

Perfectionnements aux hélices sustentatrices à réaction et applications aux appareils à voilure tournante. (Invention : André LAVILLE, Francis MAILLARD et Jean BEZIAUD.)

Société anonyme dite : SOCIÉTÉ NATIONALE DE CONSTRUCTIONS AÉRONAUTIQUES DU SUD-OUEST résidant en France (Seine).

Demandé le 12 avril 1945, à 16^h 40^m, à Paris.

Délivré le 29 août 1951. — Publié le 12 décembre 1951.

(Brevet d'invention dont la délivrance a été ajournée en exécution de l'article 11, § 7, de la loi du 5 juillet 1844 modifiée par la loi du 7 avril 1902.)

On connaît déjà de nombreux appareils à hélices sustentatrices ou à voilure tournante et on sait que, suivant le mode d'utilisation de la puissance installée, ces appareils peuvent se classer en trois catégories (classification anglaise) :

Les hélicoptères, dans lesquels la totalité de la puissance motrice est utilisée par la voilure tournante et qui ne comportent pas d'hélice de translation;

Les gyroplanes, dont le type le plus représentatif est l'appareil « La Cierva »; dit autogire, dans lesquels la puissance motrice est en vol entièrement transmise à une hélice de translation, la voilure sustentatrice fonctionnant en auto-rotation;

Les gyrodynes, qui peuvent partager leur puissance motrice entre une hélice de translation et leur voilure sustentatrice (aussi appelés gyroptères dans la classification de M. Lapresles).

En outre des hélices sustentatrices ont déjà été proposées pour accroître la force ascensionnelle d'appareils plus légers que l'air.

Parmi les appareils à voilure tournante commandée, ceux qui fonctionnent à réaction, c'est-à-dire ceux dans lequel le rotor sustentateur tourne sans prendre appui sur le fuselage, présentent un intérêt particulier. En effet, l'absence de couple de réaction sur le fuselage permet une simplification considérable des organes de contrôle et du pilotage.

Pourtant ce genre d'appareils n'a pas reçu jusqu'ici d'application pratique, car on rencontre dans la réalisation des difficultés d'installation et, en outre, le rendement n'en est pas satisfaisant.

C'est qu'en effet le mouvement du rotor développe sur les organes tournants, qui en sont solidaires, des efforts gyroscopiques intenses. De ce fait l'endurance mécanique de ces dispositifs et de la pale, qui les supporte, est pratiquement impos-

sible à assurer dans les limites de poids acceptables.

On est alors obligé de se contenter de modes de propulsion par réaction ne comportant que des organes fixes.

Deux solutions ont été proposées.

La première utilise des tuyères autoproductives, à fonctionnement continu ou discontinu. Le rendement de ce dispositif est médiocre et l'importance considérable de la tuyère nuit au rendement aérodynamique des pales en rotation.

Dans la seconde solution, le rotor est alimenté par sa partie centrale en gaz sous pression, soit air comprimé provenant d'un compresseur, soit gaz chauds provenant d'un générateur. Ces gaz sont produits dans le fuselage, puis amenés par des canalisations traversant l'axe du rotor et l'épaisseur de la pale jusqu'à l'extrémité de celle-ci où ils s'échappent à l'air libre en sens inverse du mouvement de rotation de façon à produire l'effort moteur nécessaire.

Le rendement de ce système est meilleur que celui de la tuyère autoproductrice. Néanmoins, deux considérations obligent à y renoncer : d'une part, l'entraînement à réaction oblige à adopter une puissance et un poids moteur très supérieurs à ceux qui suffiraient à l'entraînement mécanique; d'autre part, le débit qu'il faut assurer à travers les pales du rotor est difficilement compatible avec la section de passage disponible.

Selon l'invention, une partie seulement de la puissance de réaction est demandée à des gaz comprimés se détendant et s'échappant par des ajutages placés aux extrémités des pales, le complément de la puissance de réaction nécessaire étant fourni par la combustion dans le sein de ces gaz comprimés d'un combustible d'appoint qui en élève la température et la pression.

On peut ainsi utiliser une puissance motrice, destinée à tourner les gaz comprimés, d'importance relativement réduite, tandis que l'amenée de combustible aux brûleurs voisins des ajutages d'éjection ne nécessitera qu'une installation légère comprenant une pompe de refoulement et les canalisations correspondantes.

Le rendement d'une tuyère à réaction de ce genre est plus satisfaisant que celui des tuyères autoproductives connues, étant donné que la combustion dans l'air comprimé s'effectue à un taux plus favorable que la combustion à l'air libre. En outre, une partie importante de la puissance utilisée étant fournie par le brûleur, le volume des gaz à débiter est considérablement réduit, et le problème de leur passage à travers les pales du rotor peut être facilement résolu.

La combustion a lieu dans une chambre à laquelle aboutissent respectivement les canalisations de gaz comprimé et de combustible. Cette chambre a une forme convergente vers l'ajutage de sortie, de manière à donner aux gaz une grande vitesse d'échappement favorisant la réaction. Cette chambre peut être radiale, auquel cas les gaz sont déviés tangentiuellement à la pale par des aubages immédiatement avant leur sortie ou, au contraire, tangentielle, auquel cas les gaz sont déviés avant leur entrée dans ladite chambre.

Les perfectionnements selon l'invention permettent de réaliser des aéroplanes dont la source d'énergie motrice est essentiellement constituée par un appareil produisant de l'air comprimé ou, éventuellement, un mélange d'air comprimé et de gaz brûlés.

Pour les hélicoptères ne comportant pas d'hélices de traction horizontale, l'installation motrice comportera exclusivement cette source de gaz comprimé.

Pour les appareils comportant à la fois un rotor de sustentation et une hélice de traction, plusieurs solutions sont possibles. On pourra, par exemple, utiliser le moteur actionnant l'hélice propulsive pour faire fonctionner un groupe compresseur et une pompe à combustible destinés à l'alimentation du rotor de sustentation. Le décollage, le vol au point fixe et l'atterrissage pourront ainsi avoir lieu en vol hélicoptère après débrayage de l'hélice de traction, tandis que le vol de croisière aura lieu en vol autogyre, c'est-à-dire rotor non alimenté et hélice propulsive embrayée.

Ce résultat peut être aussi obtenu à l'aide d'un groupe compresseur fournissant de l'air ou un mélange de gaz comprimés alternativement à une turbine à gaz actionnant l'hélice propulsive et au rotor à réaction.

La consommation spécifique étant plus élevée dans le vol hélicoptère que dans le vol autogyre en raison du mécanisme à réaction, les manœuvres

(atterrissage, décollage) se feront en vol hélicoptère tandis que la croisière aura lieu en vol autogyre.

Enfin, à titre de variante, on peut prévoir, lorsqu'on utilise un groupe compresseur entraîné par le moteur de l'hélice propulsive, la suralimentation dudit moteur par le groupe compresseur pendant le vol autogyre, en particulier pour les hautes altitudes.

Les appareils à voilure sustentatrice selon l'invention fonctionnant par réaction possèdent de grands avantages. Leur pilotage est facile en raison de l'absence de couple de réaction exercé par la voilure sur le fuselage. Leur appareil moteur est simple et leur finesse aérodynamique améliorée.

La description qui va suivre en regard du dessin annexé, donné à titre d'exemple non limitatif, fera bien comprendre comment l'invention peut être réalisée, les particularités qui ressortent tant du dessin que du texte faisant bien entendu, partie de ladite invention.

Les fig. 1 et 2 montrent en perspective deux pales de voilures tournantes à réaction conformes à l'invention.

Les fig. 3 et 4 en sont respectivement les coupes longitudinales.

Les fig. 5 et 6 sont des exemples de montage d'un rotor montrant la disposition des canalisations de gaz et de combustible.

La fig. 7 schématise l'application de l'invention à un hélicoptère.

La fig. 8 montre l'application à un gyroplane

Les fig. 9 et 10 sont des variantes de réalisation de cette dernière application.

Les pales de rotor représentées par les fig. 1 à 4 comportent une enveloppe extérieure 1 convenablement profilée. A l'extrémité libre de la pale est placée une tuyère à réaction dont l'orifice débouche en 2. Les pales sont fixées sur le moyeu du rotor par les pattes 3 et elles comportent les canalisations d'amenée 4 pour les gaz comprimés et 5 pour le combustible. Ces canalisations sont en principe souples ou articulées de manière à permettre une modification de l'incidence des pales ou de la conicité du rotor. A l'intérieur de la pale, comme on peut le voir sur les coupes montrées par les fig. 3 et 4, les canalisations 4 et 5 sont prolongées jusqu'aux extrémités de ladite pale. La canalisation 5 est pourvue à son extrémité d'une série de petits orifices 6 destinés à pulvériser le liquide combustible. Ces orifices sont à l'origine d'une chambre de combustion 7 dans laquelle arrivent également par la canalisation 4 les gaz comprimés.

Sur la variante de la fig. 3 qui correspond à la perspective de la fig. 1, la chambre de combustion a une disposition tangentielle. Le trajet des gaz comprimés est infléchi par des aubages 8 disposés en amont de la chambre de combustion. Dans la variante des fig. 2 et 4 au contraire la chambre 7

à sa plus grande dimension en direction radiale et les aubages d'inflexion 9 sont disposées au voisinage de l'orifice de sortie 2.

La forme générale de la chambre de combustion est convergente de manière à accroître la vitesse de sortie des gaz vers l'orifice. Cette augmentation de vitesse s'accompagnant d'une détente et d'un refroidissement, la disposition représentée par les fig. 2 et 4 s'avère particulièrement avantageuse du fait que les aubages 9 ne sont pas soumis à la température élevée des gaz immédiatement après la combustion et que par suite leur conservation est mieux assurée. En outre, la disposition des fig. 2 et 4 permet d'améliorer la finesse de la pale.

La combustion à l'intérieur de la chambre 7 est amorcée soit par une bougie d'allumage 10, comme il est montré sur la fig. 3, soit par un simple filament incandescent 11 tel que sur la fig. 4.

Les pales qui viennent d'être décrites sont montées sur un moyeu de rotor dont les exemples de réalisation sont illustrés par les fig. 5 et 6.

Dans l'exemple de la fig. 5, le moyeu est monté à poste fixe au sommet de la cabane 12 qui surmonte la nacelle de l'appareil. Cette cabane porte le palier à billes 13 dans lequel pivote le moyeu creux 14 du rotor. Les déplacements axiaux de ce moyeu sont empêchés par deux butées à billes 15 et 15a qui enserrant ledit palier 13. La partie inférieure 14a du moyeu creux est raccordée à une calotte 17 servant à l'arrivée des gaz comprimés et du combustible. Les gaz comprimés arrivent par la canalisation 18 et un joint tournant 19 assure l'étanchéité entre la calotte fixe et le moyeu mobile. Ce joint d'un modèle connu peut être en labyrinthe, être un presse-étoupe, etc.

Le combustible arrive par la canalisation 20 et un autre joint tournant 21 assure le raccordement entre la canalisation fixe 20 et la canalisation en rotation 22.

La partie supérieure 14b du moyeu porte les pales 16, ainsi que les raccords des canalisations 4 et 5 qui conduisent à l'intérieur desdites pales. Ainsi qu'il est connu, cette partie supérieure porte également un tambour de frein 23, sur lequel agissent les segments 24, et les logements des axes d'articulation 25 des pales du rotor. Les axes 25 dit « axes de conicité » permettent aux pales de prendre automatiquement, sur l'horizontale, une inclinaison variable, fonction de la vitesse de rotation, de la gravité et de la réaction verticale exercées sur les pales. Sur les axes 25 sont articulés les bras 26 dont l'amplitude du mouvement, réglant la conicité du rotor, est limitée par les butées 27. Les bras 26 portent eux-mêmes les axes 28 dit « axes d'oscillation de la pale ou de traînée » et les axes 29 dit « axes de changement d'incidence ou de flottement » sur lesquels sont montées les pales proprement dites. L'incidence de celles-ci est commandée par des

guignols 30 reliés par les biellettes 31 à une couronne 32 tournant sur le palier à billes 33 porté lui-même par le plateau 34. Ce plateau dont la position est réglable par les biellettes 35 à la demande du pilote permet soit d'obtenir une modification simultanée et égale de l'angle de toutes les pales par une translation parallèle à l'axe du moyeu 14, soit une variation d'incidence périodique par inclinaison de ce plateau 34 sur la perpendiculaire à l'axe dudit moyeu.

Pour ne pas surcharger le dessin, on n'a pas représenté des dispositifs connus tels que des com-articulés, disposés d'une part entre la cabane 12 et le plateau 34 pour empêcher la rotation de celui-ci et d'autre part entre le moyeu 14 et la couronne 32 pour assurer au contraire la rotation de celle-ci.

On remarquera que, en cas de défaut d'étanchéité du joint 19, les gaz comprimés contenus à l'intérieur du moyeu tendent à passer dans la partie inférieure creuse 36 du bâti. De là, ils s'échapperaient vers le palier à billes du moyeu 14 et pourraient gêner la tenue mécanique des roulements. Pour éviter cet inconvénient, il est prévu de faire communiquer la partie 36 avec l'extérieur grâce à des orifices 37.

Dans la variante illustrée sur la fig. 6, le moyeu 38 du rotor est, au contraire, plein et l'air comprimé arrivant par la canalisation 39 traverse une chambre torique 40 avant de se rendre par les raccords 41 vers les pales. Un joint tournant 42 est comme précédemment interposé entre les parties fixe et mobile de ce moyeu. Il est également prévu un joint de ce genre en 43 et 44 et afin d'éviter l'inconvénient signalé en regard de la fig. 5, à savoir le passage des gaz comprimés à travers les roulements à billes du moyeu, des orifices 45 sont prévus pour l'évacuation desdits gaz qui auraient traversé le joint 43. Le combustible arrive en 46, et, grâce au joint tournant 47 parvient dans la canalisation 46a d'où il est dirigé vers les pales.

On remarquera sur ces figures que les joints tournants 47 et 21 utilisés pour le combustible ont été supposés étanches. Cette étanchéité difficile à réaliser en pratique, pour des liquides extrêmement fluides pourra, au moins dans la variante de la fig. 6, n'être qu'approximative. Il suffit en admettant une certaine proportion de fuite de carburant au droit du joint 47 de prévoir dans la chambre 48 une canalisation de retour du combustible vers le réservoir.

La variante représentée sur la fig. 6 correspondant à un rotor quadripale comporte comme précédemment des logements d'axes de conicité 49. On remarquera toutefois qu'elle ne comporte pas de plateau de réglage de l'incidence des pales. La variation de l'efficacité du rotor est obtenue par des articulations 50 et les biellettes 51 qui permettent d'orienter l'axe du rotor dans une direction

convenable pour obtenir la sustentation désirée.

Les rotors à réaction qui viennent d'être décrits peuvent être appliqués à tous les appareils comportant des voilures tournantes ou des hélices sustentatrices. L'exemple de réalisation montré par la fig. 7 est relatif à l'application à un appareil hélicoptère. Un rotor 52 du genre décrit est alimenté en gaz comprimé par la canalisation 53 et en combustible par la canalisation 54. L'air entrant en 53a arrive au compresseur 55 actionné par le moteur 56. Le combustible est prélevé dans un réservoir 57 par une pompe 58. Les débits du compresseur 55 et de la pompe 58 sont avantageusement conjugués pour toutes vitesses du moteur de manière que ces deux organes puissent être couplés sur un même axe.

Une application analogue peut être faite dans des appareils dit « gyrodynes », ainsi qu'il est montré par la fig. 8.

Le moteur 59, entraînant normalement l'hélice propulsive 60, est couplé par un embrayage 61 au groupe compresseur 62 et à la pompe 63. L'hélice 60 est à pas variable pouvant aller jusqu'au pas nul ou débrayable. Il est donc possible, grâce au moteur 59, d'entraîner soit l'hélice 60 et d'utiliser l'appareil en gyroplane, c'est-à-dire rotor débrayé, ou d'actionner grâce à l'embrayage 61 l'ensemble pompe-compresseur, l'hélice 60 étant débrayée de manière à ce que l'appareil fonctionne en hélicoptère.

Les exemples montrés par les fig. 7 et 8 comportent l'association d'un moteur et d'un compresseur d'air. Il est évident qu'un résultat analogue pourrait être obtenu en utilisant un groupe auto-compresseur fournissant un mélange d'air comprimé et une petite proportion de gaz brûlés.

Une forme d'utilisation avantageuse d'un groupe auto-compresseur de ce genre est illustré par la fig. 9. Le groupe auto-compresseur 64 fournit du gaz comprimé dans la canalisation 65. Celle-ci à l'aide d'un vannage double compensé 66 alimente, soit la canalisation 67 en direction de l'hélice propulsive, soit la canalisation 68 en direction du rotor. La canalisation 67 aboutit à une turbine à gaz 69 qui actionne l'hélice propulsive 70. La canalisation 68 alimente un rotor conforme à l'invention. Le vannage 66 permet de fermer l'une ou l'autre des canalisations, 67 et 68 ou de fractionner le débit de la canalisation 65 partie sur la turbine, partie sur le rotor. Ce vannage est avantageusement conjugué avec un embrayage 71 commandant la pompe à combustible 72 de manière à débrayer celle-ci lorsque la canalisation 68 correspondant au rotor est fermée.

Dans la variante de la fig. 10, le moteur 73 entraîne, comme sur la fig. 8, un groupe compresseur 74 et une pompe 75. L'air comprimé débité par le compresseur peut grâce à un vannage 76 être

orienté vers le rotor par la canalisation 77 ou vers le carburateur du moteur 73 par la canalisation 78. Cette disposition permet de suralimenter le moteur en cas de vol gyroplane à haute altitude.

Bien entendu, des embrayages 79 et 80 pouvant d'ailleurs être conjugués permettent de débrayer soit l'ensemble compresseur pompe, en cas de vol gyroplane à basse altitude, soit la pompe seule en cas de vol gyroplane à haute altitude.

Il va de soi que des modifications de détail peuvent être apportées au perfectionnement qui vient d'être décrit sans pour cela sortir du cadre de l'invention.

RÉSUMÉ.

La présente invention concerne notamment :

1° Un perfectionnement aux hélices sustentatrices actionnées par réaction consistant essentiellement à obtenir l'effet de réaction par l'échappement d'un fluide comprimé, chauffé immédiatement avant son passage dans l'orifice de sortie;

2° Des hélices sustentatrices ou voilures tournantes pourvues du perfectionnement spécifié sous 1°, pouvant comporter en outre les particularités suivantes prises séparément ou selon les diverses combinaisons possibles :

a. Les orifices de sortie sont au voisinage de l'extrémité des pales;

b. Le chauffage est obtenu par des brûleurs disposés dans une chambre de combustion convergeant vers l'orifice de sortie;

c. La chambre de combustion a une disposition tangentielle, c'est-à-dire perpendiculaire à la pale;

d. La chambre de combustion a une disposition radiale c'est-à-dire dans le prolongement de la pale;

e. Les gaz comprimés et le combustible sont amenés à la chambre de combustion par des tubulures traversant l'épaisseur de la pale, tubulures raccordées par des canalisations souples ou articulées à des canalisations centrales portées par le moyeu;

f. Les canalisations du moyeu pour les gaz comprimés et le combustible sont concentriques et axiales;

g. Les canalisations spécifiées sous f sont respectivement axiale pour le combustible et périphérique pour le gaz comprimé;

h. Les parties fixes et mobiles des canalisations sont raccordées par des joints tournants d'un modèle connu, par exemple en labyrinthe, presse-étoupe, etc.;

i. Les fuites de la canalisation de gaz sont évacuées à l'extérieur par des orifices empêchant la circulation accidentelle du gaz à l'intérieur du mécanisme;

j. Le combustible liquide s'échappant des joints tournants est ramené par une canalisation appropriée au réservoir;

3° Des aérodynes pourvus de voilures tournantes

telles que spécifiées sous 1° et 2° et en particulier des hélicoptères et des gyrodynes ou gyroptères;

4° Des formes de réalisation d'hélicoptères tels que spécifiés sous 3°, comportant en outre les particularités suivantes prises séparément ou en combinaison :

a. La source d'énergie de l'hélicoptère est constituée par un moteur couplé à un compresseur et à une pompe à combustible;

b. La source d'énergie est constituée par un groupe auto-compresseur actionnant en outre la pompe à combustible;

5° Des formes de réalisation des gyrodynes ou gyroptères pouvant comporter en outre les particularités suivantes prises séparément ou selon les diverses combinaisons possibles :

a. Le moteur prévu pour l'entraînement de l'hélice de propulsion actionne le groupe compresseur et la pompe qui alimentent le rotor;

b. Dans l'agencement spécifié sous a, l'ensemble groupe compresseur-pompe d'une part et l'hélice propulsive d'autre part peuvent être séparément débrayés;

c. Dans l'agencement spécifié sous a, le compresseur peut alimenter également, en totalité ou en partie, le carburateur du moteur;

d. L'appareil comporte comme source d'énergie motrice un groupe auto-compresseur et celui-ci peut alimenter séparément le rotor de sustentation ou une turbine à gaz actionnant l'hélice ou bien partager son débit entre ces deux organes.

Société anonyme dite
SOCIÉTÉ NATIONALE

DE CONSTRUCTIONS AÉRONAUTIQUES DU SUD-OUEST

Par procuration :

J. CASANOVA (Cabinet ARMENGAUD jeune).

www.australian-hang-glider-history.com

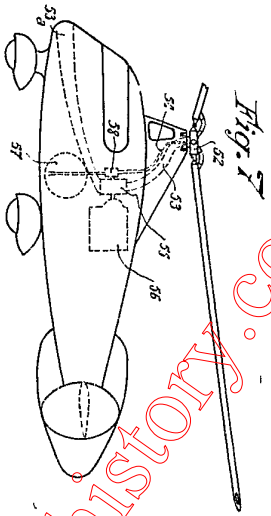


Fig. 7

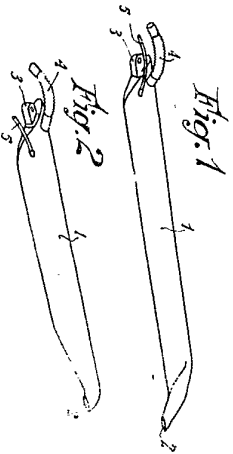


Fig. 1

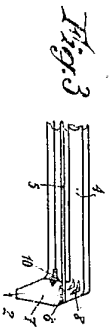


Fig. 3

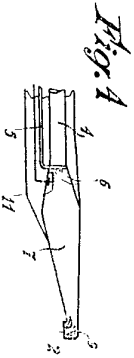


Fig. 4

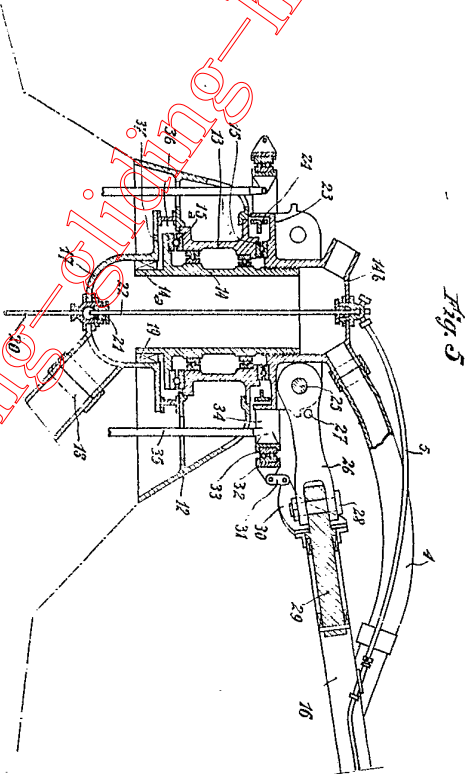
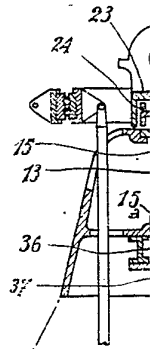
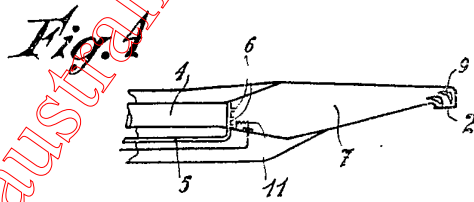
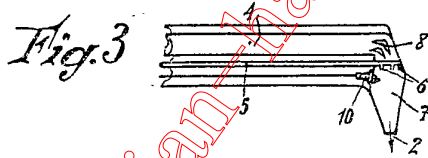
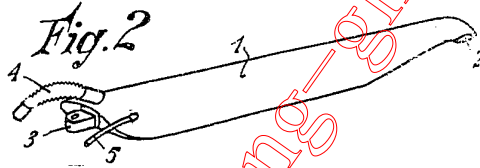
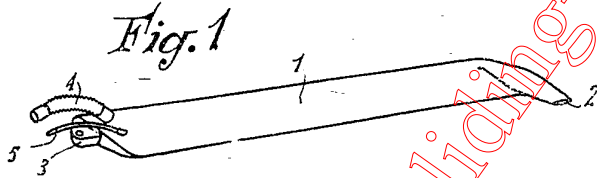
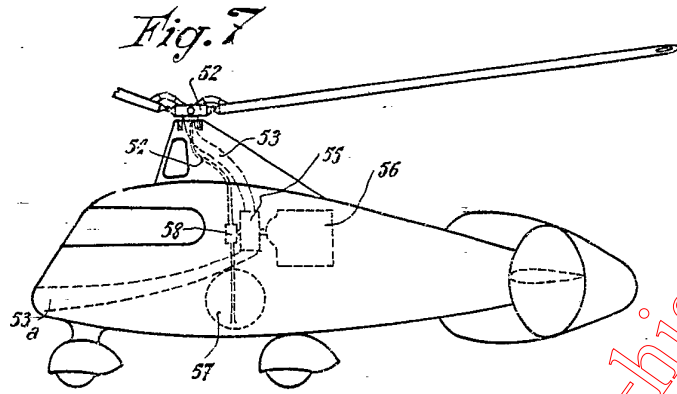


Fig. 5

www.austrian-hang-gliders.com

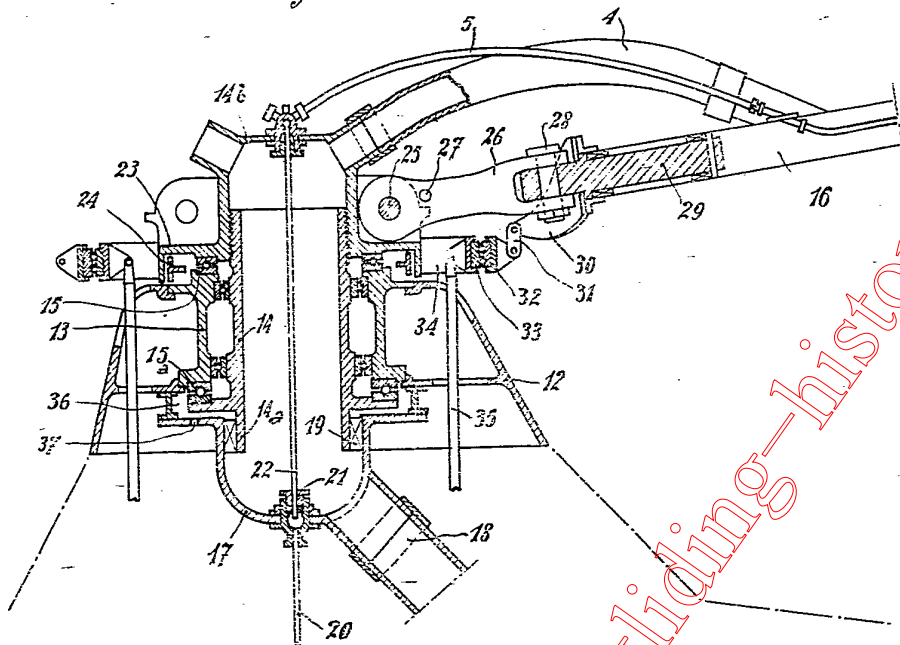


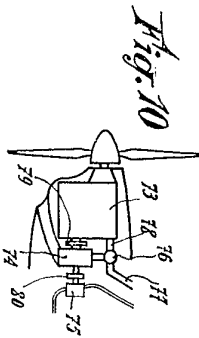
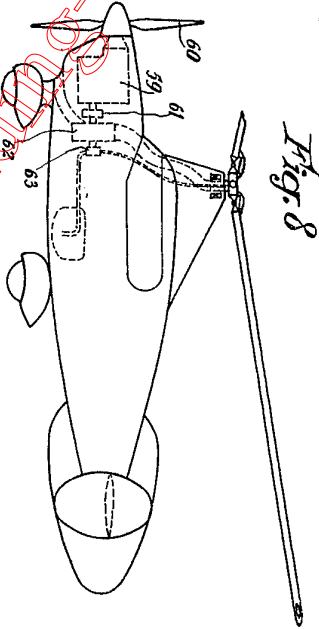
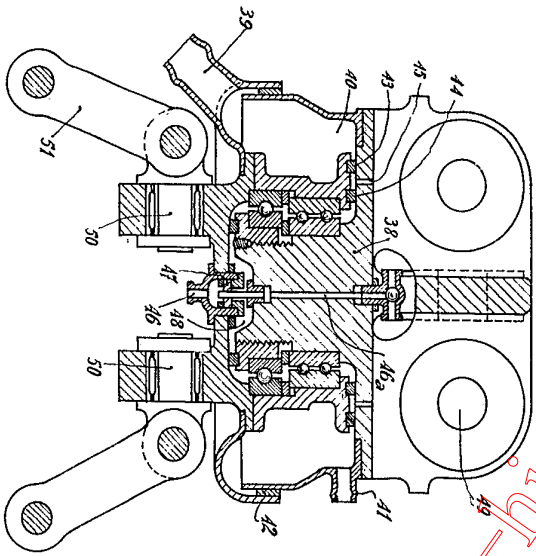
www.austrian-maps-online-history.com

anonyme dite :
ale de Constructions
ues du Sud-Ouest

2 planches. -- Pl. I

Fig. 5





www.austliian-supply.com
www.austliian-supply.com

N° 996.034

Société Anonyme dite :
Société Nationale de Constructions
Aéronautiques du Sud-Ouest

Fig. 6

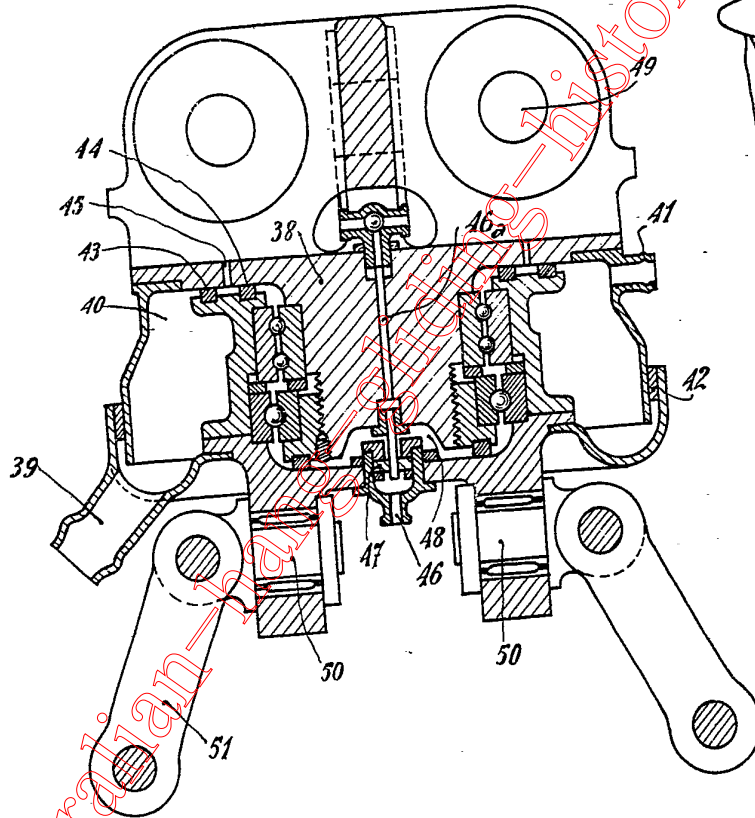


Fig. 7

A

anonyme dite :
de Constructions
es du Sud-Ouest

2 planches. — Pl. II

Fig. 8

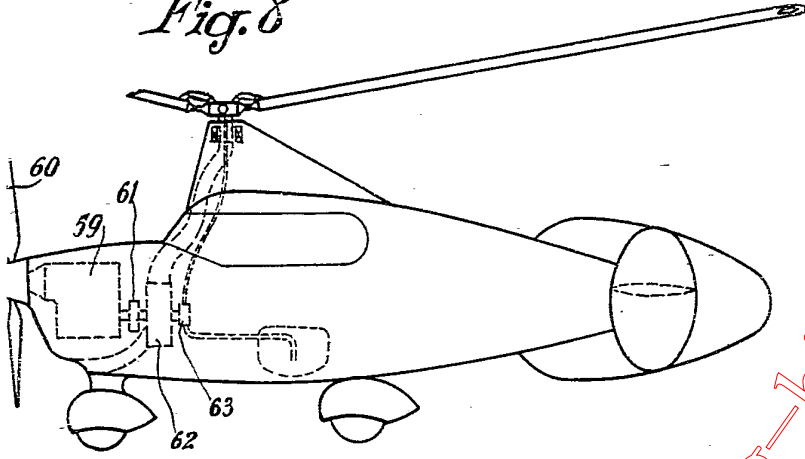


Fig. 9

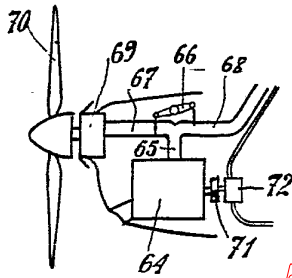
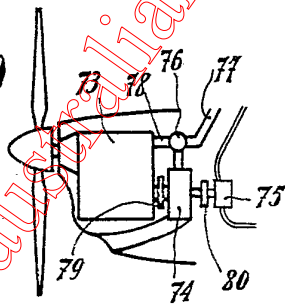


Fig. 10



www.austliian-hang-glider-history.com