

ER/AM
CENTRE D'ESSAIS EN VOL
ANNEXE D'ISTRES

ISTRES, le

13 FEV. 1968

SERVICE ESSAIS
SECTION AVIONS

L'Ingénieur en Chef COLIN
Chef de l'Annexe du Centre d'Essais en Vol
d' ISTRES

N° _____/CEV/IS/SE/AV

à

Monsieur le Directeur
du SERVICE TECHNIQUE DE L'AERONAUTIQUE
4, Avenue de la Porte d'Issy, 4
75 - PARIS - (XV°)

OBJET : Essais en vol de l'avion STATOPLAN GATARD AG 02

Références : - Lettre N° 00932/CEV/IS/SE/AV du 9/3/67
- Lettre N° 33456/STAE/A5 du 22/3/67.

J'ai l'honneur de vous transmettre les résultats concernant
les essais en vol de l'avion STATOPLAN GATARD AG-02.

1/ - HISTORIQUE -

Le GATARD STATOPLAN 02 est arrivé le 22 Juin 1967 au CEV
d'ISTRES pour y subir une série d'essais en vue de l'évaluation de cette formule
d'avion et l'étude de sa conformité à la Norme AIR 2052. Pour l'instant l'avion
possède seulement un CHRA, mention d'emploi tourisme, en date du 12.4.1961.

Du 22 Juin au 7 Juillet, l'avion a reçu une installation
d'essais la plus complète possible compte tenu de la place disponible et du poids
admissible, et a été équipé d'un poste de radio VHF portatif permettant les vols
dans la zone de contrôle d'ISTRES.

Du 10 au 25 Juillet, l'avion a effectué 21 vols en 21 h 45
dont 11 vols d'essais proprement dits et 10 vols d'information. Le 28 Juillet
l'avion a été convoyé en vol au terrain de MONTENDRE pour être rendu à son pro-
priétaire.

Pendant son séjour au CEV l'avion a présenté une excellente
disponibilité. La documentation fournie comprenait la check-list pilote, un dos-
sier de calcul sommaire, et la liasse de construction complète.

.../...

L'avion a effectué son premier vol le 12/2/1961. Il totalisait à son arrivée au CEV 134 heures de vol. Un pilote du CEV avait déjà effectué un vol d'information chez le constructeur le 31/3/1966.

2/ - DESCRIPTION -

2.1. - Généralités -

Le STATOPLAN AG-02 est un monoplan à aile basse cantilever, de profondeur constante; c'est un monomoteur, monoplace, du type avion léger de tourisme ou d'entraînement. La figure 1 en donne le plan 3 vues et la figure 2 les photos d'identification. Sa caractéristique essentielle est d'être équipé d'un système particulier de commandes de vol : le manche agit ,

- a) - en profondeur sur le plan horizontal monobloc et, de façon symétrique, sur l'ensemble ailerons à fente-volots qui occupe tout le bord de fuite (ainsi qu'en fin de course sur un aérofrein situé sous le fuselage et visible sur la figure 6) -
- b) - en gauchissement; de façon antisymétrique sur le même ensemble ailerons-volots et sur le tab de direction. Ainsi, en vol, la manœuvre du manche seul permet d'effectuer des évolutions normales, l'usage du palonnier étant en principe réservé aux manœuvres au sol, à l'approche, à la voltige.

2.2. - Caractéristiques principales -

Envergure	: 6,40 m	Voie du train	: 1,50 m
Longueur	: 4,50 m	Longueur d'habitacle	: 1,20 m
Hauteur	: 1,85 m	Largeur d'habitacle	: 0,60 m
Surface de référence	: 6,15 m ²	Hauteur de l'habitacle	: 0,92 m
Profondeur de l'aile	: 1 m	Poids à vide	: 180 kg
Profondeur de l'aileron	: 0,34 m	Poids total (suivant poids pilote)	: 280-290 kg
Envergure du plan horizontal	: 2,24 m	Charge utile (suivant poids pilote)	: 100-110 kg
Profondeur du plan horizontal	: 0,75 m	Charge au m ²	: 45 kg/m ²
Surface du plan horizontal	: 1,68 m ²	Charge au cheval	: 11,6 kg/cv

.../...

Le moteur est un Volkswagen de 1131 cm³ de 24 CV modifié par le constructeur de l'avion, équipé d'une hélice GATARD AG 1131 N° 2 de 1,34 m de diamètre. Le réservoir d'essence, d'une capacité de 30 l, offre une autonomie de 2 h 20 plus 0 h 30 de réserve.

2.3. - Caractéristiques de construction -

La figure 3 donne une vue écorchée de l'appareil. La construction est en bois et contreplaqué (spruce et okoumé aviation); le longeron est unique, l'ensemble est traité en construction caisson, et la plupart des éléments sont montés en porte à faux (commandes de vol, support d'articulation d'ailerons, train, etc...). Tous les raccords de baguettes sont assurés par des goussets en contreplaqué, serrés par pointes cuivre ou cadniées; les collages sont effectués à la colle Certus aviation et tout l'intérieur de l'avion est verni. Le fuselage se construit à plat sur le dos comme un modèle réduit, ce qui facilite le travail au niveau de l'amatour; le réservoir d'essence est en tôle d'aluminium AG 3 soudée (ou tôle laiton 5/10 agraffée et soudée à l'étain). Le bâti moteur est en tubes d'acier 25 CD 4 S de 18 x 20 et les capots inférieurs et supérieurs développables, en tôle de dural AG 3 de 8/10.

Une étude de la technologie de l'appareil a été effectuée par le Service Piste du CEV d'ISTRES et on trouvera en annexe le résultat de cet examen.

Le dossier de calcul fourni par le constructeur montre que l'avion est de conception généralement saine, à condition que sa fabrication soit correctement effectuée et contrôlée, ce qui est le cas de l'avion présenté au CEV. Ce calcul, effectué après la construction de l'avion, a permis de déceler un point faible, à savoir l'attache d'empennage qui ne reposait que sur la qualité d'un collage; cette attache, modifiée par adjonction de ferrures boulonnées, est maintenant correcte. Enfin tout l'avant du fuselage est suffisamment résistant pour le moteur actuel de 24 cv, mais devrait être totalement revu pour le montage d'un moteur de 40 cv (éventualité envisagée par le constructeur).

2.4. - Cabine -

La figure 4 donne une vue de la cabine; on y remarquera en particulier : en A la molette de réglage de la cinématique de profondeur, en B le second trin (classique celui-là) *, en C le frein de parking (pouvant être aussi utilisé au roulage), en D les palonniers d'où partent vers l'extérieur les câbles de commande du drapeau de dérive, et vers l'intérieur les câbles des freins.

.../...

* Voir chapitre 7 la description des compensateurs.

de l'avion. Le poids
complets avec un pi-
trage sont 28 % et

et d'une installation
disponibles, mais
les plus intéressants.

ont de l'enregis-
tré. Le pilote en-
registre : altitude, vitesse,
les : aileron interne
et des potentiomètres

ans la conception des
de à leur identifi-
cation horizontal, les

Les ailerons anti-

D G N° 980.838.

le pilote (photo du
tab de direction par

ont varié suivant la
moments latéraux trop
La figure 8 repré-
sente le manche.

Désolé, le document
est comme cela !

.../...

La figure 9A donne le débattement des différentes gouvernes en fonction de la position du manche en profondeur, le gauchissement étant au neutre; on constate que l'aérofrein ne sort que dans la dernière partie de la course du manche pour une position de la gouverne de profondeur déjà assez à cabrer (68 %).

La figure 9B donne le débattement des ailerons externes et internes en fonction de la position du manche en gauchissement, et pour trois positions différentes du manche en profondeur.

En ce qui concerne les compensateurs de profondeur on a établi deux courbes :

- a) - figure 10 - le trin de manche modifiant la cinématique de profondeur, on a porté les débattements de la gouverne en fonction du déplacement du manche, la molette de commande étant soit à fond à cabrer, soit à fond à piquer
- b) - figure 11 - concerne le tab classique situé sur le côté gauche de la cabine et on a porté le débattement du tab en fonction de la position de sa commande.

Enfin la figure 12 donne les débattements du tab de direction en fonction de la position du manche en gauchissement.

5/ - ETALONNAGE ANEMOMETRIQUE -

Cet étalonnage a été effectué par passages à la tour et passages sur bases.

La figure 13 donne les courbes d'erreur d'installation obtenues.

La courbe qui doit être retenue est celle des passages sur bases : en effet dans cette méthode l'incertitude de mesure est de l'ordre de 0,2 nb alors qu'elle peut atteindre 1 nb dans les passages à la tour (avion petit, bande enregistreuse de faible largeur, épaisseur du spot, etc...) soit 1,4 km/h dans le premier cas et 7 km/h dans le second (environ). De plus cette courbe correspond bien aux résultats relevés en vol de patrouille avec un avion d'accompagnement étalonné préalablement. Ces erreurs sont dans la limite de la Norme AIR 2052.

.../...

6/ - DOMAINE DE VOL -

6.1. - Limitations -

Le dossier de calcul remis par le constructeur donne les limitations suivantes :

n max	+ 4,4 g	- 2,2 g
Vitesse de manoeuvre maximale	130 km/h	
Vitesse de croisière maximale (VNO)	144 km/h	
Vitesse à ne pas dépasser (VNE)	216 km/h	

La vitesse maximale de 220 km/h a été atteinte plusieurs fois en voltige sans problème de pilotage particulier. Les facteurs de charge maximum rencontrés au cours des vols ont été de + 3,5 g et -1 g.

6.2. - Décrochages -

6.2.1. - Généralités -

Les décrochages ont été étudiés aux contrages extrême avant (27,8 %) et arrière (36 %) gaz réduits ou plein gaz, en ligne droite ou en virage à gauche et à droite, à 30 et 60° d'inclinaison.

La caractéristique générale de ces décrochages est le manque total de signes avertisseurs tant naturels qu'artificiels; un avertisseur (aérodynamique, sonore, lumineux, etc...) est absolument indispensable. Dans pratiquement tous les cas le décrochage se produit sans avertissement par une abattée longitudinale et latérale, les phénomènes étant moins marqués moteur plein gaz que moteur réduit, mais la reprise de contrôle est toujours très facile, rapide, avec une perte d'altitude très faible.

Lors de décrochages en virage, gaz réduits, on a constaté de nombreuses fois l'arrêt du moteur bien que le réchauffage carburateur soit en fonctionnement. Dans ces cas les basses vitesses étaient poursuivies moteur arrêté. La remise en route s'effectue sans difficultés en piquant jusqu'à 180 km/h environ, la perte d'altitude qui en résulte est comprise entre 200 et 300 m.

6.2.2. - Décrochages en vol rectiligne -

La figure 14 donne l'évolution de la position de la profondeur jusqu'au décrochage pour les contrages extrêmes, moteur plein gaz ou ralenti; même au contrage extrême avant l'avion décroche avec un braquage des volets d'ailes d'environ 65 % seulement de leur débattement total (moteur réduit);

.../...

ce braquage est encore plus faible moteur plein gaz centrage avant ou moteur réduit centrage arrière; dans le cas le plus défavorable (gaz réduits au centrage arrière) il n'est que de 32 %. La cinématique actuelle de conjugaison profondeur-volots, compte tenu de la plage de centrage offerte, ne permet donc pas de profiter à basse vitesse de l'effet maximum d'hypersustentation que pourraient offrir les volots; on gagnerait dans ce domaine à avancer le centrage.

Dans tous les cas les déplacements de la profondeur sont toujours dans le bon sens avec une pente correcte (avion trimmé à 1,4 V_S); en ce qui concerne les efforts ils croissent toujours quand la vitesse chute, la pente et les valeurs sont correctes au centrage avant, un peu faibles au centrage arrière mais néanmoins acceptables pour un avion aussi léger.

6.2.3. - Décrochages en virage -

La figure 15 donne la position de la profondeur lors des basses vitesses en virage au centrage avant, la figure 16 au centrage arrière; comme pour les décrochages en vol rectiligne on trouve des pentes et des valeurs correctes tant en déplacement qu'en effort (avion trimmé à 1,4 V_S), et les braquages de profondeur sont plus importants qu'en vol rectiligne.

La figure 17 rassemble les courbes $D_\beta = f(VI)$ et $E_\beta = f(VI)$ de tous les décrochages. Les résultats obtenus sont cohérents et satisfaisants.

La modestie de l'installation d'essais et l'impossibilité d'effectuer des modifications sur l'avion, n'ont pas permis de pousser cette étude plus avant. Il aurait été intéressant de pouvoir comparer le comportement de l'avion en décrochage en virage dans sa version actuelle, et dans une version à commandes de vol classiques, pour chiffrer le gain que peut apporter cette formule dans ce cas de vol (déformation du profil d'aile plus progressive en envergure et peut être moins importante en bout d'ailes).

6.2.4. - Vitesses de décrochage -

Il s'agit là de vitesses indiquées, l'étalonnage anémométrique n'ayant pu être effectué dans la zone du décrochage.

A la masse de 280 kg, en vol rectiligne, on peut retenir une vitesse de décrochage de 65 km/h environ (on fait 63 au centrage maximum arrière et 67 au centrage maximum avant).

En virage à 30° d'inclinaison elle est de 70 km/h et en virage à 60° d'inclinaison en descente elle est de l'ordre de 85 km/h.

.../...

6.2.5. - Vrille -

Le CEV n'a pas fait de vrilles sur le GATARD 02, aucun essai de soufflerie ou en vol chez le constructeur n'ayant été effectué en Juin 1967.

7/ - COMPENSATION -

Il n'y a de compensation qu'en profondeur; elle est faite de deux manières différentes :

- a) - par la molette de manche qui change les bras de levier de la cinématique de profondeur
- b) - par un levier à gauche du pilote qui commande un tab sur la gouverne de profondeur.

Tous les pilotes ayant volé sur l'avion ont fortement critiqué la molette : en effet elle est d'un maniement peu commode (trop démultipliée, 15 tours pour la course totale), il n'y a pas de sens d'action intuitif, et surtout la plage d'efficacité est très faible : par exemple en croisière plein gaz à 140 km/h on a un effort de 0,5 daN à pousser molette à fond à cabrer, et 1 daN à tirer molette à fond à piquer. Toutefois on peut lui trouver une utilité par la possibilité qu'elle offre d'un réglage de position du manche pour le confort de pilotage : le palonnier n'étant pas réglable le pilote ajuste sa position à l'aide de coussins et peut donc ensuite régler par ce moyen la distance entre lui et le manche (débattement de quelques centimètres en tête de manche).

Par contre le tab classique est d'un emploi commode et son efficacité est meilleure bien qu'encore insuffisante.

Actuellement on a obtenu les résultats suivants rassemblés dans le tableau page 9 :

.../...

C %	VI km/h	Positions trins	Effort résiduel daN	Vol en ...
AV	105	Molette à fond, trin gauche 1/2 à cabrer	0	Montée
AV	100	Deux trins à fond à cabrer	0	"
AV	130	Deux trins moyens	0	Palier
AV	90	Deux trins à fond à cabrer	2 à tirer	Approche
AV	110	Deux trins à fond à cabrer	0	"
AR	90	Deux trins à fond à cabrer	0	"

N.B. - Au contrage arrière tous les cas, excepté l'approche, sont couverts sans arriver en butée de trins.

En conclusion, à l'heure actuelle, la compensation est insuffisante, et la solution correcte consisterait à ne pas utiliser la molette comme compensateur et à agrandir la surface du tab pour lui donner une meilleure efficacité.

8/ - EVOLUTIONS -

8.1. - Action des gouvernes -

8.1.1. - Généralités -

Cette étude a été faite dans les trois configurations d'utilisation usuelle de l'avion soit, en montée à 105 km/h, en croisière à 130 km/h et en approche à 90 km/h; elle revêt une importance toute particulière sur cet avion étant donné son système de commandes original.

8.1.2. - Profondeur -

En montée à 105 km/h et en descente à 90 km/h gaz réduits il n'y a ni délai, ni seuil, et l'efficacité est très bonne pour un effort faible avec une variation d'assiette assez importante. Sur une petite impulsion à cabrer le nez revient à sa position initiale, sur la même impulsion à piquer il reste dans la position où on l'a mis.

En croisière à 130 km/h les phénomènes sont les mêmes qu'en montée avec des efforts un peu plus importants mais toujours agréables.

En ce qui concerne l'aspect particulier à cette formule on a noté qu'en légère turbulence, manche lâché, l'avion est auto-stable, mais dès que la turbulence devient importante il est nécessaire de reprendre les commandes et de piloter l'avion.

8.1.3. - Gauchissement -

En montée à 105 km/h, pied bloqué, sur une sollicitation en gauchissement on a une très bonne efficacité en roulis avec des efforts faibles; au début de la sollicitation un lacet inverse de 2 à 3° apparaît (plus important à gauche qu'à droite) et ensuite le lacet direct se manifeste en même temps que le roulis. Le phénomène est un peu plus important (5° de lacet inverse) sur un braquage rapide.

En croisière à 130 km/h on retrouve les mêmes caractéristiques mais avec un lacet inverse plus faible qu'en montée, et une très légère tendance à engager en piqué.

En descente à 90 km/h, gaz réduits, les réponses sont les mêmes qu'en montée.

Il est normal dans tous les cas, de ne trouver qu'un faible lacet inverse suivi d'un bon lacet direct puisque le mouvement du manche en gauchissement provoque le braquage du tab de direction. C'est ainsi qu'en palier à 130 km/h on effectue des virages au manche seul à 20° d'inclinaison environ avec au maximum une bille de dérapage suivant la vitesse d'engagement du virage.

8.1.4. - Direction -

En montée à 105 km/h, manche bloqué, l'efficacité est bonne; la vitesse de lacet apparaît immédiatement, s'annule, puis reprend avec la naissance d'un roulis induit dans le bon sens, 2 secondes environ après le début de la sollicitation. L'inclinaison latérale obtenue est de 20° pour un débattement du pied égal au tiers de la course totale.

On observe un léger couplage longitudinal : le nez de l'avion se relève en virage à gauche et s'abaisse en virage à droite.

En croisière à 130 km/h les phénomènes sont les mêmes avec seulement une apparition plus tardive du roulis induit (4 secondes environ après le début de la sollicitation).

En descente à 90 km/h, gaz réduits, ce délai est par contre réduit à 1 s.

8.2. - Efforts par g -

L'étude des efforts par g a été faite aux contrages maximum avant et arrière, en palier à 130 km/h et en approche tout réduit à 110 km/h. La figure 18 donne l'évolution $E\beta = f(n)$ pour ces deux configurations et contrages. Les résultats obtenus sont très bons pour ce type d'appareil et n'attirent aucun commentaire particulier.

8.3. - Voltige -

Plusieurs pilotes ont effectué de la voltige sur cet avion.

8.3.1. - Boucles -

Cette figure s'effectue facilement; en prenant 200 à 210 km/h en bas de boucle, 3,1 à 3,5 g, on se retrouve à 60 km/h environ sur le dos à 0,3 ou 0,4 g. La figure s'inscrit dans une bande d'altitude de l'ordre de 110 m. Les déplacements et efforts à la profondeur sont agréables; on a noté quelquefois une tendance au désamorçage moteur sur le dos, accompagné d'une giclée d'essence sur le pare-brise au moindre facteur de charge négatif, et même une seule fois un arrêt complet avec départ du moteur sans action du pilote dès que la vitesse atteint 200 km/h dans le piqué final de la boucle.

8.3.2. - Tonneaux -

Les premiers tonneaux qu'un pilote effectue sur cet avion ressemblent plutôt à des barriques ($\Delta Z \approx 30$ à 40 m à environ 140 km/h); l'efficacité des ailerons est correcte, celle du pied est trop faible dans la dernière partie du tonneau et la profondeur insuffisante sur le dos.

Après accoutumance on arrive à tourner des tonneaux, même lents, non barriqués, vers 160 km/h.

8.3.3. - Vol dos -

Il n'est pas possible de faire du vol dos prolongé le moteur n'étant pas alimenté dans ces conditions et l'huile coulant par le canal de la jauge. (Celle-ci sort légèrement du canal mais reste coincée par le capot moteur). A 160 km/h la profondeur est suffisante pour tenir l'avion en palier mais le moteur s'arrête aussitôt; la vitesse chute rapidement et la gouverne de profondeur devient vite insuffisante. De plus tout le côté gauche de l'avion se trouve couvert d'huile; le vol dos même de très courte durée est donc à proscrire actuellement sur l'avion.

8.3.4. - Renversements -

Cette figure est possible du côté gauche, délicate du côté droit (couple moteur). Il faut "botter" l'avion en dessous de 60 km/h et il part dans un léger frémissement.

8.3.5. - Conclusions -

L'avion est très maniable dans un volume réduit; il est néanmoins sous-motorisé et il faut regretter l'absence d'étanchéité des réservoirs d'essence et d'huile, ainsi que le manque d'alimentation en vol sur le dos.

8.4. - Maniabilité longitudinale -

8.4.1. - Basses vitesses -

Le problème a été traité au paragraphe 6.2 : jusqu'au décrochage l'avion reste contrôlable longitudinalement et la reprise de contrôle est immédiate par simple rendu de main.

8.4.2. - Décollages -

À tout centrage, la profondeur efficace dès le début du roulage, permet très rapidement d'amener l'avion en ligne de vol (avant la première indication de vitesse sur l'anémomètre, vitesse estimée de 30 km/h).

On a étudié au vol N° 7 (centrage maximum avant) le décollage manche au ventre (afin de simuler une manœuvre maladroite d'un pilote débutant). L'avion décolle très rapidement à moins de 60 km/h mais avec une vitesse de tangage à cabrer importante dès qu'il a quitté l'effet de sol; ceci oblige le pilote à rendre la main rapidement. Cette manœuvre ayant pour conséquence de rentrer les volets (différence avec un avion classique), la sustentation de l'avion décroît brusquement : il y a un risque non négligeable de détériorer l'avion s'il retouche le sol et il faut mettre en garde à ce sujet les pilotes volant sur cet appareil.

On a par ailleurs effectué des décollages avec les tabs en butée :

au centrage extrême avant, les deux tabs à plein piqué, on a un effort de 5 daN à tirer vers 90 km/h. Si on laisse le manche au neutre l'avion se met tout seul en ligne de vol à 60 km/h et le décollage s'effectue sans difficultés

au centrage extrême arrière, les deux tabs à plein cabré, on soulève la queue sans problème à 60 km/h.

8.4.3. - Atterrissages -

À tout centrage l'atterrissage est facile; néanmoins on regrette (voir 7) que les tabs ne permettent pas de se trimmer entièrement en approche au centrage avant : à la vitesse d'approche de la norme (1,5 VS = 97 km/h) l'effort résiduel à tirer est de 1 daN, à la vitesse plus généralement pratiquée de 90 km/h ($\approx$ 1,4 VS) il est de 2 daN et il n'est nul qu'à 110 km/h soit à peu près 1,7 VS.

À l'atterrissage, dans l'effet de sol, on obtient généralement la butée de profondeur à l'impact, alors qu'on ne l'atteint jamais au décrochage en altitude (voir figures 19 et 20).

8.4.4. - Remise des gaz -

Les remises des gaz ont été effectuées dans deux cas :

a) - approche tout réduit à 90 km/h, centrage avant, tabs à fond à cabrer, effort résiduel 2 daN à tirer; en remettant les gaz à 90 km/h et en gardant cette vitesse, l'effort décroît et se stabilise à 0,5 daN à tirer.

.../...

b) - dans les mêmes conditions en remettant les gaz à altitude constante l'effort change de sens et devient 0,5 daN à pousser aussi bien au contrage avant qu'au contrage arrière.

X
X Dans les deux cas il n'y a aucune difficulté au pilotage avec une seule main et l'on peut conclure que l'avion est agréable et sain dans ses changements de configuration.

8.5. - Maniabilité latérale -

Aucune mesure de pb/V n'a été faite, l'installation d'essais sommaire ne permettant pas la mise en place d'un gyromètre de roulis. On peut néanmoins affirmer que l'avion est très maniable latéralement, et la commande de gauchissement est agréable et bien réussie.

9/ - STABILITE -

9.1. - Stabilité longitudinale statique -

La stabilité longitudinale statique a été étudiée aux contrages avant et arrière, en montée à 105 km/h, en palier à 130 km/h, et en approche tout réduit à 110 km/h (pour avoir un effort nul à l'équilibre). Dans tous les cas les valeurs et les pentes des efforts et des déplacements sont correctes; il n'y a qu'en configuration croisière où l'on trouve un gradient de déplacement très faible devenant presque nul à l'approche de la vitesse maximale, accompagné d'un mollissement de l'effort (figure 21). Cette caractéristique n'est pas jugée dangereuse pour cet avion et il est sain dans tout son domaine; mais ce point devrait être étudié de très près dans le cas d'une extrapolation de la formule.

9.2. - Stabilité transversale -

La figure 22 donne les résultats des essais en vol dérapé stabilisé effectués toujours dans les trois configurations habituelles (voir 9.1); l'avion se comporte comme un avion classique avec des efforts et déplacements au palonnier nettement plus importants qu'au manche. On est en butée de pied pour un déplacement de manche d'environ 20 % de la course totale et dans ce cas les efforts sont de 4 daN au manche pour 20 daN au pied.

Dans l'étude de la stabilité transversale dans différents cas de vol, on note de très saines caractéristiques de l'avion; en particulier il n'y a pas de tendance à la surcompensation. De plus le pilote n'est pas tenté d'aller aux limites des possibilités en dérapage de l'appareil, la position obtenue étant très inconfortable : inclinaison latérale de l'ordre de 20°, efforts aux pieds importants, fort taux de descente.

10/ - CRITIQUE CABINE -

10.1. - L'accès au poste de pilotage est aisé, la verrière s'ouvrant largement pour dégager le cockpit. La cabine est spacieuse eu égard aux faibles dimensions générales de l'avion. Le confort est très bon lorsqu'on vole sans parachute, avec des coussins (position allongée); par contre avec parachute, le pilote est fatigué au bout d'une heure de vol : ceci vient du fait que le pilote ne dispose d'aucun réglage de sa position par rapport aux commandes de vol (le siège est fixe et le palonnier n'est pas réglable); la seule possibilité consiste en l'empilage dans le dos et sous le séant du pilote d'un nombre variable de coussins; une poignée sur l'arceau de pare-brise faciliterait sa mise en place dans le cockpit. Un palonnier réglable semble un minimum nécessaire pour le confort pilote.

Le harnais est classique, à cinq bretelles et boucle centrale.

10.2. - La verrière, large et d'une seule pièce, laisse une grande place au buste du pilote une fois fermée, et la visibilité offerte est excellente; on note seulement une déformation optique dans la partie haute de l'avant (vue vers le haut ou en virage à forte inclinaison); de plus le système d'ouverture n'est pas très robuste. Il n'y a rien à dire en ce qui concerne le pare-brise.

Aucun dispositif de ventilation n'est prévu; ceci n'est pas gênant au roulage qui se fait verrière ouverte; par contre en vol par temps chaud on regrette vivement l'absence d'une écope aérant la cabine (on a essayé d'entrouvrir la verrière en vol sur le cran intermédiaire de verrouillage mais la dépression créée par l'écoulement d'air la referme immédiatement). En outre les pilotes se sont plaints quelquefois d'odeurs d'essence dans la cabine (réservoir au dessus des jambes du pilote) qui pourraient être éliminées par une aération. Il n'y a pas de matériaux insonorisants dans la cabine, mais la faible puissance du groupe motopropulseur rend finalement l'habitable assez silencieux une fois la verrière fermée.

10.3. - Le tableau de bord est simple mais suffisamment complet pour ce type d'avion. Toutefois les secteurs colorés de limitation sur les instruments sont un peu trop épais et cachent les graduations du haut du cadran aux yeux du pilote; enfin l'altimètre (1 tour pour 4000 m) et le variomètre (± 15 m/s) dépassent trop largement les plages d'utilisation de l'avion et ne permettent pas une lecture précise dans les cas usuels de vol.

10.4. - Les commandes de vol sont classiques au niveau du pilote; il n'est par contre pas courant de disposer de deux trins de profondeur; celui de gauche commandant un tab est d'un emploi commode et repéré par des graduations, par contre la molette du manche n'est pas facile à manipuler, n'offre pas de réglage précis (seulement une longueur de filets de la vis plus ou moins en dehors ou en dedans de l'écrou) et son sens d'utilisation n'a rien d'intuitif.

10.5. - On notera l'absence de démarreur, ce qui oblige une mise en route du moteur à la main. Celle-ci s'effectue très facilement à froid, mais est longue et difficile à chaud.

11/ - EVOLUTIONS AU SOL - DECOLLAGES - ATERRISSAGES -

11.1. - Roulage -

Les freins sont plutôt des ralentisseurs, suffisants pour le roulage, mais par contre ne permettent pas le point fixe (tiennent jusqu'à 1800 ou 2000 t/mn maximum). Le roulage est généralement aisé car la roulette de queue est conjuguée au palonnier; cette dirigibilité est précise mais peu progressive autour du neutre. Au roulage vent arrière l'avion fait de petites embardées rattrapées sans difficultés; on a roulé par vent de travers allant jusqu'à 15 kt sans problème particulier; les réponses du moteur au roulage sont bonnes et rapides. Le rayon de virage maximum est de l'ordre de 5 m.

Notons enfin que la roulette de queue, de petit diamètre et en caoutchouc très dur sur lame de ressort, est bruyante pendant le roulage et donne ainsi une impression désagréable au premier contact (c'est toujours un phénomène assez classique sur ce type d'avion).

11.2. - Décollages et atterrissages -

On a vu que les décollages et atterrissages ne présentent aucune difficulté, le contrôle longitudinal et latéral étant très bons. Des décollages et atterrissages avec vent de travers de 12 kt ont été effectués sans problème, mais il semble que cette valeur soit près de la limite, que l'on pourrait fixer vers 15 kt.

12/ - PERFORMANCES -

12.1. - Décollages -

Trois décollages ont été filmés, à la masse de 280 kg, contre 31 % avec vent à 40° de l'axe de 8 kt soit une composante d'environ 5 kt dans l'axe. La distance de roulement est de 190 m, avec décollage à 82 km/h, le passage des 15 m s'effectuant en 435 m à 95 km/h. Ces performances très moyennes reflètent bien la sous-motorisation évidente de l'avion (figure 23).

12.2. - Montée -

Une montée au plafond a été effectuée (en atmosphère assez chaude, QFE 1017 mb et θ sol 33°) à la masse maximale de 285 kg (figure 24). Le plafond de 1700 m a été obtenu en 33 mn; la loi de montée a été de 105 km/h jusqu'à 1500 m et 100 km/h ensuite.

Les mesures de vitesses ascensionnelles, moteur plein gaz, ont été effectuées entre 100 et 200 m, entre 85 et 115 km/h. Dans cette plage de vitesse, la vitesse ascensionnelle est pratiquement constante (aux erreurs de mesure près) et égale à 2,20 m/s.

12.3. - Paliers -

Au sol moteur plein gaz on obtient une vitesse indiquée de 155 km/h; en palier à 1000 m toujours plein gaz (2750 t/mn) cette vitesse est de 135 km/h.

Au plafond de 1700 m on a 130 km/h à 2900 t/mn et 110 km/h à 2750 t/mn.

12.4. - Atterrissages -

La figure 25 donne les résultats de deux atterrissages filmés dans les mêmes conditions que les décollages (voir 12.1.).

Dans une présentation avec un peu de moteur (ce que l'on a souvent tendance à faire par crainte de voir le moteur caler) on passe les 15 m à 380 m du point d'arrêt et on touche des roues à 240 m. Tout réduit ces distances sont respectivement de 320 et 200 m.

Notons que compte-tenu de la plage de centrage actuelle et des rapports de braquage volets-profondeurs, les volets sont très peu braqués en approche et l'avion étant très fin on y perd en performances d'atterrissage, la pente d'approche étant très faible.

13/ - CONCLUSIONS -

Le GATARD STATOPLAN AG-02 est un bon avion d'amateur, bien construit, d'un pilotage simple et agréable; manquant seulement de puissance dans sa version actuelle. La réalisation du mélangeur de commandes de vol est peut être un peu complexe pour un amateur moyen, mais est simple du point de vue technologie générale.

.../...

Le principe de cette formule donne de bons résultats dans le cas de l'AG-02, et apparaîtrait sans doute encore mieux si l'avion était centré plus avant (ce qui serait le cas dans l'hypothèse du montage d'un moteur plus puissant, donc plus lourd et sur un bâti également plus lourd). L'AG 02 N° 2 est à quelques détails près conforme à la Norme AIR 2052 : augmentation d'efficacité du train de profondeur, installation d'un avertisseur de décrochage et d'un aérateur de cabine.

En ce qui concerne une extrapolation de la formule pour un avion de dimensions plus importantes, la brève étude actuelle ne permet pas de porter un jugement définitif et il serait nécessaire d'entreprendre une étude aérodynamique et structurale approfondie.

X Pour que cette formule de "géométrie variable" présente de l'intérêt par rapport à l'avion classique avec commande séparée des volets il faut porter une attention toute particulière aux points suivants :

- Influence sur les performances en évolution des braquages des volets (et de l'aérofrein)
- Choix de la démultiplication profondeur-volets
- Choix de la gamme de contrage
- Stabilité longitudinale statique aux grandes vitesses.

Ces questions étant convenablement traitées, cette formule peut conduire à un avion sain, d'un pilotage agréable et simplifié.

Copie à :

DTCA
STA6/A5
SGAC
Mr GATARD

Par Ordre

L'Ingénieur en Chef de l'Air TAMAGNINI
Sous-Directeur Technique délégué à ISTRES

Signé : TAMAGNINI

