Essais en soufflerie pour l'obtention d'une nouvelle surface de gouverne à fente

Par Dott. Ing. ALBERTO MORELLI, Centro di volo a vela del Politecnico di Torino

Conférence au 7e Congrès de l'OSTIV, juin 1958, Leszno (Pologne)

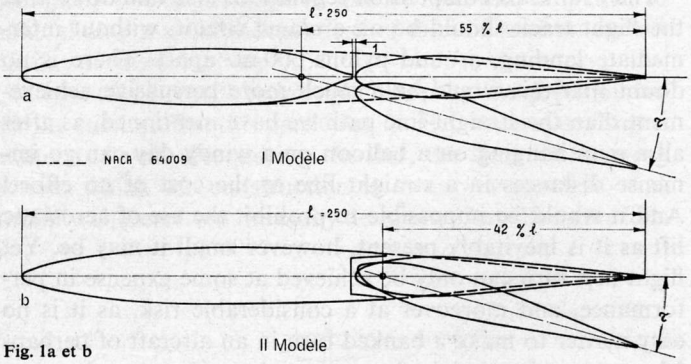


Fig. 1a et b

Des trois moments d'inertie d'un avion, le plus grand est toujours celui autour de l'axe vertical. Par conséquent, la gouverne de direction doit avoir des grandes dimensions si l'on veut que l'accélération autour de l'axe vertical soit suffisante.

Il est désirable que l'actionnement graduel à fond soit de la gouverne de direction, soit de l'aileron, ne produise pas des écarts de l'indicateur d'inclinaison.

Pour obtenir cet effet on sait très bien qu'on peut

1. doter le planeur d'une gouverne de direction très grande,
2. construire les ailerons de manière que le lacet induit par l'actionnement des ailerons soit favorable au virage.

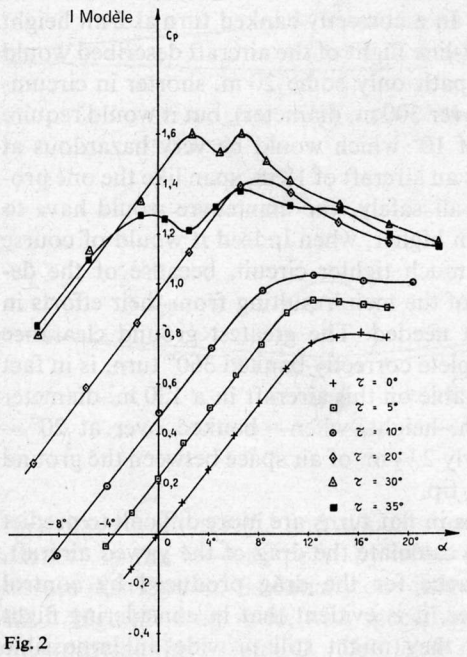


Fig. 2

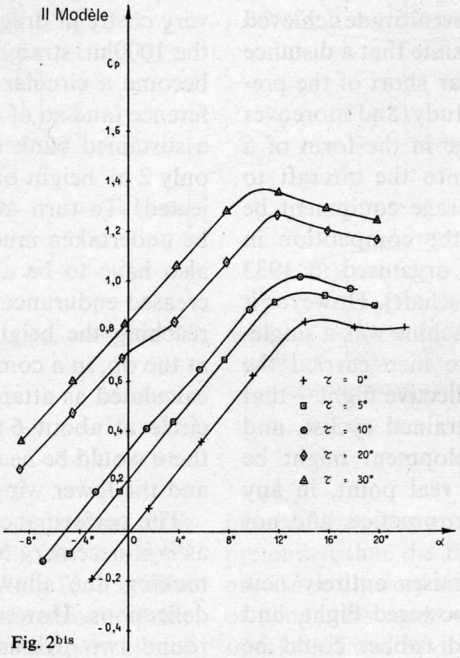


Fig. 2bis

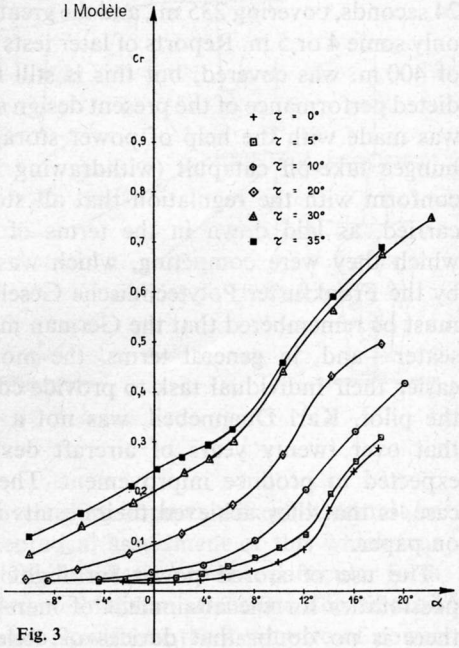


Fig. 3

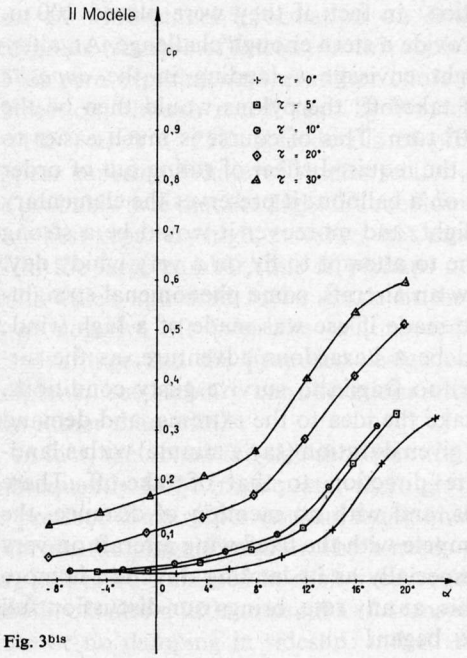


Fig. 3bis

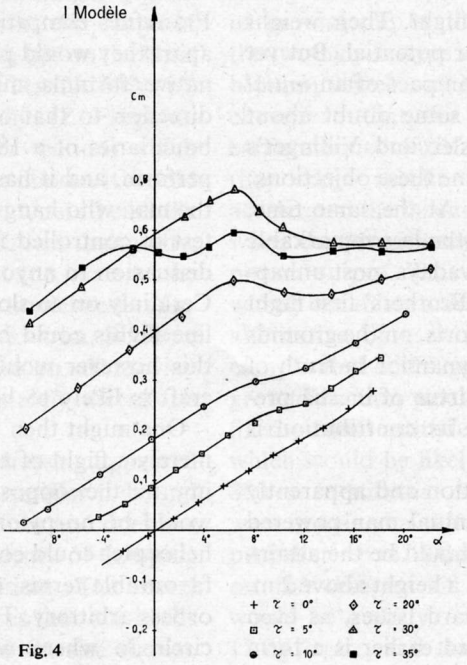


Fig. 4

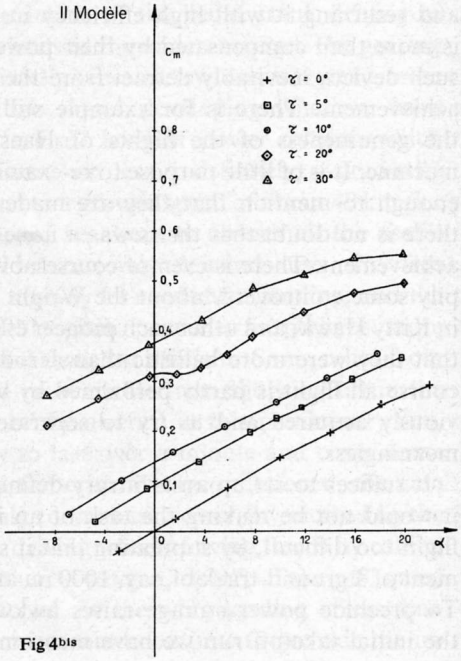


Fig 4bis

Cette seconde solution a des inconvénients et est en outre difficile à réaliser. On doit en effet produire un moment de lacet par l'accroissement de la traînée du profil pendant la manœuvre des ailerons, qui soit supérieur au moment de lacet inverse dû à la variation de traînée induite par la différence de sustentation des ailes. Ce n'est pas facile et diminue les performances du planeur.

La première solution (grandes surfaces de gouverne de direction) produit une diminution de performance du planeur (aussi en vol droit, quand on ne s'en sert pas), augmente le poids et un peu le prix de revient.

Pour ces raisons le Centro di volo a vela a étudié et expérimenté (photo n° 1) à la soufflerie aérodynamique du Laboratoire aéronautique du Politecnico de Turin la surface de gouverne à fente pour profils symétriques représentée par la figure 1a.

Les caractéristiques aérodynamiques obtenues ont été comparées à celles obtenues avec un modèle analogue, avec surface de gouverne traditionnelle (fig. 1b).

Les modèles d'essais avaient une envergure d'un mètre et un allongement de 4 mètres. Le nombre de Reynolds était $Re = 1{,}8 \times 10^6$

Dans les figures 2, 3, 4, 5 et figures 2bis, 3bis, 4bis et 5bis sont tracés, respectivement pour le premier et le deuxième modèle, en fonction de l'angle d'incidence α, les coefficients de portance, traînée, moment et moment de charnière. Le coefficient de portance et de traînée se réfère à

$$\tfrac{1}{2}\, \varrho\, V^2\, S$$

où ϱ = densité de l'air
V = vitesse
S = surface

Les coefficients de moment se réfèrent à

$$\tfrac{1}{2}\, \varrho\, V^2\, S\, l$$

où l est la corde.

Le coefficient de moment est mesuré par rapport au bord d'attaque, et le coefficient de moment de charnière par rapport à l'axe de charnière.

Après l'examen de ces diagrammes on peut observer:

1. le coefficient de portance maximum est de 1,6 pour le premier modèle et de 1,35 pour le second. Braquage 30° pour tous les deux. L'avantage est donc 18,5 %;
2. pour les incidences voisines de 0° qui sont celles utilisées en vol (sauf en dérapage), le coefficient de portance maximum est de 1,45 pour le premier modèle et de 0,85 pour le second, avec un avantage de 70 %;
3. les coefficients de traînée sont un peu supérieurs pour le premier modèle; en particulier pour $\alpha = 0$ et $\tau = 0$, on a un désavantage de 29 %;
4. le coefficient de moment pour les petits braquages est presque le même dans les deux cas, tandis que pour de grands braquages il est plus grand pour le premier modèle. Toutefois, le désavantage maximum n'est pas supérieur à 24 % (pour $\tau = 30°$);
5. les coefficients de moment de charnière sont, comme on pouvait facilement imaginer, beaucoup plus grands pour le premier modèle que pour le

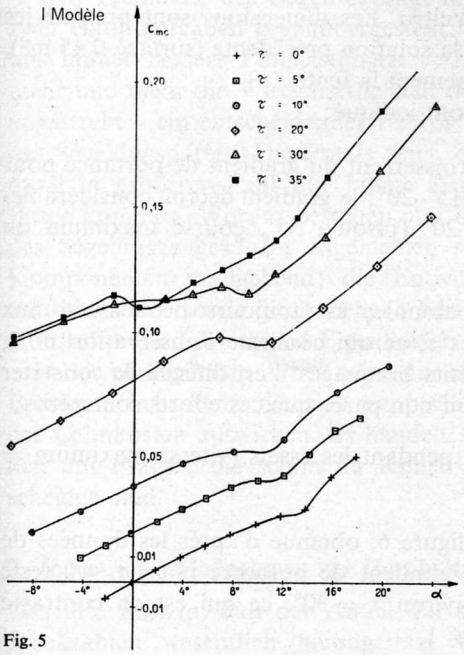


Fig. 5

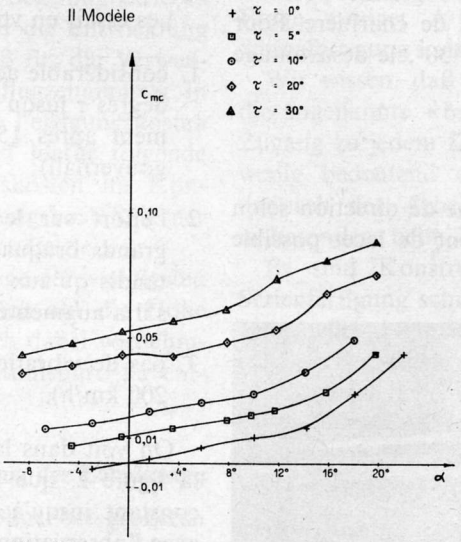


Fig. 5bis

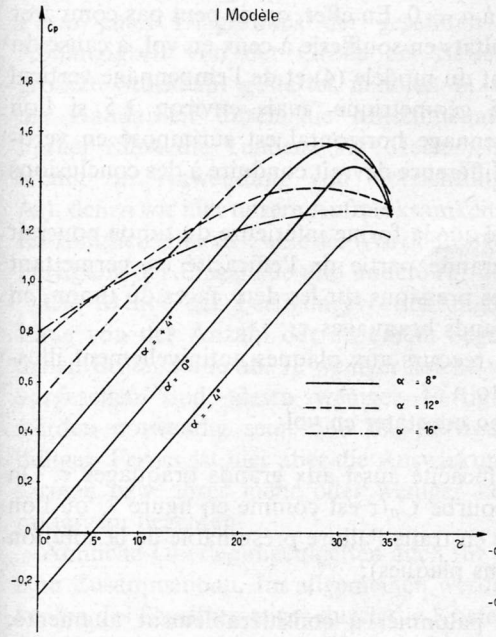


Fig. 6

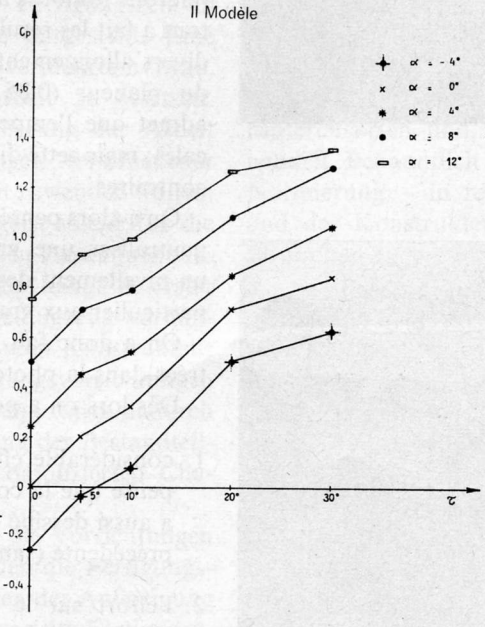


Fig. 6bis

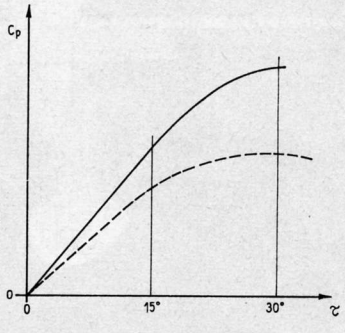


Fig. 7

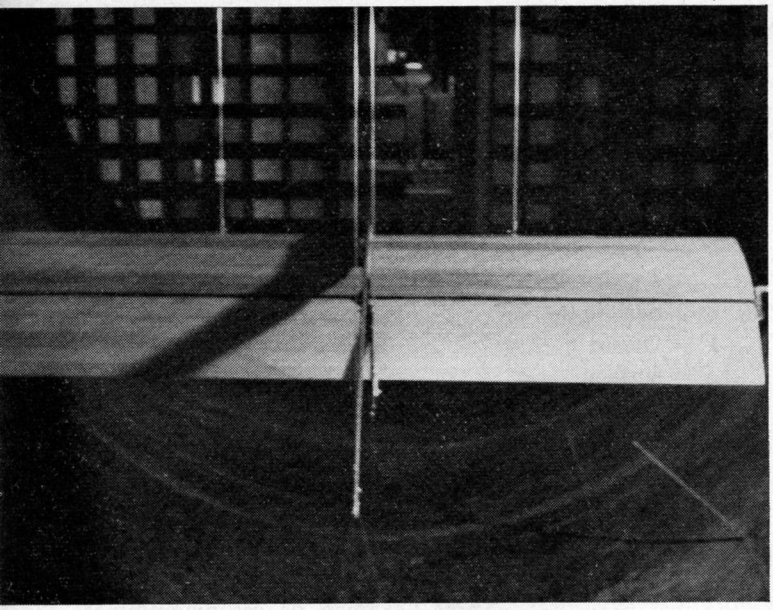


Photo 1

second. Ceci est dû soit à la plus grande portance obtenue, soit à la position de l'axe de charnière. Pour l'angle d'incidence 0° et le braquage 30°, le désavantage du premier modèle atteint 111 %.

Conclusion

En construisant une surface de gouverne de direction selon la forme du premier modèle, le moment de lacet possible augmente sans doute par rapport au gouvernail traditionnel de même surface (de 70 %). On peut donc construire un gouvernail plus petit. La traînée, cependant, ne se réduit pas dans la même proportion. On a déjà vu que pour le braquage 30° le premier modèle a une traînée de 29 % plus grande. Cela veut dire qu'un gouvernail plus petit en surface de 70 % a une traînée seulement 24 % plus petite.

Les moments de torsion de la structure sont un peu plus grands chez le premier modèle, mais généralement le revêtement de la dérive est dimensionné assez largement.

Quant au moment de charnière, il est sans autre pris en considération pour réduire l'effort sur le palonnier, si l'on ne veut pas que celui-ci soit trop grand. Comme on sait, il y a plusieurs façons d'obtenir ce résultat, comme par exemple de construire la surface de gouverne plus allongée ou la doter d'ailettes de compensation.

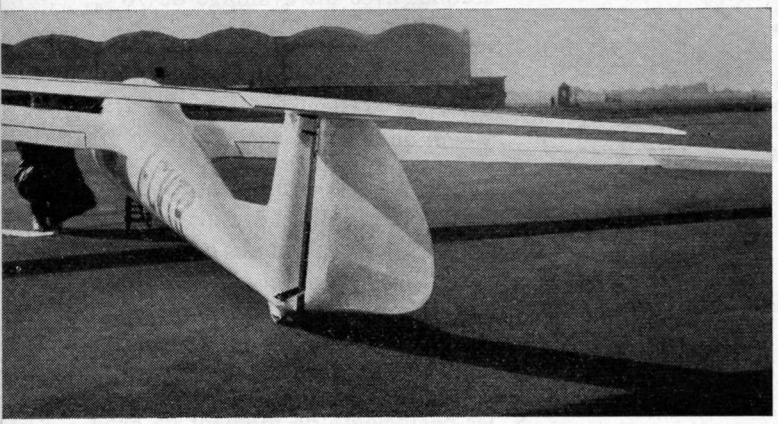
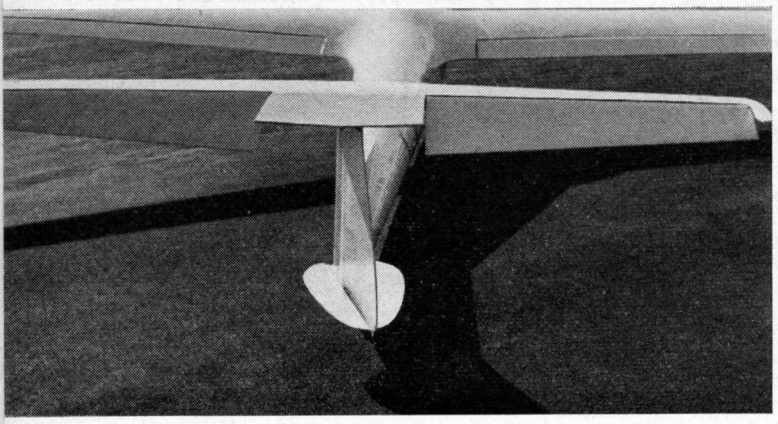


Photo 2

Photo 3



Application au planeur CVT-2 VELTRO et résultats obtenus

La photo n° 2 montre comme on a tout d'abord réalisé le timon du planeur Veltro. Les dimensions sont presque les mêmes par égard à la solution précédente (surface 0,45 m^2), et l'on voit très clairement la fente.

Les essais en vol ont indiqué:

1. considérable accroissement du gradient de portance pour degrés τ jusqu'à 15°–20°; le gradient décroît considérablement après 15°–20° (jusqu'à 35°, course maximum du gouvernail);
2. l'effort sur le palonnier est toujours petit, aussi aux grands braquages τ, ce qui confirme l'observation n° 1, tandis qu'aux petits braquages il est difficile de constater s'il a augmenté ou non parce que ces efforts sont petits;
3. pas de vibration pendant les essais (vitesse maximum = 200 km/h).

On voit dans la figure 6, obtenue d'après les données de la figure 2, que le gradient de portance pour $\alpha = 0$ reste constant jusqu'à environ $\tau = 30°$, ce qui est en contraste avec l'observation n° 1.

Dans les observations d'après les essais en vol, nous nous référons toujours à $\alpha = 0$. En effet, on ne peut pas comparer tout à fait les résultats en soufflerie à ceux en vol, à cause du divers allongement du modèle (4) et de l'empennage vertical du planeur (0,85 géometrique, mais environ 1,5 si l'on admet que l'empennage horizontal est surimposé en verticale); mais cette différence devrait conduire à des conclusions contraires.

On a alors pensé que la forme inférieure du timon pourrait neutraliser une grande partie de l'efficacité en permettant un nivellement des pressions sur les deux faces du timon, en particulier aux grands braquages τ.

On a donc fait recours aux plaques antinivellement illustrées dans la photo n° 3.

Dès lors on a pu constater en vol:

1. considérable efficacité aussi aux grands braquages τ. On pense que la courbe C_p/τ est comme en figure 7, où l'on a aussi dessiné en traits l'allure présumable de la solution précédente (sans plaques);
2. l'effort sur le palonnier a considérablement augmenté, mais est toujours modeste.