

GYROPLANE

Traduction et adaptation française à contrôler par « Carter aviation »

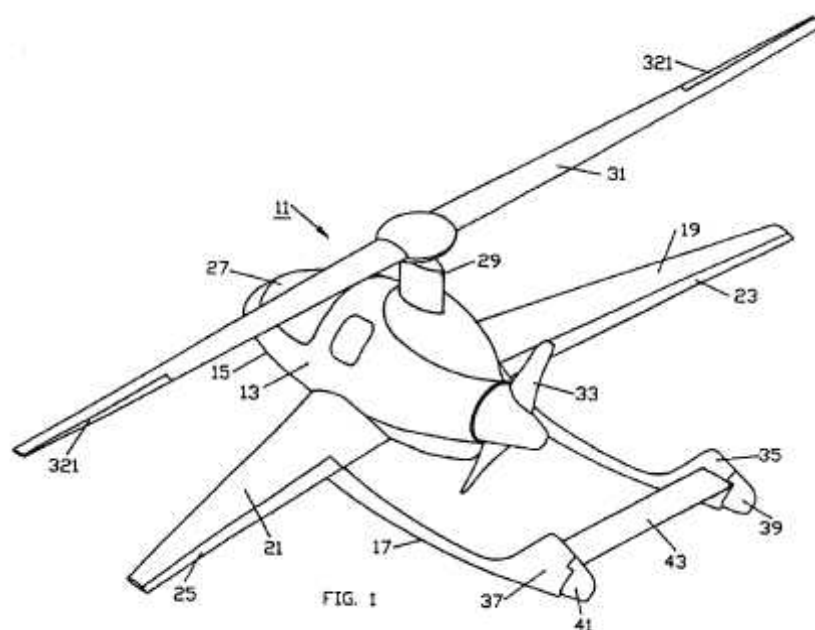
RESUME

L'amélioration du gyroplane porte

- sur le rotor (31) dont le ratio raideur en flexion (EI) / poids total gyroplane est de 80,000 PSI (5,500 bars ou 5,5 tonnes/cm²) ;
- sur le lest (321) des pales permettant de stocker un minimum de 270 joules par kilo de lest (100 pieds-livres par livre de lest (5.7 joules ou 4.2 pieds-livres)) pendant le pré-lancement avec des pales au pas minimum ;
- sur une commande de pas collectif rotor (31) permettant après l'arrêt du pré-lancement de faire monter l'aéronef à plus de 16 m ;
- sur une commande de pas collectif hélice (33) permettant de maintenir l'altitude initiale de 16 m tout en augmentant la vitesse horizontale de vol (portance produite d'abord par le rotor puis par les ailes) ;
- sur un système de commandes permettant d'optimiser la vitesse.

Ce système de commandes agit comme suit :

- l'inclinaison du disque rotor et le pas du rotor sont réduits pour faire baisser la vitesse de rotation et réduire la traînée en vol ;
- en vol horizontal, tant que le rotor est chargé, l'aile (19, 21) est maintenue au même angle d'attaque (0 degré en général) et le stabilisateur horizontal (43) ne bouge pas ;
- quand le rotor n'est plus chargé, les plans du rotor et du stabilisateur sont maintenus parallèles (angle d'attaque de 0 degré en général).



Schéma

Rotor (31) Lest (321) Mât rotor (29)
Fuselage (15) Poutre (17) Dérive (37) Gouvernail (41) Stabilisateur (43)
Ailes (19, 21) Ailerons (23, 25)
Hélice (33)

CONTEXTE DE L'INVENTION

Il y a trois types d'aéronef qui utilisent un rotor pour la portance :

- **Hélicoptère** : un rotor (axe vertical) fournit la portance et la poussée, une hélice (axe horizontal) produit la force anti-couple nécessaire; rotor et hélice anti-couple sont reliés au même moteur :
- **Autogire** : un rotor (axe vertical) fournit la portance et une hélice (axe horizontal) la poussée ; le vent relatif produit par le déplacement de l'aéronef met le rotor en auto-rotation ;
- **Gyroplane** : à basse vitesse, un rotor (axe vertical) fournit la portance et une hélice (axe horizontal) la poussée ; à la vitesse de croisière, le rotor ne fournit plus de portance celle-ci étant assurée par les ailes ; cet aéronef est prometteur en matière de grande vitesse de croisière avec un rotor peu chargé.

La recherche d'un aéronef à voilure tournante peu chargé ayant une vitesse de croisière égale ou meilleure que celle de l'avion commence à la création de l'autogire par [Juan de la Cierva](#) en Espagne en 1923. Elle marque le commencement d'une lignée d'autogires réussis produits en Angleterre et aux Etats-Unis par des compagnies dont la plus célèbre est Pitcairn.

Dans les années 1930, la technologie de l'autogire progresse rapidement ; la sécurité et l'utilité de celle-ci est visible et reconnue ; des autogires de la poste travaillent à partir du toit de l'Office des Postes de Philadelphie. Des autogires [Pitcairn](#) de 4 à 5 places sont mises sur le marché avec de plus petites. A lui seul, Pitcairn développe et produit 14 modèles (autogires et avions) entre 1930 et 1940. Ces appareils d'alors ont des performances équivalentes à celles de nos avions d'aujourd'hui (vitesse maximum de 270 km/h).

La technologie développée pour l'autogire permet de résoudre les problèmes du battement du rotor et des commandes de vol de l'hélicoptère ; elle conduit au développement de ce dernier de la fin des années 1930 jusqu'à nos jours.

Tous les concepts d'aéronef à rotor à grande vitesse implique un rotor déchargé en vol de croisière. Le [Rotodyne](#) de l'Anglais, Fairey, avec un rotor propulsé par jets d'air en bout de pale utilisé au décollage et à l'atterrissage, est au départ d'une compétition très fermée pour dépasser la vitesse de 340 km/h en 1959. Ce record est battu pour la première fois par le Russe [Kamov 22](#) qui atteint 365 km/h en 1961.

Aux Etats-Unis en 1956, le [MacDonnell XV-1](#), un autogire mixte rotor-aile avec rotor à jet d'air, atteint la vitesse non homologuée de 350 km/h.

Au cours des années 1960, 1970, 1980 et encore aujourd'hui, les concepts du rotor ralenti ou arrêté sont étudiés par « Bell Helicopter », « McDonnell Douglas (Hughes) » et « [Sikorsky](#) ». La DARPA et la NASA financent, au titre R&D, les recherches de ces sociétés ; ces recherches sont arrêtées au début des essais en vol vu la complexité des problèmes à résoudre.

Pourtant un aéronef à rotor ralenti ou même arrêté n'est pas forcément un ensemble complexe. C'est ainsi que dès 1937, le [Herrick](#) vole comme un biplan en palier mais comme un autogire au décollage et à l'atterrissage son plan supérieur devenant un rotor.

Cependant, pour qu'un gyroplane puisse réaliser un vol à grande vitesse, il faut pouvoir décharger le rotor pendant un vol horizontal en réduisant la portance aussi-près de zéro que possible. Cet objectif est décrit dans le [brevet No 3,155,341](#) du 3 Novembre 1964 déposé par « The Ryan Aeronautical Company ».

Aujourd'hui, le potentiel du gyroplane reste largement inutilisé ; son développement est arrêté par le virage vers d'autres horizons qu'a pris l'industrie aéronautique.

SYNTHESE DE L'INVENTION

L'objectif général de l'invention est de proposer des améliorations sur un gyroplane le rendant capable d'atteindre une vitesse de croisière plus grande et un plafond plus élevé.

Les améliorations portent :

- sur un rotor dont le ratio raideur en flexion (EI) / poids total gyroplane est de 80,000 PSI (5,500 bars ou 5,5 tonnes/cm²) ;
- sur un lest de pale suffisamment dense pour emmagasiner une énergie cinétique minimum de 270 joules par kilo de lest (100 pieds-livres par livre de lest (5.7 joules ou 4.2 pieds-livres)) pendant le pré-lancement du rotor à pas nul ;
- sur un système de changement de pas collectif rotor capable de faire monter l'aéronef à une hauteur de 16 mètres (50 feet) après débrayage du pré-lanceur ;
- sur un système de changement de pas de l'hélice propulsive augmentant sa poussée ;
- sur le transfert de la portance du rotor aux ailes pour augmenter la vitesse horizontale et maintenir l'altitude ;
- sur un système de commandes de vol améliorées permettant à cette vitesse d'être maximum ; avec ce système, l'angle d'attaque du disque rotor est réduit et le pas des pales rotor par rapport au disque est ramené à 0 degré pour minimiser la traînée pendant le vol ;
- sur un stabilisateur horizontal réglable à la queue qui permet, en vol horizontal tant que la vitesse permettant le déchargement du rotor n'est pas atteinte, de garder à l'aile le même angle d'attaque ; lorsque le rotor est déchargé, les plans du disque rotor et du stabilisateur sont parallèles et l'angle d'attaque généralement à 0 degré.

DESCRIPTION DES DESSINS ET EXPOSE DE L'INVENTION

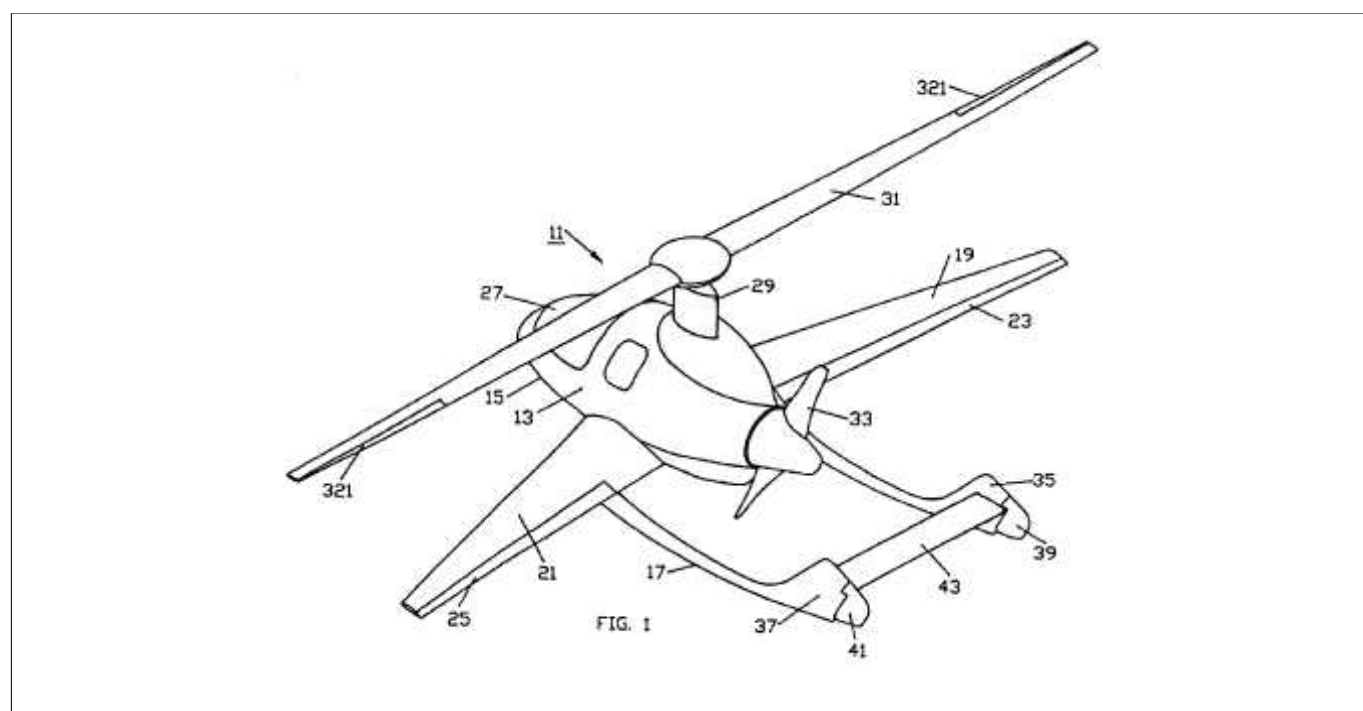


Fig. 1 – Vue en perspective du gyroplane

Rotor (31) Lest (321) Mât rotor (29)
Fuselage (15) Poutre (17) Hélice (33) Dérive (37) Gouvernail (41) Stabilisateur (43)
Ailes (19, 21) Ailerons (23, 25)

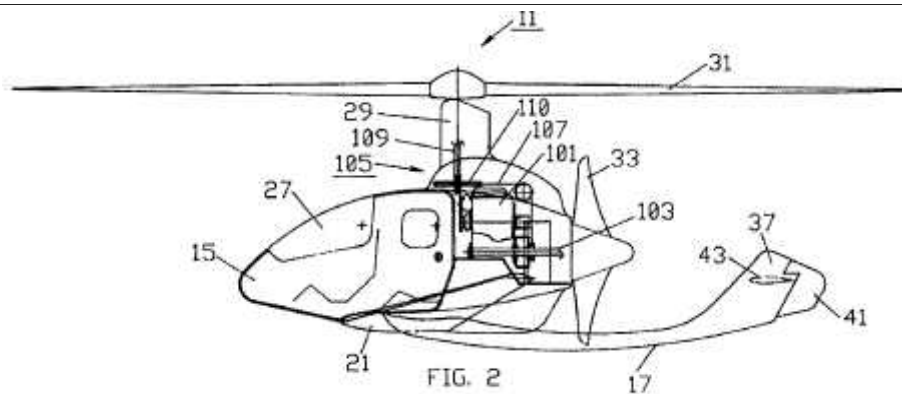


Fig. 2 – Vue en coupe du gyroplane

Axe rotor (109)

Moteur (101), Embrayage pré-lancement rotor (105), Courroie de pré-lancement (107)

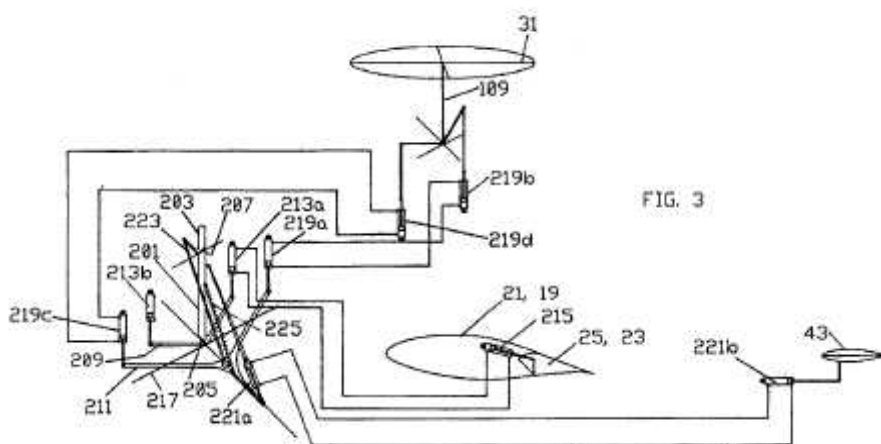


Fig. 3 – Schéma du système de commandes

Manche traditionnel (201) de commande

- du stabilisateur horizontal (43) via l'étrier (211) et cylindres (221a, 221b);
- des ailerons/volets (23, 25) via l'étrier (209) et cylindres (213a, 215) ;
- de la tête rotor en tangage et roulis (219c, 219d) ;

débattement de 0 à 45° arrière ; arrêteur neutre en tangage (205) au delà de l'avant de la verticale.

Poignée à tourner (203) au sommet du manche de commande

- du pas collectif (109) via l'étrier (211) et cylindres (219a, 219b) ; arrêteur (207) fonction de la position en tangage du manche.

Les cylindres asservis (213, 219, 221) sont réglés pour que, en palier, le stabilisateur horizontal donne le bon angle d'attaque aux ailes par rapport au vent relatif, le manche (201) soit en butée neutre sur arrêteur (205), la poignée (203) soit en butée neutre sur arrêteur (207), les ailerons/volets à 0 degré, l'axe rotor (109) soit perpendiculaire au stabilisateur horizontal.

Les positions relatives axe rotor (109), axe hélice (227), ailes (19, 21) et stabilisateur horizontal (43) sont indiquées sur les Fig. 1 à 10 dans différentes configurations de vol.

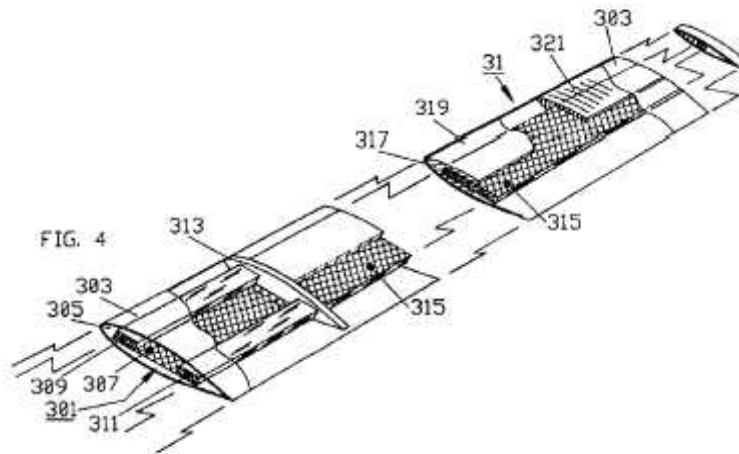


Fig. 4 – Schéma de la structure de la pale

La technologie utilisée pour le rotor est décrite dans le brevet No 4,366,387 « *Wind-Driven Generator Apparatus and Method of Making Blade Supports Therefor* » du 28 Décembre 1982.

Le rotor consiste en un espar de bout en bout, constitué de deux longerons (309, 311) en fibres de carbone montés librement à l'intérieur d'une coque aérodynamique en epoxy (303) vide permettant la torsion (changement de pas) et la flexion (conicité) ; ces longerons sont positionnés dans la coque par 2 membrures (313) sur lesquelles le revêtement (couches en fibres de carbone croisées incluses dans résine epoxy) est collé (résine avec des micro-sphères epoxy).

Une toile (307) en fibres de carbone croisées incluse dans une couche de résine epoxy pour raidir l'ensemble, s'étend de la membrure (313) entre ces des 2 longerons et recto-verso à leur jointure. Un lest (321) de 25 kilos d'uranium appauvri est placé en bout de pale.

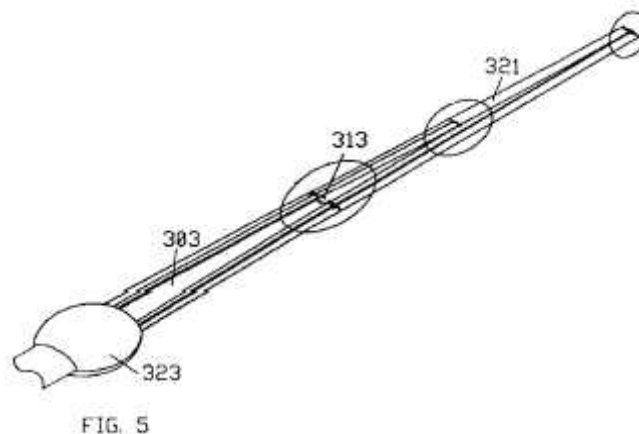


Fig. 5 – Schémas de la moitié droite de l'espar constituant le rotor

La partie vide du revêtement (303) permet la torsion (pas collectif) et la flexion (conicité). Les longerons passent de part et d'autre de la tête rotor dans la casserole (323) ; après avoir été réunis par la membrure (313) ils se rejoignent (321) et prennent une forme effilée en bout de pale.

Cet espar à 2 longerons est l'équivalent d'une poutre en I qui par construction se tord plus facilement qu'elle ne plie. Il a une grande raideur dans le plan afin d'avoir une grande fréquence propre longitudinale et une faible raideur en dehors du plan afin de conserver une conicité sans contraintes résultantes importantes et une faible raideur en torsion : ainsi, dans ce cas, une pale vide sur 2 m (6.5 feet) permet une torsion donnant un pas maximum de 10 degrés.

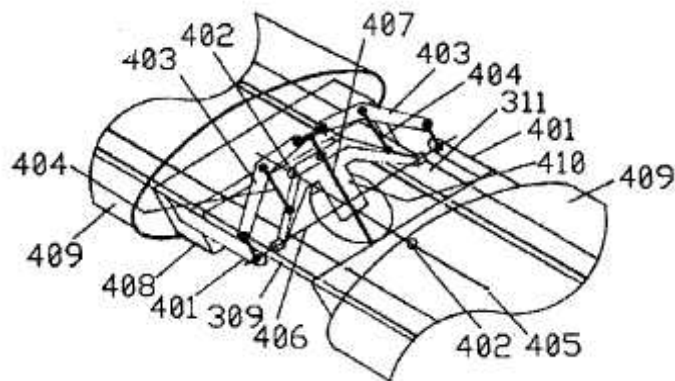


FIG. 6

Fig. 6 – Schémas de la commande de pas collectif

Le guignol de pas (401) fait tourner la pale en torsion autour du roulement à rotule (402) sur l'axe (405) de torsion de l'espar ; il est actionné par les culbuteurs de collectif (403) commandés par la tige (407) qui peut monter et descendre à l'intérieur de l'axe de rotation du rotor ; chaque culbuteur est monté sur une fourchette (404) prenant appui sur la broche portant le rotor. La tige (407) est actionné par le pilote à partir de la poignée de commande de pas collectif rotor sur le manche. Le rotor bat autour de l'axe (406).

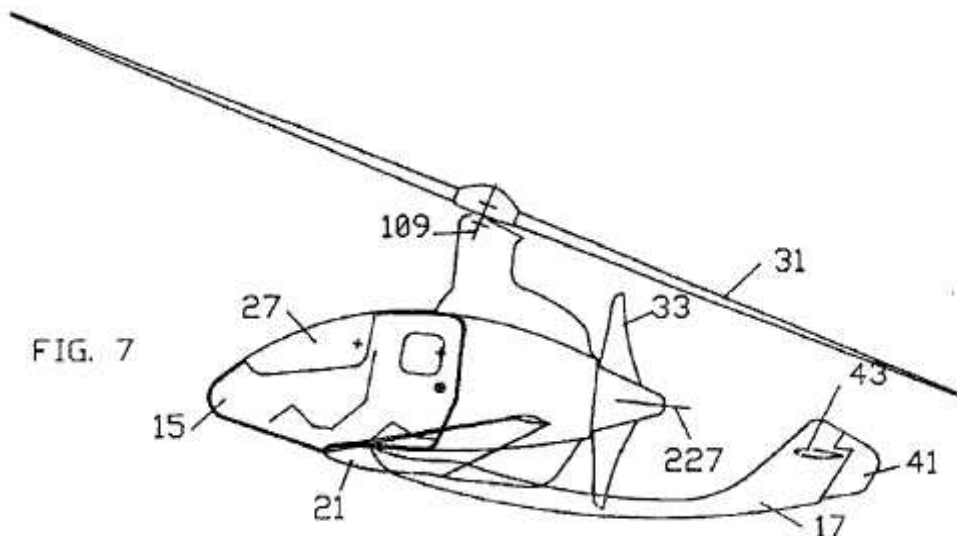


FIG. 7

Fig. 7 – Gyroplane – Décollage - Vol à vitesse minimum

Avant de décoller, le pilote prélace le rotor à 550 RPM ; comme l'aéronef est posé au sol, le couple en lacet est bloqué par le sol. A 550 RPM, le pilote arrête le pré-lancement (arrêt du couple en lacet) puis met plein pas collectif rotor – le gyroplane fait un bond de 16 m – et simultanément met du pas collectif hélice pour avancer. Une fois en hauteur, l'aéronef commence à avancer ; le pilote tire en arrière le manche pour recharger le rotor – le rotor a perdu une grande partie de son énergie cinétique – c'est à dire pour le mettre en autorotation dans le vent relatif produit par le déplacement en avant.

Les axe rotor (109) et hélice (227) forment un angle d'environ 60° ; les ailerons/volets (23, 25) sont descendus au maximum ; le plan du stabilisateur horizontal (43) est parallèle à l'axe hélice (227). Le stabilisateur horizontal (43) contrôle l'angle de tangage du gyroplane par rapport au vent relatif.

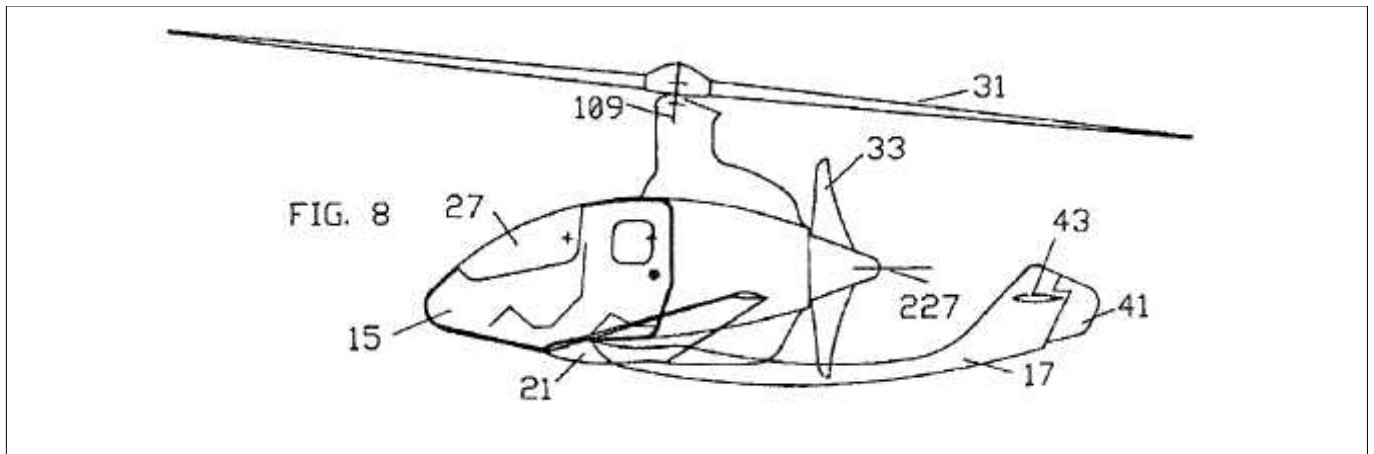


Fig. 8 – Gyroplane – Portance passe du rotor aux ailes

La vitesse est plus grande que sur la Fig. 7 ; les ailes et le rotor se partagent la portance ; le manche, les volets/ailerons (23, 25) et l'axe rotor sont moins inclinés en arrière ; le stabilisateur horizontal et l'axe d'hélice sont parallèles et pratiquement dans l'axe du vent relatif ; l'angle d'attaque des ailes est proche de celui permettant un ratio Portance/Traînée optimum.

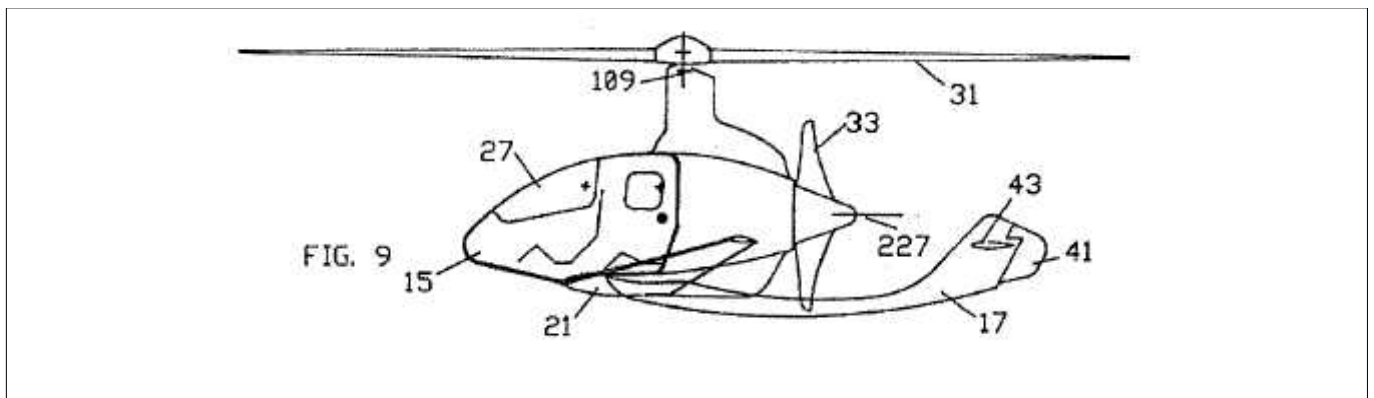


Fig. 9 – Gyroplane – Palier à vitesse de croisière

L'angle d'attaque des ailes est celui permettant un ratio Portance/Traînée optimum.
 Le manche (201) est sur la butée avant (205) ; les volets sont à 0 degré ; l'axe rotor est perpendiculaire au vent relatif et ne produit pas de portance.
 Le rotor est légèrement incliné pour tourner au ralenti à un régime lui permettant de ne pas vibrer.

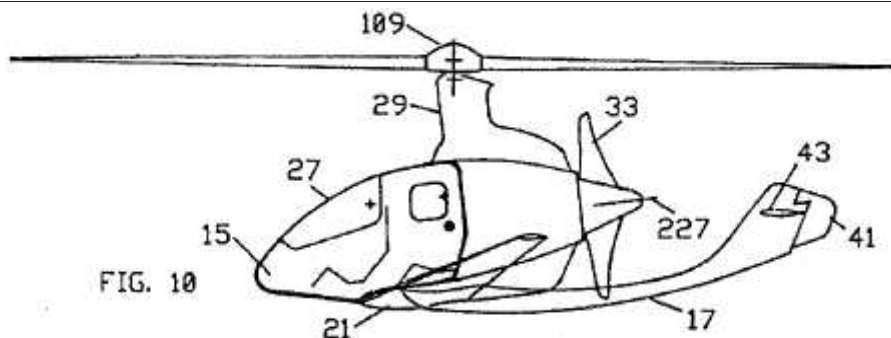


Fig. 10 – Gyroplane – Vitesse maximum

Sur la Fig. 10, la vitesse du gyroplane est maximum ; la poignée du manche est tournée en avant (dévisser pour pas collectif minimum); les volets (23, 25) sont à 0 degré ; le stabilisateur horizontal positionné pour rester en palier à la vitesse maximum.

La vitesse de rotation du rotor étant minimum, la vitesse du bout de la pale avançante est faible et la vitesse du gyroplane peut être poussée au maximum jusque vers 700 km/h (400 mp/h).

La vitesse des hélicoptères et des autogires ne dépasse pas 450 km/h (250 mph) car au delà, la vitesse en bout de pale est supérieure à la vitesse du son ce qui pose des problèmes de traînée (modification du profil aérodynamique au delà de la vitesse du son).

A basse vitesse, au moment du décollage et de l'atterrissage, les ailes (19, 21) ne servent pas à la portance ; leur longueur peut donc être réduite de $\frac{1}{4}$ ou de $\frac{1}{2}$ ce qui réduit d'autant la traînée. A puissance moteur égale, il en résulte une augmentation de la vitesse possible.

Le rotor ne peut être totalement arrêté car à basse vitesse de rotation, l'énergie cinétique est insuffisante pour le garder bien tendu et lui éviter ainsi de vibrer.

VOCABULAIRE TECHNIQUE

(voir [vocabulaire ROTOR HELICOPTERE A POUTRE FLEXIBLE](#)

et

[PALE COMPOSITE MULTILONGERON](#))

aircraft gross weight	poids brut aéronef	natural frequency of rotor	fréquence propre du rotor
airfoil	profil aérodynamique	pound inch ² , pound square inch	PSI
coning changes	changement de conicité	80 000 PSI	5 513 bars
in-plane or flatwise stiffness	rigidité dans le plan (traînée, torsion)		1bar=14,51PSI 1kg/cm ² =0,980665bar
out-of-plane or edgewise stiffness	rigidité en dehors du plan (battement, flexion)	rocker arm	bras de culbuteur
flutter	vibrer	spherical bearing	roulement à rotule
		tapered	effilé
		yoke	étrier

CDG 26/12/2011