

MINISTÈRE DE L'INDUSTRIE

P. V. n° 45.966

N° 1.464.365

SERVICE

Classification internationale :

B 64 c

de la PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE

**Aile d'avion coudée de forme plane.**

Société dite : THE BOEING COMPANY résidant aux États-Unis d'Amérique.

Demandé le 14 janvier 1966, à 15<sup>h</sup> 40<sup>m</sup>, à Paris.

Délivré par arrêté du 21 novembre 1966.

*(Bulletin officiel de la Propriété industrielle, n° 53 du 30 décembre 1966.)**(Demande de brevet déposée aux États-Unis d'Amérique le 15 janvier 1965, sous le n° 425.884, au nom de M. Wayne Nathaniel HOLMQUIST.)*

La présente invention concerne une structure d'aile du type à flèche variable, qui est stabilisée contre le tangage basculant aux faibles vitesses.

Dans les avions supersoniques, la tendance a été d'utiliser de plus en plus des ailes à grande flèche. Ces ailes réduisent l'effet contraire exercé sur elles par des ondes de choc. Il est encore nécessaire que ces avions volent à des vitesses relativement basses pendant le décollage et l'atterrissage. En outre, on emploie divers expédients pour obtenir des vitesses d'atterrissage aussi faibles que possible, malgré le désir que les ailes aient une grande flèche et une faible surface aux vitesses supersoniques.

Un moyen employé pour réduire la vitesse d'atterrissage d'un avion supersonique consiste à utiliser une aile ayant une flèche variable, ou ayant au moins une partie intérieure ou panneau à bord d'attaque de grande flèche, et une partie extérieure ou panneau à bord d'attaque de flèche relativement faible. La partie extérieure, ou panneau, d'une telle aile comporte, habituellement, des dispositifs accroissant la poussée sous forme de volets qui sont souvent prévus sur le bord d'attaque et le bord de fuite de cette partie extérieure de l'aile.

En utilisant des ailes coudées de forme plane ayant des bords d'attaque à flèche variable et comportant une partie intérieure de forte flèche et une partie extérieure de flèche relativement faible, à bords d'attaque vifs, on a trouvé que des moments de cabrage indésirables se sont produits sous un grand angle de position d'attaque pendant l'atterrissage. Ces moments de cabrage produisent des caractéristiques de vol instable que le pilote vainc très difficilement. Il y a lieu de remarquer que la tendance au décrochage de l'avion ainsi créée se produit à un instant très critique de la marche de l'avion, à savoir pendant l'opération d'atterrissage, lorsqu'il est nécessaire que le pilote concentre

son attention sur la communication avec l'aéroport, pour éviter les autres avions qui manœuvrent sur la piste d'atterrissage ou qui décollent sur le réglage des volets en vue d'accroître la poussée sur la manipulation des commandes de mouvement et d'équilibre et sur l'actionnement du mécanisme de sortie du train d'atterrissage. Il est très indésirable que le pilote soit gêné par une manipulation des commandes de vol en vue de vaincre une tendance de l'avion au décrochage à un tel moment.

L'invention a donc pour principal objet d'assurer la stabilité au tangage d'un avion supersonique muni d'ailes à bords d'attaque à flèche variable, lorsque l'avion vole à de faibles vitesses, comme pendant les manœuvres de décollage et d'atterrissage.

L'invention crée également un type d'aile d'avion qui est non seulement stable au tangage, mais qui est plus efficace du fait qu'elle possède un plus grand rapport poussée-trainée et, de préférence, également des caractéristiques de poussée supérieures, pendant le vol à une vitesse relativement faible, tout en étant encore raisonnablement efficace pendant le vol supersonique.

L'invention a en outre pour objet de créer une aile ayant ces caractéristiques avantageuses de vol de construction simple et robuste et ne présentant pas de problèmes de fabrication compliqués. En particulier, l'invention vise à obtenir les résultats aérodynamiques avantageux désirés sans que soit nécessaire l'incorporation de parties mobiles supplémentaires dans la structure de l'aile, bien que la structure d'aile utilisée puisse au besoin impliquer des parties mobiles.

On a trouvé que ces résultats peuvent être obtenus dans un avion, au moyen d'une aile coudée de forme plane comprenant une partie intérieure à bord d'attaque à flèche relativement grande et une partie extérieure à bord

d'attaque de flèche relativement faible, le bord d'attaque de ladite partie intérieure étant émoussé, et une arête-guide se trouvant sensiblement dans la zone de transition entre la partie intérieure à bord d'attaque de grande flèche et la partie extérieure à bord d'attaque de faible flèche.

Des formes de réalisation des objets de l'invention sont représentées, à titre d'exemples non limitatifs, aux dessins annexés.

La figure 1 est une vue en plan d'un avion supersonique ayant des ailes à flèche variable conformes à l'invention.

La figure 2 est une vue en coupe transversale légèrement schématisée, suivant la ligne 2-2 de la figure 1, montrant un bord d'attaque vif d'aile à grande flèche classique.

La figure 3 est une vue en coupe analogue d'un type de profil de bord d'attaque émoussé conforme à l'invention.

La figure 4 est une vue en coupe analogue d'un autre type de profil de bord d'attaque émoussé.

La figure 5 est une vue en perspective de dessus d'une partie de cette structure.

La figure 6 est une vue en plan d'un avion à peu près du type représenté à la figure 1, avec parties arrachées, l'avion étant équipé d'une structure, conforme à l'invention, légèrement modifiée.

La figure 7 est une vue en plan partiel détaillé, à plus grande échelle, d'une partie de cette structure.

La figure 8 est une vue en coupe de l'aile suivant la ligne 8-8 de la figure 6.

La figure 9 est une vue en plan d'un avion analogue à la figure 6, comportant un type légèrement modifié de structure à stabilisation de tangage.

La figure 10 est une vue en plan partielle détaillée, à plus grande échelle, d'une partie de cette structure.

La figure 11 est une vue en coupe de l'aile de l'avion représentée à la figure 9, suivant la ligne 11-11 de cette figure.

Les figures 12, 13 et 14 sont des graphiques montrant des courbes qui illustrent les caractéristiques d'un avion, comme représenté aux figures 9 à 11, et qui ont été obtenues par application de l'invention.

Bien que l'invention puisse s'appliquer effectivement à tout avion à ailes coudées de forme plane, dont les ailes ont des parties intérieures à bords d'attaque de flèche relativement grande et des parties extérieures à bords d'attaque de flèche relativement petite ou à un avion ayant une aile en double delta, elle a été illustrée aux dessins annexés et décrite comme étant appliquée à une aile ayant une flèche variable. Ainsi, comme représenté à la figure 1, les pan-

neaux d'aile intérieurs 1 ont des bords d'attaque ayant une flèche d'environ 75°. Les panneaux d'aile extérieurs 2 sont articulés sur les panneaux d'aile intérieurs pour pivoter, des positions en traits interrompus dans lesquelles leurs bords d'attaque sont sensiblement alignés avec ceux des panneaux d'aile 1, aux positions en traits pleins dans lesquelles leurs bords d'attaque ont une flèche relativement faible, par exemple d'environ 15°, de sorte que les panneaux d'aile 2 pivotent d'un angle d'environ 60° entre leurs positions de forte flèche et de flèche faible.

L'effet de l'invention est important lorsqu'il s'applique à des avions supersoniques au moment où ils volent à une vitesse relativement lente, par exemple pendant le décollage et en particulier pendant une approche d'atterrissage. Sous ces conditions de vol, une aile à flèche variable apparaît comme représentée aux dessins, son panneau d'aile extérieur étant dans la position vers l'avant représenté aux figures 1, 6 et 9 et des volets 3 de bord d'attaque et des volets 5 de bord de fuite étant abaissés ou en extension selon le type de volet prévu. De même, bien que l'invention soit très efficace lorsque la partie inférieure à bord d'attaque de forte flèche a un angle de flèche supérieur à 45° et la partie extérieure à bord d'attaque de flèche relativement faible un angle de flèche de moins de 45°, ce dernier angle n'est pas nécessaire pour tirer un avantage de l'invention pour autant qu'il existe une différence sensible d'angle de flèche entre la partie intérieure et la partie extérieure du bord d'attaque. De plus, il n'est pas nécessaire que la transition entre un bord d'attaque de grande flèche et un bord d'attaque de faible flèche se présente comme une cassure abrupte, bien que l'invention risque de s'appliquer le plus fréquemment à des ailes ayant des bords d'attaque de ce type.

Lorsqu'un avion à ailes à flèche variable s'approche d'un terrain d'atterrissage en vue d'atterrir, le panneau d'aile extérieur 2 est pivoté entièrement en avant, de la position en traits interrompus de la figure 1 à la position en traits pleins (fig. 1, 6 et 9) et les volets 3 et 5 sont pivotés vers le bas ou étendus, comme représenté aux figures 8 et 11, dans les dernières phases de la procédure d'atterrissage. Les ailes ont ainsi leur configuration de forte poussée, de sorte que la vitesse de l'avion en vue de l'atterrissage peut être réduite autant que possible. La poussée offerte par l'aile peut également être augmentée de sorte que la vitesse de l'avion peut encore être réduite en augmentant l'angle d'attaque des ailes vers l'angle de décrochage ou angle de poussée maximale. Etant donné qu'une aile d'avion décroche plutôt brusquement au-delà de l'angle

de poussée maximale, ce qui diminue rapidement la poussée et augmente la traînée, il est important que l'angle d'attaque de l'avion ne soit pas augmenté assez près de l'angle de poussée maximale pour qu'un décrochage risque de se produire lorsque l'avion manœuvre pendant l'approche d'atterrissage.

Si l'angle positif de tangage de l'avion était augmenté au-delà de l'angle de décrochage de l'aile lorsque l'avion est en vol horizontal ou de descente, l'avion perdrait considérablement en altitude parce que l'accroissement de traînée l'empêcherait d'être accéléré assez rapidement pour récupérer la poussée nécessaire au maintien du vol horizontal. A moins que l'avion ne fut très près du sol, donc prêt à l'impact, il pourrait s'écraser au sol. Par conséquent, il est essentiel de maintenir à chaque fois l'angle d'attaque de l'avion bien en dessous de l'angle de décrochage de l'aile pendant l'approche d'atterrissage.

Bien que, pour les raisons mentionnées ci-dessus, il soit nécessaire d'éviter que l'angle d'attaque de l'aile ne croisse jusqu'à l'angle de décrochage, il est très désirable également de pouvoir faire croître l'angle d'attaque progressivement jusqu'à une valeur proche de l'angle de poussée maximale pendant l'atterrissage, en sorte que la vitesse d'atterrissage de l'avion puisse être faible. Pour effectuer une telle manœuvre, il est désirable, en vue de produire un moment de tangage croissant positif ou de cabrage, d'exiger un angle négatif croissant de la gouverne de profondeur. Pour manipuler la gouverne de cette façon, on fait progressivement pivoter vers l'arrière le levier de commande. Si toutefois, lorsque l'angle d'attaque de l'avion augmente, le moment de cabrage aussi augmente automatiquement sans que la gouverne de profondeur soit pivotée plus loin vers le haut, il s'établit une condition d'instabilité statique qui risque d'obliger le pilote à inverser le mouvement du levier de commande pour l'abaisser par pivotement afin d'empêcher l'apparition d'une diminution du moment de tangage négatif ou la naissance d'un moment de tangage positif.

On a trouvé qu'un avion ayant une aile à bord d'attaque coudé de forme plane, dans laquelle l'angle de flèche de la partie intérieure du bord d'attaque dépasse 45°, peut être instable sous ce rapport. A mesure que l'angle d'attaque augmente, on trouve qu'un écoulement à forte turbulence peut être produit au-dessus de la surface supérieure de la partie d'aile à bord d'attaque de grande flèche, à un endroit en avant du centre normal de pression du filet d'air, ce qui améliore la poussée. A mesure que l'angle d'attaque augmente, la poussée d'aile produite par ce tourbillon aug-

mente, ou bien le centre de pression se déplace plus en avant, ou les deux, de sorte que le moment de tangage produit sur l'avion diminue s'il est négatif ou augmente s'il est positif. Pour empêcher que l'angle d'attaque n'augmente jusqu'à l'angle de décrochage dans ces circonstances, il est nécessaire à cet effet que le pilote inverse de plus en plus le mouvement du levier de commande pour abaisser les gouvernes de profondeur afin de compenser le moment de cabrage produit ainsi automatiquement.

On a trouvé que l'invention modifiera les caractéristiques de poussée de l'aile en sorte que pour les angles d'attaque élevés, non seulement la production d'un moment de tangage positif peut être évitée, mais encore la production automatique d'un quelconque moment de cabrage peut être contrôlée pour qu'une augmentation de l'angle d'attaque de l'avion produise une variation correspondante de moment ou, dans certains cas, un moment négatif à accroissement progressif. En outre, cette augmentation de moment négatif correspondant à une augmentation d'angle d'attaque peut être sensiblement constante, de sorte que tout pivotement correctif vers l'arrière du levier de commande, dont aurait besoin le pilote, et tout accroissement résultant de l'angle négatif des gouvernes de profondeur, en vue d'augmenter l'angle d'attaque de l'avion, seront progressifs. Ces caractéristiques de vol sont extrêmement désirables.

Pour obtenir ce résultat, le bord d'attaque de forte flèche du panneau d'aile intérieur est émoussé et présente une cambrure négative au lieu d'être à angle vif comme le bord d'attaque 4 représenté à la figure 2, et une arête-guide est prévue sur l'aile dans la zone de transition entre la grande flèche et la flèche du bord d'attaque.

On peut utiliser dans cette combinaison différents types de structures de bord d'attaque à partie émoussée et à cambrure négative et cette expression doit être interprétée comme couvrant les variantes telles que celle ayant un bord d'attaque 4' incliné et arrondi, comme représenté à la figure 3, un bord d'attaque bombé en saillie vers le bas ou un bord d'attaque 4'' en crochet, comme représenté à la figure 4. En outre, ce bord d'attaque peut être fixe ou variable. Dans ce dernier cas, le bord d'attaque peut être conformé, par exemple, comme une lame, ou un volet incliné ou un autre type de volet. Une telle surface mobile peut être commandée automatiquement en son mouvement, ou peut être déplacée à la main. De même, dans certains cas, la longueur et/ou le contour du bord d'attaque émoussé le long du bord d'attaque de l'aile peuvent varier.

On préfère que le bord d'attaque soit de section transversale sensiblement constante le long de toute sa portion de grande flèche, mais des résultats avantageux peuvent être obtenus également lorsque le bord d'attaque émoussé ne s'étend pas entièrement d'une extrémité à l'autre de sa partie de forte flèche. De plus, dans certains cas, le bord d'attaque peut s'effiler dans une direction ou dans l'autre en passant d'une forme émoussée à une forme à angle vif.

Le type d'arête-guide utilisée dans la combinaison bord d'attaque d'aile émoussé et arête-guide peut également varier. Les figures 1 et 5 montrent un type préféré d'installation d'arête-guide. Lorsque le panneau d'aile extérieur 2 occupe la position représentée en traits interrompus à la figure 1, l'arête-guide 6 peut, dans sa plus grande partie, recouvrir la surface supérieure de l'aile. Des volets supérieur et inférieur peuvent être pivotés, respectivement vers le haut et vers le bas, à la position représentée à la figure 5, de sorte que l'extrémité d'attaque de l'arête-guide, en position haute, fait saillie en avant au-delà du bord d'attaque de la partie d'aile de faible flèche, comme représenté aux figures 1 et 5. Le volet inférieur de l'arête-guide peut se terminer à l'arrière, à peu près au bord d'attaque du panneau d'aile extérieur 2. Dans la présente combinaison le bord d'attaque du panneau d'aile intérieur de grande flèche peut être de la forme en crochet représentée à la figure 4, bien que, à titre de variante, un bord d'attaque arrondi ayant une cambrure négative, comme représenté à la figure 3, puisse être utilisé avec ce type d'arête-guide.

La variante d'arête-guide 6' représentée aux figures 6, 7 et 8 a une extrémité d'attaque qui fait saillie en avant du bord d'attaque de la partie d'aile extérieure de faible flèche et le long du bord d'attaque de la partie d'aile intérieure de grande flèche. Une telle projection loin en avant de l'arête-guide peut toutefois être indésirable d'un point de vue de structure ou peut gêner l'installation des volets du bord d'attaque. Par conséquent, il peut être préférable que l'extrémité d'attaque de l'arête-guide se termine en deça du bord d'attaque de l'aile comme l'arête-guide 6'' représentée aux figures 9, 10 et 11. Dans ce cas toutefois l'arête-guide est disposée légèrement à l'extérieur de l'extrémité intérieure du bord d'attaque du panneau d'aile de faible flèche, de sorte que l'extrémité d'attaque de l'arête-guide s'étend à l'avant du point d'intersection entre la ligne du bord d'attaque de grande flèche et la ligne de l'arête-guide.

Des essais ont montré que les avantages de l'invention peuvent être obtenus en combinant

l'une quelconque des variantes de contours de bord d'attaque émoussé, sur la partie d'aile de grande flèche, avec l'une quelconque des variantes d'arête-guide d'aile. Ainsi, par exemple, l'un quelconque des bords d'attaque émoussés représentés aux figures 3 et 4 pourrait être combiné avec l'un quelconque des types d'arête-guide représentés aux figures 5, 8 et 11. Les meilleurs résultats toutefois sont obtenus lorsque le bord d'attaque de la partie de forte flèche de l'aile a un certain degré au moins de cambrure négative.

La combinaison d'un bord d'attaque émoussé à cambrure négative, sur la partie intérieure de forte flèche de l'aile et d'une arête-guide telle que décrite ci-dessus, non seulement stabilise le tangage d'un avion ayant une aile à bord d'attaque coudé, mais encore améliore le rapport poussée-trainée, en donnant une aile plus efficace. De même, la poussée elle-même peut être plus forte pour une aile ayant une telle combinaison de bord d'attaque émoussé et d'arête-guide. On suppose que cette amélioration de la poussée et du rapport poussée-trainée est au moins en partie le résultat de l'action de l'arête-guide empêchant une migration transversale du tourbillon, depuis la surface supérieure du panneau d'aile intérieur jusque sur la surface supérieure du panneau d'aile extérieur, laquelle pourrait gêner l'écoulement d'air sur la surface supérieure de la partie d'aile de flèche plus faible et de poussée plus forte.

L'amélioration de fonctionnement de l'avion, obtenue par l'application de l'invention, est illustrée par les courbes aérodynamiques représentées aux figures 12, 13 et 14. Sur chacune de ces figures, la courbe en tireté désigne une caractéristique des agencements d'aile représentés aux figures 1, 6 et 9, avec un bord d'attaque à arête vive, comme représenté à la figure 2, et sans aucune arête-guide. Sur chacune de ces figures, la ligne en traits mixtes représente une caractéristique de l'aile représentée aux figures 1, 6 et 9, et comportant un bord d'attaque émoussé du type représenté à la figure 3, mais sans arête-guide. La courbe en trait plein de chacune des figures 12, 13 et 14 illustre une caractéristique d'un avion ayant une aile à bord d'attaque émoussé, sur la partie de grande flèche du type représenté à la figure 3 et avec une arête-guide du type représenté aux figures 9, 10 et 11. Ces courbes sont caractéristiques du fonctionnement obtenu par la combinaison d'un bord d'attaque émoussé, tel que représenté aux figures 3 ou 4, avec une arête-guide, telle que représentée aux figures 5, 8 ou 11.

Les courbes de la figure 12 montrent la relation entre l'angle d'attaque de l'avion et le

coefficient de portance des ailes; elles indiquent que l'angle de décrochage des trois profils d'aile est à peu près le même. A l'angle de décrochage, toutefois, l'aile à bord d'attaque aigu, sans arête-guide, ne perd pas un degré de portance appréciable, mais il se produit une cassure de la courbe, et la portance de l'aile augmente ensuite comme conséquence de l'écoulement turbulent sur la surface supérieure de l'aile, comme décrit ci-dessus. Au lieu de décrocher les caractéristiques de portance deviennent simplement non uniformes à des angles d'attaque supérieurs à environ 17°. Bien que le décrochage soit plus vif pour l'aile à bord d'attaque émoussé et pour la combinaison bord d'attaque émoussé et arête-guide, le décrochage est repoussé jusqu'à un angle d'attaque d'environ 18° et le coefficient de portance résultant de la combinaison bord d'attaque émoussé et arête-guide est réellement sensiblement plus élevé que celui de l'aile n'ayant seulement qu'un bord d'attaque émoussé ou ayant un bord d'attaque aigu. En outre, la courbe de portance se rapproche davantage d'une droite.

La figure 13 montre un groupe de courbes de poussée-trainée pour l'aile à bord d'attaque aigu, pour l'aile à bord d'attaque émoussé et pour l'aile de l'invention ayant une combinaison de bord d'attaque émoussé et d'arête-guide. Ces courbes montrent avec évidence qu'aux angles d'attaque supérieurs, pour un coefficient de poussée donné, le coefficient de trainée de l'aile à bord d'attaque aigu est sensiblement plus grand que celui de l'aile à bord d'attaque émoussé, ou celui de la combinaison aile à bord d'attaque émoussé et arête-guide. Par conséquent, l'aile à bord d'attaque émoussé est plus efficace aux grands angles d'attaque que l'aile à bord d'attaque aigu. De plus, une comparaison entre la courbe en trait plein de la combinaison de bord d'attaque émoussé et d'arête-guide et la courbe en traits mixtes d'une aile à bord d'attaque émoussé seulement, montre qu'aux angles d'attaque à forte poussée, la poussée produite par l'aile comportant la combinaison de l'invention est plus forte que celle produite par l'aile à bord d'attaque émoussé, pour un coefficient de trainée choisi; ceci prouve que l'aile ayant la combinaison de bord d'attaque émoussé et d'arête-guide est plus efficace aux grands angles d'attaque et la vitesse de décrochage est plus faible.

Bien qu'il soit désirable d'utiliser une aile ayant un plus grand coefficient de poussée et un plus grand rapport poussée-trainée, lorsqu'une telle configuration d'aile ne présente pas d'inconvénients, la considération la plus importante, en ce qui concerne l'invention, est l'effet de la combinaison à bord d'attaque émoussé et arête-guide sur le moment de tan-

gage de l'avion, comme représenté par les courbes de la figure 14. La courbe en tireté de cette figure montre avec évidence que la courbe de moment de tangage commence à s'écarter de la linéarité à un angle d'attaque d'environ 2° et qu'au-delà de cet angle, le moment négatif, ou de piqué, décroît jusqu'à ce que, pour un angle supérieur à environ 9°, le moment de tangage produit devienne finalement positif, de sorte qu'à des angles d'attaque supérieurs, l'avion est instable dans le sens tangage.

Comme on l'a mentionné ci-dessus, l'effet d'une telle variation de moment est d'abord de réduire l'angle négatif de la gouverne de profondeur nécessaire au maintien de la position de l'avion à un angle d'attaque donné et finalement à mesure que l'angle d'attaque augmente, il sera réellement nécessaire de déplacer la gouverne de profondeur dans la direction positive afin d'empêcher un accroissement supplémentaire de l'angle d'attaque de l'avion. La nécessité d'une telle inversion de mouvement de la commande du levier par le pilote constitue un gros inconvénient. La linéarité de la courbe de moment de tangage est maintenue jusqu'à un angle d'attaque bien plus grand lorsque le bord d'attaque émoussé seul est utilisé, comme indiqué par la courbe en traits mixtes de la figure 12. Dans cet exemple, la linéarité persiste pour des angles d'attaque croissants jusqu'à 9 ou 10° au-delà la force de commande produite par une manipulation des leviers de commande en vue de maintenir un angle d'attaque donné, doit être réduite.

Aux figures 12, 13 et 14, le coefficient de poussée  $C_L$  a été porté en ordonnée. L'axe des abscisses indique, à la figure 13, le coefficient de trainée  $C_D$ , à la figure 12 l'angle d'attaque en degrés, et à la figure 14 le moment de tangage.

Les conditions idéales du moment de tangage sont virtuellement représentées par la courbe en trait plein de la figure 12. Cette courbe montre que le moment de tangage augmente progressivement jusqu'à un angle d'attaque d'environ 16° et que même aux angles d'attaque supérieurs, les exigences de moment de commande ne sont pas réduites dans une mesure appréciable. En réalité, il est désirable que la pente de la courbe du moment de tangage soit constante pour toute l'autonomie de vol, mais la pente de la courbe en trait plein de la figure 12 est suffisamment uniforme pour être acceptable. Pendant l'opération normale d'atterrissage, le pilote n'aura pas besoin de déplacer le levier de commande vers l'avant, ni également de réduire dans une mesure appréciable la force appliquée au levier de commande, pendant les approches d'atterrissage, afin de vaincre les effets contraires d'un

moment de cabrage qui était survenu comme une conséquence automatique des caractéristiques de l'aile.

#### RÉSUMÉ

Aile d'avion coudée de forme plane comprenant une partie intérieure à bord d'attaque de flèche relativement grande et une partie extérieure à bord d'attaque de flèche relativement petite, remarquable notamment par les caractéristiques suivantes, considérées séparément ou en combinaisons :

1° Le bord d'attaque de la partie intérieure est émoussé et l'aile comporte une arête-guide disposée à peu près dans la zone de transition entre la partie intérieure à bord d'attaque de grande flèche et la partie extérieure à bord d'attaque de petite flèche;

2° Le bord d'attaque émoussé s'étend au moins sur la plus grande partie de la longueur de la partie inférieure à bord d'attaque de grande flèche;

3° Le bord d'attaque émoussé s'étend, à

l'arrière, le long de la partie intérieure à bord d'attaque de grande flèche, sensiblement jusqu'à la zone de transition entre cette partie et la partie extérieure à bord d'attaque de faible flèche;

4° L'arête-guide s'étend à l'avant jusqu'à une position adjacente au bord d'attaque de l'aile;

5° L'arête-guide s'étend en avant au-delà du bord d'attaque de l'aile au niveau de l'arête-guide;

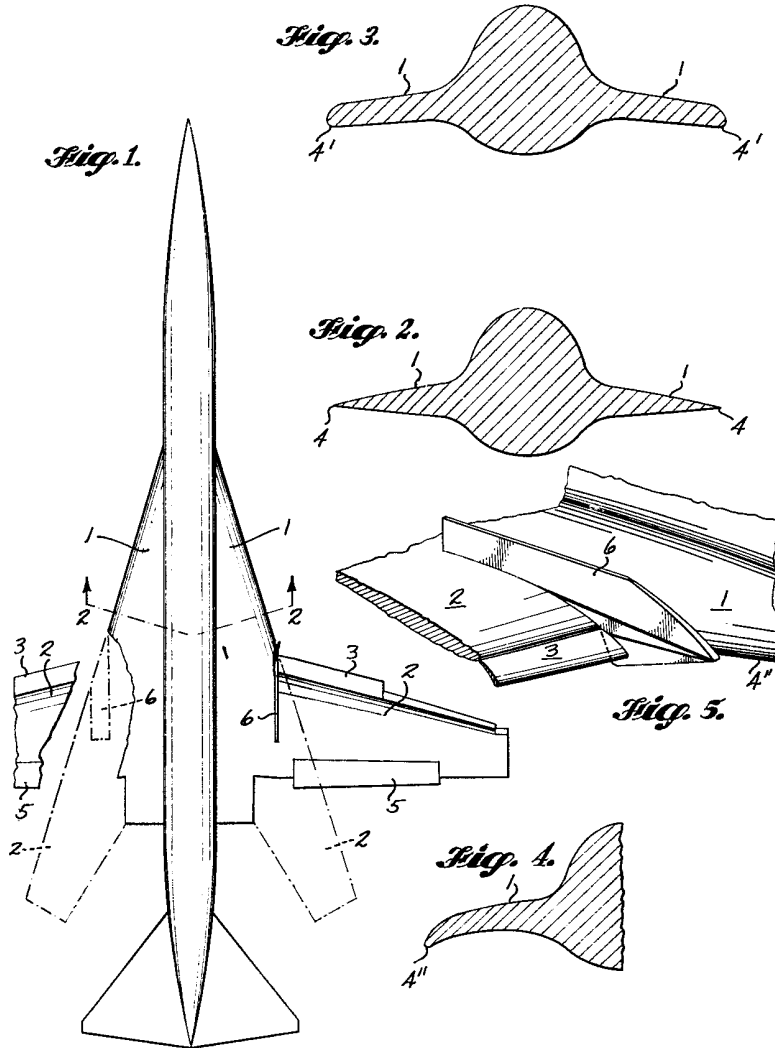
6° L'arête-guide a son extrémité avant s'étendant à l'avant du point d'intersection entre la ligne à bord d'attaque de grande flèche de la partie intérieure et la ligne de l'arête-guide;

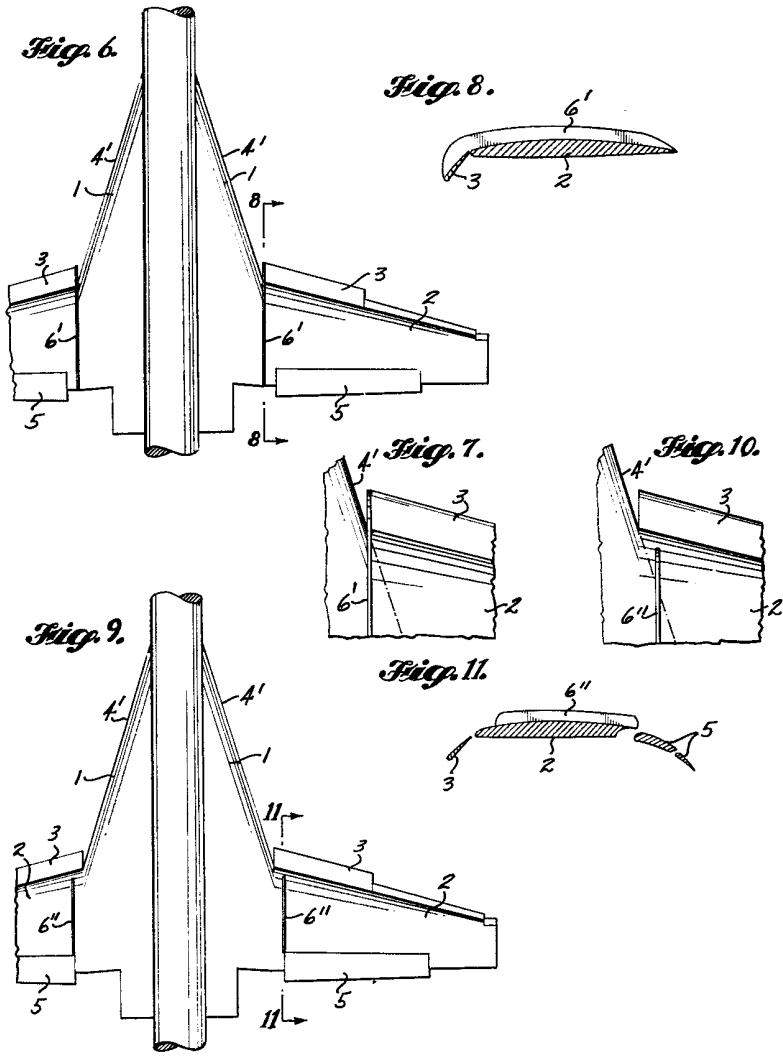
7° Le bord d'attaque de l'aile a une cassure abrupte entre la partie intérieure à bord d'attaque de grande flèche et la partie extérieure à bord d'attaque de faible flèche.

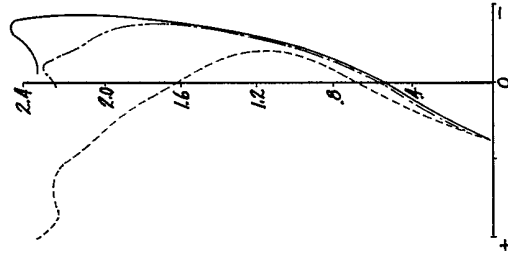
Société dite : THE BOEING COMPANY

Par procuration :

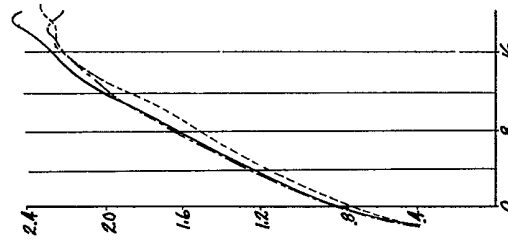
Cabinet MADEUF



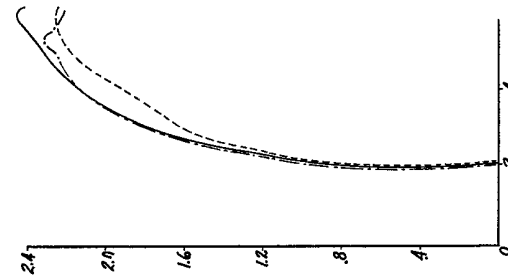




*Fig. 11.*



*Fig. 12.*



*Fig. 13.*