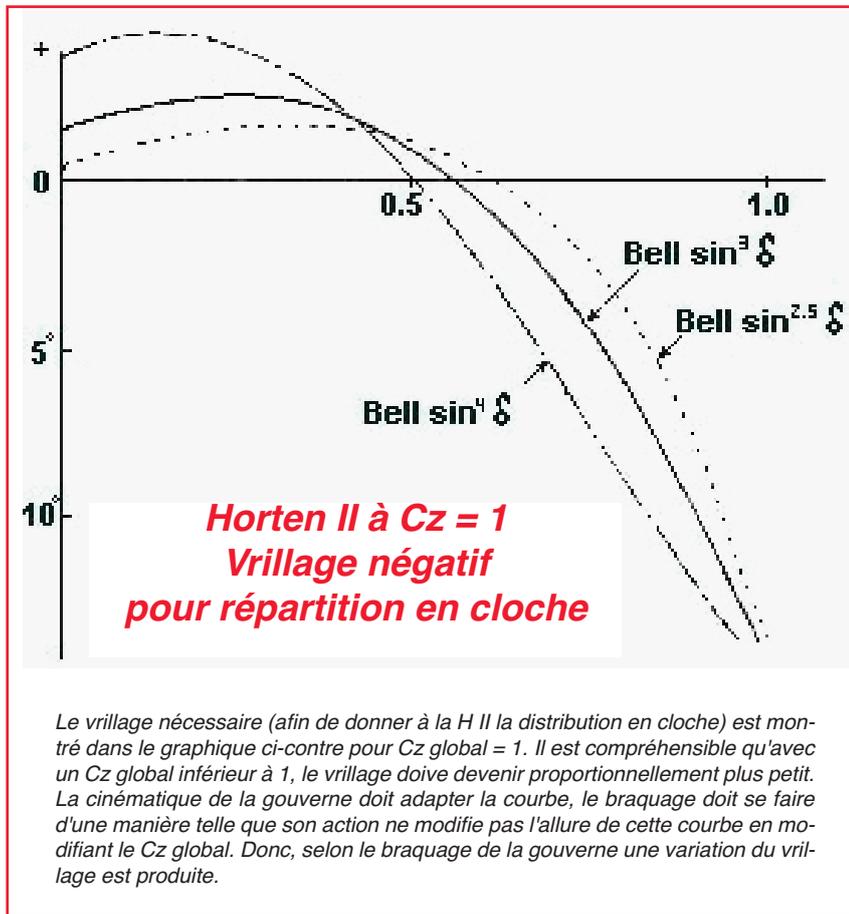
la répartition en cloche est  $C_z.c = cte.\sin^3 \delta$ .  
On a calculé aussi  $C_z.c = cte.\sin^4 \delta$  et  $C_z.c = cte.\sin^{2.5} \delta$ , ainsi que la distribution "nor-

male" (sans vrillage), puis les vrillages nécessaires et la répartition de la traînée induite pour  $C_z = 1$ .

## Il en résulte :

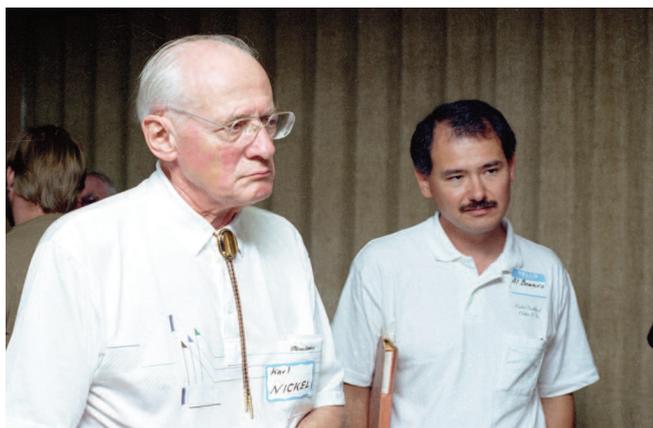
FORME DE REPARTITION	Emplacement en envergure du centre de portance	$C_x$ induit / $C_x$ induit de l'ellipse	Emplacement en envergure du $C_z$ max	NATURE DU LACET
Normale	0,385		0,88	INVERSE
Ellipse (sinus)	0,421	1	0,88	INVERSE
Cloche (sinus <sup>3</sup> )	0,333	1,33	0,37	POSITIF
Cloche (sinus <sup>4</sup> )	0,306	1,54	0,26	POSITIF
Cloche (sinus <sup>2.5</sup> )	0,351	1,23	0,475	NEUTRE

Lacet négatif (inverse) signifie qu'un braquage d'aileron produit un moment, autour de la verticale, opposé au virage, qui doit être équilibré par une action sur le gouvernail de direction.



Le docteur Karl Nickel a, en 1948 (Tübingen Diss.), calculé différentes distributions, qui réduisent à minima la résistance induite. Malheureusement, sans expliciter ces répartitions de la résistance et sans les données nécessaires pour l'application. Les autorités d'occupation ont interdit la recherche aéronautique à

Le docteur Karl Nickel et Al Bowers à la conférence sur les ailes volantes à Elmira (USA)

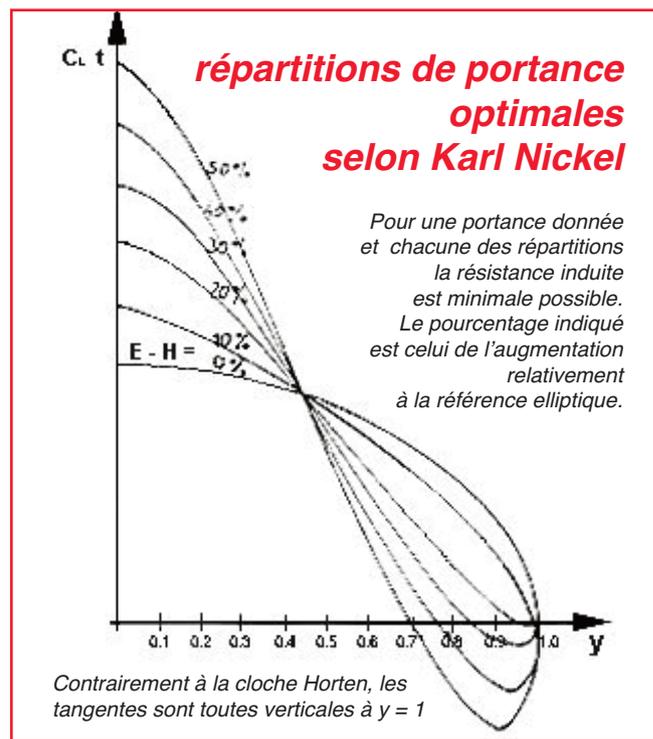


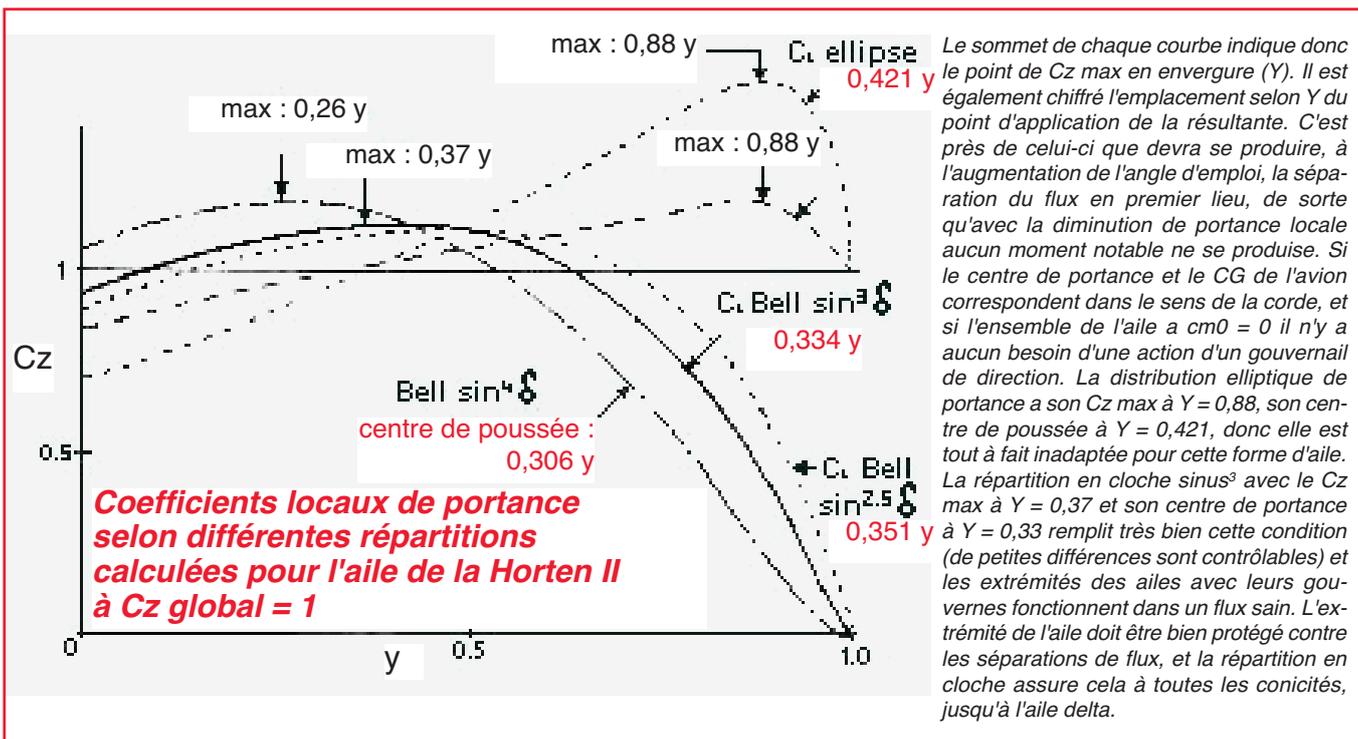
ce moment-là. Ces travaux seraient salués aujourd'hui s'ils avaient été conclus. Dans les distributions de Nickel, la tangente verticale à  $Y = 1$  est possible, ce qui permet de développer

des distributions de portance tout à fait différentes de celles de la cloche. Un graphique, que le Dr. Karl Nickel a donné à l'auteur (Reimar Horten) en Argentine, est joint.

Même si ces distributions de Nickel n'ont jamais été utilisées, il peut néanmoins être dit sans plus réfléchir, qu'un calcul des valeurs négatives de  $C_z$  qui se produisent à l'extrémité de l'aile est nécessaire, car une séparation de l'écoulement à l'intrados à l'extrémité de l'aile (Dunne) aurait une incidence sur l'équilibre et la contrôlabilité. En particulier avec la conicité de l'aile, le danger existe et doit être souligné. Le décrochage de l'écoulement est encore plus à craindre avec l'utilisation d'ailerons de type frise sur lesquels le débordement des bords d'attaque à l'intrados est susceptible de le provoquer. Des

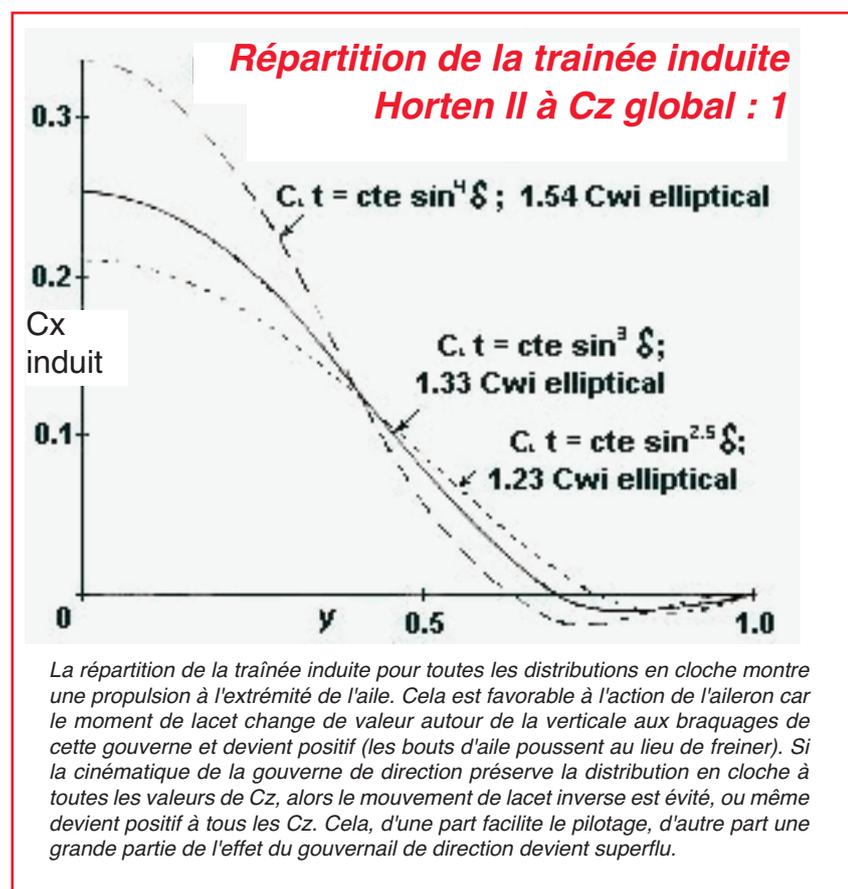
ailerons qui sont braqués en même temps que les élévons sont nécessaires pour changer le





vrillage proportionnellement au coefficient de portance, comme Dunne a été le premier à le montrer. Même avec une conicité excessive, ce système peut empêcher les risques de renversement et assurer la maîtrise de l'avion, jusque dans le vol extrême.

Le tourbillon porteur perd de l'intensité avec l'envergure, parce que la portance est réduite aux marginaux, et se divise vers l'arrière en remous multiples dans le sens du vol. Ceux-ci induisent selon la théorie de l'aile porteuse de Prandtl une déflexion à l'axe du tourbillon porteur principal.



Avec une aile en flèche ces tourbillons sont répartis différemment de ceux d'une aile droite, ainsi des décalages apparaissent et les extrémités d'aile reçoivent finalement moins de déflexion. A cela s'ajoute que les tourbillons porteurs gauche et droit interfèrent l'un avec l'autre au centre, de part et d'autre de la pointe de la flèche et leur action sur la déflexion locale locale fait naître là un "trou de portance". Que l'inflexion (vers le haut) en bout d'aile et la déflexion (vers le bas) à l'emplanture s'annulent mutuellement, n'est pas certain. Toutefois, une répartition de portance différente de celle de l'aile droite sans flèche se développe, avec un centre de portance différent (point d'application de la résultante) sur la demi-aile. A. Pope, grâce à des mesures en soufflerie, a fait la cor-



Avec le "robot", installé à l'extrémité de l'aile de la H II, les brins de laine peuvent être photographiés et montrent le sens de l'écoulement. Avec la distribution en cloche, localement on a  $Cz = 0$ . Aucun tourbillon ne se forme, la direction du flux à l'intrados et à l'extrados est la même. (La feuille de métal visible à l'autre extrémité de l'aile sert à équilibrer autour de la verticale l'asymétrie causée par les tubes et l'appareil photo.) Des brins de laine sur l'aile peinte en blanc ont également été photographiés, afin de rendre l'effet de centre visible. Cela a toutefois été sans succès. Ces essais voudraient prouver que l'effet de centre résulte de la distribution et non d'un décrochage de l'écoulement\*.

\* Les mêmes moyens utilisés lors des évaluations du Horten IV aux USA ont semblé démontrer le contraire (note du traducteur).

rection suivante, telle que pour un  $Cz$  global = 1, déduire un  $\Delta Cz.c$  en fonction de la formule :  $\Delta Cz.c = 2 (1 - y) (1 - \cos \phi)$ , dans laquelle  $\phi$  est l'angle de flèche sur la ligne  $c / 4$ . Cette formule empirique donne une correction de manière à ce que  $Cz.c\phi = Cz.c1 - \Delta Cz.c$ . Même si la base mathématique n'est pas contenue dans ces formules, les expériences dans la soufflerie ont confirmé que l'approche était judicieuse.

Si la forme de distribution a une inflexion (comme la distribution en cloche), les tourbillons se détachant vers l'arrière sont plus puissants vers le centre et moins au bout. C'est pourquoi l'induction fait que la déflexion négative au coeur du tourbillon porteur, se transforme, sur l'aile extérieure en "déflexion positive" (inflexion). A partir de 0,7 de la demi-envergure vers l'extérieur, la répartition en cloche a une "déflexion positive" et les déflexions supplémentaires dues à l'action de l'aileron sont de même signe, ce qui provoque un moment autour de la verticale dans le sens voulu. Il est compréhensible que le pilote, d'après la réaction en lacet, puisse tirer une conclusion sur l'adéquation de la distribution et donc, au final, sur la pertinence du CG de

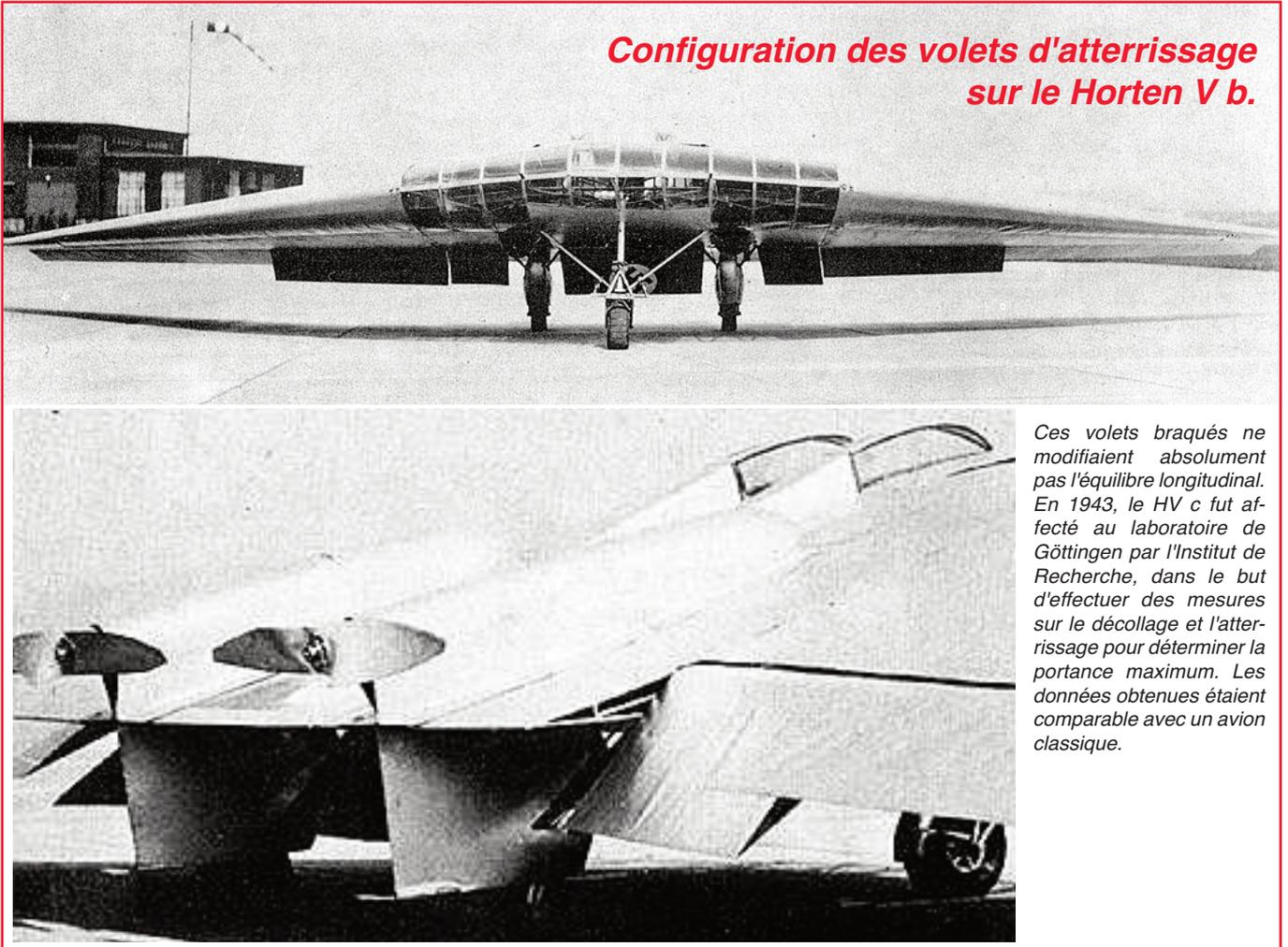
l'avion. Avec cette conception, le lacet peut donc être "équilibré". Une série d'essais avec des brins de laine (photographiés au bout de l'aile d'un Horten II) a montré qu'avec la "plus correcte" position du centre de gravité (qui donne la répartition de portance en cloche) les brins de laine pointent parallèlement à la direction de vol, il n'y a donc là aucune portance, et pas de gradient de pression transversal, et pas de déviation latérale de l'écoulement. En conséquence, la photographie des brins de laine à l'extrémité de l'aile a servi à déterminer le CG exact d'équilibre.

## Influence des volets de courbure

Junkers a monté en 1925, pour la première fois sur l'avion J 29 des volets d'atterrissage sous la forme d'une aile auxiliaire, qu'il a morcelée, la faisant travailler à l'extrémité de l'aile également comme aileron. Le  $Cz$  max a presque doublé à la position optimale de l'aile auxiliaire. Avec la même vitesse d'atterrissage, on pouvait donc presque doubler la charge alaire et avoir une aile réduite de moitié pour le même poids en vol. Cette aile double Junkers, ainsi que d'autres dessins de volets d'atterrissage, ont semblé rendre caduque le concept de l'aile volante, puisqu'alors l'aile pouvait, et donc devait, devenir plus petite. Il est du même coup devenu certain que le moment longitudinal avait absolument besoin d'un empennage pour l'équilibrer. Il est compréhensible que Junkers, après le G 38 (qui a également eu ces volets d'atterrissage), ait conçu avec une queue ("normal") l'avion Ju 52, afin d'utiliser les possibilités de son invention d'aile auxiliaire. Aujourd'hui, ces ailes doubles ne sont plus guère utilisées, bien que leurs avantages par rapport à d'autres systèmes continuent d'exister et que les possibilités avec l'aérodynamique laminaire ne soient pas encore suffisamment explorées. Par conséquent, dans le développement de l'aile volante aussi, des combinaisons de volets d'atterrissage ont dû être inclus, avec les connaissances dont nous avons traité dans les sections précédentes.

Il faut se souvenir toutefois que les profils d'ailes des avions empennés, à ce moment-là,

## Configuration des volets d'atterrissage sur le Horten V b.



*Ces volets braqués ne modifiaient absolument pas l'équilibre longitudinal. En 1943, le HV c fut affecté au laboratoire de Göttingen par l'Institut de Recherche, dans le but d'effectuer des mesures sur le décollage et l'atterrissage pour déterminer la portance maximum. Les données obtenues étaient comparable avec un avion classique.*

avaient une ligne médiane quasiment en arc de cercle. Avec l'intégration de volets d'atterrissage (qui donnent une portance maximale à l'atterrissage), ils ont été remplacés pour les ailes, par des profils à faibles moments, proches de ceux des avions sans queue. Une caractéristique importante de la différence entre les deux conceptions a donc été supprimée. Il restait toutefois à prouver que les volets d'atterrissage sont également utilisables sur une aile volante. Le DVL a alors annoncé un brevet pour un type de volet qui ne produit aucun moment. Mais il fallait aussi tenir compte du fait qu'une augmentation de portance à l'emplanture d'une aile en flèche crée un moment cabreur (parce qu'elle se trouve en avant du foyer et du CG), tandis que le volet, derrière foyer et CG, a lui un moment à piquer. Il est possible, en fait, de combiner ces moments de telle manière que le moment résultant devienne nul. En outre, l'effilement, la conicité, joue un rôle important, car pour une même envergure des volets de courbure, une

plus grande proportion de la surface de l'aile est hypersustentée par ces volets d'atterrissage que sur une aile rectangulaire (à la fois moins de surface à l'extrémité de l'aile et avec de petits coefficients de portance). Les polaires qui sont mesurées avec les braquages sans effet perturbateur de courbures sont appelées polaire d'équilibre. Les recherches ultérieures ont démontré que, sur l'aile en flèche, des volets de courbure à l'emplanture suffisaient pour augmenter la portance sur l'aile entière. L'induction modifiée, diminuant l'angle induit plus rapidement vers les bouts d'aile, fait que l'angle d'attaque réel augmente.

Les profils volets baissés ayant un plus petit angle d'attaque maximum, un volet de courbure pourrait provoquer un décrochage local à mi-envergure annulant le bénéfice du système. Ainsi, des mesures en soufflerie avant 1945, étudiant les volets d'atterrissage, avaient faussement conclu qu'ils n'étaient pas utilisables sur une aile en flèche. Il est démontré qu'un petit volet à la bonne place, l'emplanture, aug-

mente significativement la portance, et est utilisable sur presque tous les types d'avions, sans remettre en cause leurs qualités de vol. Une conicité importante, comme nous l'avons déjà dit, est avantageuse. En considérant, comme critère de référence, un  $C_z$  maximal à l'atterrissage et une traînée minimale en vol rapide, cette forme est la plus pertinente, alliant maximum de portance (avec les volets) et surface mouillée minimale (sans les volets), puisque la résistance dans le vol à grande vitesse est principalement de la résistance de

frottement. Avec l'aile volante,  $C_z = 1$  est facilement réalisable. Avec un avion empenné, il faut ajouter les surfaces de fuselage et d'empennage dans le bilan. Cependant toutes les comparaisons ont leur limites. Dans celle-ci, la couche limite n'est pas prise en compte, et elle peut faire des différences substantielles pour des nombres de Reynolds entre 3 et 12 millions si le flux est laminaire. La flèche n'est pas non plus un obstacle à un écoulement laminaire, comme cela a été démontré sur les planeurs.

## Notes sur les données théoriques pour l'interprétation du Horten II

C'était sur le delta Horten I avec une grande profondeur d'aile, l'élévateur intérieur qui principalement modifiait le moment de profil local et assurait le contrôle,

$$\frac{1}{q} \cdot \frac{\Delta M}{d\beta} = \int \frac{dc_m}{d\beta} t^2 dy$$

ici, sur notre deuxième planeur, une flèche augmentée devrait se charger maintenant de cette tâche.

$$\frac{1}{q} \cdot \frac{\Delta M}{d\beta} = \int \frac{dc_\alpha}{d\alpha} \cdot \int \frac{d\alpha}{d\beta} \cdot t \cdot x \cdot dy + \int \frac{dc_m}{d\beta} \cdot t^2 \cdot dy$$

Avec une forte conicité, les profondeurs locales deviennent petites lors du transfert du rôle des élévateurs à l'aileron aux extrémités d'aile, ce qui permet de négliger la seconde intégrale (où la corde, tiefe en allemand, intervient au carré,  $t^2$ ). La première contient toutefois  $x$ , la distance de l'élément d'aile, représenté par son point  $t/4$  (corde / 4), au CG. Pour avoir de l'efficacité,  $x$  doit être grand, donc la flèche importante.

Le Horten II en conséquence fut envisagé avec une flèche et une conicité augmentées. Si la modification de la répartition de portance influence de manière significative la commande de tangage, il est raisonnable de modifier en



Les deux frères, Reimar et Walter devant leur premier planeur, le Horten I qui était en fait un delta.

même temps le vrillage négatif proportionnellement. Pour l'équilibre, le centre de poussée doit correspondre avec le CG pour chaque demi-aile, dans le sens de la corde ; en outre, le vrillage négatif évolue avec le braquage de la gouverne. Par exemple, pour  $C_z = 0,5$ , l'aileron-profondeur combiné est au neutre avec un vrillage de construction de  $-5^\circ$ . Si le pilote veut voler à  $C_z = 1$ , la déflexion de cette gouverne

$$\beta \cdot \frac{d\alpha}{d\beta}$$

doit provoquer une augmentation de ces  $-5^\circ$ . Ainsi apparaît un vrillage variable. Théoriquement, sans moment de profil, on multiplie seulement la répartition de portance par un facteur, de deux dans cet exemple. La forme et son centre de poussée restent inchangés. Un prérequis pour y parvenir est que l'aile doit être étroite dans la zone de l'aileron combiné (grâce à sa conicité ou à son grand allongement), où que la valeur  $\frac{dc_m}{d\beta}$  soit zéro, par exemple



### **Horten II**

*Les Horten avaient correctement fait évoluer leur machine puisque le Horten II était réputé extrêmement stable, se comportant idéalement en vol de nuage, simplement en maintenant les commandes au neutre.*

*Marginal du Horten II. L'"oreille". L'augmentation du vrillage négatif par la levée de l'aileron est visible à  $Y = 0,95$  sur la photo suivante.*



par la rotation de tout le bout d'aile (ce qui évite de modifier son profil donc son  $Cm_0$ ). Pour le projet suivant, le Horten III, l'aileron-profondeur a été morcelé en plusieurs éléments qui étaient braqués à des angles différents, pour mieux respecter la variation du vrillage selon l'envergure. Ensuite on est passé à une réduction de moitié de la corde, pour doubler l'allongement du Horten IV par rapport au Horten III, ce qui divisait le moment de profil par quatre par rapport au Horten III, puisque la valeur de la corde intervient au carré. La commande en tangage modifiait alors le vrillage plus proportionnellement au  $Cz$ . En d'autres mots, les perturbations du moment local (causées par le

braquage des gouvernes) ont diminué. Pour le Horten II qui a moins d'allongement, une autre solution c'est effectivement un bout d'aile rotatif, s'en servir pour modifier le vrillage modifierait la portance mais pas ce rapport et l'action serait nulle sur le moment de profil. Ces considérations présupposent un profil à  $Cm_0 = 0$  sur toute l'aile. Pour évaluer l'effet du trou de portance à la pointe de l'aile en flèche, on pourrait maintenant mettre les volets au

neutre et mesurer la vitesse de l'avion, afin d'en déduire le  $Cz$  réel et réévaluer le facteur d'efficacité de la profondeur du projet. On peut aussi faire la démarche inverse, déduire du  $Cz$  prévu la vitesse, et corriger la position du CG jusqu'à obtenir cette vitesse avec la profondeur au neutre. Ce procédé donne l'équilibre recherché, profondeur au neutre.

Au cours des essais en vol du Horten I, en 1934, cette question s'est posée: Quelle forme donner à la répartition de portance du futur Horten II ? Le moment de lacet de l'aileron était prépondérant pour la contrôlabilité du Horten I. La répartition de portance en cloche

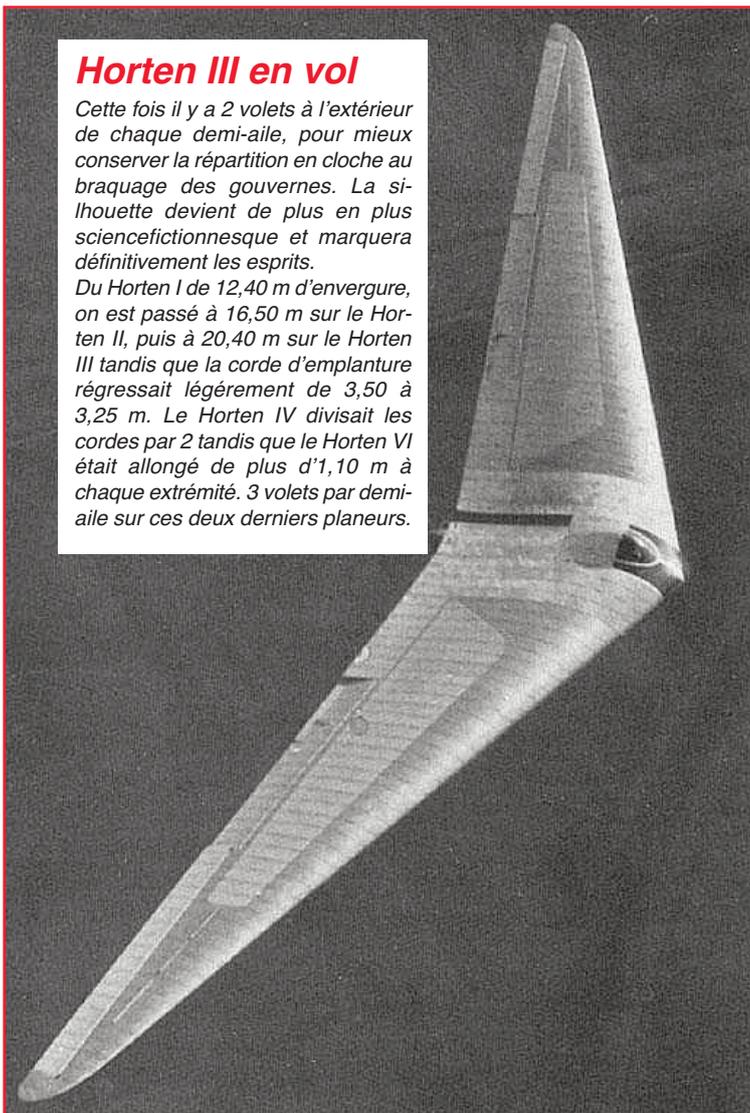
$$c_l \cdot t = cte \cdot \sin^3 \delta = cte \cdot (\sqrt{1-y^2})^3$$

avec tangente zéro à  $y = 1$ , donnait sur l'envergure entière, une déflexion définie et permettait d'en déduire les angles induits. A l'inflexion de la courbe de distribution, vers l'extrémité de l'aile, la déflexion et donc l'angle induit changeaient de signe, bien que la portance restât positive. En calculant la répartition de la déflexion induite  $Cz \cdot c \cdot a$  induit, selon l'envergure, on se rendit compte que le bout d'aile reçoit une poussée vers l'avant.

### **Horten III en vol**

*Cette fois il y a 2 volets à l'extérieur de chaque demi-aile, pour mieux conserver la répartition en cloche au braquage des gouvernes. La silhouette devient de plus en plus sciencefictionnesque et marquera définitivement les esprits.*

*Du Horten I de 12,40 m d'envergure, on est passé à 16,50 m sur le Horten II, puis à 20,40 m sur le Horten III tandis que la corde d'emplanture régressait légèrement de 3,50 à 3,25 m. Le Horten IV divisait les cordes par 2 tandis que le Horten VI était allongé de plus d'1,10 m à chaque extrémité. 3 volets par demi-aile sur ces deux derniers planeurs.*



était situé entre  $Y = 0.7$  à  $1$ , alors le moment de lacet changeait de signe lui aussi. Du coup, la correction par une gouverne de direction devenait minime ou inutile et la gouverne de lacet pouvait devenir beaucoup plus petite. Puisque la forme de distribution de portance se maintient presque quand le vrillage est modifié par le braquage de la profondeur, cet effet est présent avec tous les facteurs d'élévateur, donc à toutes les vitesses possibles. Les gouvernes de roulis et de profondeur seraient distinctes et actionnées séparément, pour maintenir en permanence la répartition en cloche et son inflexion. Ce fut la théorie de distribution retenue pour le Horten II. L'écart de vrillage, au passage du marginal de l'aileron braqué à la partie de l'aile sans gouverne au-delà, ce bout d'aile fixe (qu'on a appelé "oreille") à  $Y = 0.95$  avaient un effet favorable sur le lacet du Horten I et on a décidé de les garder dans le futur. En revanche, l'aileron-élévateur courant de  $Y = 0.7$  à  $0.95$  est apparu trop petit. Il a ultérieurement commencé à partir de la mi-envergure ( $Y = 0.5$  à  $Y = 0.95$ ). Il ressortait également que le vrillage négatif nécessaire, pour une répartition en cloche, était plus faible

Vers  $Y = 0.7$ , a induit change de signe, c'était une découverte ; on pouvait utiliser cette traînée induite négative pour ne pas produire de lacet inverse en baissant l'aileron. Si l'aileron

sur une aile très conique que sur une qui l'était moins, ou à fortiori une aile rectangulaire. La conicité n'était donc pas seulement intéressante pour le volume de l'aile, mais aussi pour

### **Horten IV**

*Ici, piloté par Deszo George-Flavny lors des évaluations à l' Aerophysics Department, Mississippi State University. Par rapport au Horten III, la corde a été divisée par deux pour une augmentation radicale de l'allongement de 11,6 sur le III à 21,8 sur le IV (et 32,4 sur le VI). Nombreuses photos couleur et NB sur nurflugel.com dans la rubrique MSU tests.*





## Horten IV :

Ces deux photos de Deszo Gyogyflavny aux commandes et s'extrayant du cockpit en montrent bien l'exigüité. Il avait été dessiné autour de Heinz Scheidhauer, le pilote d'essai, qui était très petit.



Heinz Scheidhauer, zélateur des ailes Horten jusqu'à son dernier souffle, m'avait dit que son meilleur souvenir restait le Horten III motorisé pour son comportement en vol impérial. Au retour d'un vol avec Christian Ravel à Pont St Vincent, il avait affirmé que l'AV 22 était beaucoup plus "camion" (le Twin Astir serait alors un paquebot !). Il réaffirmerait l'agrément de pilotage du Horten IV, mais convenait que l'entrée en thermique était un peu "spezial".

minimiser le vrillage. Le calcul des Cz locaux a montré, pour une conicité (corde d'emplanture / corde marginale) de 8,6, que le Cz maximal était à  $Y = 0,37$ . Très proche du centre de poussée, qui pour cette cloche est à  $Y = 0,33$ . Un décrochage de l'écoulement, commençant à ces 0,37, ne pouvait pas modifier beaucoup ce centre de poussée et l'avion restait de toute façon contrôlable. C'est la garantie d'une grande résistance à la vrille et du maintien du contrôle dans le vol le plus extrême. Le handicap, pour la répartition en cloche, l'augmentation de 33% de la traînée induite, comparativement à la répartition elliptique sur une envergure identique, devait être acceptée pour les qualités de vol qu'elle apportait. c'est à dire que pour la même traînée induite, avec la même surface d'aile, l'envergure pour la distribution en cloche doit être plus grande, autour de

16%, que pour une distribution elliptique. L'évolution des profils, selon l'envergure est imposée également par le respect de la cloche, au bord marginal le profil peut être biconvexe symétrique, puisque son Cz y est toujours petit et qu'une aile triangulaire a là, naturellement,

## Coordonnées du profil d'emplanture du Horten III

(Par / 3,25 et x 3,5 on obtient celles du Horten II). En x, on a en fraction de la corde l'emplacement de la mesure. En z, la cote réelle. En Y top et bottom, la hauteur de l'extrados et de l'intrados à chaque repère. On voit que le profil fait 650 mm (pour une corde de 3,25 m) à 0,30 soit une épaisseur relative de 20 % à 30 % de la corde.

X	Z	Y Top	Y Bottom
0,000	0,0	218,2	218,2
0,025	81,2	374,0	113,2
0,05	162,5	442,0	78,0
0,10	325,0	535,0	37,9
0,15	487,5	594,5	17,4
0,20	650,0	629,0	6,5
0,25	812,5	640,0	1,1
0,30	975	650,0	0,0
0,40	1300	623,0	5,4
0,50	1625	563,2	22,6
0,60	1950	482,9	49,1
0,70	2275	401,5	82,7
0,80	2600	329,8	123,0
0,90	2925	269,5	170,1
1,00	3250	218,2	218,2



Le Horten IV modifié de manière pas forcément heureuse. Dans un souci d'optimisation, les Américains au MSU ont voulu améliorer le carénage du ski escamotable. Si la silhouette et sans aucun doute l'écoulement local s'en trouvaient bien, ils avaient aussi augmenté la surface latérale devant le CG, et comme la stabilité de route n'était déjà pas le point fort de la machine, elle s'est trouvée dégradée. Du coup le centrage devait être plus avant que prescrit et les trois volets plus relevés à vitesse donnée, c'est net sur la photo couleur de la page précédente. C'est très mauvais pour le rendement, et les résultats n'en sont pas améliorés. Le profil d'emplanture est bien visible. Sa ligne médiane est ramenée légèrement en S, tangente à la corde au bord de fuite en fait, pour obtenir  $Cm_0 = 0$ .

un faible  $C_z$ . Le décrochage de l'écoulement n'est pas à craindre dans cette zone.

Dans la zone  $Y = 0.3$  à  $0.4$  là où débutera le décrochage, on peut utiliser un profil à ligne médiane cambrée. C'est à l'emplanture que le profil peut être le plus cambré. Le plus simple

est d'utiliser une évolution linéaire du profil d'emplanture à celui de l'extrémité, si ces deux extrêmes ont  $Cm_0 = 0$ . A l'aide des formules de Birnbaum pour  $C_z = 0$  et  $C_m = 0$ , la ligne médiane du profil d'emplanture a été modifiée point par point, jusqu'à obtenir  $Cm_0 = 0$ .

**Reimar Horten**

### Note du traducteur

Doug Bullard et Paul MacCready  
à la conférence d'Elmira

Pour en trouver beaucoup plus, allez visiter le fameux site [nurflugel.com](http://nurflugel.com) de Doug Bullard, LA référence sur le sujet, qui est à consulter sans modération, tout comme celui de l'association US "The Wing Is The Thing", [twitt.org](http://twitt.org). En Allemagne surtout, de nombreux sites modélistes sont "branchés" Horten et on peut y trouver de la doc. Je n'avais jamais vu ce texte "un peu" fondateur de Reimar Horten traduit en Français. J'espère n'avoir pas fait trop d'erreurs en m'y collant, je n'ai de connaissances ni linguistiques, ni mathématiques. J'ai téléchargé ce texte, déjà traduit en Anglais mais simplifié, et en Allemand mais plein d'erreurs de frappe. Heureusement, j'avais sur papier le texte original du livre du docteur Horten et pouvait m'y référer. Les illustrations, venant souvent du MSU, ont été trouvées surtout sur [Nurflugel.com](http://Nurflugel.com) où il y en a bien d'autres et un peu partout sur le net.



## Post-scriptum

Il est extrêmement intéressant pour le pilote d'aile volante que je suis de comprendre la démarche de ces grands innovateurs et le cheminement de leur pensée, même si le fonctionnement des Fauvel que je connais est aussi radicalement différent de leurs ailes que peut l'être un avion "normal" empenné ou un canard.

La solution que les frères Horten, Walter et Reimar, propose n'est pas aussi simple que ses lignes épurées le laisseraient croire facilement. C'est surtout cette allure d'astronef plutôt que d'aéronef qui a définitivement immortalisé leurs ailes volantes. S'en est d'ailleurs suivi une sorte de phantasme toujours d'actualité, surtout généré par le biréacteur de combat Horten IX, chez les ufologues peu sérieux. Pour le rester, sérieux, l'étude des planeurs, telles qu'exposée par Reimar Horten, suffit à se représenter la somme de calculs qu'il a fallu faire à l'époque, sans la magie de l'ordinateur, pour obtenir ce très viable compromis performance/comportement, pour son époque tout au moins. Car tout aéronef est un compromis. Celui-là a marqué les esprits curieux, encore plus que ceux de Jack Northrop ou de Charles Fauvel, pour ne citer que les plus connus.

En plein conflit une comparaison en vol du Horten IV avec le planeur le plus performant du moment a donné des résultats en retrait de ceux revendiqués et du super planeur classique qui avait, il est vrai, beaucoup plus d'allongement. Le Horten VI était la réponse à ce constat par augmentation de l'allongement en prolongeant les extrémités d'aile. Car toute la démarche depuis les premiers calculs jusqu'à la chute du troisième Reich est extrêmement méthodique et logique. Le résultat est bluffant en quelques années, avec des moyens sommes toutes modestes, même si dans l'espoir de retombées opérationnelles le régime nazi a joué cette carte de la recherche et que les Horten en bénéficiaient.

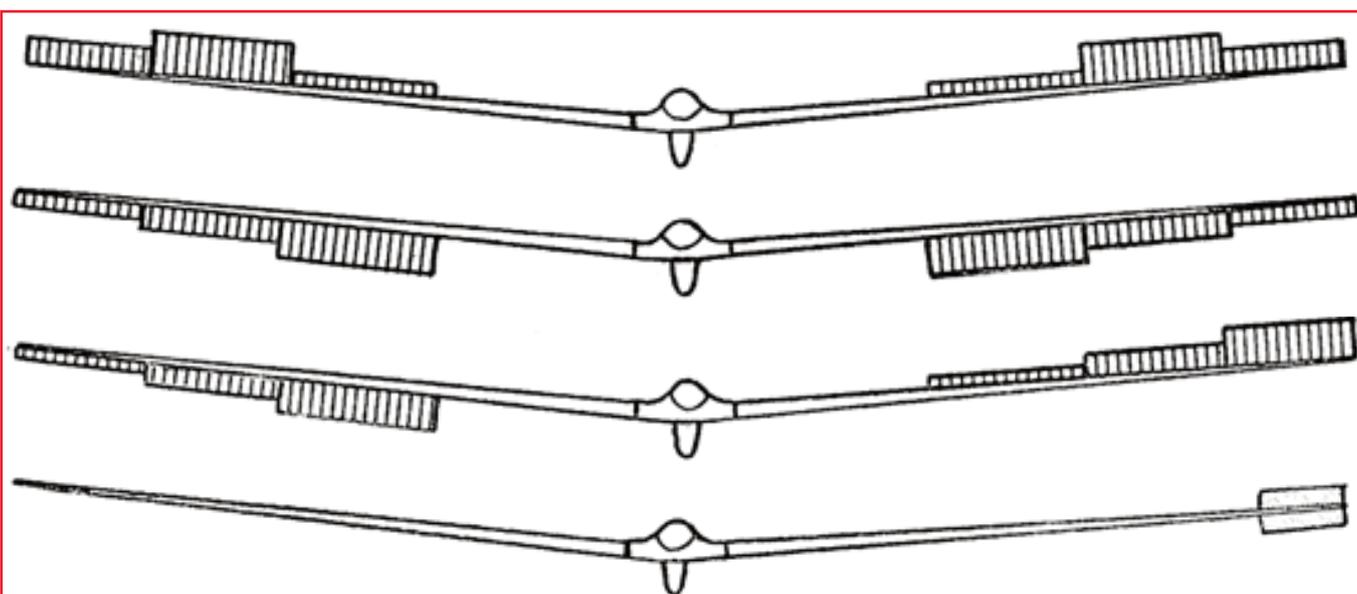
A lire Reimar Horten qui fut l'élève de Ludwig Prandtl,

l'avion sans queue est la bonne réponse à tous les problèmes de l'aéronautique. Charles Fauvel ne disait pas autre chose, mais n'adhérait pas à la configuration en flèche de l'Allemand. Querelle de chapelle ?

A l'analyse des résultats obtenus lors des évaluations au Mississippi State University, nettement en retrait de ceux obtenus en Allemagne, en comprenant le pourquoi de cette dégradation, on réalise combien ce compromis, s'il est parfaitement viable, est un équilibre délicat. Deszo George-Flavny dans son rapport à l'OSTIV en 1960 décortique cela parfaitement. Les connaissances des années 40, la puissance de calcul disponible et la charge de travail ne permettaient pas de faire le tour de tous les aspects du sujet. Il semble qu'avec cette répartition en cloche, l'allongement effectif en vol soit différent (plus faible) que l'allongement apparent du dessin. Ça me semble expliquer les performances inférieures à celles calculées. Le MSU a clairement montré que l'aérodynamique se dégrade trop avec le braquage des gouvernes, la répartition de portance s'éloignant encore plus de l'ellipse que pour l'aile "lisse". Voler lentement ou vite se fait avec une aile dégradée.

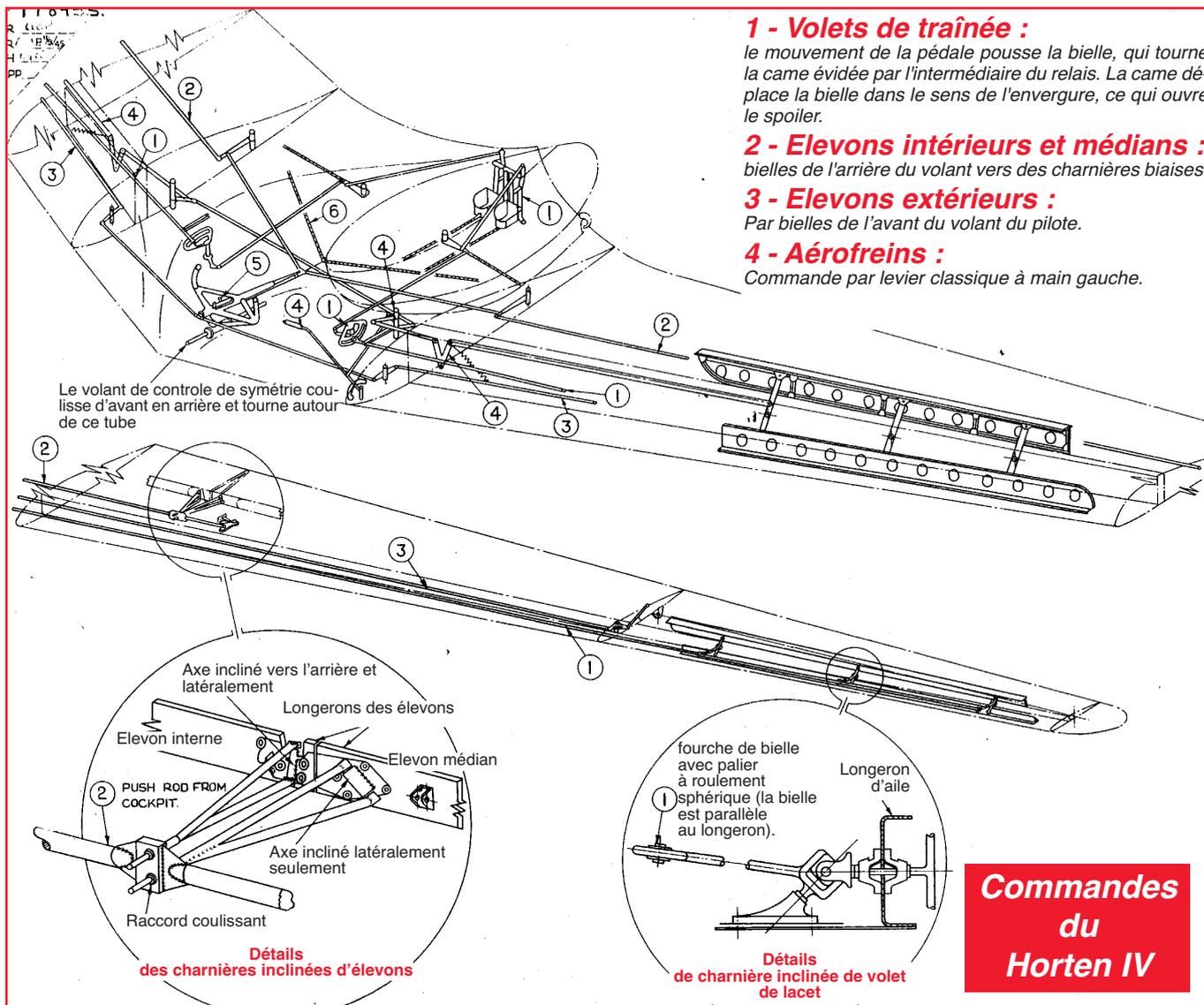
L'aile Horten est donc un peu dans la position de l'équilibriste, pas du tout en ce qui concerne sa stabilité, mais bien la performance. Pour optimiser une Fauvel, qui est une aile sans aucun vrillage à profil à  $Cm0$  positif, il faut adapter le centrage à la "mission", c'est à dire couvrir le domaine de vol sans toucher à l'aile. Pour optimiser une Horten, il faudrait aussi faire varier le vrillage pour adapter la géométrie, ce que fait le jeu des gouvernes, mais forcément approximativement et en déformant le profil. La solution "moderne" c'est de n'avoir pas de stabilité de forme et de la confier à un pilotage permanent par ordinateur... impossible sur planeur puisqu'il faut fournir de l'énergie à des servomoteurs.

Jean Claude Néglaïs



### Horten IV vu de face

De bas en haut : Commandes de tangage à cabrer, les mêmes à piquer, commandes de gauchissement pour inclinaison/virage à gauche, commande de lacet pour virage à gauche



**Commandes du Horten IV**



**Volant de commande tangage/gauchissement du Horten IV vu de face**

Le volant coulisse d'avant en arrière (tangage) sur un tube entre BA et longeron, et tourne autour (gauchissement). Il attaque les volets par des biellettes fixées sur les rotules visibles à l'avant, et celles qui le sont peu, masquées par le gros tube qui sert de semelle supérieure de longeron et par dessus lequel, le pilote agenouillé tient ce volant. Les platines supportant les rotules sont pliées vers l'arrière, plus celle de l'arrière que celle de l'avant. Les biellettes AR sont donc plus en biais que les biellettes avant, ce qui crée déjà une différence d'action subtile sur les premiers relais d'emplanture lors des mouvements longitudinaux. Les pédales sont à l'AR, ce que l'on voit au premier plan, ce sont des supports d'instruments. Le tout petit levier sur le gros tube du volant, c'est le trim qui s'accroche dans le cran choisi sur ce tube (et tend ou détend un sandow). Nombreuses photos à voir sur nurflugel.com dans la rubrique restauration du H IV au musée.