

A1

**DEMANDE
DE BREVET D'INVENTION**

⑫

N° 82 03961

⑮ Aéronef pourvu d'une structure de sustentation à ailes superposées multiples.

⑯ Classification internationale (Int. Cl. ³). B 64 C 39/08.

⑰ Date de dépôt 9 mars 1982.

⑱ ⑳ ㉑ Priorité revendiquée :

㉒ Date de la mise à la disposition du
public de la demande B.O.P.I. — « Listes » n° 37 du 16-9-1983.

㉓ Déposant : CABROL Lucien. — FR.

㉔ Invention de : Lucien Cabrol.

㉕ Titulaire : *Idem* ㉓

㉖ Mandataire : Propi Conseils,
23, rue de Leningrad, 75008 Paris.

AERONEF POURVU D'UNE STRUCTURE DE SUSTENTATION A AILES
SUPERPOSEES MULTIPLES

La présente invention concerne un aéronef pourvu de part et
d'autre de son fuselage, d'au moins une structure de sustentation constituée
d'au moins deux ailes dont les extrémités distales sont reliées,
soit entre elles, soit à au moins un élément de voilure,
5 chaque structure formant en vue de face avec les côtés dudit
fuselage un polygone fermé, et comportant une aile supérieure
et une aile inférieure, la zone d'attache de cette dernière
sur le fuselage étant éventuellement décalée suivant la direction
de l'écoulement aérodynamique par rapport à la zone d'attache
10 de l'aile supérieure.

On sait qu'une aile d'aéronef doit présenter un profil et
des caractéristiques déterminées en fonction d'impératifs
contradictaires. En effet, il est nécessaire, entre autres
obligations, de retarder le phénomène de décrochement laminaire,
15 de diminuer, voire de supprimer les fuites marginales, et
enfin de diminuer les perturbations de l'écoulement au rac-
cordement de l'aile d'une part au fuselage et d'autre part
aux parties mobiles. Or, pour un profil d'aile répondant à la
première condition susvisée, l'allongement de l'aile permet de
20 résoudre les difficultés liées aux deux conditions énoncées.
Néanmoins cet allongement ne peut être que limité eu égard à
l'encombrement de l'aéronef. Une solution réside dans le repli
de l'aile sur elle-même, et donc dans la réalisation de struc-
tures à ailes multiples superposées.

25 On connaît déjà des aéronefs pourvus de telles structures
portantes à ailes multiples.

Cependant, de tels aéronefs connus présentent des inconvénients. En effet, les difficultés liées au manque de rigidité de telles structures ne sont résolues que par augmentation des sections, et notamment à l'endroit des emplantures, du fait de la présence
5 d'un moment de flexion apparaissant à cet endroit. Cette augmentation de l'épaisseur de l'aile présente des conséquences néfastes quant au poids de telles voilures.

La présente invention remédie à ces inconvénients et concerne un aéronef pourvu de chaque côté du fuselage d'une structure
10 à ailes multiples superposées présentant des qualités de résistance, notamment à la torsion, étant peu déformable, de poids relativement faible et possédant les caractéristiques nécessaires à la réalisation d'un écoulement aérodynamique dans les meilleures conditions de sustentation.

15 A cette fin, selon l'invention, l'aéronef pourvu de part et d'autre de son fuselage d'au moins une structure de sustentation constituée d'au moins deux ailes dont les extrémités distales sont reliées, soit entre elles, soit à au moins un élément de voilure, chaque structure formant en vue de face avec les
20 côtés dudit fuselage un polygone fermé, et comportant une aile supérieure et une aile inférieure, la zone d'attache de cette dernière sur le fuselage étant éventuellement décaléesuivant la direction de l'écoulement aérodynamique par rapport à la zone d'attache de l'aile supérieure, est caractérisé en ce
25 que chacune des ailes est réalisée de manière que les valeurs du moment d'inertie et de la portance, variant toutes deux en fonction de la distance longitudinale, prennent chacune une valeur maximale en un endroit de l'aile autre qu'à l'emplanture. Avantageusement, chaque structure comporte des moyens de haubanage.

30 Ainsi, du fait de la présence des moyens de haubanage, la résistance de la structure à l'emplanture des ailes, peut être réduite, et donc l'épaisseur des ailes à cet endroit.

Ceci, joint au fait que les ailes sont réalisées de manière que le moment d'inertie soit maximal ailleurs qu'à l'emplanture, permet d'assurer une rigidité d'ensemble optimale pour une épaisseur minimale de chaque aile. La variation de la portance
5 peut ainsi être modulée, n'étant pas liée à un maxima à l'emplanture. Les efforts aérodynamiques maximaux de portance sont donc exercés en un endroit où justement l'aile est la plus résistante. En outre, la rigidité de la structure, grâce aux moyens de haubanage qui reprennent les efforts de torsion
10 et de flexion, permet d'obtenir de grands allongements des ailes, augmentant d'autant les qualités de sustentation de l'aéronef.

De préférence, l'endroit de chaque aile correspondant aux valeurs maximales du moment d'inertie et de la portance, est
15 situé sensiblement au centre de l'aile considérée dans le sens longitudinal. Cette disposition permet d'obtenir une répartition homogène de la portance et de la résistance aux efforts auxquels est soumis l'aile.

Le diagramme de variation de la portance et du moment
20 d'inertie en fonction de la distance longitudinale, peut être quelconque et déterminé en fonction des besoins, sous réserve qu'il présente une valeur maximale ailleurs qu'à l'emplanture et de préférence au voisinage du centre de l'aile.

25 Les contraintes de torsion et de flexion étant reprises par les moyens de haubanage, il est donc possible de concevoir chaque structure de façon que les ailes soient solidarisiées sur le fuselage de manière articulées en rotation dans un plan vertical transversal à l'écoulement aérodynamique. On
30 obtient ainsi une structure articulée qui présentent des caractéristiques de rigidité suffisante, tout en étant constituée d'éléments de faible poids et d'épaisseur raisonnable.

Plus particulièrement, suivant un exemple de réalisation, chaque structure est constituée de deux ailes dont les extrémités distales sont reliées de manière articulée en rotation dans un plan parallèle aux plans d'articulation des ailes sur le fuselage, de manière à constituer un triangle articulé. Les extrémités distales de chaque aile peuvent en outre être articulées l'une sur l'autre en rotation dans le même plan. On aboutit ainsi à un triangle articulé définissant une structure autoporteuse, dont chaque élément est susceptible de reprendre les efforts auxquels il est soumis, du fait de son profil particulier dans lequel le moment d'inertie est maximal en un endroit de sa longueur autre que l'emplanture.

Selon une variante de réalisation, chaque structure de sustentation comporte deux ailes reliées à leur extrémités distales à un panneau de voilure de manière articulée en rotation dans un plan vertical transversal à la direction de l'écoulement aérodynamique. Lesdits panneaux de voilure peuvent en outre comporter des volets, ailettes ou analogues. De même, ceux-ci sont susceptibles d'être articulés sur les extrémités distales des ailes, de façon à constituer une structure articulée maintenue par les moyens de haubanage reprenant les efforts de flexion et de torsion.

De préférence, les moyens de haubanage sont constituées de câbles métalliques.

Egalement, les moyens de haubanage peuvent être constitués d'éléments de voilure, jouant le rôle de plans porteurs. Cette disposition permet d'augmenter les qualités de vol de l'aéronef. Avantagement, les éléments de voilure formant haubans présentent un profil tel que les valeurs du moment d'inertie et de la portance variant en fonction de la distance longitudinale soient maximales en un endroit de l'élément de voilure correspondant à son milieu dans le sens longitudinal.

Afin de permettre aux moyens de haubanage de remplir leur rôle de la meilleure façon, les câbles ou éléments de voilure formant le hauban sont disposés de manière croisée, et sont solidarisés symétriquement sur le fuselage de manière que les points d'attache sur ce dernier soient placés symétriquement par rapport au plan médian longitudinal dudit fuselage. Ainsi, les efforts repris par lesdits moyens n'entraînent pas de déséquilibre pour l'aéronef.

L'extrémité distale de chacun des câbles ou éléments de voilure formant haubans peut être solidarisée sur l'aile correspondante, soit à l'extrémité distale, soit en un point de celle-ci déterminé de façon à permettre une reprise adéquate des contraintes.

L'invention sera bien comprise à la lumière des dessins annexés.

Les figures 1, 2 et 3 montrent un exemple de réalisation de de l'aéronef selon l'invention respectivement de côté, en plan et en vue frontale.

Les figures 4, 5 et 6 sont des vues schématiques d'une variante de réalisation de l'aéronef selon l'invention respectivement de côté, en vue frontale et en plan.

La figure 7 est un schéma en vue frontale d'un exemple de réalisation de l'aéronef montrant le diagramme de variation du moment d'inertie en fonction de la distance longitudinale.

La figure 8 montre en vue frontale partielle, une variante de réalisation des points d'attache des haubans sur les ailes d'une structure de sustentation.

Les figures 9, 10 et 11 sont des vues schématiques respectivement de côté, en plan et frontale d'une seconde variante. Les figures 12 et 13 montrent de côté et en plan un aéronef pourvu de structures doublées.

5 Les exemples de réalisation montrés sur les figures se rapportent plus particulièrement à des aéronefs sans moyens de propulsion autonomes, tel que des planeurs, et du type à plan dit canard (c'est-à-dire sans empennage mais comportant des volets ou ailes additionnels à l'avant). Bien entendu,
10 l'invention n'est nullement limitée à ce genre d'aéronef, mais est susceptible de s'appliquer à tout aéronef, pourvu ou non de moyen de propulsion, avec ou sans empennage.

L'aéronef 1 montré sur les figures 1 à 3 comporte un fuselage 2 de part et d'autre duquel est disposé une structure de sustentation 3, 4. Les structures 3 et 4 sont identiques et
15 constituées chacune de deux ailes portantes respectivement 5,6 et 7,8. Les extrémités distales de chaque couple d'ailes 5,6 et 7,8 sont reliées deux à deux par des corps fuselés respectifs 9,10 pourvus d'ailerons additionnels 11,12.

20 L'aéronef 1, étant du type à plan canard, comporte un volet stabilisateur avant 13, disposé dans l'exemple des figures 1 à 3 à l'extrémité d'un mât 14.

Chaque structure de sustentation 3,4 comporte une aile inférieure (5 et 7) et une aile supérieure (6 et 8). Ces dernières
25 (6 et 8) sont reliées au fuselage 2, en avant, suivant le sens de l'écoulement aérodynamique, par rapport aux ailes inférieures 5 et 7, dans l'exemple des figures.

L'aéronef comporte des moyens de haubanage constitués de câbles métalliques 15, 16 pour la structure 3 et 17,18 pour la structure
30 4. Chacun desdits câbles est relié au fuselage 2 et à l'extrémité distale de chaque aile. Les moyens de haubanage permettent de reprendre les efforts de flexion et de torsion imposés aux ailes de chaque structure.

Selon l'exemple des figures 1 à 3, les ailes supérieures 6 et 8 sont recourbées à leur extrémités distales selon un panneau oblique latéral 19, 20 relié aux corps fuselés respectifs 9 et 10.

5 Les figures 4, 5 et 6 montrent une variante de réalisation dans laquelle chaque structure de sustentation 21 (et 22) est constituée d'une aile inférieure 24 (26) et d'une aile supérieure 23 (25),
10 reliées à leur extrémité distale par un corps fuselé 27 (et 28), formant ainsi, avec le côté du fuselage 29, en vue frontale un triangle (voir la figure 5). Par comparaison, l'exemple de figure 3 montre des structures de sustentation en forme de trapèze.

Selon la figure 7, est montré schématiquement en vue frontale un aéronef pourvu d'un fuselage 30 et de deux structures 31
15 et 32 composées chacune de deux ailes 33, 34 et 35, 36 reliées deux à deux à leur extrémité distale par un panneau latéral 37, 38.

Chaque aile présente une structure étudiée et conçue de manière que son moment d'inertie, variant en fonction de la distance longitudinale, présente un maximum au centre de celle-ci. Les courbes
20 39 représentent de manière schématique et symbolique cette variation du moment d'inertie de chaque aile 33 et 34. De même, la variation (non représentée) de la valeur de la portance de chaque aile en fonction de la distance longitudinale présente
25 un maximum sensiblement au centre de l'aile. On obtient ainsi une répartition adéquate, aussi bien pour la reprise des contraintes auxquelles est soumise l'aile, qu'en ce qui concerne les caractéristiques de sustentation.

Les câbles de haubanage reprenant les efforts de torsion et de flexion pour assurer la rigidité de chaque structure, il est
30 donc possible de relier les ailes au fuselage de manière articulée, ainsi que les extrémités distales de ces dernières entre elles. Les articulations, symbolisées sur la figure 7

par les points 40, 41, 42 sont réalisés dans le plan vertical de la figure 7, c'est-à-dire transversal à la direction de l'écoulement aérodynamique. On aboutit ainsi à la réalisation d'une structure articulée. Les liaisons entre le fuselage et les ailes et des ailes entre elles, des réalisations des figures 1 à 6, peuvent bien entendu être constituées d'articulation de ce type.

Suivant l'exemple des figures 1, 2, 3 et 7, il est bien entendu nécessaire de prévoir des moyens de haubanage si les ailes sont montées articulées sur le fuselage et entre elles. Ces moyens ne sont pas nécessaires dans la réalisation des figures 4, 5 et 6 du fait que la structure articulée triangulaire obtenue est en équilibre, constituant une structure autoporteuse.

Les points d'attache des câbles de haubanage sur les ailes peuvent être disposés aux extrémités distales des ailes ou en un autre point de ces dernières, ainsi que montré sur la figure 8. Les distances a et b sont calculées en fonction des impératifs liés à la géométrie de la structure. Les câbles de haubanage peuvent être croisés ou disposés de tout autre manière.

Sur les figures 9, 10 et 11 est représentée une variante de réalisation dans laquelle les moyens de haubanage sont constitués d'éléments de voilure 43, 44 et 45, 46 formant des plans porteurs. De préférence, les haubans ainsi formés d'éléments de voilure ont un profil tel qu'ils présentent les mêmes caractéristiques que les ailes, à savoir des variations longitudinales du moment d'inertie et de la portance présentant une valeur maximale en leur centre.

Chaque hauban, câble ou élément de voilure est solidarisé symétriquement sur le fuselage de manière que les points d'attache de chaque hauban soient disposés par paire symétriquement par rapport à un plan médian longitudinal. Cette disposition assure une répartition adéquate des efforts de torsion et flexion repris par lesdits haubans.

Dans le cas où les structures sont rigides, c'est-à-dire lorsque les ailes ne présentent pas de degré de liberté par rapport au fuselage et/ou aux panneaux d'extrémité de voilure, ou lorsque leur rigidité propre est trop grande malgré l'articulation de leurs attaches, il peut être avantageux de prévoir des moyens de suspension élastique permettant un mouvement relatif limité de chaque aile ou de chaque hauban par rapport au fuselage.

Ces moyens de suspension élastique sont par exemple constitués d'un cylindre dans lequel est susceptible de se mouvoir un piston (solidaire d'une tige reliée soit à l'aile ou à l'hauban correspondant) à l'encontre d'un ressort, par exemple, déformable pour une force donnée. La chambre du cylindre peut être également reliée à un circuit de pression hydraulique ou mixte air-liquide.

Ainsi, chaque aile ou hauban, solidarisé au fuselage par l'intermédiaire des moyens de suspension élastique, est susceptible de se mouvoir de manière limitée, lorsque les forces dépassent une valeur fixée à l'avance et correspondant à la pression hydraulique et/ou la force de déformation du ressort. On obtient par là une déformation légère de la structure qui évite aux ailes et aux haubans de subir des contraintes trop fortes sans enlever notablement de rigidité à la structure de voilure.

Les ailes, et les haubans de chaque structure étant généralement fixés sur une même droite transversale à l'avancement, il est avantageux de prévoir un double cylindre muni de deux chambres, (un pour chaque fixation d'aile disposée de manière symétrique sur le fuselage), pourvue chacune d'un piston, d'une tige, d'un ressort et/ou reliée à un circuit de pression hydraulique.

Sur les figures ont été représentés des aéronefs dont la zone d'attache des ailes supérieures de chaque structure

.../...

est disposée en avant de celle des ailes inférieures. Bien
entendu, ces zones d'attache respectives peuvent également
être situées, soit dans un même plan vertical transversal
à l'avancement, soit en arrière l'une de l'autre (à l'inverse
5 des figures).

Les figures 12 et 13 montrent respectivement de côté et en
plan (partiellement) une variante de réalisation d'un aéronef
pourvu de deux structures de chaque côté du fuselage,
disposée en des zones d'attache décalées chacune dans le
10 sens longitudinal. Cette configuration convient à des
aéronefs de taille relativement plus grande, qui conserve
ainsi les avantages apportés par l'invention.

REVENDICATIONS

- 1.- Aéronef pourvu de part de d'autre de son fuselage, d'au moins
une structure de sustentation constituée d'au moins deux
ailes dont les extrémités distales sont reliées, soit entre
elles soit à au moins un élément de voilure, chaque
5 structure formant en vue de face avec les côtés dudit
fuselage un polygone fermé, et comportant une aile supérieure
et une aile inférieure, la zone d'attache de cette dernière
sur le fuselage étant éventuellement décalée suivant la direction
de l'écoulement aérodynamique par rapport à la zone d'attache
10 de l'aile supérieure, caractérisé en ce que chacune des ailes
(5, 6, 7, 8) est réalisée de manière que les valeurs du moment
d'inertie et de la portance variant toutes deux en fonction
de la distance longitudinale, prennent chacune une valeur
maximale en un endroit de l'aile autre qu'à l'emplanture.
- 15 2- Aéronef selon la revendication 1, caractérisé en ce que chaque
structure (3,4) comporte des moyens de haubanage (15, 16, 17, 18).
- 3.- Aéronef selon l'une des revendications 1 ou 2,
caractérisé en ce que l'endroit de chaque aile correspondant
aux valeurs maximales du moment d'inertie et de la portance,
20 est situé sensiblement au centre de l'aile considérée dans
le sens longitudinal.
- 4- Aéronef selon l'une des revendications 1 ou 2,
caractérisé en ce que les ailes (31, 31, 33, 34) sont solidarisées
sur le fuselage de manière articulée en rotation dans une
25 plan vertical transversal à l'écoulement aérodynamique .
- 5.- Aéronef selon la revendication 4 ,
caractérisé en ce que chaque structure (21, 22) est constituée
de deux ailes dont les extrémités distales (23, 24, 25, 26) sont
reliées de manière articulée en rotation dans un plan
30 parallèle aux plans d'articulation des ailes sur le fuselage
(29), de manière à constituer un triangle articulé.

- 6.- Aéronef selon la revendication 4,
caractérisé en ce que chaque structure de sustentation comporte
deux ailes reliées à leur extrémités distales à un panneau
de voilure de manière articulée en rotation dans un plan
vertical transversal à la direction de l'écoulement aérodynamique.
- 7.- Aéronef selon l'une des revendications 2 à 6,
caractérisé en ce que les moyens de haubanage sont constitués
de câbles métalliques (15, 16, 17, 18).
- 8.- Aéronef selon l'une des revendications 2 à 6,
caractérisé en ce que les moyens de haubanage sont constitués
d'éléments de voilure (43, 44, 45, 46) jouant le rôle
de plans porteurs.
- 9.- Aéronef selon la revendication 8,
caractérisé en ce que les éléments de voilure (43, 44, 45, 46)
formant haubans présentent une structure telle que les valeurs
du moment d'inertie et de la portance variant en fonction de
la distance longitudinale soient maximales en endroit l'élément
de voilure correspondant à son milieu dans le sens
longitudinal.
- 10.- Aéronef selon l'une des revendications 2 à 9, caractérisé
en ce que, dans chaque structure, l'une au moins des ailes,
ou l'un au moins des haubans, est solidarisé sur le fuselage
par l'intermédiaire de moyens de suspension élastique,
autorisant un mouvement relatif limité de l'aile ou du hauban
correspondant par rapport au fuselage.

1/4
Fig:1

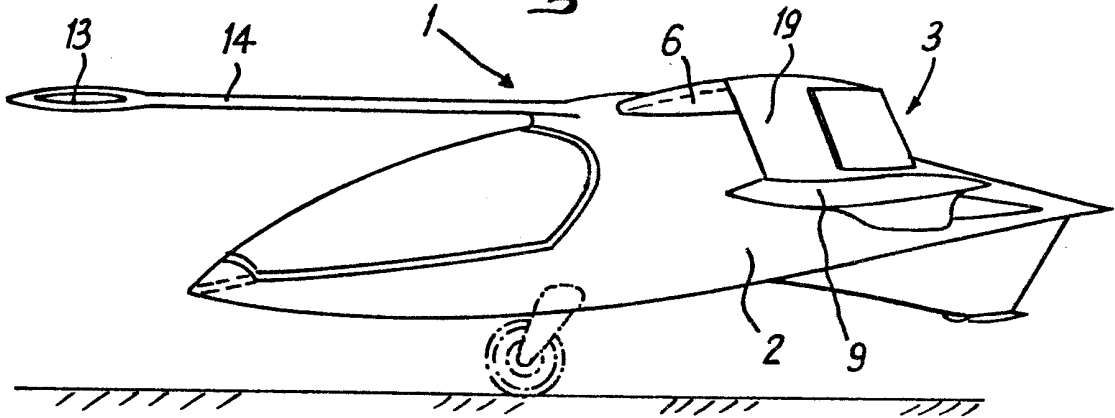


Fig:2

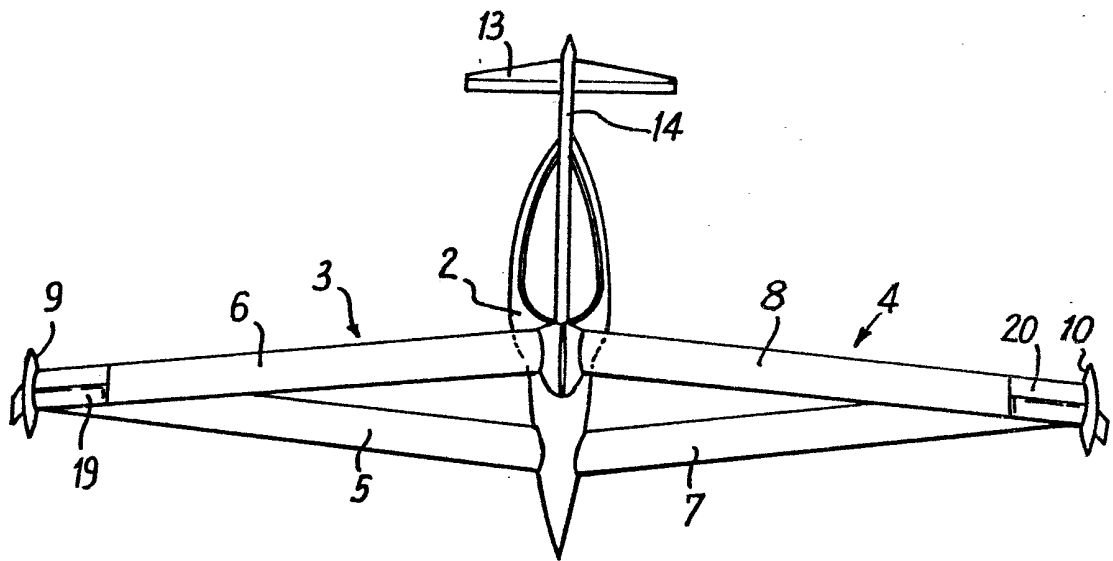
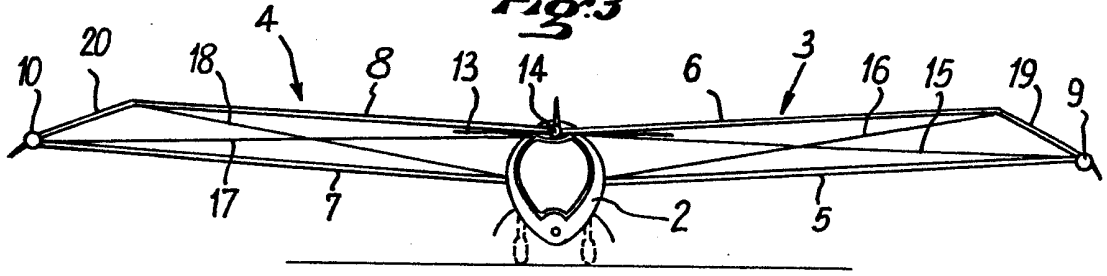
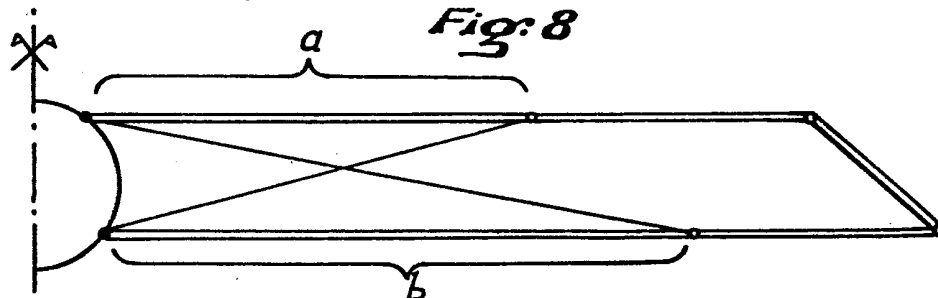
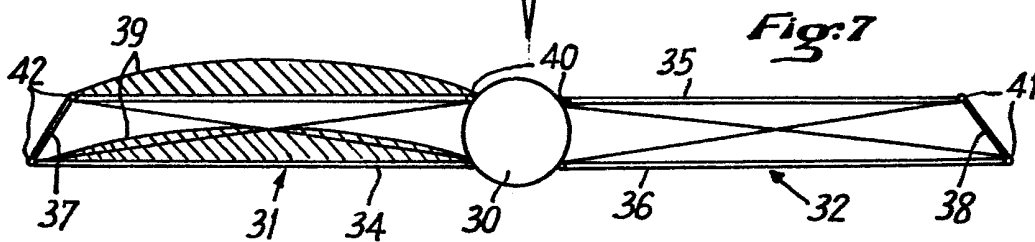
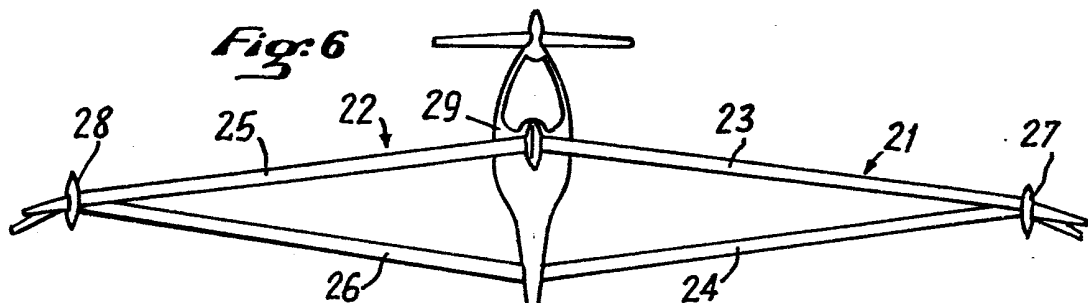
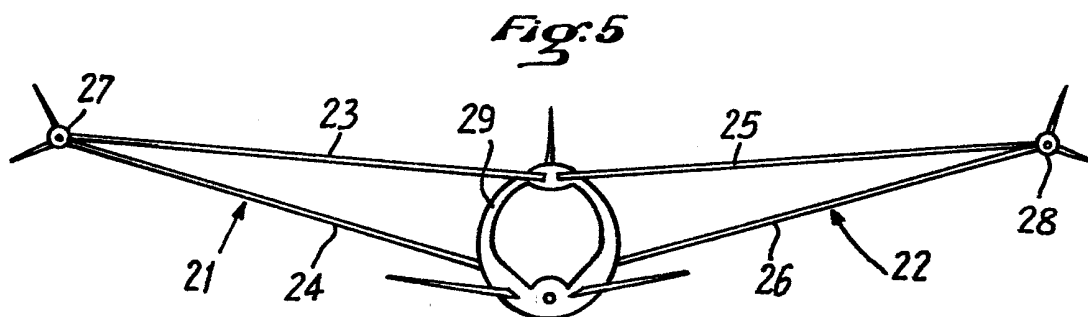
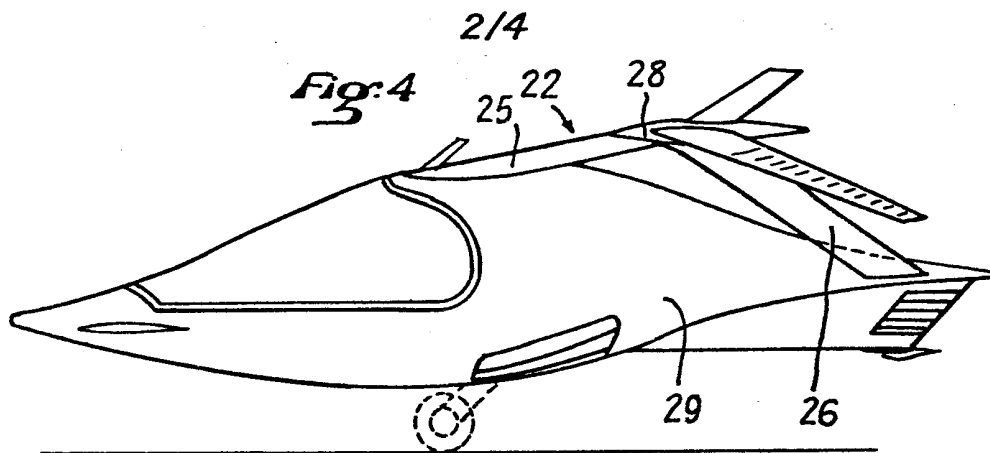


Fig:3





3/4

Fig:9

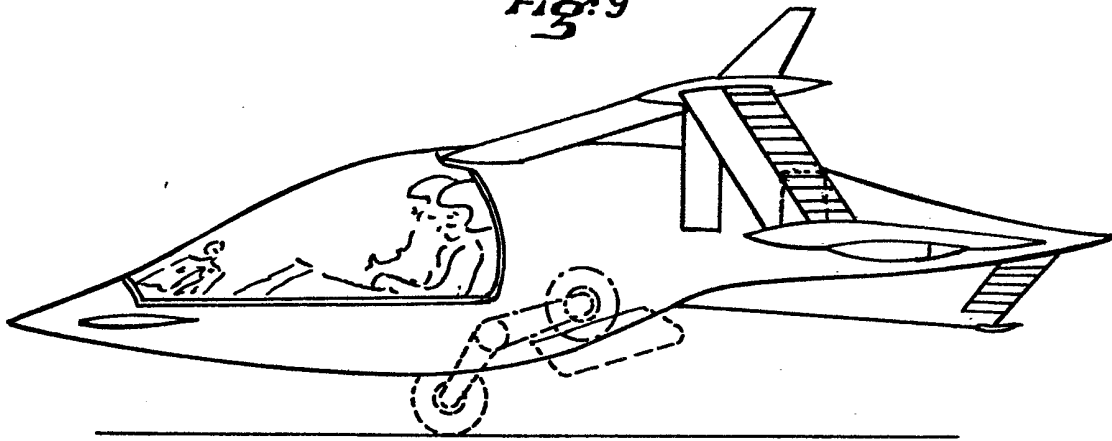


Fig:10

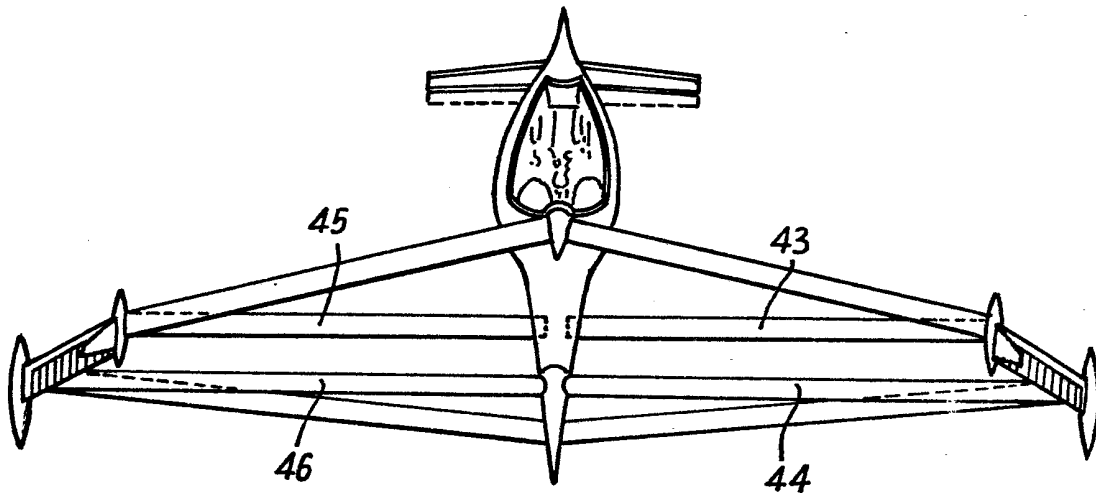


Fig:11

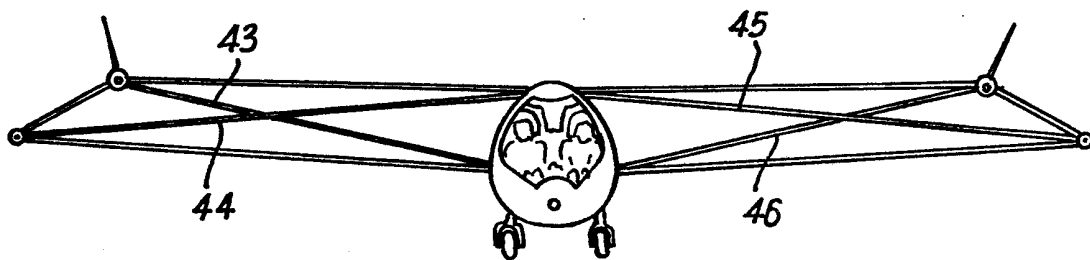


Fig.12

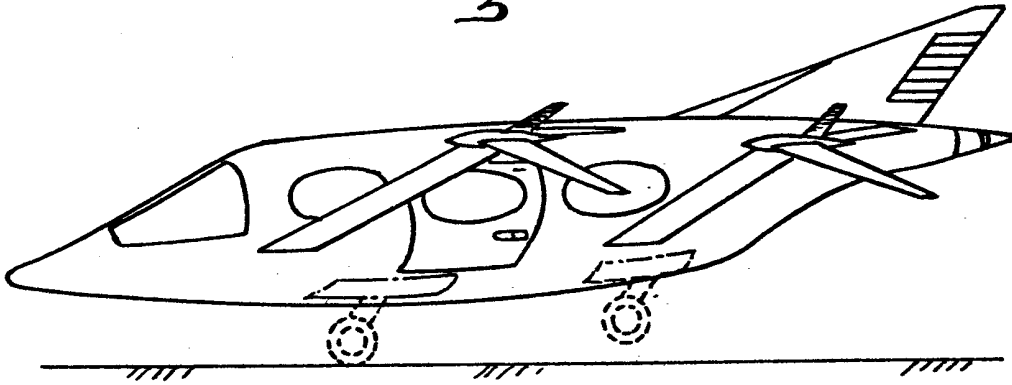


Fig.13

