

# Considérations sur l'aérodynamique du fuselage des planeurs

Par Alberto Morelli et Mario Puppi, Centro di Volo a Vela del Politecnico di Torino.

Présenté au 10<sup>e</sup> Congrès de l'OSTIV, South Cerney (Angleterre), juin 1965.

## Avant-propos

Le fuselage des planeurs a essentiellement la double tâche de relier l'aile aux empennages et de servir d'habitacle au pilote.

En ce qui concerne l'habitacle, il doit naturellement avoir plusieurs qualités, notamment la commodité, la visibilité et un bas prix de revient. Mais, d'autre part, étant donné que la traînée aérodynamique constitue un élément toujours négatif, il est évident que les trois qualités mentionnées ci-dessus ne peuvent pas être satisfaites sans l'influencer.

Nous allons considérer ici la forme extérieure des habitacles des planeurs réalisée jusqu'à présent, pour en déduire ensuite les modifications susceptibles de l'améliorer, uniquement du point de vue aérodynamique.

## Forme extérieure de l'habitacle

On peut distinguer deux catégories d'habitacles, en ce qui concerne la forme:

a) La forme que nous appellerons «intégrale» et qui correspond à peu près à la forme de la fusée aérodynamique (fig. 1a). Cette forme, si elle donne lieu à une surface mouillée par le courant selon la ligne d'axe et est dessinée avec une opportune loi de variation des sections transversales, donne l'optimum aérodynamique, du point de vue traînée.

A ce point, il est peut-être utile de rappeler que, en général, le rapport entre les dimensions longitudinales et transversales des fuselages ne correspond pas au rapport optimum, au numéro de Reynolds de vol des planeurs, mais qu'il lui est nettement supérieur. Par conséquent on adopte fréquemment le critère qui consiste à réduire rapidement les dimensions transversales du fuselage, et par conséquent à réduire la surface mouillée, lorsque cela est possible, c'est-à-dire tout de suite après l'habitacle.

b) La forme que nous appellerons «composée», qui correspond à l'intersection de deux fusées partiellement compénétrées l'une dans l'autre (fig. 1b).

Presque tous les planeurs de haute performance adoptent la forme a) qui, par contre, est coûteuse et sacrifie souvent la visibilité, tandis que presque la totalité des planeurs de bas prix de revient et fabriqués en bonne quantité, adoptent la forme b). Toutefois ils diffèrent souvent l'un de l'autre à cause de l'intersection des deux fusées qui est plus ou moins

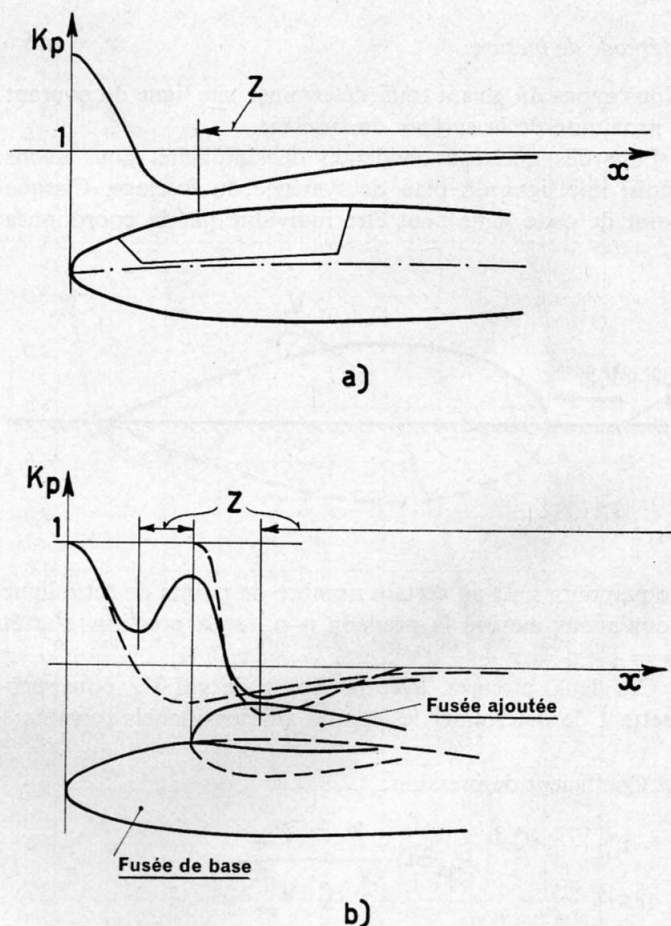


Fig. 1

raccordée. Le raisonnement qui porterait à conclure que la forme «composée» est acceptable du point de vue aérodynamique est le suivant. Imaginons que le courant soit obligé d'effleurer la surface plane  $S$  (fig. 2) au-dessus de laquelle il nous faut la dévier autour d'un volume préfixé  $V$ . Nous pouvons réaliser cela en donnant à ce volume la forme d'une demi-fusée. Par conséquent, si l'on ne considère pas les tensions tangentielles produites par frottement sur la surface  $S$ , des simples considérations de symétrie portent à conclure que le débit est identique à celui qu'on a autour d'une fusée isolée.

Mais dans le cas réel la fusée ne peut pas être considérée comme surimposée à une surface plane et, en particulier, il ne serait plus possible d'affirmer que le courant est parallèle à l'arête créée par l'intersection des deux fusées. Par conséquent, à proximité de l'arête on aura des variations de pression rapides causées par le brusque changement de direction du courant, et des zones de sillage plus ou moins importantes, comme il arrive souvent chez la plupart des automobiles entre le coffre et le pare-brise (2).

#### But de cette étude

L'on sait que les pertes d'énergie dans les fluides sont intimement liées aux variations de pression; toutefois nous avons recherché avec soin, à l'aide de mesures en vol, la relation entre les pertes et les gradients de pression dans le cas de deux différents types d'habitacles, mais toujours de la catégorie b, l'un sans raccords à l'intersection des deux fusées (fig. 3 A), l'autre avec des raccords très marqués (fig. 3 B).

#### Méthode de mesure

Nous avons dû, avant tout, déterminer une ligne du courant à proximité de la surface du fuselage.

Pour des questions évidentes de simplicité, nous avons choisi une ligne du plan de symétrie du fuselage. Chaque point de cette ligne peut être individué par la coordonnée

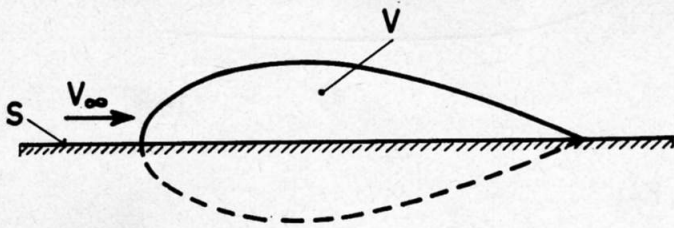


Fig. 2

de parcours s. D'un certain nombre de points de cette ligne nous avons mesuré la pression  $p-p_\infty$  et la pression d'arrêt  $p_t = p+q = p + \frac{1}{2} \rho V^2$ .

Ces deux mesures, avec la vitesse de vol  $V_\infty$  nous permettent de déterminer les termes adimensionnels suivants:

a) Coefficient de pression:

$$k_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \quad 1)$$

b) Le terme:

$$\chi = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 + p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \quad 2)$$

Le terme  $\chi$  indique la perte d'énergie qui se produit le long d'une ligne du courant. En effet, la ligne d'énergie totale serait représentée adimensionnellement, par le terme:

$$C_t = \frac{p_t}{p_{t_\infty}} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 + p}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 + p_\infty} = \frac{\chi + c}{1 + c} \quad 3)$$

dont  $C = \frac{p_\infty}{q_\infty}$  est une constante. L'on voit que quand  $C_t = 1, \chi$  aussi vaut 1. Et, de plus:

$$\frac{\partial C_t}{\partial s} = \frac{1}{1 + c} \frac{\partial \chi}{\partial s} \quad 4)$$

Par conséquent les gradients  $\frac{\partial C_t}{\partial s}$  et  $\frac{\partial \chi}{\partial s}$  sont proportionnels.

Les figures 4 et 5 montrent les résultats des mesures. Il faut préciser que les mesures devaient être faites en points sur la même ligne du courant. Cela est très difficile à assurer; toutefois, sur la base des explications que nous donnerons par la suite, nous avons adopté le procédé suivant (fig. 6). Par continuité du fluide, il devrait être:

$$V_\infty \Delta z_0^2 = V \Delta z^2 \quad 5)$$

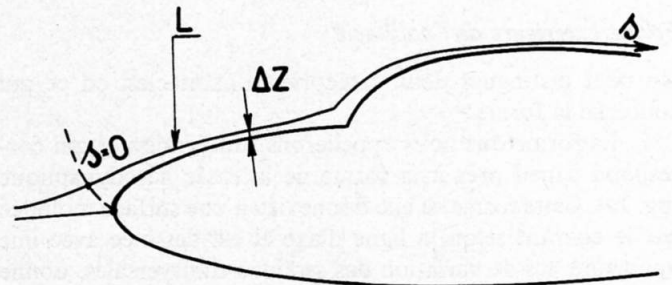
Mais, étant donné l'absence des pertes d'énergie, il faut aussi:

$$q = q_\infty (1 - k_p) \quad 6)$$

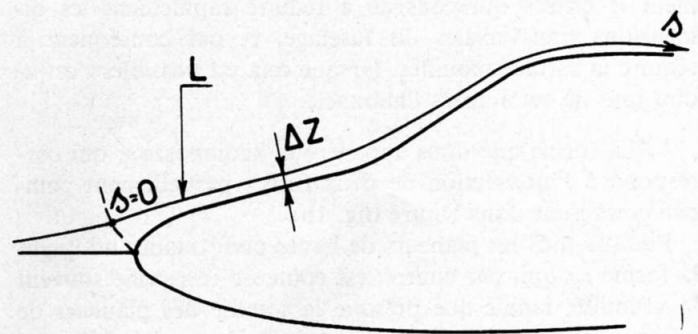
et donc:

$$\Delta z = \frac{\Delta z_0}{\sqrt{1 - k_p}} \quad 7)$$

Fig. 3



Fuselage Type A



Fuselage Type B

Les prises de pression, construites selon la figure 7, ont été disposées à la distance  $\Delta z$  de telle sorte qu'elles étaient à peine au-dessus de la couche limite conventionnelle.

Expliquons la raison pour laquelle nous avons accepté le procédé susévoqué qui peut bien sembler un contresens par le fait que, ayant comme but la détermination des pertes d'énergie, nous avons placé les prises de pression tout de suite à l'extérieur de la couche limite, qui est la zone où les pertes d'énergie se produisent essentiellement. De plus, nous avons calculé la position de la ligne du courant choisie en supposant l'absence des pertes d'énergie autour d'elle.

Etant entendu d'abord que dans l'introduction des hypothèses simplificatrices il n'est pas important qu'elles soient bien respectées mais plutôt qu'elles aient peu d'influence sur le résultat à cause de la simplification introduite, illustrons de suite les raisons qui nous ont conseillé de procéder comme nous l'avons décrit plus haut.

turbulente (mais correspondant à la surface plane, pour simplifier) et imposé  $\Delta z$  légèrement supérieur à cette valeur.

En ce qui concerne la possibilité d'application de l'équation de continuité 5) à proximité de la surface, observons que dans le cas de la couche limite turbulente, le débit dans un tube du courant comme celui de la figure 6 serait proportionnel à l'exposant  $15/7$  de  $\Delta z$  (3), c'est-à-dire très peu différent de 2, comme nous l'avons considéré dans 5).

#### Observations sur les résultats des mesures

On se référera aux figures 4 et 5 dont  $K_p$  et  $\chi$  obtenus après mesures en vol sont tracés en fonction de  $s$  conjointement avec la courbure  $1/R$  de la surface. De  $K_p$  et  $\chi$  nous avons tracé des bandes de valeurs possibles. Cela découle de la possibilité d'erreur due à l'instrument de mesure et à l'élaboration des résultats, mais ne met pas en compte d'autres causes d'erreur, surtout le fait que les points où l'on a effectué les mesures ne sont pas toujours dans la même ligne du courant.

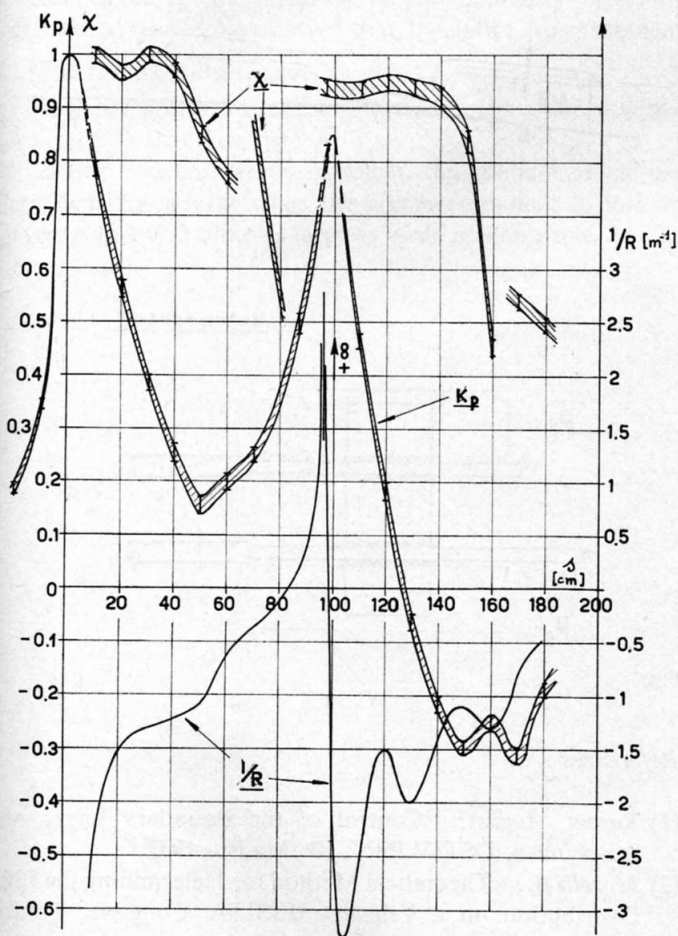


Fig. 4

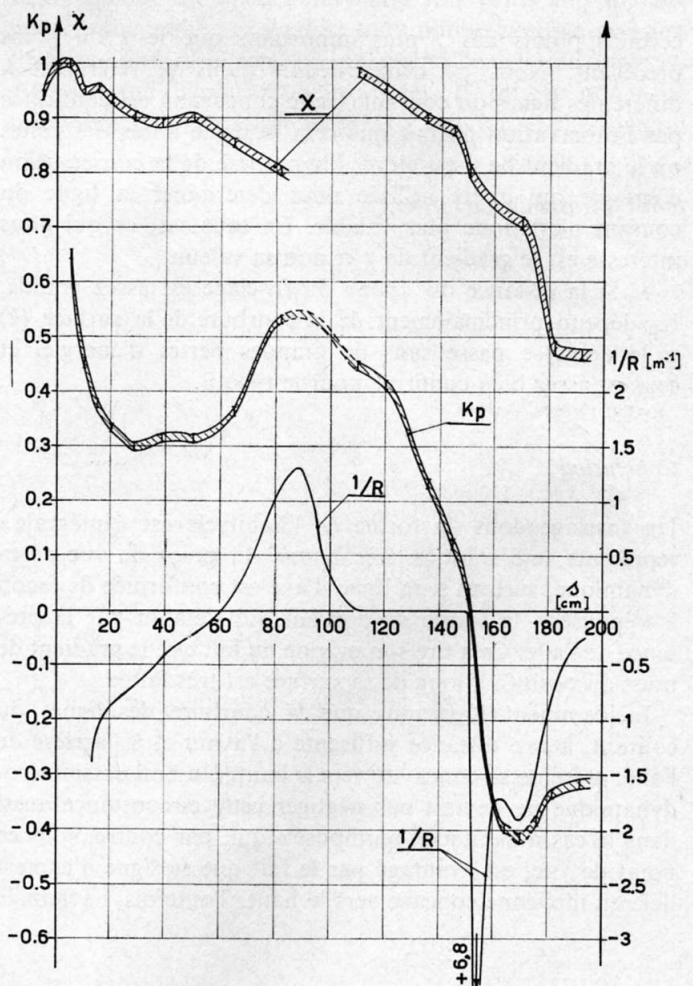


Fig. 5

L'épaisseur de la couche limite est conventionnelle. Elle correspond à la hauteur, au-dessus de la surface, à laquelle la vitesse du courant vaut 99% de la vitesse asymptotique. Donc des ralentissements du courant ont lieu aussi en dehors de la couche limite. De cette façon, le débit étant laminaire, les mesures peuvent être faites avec soin. D'autre part, le calcul de l'épaisseur de la couche limite n'est en général pas simple à déterminer, sauf dans le cas d'une surface plane. Etant donné que la loi selon laquelle l'accroissement de l'épaisseur de la couche limite turbulente est plus rapide que celle de la couche laminaire, nous avons calculé l'épaisseur maximum de la couche limite supposée

Après l'examen des figures 4 et 5, nous pouvons observer:

- 1)  $K_p$  varie avec  $s$  moins brusquement pour le type B que pour le type A.
- 2) A gradients de pression égaux correspondent des gradients de  $\chi$  plus grands où les gradients de pression sont positifs. D'autre part, on sait bien que les transformations d'énergie en pression ont lieu avec des pertes plus importantes que les transformations inverses (pression - vitesse).

En moyenne  $\frac{\partial \chi}{\partial s}$  est 4 à 5 fois plus grand pour des gradients positifs que pour des gradients négatifs.

3) Il est évident que le long d'une même ligne du courant,  $\chi$  ne peut pas augmenter. En effet, nous avons mesuré dans

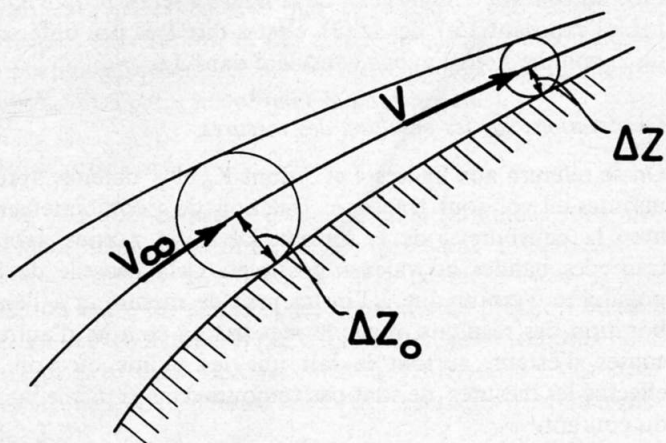


Fig. 6

certain points des  $\chi$  plus importants que le  $\chi$  du point précédent. Nous en avons déduit qu'ils se réfèrent à différentes lignes du courant. Cette conclusion est confirmée par l'observation du fait que cela se passe après des zones où le gradient de  $\chi$  est élevé; l'hypothèse de la conservation d'énergie qui a été utilisée pour déterminer la ligne du courant n'est donc plus valable. En tout cas, ce qui nous intéresse est le gradient de  $\chi$  et non sa valeur.

4) Si la distance du «nez» du fuselage est assez grande,  $K_p$  dépend principalement de la courbure de la surface (2) si le débit se passe sans de grandes pertes d'énergie, et cela est assez bien confirmé pour le type B.

### Conclusion

Un fuselage dont la forme de l'habitacle est «intégrale» représente une solution très bonne du point de vue aérodynamique, surtout si sa ligne d'axe est conformée de façon à «épouser» la forme du courant qui s'établit par la présence de l'aile. Cela tire son origine du fait que le gradient de pression positif au long de sa surface est très faible.

Incidemment observons que la courbure des lignes du courant, à une distance suffisante à l'avant et à l'arrière de l'aile, présente sa concavité vers le haut. Un bon dessin aérodynamique ne devrait pas négliger cette circonstance aussi dans le cas d'habitacle «composé» qui, par contre, sous ce point de vue, est avantagé par le fait que sa ligne d'axe est déjà en moyenne concave vers le haut. Toutefois, l'avantage

principal de la forme composée étant son caractère pratique et son bas prix de revient, l'ingénieur chargé du projet aérodynamique devrait donc avant tout chercher à éliminer ou à réduire au minimum les gradients positifs de pression et, après, à réduire aussi les gradients négatifs. La corrélation qui existe entre pression et courbure, comme nous l'avons déjà dit, peut aider à atteindre ce but. Cette corrélation n'existant pas à proximité du «nez» du fuselage, il est possible d'éviter la formation de gradients de pression positifs avant l'attaque du pare-brise. Dans ce cas, on ne voit pas pourquoi la solution «composée» devrait être inférieure à la solution «intégrale» aussi du point de vue aérodynamique.

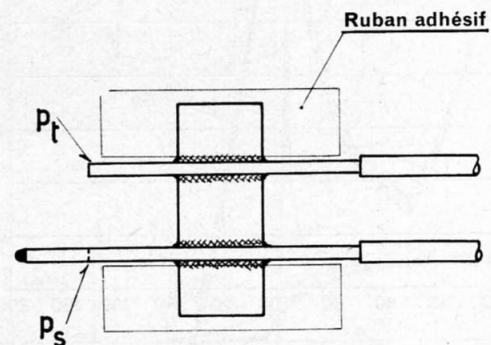
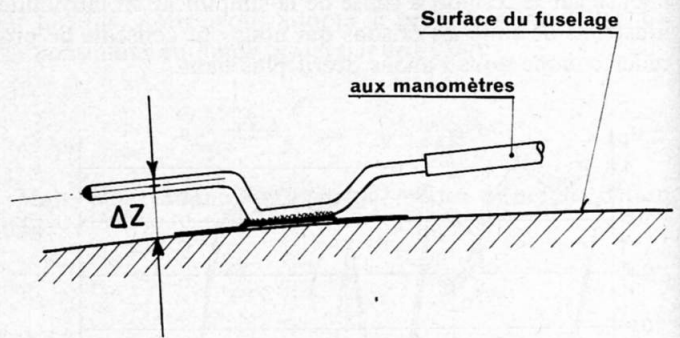


Fig. 7

### Références

- (1) *Raspet, August*: «Control of the Boundary Layer on Sailplanes». OSTIV Publ. II°, Madrid 1952.
- (2) *Morelli A.*: «Theoretical Method for Determining the Lift Distribution on a Vehicle». FISITA Congress, Tokio 1964.
- (3) *Schlichting*: «Boundary Layer Theory». Pag. 432/433.

## On the Aerodynamics of the Sailplane Fuselage

We are concerned here with the external shape of the fuselage and cockpit as in current use, and with possible improvement from the aerodynamic point of view. Two shapes are distinguishable:

(a) The integral, figure 1 (a), an optimum body of revolution in which the diameter is often rapidly decreased aft of the cockpit, to reduce the wetted area.

(b) The composite, figure 1 (b), in which two bodies partially overlap.

Nearly all high-performance gliders use type (a), while those made in quantity at low price use type (b). The reason why the latter was considered aerodynamically acceptable is as follows. Imagine the flow along a plane S being deflected round a given volume, figure 2. If this is a half-body, and

tangential friction forces are ignored, considerations of symmetry suggest that the behaviour will be as for an isolated body. In reality the half-body is not mounted on a plane and the flow may not be parallel to the trace between the two bodies, and high pressure gradients may be caused by rapid changes of flow direction.

This study compares two bodies of type (b) shown in figure 3, A having no fairings between the upper and lower components and B being well faired; by means of static - and total - pressure measurements. Figure 4 and 5 show, for the two bodies respectively, curves of static pressure coefficient (equation 1) and energy loss coefficient (equation 2) together with the surface curvature, against distance S from the nose. Measurements were made along a streamline calculated from continuity considerations (fig. 6) by means of total - pressure and static tubes as shown in figure 7, situated just outside the boundary layer. To make sure that the tubes were outside it, the thickness of the boundary layer was calculated on the assumption that the latter was turbulent.

The results indicate that

1) Static pressure coefficient  $k_p$  varies less sharply with S for type B than for type A.

2) For a given pressure gradient, the gradient of the loss coefficient  $\chi$  is large when the pressure gradient is positive, averaging 4 or 5 times as large as when it is negative.

3) Values of  $\chi$  increase at certain points on the curves. This cannot happen along a given streamline. We therefore deduce that the different parts of the curves must relate to different streamlines. This is supported by the fact that the discontinuities occur downstream of regions of high energy - loss gradient, and indicates that the basis on which the streamline was calculated was not valid. In any case the energy-loss gradient matters rather than the loss itself.

4) Sufficiently far from the nose,  $K_p$  depends mainly on the surface curvature, so long as the flow is without great energy loss, as is well confirmed for type B.

A fuselage of the integral type is aerodynamically good, especially if its camber line coincides with the direction of the flow round the wing, the pressure gradient along its surface being then weak. The flow ahead of and behind the wing is concave upwards, and this should not be neglected in designing a composite type fuselage, which does have its camber line bending upwards on the whole. This type is advantageous in practicability and low price and the designer must make every effort to minimise positive pressure gradients and also negative ones (the correlation between pressure and curvature helps here). If this is done the composite type need not be greatly inferior to the integral type.

(Aéro-Revue Suisse 2/3/1968)