

***MANUEL de VOL***  
***FLUGHANDBUCH***  
***FLIGHT MANUAL***

**DR 400/120**

***avions pierre robin***





Cet avion doit être utilisé en respectant les limites d'emploi spécifiées dans le présent manuel de vol.

CE DOCUMENT DOIT SE TROUVER EN PERMANENCE  
DANS L'AVION



# MANUEL DE VOL

Avion DR 400 - 120 - DAUPHIN

Immatriculation : **F-GKRD**

N° de Série : **1992**

Certificat de type n° 45 du 11/2/1975

Constructeur : Avions PIERRE ROBIN

Aerodrome de Darois  
21121 FONTAINE LES DIJON  
TÉL : (80) 35.61.01

MANUEL APPROUVE PAR  
SECRETARIAT GENERAL A  
L'AVIATION CIVILE

Chapitre	Pages	Date et Visa S.G.A.C.
2	2.1 à 2.5	
3	3.1 3.2	
5	5.1	

କର୍ମଚାରୀ  
ଶବ୍ଦ:

Page de garde	0.1 - 02
Table des matières	0.3 - 04
Liste des mises à jour	0.5

CHAPITRE I : GENERALITES :

Description et caractéristiques	I.1 - 1.
Description des différents instruments	1.9 - 1.
Planche de bord	1.13-1.1
Circuit essence	1.14
Circuit électrique	1.15
Plan 3 vues	1.16
Débattements des gouvernes	1.17

CHAPITRE II : LIMITES D'EMPLOI :

Bases de certification	2.1
Vitesses limites	2.1 - 2.
Facteurs de charge	2.2
Masse Maximale	2.2
Centrage	2.2.- 2.
Vent limite plein travers	2.3
Plaquettes	2.3 - 2.
Limitation moteur	2.4 -
Carburant-évolutions-interdictions	2.4 - 2.
	2.5 bis.

CHAPITRE III = PROCEDURES D'URGENCE :

Feu de moteur en vol et au sol	3.1
Panne génératrice	3.1
Givrage carburateur	3.2
Atterrissage de fortune	3.2
Vrille involontaire	3.2



06

CHAPITRE IV - PROCÉDURES NORMALES :

Préparation des vols	4.1-4.1 bis
Visite pré-vol	4.2-4.5
Avant de mettre le moteur en marche	4.4
Mise en marche du moteur	4.5-4.6
Roulage	4.6-4.7
Avant le décollage	4.7
Décollage	4.7-4.8
Montée	4.8
Croisière	4.9-4.10
Descente	4.10
Atterrissage	4.10-4.11
Après l'atterrissage	4.11-4.12
Déplacement de l'avion au sol	4.12
Amarrage et précautions à l'entrepôt	4.12-4.13

CHAPITRE V : PERFORMANCES :

Limitation acoustique	5.0
Vent de travers-vitesses de décrochage	5.1
Etalonnage anémométrique	5.1
Décollage	5.2
Vitesses ascentionnelles	5.3
Croisière	5.4
Atterrissage	5.5

CHAPITRE VI - ENTRETIEN COURANT :

Nettoyage et vidange	6.1
----------------------	-----

CHAPITRE VII : ADDITIFS :

1.Réservoir supplémentaire	7.1
2.Utilisation du stabilisateur de roulis	7.2-7.3
3.Nouveaux tableaux de bord	7.4-7.8
4.Hélice SENSENICH 72 CK S6-0-56	7.9-7.14
5.VFR de nuit et de jour.	7.15-7.22



## - MISES A JOUR -

Nº	Pages révisées	Nº de l'édition	Nature des Amendements	Approbation du S.G.A.C.
-	-	1	Edition originale	P.O. H. P. L. 11.02.75
1	1.7-2.3 2.4	2	Hélice HOFFMANN HO-14-178/115.	P.O. H. P. L. 11.02.75
2	7.2-7.3 0.4	3	Stabilisateur de roulis (option)	H. P. L. 11.02.75
3	0.4 7.4-7.8  1.7 7.9-7-14	4	Schéma électrique et nouveaux tableaux de bord Hélice Sensenich 72 ck S 6-0-56	H. P. L. 18.07.79
4	0.4 1.5-1.7 2.4-2.5 2.5 bis 5.0-7.9 7.12  - 1.17	5	Limitation acoustique  Débattements ailerons	H. P. L. 18.03.80



MANUEL DE VOL  
DR 400/120

Edition 6 - Sept. 80  
Révision 8 - Fev. 89

### MISES A JOUR

N°	Pages révisées	Edit. N°	Description	Visa DGAC
5	0.4 7.15 à 7.22	6	VFR de Nuit et de jour en condition non circonscrite.	L'Ingénieur Technique d'Etat de l'Aviation BRIDON
6	0.5 bis 1.13 b 1.13 c		Planche de bord "Modèle 88"	L'Ingénieur Technique d'Etat de l'Aviation BRIDON
7	0.5 bis 1.13 d 1.13 e	Juil.88	REVISION Planche de bord "Modèle 88"	L'Ingénieur Technique d'Etat de l'Aviation BRIDON
8	0.5 bis 1.4 7.1 7.8a, 7.8b 7.8c, 7.8d	Fev. 89	Freins Réservoir supplément. Tableau de bord	REVISION GÉNÉRALE DE LA MARCHÉ DE L'AVIATION FORME MARS 1989

0.5 bis



CHAPITRE I : GENERALITES

I) - Descriptions et caractérisitiques :

<u>Définition :</u>	Envergure (m)	:	8,72
	Longueur totale (m)	:	6,96
	Hauteur totale (m)	:	2,23
	Garde hélice au sol (m)	:	0,28
	Garde hélice pneu et amortisseur AV dégonflé	:	positive

Voilure : La voilure du type "JODEL" dispose d'une structure monolongeron à revêtement Dacron.

Type du profil	:	43012 modif:
Allongement	:	5,35
Dièdre en bout d'aile	:	14° intrados
Corde de la partie rectangulaire	:	1,71 m
Surface	:	13,6 m2

Ailerons :

Surface des 2 ailerons	:	1,15 m2
Angles de débattement	:	page 1.17

La commande des ailerons s'effectue au moyen du manche par l'intermédiaire de guignoles, câbles et poulies de renvoi.

Les ailerons sont équilibrés statiquement.



VOLETS DE COURBURE METALLIQUES :

Surface des 2 volets : 0,669 m<sup>2</sup>.

La commande des volets est manuelle et s'effectue au moyen d'un levier situé entre les 2 sièges AV.

3 positions verrouillées.

- |     |                                              |
|-----|----------------------------------------------|
| 1°) | Lisse = Volets rentrés                       |
| 2°) | 1er cran 15° + 0°<br>5° (15 mm) décollage    |
| 3°) | 2e cran 60° + 0°<br>5° (15 mm) atterrissage. |

Nota : En position décollage et atterrissage un jeu de 15 mm au bord de fuite du volet est normal.

---

EMPENNAGE HORIZONTAL :

SURFACE : 2,88 m<sup>2</sup>

L'empennage horizontal équilibré statiquement est du type monobloc à commande par cables, équipé d'un anti-tab métallique automatique.

Le volant de commande du tab est situé sur le tunnel entre les sièges AV. Un index indique la position du tab sur une lumière graduée de 0 à 10 :

$$\begin{cases} 0 & = \text{plein piqué} \\ 10 & = \text{plein cabré.} \end{cases}$$

Débattement de l'empennage

horizontal : page 1.17

Surface de l'anti-tab = 0,26 m<sup>2</sup>

Débattement de l'anti-tab page 1.17.

---



-MANUEL de VOL-  
DR 400/120

Edition n° 1  
du : 27.01.1975

EMPENNAGE VERTICAL :

Surface de la gouverne de direction : 0,63 m<sup>2</sup>

La commande de la gouverne de direction est classique, par palonniers et par cables.

Débattements de la g. de direction : page 1.17

ATTERRISSEURS :

Le train fixe tricycle caréné à 3 roues identiques dispose d'une suspension oleo-pneumatique à grand débattement.

Le démontage des carènes de roues entraîne une diminution importante de la vitesse sur trajet-toire et des vitesses ascensionnelles.

L'avion démunie de ses carènes ne répond plus aux conditions de délivrance du C.D.N. au poids total.

Le train AV est conjugué au palonnier par l'intermédiaire de biellettes à ressorts.

Il est équipé également d'un verrouillage automatique en vol de la roue dans l'axe.  
(amortisseur détendu).

Voie	: 2,58 m.
Empattement	: 1,65 m.
Dimension des roues	: 380 x 150



- MANUEL DE VOL -

DR 400/120

Edition 6 - Sept.80  
Rev.8 - Fev.89

Pression de gonflage des pneus

Av. : 1,6 bar  
Ar. : 1,8 bar

Amortisseurs (course)

Av. : 160 mm  
Ar. : 180 mm

Pression de gonflage des amortisseurs

Av. : 4 bars  
Ar. : 4,5 bars

Huile

SHELL Fluid 4

BP Hydraulic 1 Aéro

FREINS :

Les freins, hydrauliques à disques, comportent un circuit indépendant sur chaque roue principale.

A l'arrêt, il est indispensable de caler l'avion.

Huile de circuit hydraulique : MIL.H.5606-A



GROUPE MOTO-PROPULSEUR (G.P.M.).

Moteur :  
( LYCOMING  
( 4 cylindres opposés à plat  
( horizontalement à prise directe  
( refroidissement par air.

Type : O-235-L2A

Puissance maximale continue : 2800 RPM  
Puissance maximale d'utilisation normale\* : 2700 RPM  
Taux de compression : 8,5/1  
Température maxi de culasse : 260° C  
Température maxi de fût : 160° C  
Sens de rotation du moteur : horaire  
Ordre d'allumage : 1.3.2.4.

HUILE :

Carter d'huile immergé capacité : 5,67 l  
Pression d'huile : ralenti (bar) : 1,75  
normale : 4,5 à 6,3

Choix de l'huile en fonction de la température extérieure :

Température supérieure à 15° C = SAE 50(n°100)  
Température comprise entre 30°C et -20° = SAE 40(n° 80)

Température maxi de l'huile : 118° C

Electricité : Une lampe témoin (rouge) indique le non fonctionnement de l'alternateur. Ce circuit est protégé par un fusible temporisé de 40 A.

\* POUR LES AVIONS SORTIS APRES LE 1.1.1980 uniquement



ESSENCE :

Essence "Aviation" indice octane mini : 100-130

---

Pression d'essence maxi : 0,560 bar  
désirée : 0,210 bar  
mini : 0,035 bar

---

Réservoir d'essence principal AR : 110 l

(10 derniers litres de ce réservoir ne  
sont utilisables qu'en vol horizontal).

Le robinet de commande se trouve sur le  
tunnel Avant.

---

L'installation G.M.P. dispose d'un réchauffage  
carburateur. (Commande par tirette à blocage  
"tout ou rien" } et d'une commande de richesse  
(tirette jaune)}

---



~~MINISTERE DE L'INTÉRIEUR~~

~~MINISTÈRE DE L'INTÉRIEUR~~

~~DP 400/125~~

~~DP 177 OF 1975~~

Marker Brûlon.

Thermocoupleau.

Thermocoupleau.

Phare droit et gauche + interrupteur et fusible.

Panne de navigation.



CABINE :

L'habitacle est accessible par une verrière coulissante largable s'ouvrant de l'arrière vers l'avant.

Les 2 sièges AV disposent de 6 positions de réglage.

Les sièges AV. et AR. sont équipés de ceintures de sécurité à débouclage rapide.

Dimensions de la cabine :

Longueur	:	1,62 m
Largeur	:	1,10 m
Hauteur	:	1,23 m

CONDITIONNEMENT :

2 aérateurs au tableau de bord assurent l'alimentation en air frais.

Le débit et l'orientation sont réglables.

Les passagers disposent également de :

- 1) commande de désembuage.
- 2) chauffage cabine.

L'ensemble du chauffage est assuré par un échangeur qui enveloppe le collecteur d'échappement droit.



DESCRIPTION DES DIFFERENTS EQUIPEMENTS :

a) STANDARDS :

Double manette de gaz centrale (Cde pompe reprise).  
Contrôle de richesse (tirette jaune).  
Réchauffage carburateur.  
Coupe-batterie.  
Clef de contact sur sélecteur de magnéto.  
Bouton poussoir du démarreur.  
Ventilation cabine.  
Tirette commande chauffage cabine.  
" " désembuage pare-brise.  
Robinet d'essence (2 positions).  
Avertisseur sonore de décrochage "SAFE FLIGHT 164".  
Poignée de frein à main.  
Volant de commande de tab.  
Jaugeur essence sur réservoir principal.  
Température d'huile.  
Ampèremètre.  
Compte-tours avec totaliseur d'heuresfonctionnement.  
Compas magnétique.  
Niveau transversal à bille.  
Indicateur de vitesse.  
Altimètre.  
Variomètre.  
Radiateur d'huile et valve thermostatique.



Témoin lumineux de :

- volets
- réserve d'essence AR ET AV.
- pression d'huile
- alternateur,

Interrupteurs - disjoncteurs thermiques :  
(breakers)

- voyants
  - indicateurs
  - pompe électrique de secours
  - décrochage
  - démarreur
  - servitudes
  - alternateur
-



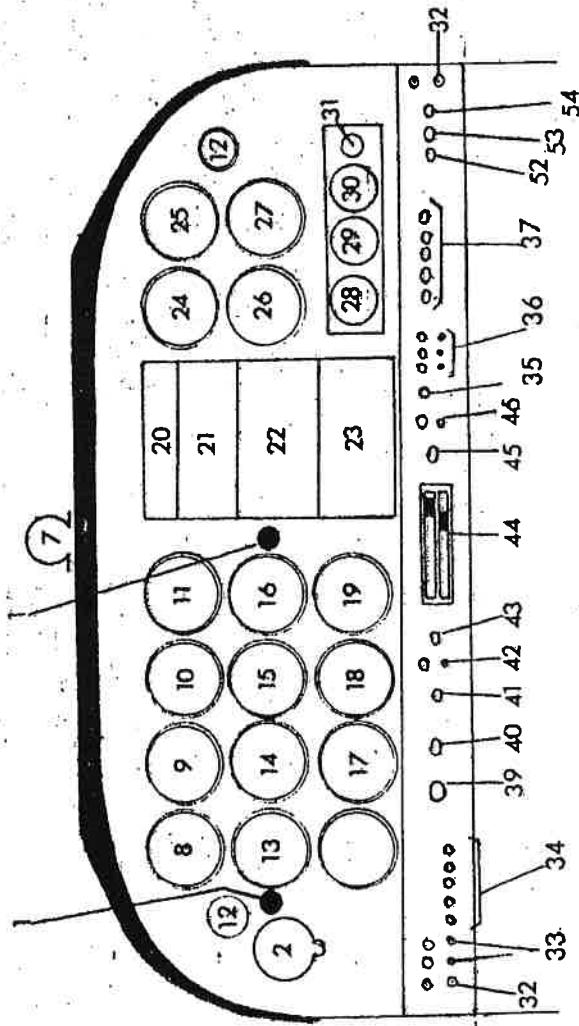
b) SUR OPTION

Thermomètre pare-brise pour température extérieure.  
Thermomètre à distance pour température extérieure.  
Compas au-dessus du tableau de bord.  
Compas électrique à distance.  
Contrôle du mélange carburateur (mixture-monitor).  
Manomètre de pression d'admission.  
Altimètre de précision (3 aiguilles) en pieds.  
Compteur d'heures JAEGER.  
Chronomètre de bord.  
Manomètre de dépression pour contrôle des instruments P.S.V.  
Directionnel pneumatique  
Horizon artificiel pneumatique (alimenté par pompe à vielle)  
Horizon artificiel électrique avec son interrupteur et son fusible.  
Eclairage de tableau de bord : 2 voyants rouges avec rhéostat.  
Antenne "pitot" chauffante (+ interrupteur + lampe témoin)  
Indicateur de virage électrique anti-parasité  
Coordinateur de virage "BRITTAINE"  
Feu anti-collision rotatif.  
Radio V.H.F.  
Radio compas.  
VOR.  
ILS.  
DME.  
Radio HF.



- MANUEL DE VOL -  
DR 400/120

Edition n° 1  
du : 27.01.1975





**MANUEL DE VOL**

**DR 400/120**

**EDITION N° 1**

**Du : 27.01.1975**

**TABLEAU DE BORD**

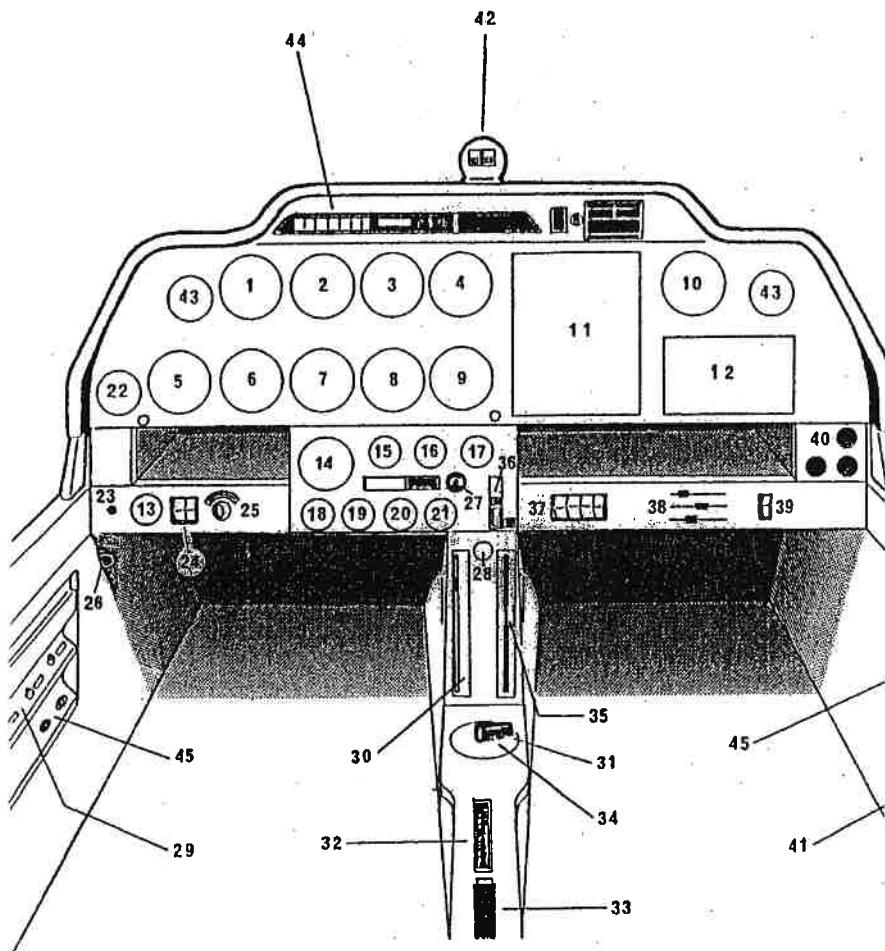
- |                                         |                       |
|-----------------------------------------|-----------------------|
| 1 Manette de gaz                        | 40 Démarrleur         |
| 2 Chronomètre                           | 41 Coupe-batterie     |
| 7 Compas                                | 42 Alternateur        |
| 8 Anémomètre                            | 43 Mixture            |
| 9 Horizon artificiel                    | 44 Chauffage          |
| 10 Altimètre n°1                        | 45 Réchauffage carbur |
| 11 VOR + ILS                            | 46 Pompe électrique   |
| 12 Aérateurs                            | 52 - 53 - 54 Fusibles |
| 13 Bille                                |                       |
| 14 Directionnel                         |                       |
| 15 Variomètre                           |                       |
| 16 Récepteur VOR                        |                       |
| 17 Suction P.S.V.                       |                       |
| 18 Altimètre n°2                        |                       |
| 19 Compteur d'heures                    |                       |
| 20 Sélecteur d'écoute                   |                       |
| 21 Radio-compas                         |                       |
| 22 VHF n°1                              |                       |
| 23 VHF n°2                              |                       |
| 26 Pression admission                   |                       |
| 25 Température culasses                 |                       |
| 24 Tachymètre                           |                       |
| 27 Température extérieure               |                       |
| 28 Jaugeur réservoir AR                 |                       |
| 29 Température huile                    |                       |
| 30 Ampèremètre                          |                       |
| 31 Fusible 40 ampères                   |                       |
| 32 "Jacks" Radio                        |                       |
| 33 Interrupteurs fusibles               |                       |
| 34 Voyants                              |                       |
| 35 Eclairage tableau de bord ( option ) |                       |
| 36 Interrupteurs fusibles               |                       |
| 37 Fusibles                             |                       |
| 39 Sélecteur de magnéto                 |                       |



MANUEL DE VOL  
DR 400/120

Edition 1 - Janv.  
Révision 6- Déc.

PLANCHE DE BORD "MODELE 88"





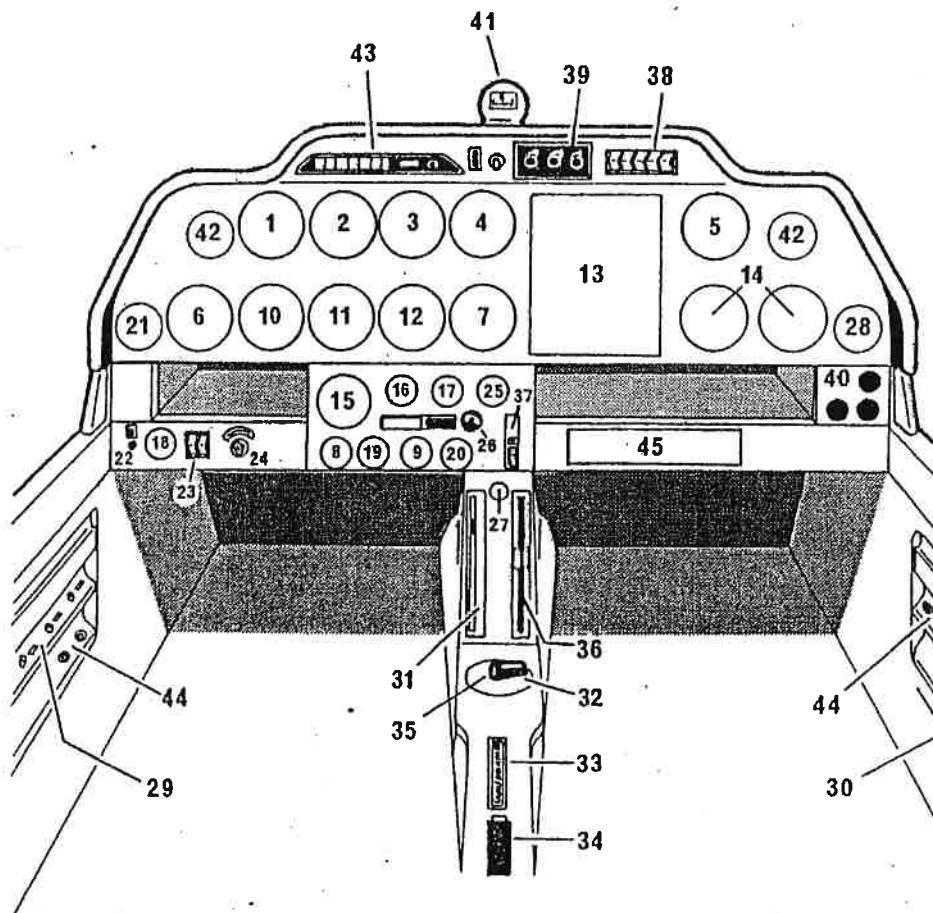
- 1..... Anémomètre
- 2..... Horizon artificiel ou Altimètre (Option)
- 3..... Altimètre
- 4, 5.... Equipements optionnels
- 6..... Indicateur de virage ou Bille
- 7..... Conservateur de cap (Option) ou Variomètre
- 8..... Variomètre (Option) ou Température de culasse
- 9, 10.... Instruments optionnels
- 11, 12... Radio
- 13..... Voltmètre
- 14..... Tachymètre
- 15..... Pression d'huile
- 16..... Température d'huile
- 17..... Equipement optionnel
- 18..... Réservoir supplémentaire (Option)
- 19..... Equipement optionnel
- 20..... Réservoir principal
- 21..... Pression d'essence
- 22..... Indicateur de dépression (Option)
- 23..... Disjoncteur de charge
- 24..... Interrupteurs Batterie + Alternateur
- 25..... Sélecteur magnétos
- 26..... Tirette de réservoir supplémentaire (Option)
- 27..... Réchauffage carburateur
- 28..... Tirette de frein de parc
- 29..... Disjoncteurs
- 30..... Indicateur de position de Tab
- 31..... Bouton de démarreur (masqué par robinet d'essence  
en position "Fermé")
- 32..... Volant de Tab
- 33..... Levier de commande de volets
- 34..... Robinet d'essence
- 35..... Mixture
- 36..... Interrupteur "Pompe électrique"
- 37..... Interrupteurs
- 38..... Potentiomètres "Eclairage tableau de bord (Option)
- 39..... Chauffage Pitot (Option)
- 40..... Tirettes de chauffage
- 41..... Fusibles
- 42..... Compas magnétique
- 43..... Aérateurs
- 44..... Barette de Voyants
- 45..... Prises micro et casque



MANUEL DE VUL  
DR 400/120

Édit.1 - Janvier 75  
Révis.7 - Juil.88

PLANCHE DE BORD





MANUEL DE VOL  
DR 400/120

Edit.1- Janvier 75  
Révis.7 - Juil.88

- 1..... Anémomètre
- 2..... Horizon artificiel
- 3..... Altimètre
- 4 à 8.. Radio ou Equipements optionnels
- 9..... Réservoir principal
- 10.... Indicateur de virage ou Bille
- 11.... Directionnel
- 12.... Variomètre
- 13, 14. Radio/NAV ou Equipements optionnels
- 15.... Tachymètre
- 16.... Pression d'huile
- 17.... Température d'huile
- 18.... Voltmètre
- 19.... Equipements optionnels ou Réservoir sup.
- 20.... Pression d'essence
- 21.... Indicateur de dépression (Opt.)
- 22.... Disjoncteur de charge
- 23.... Interrupteurs batterie + Alternateur
- 24.... Sélecteur magnétos
- 25.... Equipement optionnel
- 26.... Réchauffage carburateur
- 27.... Tirette de frein de parc
- 28.... Indicateur de Température extérieure
- 29.... Disjoncteurs
- 30.... Fusibles éclairages et Radio
- 31.... Indicateur de position de Trim
- 32.... Démarrleur (masqué par robinet d'essence position "FERME"
- 33.... Commande de Trim
- 34.... Levier de commande de volets
- 35.... Coupe circuit essence
- 36.... Commande de mixture
- 37.... Interrupteur "Pompe électrique"
- 38 ou 45 Interrupteurs
- 39 ou 45 Potentiomètre éclairage
- 40.... Commande de chauffage
- 41.... Compas magnétique
- 42.... Aérateurs
- 43.... Barette de voyants
- 44.... Jacks radio
- 45.... Radio ou Equipement optionnel



Circuit d'essence.

Fuel System

Kraftstoffsystem

Avant avion (Forward Flugrichtung)

Carburateur (Carburetor) (Moteur) (Vergasser)

Pompe mécanique (Moteur)

Engine driven pump  
Motorangetriebener Kraftstoffpumpe

Clôison pare-feu (Fire-wall)  
(Brandschott)

Pompe électrique de secours (montée en série)  
Elekt emergency pumpe  
Elekt Benzinpumpe

Filtre-décanleur (Filter and droit purge)  
Filter u. Entfernungspumpe (Filter and droit u. Entfernungspumpe)

Robinet sélecteur 2 Voies  
Fuel selector cock  
Brand hahn

Réplissage du réservoir  
(Filler cap)  
(Einfüllstutzen)

Réservoir AR

110 litres.

Vorne Tank (24,2 UK Gal)  
Hinterer Tank (110 lit)

Purge (Drain Entwässerung)

Jaugeur (Fuel gauge)  
(Kraftstoffpanzerage)

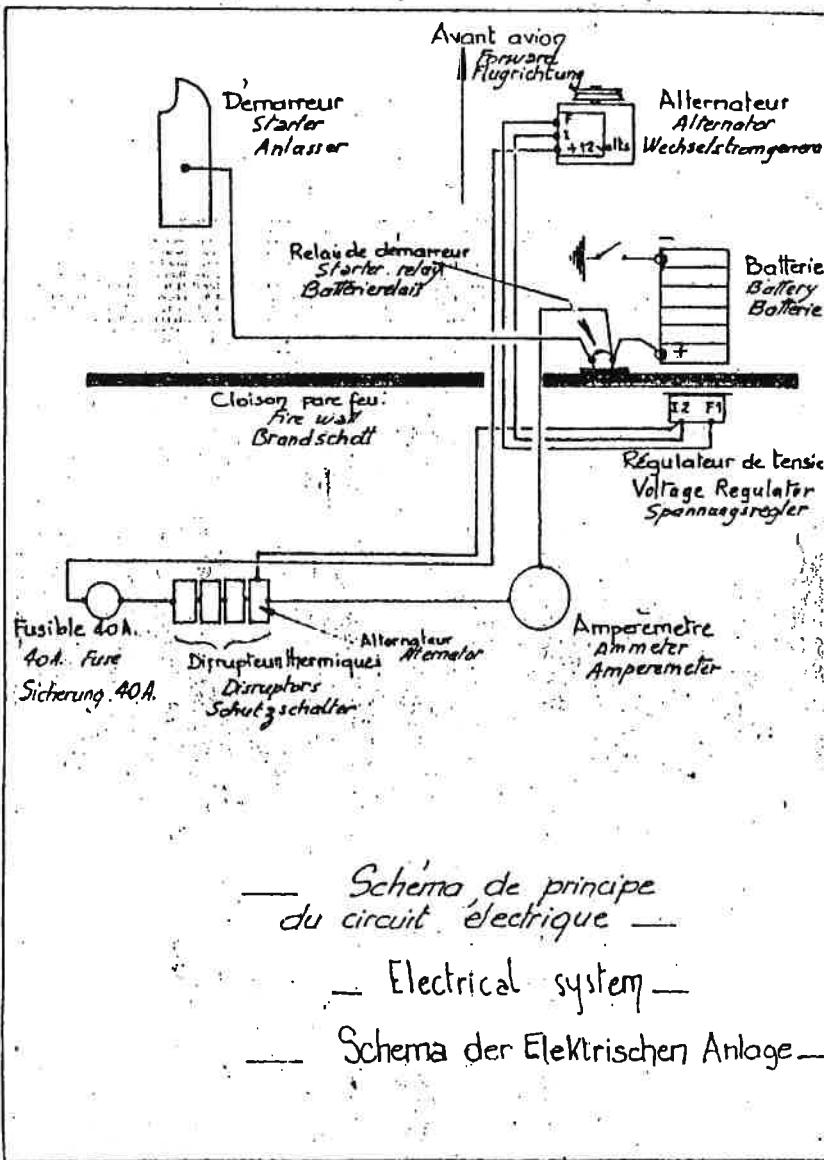
Mise à l'air libre sur dos de fuselage.

Fuel tank vent on top of fuel tank  
Tankentlüftung über dem Rumpf



Manuel de vol  
DR 400 / 720

Edition 17°: 1  
du: 27.01.1975



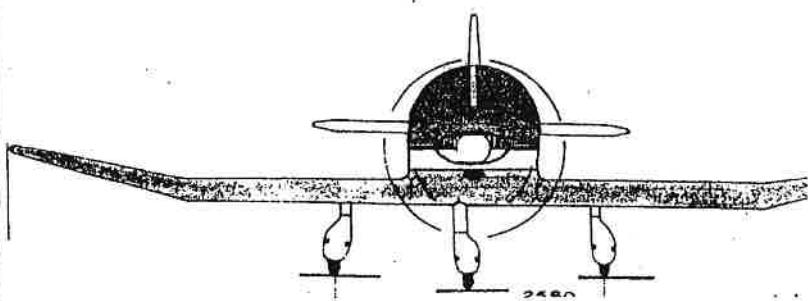
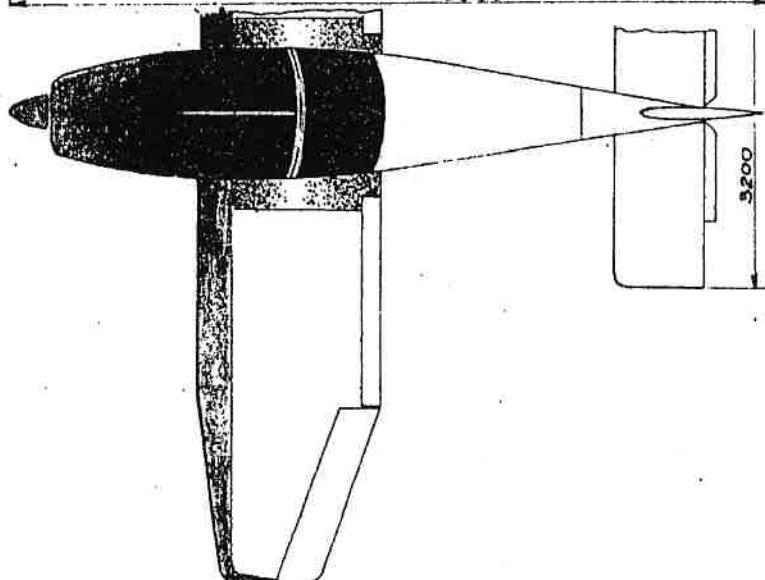
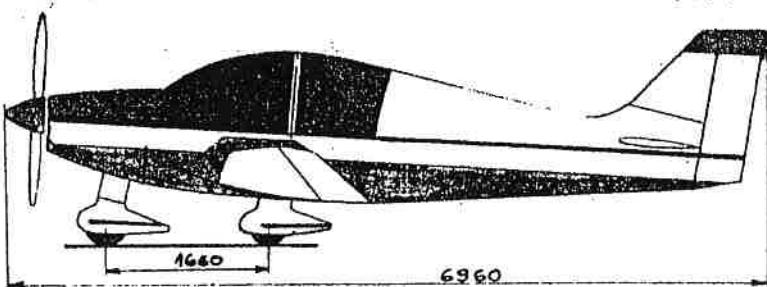


MANUEL DE VOL

DR 400/120

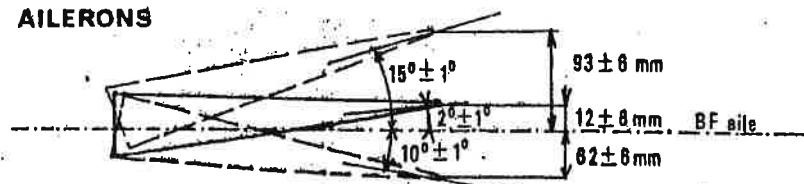
Edition n°

Du :27.01.1

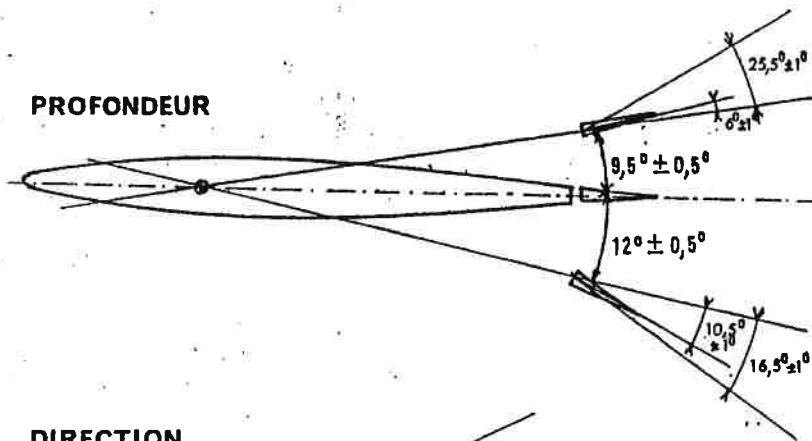




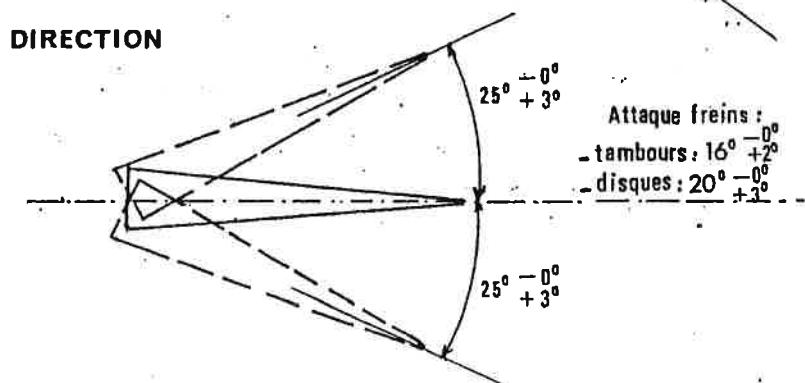
### AILERONS



### PROFONDEUR



### DIRECTION



### VOLETS

$60^\circ - 5^\circ$   
 $+ 0^\circ$



CHAPITRE II : Limites d'emploia) Bases de certification :

L'avion DR 400/120 "Petit Prince" a été certifié le 11/2/1975 en catégorie normale et utilitaire conformément aux conditions techniques suivantes :

- Conditions générales du règlement Air 2052 mise à jour du 6 juin 1966.
- Conditions complémentaires pour conformité à FAR part 23 - amendement 7
- Conditions particulières relatives au largage verrière.

b) Vitesses limites (Équivalent de vitesse, EAS)  
à la masse maximale :

Vne : (Vitesse à ne pas dépasser)	:	308 km/h	<i>166kr</i>
Vno : (Vitesse maxi d'utilisation normale)	:	260 km/h	<i>145kr</i>
Vc : (Vitesse de calcul en croisière)	:	260 km/h	
Va : (Vitesse de manœuvre)	:	215 km/h	<i>116kr</i>
Vfe : (Vitesse limite, volets sortis)	:	170 km/h	<i>32kr</i>

Repères sur l'anémomètre :

- Trait radial rouge : 308 km/h
- Arc jaune de 260 à 308 km/h  
(Zone de précaution "air calme")
- Arc Vert de 95 à 260 km/h  
(Zone d'utilisation normale).
- Arc blanc de 85 à 170 km/h  
(Zone d'utilisation des volets)

L'avertisseur de décrochage fonctionne 10 à 15 km/h avant le décrochage



-MANUEL de VOL-

DR 400/120

Edition n° 1

du : 27.01.1975

c) Facteurs de charge limite de calcul à la masse maximale :

- Volets escamotés (lisse):  $n = + 3,8$  et - 1,9 catI  
 $n = + 4,4$  et - 2,2 catI

- Volets sortis  $n = + 2$

d) Masse maximale autorisée : (kg).

- Décollage  $\approx 900$  kg
- Atterrissage  $\approx 900$  kg
- Evolutions catégorie "U"  $\approx 900$  kg.

e) Centrage :

- Mise à niveau : Longeron supérieur du fuselage
- Référence du centrage : {Bord d'attaque de la partie rectangulaire de l'aile.

- Longueur de la corde de référence : 1,71 m.

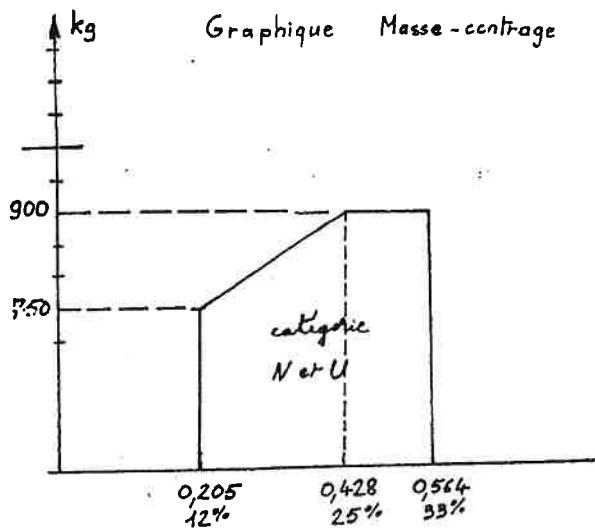
- Catégorie "N et U" Limite AV : à 750 kg et au-dessous :  
0,205  
à 900 kg : 0,428

Limite AR : 0,364  
(Limite valable pour toute masse)

Avant tout chargement le pilote doit s'assurer, par exemple, à l'aide du centrogramme que la masse et le centrage sont à l'intérieur des limites prescrites.

NOTA : La banquette AR doit comporter une ceinture par passager.





f) Plaquettes obligatoires :

1) Soute à Bagages  
40 kg  
Voir centrogramme

2) Ne pas FUMER

3) Conditions de vol=  
V.F.R. de jour  
En zone non givrante

4) Eviter une utilisation continue  
(particulièrement en descente)  
Entre 2025 et 2325 T/ mn.  
Manette de gaz réduite de plus de 1/4



Cet avion doit être utilisé en catégorie normale ou utilitaire conformément au manuel de vol de l'avion approuvé par les Services Officiels.

Sur cet avion tous les repères et plaques indicatrices sont relatifs à son utilisation en catégorie normale.

Pour l'utilisation en catégorie utilitaire se référer au manuel de vol.

Aucune manoeuvre acrobatique y compris la vrille n'est autorisée pour l'utilisation en catégorie normale.

Vitesse de manoeuvre  $V_a = 215 \text{ km/h}$  = Vitesse de manoeuvre à laquelle on peut braquer les gouvernes à fond - (Profondeur - Direction Ailerons).

g) Limitations G.M.P.

1) Avions sortis avant le 31.12.1979

- Puissance maximale d'utilisation normale : 2700 t/mn
- Régime maximum continu : 2800 RPM (trait radial rouge)
- Température maxi culasses : 260° C
- Huile : température maxi : 118° C (trait rouge)  
Pression normale : 4,5 à 6,3 bars (arc vert)  
mini ralenti : 1,75 bars
- Essence : Pression mini. : 0,035 bar
- Tachymètre

Arc rouge de 2025 à 2325 RPM (Pour hélice Mac Cauley uniquement)

Trait rouge à 2800 RPM.



2) Avions sortis après le 1.1.80

- Régime maximum continu : 2800 RPM (trait radial rouge)
- Régime maximum en utilisation normale : 2700 RPM
- Température maxi culasses : 260 ° C
- Huile : température maxi : 118° C (trait rouge)  
Pression normale : 4,5 à 6,3 bars (arc vert)  
Mini ralenti ; 1,75 bars
- Essence : Pression mini. : 0,035 bar
- Tachymètre

Hélice SENSENICH uniquement

Trait rouge : 2800 RPM

Arc vert de 2000 à 2700 RPM

h) Carburant :

Essence "AVIATION" Indice d'octane mini : 100/130

Réservoirs	Capacité totale
Principal	110 l.

h) LUBRIFIANT :

Capacité du réservoir : 5,67 l.  
Jauge minimum : 1,9 l.  
Jauge maximum : 5,67 l.

j) EVOLUTIONS :

Décrochages (voir page 5.1)



INTERDICTION :

Aucune manoeuvre acrobatique n'est autorisée en catégorie "N".

Vrilles interdites.

LIMITE D'EMPLOI DANS LA CATEGORIE "U".

Dans les limites de cette catégorie sont autorisées les manoeuvres suivantes :

- Virages serrés
- Huit lent
- Virage en montée dynamique
- Décrochages de mise en garde

Ces manoeuvres doivent être effectuées dans les conditions ci-dessous :

Les sièges AR. doivent être inoccupés.

Les vitesses d'entrée et de sortie doivent se situer dans le domaine d'utilisation normale.



**SECTION 3**

**PROCEDURES D'URGENCE**

**TABLE DES MATIERES**

Panne moteur au décollage .....	3.02
Panne moteur immédiatement après le décollage .....	3.02
Panne moteur en vol .....	3.03
Atterrissage forcé en campagne, moteur en panne .....	3.03
Atterrissage de précaution en campagne .....	3.04
Incendie .....	3.04
Vibrations et irrégularités de fonctionnement du moteur .....	3.06
Panne d'alimentation en huile .....	3.06
Givrage .....	3.07
Panne de génération électrique .....	3.08
..villes involontaires .....	3.08
Panne sur commande de profondeur .....	3.09



## PANNE MOTEUR AU DECOLLAGE (roulage)

### S'il reste suffisamment de piste:

Réduire à fond les gaz et s'arrêter dans l'axe, en freinant à la demande.

### S'il ne reste pas suffisamment de piste:

Manette de gaz .....	réduire à fond (tirer)
Freins .....	freiner énergiquement
Mixture .....	étouffoir (vers le bas)
Robinet d'essence .....	fermé
Contact magnétos .....	coupé
Interrupteur batterie .....	coupé

## PANNE MOTEUR IMMEDIATEMENT APRES LE DECOLLAGE

Vitesse de plané .....	(73 kt) 135 km/h
Mixture .....	étouffoir (vers le bas)
Robinet d'essence .....	fermé
Contact magnétos .....	coupé
Interrupteur batterie .....	coupé

### NOTE IMPORTANTE

atterrir droit devant, en ne faisant que de petits changements de cap pour éviter les obstacles.

Ne jamais tenter de faire demi-tour vers la piste car l'altitude après le décollage ne le permet généralement pas.



## PANNE MOTEUR EN VOL

Si l'altitude est jugée suffisante pour tenter une remise en marche du moteur:

Prendre la vitesse de meilleure finesse, volets rentrés 135 km/h (73 kt).  
Dans ces conditions et sans vent, l'avion parcourt environ 10 fois son altitude.

Robinet d'essence .....	ouvert
Pompe électrique .....	marche
Mixture .....	plein riche (vers le haut)
Manette des gaz .....	1/4 de la course en avant
Contact magnétos .....	sur L + R ("Both")

SI l'hélice tourne encore, le moteur devrait se remettre en route.

SI l'hélice est calée, actionner le démarreur.

SI le moteur ne démarre toujours pas, préparer un atterrissage en campagne suivant la procédure ci-dessous.

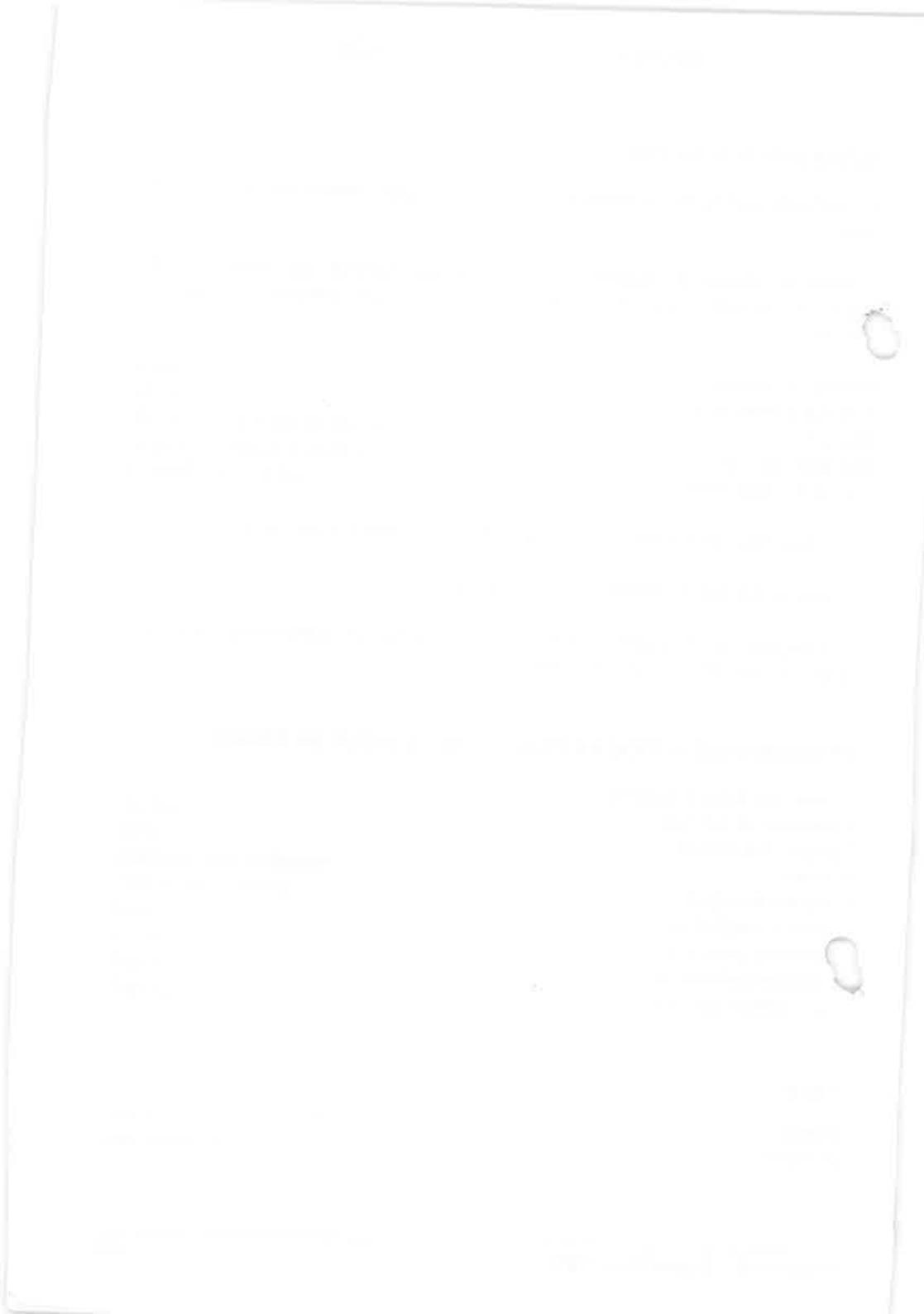
## ATERRISSAGE FORCE EN CAMPAGNE, MOTEUR EN PANNE

Choisir un terrain approprié:

Ceintures et harnais .....	serrés
Pompe électrique .....	arrêt
Mixture .....	étouffoir (vers le bas)
Manette des gaz .....	plein réduit (tirer)
Contact magnétos .....	coupé
Robinet d'essence .....	fermé
Excitation alternateur .....	coupé
Interrupteur batterie .....	coupé

### Finale

Volets .....	tout sortis
Verrière .....	déverrouillée



## **ATTERRISSEMENT DE PRÉCAUTION EN CAMPAGNE**

Reconnaître le terrain choisi, en effectuant au besoin plusieurs passages à basse vitesse (140 km/h - 75 kt) volets en position "décollage", puis faire une approche de précaution de 110 km/h (60 kt), volets en position "atterrissement".

En finale, déverrouiller la verrière.

### **Avant de toucher le sol**

Contact magnétos ..... coupé  
Interrupteur batterie ..... coupé

### **NOTE: EN CAS DE BLOCAGE DE LA VERRIERE**

Poignée de verrière en position "ouvert".

Dégager les deux leviers de largage verrière situés sur les accoudoirs, de part et d'autre du tableau de bord, et les amener en position verticale.

## **INCENDIE**

### **Feu moteur au sol, à la mise en route**

Laisser tourner le moteur avec:

Robinet d'essence ..... fermé  
Pompe électrique ..... arrêt  
Manette des gaz ..... plein gaz (pousser)  
Mixture ..... étouffoir (vers le bas)

Cette manœuvre ayant pour but de "faire avaler" par le moteur de l'essence accumulée dans les pipes d'admission (généralement à la suite d'un excès d'injections, lors d'une mise en route difficile).



**Si le feu persiste**

Contact magnéto .....	coupé
Interrupteur batterie .....	coupé
Excitation alternateur .....	coupé

Evacuer l'avion et tenter d'éteindre l'incendie à l'aide des moyens disponibles: extincteurs ou à défaut couvertures, vêtements, projection de sable.

**Feu moteur en vol**

Robinet essence .....	fermé
Manette des gaz .....	plein gaz (pousser) jusqu'à l'arrêt moteur
Mixture .....	étouffoir (vers le bas)
Pompe électrique .....	arrêt
Excitation alternateur .....	coupé
Chauffage cabine et ventilation .....	coupés
Adopter une vitesse de finesse maxi .....	(73 kt) 135 km/h

Préparer un atterrissage en campagne suivant procédures décrites dans le chapitre "Atterrissage moteur en panne".

Ne pas essayer de remise en route du moteur

**Feu dans la cabine**

Eteindre le foyer par tous les moyens disponibles (extincteur en option).

Pour éliminer les fumées, ouvrir à fond la ventilation.

En cas de feu d'origine électrique (combustion des isolants produisant une odeur caractéristique):

éntilation de la cabine .....	réduire
Excitation de l'alternateur .....	coupé
Interrupteur batterie .....	coupé
Breaker batterie .....	tiré
Breaker alternateur .....	tiré

Atterrir rapidement si le feu persiste.



## **VIBRATIONS ET IRREGULARITES DE FONCTIONNEMENT DU MOTEUR**

Les vibrations et irrégularités de fonctionnement du moteur ont généralement pour origine (à vérifier dans l'ordre):

- Un givrage au carburateur: voir plus loin paragraphe "GIVRAGE"
- Un mélange réglé trop riche ou trop pauvre: régler la mixture (voir section 4)
- La présence d'impuretés dans le circuit carburant: vérifier la pression d'essence. Mettre en fonction la pompe électrique
- Une défaillance d'allumage: contacts magnétos sur "L", puis sur "R", puis retour sur "Both". Sélectionner la position procurant le meilleur fonctionnement du moteur et rejoindre le terrain le plus proche à régime réduit, mixture sur "plein riche".

## **PANNE D'ALIMENTATION EN HUILE**

En cas de baisse de pression d'huile, surveiller la température d'huile. Si celle-ci s'élève anormalement (zone rouge):

- Réduire la puissance
- Rejoindre le terrain le plus proche en se préparant à un éventuel atterrissage en campagne



## **GIVRAGE**

Procéder de la façon suivante lorsque l'on est surpris par le givrage:

- Réchauffage carburateur chaud (tirer)
- Augmenter la puissance afin de réduire la formation de glace au minimum
- Mettre en marche le réchauffage pitot (si installé)
- Mettre la climatisation sur plein chaud et orienter la totalité du débit vers le pare-brise (position "désembuage"), afin d'en éliminer rapidement le givre
- Rebrasser chemin ou changer d'altitude afin d'obtenir une température extérieure moins critique pour le givrage
- Envisager d'atterrir sur le prochain aérodrome

Lors d'une formation de glace extrêmement rapide, effectuer un atterrissage forcé.

Se souvenir qu'une couche de plus de 0,5 cm (0.2 in) sur le bord d'attaque augmente notablement la vitesse de décrochage. Adopter si nécessaire une vitesse d'approche supérieure à la normale: 130 km/h (70 kt).

### **REMARQUES**

S'il est nécessaire de maintenir en permanence le réchauffage carburateur, ajuster impérativement le mélange à l'aide de la manette de mixture pour obtenir un fonctionnement régulier du moteur.

Utiliser toujours le réchauffage carburateur en "tout ou rien" (plein chaud ou plein froid); une position intermédiaire peut, dans certains cas, aggraver le givrage.



## **PANNE DE GENERATION ELECTRIQUE**

La panne de l'alternateur se traduit par l'allumage du voyant ambre "panne alternateur" sur le tableau d'alarme et par une baisse progressive de la tension du réseau (indications du voltmètre).

### **Si le voyant ambre s'allume**

Couper puis réenclencher l'excitation alternateur.

Cette opération a pour but de réarmer le relais de surtension ("relais d'overvoltage") qui peut disjoncter à la suite d'une surtension passagère.

### **Si la panne persiste**

- Couper l'excitation alternateur
- Couper tous les équipements électriques non indispensables à la poursuite du vol
- Se poser dès que possible afin de faire vérifier le circuit électrique

#### **NOTE**

Une panne d'alternateur n'empêche pas le moteur de fonctionner normalement

## **VRILLE INVOLONTAIRE**

En cas de vrille, appliquer la procédure:

Manette des gaz .....	réduit (tirer)
Direction .....	à fond contre le sens de rotation
Profondeur .....	..... au neutre
Allerons .....	..... au neutre
Dès l'arrêt de la rotation, direction au neutre et ressource en respectant les limites du domaine de vol.	

#### **NOTE**

Si les volets sont sortis au moment de la mise en vrille, les rentrer au plus vite.



**PANNE SUR LA COMMANDE DE PROFONDEUR**

En cas de perte d'efficacité de la commande de profondeur (déconnection accidentelle):

- Stabiliser l'avion en vol horizontal, volets rentrés, à 135 km/h (73 kt), à l'aide du trim de profondeur et des gaz.

- Ne plus toucher au trim et contrôler l'angle de descente avec les gaz uniquement. Ne réduire qu'en courte finale, à proximité du sol.



CHAPITRE III : PROCEDURES D'URGENCE :

1) Feu de moteur en vol :

Fermer l'essence.

Mettre plein gaz jusqu'à épuisement du combustible.

Couper les contacts allumage.

Couper le contact batterie et l'excitation de l'alternateur avant l'atterrissement.

NOTA : { La coupure contact batterie supprime également le fonctionnement de l'avertisseur de décrochage.

2) Feu de moteur au sol :

Ne pas enlever les capots.

Diriger le jet de l'extincteur dans la prise dynamique ou par le trou de passage des échappements.

3) Panne de l'alternateur :

Si l'ampèremètre indique "décharge" (-) couper l'excitation de l'alternateur et réduire les consommations électriques au minimum. (Radio, instruments) puisque seule la batterie fournit du courant.

Aucune anomalie de fonctionnement du moteur n'est à craindre.



4) GIVRAGE DU CARBURATEUR :

Si le régime diminue sans autre variation des paramètres de vol (Vitesse-altitude) tirer le réchauffage carburateur à fond.

Commande à 2 positions, tout ou rien.

Le régime augmentera dès que la glace sera fondu. Le fait de tirer le réchauffage carburateur provoque normalement une chute de régime de 150 t/mn et augmente la consommation horaire Si le givrage est brutal, tirer le réchauffage carburateur et mettre plein gaz.

5) ATTERRISSAGE DE FORTUNE :

- Vérifier les ceintures de sécurité.
- Fermer l'essence et couper le circuit électrique avant l'atterrissement pour éviter tout risque d'incendie.

NOTA : En cas de déformation du capot moteur consécutive à un incident au cours de l'atterrissement et empêchant l'ouverture normale de la verrière vers l'avant, utiliser le système de largage : soulever les 2 anneaux rouges de largage, ouvrir le verrou central de verrière.

6) VRILLE INVOLONTAIRE :

En cas de vrille involontaire la récupération doit être effectuée par des actions normales, classiques. (Manche aux neutres, pied contraire).

Les volets doivent être rentrés.



CHAPITRE IV                  PROCEDURES NORMALES :

1) Préparation des vols :

Avant chaque vol, s'assurer que la masse et le centrage sont à l'intérieur des limites prescrites. (Par exemple à l'aide d'un centrogramme).

DETERMINATION DU CENTRAGE POUR UN POIDS DONNÉ.

1<sup>e</sup> METHODE.

Utiliser le centrogramme fourni par le constructeur.

Important : Vérifier que le point de départ corresponde bien à la dernière fiche de pesée.

2<sup>e</sup> METHODE :

Effectuer le calcul classique des moments avec les bras de levier suivants (en m.)

Passagers AV :	+ 0,41
Banquette AR :	+ 1,19
Essence AR :	+ 1,12
Bagages :	+ 1,9



Exemple de calcul de chargement :

Masse de l'avion à vide : 541 kg.

Centrage de l'avion à vide : 0,309 m (18%)

Moment à vide : 541 x 0,309 = 167,17

Passagers AV : 154 x 0,410 = 63,14

Passagers AR : 115 x 1,19 = 136,85

Essence : 80 x 1,12 = 89,60

Bagages : 10 x 1,9 = 19,00

Total                    900 kg.                    476,06 m. kg

Centrage en charge :

$$\frac{476,06}{900} = 0,529 \text{ m.}$$

Le centre de gravité est donc à l'intérieur des limites et la masse totale est égale à la masse maxi autorisée.



2) Visite pré-vol :

- 1) Pousser l'interrupteur général (coupe batterie sur marche.
  - Vérifier l'indication du jaugeur d'essence
  - Tirer l'interrupteur général (coupé), contacts magnétos coupés, robinet d'essence ouvert, correcteur altimétrique (richesse) tiré.
- 2) Avant le premier vol de la journée et après chaque plein de carburant, après avoir laissé reposer quelques instants, appuyer sur les purges essence.  
(voir planche 1-14)
  - Vérifier le bouchon de fermeture de réservoir d'essence.
  - Vérifier la mise à l'air libre du réservoir.
  - Vérifier la propreté des prises d'air statiques.
- 3) Vérifier l'état des empennages.  
Vérifier le tab (charnières libres)  
Vérifier les charnières de la direction.
- 4) Vérifier l'état des volets et leurs charnières.  
S'assurer qu'en position fermée, les volets soient en appui sur les cales.



5) Vérifier les charnières d'ailerons.  
Enlever les cordes d'amarrage et la  
fourche de manœuvre s'il y a lieu.

6) Vérifier l'état des atterrisseurs  
principaux.

Pression de gonflage des pneus :

AR : 1,8 bar

AV : 1,6 bar

Vérifier que la course restante des amortisseurs soit au moins égale à 70 mm.  
(Le haut de la carène de roue doit se trouver sous le repère de la carène fixe.-  
avion vide, essence quelconque). Sinon  
regonfler l'amortisseur.  
(Pressions indiquées sur la jambe de  
train de l'avion).  
Vérifier l'état des carènes de roues.

7) Vérifier la propreté verrière.

8) Vérifier le niveau d'huile (Ne pas voler avec moins de 1,9 litre).

-repère n° 2 sur la jauge.

Faire le plein pour un vol prolongé.

Vérifier l'état de l'hélice, du cône,  
des déflecteurs.

Vérifier l'état de l'entrée d'air de la  
prise dynamique et s'assurer de sa pro-  
preté.



Vérifier la fixation des échappements.  
Purger le filtre-décanleur.  
Démonter s'il y a lieu le filtre à air et le nettoyer.  
Fermer et verrouiller la trappe de visite d'huile.  
Vérifier la fixation du capot moteur supérieur (dzus).  
Effectuer la visite prévol complète avant le premier vol de la journée. Ensuite on peut limiter les vérifications à l'état des gouvernes.  
Avant de s'installer dans la cabine vérifier l'arrimage des bagages.

3) AVANT DE METTRE LE MOTEUR EN MARCHE :

Régler et verrouiller les sièges et les ceintures de sécurité.  
Verrouiller la fermeture de la cabine.  
Vérifier les commandes de vol.  
Serrer le frein de parc (point blanc de la poignée sur 12 h.).  
Pousser l'interrupteur général.  
Régler le tab au neutre.  
Pousser la commande de richesse (Plein riche).  
Pousser le réchauffage carburateur.  
Ouvrir l'essence.  
Rentrer les volets.



4) MISE EN MARCHE DU MOTEUR :

- Pompe électrique en marche.
- Lorsque les pulsations s'espacent, actionner la pompe d'injection (commande de gaz sur toute sa course, 2 fois).
- Réduire les gaz.
- Batterie et excitation en circuit.
- Contacts sur magnéto "Left" (L)
- Démarrage.
- Contact sur "Both"
- Laisser le moteur tourner aussi près du ralenti que possible (surtout s'il est froid) à un régime où il ne vibre pas.

Des explosions espacées suivies de "puff" et fumée noire dans les échappements indiquent un moteur noyé.

Couper les contacts magnétos, pousser les gaz à fond, faire tourner l'hélice au démarreur une dizaine de tours pour éliminer l'excès d'essence.

Recommencer le démarrage normal sans pomper.

Si le moteur est sous-alimenté (temps froid) il est nécessaire d'effectuer des injections supplémentaires.



Dès les premiers allumages corrects, ouvrir légèrement les gaz pour entretenir la rotation.

Par temps très froid, brasser l'hélice à la main puis essayer comme ci-dessus.

NOTA : Laisser refroidir le démarreur entre chaque tentative afin de ne pas le griller prématurément.

### 5) ROULAGE :

Freins bloqués, mettre un peu de gaz pour faire basculer le nez de l'avion et être assuré que la roue AV est déverrouillée.

Desserrer le frein de parc.

Rouler doucement pour éviter autant que possible d'avoir à freiner brutalement.

Meilleur régime de refroidissement au parking : 1200 t/mn

Pour un roulage rectiligne, éviter de solliciter continuellement le palonnier.

Les virages au sol doivent toujours s'effectuer à faible vitesse.

Pour des virages serrés à faible vitesse freiner à fond de course de palonnier.

En roulage avec vent de travers, incliner le manche dans le vent pour contrôler l'avion.



Rouler particulièrement doucement sur terrain caillouteux (Risque de projection sur pales d'hélice, carène de roues, empennage horizontal).

NOTA : Le refroidissement étant calculé pour vol, éviter de surchauffer le moteur au sol, en effectuant des points fixes notamment).

Par temps humide et froid, tirer le réchauffage carburateur pendant le roulage et les actions vitales. (Ne pas oublier de le repousser pour le décollage)

#### 6) AVANT LE DECOLLAGE :

- Faire chauffer s'il y a lieu vers 1200 t
- Ne pas effectuer de point fixe moteur.
- Vérifier les magnétos individuellement à 1800 t/mn (125 t/m maxi entre 1 et 2 et 1 + 2).
- Vérifier la coupure de contact vers 1000
- Vérifier les instruments et la radio.
- Effectuer les actions vitales (ACHEVER).

#### 7) DECOLLAGE :

- Réchauffage carburateur et commande richesse poussés,
- Mettre plein gaz doucement,
- Centrale du régime moteur (mini 2200). Si le régime est inférieur interrompre le décollage et faire contrôler le moteur.



- Ne pas soulager la roue AV pour faciliter la tenue dans l'axe.
- Décoller franchement vers 90 - 100 km/h
- Palier de sécurité.
- Début de la montée vers 120 km/h.

**DECOLLAGE PAR VENT DE TRAVERS :**

- Utiliser les ailerons pour diminuer la composante transversale due au vent.
- Accélérer l'avion à une vitesse supérieure à la normale.
- Décoller très franchement pour éviter de retoucher la piste.
- Une fois en l'air, orienter l'avion vers le vent pour corriger la dérive.

**8) MONTEE :**

**• Passage des obstacles.**

Vitesse de meilleur angle de montée avec 1° cran de volets : 130 km/h.

**• Montée normale :**

- Rentrer les volets.
- Toujours plein gaz, accélérer à la vitesse optimum de montée 140 à 150 km/h.
- Régler le tab de compensation des efforts sur la profondeur.
- Couper la pompe électrique.

**NOTA :** { La montée au plus grand angle doit être de courte durée en raison du refroidissement moteur.



Les 10 derniers litres du réservoir d'essence arrière ne sont pas consommables en montée.

**9) CROISIERES :**

- Manette de gaz pour régler le régime moteur en fonction de la puissance désirée.
- Réglage du tab de profondeur.
- Réglage de la richesse.  
Correcteur manuel de la richesse du mélange.  
Appauvrir progressivement jusqu'à ce que le moteur ne tourne plus rond, puis, enrichir suffisamment pour qu'il tourne à nouveau régulièrement.  
La richesse doit être réajustée après chaque changement de régime ou d'altitude.

Altitude de croisière :

Pour maintenir une puissance constante il est nécessaire de pousser la manette des gaz lorsque l'altitude augmente.  
(Voir chapitre "Performances").



Il n'y a aucun inconvenient sur le plan mécanique à utiliser un régime de croisière dit "rapide" savoir voisin mais inférieur à 2800 t/mn (régime maximum) à condition que la puissance soit elle même inférieure ou égale à 75 %.

---

**10 ) DESCENTE :**

- Tirer systématiquement le réchauffage carburateur, moteur réduit (en condition givré)
- Diminuer la vitesse - régler le tab.
- Ajuster la commande richesse
  
- Pompe électrique de secours en marche.
- En dessous de 170 km/h sortir les volets à moment opportun.  
Réajuster le tab.

---

**NOTA :** Durant une descente prolongée, augmenter chaque 1500 pieds le régime afin de maintenir le moteur chaud.

---

**11) ATTERRISSAGE :**

- Vitesse de présentation
  - {  $V_i = 1,3$  fois la vitesse de décrochage
  - $V_i = 110 \text{ km/h à } 900 \text{ kg.}$
- Réchauffage carburateur tiré à fond et bloqué.
- Richesse poussée (Plein riche).



- Surveiller la vitesse surtout par vent fort.
- Arrondir progressivement.

ATTERRISSAGE MANQUE :

- La remise des gaz est possible en toute configuration.
- Pousser le réchauffage carburateur.
- Rentrer les volets dès que possible à la position décollage ( $1^{\circ}$  cran).

ATTERRISSAGE PAR VENT DE TRAVERS :

- Présentation à inclinaison nulle en corrigeant la dérive ou avec une aile basse (aile au vent ou un combiné des 2).
- Redresser juste avant de toucher.
- Maintenir la ligne droite au palonnier ainsi qu'à l'aide du gauchissement qui sera maintenu du côté d'où vient le vent.

12) APRES L'ATTERRISAGE :

- Rentrer les volets dès le roulage.
  - A l'arrêt sortir les volets (on évitera ainsi de les détériorer à la descente des passagers).
  - Verrouiller le frein de parc.
  - Moteur à 1200 t/mn/
  - Sélectionner chaque magnéto et vérifier la coupure des contacts.
- Tirer à fond la commande de richesse qui agit comme étouffoir en fin de course.



- couper le circuit allumage.
- Couper la batterie.
- Fermer l'essence.
- Caler les deux roues principales.

**13) DEPLACEMENT DE L'AVION AU SOL :**

- Utiliser la fourchette de direction de la roue AV.
- Un Centrage AR entraîne le verrouillage de la roue AV. Dans ce cas le déverrouillage de cette roue est obtenu en soulevant la queue de l'avion ou en appuyant sur l'hélice.

NOTA: { Un braquage trop important de la roue AV entraîne le serrage des freins de l'une des roues principales.

**14) AMARRAGE :**

- Avion vent arrière.
- Bloquer le manche avec la ceinture de sécurité de la place pilote.
- Amarrer par les 2 anneaux sous les ailes et l'anneau situé à l'arrière du fuselage.
- Ne pas bloquer le frein de parc.
- Caler les roues.
- Mettre la housse.



15) PRECAUTIONS A L'ENTREPOT :

- Sans housse, le soleil fera apparaître des marbrures dans le plexiglass de la verrière.
- Si l'avion est inutilisé un certain temps, veillez à sa propreté.
  
- Brasser également l'hélice quelques tours au minimum toutes les 2 semaines pour lubrifier les parties internes du moteur.

Le plein d'essence empêche la condensation  
dans les réservoirs.



SECTION 5LIMITATION ACOUSTIQUE

Conformément à l'arrêté du 3 avril 1980, le niveau de bruit admissible pour l'avion DR 400/120 correspondant à la masse maximale de certification de 900 kg est de 72 dB (A).

Les limitations et modifications de définition de l'avion nécessaires pour que celui-ci satisfasse cette exigence sont les suivants:

- Utilisation de la seule hélice  
SENENICH 72 CK S6 - 056

- Limitation de la puissance maximale d'utilisation normale à 2700 RPM.

Dans cette définition, le niveau de bruit déterminé dans les conditions de l'arrêté précité et à la puissance maximale d'utilisation normale est de 71,6 dB (A).

L'avion DR 400/120 a reçu conformément à l'arrêté du 30 JUILLET 1975 le certificat de type de limitation de nuisance n° N 45 à la date du 6 Mars 1980.



Vent de travers limite démontré

40 km/h - 25 M.P.H. - 22 knots

Vitesses de décrochage : Vi en km/h.

(au poids total) (en KIAS)

Inclinaison de l'avion	0°	30°	60°
Volets rentrés	94 (51)	101	133
Volets 1er cran-décollage	88 (48)	95	124
Volets 2e cran-atterrissement	83	89	117

Etalonnage anémométrique :

L'installation anémométrique étant bien adaptée, les vitesses indiquées sont pratiquement égales aux vitesses conventionnelles.

$$V_i = V \text{ conventionnelle}$$

Les vitesses indiquées ne seront corrigées qu'en fonction de l'altitude et de la température extérieure.



Performances de décollage

Par vent nul, volets au 1er cran, hélice Nac Cauley 71-47

Altitude	Température	Masse 900 Kg			Masse 700 Kg	
		Piste Béton	Piste Herbe	Piste Béton	Piste Herbe	
0	Std -20	480 (225)	570 (315)	285 (120)	320 (165)	
	Std = 15	535 (255)	640 (360)	315 (145)	355 (185)	
	Std +20	590 (285)	715 (410)	345 (165)	395 (215)	
	Std -20	645 (305)	800 (460)	375 (175)	420 (230)	
	Std = 7	720 (345)	905 (530)	415 (195)	485 (265)	
	Std +20	800 (390)	1025 (615)	460 (220)	540 (300)	
4000	Std -20	890 (425)	1165 (700)	500 (235)	595 (130)	
	Std = -1	1000 (475)	1250 (820)	560 (265)	675 (180)	
	Std -20	1125 (535)	1550 (960)	620 (300)	760 (440)	

Dans chaque case : - Distance totale en m depuis l'arrêt  
pour passer 15 m à V = 1,5 Vs1

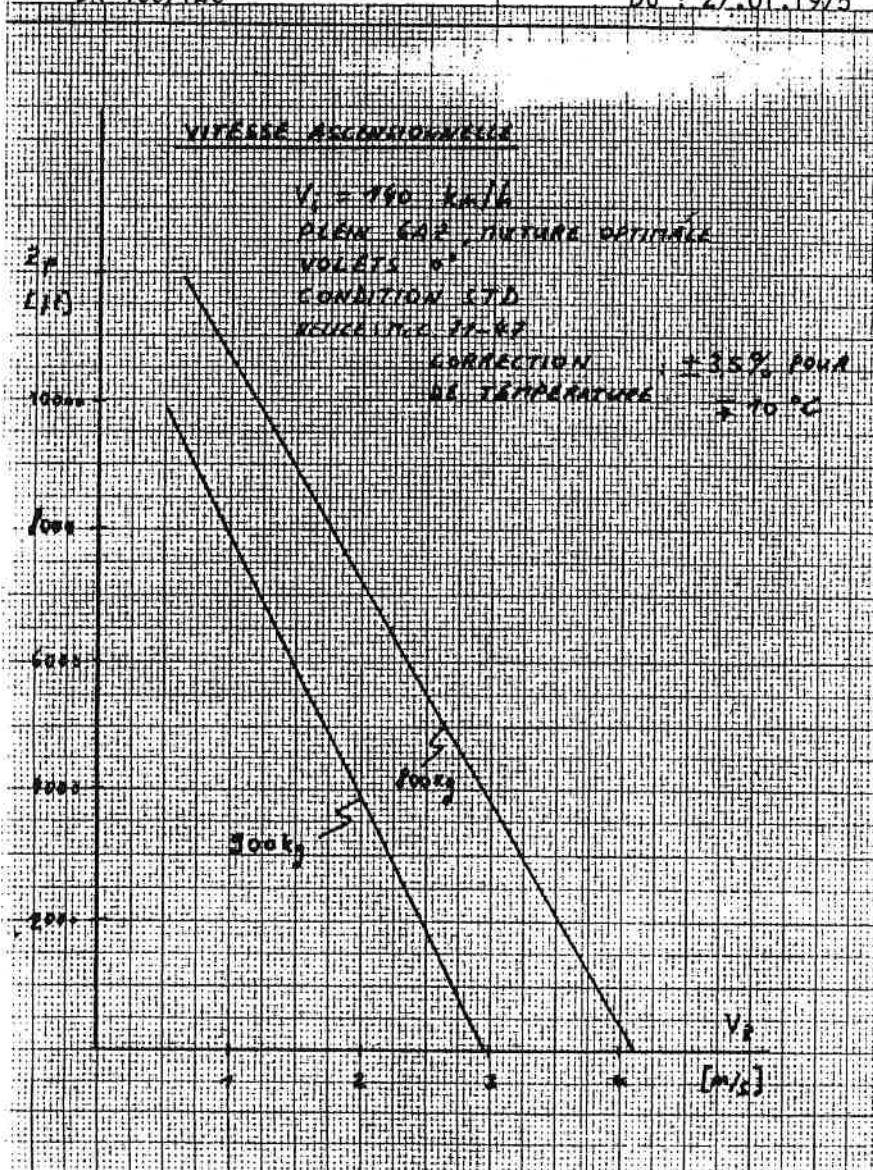
- Longueur de roulement pour atteindre 1,1 Vs1

Influence du vent : pour 10 Kt multiplier par 0,78  
pour 20 Kt multiplier par 0,63  
pour 30 Kt multiplier par 0,52



MANUEL DE VUL  
DR 400/120

Edition n° 1  
Du : 27.01.1975





MANUEL DE VUL  
DR 400/120

LUDITION II  
Du : 27.01.19

PÉNITENTIAIRE DES PÂTIERS

MÉTIER : MÉTALLURGI 77 68

PERMIS :

a) 19 mois de toxicité 90%  
b) 19 mois de bioassay 100%

c) 19 mois de rétention mixture 0.012  
d) 19 mois de rétention 0.012

PERMIS :

e) par vent roulant  
surface Mac Cawley 71-4

PERMIS :



CROISIERE VALEURS INDICATIVES

(environ 75 %)

ALTITUDE	T/min	Vi	CONSOMMATION
0	2600	195	25 l/h
3000	2650	200	25 l/h
5000	2700	205	25 l/h
7000	2800	210	25 l/h
10000	2800	205	21 l/h

Performances de plané

Moteur coupé l'avion plane 10 fois sa hauteur  
(par vent nul) à VI 135.

L'altitude et la température n'ont pas d'influence  
sensible.



Performances d'atterrisseage

Par vent nul, volets au 2<sup>e</sup> cran

Altitude feet	Température 0°	Masse 900 Kg		Masse 700 Kg	
		Freinage modéré piste en dur ou herbe	Sans frein sur herbe	Freinage modéré piste en dur ou herbe	Sans frein sur herbe
0	St - 20	435 (185)	520 (280)	365 (145)	435 (215)
	St = 15	460 (200)	560 (300)	385 (155)	460 (230)
	St + 20	485 (210)	590 (325)	400 (165)	485 (250)
4000	St - 20	475 (205)	580 (310)	395 (160)	475 (240)
	St = 7	505 (225)	615 (335)	420 (175)	505 (260)
	St + 20	525 (240)	635 (360)	440 (185)	530 (285)
8000	St - 20	525 (235)	640 (350)	430 (180)	525 (275)
	St = -1	555 (250)	680 (375)	460 (195)	555 (290)
	St + 20	590 (270)	725 (405)	485 (210)	590 (315)

Dans chaque case : - Distance totale en m depuis la passage des 15 m à  
 $V = 1,3 V_{SO}$  jusqu'à l'arrêt  
 - Longueur de roulement après impact à  $V_{SO}$

Influence du vent : pour 10 Kt multiplier par 0,78  
 pour 20 Kt multiplier par 0,65  
 pour 30 Kt multiplier par 0,52



*Manuel de Vol*  
DR 400/120

*Audouin Etienne Robin*

*Edition 5  
Février 1980*

HELICES :

1

2

3

MARQUE	Mac Cauley	HOFFMANN	SENSENICH
TYPE	1A. 135	HO-14-178/115	72. CK S6-0-56
DIAMETRE	1,80 m	1,78 m	1,83 m
PAS	1,19 m	1,15 m	1,42 m
REGIME MINI PLEIN GAZ PAS FIXE NIVEAU MER	2200 t/mn	2250 t/mn	2220 t/mn
REGIME MAXI AUTORISE 8	2800 t/mn	2800 t/mn	2800 t/mn
REGIME * MAXI UTILISATION NORMALE			2700 t/mn

NOTA : Les performances données en Section 5  
sont valables avec l'hélice Mac-Cauley  
1A135 JCM 71 47

\* Pour les avions sortis après le 1.1.80 uniquement



CHAPITRE VI Entretien courant :

1) Nettoyage :

- Laver à l'eau et au savon - Rincer à l'eau claire.
- Ne jamais utiliser le jet.
- Lustrer les peintures avec des produits très légèrement abrasifs.
- Ne pas employer de produits à base de silicone.
- Pour la verrière employer un produit spécial pour plexiglass.

2) Vidange :

La vidange de l'huile moteur doit être effectuée toutes les 50 heures.

NOTA : { Pour l'inspection des 50 et 100 h.  
se référer au manuel d'entretien.



CHAPITRE VII : ADDITIFS

1 - INSTALLATION D'UN RESERVOIR SUPPLEMENTAIRE  
(sur option)

Capacité : 50 litres

Bras de levier : 1,61 m

Localisation : dans le coffre à bagages

Pour utiliser le carburant contenu dans le réservoir supplémentaire, consommer d'abord une quantité suffisante du réservoir arrière puis vidanger le carburant du réservoir supplémentaire dans ce dernier à l'aide de la tirette placée sur le bandeau, en bas à droite de la console instruments moteur.

La quantité de carburant contenue dans le réservoir supplémentaire est donnée par un indicateur placé dans la partie inférieure de la console instruments moteur.



2- UTILISATION DU STABILISATEUR DE ROULIS  
(OPTION)

1) TYPE

Stabilisateur de roulis EDO-AIRE-MITCHELL CENTURY 1-AK

2) LIMITES D'EMPLOI

Ne pas utiliser le stabilisateur lors du décollage et l'atterrissement.

3) PROCEDURES D'URGENCE

En cas de mauvais fonctionnement la stabilisateur peut être coupé momentanément soit en appuyant sur le poussoir situé sur le manche, soit en coupant l'interrupteur principal situé au tableau de bord.

De plus le stabilisateur peut être facilement surpassé en actionnant les commandes de vol manuelles.

4) PROCEDURES NORMALES

4.1 Contrôle prévol

- Enclencher l'interrupteur principal du stabilisateur.
- Tourner le bouton de commande marqué "TURN" à gauche ou à droite et vérifier que le volant tourne dans la bonne direction.
- Durant le roulage, le bouton "TURN" étant au neutre, contrôler que le manche tourne dans la direction opposée lorsque l'on effectue un virage.
- Vérifier le mouvement des ailerons.
- Contrôler que lorsque l'on appuie sur le bouton-poussoir situé sur le manche le stabilisateur est désengagé momentanément.



#### 4.2 Avant décollage et atterrissage

Couper l'interrupteur principal du stabilisateur.

#### 4.3 Montée, croisière, descente

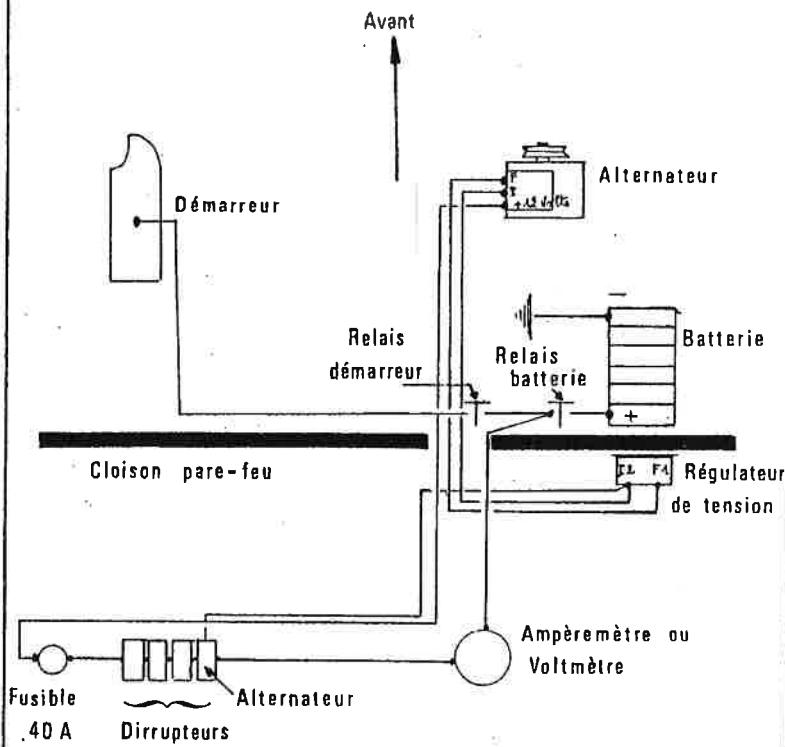
Après avoir stabilisé l'attitude de l'avion et réglé le trim de profondeur, enclencher l'interrupteur principal du stabilisateur.

Le bouton "TURN" étant réglé au neutre, ajuster le bouton marqué "TRIM" pour éviter toutes dérive de cap.

Un virage peut être commandé soit manuellement en appuyant sur le bouton pousser du manche et en actionnant les commandes, soit en tournant le bouton "TURN" (virage à taux standard).

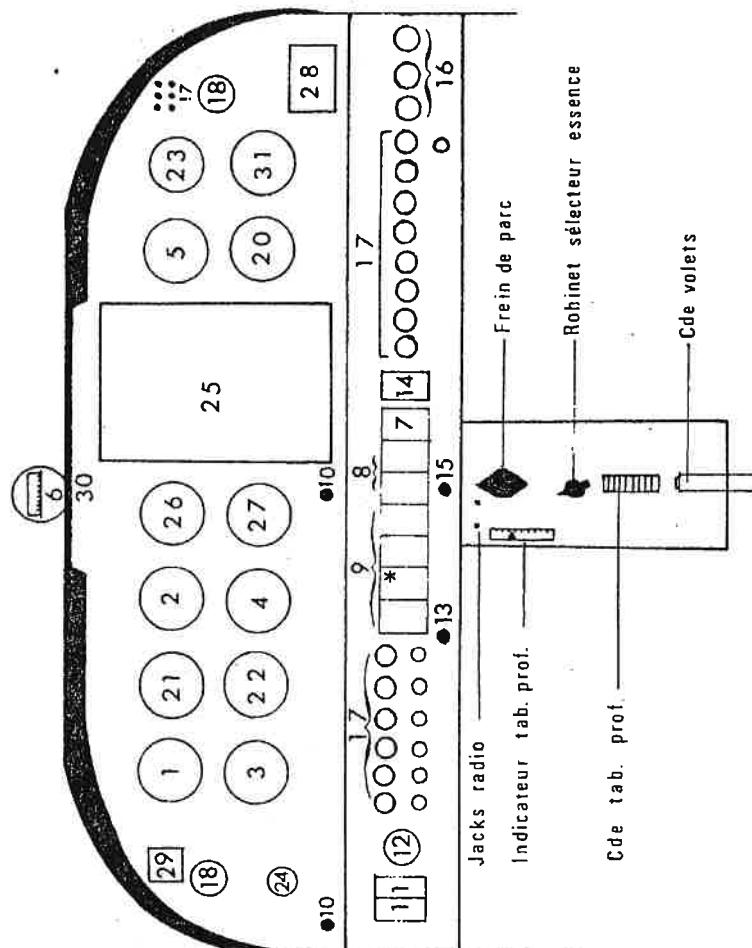
NOTE : Pour voler horizontalement et sans dérive de cap, il est nécessaire d'avoir bien réglé le trim du stabilisateur, et de veiller à garder la bille de l'indicateur au milieu.





SCHEMA DE PRINCIPE  
DU CIRCUIT ELECTRIQUE

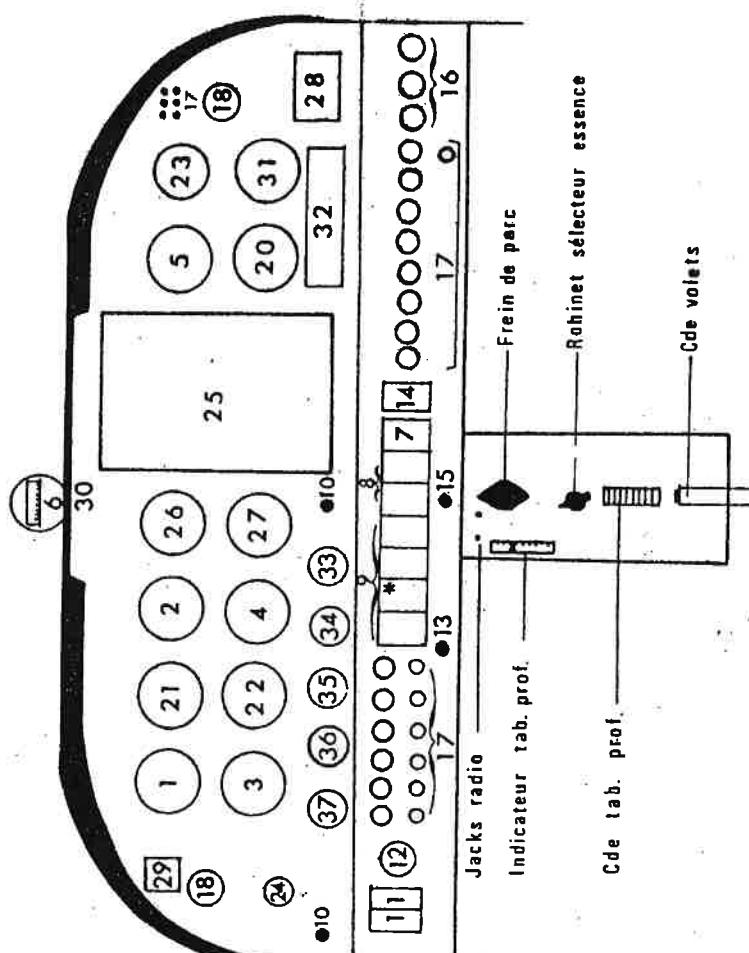






<u>Equipements</u>	<u>Positions possibles</u>
- Anémomètre.....	1
- Altimètre 1.....	2
- Indicateur de virage 1.....	3
- Véliomètre.....	4-26
- Tachymètre.....	5-20-26
- Compas magnétique.....	6-21
- Ampèremètre ou voltmètre.....	7
- Température et pression huile...	8
- Indicateurs et pression essence.	9
- Commande des gaz.....	10
- Contact général et interrupteurs	11
- Démarrreur et sélecteur magnéto..	12
- Mixture.....	13
- Pompe électrique.....	14
- Réchauffage carburateur.....	15
- Tirettes chauffage.....	16
- Disjoncteurs et fusibles.....	17
- Aérateurs.....	18
 <u>OPTIONS</u>	
- Altimètre 2.....	20-5
- Horizon artificiel.....	21
- Conservateur de cap.....	22
- Température extérieure.....	23
- Indicateur de dépression.....	24
- Radio.....	25-26-27
- Rhéostat éclairage.....	28
- Chronomètre.....	29
- Voyants.....	30
- Température cylindres.....	31-20-23-9*
- E.G.T.....	31-20-23
- Compteur d'heures.....	
- Pression d'admission.....	
- Température carburateur.....	



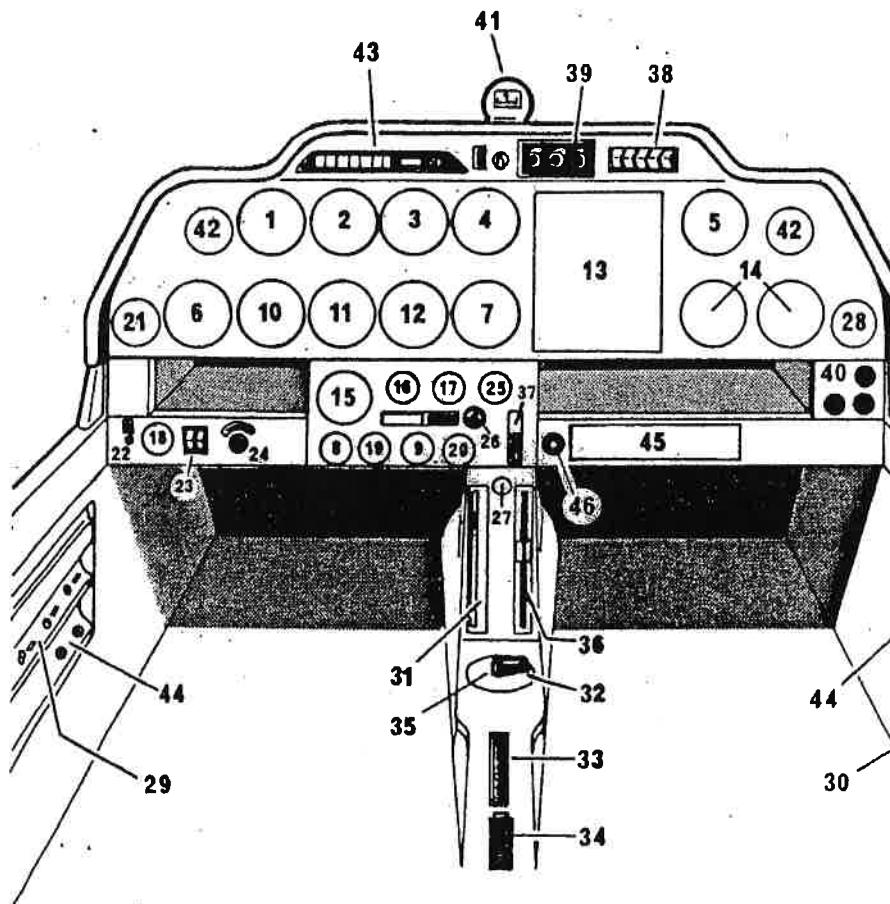




<u>Equipements</u>	<u>Positions possibles</u>
- Anémomètre.....	1
- Altimètre 1.....	2
- Indicateur de virage 1.....	3
- Variomètre.....	4-26
- Tachymètre.....	5-20-26
- Compas magnétique.....	6-21
- Ampèremètre ou voltmètre.....	7
- Température et pression huile...	8
- Indicateurs et pression essence.	9
- Commande des gaz.....	10
- Contact général et interrupteurs	11
- Démarreur et sélecteur magnéto..	12
- Mixture.....	13
- Pompe électrique.....	14
- Réchauffage carburateur.....	15
- Tirettes chauffage.....	16
- Disjoncteurs et fusibles.....	17
- Aérateurs.....	18
 <u>OPTIONS</u>	
- Altimètre 2.....	20-5
- Horizon artificiel.....	21
- Conservateur de cap.....	22
- Température extérieure.....	23
- Indicateur de dépression.....	24-35-36
- Radio.....	25-26-27-32
- Rhéostat éclairage.....	28
- Chronomètre.....	29
- Voyants.....	30
- Température cylindres.....	31-33-34-35-36-37
- E.G.T.....	20-23-9*
- Compteur d'heures.....	31-33-34-35-36-37
- Pression d'admission.....	20-23
- Température carburateur.....	



PLANCHE DE BORD





MANUEL DE VOL  
DR 400/120

Edition 6 - Sept.80  
Rev.8 - Fev.89

- 
- 1..... Anémomètre
  - 2..... Horizon artificiel
  - 3..... Altimètre
  - 4 à 8.. Radio ou Equipements optionnels
  - 9..... Réservoir principal
  - 10..... Indicateur de virage ou Bille
  - 11..... Directionnel
  - 12..... Variomètre
  - 13, 14. Radio/NAV ou Equipements optionnels
  - 15..... Tachymètre
  - 16..... Pression d'huile
  - 17..... Température d'huile
  - 18..... Voltmètre
  - 19..... Equipements optionnels ou Réservoir sup.
  - 20..... Pression d'essence
  - 21..... Indicateur de dépression (Opt.)
  - 22..... Disjoncteur de charge
  - 23..... Interrupteurs Batterie + Alternateur
  - 24..... Sélecteur magnétos
  - 25..... Equipement optionnel
  - 26..... Réchauffage carburateur
  - 27..... Tirette de frein de parc
  - 28..... Indicateur de Température extérieure
  - 29..... Disjoncteurs
  - 30..... Fusibles éclairages et Radio
  - 31..... Indicateur de position de Trim
  - 32..... Démarrer (masqué par robinet d'essence position "FERME")
  - 33..... Commande de Trim
  - 34..... Levier de commande de volets
  - 35..... Coupe circuit essence
  - 36..... Commande de mixture
  - 37..... Interrupteur "Pompe électrique"
  - 38 ou 45 Interrupteurs
  - 39 ou 45 Potentiomètre éclairage
  - 40..... Commande de chauffage
  - 41..... Compas magnétique
  - 42..... Aérateurs
  - 43..... Barette de voyants
  - 44..... Jacks radio
  - 45..... Radio ou Equipement optionnel
  - 46..... Tirette de robinet de réservoir supplémentaire (Opt.) 7.8b



MANUEL DE VOL  
DR 400/120

Edition 6 - Sept.80  
Rev.8 - Fev.89



**AVGAS 100 LL  
40L.**

**AVGAS 100 LL  
110L.**

**AVGAS 100 LL  
50L.**

**AVGAS 100 LL  
110L.**



\* N'existe pas sur ce type d'avion

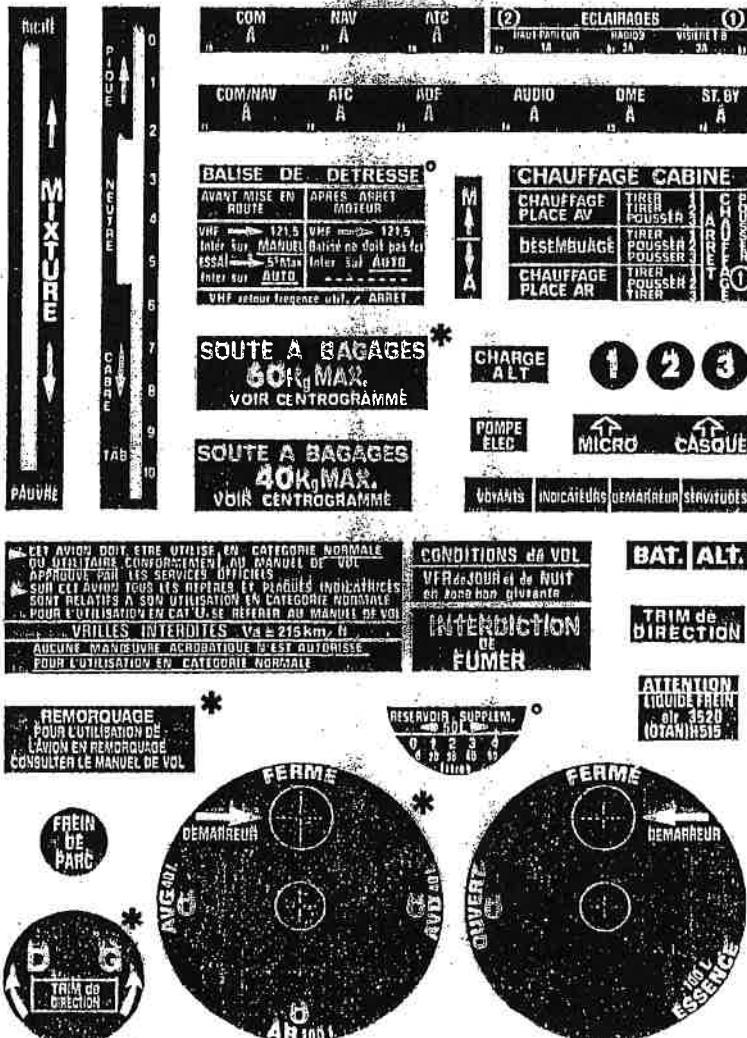
o En option

7.8c



MANUEL DE VOL  
DR 400/120

Edition 6 - Sept.80  
Rev.8 - Fev.89



- \* N'existe pas sur ce type d'avion
- En option



4 - HELICE SENSENICH

1. Généralités

- . Hélice 72 CKS6-0-56
- . Diamètre 1 m 83
- . Pas 56"
- . Régime maximal : 2800 t/min
- . Régime maximal d'utilisation normale : 2700 t/mn
- . Régime mini. point fixe niveau mer : 2220 t/mn

2. Performances

Voir page 7.10 à 7.14



### PERFORMANCES DE DECOLLAGE

(vent nul - volets 1er Cran)

Nota : Influence du vent

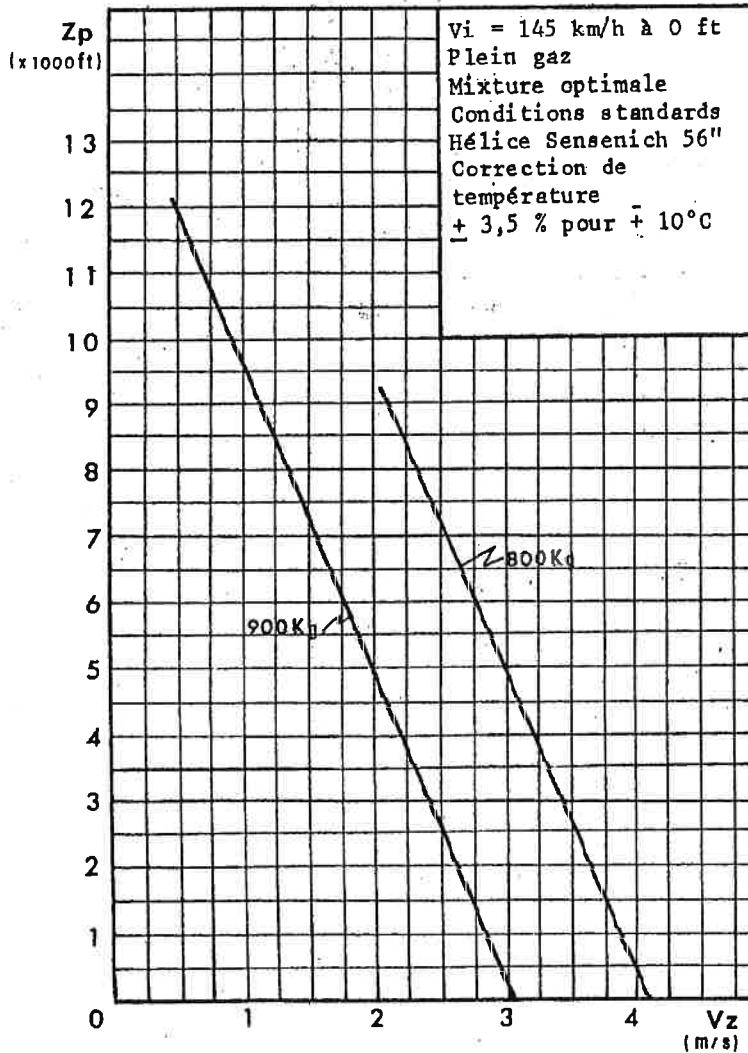
Pour 10 kt multiplier par 0,78

Pour 20 kt multiplier par 0,63

Pour 30 kt multiplier par 0,52

PISTE EN BETON						
Altitude (ft)	Température °C	Masse maxi. 900 kg	Masse Maxi. 700 kg	Roulement 15 m	Roulement 15 m	Roulement 15 m
0	Std. -20	225	480	130	285	
	Std. = 15	235	535	145	315	
	Std. +20	285	590	165	345	
4000	Std. -20	305	645	175	375	
	Std. = 7	345	720	195	415	
	Std. +20	390	800	220	460	
8000	Std. -20	425	890	235	500	
	Std. = -1	475	1000	265	560	
	Std. +20	535	1125	300	620	
PISTE EN HERBE						
0	Std. -20	315	570	165	320	
	Std. = 15	360	640	185	355	
	Std. +20	410	715	215	395	
4000	Std. -20	460	800	230	430	
	Std. = 7	530	905	265	485	
	Std. +20	615	1025	300	540	
8000	Std. -20	700	1165	330	595	
	Std. = -1	820	1350	380	675	
	Std. +20	960	1550	440	760	



VITESSE ASCENTIONNELLE



CROISIERE VALEURS INDICATIVES  
(environ 75 %)

ALTITUDE (ft)	RPM (t/mn)	Vi km/h	CONSOMMATION l/h
0	2420	192	25
3000	2520	202	25
5000	2560	208	25
7500	2650	216	25
10000 (65%)	2500	195	21

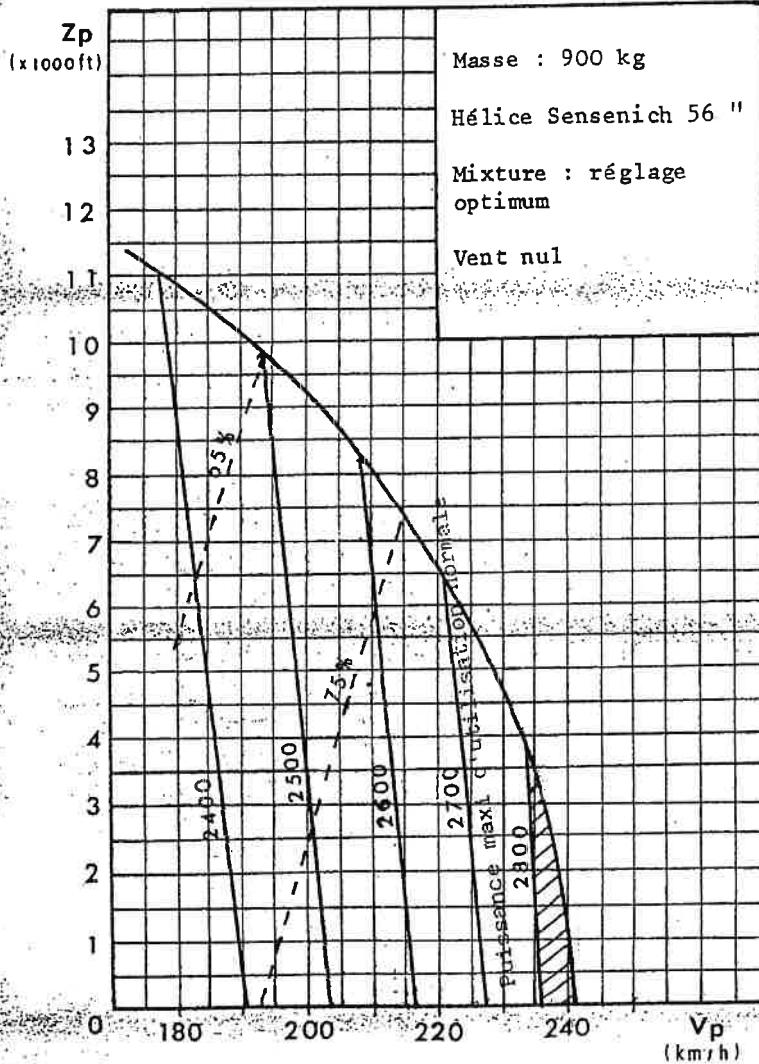
Performances de plané

Moteur coupé l'avion plane 10 fois son altitude  
(par vent nul) à  $V_i = 135 \text{ km/h}$

L'altitude et la température n'ont pas d'influence sensible.



## PERFORMANCES EN PALIER





### PERFORMANCES D'ATERRISSAGE

(Vent nul - volets 2<sup>ème</sup> cran)

Nota : Influence de vent  
 pour 10 kt multiplier par 0,78  
 pour 20 kt multiplier par 0,63  
 pour 30 kt multiplier par 0,52

FREINAGE MODERE : PISTE EN DUR OU EN HERBE						
Altitude (ft)	Température °C	Masse maxi. 900 kg	Passage (m)	Roulement: 15 mm	Masse maxi. 700 kg	Passage 15 mm
0	Std. -20	185	435	145	365	365
	Std. = 0	200	460	155	385	400
	Std. +20	210	485	165	400	420
4000	Std. -20	205	475	160	395	440
	Std. = 7	225	505	175	420	460
	Std. +20	240	535	185	485	530
8000	Std. -20	235	525	180	430	485
	Std. = -1	250	555	195	460	525
	Std. +20	270	590	210	555	590
<b>SANS FREIN SUR HERBE</b>						
0	Std. -20	280	530	215	435	485
	Std. = 0	300	560	230	460	485
	Std. +20	325	590	250	505	530
4000	Std. -20	310	580	240	475	525
	Std. = 7	335	615	260	505	530
	Std. +20	360	655	285	530	590
8000	Std. -20	350	640	275	525	590
	Std. = -1	375	680	290	555	590
	Std. +20	405	725	315	590	590



### 7.5 UTILISATION DU DR 400/120 EN

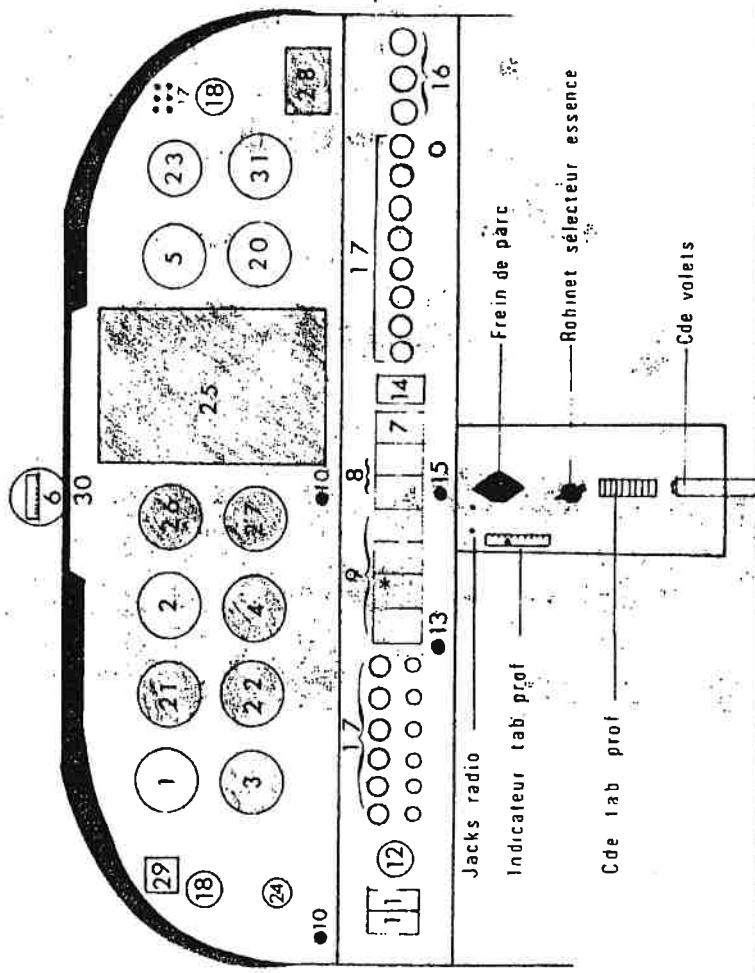
#### REGIME V.F.R. DE NUIT EN ZONES NON GIVRANTES

- 7 - Liste des équipements spéciaux montés en plus des équipements de pilotage et de navigation exigés pour la délivrance du certificat de navigabilité pour le vol V.F.R. de jour.

En accord avec l'arrêté du 10 Novembre 1967 modifié par l'arrêté du 8 juillet 1976.

- 1 - Un horizon artificiel
- 2 - Un indicateur bille-aiguille
- 3 - Un indicateur gyroscopique de direction
- 4 - Un variomètre
- 5 - Des feux de position
- 6 - Un feu anti-collision
- 7 - Deux feux d'atterrissage
- 8 - Un dispositif d'éclairage du tableau de bord
- 9 - Une torche électrique
- 10 - Un émetteur récepteur V.H.F. de catégorie 2
- 11 - Un récepteur V.O.R. de catégorie 2 ou un radio-compas de catégorie 2.
- 12 - Plaquette VFR de nuit
- 13 - Fusibles de rechanges







<u>Equipements</u>	<u>Positions possibles</u>
- Anémomètre.....	1
- Altimètre 1.....	2
- Indicateur de virage 1.....	3
- Variomètre.....	4-26
- Tachymètre.....	5-20-26
- Compas magnétique.....	6-21
- Ampèremètre ou voltmètre.....	7
- Température et pression huile...	8
- Indicateurs et pression essence.	9
- Commande des gaz.....	10
- Contact général et interrupteurs	11
- Démarreur et sélecteur magnéto..	12
- Mixture.....	13
- Pompe électrique.....	14
- Réchauffage carburateur.....	15
- Tirettes chauffage.....	16
- Disjoncteurs et fusibles.....	17
- Aérateurs.....	18

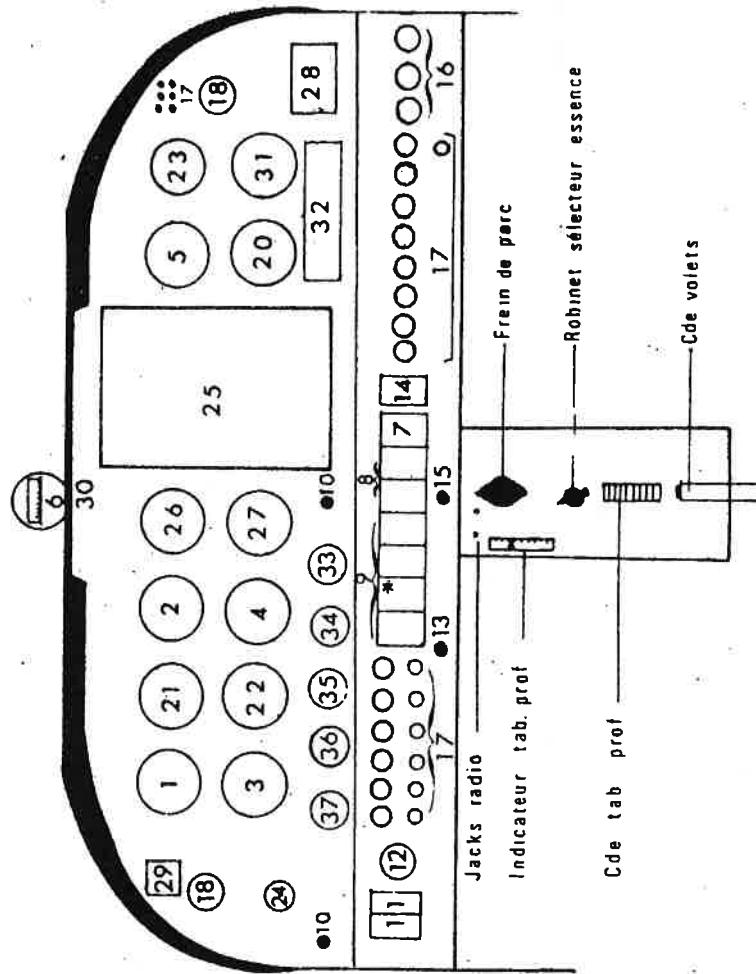
OPTIONS

- Altimètre 2.....	20-5
- Horizon artificiel.....	21
- Conservateur de cap.....	22
- Température extérieure.....	23
- Indicateur de dépression.....	24
- Radio.....	25-26-27
- Rhéostat éclairage.....	28
- Chronomètre.....	29
- Voyants.....	30
- Température cylindres.....	31-20-23-9*
- E.G.T.....	
- Compteur d'heures.....	
- Pression d'admission.....	
- Température carburateur.....	{ 31-20-23



**Manuel de Vol**  
**DR 400/120**

Edition 6 - Sept. 1980





DR 4007120

<u>Accessoires</u>	<u>Options possibles</u>
Antenne	1
Altimètre	2
- Indicateur de virage	3
Baromètre	4-16
Boussole	4-20-26
Compteur magnétique	6-21
- Amperimètre ou voltmètre	7
- Température et pression huile	8
- Indicateur et alarme d'essence	9
Commande de gaz	10
Contact général et indépendant	11
Diamètre et vitesse moteur	12
Horloge	13
Indicateur d'altitude	14
Radio-téléphonie	15
Transmetteur radio	16
- Diffuseurs et fusibles	17
Autres	18
<b>OPTIONS</b>	
Altimètre	20-5
Baromètre manuel	21
Convertisseur de cap	22
Température extérieure	23
Indicateur de dépression	24-15-36
Radio	25-26-17-32
Indicateur de virage	26
Chronomètre	27
Voyante	28
Distributeur cylindres	31-13-34-25-36-37
P.G.T.	30-33-9*
Compteur d'heures	31-33-34-35-36-37
Pression d'admission	30-33
Compteur rampeur	



- La plaquette suivante doit être apposée au tableau de bord.

CONDITIONS DE VOL V.F.R  
DE JOUR ET DE NUIT  
EN ZONE NON GIVRANTE

- PANNE ALIMENTATION ELECTRIQUE SUITE A PANNE BATTERIE

Si à la suite d'une panne complète de la batterie l'alternateur se dé-excite, entraînant une panne totale d'alimentation, suivre la procédure suivante :

- Disjoncteurs Batterie, Alternateur et Radio (si installé) : COUPES

Remettre :

- Interrupteur batterie sur : MARCHE
- Interrupteur alternateur sur : MARCHE
- Constater la remise sous tension des circuits.
- Remettre uniquement les interrupteurs qui sont nécessaires à la sécurité du vol sur : MARCHE

PANNE ALIMENTATION ELECTRIQUE

Voir page 3.1

- RECOMMANDATION POUR L'UTILISATION DE NUIT

Il est rappelé qu'au dessus de 8000 pieds, il existe des risques de troubles de la vision nocturne pour le pilote.



- PROCÉDURES NORMALES POUR LE VOL DE NUIT

Ces procédures complètent celles de l'avion en équipement standard, décrites en section IV

1) PRÉPARATION

Etude de la météorologie afin d'éviter le vol en conditions dangereuses (minima, givrage...) Vérifier que les pleins sont suffisant pour le respect de la réglementation

2) AVANT-VOL

Vérification du fonctionnement

- du feu anti-collision
- des feux de navigation
  
- des phares
- de l'inverseur Jour/Nuit
- de la présence à bord d'une torche électrique de secours

3) ROULAGE

- Feu anti-collision, feux de navigation et phare : MARCHE
- Vérification du fonctionnement des instruments gyroscopique
- Horizon - calage de la maquette- barre horizontale
- Directionnel - rotation correcte
- Bille aiguille - sens correct



4) AVANT DE COLLAGE

- Vérifier dépression instruments
- Essai VHF
- Essai VOR ou radio compas
- Chauffage - désambuage selon nécessité

5) DE COLLAGE

- Maintenir le variomètre positif
- De nuit, éteindre les phares en bout de piste.

6) UTILISATION DE L'ECLAIRAGE DE NUIT

- a - Enclencher l'éclairage - 2
  - b - Ajuster à l'aide de l'éclairage 1 selon besoin.
-





## SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

### INSTALLATION EN CABINE D'UN DETECTEUR DE CO

## SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

### DETECTEUR DE MONOXYDE DE CARBONE (CO)

Ce supplément au manuel de vol contient les informations que les conditions de certifications exigent de fournir au pilote. Ces informations remplacent ou complètent celles du manuel de vol approuvé.

**Ce supplément annule et remplace tout additif au manuel de vol concernant le détecteur de CO.**

Révision	Date	Description	Approbation
//////////	13 May 2008	Edition originale	EASA.A.C.04710
1	26 novembre 2010	Logo constructeur Suppression avions CAP	EASA AFM Approval 10033448 20.01.2011

### APPLICABILITE

Type d'avion	Modèles	Modification constructeur
DR300	tous modèles	n°041204
DR400	tous modèles	n°041204
ATL	tous modèles	n°041204
R3000	tous modèles	n°041204
DR220	tous modèles	n°041204
DR221	tous modèles	n°041204
DR200		n°041204
DR250	tous modèles	n°041204
DR253	tous modèles	n°041204
HR100	tous modèles	n°041204
R1180T - R1180TD		n°041204





## SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

### INSTALLATION EN CABINE D'UN DETECTEUR DE CO

Les sections du manuel de vol sont affectées de la façon suivante :

## 1. GENERALITES

Le monoxyde de carbone (CO) est un gaz toxique qui n'a ni couleur, ni saveur, ni odeur. Ses symptômes d'une contamination au CO sont, par ordre d'apparition et d'intensité :

- sensation de léthargie, de chaleur, de tension crânienne ;
- mal de tête, pression ou battement dans les tempes, siffllement dans les oreilles ;
- violent mal de tête, fatigue générale, vertiges et baisse progressive de l'acuité visuelle ;
- perte de toute force musculaire, vomissements, convulsion et coma.

On trouve en particulier le CO dans les gaz d'échappement de l'avion. La cabine étant chauffée par l'air qui a circulé autour des tuyauteries d'échappement, une crique dans ces tuyauteries peut entraîner la pénétration de CO en cabine.

Par mesure de précaution, l'installation en cabine d'un détecteur de CO dans le champ visuel du pilote est recommandée.

## 2. LIMITATIONS

Sans changement.

## 3. PROCEDURES D'URGENCE

Si la pastille du détecteur de CO change de couleur ; ou bien si vous sentez une odeur de gaz d'échappement dans la cabine ; ou bien encore si un ou plusieurs des symptômes d'une contamination au CO (voir ci-dessus) apparaît, appliquer immédiatement les consignes suivantes :

- Fermez le chauffage cabine
- Ouvrez toutes les sources d'air frais
- Posez-vous dès que possible

Avant de reprendre le vol, l'avion devra être examiné par un mécanicien autorisé.

## 4. PROCEDURES NORMALES

VISITE PREVOL

En cas d'installation, vérifier la validité du détecteur de monoxyde de carbone.

## . PERFORMANCES

Non affectées.

## 6. MASSE ET CENTRAGE

Non affectées.



Garmin International, Inc.  
1200 E. 151st Street  
Olathe.KS 66062 U.S.A

APPROUVE EASA  
SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL  
Ou  
MANUEL DE VOL SUPPLEMENTAIRE  
Pour l'utilisation du système de navigation  
Garmin GSP/SBAS GTN 625,635,650,725, or GTN 750  
Installé sur l'avion

Type et constructeur: **ROBIN DR 400-120**

Immatriculation: **F-GKRD**      Numéro de série: **1992**

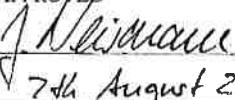
Ce document est utilisé comme Supplément au Manuel de Vol ou comme Manuel de Vol Supplémentaire dans le cas d'une installation et utilisation d'un système GPS/SBAS GTN **625,635,650,725** or **750** su aéronef en conformité avec le STC SA 02019SE-D.

Ce document doit être inclus au manuel de vol approuvé de l'aéronef ou fournis en complément au manuel de vol approuvé.

Les informations contenues dans ce supplément remplacent les informations du manuel de vol approuvé. Pour les limitations, procédures, charge et performance non inclus dans ce supplément, se référer au marquages et étiquettes du manuel de vol approuvé.

APPROUVE EASA PAR:

EASA APPROVED

  
Date: 7th August 2013





Révisions du registre				
	Page			
Numéro révision	Date	Nombre	Description	Approuvé EASA
1	08/07/13	Toute	Supplément complet	Voir Page 1



Table des matières

**Section 1. GENERAL**

**Section 2. LIMITATIONS**

**Section 3. PROCEDURES D'URGENCE**

**Section 4. PROCEDURES NORMALES**

**Section 5. PERFORMANCE**

**Section 6. MASSE ET CENTRAGE**

**Section 7. DESCRIPTIF DU SYSTEME**



## **Section 1. GENERAL**

### **1.1 Navigateurs Garmin GTN**

Les informations contenues dans ce supplément sont approuvées par l'EASA et doivent être jointe au supplément au manuel de vol approuvé FAA P/N 190-01007-A2 ou 190-01007-A5, lorsque l'avion a été modifié par l'installation d'un système de navigation Garmin GTN selon le STC 10037574.

Le supplément au manuel de vol avion EASA est exigé en complément du manuel de vol approuvé FAA P/N 190-01007-A2 ou 190-01007-A5

Toutes les références aux TSO-C146c dans le document 190-01007-A2 ou 190-01007-A5 sont remplacés par ETSO-C146.

Les informations de la section Electronic Flight Bag ne concernent que les aéronefs certifiés FAA uniquement.

### Références Additionnelles :

Temporary Guidance Leaflet 10, Rev 1: Airworthiness and Operational Approval for Precision RNAV Operations in Designated European Airspace

Acceptable Means of Compliance 20-4, Airworthiness Approval and Operational Criteria for the Use of Navigation Systems in European Airspace Designated for the Basic RNAV Operations

Acceptable Means of Compliance 20-27, Airworthiness Approval and Operational Criteria for RNP APPROACH (RNP APCH) Operations Including APV BARO-VNAV Operations

Acceptable Means of Compliance 20-28, Airworthiness Approval and Operational Criteria for RNAV GNSS Approach Operation to LPV Minima using SBAS



## **Section 2. LIMITATIONS**

### **2.1 Affichage de la distance du point de route (pour les aéronefs immatriculés en Europe uniquement)**

Lors de l'installation, le GTN a été configuré pour afficher la distance de waypoint sur la page "Carte" (GTN 7XX) ou sur la page "Default Navigation" (GTN 6XX). L'emplacement d'affichage de la distance du point de route actuelle ne doit pas être modifié ou retiré de ces pages.

### **2.2 Téléphone / SMS Visuels Supprime Réglage (pour les aéronefs immatriculés en Europe uniquement)**

Lors de l'installation, le GTN a été configuré pour supprimer les alertes visuelles des fonctionnalités téléphone iridum et SMS du GSR 56 durant les approches, approches interrompues, et opérations terminales. La page "Supress Visuals setting on the Service-Phone" ne doit pas être modifiée de "On during APR/MAPR/TERM".



### **Section 3. PROCEDURES D'URGENCE**

Pas de changement

### **Section 4. PROCEDURES NORMALES**

Pas de changement

### **Section 5. PERFORMANCE**

Pas de changement

### **Section 6. MASSE ET CENTRAGE**

Pas de changement

### **Section 7. DESCRIPTIF DU SYSTEME**

Pas de changement



Garmin International, Inc.  
1200 E. 151st Street  
Olathe.KS 66062 U.S.A

APPROUVE FAA  
SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL  
Ou  
MANUEL DE VOL SUPPLEMENTAIRE  
Pour l'utilisation du système de navigation  
Garmin GSP/SBAS GTN 625,635,650,725, or GTN 750  
Installé sur l'avion

Type et constructeur: **ROBIN DR 400-120**

Immatriculation: **F-GKRD**      Numéro de série: **1992**

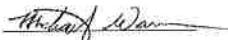
**FONCTIONS GPS NON APPROUVEES  
POUR LA NAVIGATION IFR**

Ce document est utilisé comme Supplément au Manuel de Vol ou comme Manuel de Vol Supplémentaire dans le cas d'une installation et utilisation d'un système GPS/SBAS GTN ~~625,635~~, 650,~~725~~ or ~~750~~ sur aéronef en conformité avec le STC SA 02019SE-D.

Ce document doit être inclus au manuel de vol approuvé de l'aéronef ou fournis en complément au manuel de vol approuvé.

Les informations contenues dans ce supplément remplacent les informations du manuel de vol approuvé. Pour les limitations, procédures, charge et performance non inclus dans ce supplément, se référer aux marquages et étiquettes du manuel de vol approuvé.

APPROUVE FAA PAR:



Michael Warren  
ODA STC Unit Administrator  
Garmin International, Inc.  
ODA-240087-CD

Date: 12-APR-2013



Révisions du registre			
Numéro révision	Page	Description	Approuvé FAA
1	Toutes	Supplément complet	Voir Page 1
2	12	Section 2.11 Limitations modifiées	Voir page 1



## Table des matières

### **Section 1. GENERAL**

- 1.1 Systèmes NAV Garmin GTN
- 1.2 Capacités du système
- 1.3 'Electronic Flight Bag'
- 1.4 Définitions

### **Section 2. LIMITATIONS**

- 1 Cockpit Reference Guide
- 2.2 Types d'opérations
- 2.3 Système Software
- 2.4 'SD Card'
- 2.5 Opérations au sol
- 2.6 Fonction Terrain Proximity
- 2.7 Fonction TAWS (Optionnelle)
- 2.8 Affichage Datalinked Weather (Optionnel)
- 2.9 Affichage Traffic (Optionnel)
- 2.10 Affichage StormScope® (Optionnel)
- 2.11 Fonctions Flight Planner/Calculator
- 2.12 Utilisation de gants
- 2.13 Mode Demo
- 2.14 Active Weather Radar
- 2.15 Téléphone Audio

### **Section 3. PROCEDURES D'URGENCE**

- 3.1 Procédures d'urgence
- 3.2 Procédures anormales

### **Section 4. PROCEDURES NORMALES**

- 4.1 Mise sous tension
- 4.2 Avant décollage
- 4.3 Opération HSI et EHSI
- 4.4 Opération pilote automatique
- 4.5 Couplage pilote automatique pendant les approches
- 4.6 Téléphone & SMS (Optionnel)

### **Section 5. PERFORMANCE**

### **Section 6. MASSE ET CENTRAGE**

### **Section 7. DESCRIPTIF DU SYSTEME**

- 7.1 Pilot's Guide
- 7.2 Leg séquencement
- 7.3 Auto ILS CDI Capture
- 7.4 Activation approche GPS manquée
- 7.5 Terrain Proximity et TAWS
- 7.6 Panneau audio GMA 35 (Optionnel)
- 7.7 Système Traffic (Optionnel)
- 7.8 StormScope® (Optionnel)



- 7.9 Alimentation
- 7.10 Bases de données
- 7.11 Switches externes
- 7.12 Description et alertes Airspace
- 7.13 Interface système GDL 88 ADS-B Traffic (Optionnel)
- 7.14 GWX 70 Weather Radar (Optionnel)
- 7.15 Charts (Optionnel)
- 7.16 Contrôle transpondeur (Optionnel)



## Section 1. GENERAL

### 1.1 Systèmes NAV Garmin GTN

Le système de navigation GTN est un système GPS avec SBAS (Satellite Based Augmentation System), composé d'un (ou plusieurs) navigateur approuvé TSO-C146c GTN 625, 635, 650, 725, ou 750 et une (ou plusieurs) antenne GPS/SBAS approuvée.

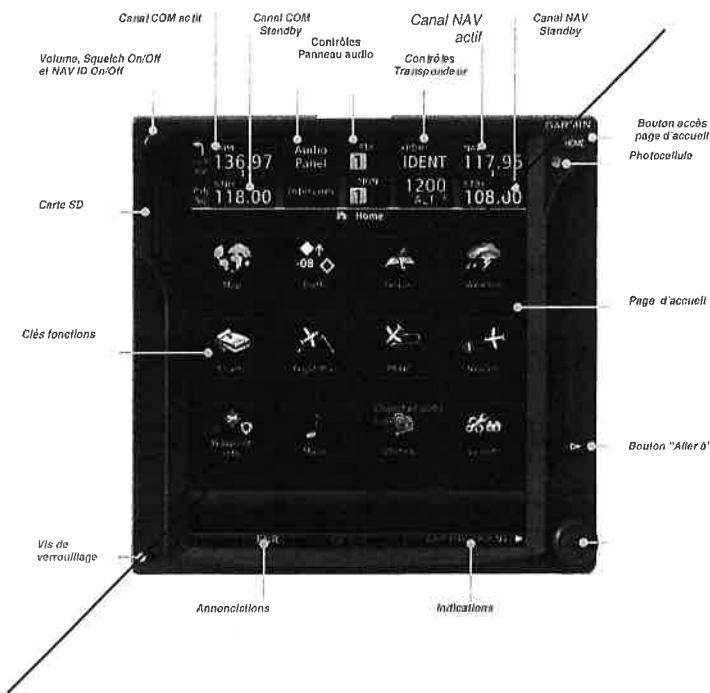
Les fonctions du GTN sont listées dans le Tableau 1 :

	GTN 625	GTN 635	GTN 650	GTN 725	GTN 750
GPS SBAS Navigation <b>(Non approuvé pour la navigation IFR)</b>	X	X	X	X	X
Radio VHF Comm, de 118.000 à 136.990 MHz, espace entre canaux 8.33 ou 25 KHz		X	X		X
Radio VHF Nav, de 108.000 à 117.95 MHz, espace 50 KHz			X		X
Loc et Glideslope , approche de précision et de non-précision pour Cat 1 minimum, gamme de fréquences de 328.6 à 335.4 MHz			X		X
Carte défilante avec données topographiques, terrain, aviation, et géopolitiques	X	X	X	X	X
Display of datalink weather products, SiriusXM, FIS-B, Connex ( all optional)	X	X	✗	X	X
Control and display of airborne weather radar (optional)				X	X
Display of terminal procedures data (optional)				X	X
Affichage des données Traffic, incluant ADS-B (optionnel)	X	X	✗	X	X
Display of StormScope® data (optional)	X	X	✗	X	X
Display of marker beacon annunciators (optional)				X	X
Contrôle Panneau audio déporté				X	X
Contrôle Transpondeur	X	X	X	X	X
Remote audio entertainment datalink control (optional)	X	X	✗	X	X
TSO-C151b Class B TAWS (optional)	X	X	✗	X	X
Supplemental calculators and timers	X	X	✗	X	X
Control of GSR 56 Iridium Satellite Phone and SMS Text (optional)	X	X	✗	X	X

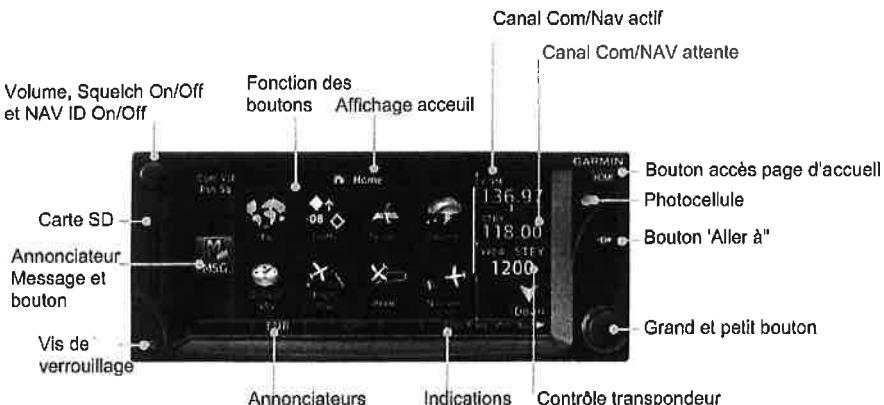
Tableau 1 – Fonctions du GTN750

Les fonctions GPS Navigation et les fonctions optionnelles VHF Communication et Radio Navigation sont actionnées avec des touches dédiées, un bouton rotatif à deux molettes, ou avec l'écran tactile.





**Figure 1 - Organisation des commandes et des affichages du GTN 750**



**Figure 2 - Organisation des commandes et des affichages du GTN 635/650**



## **1.2 Capacités du système**

Le système GPS et l'interface de navigation associée dans l'aéronef ont les capacités suivantes, en plus des capacités centrales de l'écran multifonction.

- VHF Communication Radio
- VHF Navigation Primaire
- TSO-C151b TAWS Terrain Awareness and Warning System (cf § 2.7)

## **1.3 Electronic Flight Bag**

fonctionnement du GTN 750 répond à la classe 3 Hardware, Type B Software conformément à la documentation électronique aéronautique AC 120-76B EFB, en utilisant les données courantes de FliteChart ou ChartView.

## **1.4 Définitions:**

La terminologie ci-dessous est utilisée dans ce document:

**ADS-B:** Automatic Dependent Surveillance Broadcast

**AEG:** Aircraft Evaluation Group (FAA)

**APR:** Approach

**CDI:** Course Deviation Indicator

**EFB:** Electronic Flight Bag

**EHSI:** Electronic Horizontal Situation Indicator

**FIS-B:** Flight Information Services Broadcast

**GPS:** Global Positioning System

**GPSS:** GPS Roll Steering

**GTN:** Garmin Touchscreen Navigator

**HSI:** Horizontal Situation Indicator

**IFR:** Instrument Flight Rules

**ILS:** Instrument Landing System

**LNAV:** Lateral Navigation

**LOC:** Localizer

**LOC-BC:** Localizer Backcourse

**LP:** Localizer Performance

**LPV:** Localizer Performance with Vertical Guidance

**NOTAM:** Notice to Airmen

**OBST:** Omnidirectional Select

**RT:** Remote

**SBAS:** Satellite Based Augmentation System

**SD:** Secure Digital

**SUSP:** Suspend



**TAS:** Traffic Awareness System  
**TAWS:** Terrain Awareness and Warning System  
**TCAS:** Traffic Collision Avoidance System  
**TFR:** Temporary Flight Restriction  
**TIS:** Traffic Information Service  
**VHF:** Very High Frequency  
**VFR:** Visual Flight Rules  
**VLOC:** VOR/Localizer  
**VMC:** Visual Meteorological Conditions  
**VOR:** VHF Omnidirectional Range  
**XFR:** Transfer



## Section 2. LIMITATIONS

### 2.1 Cockpit Reference Guide

Le manuel GTN 6xx ou GTN 7XX Cockpit Reference Guide” (part number et révision ci-dessous) doit être à disposition immédiate de l'équipage à chaque fois que la navigation est basée sur l'utilisation du GTN.

- GTN 6XX Cockpit Reference Guide P/N 190-01007-04 Rev C
- ~~GTN 7XX Cockpit Reference Guide P/N 190-01007-04 Rev C~~

### 2.2 Types d'opérations

Ce supplément au manuel de vol n'autorise pas les opérations IFR à un aéronef limité aux opérations VFR.

**Les capacités de navigation GPS de cette unité ne peuvent pas être  
Utilisées comme moyen primaire de navigation IFR.**

Le placard suivant est apposé juste à proximité du GTN :  
“GPS LIMITE A LA SEULE UTILISATION VFR”.

### 2.3 Système Software

Ce supplément au manuel de vol est applicable aux versions du Software décrites dans le tableau 2. Les versions des Main et GPS Softwares sont affichées sur la page d'accueil au moment de la mise sous tension. Toutes les versions des Software décrites dans le tableau 2 peuvent être visualisées dans la page : System / System Status page.

Software Item	Software Version (ou dernière version approuvée)
Main SW Version	4.10
GPS SW Version	5.0
Com SW Version	2.10
Nav SW Version	6.02

**Tableau 1 - Software Versions**

### 2.4 SD Card

Il est impératif que la carte SD soit présente en permanence dans le GTN.



## **2.5 Opérations au sol**

Safetaxi ou Chartview ne doivent pas servir de référence pour les manœuvres au sol. Safetaxi ou Chartview ne sont pas conformes aux exigences de l'AC-159 et ne sont pas qualifiés pour être utilisés comme Airport Moving Map Display (AMMD- Carte déroulante d'aéroport). Safetaxi ou Chartview doivent être utilisés par les pilotes pour s'orienter sur l'aéroport, afin d'améliorer leur connaissance de leur situation pendant les opérations au sol.

## **2.6 Fonction Terrain Proximity (toutes unités)**

information Terrain et Obstacles est affichée sur les pages d'écran 'carte et terrain' par des carrés ou des tours rouge et jaune, et est représentée seulement à titre indicatif. Les manœuvres de l'avion et la navigation ne doivent pas être basées sur l'utilisation de l'écran 'Terrain'. L'information Terrain et Obstacles est seulement consultative.

L'affichage 'Terrain' est destiné à servir de moyen pour connaître sa situation seulement. A lui tout seul, il ne peut pas fournir la précision et la fidélité sur lesquelles sont basées les décisions et les projets de manœuvres pour éviter le terrain et les obstacles.

### **NOTE**

Terrain et TAWS sont des fonctionnalités distinctes et mutuellement exclusives. Si TAWS B s'affiche en bas à droite de la page de terrain dédiée, un système TAWS est installé.

## **2.7 Fonction TAWS (Optionnal)**

N/A



**2.8 Affichage Datalink Weather**

N/A

**2.9 Affichage ‘Traffic’**

N/A

**2.10 Affichage Stormscope ®**

N/A



## **2.11 Fonctions Flight Planner / Calculator**

N/A

## **2.12 Utilisation de gants**

Aucun équipement ne doit recouvrir les doigts des personnes manipulant le GTN, tant que la procédure incluse dans le ‘Pilot’s Guide/Cockpit Reference Guide’ n’a pas été suivie. La procédure de qualification des gants est spécifique à une combinaison pilote / gants / GTN 725, 750 ou 625 GTN, 635, 650

### **↳ Mode Demo**

Ce mode Demo ne peut pas être utilisé en vol, en aucune circonstance.

## **2.14 Active Weather Radar**

N/A

## **2.15 Audio Téléphone**

L’audio téléphone ne peut pas être diffusé au pilote ou au copilote à moins qu’un appel ne soit actif.



## **Section 3. PROCEDURES D'URGENCE**

### **3.1 Procédures d'urgence**

#### **3.1.1 Alertes TAWS**

N/A



### **3.2 Procédures anormales**

#### **3.2.1 Perte des fonctions de réglage des communications radio**

**Si une autre COM est disponible:**

Communications.....**UTILISER L'AUTRE COM**

**S'il n'y a pas d'autre COM:**

Touche COM RMT XFR (si installée).....**Appuyer et maintenir appuyée pendant 2s**

**NOTE**

Cette procédure règlera la radio COM active sur la fréquence 121.5, quelle que soit la fréquence

chée sur le GTN. Certaines pannes du système de réglage font automatiquement passer en 121.5 sans intervention des pilotes.

#### **3.2.2 Perte de fonctions du panneau audio (GMA 35 seulement)**

N/A

#### **3.2.3 Avertissement TAWS (Terrain or Obstacle Ahead, Sink Rate, Don't Sink)**

N/A

#### **3.2.4 Inhibition TAWS**

N/A



### **3.2.5 TER N/A et TER défaillant**

Si l'indicateur ambre TER N/A ou le statut TER FAIL est affiché, le système ne fournira plus d'alerte TAWS ou d'affichage relatif à l'élévation du terrain et obstacle. L'équipage doit être en conformité avec les procédures qui assurent la séparation minimale entre l'aéronef et le terrain et les obstacles.

### **3.2.6 Données de base – Source Cap inopérante ou perte du message de connexion au GTN N/A**

#### **3.2.7 Données de base – Indication d'altitude inopérante ou perte du message de connexion au GTN**

Sans source d'altitude barométrique fournie au GTN, les fonctions suivantes ne sont pas actives :

Le séquencement automatique des legs nécessite une source d'altitude.

L'équipage doit séquencer manuellement les legs d'altitude, comme indiqué par le système.

### **3.2.8 Perte irréversible de tous les générateurs ou alternateurs électrique**

Mettre hors tension tout équipement qui n'est pas nécessaire pour le vol, y compris le GTN #2 si installé.



## **4 PROCEDURES NORMALES**

Se référer au manuel : ‘Cockpit Reference Guide’ défini au § 2.1 de ce supplément ou au ‘Pilot’s Guide’ défini au § 7.1 pour les procédures normales en opération et pour une liste complète des messages système et des actions associées de l’équipage. Ces manuels reprennent toutes les opérations GPS, VHF communication et navigation, Traffic, et information de l’écran multi-fonction.

Le GTN nécessite un niveau raisonnable de familiarisation pour éviter d’être trop focalisé, aux dépens du vol basique aux instruments en vol à vue (see-and avoid) VFR.

Le min fournit des outils d’entraînement avec le ‘Pilot’s Guide’ et le simulateur sur PC. Les pilotes tireront un grand avantage de ces outils d’entraînement pour améliorer la familiarisation avec le système.

### **4.1 A la mise sous tension**

Database.....**Faire le point des dates effectives**

Self Test.....**Vérifier les sorties vers les indicateurs NAV**

Self Test - Annonciateur déporté GPS:

    VLOC.....**Eclairé**

    GPS.....**Eclairé**

Téléphone audio, si équipé:

Pilot, Copilote, Passager.....**Désactivé**

### **4.2 Avant décollage**

Messages système et Annonciateurs.....**Analysés**



#### **4.3 Opération HSI et EHSI**

Si un HSI est utilisé pour afficher les données de navigation en provenance du GTN, le pilote doit tourner le pointeur de "Course" comme demandé sur le GTN.

Si un EHSI est utilisé pour afficher les données de navigation en provenance du GTN, le pointeur de "Course" peut être auto-asservi au bon cap lors de l'utilisation de la navigation GPS. Lors de l'utilisation navigation VLOC le pointeur de "Course" ne sera pas auto-asservi et doit être tourné vers bon cap par le pilote. Pour plus d'informations sur la fonctionnalité du système EHSI, reportez-vous au manuel de vol ou supplément au manuel de vol approuvé FAA concernant ce système.

#### **ATTENTION**

Le pilote doit vérifier le "Course" actif et waypoint pour chaque séquence du plan de vol. Le pilote doit vérifier la sélection du "Course" à chaque fois que la source CDI passe de GPS à VLOC.

#### **4.4 Opération Pilote automatique**

N/A



#### **4.5 Couplage du pilote automatique pendant l'approche**

N/A



#### **4.6 Téléphone & SMS**

N/A

### **5 PERFORMANCE**

Pas de changement.

### **6 MASSE ET CENTRAGE**

référer aux données de masse et centrage relatives à l'aéronef

)



## **7 Descriptif du système**

### **7.1 Pilot's Guide**

Le 'Pilot's Guide' Garmin GTN 6XX or ~~GTN-7XX~~, part number et révision ci-dessous, comprend les informations complémentaires concernant le descriptif, le contrôle et les fonctionnalités du système GTN. Le 'Pilot's Guide' n'a pas besoin d'être à disposition immédiate de l'équipage.

- GTN 6XX Pilot's Guide P/N 190-01004-03 Rev C ou ultérieure
- ~~GTN 7XX Pilot's Guide P/N 190-01007-03 Rev C ou ultérieure~~

### **7.2 Séquencement**

Le GTN supporte tous les legs types ARINC 424. Certains leg types demandent une information d'altitude pour établir des séquences.

Si une source de correction d'altitude barométrique n'est pas interfacée avec le GTN, un popup apparaîtra incitant l'équipage à séquencer manuellement les legs une fois que l'altitude prescrite dans la procédure est atteinte.

- L'installation a une source de correction d'altitude barométrique. Le GTN séquencera automatiquement les legs d'altitude.
- L'installation n'a pas de source de correction d'altitude barométrique. L'équipage sera incité à séquencer manuellement les legs d'altitude.

### **7.3 Auto ILS CDI Capture**

Auto ILS CDI Capture ne permute pas automatiquement du GPS vers le VLOC pour les approches LOC-BC ou VOR.

### **7.4 Activation approche GPS manquée**

- L'installation bascule du VLOC vers le GPS quand le bouton 'Activate Missed Approach' est enclenché.
- L'installation ne bascule pas du VLOC vers le GPS quand le bouton 'Activate Missed Approach' est enclenché. Le pilote doit permuter manuellement du VLOC vers le GPS si le guidage GPS est souhaité après le point d'approche manqué.



## **7.5 Terrain Proximity and TAWS**

- La base de données Obstacle a une zone de couverture qui inclut les Etats-Unis et l'Europe. et est mise à jour tous les 56 jours.

### **NOTE**

La zone de couverture peut être modifiée quand des sources de données terrain additionnelles sont disponibles.

- ☒ L'installation comporte 'Terrain Proximity'. Aucune alerte sonore ni visuelle pour le terrain et les obstacles n'est fournie. Terrain Proximity' ne satisfait pas aux exigences TAWS du § 91.223.
- ◻ L'installation comporte 'TAWS B'. Les alertes sonores et visuelles sont fournies. Cette installation satisfait aux exigences TAWS du § 91.223.

## **7.6 Panneau audio GMA35**

N/A



## **7.7 Système Traffic**

Ce système est configuré pour les types suivants de systèmes Traffic.

Le Garmin 'Cockpit Reference Guide' Garmin GTN 6XX ou GTN 7XX ou le 'Pilot's Guide' Garmin GTN 6XX ou GTN 7XX fournissent les informations additionnelles concernant les fonctionnalités du dispositif 'Traffic'.

- Aucun système Traffic n'est interfacé avec le GTN
- Un système Traffic TAS/TCAS est interfacé avec le GTN
  - Un système Traffic TIS est interfacé avec le GTN
  - Un système Traffic TCAD est interfacé avec le GTN
- Un système Traffic GDL 88 ADS-B est interfacé avec le GTN
- Un système Traffic GDL 88 ADS-B est interfacé avec le GTN. Le système Traffic GDL 88 ADS-B est aussi interface avec un système Traffic à bord.

## **7.8 StormScope® (Optionnel)**

N/A



## **7.9 Alimentation**

- L'alimentation vers le GTN est fournie à travers un fusible repéré NAV/GPS(1/2)
- L'alimentation vers le GTN COM optionnelle est fournie à travers un fusible signalé COMM(1/2)
- L'alimentation vers le GMA35 optionnelle est fournie à travers un fusible signalé AUDIO

## **7.10 Bases de données**

Les versions et les dates effectives des bases de données sont affichées sur la page d'accueil après mise sous tension. Les informations concernant les bases de données peuvent aussi être visualisées sur la page 'System-System Status page'

La zone de couverture de la base de données Obstacle inclut les Etats-Unis et l'Europe.

)



## **7.11 Commutateurs externes**

N/A

## **7.12 Description et alertes de l'espace aérien**

Le GTN aide l'équipage à éviter certains espaces avec 'Smart Airspace' et les alertes 'Espace aérien'. 'Smart Airspace' désintensifie l'espace aérien décrit qui n'est pas près de l'altitude courante de l'avion. Les alertes Airspace fournissent un message indicatif à l'équipage quand la trajectoire au sol courante de l'avion croise type d'espace aérien qui a été sélectionné pour susciter une alerte.

### **NOTE**

'Smart Airspace' et 'Airspace Alerts' sont des fonctions séparées. Allumer ou éteindre 'Smart Airspace' n'affecte pas 'Airspace Alerts' et inversement.



**7.13 Interface GDL 88 ADS-B Traffic System**  
N/A



#### **7.14 GWX 70 Weather Radar**

N/A.

#### **7.15 Charts**

N/A

#### **7.16 Contrôle Transpondeur**

GTN peut être interfacé à un transpondeur pour le contrôle et l'affichage du code transpondeur, mode, et autres fonctions transpondeur.

L'activation du bouton 'Enable ES' sur la page transpondeur n'indique pas si l'aéronef est en total accord avec une solution ADS-B conforme au TSO-C166b (1090ES).

Consulter la documentation du transpondeur pour les informations complémentaires



# Lees Avionics Ltd

Design Organization Approval EASA21J.174

**Flight Manual Reference:** 11/2/1975

**Supplement No.** AFMS1211-01

**Date of issue:** 12/11/2013

**Aircraft Type:** DR300/400 Series

Garmin G500 Electronic Primary Flight Display/Navigation Display

**Registration Mark:** F-GKRD

**Aircraft Serial No:** 1992

Approved under EASA STC reference 10034531 Dated: 11.04.2011

#### ADDITIONAL LIMITATIONS AND INFORMATION FOR CERTIFICATION.

The limitations and information contained herein either supplement or, in the case of conflict, override those in the flight manual.



**Section**                    **Table of contents**

- 1 General
  - 1.1 Garmin G500 Primary Flight / Multi-Function Display System And G500 Operational Block Diagram
- 2 Limitations
  - 2.1 System Software Requirements
  - 2.2 AHRS Operational Area
  - 2.3 Standby Instruments
  - 2.4 Synthetic vision.
  - 2.5 Pilot's guides
  - 2.6 Kinds of Operations
  - 2.7 Chartview
- 3 Emergency procedures
  - 3.1 Emergency Procedures
  - 3.2 Abnormal Procedures
  - 3.3 Abnormal Indications
  - 3.4 Loss of Electrical Power
  - 3.5 Warnings, Cautions, and Advisories
- 4 Normal procedures
- 5 Performance
- 6 Weight and balance
- 7 Aircraft and system descriptions



## Revision History.

Issue	Reason for Issue	DQA reference	Date
1	Initial issue in accordance with EASA change HL/MOD/1211-01 to EASA21J.174	-	04-03-11

Page	1	2	3	4	5
Issue	1	1	1	1	1

Page	6	7	8	9	10
Issue	1	1	1	1	1

Page	11	12	13	14	15
Issue	1	1	1	1	1

Page	16	17
Issue	1	1

Section 1. GENERAL



### 1.1 GARMIN G500 PRIMARY FLIGHT / MULTI-FUNCTION DISPLAY SYSTEM

A G500 PFD/MFD System consists of a Primary Flight Display (PFD) and Multi-Function Display (MFD) housed in a single Garmin Display Unit (GDU), plus an Air Data Computer (ADC) and Attitude and Heading Reference System (AHRS). The G500 interfaces with other installed systems in the aircraft, including Garmin GNS series GPS/WAAS navigators, Garmin SL30 VHF navigators, and various audio panels, traffic systems and ADF navigators.

The primary function of the PFD is to provide attitude, heading, air data and navigation information (from GNS units) to the pilot. The PFD may optionally display Synthetic Vision Technology (SVT). The primary function of the MFD is to provide advisory mapping, terrain, and flight plan information.

The standby instruments (altimeter, airspeed, attitude, and magnetic compass) are completely independent from the PFD and will continue to operate in the event the PFD is not usable.

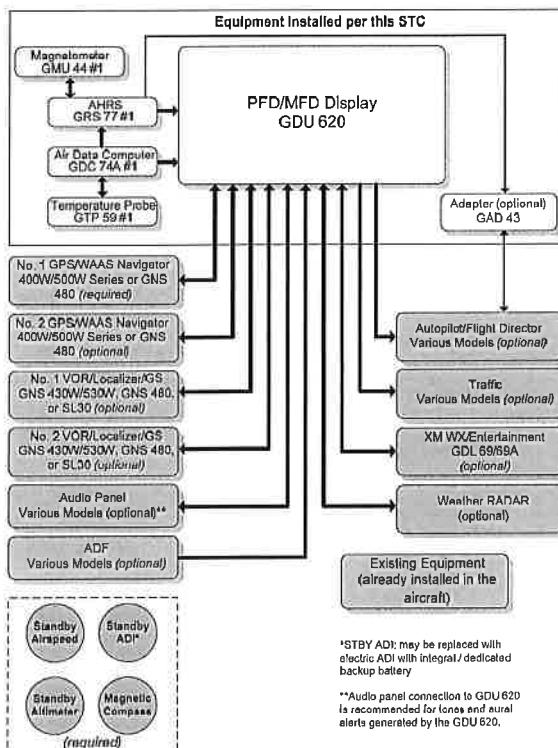


Table 1. Single G500 PFD Operational block diagram.

### 1.2 AIRCRAFT OPTIONS.



The following table defines the options that are included in this aircraft as part of the G500 installation:

<b>Option</b>	<b>AFMS ref.</b>
Synthetic Vision	Para 7.3
Electric Standby horizon with back-up battery	Para's 3.4 & 4.1
Chartview	Para's 2.7 & 7.13

## **Section 2. LIMITATIONS**

### **2.1 SYSTEM SOFTWARE REQUIREMENTS**

The G500 must utilize the following FAA and EASA approved software versions:

<b>Component</b>	<b>Description</b>	<b>Software Version</b>
G500 GDU620	PFD/MFD	3.02
GRS77	AHRS	2.12
GDC74	Air data computer	3.02
GMU44	Magnetometer	2.01

In addition to the main components of the G500, at least one Garmin GPS/WAAS navigator must be interfaced to the G500. Any GPS/WAAS systems connected to the G500 must utilize the following or later FAA approved software versions:

<b>Component</b>	<b>Identification</b>	<b>Software Version</b>
GNS400W series	GPS/WAAS Nav	3.20
GNS500W series	GPS/WAAS Nav	3.20
GNS480/CNX80	GPS/WAAS Nav	2.2

### **2.2 AHRS OPERATIONAL AREA**

The AHRS used in the G500 is limited in its operational area: IFR Operations are prohibited north of 70°N and south of 70°S latitudes. In addition, IFR operations are prohibited in the following two regions: 1) north of 65°N between 75°W and 120°W longitude and 2) south of 55°S between 120°E and 165°E longitude. Loss of the G500 heading and attitude may occur near the poles, but this will not affect the GPS track or standby attitude indicator.

### **2.3 STANDBY INSTRUMENTS.**

A serviceable standby attitude indicator, airspeed indicator and altimeter are required.

The Standby Attitude Gyro will operate via the aircraft vacuum system and will continue to provide valid attitude information even if all aircraft electrical power is lost.

Where the optional MidContinent electric attitude indicator is installed as the standby instrument, the internal back-up battery will provide up to 60 minutes of power to the standby indicator.

### **2.4 SYNTHETIC VISION TECHNOLOGY**



The use of the synthetic vision display elements alone for aircraft control without reference to the G500 primary flight instruments or the aircraft standby instruments is prohibited.

The use of the synthetic vision display alone for navigation, or obstacle, terrain, or traffic avoidance is prohibited.

The terrain alerting function of SVT has not been shown to be compliant with a TAWS minimum performance standard and as such the alerts may not provide the same integrity of alert as would be generated from a TAWS system.

## **2.5 PILOT'S COCKPIT REFERENCE GUIDE.**

The Garmin G500 Cockpit Reference Guide P/N 190-01102-03, at Revision A or later appropriate revision, must be carried on board the aircraft and be immediately available to the flight crew.

## **2.6 KINDS OF OPERATIONS**

G500 equipment installed in an appropriately certified aircraft is approved for Day and Night / VFR and IFR operations when appropriately maintained.

<b>Equipment</b>	<b>Number required</b>	
	<b>VFR</b>	<b>IFR</b>
Primary flight display/Navigation display		1
GSN430W/530W or GNS480	-	1
Attitude/Heading unit (AHRS)	-	1
Air data computer (ADC)		1
Magnetometer (GMU)	-	1
Standby attitude indicator	-	1
Standby airspeed indicator	1a	1
Standby altimeter	1a	1
Magnetic compass	1	1

For VFR operations, the aircraft must have one source of altitude and airspeed information. This may be from either the PFD or the standby instruments. (i.e. all "1a" items from the table above).

Note: Where National regulations or specific airspace regulations require other instruments to be installed in addition to the above, the National rules or airspace regulations must be observed.

## **2.7 CHARTVIEW.**

The Charts displayed on the MFD are for improved situational awareness only and must not be used for navigation. Operation of the Chartview function does not relieve the pilot of the obligation to carry the correct current paper charts for the required route.

## **Section 3. EMERGENCY and ABNORMAL PROCEDURES**



### **3.1 EMERGENCY PROCEDURES**

No change.

### **3.2 ABNORMAL PROCEDURES**

These procedures supersede those presented as markings or placards, or documented in the aircraft's EASA approved Airplane Flight Manual as a result of the installation of the G500 PFD/MFD system. All other emergency procedures remain in effect.

**3.2.1. Loss of primary flight Instrument data.** If primary flight information (Altitude, Heading, Altitude or Airspeed) on the PFD is not available or appears invalid, utilize the standby instruments installed around and adjacent to the G500 as required.

**3.2.2. Invalid Nav data.** If navigation information on the PFD/MFD (HSI, RMI, WPT bearing and distance information, or Moving Map Data) is not available or appears invalid, select an alternate data source (via 1-2 key) or utilize the data directly from the navigation equipment as required.

**3.2.3. Invalid GPS data.** If GPS position information from the 400W/500W/480 is not valid due to an inability to track GPS, the own-ship icon on the MFD is removed and "NO GPS POSITION" text is overlaid on the MFD moving map. The system will annunciate a loss of integrity, "LOI" on the HSI. The LOI annunciation will be coloured yellow and the HSI needle will flag.

The pilot should use VHF Nav radios for primary navigation. Pressing the CDI soft key will change the HSI navigation source. If GPS navigation is subsequently restored, the MFD moving map will display the own-ship icon, and the HSI navigation source can be selected to GPS; at that time the "LOI" annunciation will be removed.

**3.2.4. SVT Terrain Discrepancies.** If during the course of normal operations there is any discrepancy between actual terrain around the aircraft and terrain shown on the SVT display, the display of synthetic vision should be manually turned off using the procedure detailed in section 7.3 below.

### **3.3 ABNORMAL INDICATIONS**

#### **3.3.1. Heading Failure**

A Heading Failure is indicated by the digital heading presentation being replaced with a red X and the compass rose digits being removed. The course pointer will indicate straight up and operate much like a traditional CDI with the Omni-Bearing Selector being adjusted by the PFD knob set to CRS. Under this condition, the pilot must use an alternate source of heading such as the standby compass or GPS track which is display in the upper right corner of the PFD. The pilot must disconnect the autopilot HDG mode. However, roll stabilisation mode or GPSS roll steering may still be available.

#### **3.3.2. AHRS Failure**



A failure of the Attitude and Heading Reference System (AHRS) is indicated by a removal of the sky/ground presentation, and a red X and a yellow "AHRS FAILURE" shown on the PFD. A heading failure will be accompanied with attitude failure as described above in 3.3.1.

1. Use Standby Attitude Indicator and standby compass
2. Set course datum using CRS selection of the PFD knob
3. Seek VFR conditions or land as soon as practical.

The Attitude and Heading Reference System integrity monitoring features require the availability of GPS and Air Data. Although the attitude will remain valid if one of these systems becomes inoperative, IFR flight is not authorized unless both integrity systems are fully operational. The G500 monitors these integrity systems automatically and will alert the pilot when the AHRS is not receiving GPS or Air Data. Note: In dual GPS installations, only one GPS needs to be available for IFR use.

### **3.3.3 Air Data Computer (ADC) Failure**

Complete loss of the Air Data Computer is indicated by a red X and yellow text over the airspeed, altimeter, vertical speed, TAS and OAT displays. Some derived functions, such as true airspeed and wind calculations, will also be lost.

1. Use Standby Airspeed Indicator and Altimeter
2. Seek VFR conditions or land as soon as practical

## **3.4 LOSS OF ELECTRICAL POWER**

Refer to the emergency procedures section of the aircraft flight manual for load-shedding procedures in the event of a generator failure. All non-essential equipment should be turned off to preserve battery power for essential equipment.

In the event of a total loss of electrical power, the G500 system will cease to operate and the pilot must utilize the standby instruments to fly the aircraft. For installations utilizing the battery powered electric attitude gyro, the amber standby power light will start flashing. Within one minute, press the "STBY PWR" button to ensure the standby gyro continues to operate via its emergency battery. If the red warning flag is in view, the gyro is inoperative and must not be used.

Note: The electric attitude gyro battery capacity may vary considerably depending on temperature, charge status, and battery life condition. Low temperatures below 32°F/0°C will temporarily degrade battery capacity. Internal chemistry will slowly degrade battery capacity over several years of operation even when correctly maintained.

A poorly maintained battery will suffer accelerated degradation. Extended storage in a discharged state and over-charging will permanently damage the battery.

## **3.5 WARNINGS, CAUTIONS, AND ADVISORIES**

The following tables show the colour and significance of the warning, caution, and advisory messages which may appear on the G500 displays.

### **NOTE**

The G500 Cockpit Reference Guide and the G500 Pilot's Guide contain detailed descriptions of the annunciator system and all warnings, cautions and advisories.



<b>Warning annunciations – Red</b>		
<i>Annunciation</i>	<i>Pilot Action</i>	<i>Cause</i>
ATTITUDE FAIL	Use Standby Attitude.	Display system is not receiving attitude reference information from the AHRS; accompanied by the removal of sky/ground presentation and a red X over the attitude area.
AIRSPEED FAIL	Use Standby Airspeed.	Display system is not receiving airspeed input from the air data computer; accompanied by a red X through the airspeed display.
ALTITUDE FAIL	Use Standby Altitude.	Display system is not receiving altitude input from the air data computer; accompanied by a red X through the altimeter display.
VERT SPD FAIL	Cross check instruments.	Display system is not receiving vertical speed input from the air data computer; accompanied by a red X through the vertical speed display.
HDG	Use Standby Magnetic Compass or GPS track information.	Display system is not receiving valid heading input from the AHRS; accompanied by a red X through the digital heading display.
Red X	Reference the data source or alternate equipment.	A red X through any display field, indicates that display field is not receiving data or is corrupted.



<b>Caution annunciations – Yellow</b>		
<i>Annunciation</i>	<i>Pilot Action</i>	<i>Cause</i>
AHRS Aligning – Keep Wings Level	Limit aircraft banking as AHRS Aligns - OK to taxi.	Attitude and Heading Reference System is aligning. Keep wings level using standby attitude indicator. AHRS will align even if you must bank, but the alignment time may be slightly longer if maneuvering.
NO GPS POSITION	If the system is configured with dual GPS, press the 1-2 button.	GPS data on the selected system is no longer valid. The Moving Map and associated data are not updating.
TRAFFIC	Visually acquire the traffic to see and avoid.	The configured traffic system has determined that nearby traffic may be a threat to the aircraft.
No Traffic Data	Use vigilance, as the traffic sensor is not able to detect traffic.	The configured traffic system is not able to detect traffic and / or provide the pilot with any traffic awareness.

<b>Advisories – White</b>	
<i>Annunciation</i>	<i>Pilot Action</i>
Various Alert Messages may appear under the MFD - ALERTS soft key.	View and understand all advisory messages. Typically, they indicate communication issues within the G600 System. Refer to the G600 Cockpit Reference for appropriate pilot or service action.

When interfaced with a TAWS certified GNS530W Series unit the G500 will display the terrain warnings, cautions, and availability status for TAWS; consult the GNS530W AFMS for appropriate procedures.

#### Section 4. NORMAL PROCEDURES

##### **4.1 STANDBY ATTITUDE PRE-FLIGHT TEST.**

After engine start and with the generator/alternator operating, perform a standby battery test on the electric standby horizon (where installed):

1. Allow the unit to run for 3 minutes.
  2. Press and hold the STBY PWR button on the standby horizon. The amber LED should start to flash to indicate the unit has entered test mode. The amber LED should flash continuously and either a Red or Green LED should be displayed below the word TEST.
  3. Visually monitor the test lights until the amber light stops flashing to indicate the end of the test.
  4. A green light throughout the test indicates a satisfactory battery. A red light at any time during the test indicates the standby battery requires at least a charge and possibly replacement.
- Observe section 2.6 above for operation without a serviceable standby attitude system.



#### **4.2 SVT ALERTS.**

In the event of receiving a Synthetic Vision System TERRAIN or OBSTACLE warning audio alerts accompanied by the PFD display indicating areas of yellow or red terrain or obstacles, the pilot should immediately confirm his position relative to the terrain or obstacle threat and initiate appropriate recovery action. No recovery action must be taken solely on the basis of the terrain and obstacle display. Only vertical manoeuvres are recommended, unless visual meteorological conditions (VMC) exist or the pilot can determine that turning in addition to the climbing manoeuvre is the safest course of action.

### **Section 5. PERFORMANCE**

No change.

### **Section 6. WEIGHT AND BALANCE**

See current weight and balance data.

### **Section 7. SYSTEM DESCRIPTIONS**

#### **7.1 SYSTEM POWER SOURCES**

The Garmin Display Unit (GDU), Attitude and Heading Reference System (AHRS), and Air Data Computer (ADC) are tied to the aircraft's main (essential) bus and energized when the aircraft master switch is turned on.

The major components of the G500 are circuit breaker protected with reset-able type breaker available to the pilot. These breakers are located on/adjacent to the main bus circuit breaker panel and labelled as follows:

1. PFD - For Garmin Display Unit (PFD/MFD), GDU 620
2. AHRS - Attitude and Heading Reference System, GRS 77 with GMU44 magnetometer.
3. ADC - Air Data Computer, GDC 74A

#### **7.2 NAVIGATION SOURCES**

The G500 requires at least one Garmin GPS/WAAS navigation unit to ensure the integrity of the Attitude and Heading Reference System. The G500 HSI can be selected to display course deviation information from up to four independent sources: two GPS, and two VHF NAV. In addition, the HSI can display two simultaneous bearing pointers sourced from GPS, VHF NAV, or ADF.

#### **7.3 SYNTHETIC VISION TECHNOLOGY**

SVT uses an internal terrain database and GPS location to present the pilot with a synthetic view of the terrain in front of the aircraft. The purpose of the SVT system is to assist the pilot in maintaining situational awareness with regard to the terrain and traffic surrounding the aircraft. The SVT system may be turned on or off, as desired. To access the synthetic vision system soft-key menu, press the PFD soft-key on the GDU 620, followed by the SYN VIS soft-key. Synthetic vision terrain, horizon headings, and airport signs can be toggled on and off from this menu. Press the BACK soft-key to return to the root PFD menu.

SVT will provide a visual caution of potentially conflicting terrain by changing the colour of the terrain on the PFD to YELLOW. Should the aircraft continue on track towards the terrain, the display will change to RED. The YELLOW and RED terrain indications will be accompanied by audio warnings over the cockpit speaker and crew headphones.



The synthetic vision display of terrain uses several data sources to correctly display terrain (GPS, terrain database, attitude information, etc.). If any of these data sources become unreliable or unavailable, the display of synthetic terrain will automatically revert to the non-SVT PFD display of blue over brown. Additionally, if during the course of normal operations there is any discrepancy between actual terrain around the aircraft and terrain shown on the SVT display, the display of synthetic vision should be manually turned off using the procedure detailed above.

A typical SVT display is shown below:



SVT provides additional features on the G500 primary flight display (PFD) which display the following information:

- **Synthetic Terrain;** an artificial, database derived, three dimensional view of the terrain ahead of the aircraft within a field of view of approximately 25 degrees left and 25 degrees right of the aircraft heading.



- **Obstacles;** obstacles such as towers, including buildings over 200 AGL that are within the depicted synthetic terrain field of view and within 1000 feet vertically of the aircraft.
- **Flight Path Marker (FPM);** an indication of the current lateral and vertical path of the aircraft. The FPM is always displayed when synthetic terrain is selected for display.
- **Traffic;** a display on the PFD indicating the position of other aircraft detected by a traffic system interfaced to the G500/G600 system.
- **Horizon Line;** a white line indicating the true horizon is always displayed on the SVT display.
- **Horizon Heading;** a pilot selectable display of heading marks displayed just above the horizon line on the PFD.
- **Airport Signs;** pilot selectable "signposts" displayed on the synthetic terrain display indicating the position of nearby airports that are in the G500/G600 database.
- **Runway Highlight;** a highlighted presentation of the location and orientation of the runway(s) at the destination airport.

The synthetic terrain depiction displays an area approximating the view from the pilot's eye position when looking directly ahead out the windshield in front of the pilot. Terrain features outside this field of view are not shown on the display.

The synthetic terrain display is intended to aid the pilot awareness of the terrain and obstacles in front of the airplane. It may not provide either the accuracy or fidelity, or both, on which to solely base decisions and plan manoeuvres to avoid terrain or obstacles. The synthetic vision elements are not intended to be used for primary aircraft control in place of the primary flight instruments.

#### 7.4 TAWS ANNUNCIATIONS ON THE PFD (FROM AN EXTERNAL TAWS SYSTEM)

The G500 can display TAWS (Terrain Awareness and Warring System) annunciations on the PFD if the G500 is interfaced to a GNS 530W Series navigator with integrated TAWS. The required TAWS annunciations appear in the upper right of the PFD. These annunciations include PULL UP (red), TERRAIN (yellow), TERR N/A (white), TERR INHB (white). These annunciations are not relative to the terrain displayed on the MFD portion of the G500 system. Refer to section 4.2 above for actions to be taken in the event of receiving a TAWS-B alert.

External TAWS alerts on the PFD of the G500 System are only displayed from GNS system 1 and are displayed regardless of the system 1-2 setting, which drives all other PFD and MFD data used by the G500.

The optional G500 SVT systems will also provide TERRAIN and OBSTACLE alerts on the PFD in addition to aural alerts.

#### 7.5 PFD KNOB & PFD SOFT KEYS

The basic PFD controls are on the left side of the unit, next to and beneath the PFD display. The rotary knob performs the function annunciated on the display just above the knob: HDG, CRS, ALT, V/S, or BARO. Assigning the function of the knob is done by pressing/releasing one of the dedicated function buttons to the left of the display. The knob defaults back to HDG if it is not rotated for a period of 15 seconds.

The soft keys at the bottom of the PFD display are used to configure the course data displayed in the HSI (CDI button, 1-2 button) and select the optional bearing pointers (BRG1 and BRG2 button) which are overlaid in the H.S.I presentation on the PFD. The soft keys operate by press and release.



The units and markings on the PFD are not user configurable. They match the units as specified in the aircraft's EASA approved Airplane Flight Manual and standby instruments. Display and control of the advisory airspeed references are made via the AUX page of the MFD.

## 7.7 MFD KNOBS & MFD SOFT KEYS

The MFD controls are on the right side of the unit, next to and beneath the MFD display. The rotary knobs scroll through various page groups and pages of the MFD and manipulate data and settings by pressing the knob to activate a cursor. The soft keys operate by press and release. More detailed configuration is available by pressing the MENU button, which is on the right side of the display.

Pressing and holding down the CLR key is provides a default route to the main map page on the MFD.

## 7.8 AUTOPILOT INTERFACE

### 7.8.1 Basic autopilot Interface

If the autopilot is rate based, it uses a Turn Coordinator rate gyro which may be in the instrument panel or remotely mounted.

The G500 typically provides course and heading datum and navigation deviation signals to the autopilot based on the data selected for display on the HSI. For multiple GPS/NAV systems, the G500 acts as a selection hub for the autopilot's NAV mode, and the G500 may also provide GPS Steering data. Some autopilots may provide Flight Director capabilities which can be displayed on the G500 Attitude Indicator as a Single Cue Flight Director. The G500 is not capable of controlling autopilot mode selection or displaying the autopilot selected mode, except for GPS Steering mode when emulating Roll Steering via the autopilot heading mode. See Paragraph 7.6.3

Some autopilots may have navigation source selection integral to their system; this feature is overridden by the G500 navigation source selection described here.

Changing the navigation sources displayed on the HSI (by pressing the CDI button or the 1-2 button) may result in some autopilots disconnecting or entering a wings level mode.

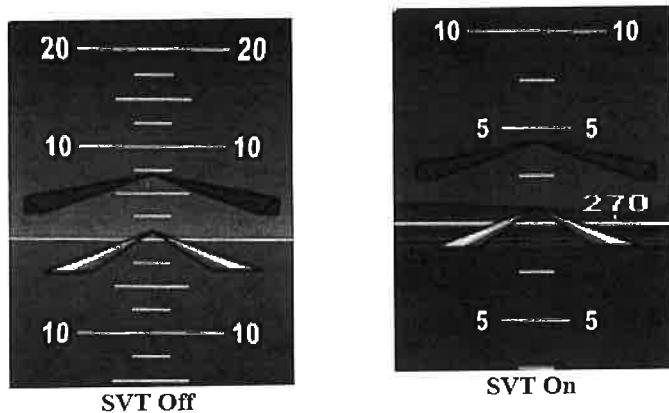
Refer to the autopilot operator's manual or Airplane Flight Manual Supplement for proper operation of the installed autopilot system.

### 7.8.2 Flight Director display (where installed).

The G500 system limits the distance the flight director pitch commands may deviate from the aircraft attitude icon. In the event that the pitch command provided by the autopilot flight director is greater than the distance allowed by the G500, the command bars will be displayed at the maximum distance allowed by the G500. As the aircraft pitch changes to satisfy the command bars, the bars will continue to be displayed at the maximum distance from the aircraft attitude icon until the aircraft pitch deviation is within the command display limit. In both examples below, the flight director is commanding approximately 7 degrees pitch up. With SVT turned off, the 7 degree pitch up command is displayed with the command bar at 7 degrees pitch up. With SVT turned on, the G500 limits the command bar shown as 4.5 degrees pitch up, which is the maximum deviation that can be displayed.

The G500 system will hold the command bars at the same distance from the aircraft icon until the aircraft pitch attitude is within 4.5 degrees of the command.



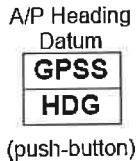


#### **7.8.3 Altitude Pre-Selector Integrated with the autopilot (S-Tec 55X only)**

If an S-Tec 55X autopilot is installed, the Altitude Alerter in the G500 system may be used as an Altitude Pre-Selector for the autopilot. The G500 system does not control the rate or pitch of the climb; it only communicates the approaching altitude to the autopilot computer. The Altitude Bug Setting will flash when approaching within 1000 feet of the selected altitude, and an audio tone is played when approaching or deviating within 200 feet of the selected altitude.

#### **7.8.4 Roll Steering emulated via HDG mode**

If the autopilot does not have GPS Roll Steering capability, the G500 may emulate this functionality by operating the autopilot in HDG mode and selecting GPS Roll Steering mode via an external switch located on the pilot's instrument panel. A push-button switch as depicted below allows the pilot to select the heading datum source that the autopilot will use.



Whenever GPSS is selected as the autopilot's heading datum source, the mode is annunciated just left of the G500 HSI. The icon is the heading bug with an "X" through it, signifying that GPSS information is overriding the heading bug data. GPS steering information is then sent via the heading error signal to the autopilot to make the aircraft turn onto course or fly arcs and holding patterns. The G500 HDG bug is decoupled from the autopilot in this mode, but the bug is still controllable and may still be used by the pilot for reference.



If the GPS Roll Steering data becomes invalid, because the GPS system has flagged it or the selected HSI source is not GPS, the text of the GPSS annunciator will be yellow and the data to the autopilot will command wings level flight.

### **7.9 AUDIO PANEL**

The G500 PFD/MFD system is interfaced into the aircraft audio panel to provide aural alerting for the altitude alerter and SVT-Terrain warning functions.

### **7.10 TRAFFIC SYSTEMS**

The G500 PFD/MFD system supports TAS/TCAS/ traffic from various active traffic awareness systems. The information from these systems is available and controllable on the MFD. Traffic can also be displayed on the PFD when SVT is activated. Traffic targets will be displayed in their relative position to the aircraft in 3D. Traffic symbols will also change size dependant upon relative distance to the target aircraft.

The display of traffic is an aid to visual acquisition and may not be utilized for aircraft manoeuvring. Refer to the TAS/TCAS AFMS and pilot's guide for specific system information.

### **7.11 COURSE POINTER AUTO SLEWING**

The G500 HSI will auto slew, i.e. automatically rotate the GPS course pointer to the desired course defined by each GPS leg. The system will also auto slew the VHF NAV course pointer when the CDI transitions to a LOC setting if an ILS, LOC, LOC BC, LDA, or SDF approach is activated in the GPS/WAAS navigator.

The VHF NAV (green) course pointer will only auto slew if the approach is active in the navigator, the LOC frequency is loaded in the active NAV frequency, and then the HSI source is changed to the corresponding VHF NAV for the approach. Back Course approaches will auto slew to the reciprocal course.

The system is not capable of automatically setting the inbound VHF NAV course pointer if the approach is not active in the GNS Navigation System or if the approach loaded is any type of VOR approach.

The pilot should always double check the inbound course pointer prior to initiating any transition on any VHF NAV approach. Auto slewing the VHF NAV course pointer to the correct selected course is a database dependent function.

### **7.12 TERRAIN DISPLAY**

The G500 terrain and obstacle information appears on the MFD display as red and yellow tiles or towers, and is depicted for advisory only. Aircraft manoeuvres and navigation must not be predicated upon the use of the terrain display. No commands (PULL-UP etc) are provided from the SVT.

The terrain display is intended to serve as a situational awareness tool only. By itself, it does not provide either the accuracy or the fidelity on which to base decisions and plan manoeuvres to avoid terrain or obstacles.

### **7.13 DATABASE CARDS**

The G500 utilizes several databases. Database titles display in yellow if expired or in question. Database cycle information is displayed at power up on the MFD screen, but more detailed information is available on the AUX pages.

The upper Secure Digital (SD) data card slot is typically vacant as it is used for software maintenance and navigational database updates. The lower data card slot should contain a data card with the system's terrain / obstacle information and optional data such as Safe Taxi, Flight Charts and JeppView electronic charts.

The terrain databases are updated periodically and have no expiration date.



Coverage of the terrain database is between North 75° latitude and South 60° latitude in all longitudes. Coverage of the airport terrain database is worldwide.

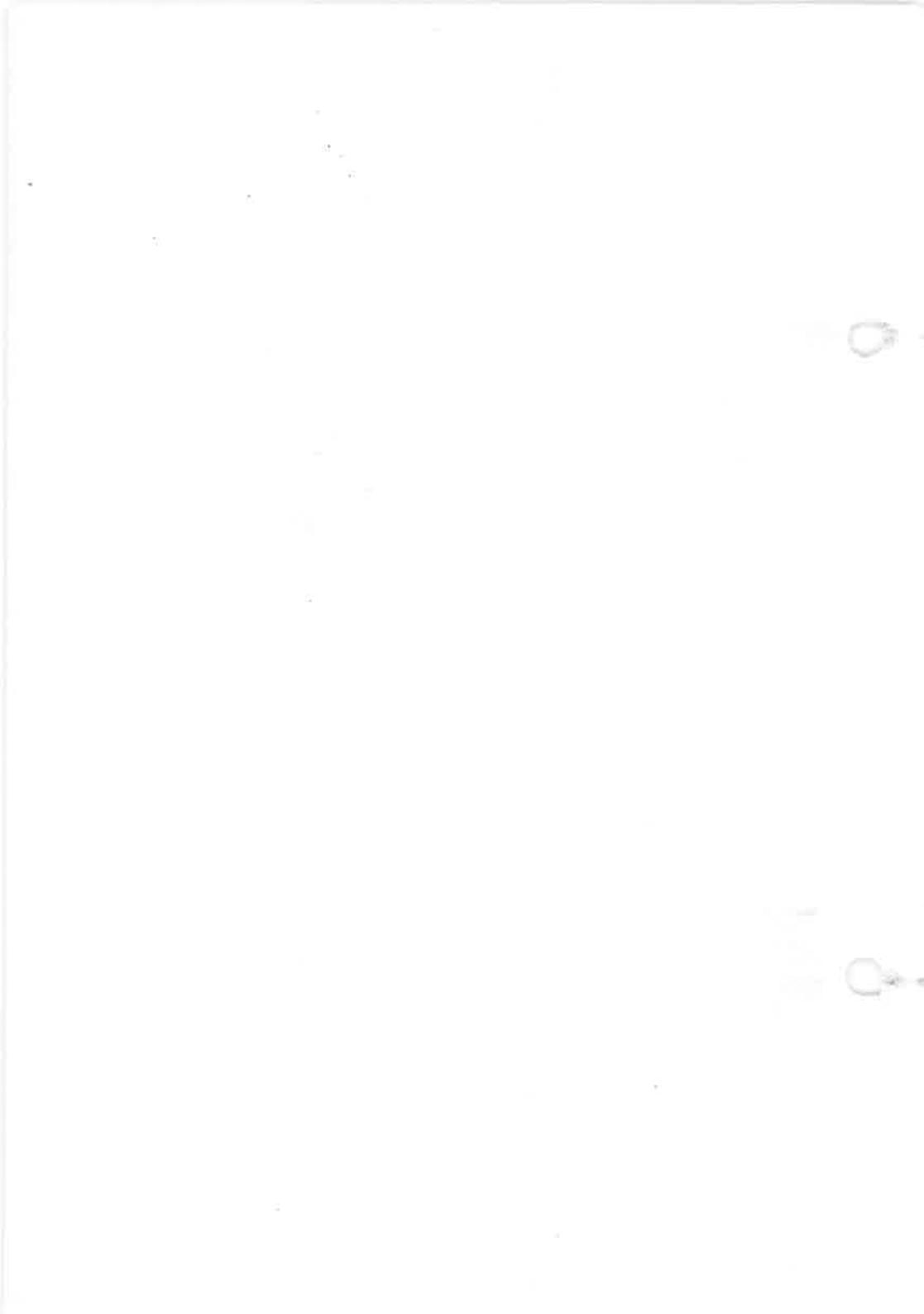
The obstacle database contains data for obstacles, such as towers, that pose a potential hazard to aircraft. Obstacles 200 feet and higher are included in the obstacle database. It is very important to note that not all obstacles are necessarily charted and therefore may not be contained in the obstacle database. Coverage of the obstacle database includes the United States and Europe. This database is updated on a 56-day cycle and has no expiration date. Where installed, the Garmin SafeTaxi database contains detailed airport diagrams for selected airports. These diagrams aid in following ground control instructions by accurately displaying the aircraft position on the map in relation to taxiways, ramps, runways, terminals, and services. This database is updated on a 56-day cycle and has no expiration date. SafeTaxi charts are not available in Europe.

Where installed, the Garmin FliteCharts database contains procedure charts for the coverage area purchased. This database is updated on a 28-day cycle. If not updated within 180 days of the expiration date, FliteCharts will no longer function. FliteCharts are not available in Europe. Where installed, the Jeppesen JeppView electronic charts database contains procedure charts for the coverage area purchased. An own-ship position icon will be displayed on these charts. This database is updated on a 14-day cycle. If not updated within 70 days of the expiration date, JeppView will no longer function.

#### **7.14 COCKPIT REFERENCE & PILOT'S GUIDES.**

The Garmin G500 Cockpit Reference Guide P/N 190-01102-03, at Revision A or later appropriate revision, must be carried on board the aircraft and be immediately available to the flight crew.

Garmin also provides a G500 Pilot's Guide P/N 190-01102-02. This reference material is not required to be on board the aircraft but does contain more detailed description and operation of the G500 system.



# UTILISATION DU SYSTEME DE FREIN A DISQUE

## ***USE OF THE DISC BRAKING SYSTEM***

Ce supplément au manuel de vol contient les informations que les conditions de certifications exigent de fournir au pilote. Ces informations complètent celles du manuel de vol approuvé.

*This Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS) includes the material required to be furnished to the pilot and additional information provided by the manufacturer. These information supplements the approved Aircraft Flight Manual.*

### **Applicabilité**

Type et modèle d'avion <i>Aircraft type and model</i>		Modification constructeur <i>Manufacturer change</i>
Avions ROBIN	<b>DR400</b> Tous modèles SN<2669 et non modifiés selon DET150102 (transformation en « DR401 ») / All models SN<2669 and not modified by DET150102 (« DR401 » transformation)	DET190301

Note : Pour les avions SN≥2669 ou transformés en « DR401 » (modification 150102), les informations de ce supplément sont intégrées au manuel de vol applicable. / For aircraft SN≥2669 or transformed in « DR401 » (modification 150102), information contained in this supplement are already integrated in the approved aircraft flight manual.

### **Approbation**

Amendement <i>Amendment</i>	Date <i>Date</i>	Description <i>Description</i>	Approbation <i>Approval</i>
0	28/03/2019	Edition originale <i>Original issue</i>	<b>EASA MAJOR CHANGE APPROVAL 10069430</b>

### **Liste des pages en vigueur**

Pages	Date
1 à (to) 6	Janvier 2019 / January 2019

### ***List of effective pages***

## INTRODUCTION

Ce supplément au manuel de vol permet de compléter les procédures du manuel de vol concernant l'utilisation du système de frein à disque.

*This Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS) allows to complete data due to the use of the disc brake system.*

## MODIFICATION

Les sections du manuel de vol sont affectées de la façon suivante.

### 0. GENERALITES

Section non affectée.

*The sections of the aircraft flight manual are affected as follows.*

### 0. GENERAL

*No change.*

### 1. DESCRIPTION

Section non affectée.

### 1. DESCRIPTION

*No change.*

### 2. LIMITATIONS

Section non affectée.

### 2. LIMITATIONS

*No change.*

### 3. PROCEDURES D'URGENCES

Section non affectée.

### 3. EMERGENCY PROCEDURES

*No change.*

### 4. PROCEDURES NORMALES

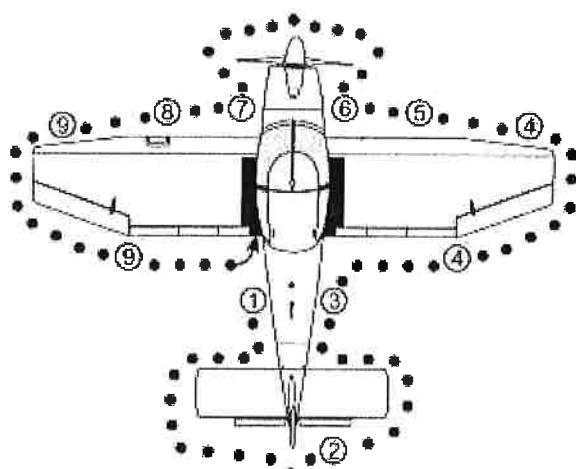
Les procédures normales sont les mêmes que celles de la Section 4 à l'exception de celles spécifiées ci-dessous :

#### **INSPECTION PREVOL**

#### 4. NORMAL PROCEDURES

*Normal procedures in the section 4 are the same, except the following definitions:*

#### **PRE-FLIGHT INSPECTION**



5

**Train principal droit :** fixation et état vérifiés

Enfoncement amortisseur normal

**État pneu :** gonflage et usure

**Carénages vérifiés :** état et fixation, pas d'accumulation de débris, pas de traces d'huile sur le carénage ou au sol.

8

**Train principal gauche :** fixation et état carénage vérifiés

Enfoncement amortisseur normal,

**État pneu :** gonflage et usure

**Carénages vérifiés :** état et fixation, pas d'accumulation de débris, pas de traces d'huile sur le carénage ou au sol.

5

**Right main undercarriage:** check attachment and condition

Shock absorber compression normal

**Tyre condition:** inflation and wear

**Fairings:** Check condition and attachment, check for accumulation of debris inside the fairings, no oil leakage on the fairings and on the ground.

8

**Left main undercarriage:**..... check attachment and condition

Shock absorber compression normal

**Tyre condition:** inflation and wear

**Fairings:** Check condition and attachment, check for accumulation of debris inside the fairings, no oil leakage on the fairings and on the ground.

## ROULAGE

■ **REMARQUE :** Pendant le roulage, diriger avec le palonnier, il n'est pas nécessaire de freiner pour changer de direction (train avant directionnel). Le roulage doit être effectué à allure modérée et à la puissance minimale nécessaire pour avancer sans utilisation permanente des freins. Un freinage continu ou excessif peut causer une surchauffe et/ou un départ de feu au niveau de la roue pouvant se propager à la voilure.

▲ **ATTENTION :** Si l'avion à des difficultés à avancer, qu'une puissance excessive doit être appliquée pour avancer ou que l'appareil à tendance à partir d'un côté sans action sur la commande de direction, vérifier qu'aucune action volontaire ou involontaire n'est appliquée sur la/les commande(s) de freins, stopper le roulage si nécessaire et notifier l'incident sur le carnet de route de l'avion.

Une action de maintenance doit être envisagée pour solutionner le problème.

## TAXIING

■ **REMARK:** When taxiing, steer with the rudder pedals, it is not necessary to brake to change direction. Speed should be moderate and at the minimum power required to move forward without using the brakes. Continuous or excessive braking can cause overheating and/or a fire starting at the wheel that can spread to the wing.

▲ **CAUTION:** If the aircraft has difficulties to move, or an excessive power must be applied to move or if the aircraft tends to move from one side without action on the rudder control, check that there is no voluntary or involuntary action applied on the braking controls, stop taxiing if necessary and notify the incident on the aircraft logbook. Maintenance action should be considered to solve the problem.

**UTILISATION DU FREIN DE PARC**

Avions équipé d'une commande de frein de parc centrale.

**Pour serrer le frein de parc**

Tirer la commande centrale et appliquer un quart de tour à la poignée pour la bloquer en position tiré.

**Pour desserrer le frein de parc**

Tirer légèrement la poignée et la tourner dans sa position d'origine pour débloquer les freins. Repousser la poignée jusqu'en butée.

Avions équipés de freins au palonnier.

**Pour serrer les freins**

Appuyer sur les deux pédales. Maintenir la pression et tirer la commande de frein de parc.

Relâcher la pression sur les pédales, la commande de frein de parc doit rester en position tirée.

Ou

Tirer la commande de frein de parc. Appuyer sur les deux pédales puis relâcher la pression sur les pédales. La commande de frein de parc doit rester en position tirée.

**Pour desserrer les freins**

Pousser la commande de frein de parc.

▲ ATTENTION : Il ne faut pas tirer sur la commande frein de parc en vol. En cas d'atterrissement avec la vanne de frein de stationnement engagée, les freins maintiennent, à l'atterrissement, la pression appliquée. Ce qui risque de bloquer les roues et de provoquer un éclatement ou un feu.

**5. PERFORMANCE**

Section non affectée.

**6. MASSE ET CENTRAGE**

Section non affectée.

**USE OF THE PARKING BRAKE**

Aircraft equipped with a central parking brake control.

**To apply the parking brake.**

*Pull the central control and apply a quarter turn to the handle to lock it in the pulled position.*

**To release the parking brake.**

*Pull the handle slightly and turn it to its original position to release the brakes. Push the handle fully, back to the stop.*

Aircraft equipped with brake pedals.

**To apply the parking brake**

*Press both pedals. Maintain the pressure and pull the parking brake plunger control upward.*

*Release the pressure on the pedals; the parking brake control must remain in the pulled (extended) position.*

*Or*

*Pull the parking brake plunger control up. Press both pedals firmly, then release the pedals. The parking brake control must remain in the pulled (extended) position.*

**To release the parking brake**

*Push the parking brake plunger fully down.*

▲ WARNING: *Do not pull the parking brake control during flight. If landing with the parking brake engaged, the brakes will be fully applied as soon as the toe-brake pedals are pressed. This can lock the wheels and cause a tyre burst or a fire.*

**5. PERFORMANCES**

*No change.*

**6. WEIGHT AND BALANCE**

*No change.*

## 7. DESCRIPTION SYSTEMES

### **Utilisation des freins**

Le système de freinage d'un avion n'est pas prévu pour être sollicité en permanence. Afin de préserver le système et d'éviter toute surchauffe il est important de :

- Lors de l'inspection pré-vol, s'assurer que le système de frein n'est pas bloqué.
- Rouler en utilisant la puissance mini, une fois en mouvement, sur piste en dur, le ralenti doit suffire à déplacer l'avion. Le besoin de rouler en permanence avec de la puissance peut être le signe d'un problème (frein qui lèche, pression résiduelle, pression des pneus...)
- Ne pas rouler avec de la puissance et en contrôlant la vitesse uniquement aux freins.
- Freiner par à-coup plutôt que de façon continue pour laisser le temps aux freins de refroidir entre les freinages.
- Rouler à vitesse modérée, c'est un élément de sécurité pour vous et les autres utilisateurs de la plateforme.

### Pour les appareils équipés d'une commande de frein centrale :

Attention de ne pas exercer de traction involontaire sur la commande, il est recommandé de ne pas laisser la main en permanence sur la commande de frein durant le roulage.

Effectuer les virages à faible allure, le braquage du palonnier en bout de course entraîne le freinage de la roue à l'intérieur du virage.

## 7. SYSTEMS DESCRIPTION

### **Use of the brakes**

*The braking system of an aeroplane is not intended to be permanently activated. To prevent overheating of the braking system, it is important to:*

- *During the pre-flight inspection, to make sure that the braking system is not locked.*
- *Taxi using minimum power. Once in motion, on hard ground, idle power should be sufficient to keep the aircraft moving. The need to continuously taxi with power can indicate a problem (brake binding, residual pressure in the brake system, low tyre pressure...).*
- *Not taxi with power and by controlling the speed with the brakes.*
- *Brake intermittently rather than continuously to allow the brakes to cool down between applications.*
- *Taxi at a moderate speed; it is safer both for you and for other users of the airfield.*

### For aircraft equipped with a central brake control:

*Be careful not to apply an involuntary action on the brake control with your hand, it is recommended to not put your hand permanently on the brake control during taxiing.*

*Turns should always be carried out at a low taxiing speed, applying full rudder actuates the brake on the wheel inside the turn.*

Pour les appareils équipés des commandes de freins en partie haute des pédales de palonnier :

Attention de ne pas exercer une pression permanente sur le haut de la pédale (et donc les freins). Descendez vos pieds pour ne pas freiner en permanence.

## 8. MANŒUVRE ENTRETIEN MAINTENANCE

Section non affectée.

For aircraft equipped with brake pedals:

*Be careful not to apply permanent pressure on the top of the pedals (thus applying the brakes). Lower your feet so as not to prevent applying continuous braking.*

## 8. MAINTENANCE PROCEDURE

*No change*

# Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

Gama Aviation

# Gama Aviation

ENGINEERING

T +44 1276 857888

F +44 1276 857510

Gama Aviation (Engineering) Ltd

[www.gamaaviation.com](http://www.gamaaviation.com)

Fairoaks Airport

Chobham

WOKING, GU24 8HU

United Kingdom

## Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

AFMS-1211

Flight Manual Reference:

Aircraft Type: DR300/400 Series

Aircraft Registration No: F-GKRD

Aircraft Serial Number: 1992

Change Title: Garmin G500 EFIS PFD/ND – Update to Software Version

### ADDITIONAL LIMITATIONS AND INFORMATION FOR CERTIFICATION

The limitations and information contained herein either supplement or, in the case of conflict, override those in the flight manual

Revision No 2 to AFM (or supplement) ref. AFMS-1211 is approved under the authority of DOA ref. EASA.21J.174.

INTELLIGENT  
AVIATION—  
SINCE 1983

Registered in England No. 07842470, VAT GB 190 2275 19  
Gama Aviation (Engineering) Ltd, Business Aviation Centre, Farnborough Airport  
Farnborough, Hampshire, GU14 6XA, United Kingdom

Copyright © Gama Aviation (Engineering) Limited 2018 These materials are the trade secret and/or confidential property of Gama Aviation (Engineering) Limited. The reproduction or transmission of all or part of these materials, whether by photocopying or storing in any medium by electronic means or otherwise, without the express prior written permission of Gama Aviation (Engineering) Limited as the owner of them, is prohibited. Their use for any purpose is prohibited except under the terms of a definitive agreement with Gama Aviation (Engineering) Limited

**Table of Contents**

Table of Contents.....	2
1 GENERAL.....	4
1.1 G500/G600 Primary Flight / Multi-Function Display System .....	4
1.2 Aircraft Options .....	5
2 Limitations.....	6
2.1 System Software Requirements .....	6
2.2 AHRS Operational Area .....	6
2.3 Standby Instruments .....	6
2.4 Synthetic Vision Technology .....	7
2.5 Pilot's Cockpit Reference Guide.....	7
2.6 Kinds of Operations.....	7
2.7 Chartview.....	7
2.8 Moving Map .....	8
2.9 Database Cards .....	8
2.10 Magnetic Variation Operational Area.....	8
2.11 Navigation Angle.....	8
2.12 AHRS Normal Operating Mode .....	8
2.13 Airspeed Limitation and Indicator Markings.....	9
3 Emergency Procedures.....	9
3.1 Emergency Procedures.....	9
3.1.1 PFD 1 Failure .....	9
3.1.2 AHRS Failure.....	9
3.1.3 Air Data Computer (ADC) Failure.....	10
3.1.4 Loss of Electrical Power .....	10
3.2 Abnormal Procedures .....	11
3.2.1 Heading Failure .....	11
3.2.2 GPS Data Failure .....	11
3.2.3 Navigation Data Failure (VOR/LOC/GS/ADF).....	12
3.2.4 Synthetic Vision (SVT) Failure .....	12
3.2.5 Loss of Primary Flight Instrument Data .....	12
3.2.6 Electrical Load Shedding.....	13
3.3 Warnings, Cautions, and Advisories.....	13
3.3.1 Warning annunciations - Red .....	13
3.3.2 Caution annunciations – Yellow .....	14
3.3.3 Advisories – White.....	15
4 Normal Procedures .....	16
4.1 PFD Knob & PFD Soft Keys.....	16
4.2 MFD Knobs & MFD Soft Keys.....	16
4.3 Altitude Synchronization.....	17
4.4 Electric Standby Attitude Gyro (Mid Continent 4200 and 4300 Series).....	17
4.5 Synthetic Vision Technology .....	17
5 Performance .....	18
6 Weight and Balance .....	18
7 Airplane and System Descriptions.....	18
7.1 SYSTEM POWER SOURCES .....	18
7.2 NAVIGATION SOURCES .....	18
7.3 SYNTHETIC VISION TECHNOLOGY .....	18
7.4 TAWS ANNUNCIATIONS ON THE PFD (FROM AN EXTERNAL TAWS SYSTEM).....	20
7.5 PFD KNOB & PFD SOFT KEYS .....	21

7.6 MFD KNOBS & MFD SOFT KEYS.....	21
7.7 AUTOPILOT INTERFACE.....	21
7.7.1 Basic autopilot interface .....	21
7.7.2 Flight Director display (where installed) .....	22
7.7.3 Altitude Pre-Selector integrated with the autopilot (S-Tec 55X only) .....	22
7.7.4 GPSS emulated via HDG mode .....	23
7.8 AUDIO PANEL.....	24
7.9 TRAFFIC SYSTEMS.....	24
7.10 COURSE POINTER AUTO SLEWING.....	25
7.11 TERRAIN DISPLAY .....	25
7.12 DATABASE CARDS .....	26
7.13 Depiction of Obstacles and Wires .....	26
7.13.1 Dedicated Terrain Page .....	26
7.13.2 Map Page .....	26

## 1 GENERAL

### 1.1 G500/G600 Primary Flight / Multi-Function Display System

A G500 PFD/MFD System consists of a Primary Flight Display (PFD) and Multi-Function Display (MFD) housed in a single Garmin Display Unit (GDU), plus an Air Data Computer (ADC) and Attitude and Heading Reference System (AHRS). The G500 interfaces with other installed systems in the aircraft, including Garmin GNS series GPS/WAAS navigators, Garmin SL30 VHF navigators, and various audio panels, traffic systems and ADF navigators.

The primary function of the PFD is to provide attitude, heading, air data and navigation information (from GNS units) to the pilot. The PFD may optionally display Synthetic Vision Technology (SVT). The primary function of the MFD is to provide advisory mapping, terrain, and flight plan information.

The standby instruments (altimeter, airspeed, attitude, and magnetic compass) are completely independent from the PFD and will continue to operate in the event the PFD is not usable.

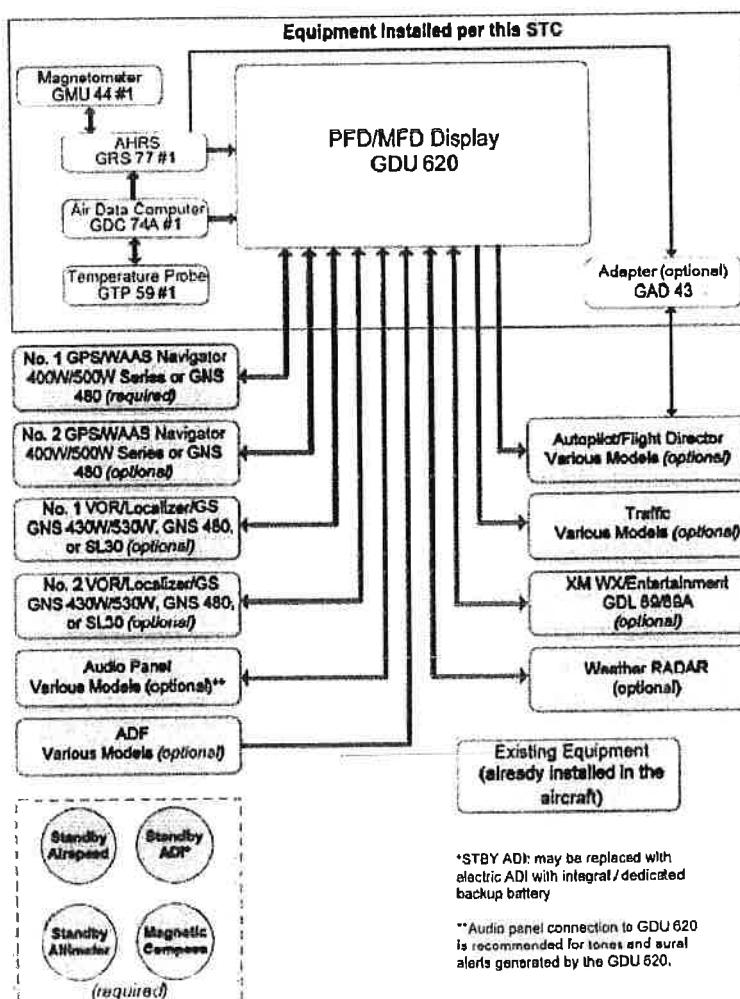


Figure 1: Single G500 PFD Operational block diagram.

NOT PROTECTIVELY MARKED

Gama Aviation

Document No. AFMS-1211  
Issue 2

## 1.2 Aircraft Options

The following table defines the options that are included in this aircraft as part of the G500 installation:

Option	AFMS ref.
Synthetic Vision	Para 7.3
Electric Standby horizon with back-up battery	Para 4.4
Chartview	Para's 2.9 & 7.12

## 2 Limitations

### 2.1 System Software Requirements

The G500 must utilize the following FAA and EASA approved software versions:

Component	Description	Software Version
G500 GDU620	PFD/MFD	7.12
GRS77	AHRS	3.04
GDC74()	Air data computer	3.11
GMU44	Magnetometer	2.01 or 2.05

In addition to the main components of the G500, at least one Garmin GPS/WAAS navigator must be interfaced to the G500. Any GPS/WAAS systems connected to the G500 must utilize the following or later FAA approved software versions:

Component	Identification	Software Version
GNS400W series	GPS/WAAS Nav	5.40
GNS500W series	GPS/WAAS Nav	5.40
GNS480/CNX80	GPS/WAAS Nav	2.4

### 2.2 AHRS Operational Area

The ADAHRS or AHRS used in the G500/G600 is limited in its operational area: IFR Operations are prohibited north of 72°N and south of 70°S latitudes.

In addition, IFR operations are prohibited in the following four regions:

- 1) North of 65° North latitude between longitude 75° W and 120° W
- 2) North of 70° North latitude between longitude 70° W and 128° W
- 3) North of 70° North latitude between longitude 85° E and 114° E
- 4) South of 55° South latitude between longitude 120° E and 165° E

Loss of the G500/G600 heading and attitude may occur near the poles, but this will not affect the GPS' track or standby attitude indicator.

### 2.3 Standby Instruments

A serviceable standby attitude indicator, airspeed indicator and altimeter are required.

The Standby Attitude Gyro will operate via the aircraft vacuum system and will continue to provide valid attitude information even if all aircraft electrical power is lost.

Where the optional MidContinent electric attitude indicator is installed as the standby instrument, the internal back-up battery will provide up to 60 minutes of power to the standby indicator.

## 2.4 Synthetic Vision Technology

The use of the synthetic vision display elements alone for aircraft control without reference to the G500 primary flight instruments or the aircraft standby instruments is prohibited.

The use of the synthetic vision display alone for navigation, or obstacle, terrain, or traffic avoidance is prohibited.

The terrain alerting function of SVT has not been shown to be compliant with a TAWS minimum performance standard and as such the alerts may not provide the same integrity of alert as would be generated from a TAWS system.

## 2.5 Pilot's Cockpit Reference Guide

The Garmin G500 Cockpit Reference Guide P/N 190-00601-03, Revision H or later appropriate revision must be immediately available to the flight crew.

## 2.6 Kinds of Operations

G500 equipment installed in an appropriately certified aircraft is approved for Day and Night / VFR and IFR operations when appropriately maintained.

Equipment	Number required	
	VFR	IFR
Primary flight display/Navigation display		1
GSN430W/530W or GNS480	-	1
Altitude/Heading unit (AHRS)	-	1
Air data computer (ADC)		1
Magnetometer (GMU)	-	1
Standby attitude indicator	-	1
Standby airspeed indicator	1a	1
Standby altimeter	1a	1
Magnetic compass	1	1

For VFR operations, the aircraft must have one source of altitude and airspeed information. This may be from either the PFD or the standby instrument. (i.e. all "1a" items from the table above.)

Note: Where National regulations or specific airspace regulation require other instruments to be installed in addition to the above, the National rules or airspace regulations must be observed.

## 2.7 Chartview

The Charts displayed on the MFD are for improved situational awareness only and must not be used for navigation. Operation of the Chartview function does not relieve the pilot of the obligation to carry the correct current paper charts for the required route.

**2.8 Moving Map**

The moving map on the MFD is advisory in nature and shall not be used for course guidance. The moving map on the MFD must be cross checked for correctness against the PFD HSI, published charts, or other approved sources of navigation information.

**2.9 Database Cards**

The SD/database card must not be removed or inserted during flight and/or while the GDU is powered on.

Databases identified as intended for helicopter use shall not be used. These databases are identified by the word "HELI" or "HELICOPTER" in their title.

**2.10 Magnetic Variation Operational Area**

IFR operations are prohibited in areas where the magnetic variation is greater than 99.9 degrees East or West.

**2.11 Navigation Angle**

The GDU 620 Navigation Angle, which defines whether the GDU 620 headings are referenced to True or Magnetic North can be set to either True or Magnetic on the AUX page. The Navigation Angle set in the GDU 620 shall be set by the pilot to match that which is set on all GPS/SBAS navigators interfaced to the unit.

**2.12 AHRS Normal Operating Mode**

The Attitude and Heading Reference System integrity monitoring function requires GPS and Air Data to be provided to the AHRS.

Note: Attitude will remain valid if either GPS or Air Data is lost.

Flight in IMC is not authorized unless the AHRS is receiving valid GPS and valid Air Data. The G500/G600 monitors these integrity systems automatically and will alert the pilot when the AHRS is not receiving GPS or Air Data.

Note: In dual GPS installation, only one GPS needs to be available to the ADAHRS or AHRS for IFR flight.

## 2.13 Airspeed Limitation and Indicator Markings

The original type design approved airspeed limitations remain in effect. The airspeed limitations stated in the AFM/POH, standby airspeed indicator and/or airspeed limitation placards must be observed.

The G500/G600 airspeed tape display red/white striping to indicate the maximum allowable airspeed ( $V_{NE}/V_{MO}/M_{MO}$ ). This maximum allowable airspeed display is configured to indicate the appropriate maximum allowable airspeed for the airplane, including variations for altitude or Mach number.

The G500/G600 airspeed tape displays a red low-speed awareness band at the lower range of the airspeed tape. This low-speed awareness band is configured to a fixed value. It does not indicate an actual or calculated stall speed and does not adjust with variations in aircraft weight or other factors.

All other G600 airspeed tape indications are configured to indicate the original type design limitations. The G500/G600 airspeed tape does not adjust these additional markings (including  $V_{NO}$ , landing gear, or flap speed limitation) for variations with aircraft weight, altitude, or other factors.

## 3 Emergency Procedures

### 3.1 Emergency Procedures

#### 3.1.1 PFD 1 Failure

PFD 1 failure is indicated by the loss of displayed information on the PFD, including blank, frozen, or unresponsive display.

1. Use standby flight instruments for attitude, airspeed, altitude, and heading reference.
2. Refer directly to navigation source for navigation information (such as GPS).
3. Seek VFR conditions or land as soon as practical.

#### 3.1.2 AHRS Failure

Attitude and Heading Reference System (AHRS) failure is indicated by removal of the sky/ground presentation, a red X, and a yellow "ATTITUDE FAIL" on the PFD. Rate-of-turn information (heading trend vector) will not be available.

A heading failure will also occur as described in Section 3.2.1.



1. Maintain airspeed below 200 KTAS, roll within 10 degrees of level, and pitch within 5 degrees of level.
2. Use Standby Attitude Indicator.
3. Seek VFR conditions or land as soon as practical.

### 3.1.3 Air Data Computer (ADC) Failure

Air Data Computer failure is indicated by a red X and yellow text over the airspeed, altimeter, vertical speed, TAS and OAT displays. Some derived functions, such as true airspeed and wind calculations will also be lost. If valid

GPS data is available, the PFD will automatically revert to display GPS calculated altitude relative to mean sea level. This GPS altitude is displayed above the altitude tape.

1. Use Standby Airspeed Indicator and Altimeter
2. Seek VFR conditions or land as soon as practical

---

#### NOTE

ALT NO COMP and IAS NO COMP alerts will be present

### 3.1.4 Loss of Electrical Power

In the event of a total loss of electrical power, the G500/G600 system will cease to operate and the pilot must utilize the standby instruments to fly the aircraft.

### 3.2 Abnormal Procedures

These procedures supersede those presented as markings or placards, or documented in the aircraft's EASA approved Airplane Flight Manual as a result of the installation of the G500 PFD/MFD system. All other emergency procedures remain in effect.

#### 3.2.1 Heading Failure

Heading failure is indicated by replacement of the digital heading display with amber "HDG" text and a red X.



If valid GPS ground track is available, it will automatically be displayed in place of heading. The HSI heading bug and course pointer will continue to function normally, using GPS ground track as a reference instead of magnetic heading.



If GPS track is not available:

1. Use standby compass for heading reference.
2. Verify selected course using "CRS" button and PFD knob.

#### CAUTION

No directional references will be displayed on HSI. The heading bug will be removed, and the course pointer will remain fixed at the top of the HSI regardless of aircraft heading. Course deviation indications will behave similar to a traditional CDI. VOR deviations will be relative the selected course with a TO/FROM indication. Localizer deviations will not be affected by the selected course, and reverse sensing will occur when tracking inbound on a localizer back course.

#### 3.2.2 GPS Data Failure

GPS data failure may be indicated by any or all of following:

- Loss of GPS course deviation information on HSI
- Amber "LOI" text on the HSI

- Amber "NO GPS POSITION" text on the MFD moving map
- Loss of waypoint bearing or distance information

1. Select alternate GPS source, if available, by pressing "1-2" softkey on PFD.

If alternate GPS source is not available:

2. Select alternate navigation source using "CDI," "1-2," or "BRG" softkeys on PFD, or refer directly to external navigation data.

### **3.2.3 Navigation Data Failure (VOR/LOC/GS/ADF)**

Navigation data failure may be indicated by any or all of following:

- Loss of course deviation information on HSI
- Loss of glideslope/glidepath information on PFD
- Loss of bearing pointer on HSI

1. Select alternate navigation source using "CDI," "1-2," or "BRG" softkeys on PFD, or refer directly to external navigation data.

### **3.2.4 Synthetic Vision (SVT) Failure**

Several data sources are required to display SVT on the PFD (GPS, terrain database, attitude information, etc.). If any of these required data sources become unreliable or unavailable, SVT will automatically be removed, and the PFD will revert to the standard display of blue sky over brown ground. If there is a discrepancy between the SVT display and the actual terrain around the aircraft, SVT should be turned off manually.

To turn off SVT:

1. Press the "PFD" softkey on the PFD.
2. Press the "SYN VIS" softkey to turn off SVT.

### **3.2.5 Loss of Primary Flight Instrument Data**

If primary flight information (Attitude, Heading, Altitude or Airspeed) on the PFD is not available or appears invalid, utilize the standby instruments installed around and adjacent to the G500 as required.

### 3.2.6 Electrical Load Shedding

Refer to the emergency procedures section of the aircraft flight manual for load-shedding procedures in the event of a generator failure. All non-essential equipment should be turned off to preserve battery power for essential equipment.

In the event of a total loss of electrical power, the G500 system will cease to operate and the pilot must utilize the standby instruments to fly the aircraft. For installations utilizing the battery powered electric attitude gyro, the amber standby power light will start flashing. Within one minute, press the "STBY PWR" button to ensure the standby gyro continues to operate via its emergency battery. If the red warning flag is in view, the gyro is inoperative and must not be used.

**Note:** The electric attitude gyro battery capacity may vary considerably depending on temperature, charge status, and battery life condition. Low temperatures below 32°F / 0°C will temporarily degrade battery capacity. Internal chemistry will slowly degrade battery capacity over several years of operation even when correctly maintained.

A poorly maintained battery will suffer accelerated degradation. Extended storage in a discharged state and over-charging will permanently damage the battery.

### 3.3 Warnings, Cautions, and Advisories

The following tables show the colour and significance of the warning, caution, and advisory messages which may appear on the G500/G600 displays.

#### NOTE

The G500/G600 Cockpit Reference Guide and the G500/G600 Pilot's Guide contain detailed descriptions of the annunciator system and all warnings, cautions and advisories.

3.3.1 Warning annunciations - Red		
Annunciation	Pilot Action	Cause
ATTITUDE FAIL	Use Standby Attitude.	Display system is not receiving attitude reference information from the ADAHRS or AHRS; accompanied by the removal of sky/ground presentation and a red X over the attitude area.
AIRSPEED FAIL	Use Standby Airspeed.	Display system is not receiving airspeed input from the ADAHRS or ADC; accompanied by a red X through the airspeed display.
ALTITUDE FAIL	Use Standby Altitude.	Display system is not receiving altitude input from the ADAHRS or ADC; accompanied by a red X through the altimeter display.

VERT SPD FAIL	Cross check instruments.	Display system is not receiving vertical speed input from the ADAHRS or ADC; accompanied by a red X through the vertical speed display.
HDG	Use Standby Magnetic Compass or GPS track information.	Display system is not receiving valid heading input from the ADAHRS or AHRS; accompanied by a red X through the digital heading display.
Red X	Reference the data source or alternate equipment.	A red X through any display field, indicates that display field is not receiving data or is corrupted.

### 3.3.2 Caution annunciations – Yellow

Annunciation	Pilot Action	Cause
CHECK ATTITUDE  Autopilot will automatically disconnect.  Note: Only appears with the installation of an optional GAD 43 adapter	Fly the aircraft manually and crosscheck GDU 620 attitude indication with standby attitude indicator and other sources of attitude information (airspeed, heading, altitude, etc.)	The GDU 620 attitude monitors have detected an ADAHRS or AHRS malfunction, or the inability to actively monitor the ADAHRS or AHRS output.
MISCOMP (flag displayed on PFD attitude, airspeed, or altitude indicators)	Cross-check the flagged information against other sources to identify erroneous information.	Difference detected between displayed attitude, airspeed, or altitude (dual installations only).
AHRS ALIGN – Keep Wings Level	Limit aircraft attitude to $\pm 10^\circ$ bank and $\pm 5^\circ$ pitch as AHRS  Aligns - OK to taxi.	Attitude and Heading Reference System is aligning. ADAHRS or AHRS may not align with excessive pitch/bank angles.
AHRS ALIGN – Remain Stationary  Note: Only appears with GSU 75 ADAHRS	Remain stationary and allow AHRS to finish initialization and allow navigators to acquire sufficient GPS position.	Attitude and Heading Reference System is aligning on the ground. Additionally, the interfaced navigator does not have sufficient GPS position.

NO GPS POSITION	If the system is configured with dual GPS, press the 1-2 button.	GPS data on the selected system is no longer valid. The Moving Map and associated data are not updating.
TRAFFIC	Visually acquire the traffic to see and avoid.	The interfaced traffic system has determined that nearby traffic may be a threat to the aircraft.
No Traffic Data	Use vigilance, as the traffic sensor is not able to detect traffic.	The configured traffic system is not able to detect traffic and / or provide the pilot with any traffic awareness.
NO DATA	Displayed on dedicated display pages. Indicated that data from the interfaced sensor is not available.	Loss of connection or failure of interfaced sensor.

**3.3.3 Advisories – White**

Annunciation	Pilot Action
Various Alert Messages may appear under the MFD – ALERTS soft key.	View and understand all advisory messages. Typically, they indicate communication issues within the G500/G600 System. Refer to the G500/G600 Cockpit Reference for appropriate pilot or service action.

## 4 Normal Procedures

Refer to the *Garmin G500/G600 PFD/MFD System Cockpit Reference Guide* P/N 190-00601-03 or *Garmin G500/G600 Pilot's Guide* P/N 190-00601-02 for normal operating procedures. This includes all Primary Flight Display and Multi-Function Display information.

Although intuitive and user friendly, the G500/G600 System requires a reasonable degree of familiarity to avoid becoming too engrossed at the expense of basic instrument flying in IMC and basic see-and-avoid procedures in VMC. Pilot workload will be higher for pilots with limited familiarity in using the unit in an IFR environment, particularly without the autopilot engaged. Garmin provides training material with the Cockpit Reference Guide and the detailed Pilot's Guide. Pilots should take full advantage of these training tools to enhance system familiarization.

### 4.1 PFD Knob & PFD Soft Keys

The basic PFD controls are on the side and bottom of the PFD, next to and beneath the PFD display. The rotary knob performs the function annunciated on the display just to the upper left of the HSI: HDG, CRS, ALT, V/S, or BARO. If no function is annunciated then the knob is providing a HDG function. Assigning the function of the knob is done by pressing/releasing one of the dedicated function buttons to the left of the display. The knob defaults back to HDG if it is not rotated for a period of 10 seconds. The *Garmin G500/G600 PFD/MFD System Cockpit Reference Guide* describes each function and its operation.

The soft keys at the bottom of the PFD display are used to configure the course data displayed in the HSI (CDI button, 1-2 button) and select the optional bearing pointers (BRG1 and BRG2 button) which may be overlaid in the HSI presentation on the PFD. The soft keys operate by press and release. Note: In dual G500/G600 installations, the CDI key located on the GNS units is not operational. Consult the *Garmin G500/G600 PFD/MFD System Cockpit Reference Guide* for a complete description.

The units and markings on the PFD are not user configurable. They match the units as specified in the aircraft's FAA approved Airplane Flight Manual and standby instruments. Display and control of the airspeed references (VR, VX, VY, and GLIDE) are made via the AUX page of the MFD; consult the *Garmin G500/G600 Cockpit Reference Guide* for description and operation of these references.

### 4.2 MFD Knobs & MFD Soft Keys

The MFD controls are on the side and bottom of the MFD, next to and beneath the MFD display. The rotary knobs scroll through various page groups and pages of the MFD and manipulate data and settings by pressing the knob to activate a cursor.

Soft keys at the bottom of the display allow for some quick functions to be performed on each page. The soft keys operate by press and release. More detailed configuration is typically available by pressing the MENU button, which is on the right side of the display.

Pressing and holding down the CLR key is a shortcut to get back to the main map page on the MFD. This can be used as a quick way back, or when the pilot has selected a submenu within the system. The functions available under the MFD are explained in the Garmin G500/G600 Cockpit Reference Guide.

#### **4.3 Altitude Synchronization**

The pilot must synchronize the PFD BARO setting and the Standby Altimeter Kollsman window with the local altimeter setting as appropriate. In dual installations if synchronization between the units is enabled, setting either PFD will adjust both PFDs, but the standby must still be set by the pilot. Reference the Garmin G500/G600 Cockpit Reference Guide for a complete description and the usage of synchronization in dual installations.

#### **4.4 Electric Standby Attitude Gyro (Mid Continent 4200 and 4300 Series)**

When an electric standby attitude gyro is installed, test the backup battery before take-off.

1. Apply power to electric standby attitude gyro and allow the gyro to reach operating speed (approximately 5 minutes).
2. Verify that the red gyro flag is not in view.
3. Press and hold the STBY PWR button until the amber annunciator begins to flash.
4. Verify that the green annunciator is displayed continuously and the red annunciator is not displayed for the duration of the test (approximately 1 minute).

#### **CAUTION**

The standby attitude gyro must be considered inoperative if the red annunciator is displayed during the test.

#### **4.5 Synthetic Vision Technology**

The SVT system may be turned on or off, as desired. To access the synthetic vision system softkey menu, press the PFD softkey on the GDU 620, followed by the SYN VIS softkey. Synthetic vision terrain, horizon headings, and airport signs can be toggled on and off from this menu. Press the BACK softkey to return to the root PFD menu.

## 5 Performance

No Change.

## 6 Weight and Balance

See Current Weight and Balance Data.

## 7 Airplane and System Descriptions

Garmin also provides a detailed G500/G600 Pilot's Guide P/N 190-00601-02. This reference material is not required to be on board the aircraft but does contain a more in-depth description of all the functions and capabilities of the G500/G600.

### 7.1 SYSTEM POWER SOURCES

The Garmin Display Unit (GDU), Attitude and Heading Reference System (AHRS), and Air Data Computer (ADC) are tied to the aircraft's main (essential) bus and energized when the aircraft master switch is turned on.

The major components of the G500 are circuit breaker protected with reset-able type breaker available to the pilot. These breakers are located on/adjacent to the main bus circuit breaker panel and labelled as follows:

1. PFD - For Garmin Display Unit (PFD/MFD), GDU 620
2. AHRS - Attitude and Heading Reference System, GRS 77 with GMU44 magnetometer.
3. ADC - Air Data Computer, GDC 74A

### 7.2 NAVIGATION SOURCES

The G500 requires at least one Garmin GPS/WAAS navigation unit to ensure the integrity of the Attitude and Heading Reference System. The G500 HSI can be selected to display course deviation information from up to four independent sources: two GPS, and two VHF NAV. In addition, the HSI can display two simultaneous bearing pointers sourced from GPS, VHF NAV, or ADF.

### 7.3 SYNTHETIC VISION TECHNOLOGY

SVT uses an internal terrain database and GPS location to present the pilot with a synthetic view of the terrain in front of the aircraft. The purpose of the SVT system is to assist the pilot in maintaining situational awareness with regard to the terrain and traffic surrounding the aircraft.

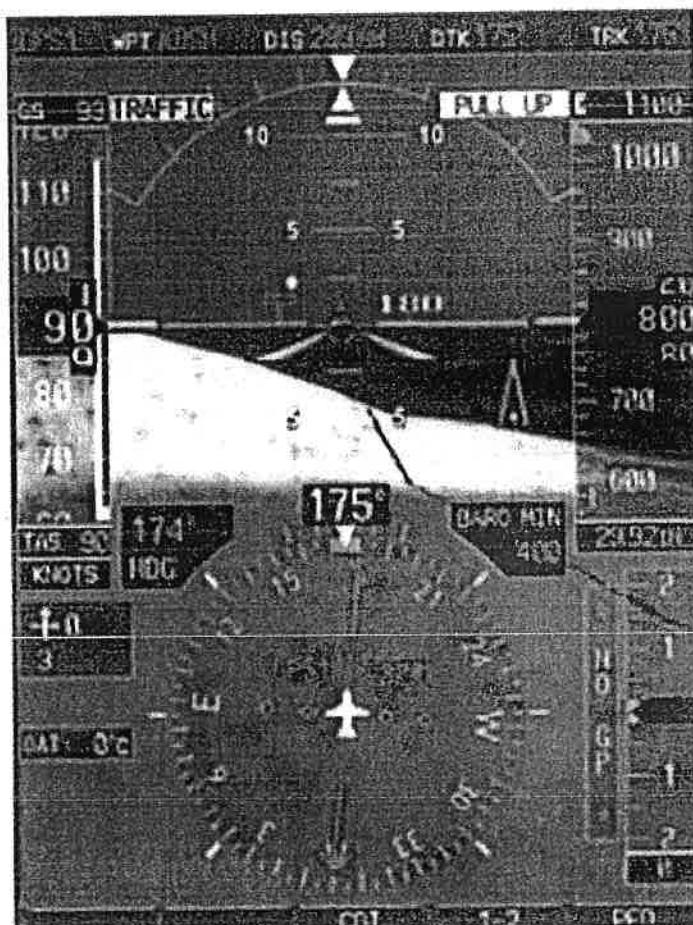
The SVT system may be turned on or off, as desired. To access the synthetic vision system soft-key menu, press the PFD soft-key on the GDU 620, followed by the SYN VIS soft-key. Synthetic vision terrain, horizon headings, and airport signs can be toggled on and off from this menu. Press the BACK soft-key to return to the root PFD menu.

SVT will provide a visual caution of potentially conflicting terrain by changing the colour of terrain on the PFD to YELLOW. Should the aircraft continue on-track towards the terrain, the display will then change to RED. The YELLOW and RED terrain indications will be accompanied by audio warnings over the cockpit speaker and crew headphones.

The synthetic vision display of terrain uses several data sources to correctly display terrain (GPS, terrain database, attitude information, etc.). If any of these data sources become unreliable or unavailable, the display of synthetic terrain will automatically revert to the non-SVT PFD display of blue over brown.

Additionally, if during the course of normal operations there is any discrepancy between actual terrain around the aircraft and terrain shown on the SVT display, the display of synthetic vision should be manually turned off using the procedure detailed above.

A typical SVT display is shown below:



SVT provides additional features on the G500 primary flight display (PFD) which display the following information:

- **Synthetic Terrain**; an artificial, database derived, three-dimensional view of the terrain ahead of the aircraft within a field of view of approximately 25 degrees left and 25 degrees right of the aircraft heading.
- **Obstacles**; obstacles such as towers, including buildings over 200 AGL that are within the depicted synthetic terrain field of view and within 1000 feet vertically of the aircraft.
- **Flight Path Marker (FPM)**; an indication of the current lateral and vertical path of the aircraft. The FPM is always displayed when synthetic terrain is selected for display.
- **Traffic**; a display on the PFD indicating the position of other aircraft detected by a traffic system interfaced to the G500/G600 system.
- **Horizon Line**; a white line indicating the true horizon is always displayed on the SVT display.
- **Horizon Heading**; a pilot selectable display of heading marks displayed just above the horizon line on the PFD.
- **Airport Signs**; pilot selectable "signposts" displayed on the synthetic terrain display indicating the position of nearby airports that are in the G500/G600 database.
- **Runway Highlight**; a highlighted presentation of the location and orientation of the runway(s) at the destination airport.

The synthetic terrain depiction displays an area approximating the view from the pilot's eye position when looking directly ahead out the windshield in front of the pilot. Terrain features outside this field of view are not shown on the display.

The synthetic terrain display is intended to aid the pilot awareness of the terrain and obstacles in front of the airplane. It may not provide either the accuracy or fidelity, or both, on which to solely base decisions and plan manoeuvres to avoid terrain or obstacles. The synthetic vision elements are not intended to be used for primary aircraft control in place of the primary flight instruments.

#### **7.4 TAWS ANNUNCIATIONS ON THE PFD (FROM AN EXTERNAL TAWS SYSTEM)**

The G500 can display TAWS (Terrain Awareness and Warning System) annunciations on the PFD if the G500 is interfaced to a GNS 530W Series navigator with integrated TAWS. The required TAWS annunciations appear in the upper right of the PFD. These annunciations include PULL UP (red), TERRAIN (yellow), TERR N/A (white), TERR INHB (white). These

annunciations are not relative to the terrain displayed on the MFD portion of the G500 system. Refer to section 4.2 above for actions to be taken in the event of receiving a TAWS-B alert.

External TAWS alerts on the PFD of the G500 System are only displayed from GNS system 1 and are displayed regardless of the system 1-2 setting, which drives all other PFD and MFD data used by the G500.

The optional G500 SVT systems will also provide TERRAIN and OBSTACLE alerts on the PFD in addition to aural alerts.

## 7.5 PFD KNOB & PFD SOFT KEYS

The basic PFD controls are on the left side of the unit, next to and beneath the PFD display. The rotary knob performs the function annunciated on the display just above the knob: HDG, CRS, ALT, V/S, or BARO. Assigning the function of the knob is done by pressing/releasing one of the dedicated function buttons to the left of the display. The knob defaults back to HDG if it is not rotated for a period of 10 seconds.

The soft keys at the bottom of the PFD display are used to configure the course data displayed in the HSI (CDI button, 1-2 button) and select the optional bearing pointers (BRG1 and BRG2 button) which are overlaid in the HSI presentation on the PFD. The soft keys operate by press and release.

The units and markings on the PFD are not user configurable. They match the units as specified in the aircraft's EASA approved Airplane Flight Manual and standby instruments. Display and control of the advisory airspeed references are made via the AUX page of the MFD.

## 7.6 MFD KNOBS & MFD SOFT KEYS

The MFD controls are on the right side of the unit, next to and beneath the MFD display.

The rotary knobs scroll through various page groups and pages of the MFD and manipulate data and settings by pressing the knob to activate a cursor. The soft keys operate by press and release. More detailed configuration is available by pressing the MENU button, which is on the right side of the display.

Pressing and holding down the CLR key provides a default route to the main map page on the MFD.

## 7.7 AUTOPILOT INTERFACE

### 7.7.1 Basic autopilot interface

If the autopilot is rate based, it uses a Turn Coordinator rate gyro which may be in the instrument panel or remotely mounted.

The G500 typically provides course and heading datum and navigation deviation signals to the autopilot based on the data selected for display on the HSI. For multiple GPS/NAV systems, the G500 acts as a selection hub for the autopilot's NAV mode, and the G500 may also provide GPS Steering data. Some autopilots may provide Flight Director capabilities which can be displayed on the G500 Attitude Indicator as a Single Cue Flight Director. The G500 is not capable of controlling autopilot mode selection or displaying the autopilot selected mode, except for GPS Steering mode when emulating Roll Steering via the autopilot heading mode.

Some autopilots may have navigation source selection integral to their system; this feature is overridden by the G500 navigation source selection described here.

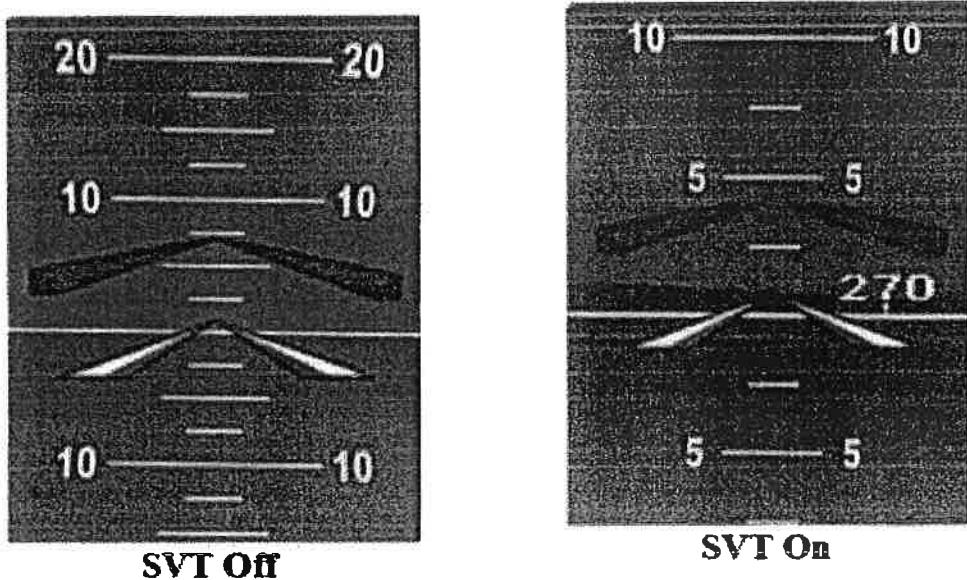
Changing the navigation sources displayed on the HSI (by pressing the CDI button or the 1-2 button) may result in some autopilots disconnecting or entering a wings level mode.

Refer to the autopilot operator's manual or Airplane Flight Manual Supplement for proper operation of the installed autopilot system.

### **7.7.2 Flight Director display (where installed).**

The G500 system limits the distance the flight director pitch commands may deviate from the aircraft attitude icon. In the event that the pitch command provided by the autopilot flight director is greater than the distance allowed by the G500, the command bars will be displayed at the maximum distance allowed by the G500. As the aircraft pitch changes to satisfy the command bars, the bars will continue to be displayed at the maximum distance from the aircraft attitude icon until the aircraft pitch deviation is within the command display limit. In both examples below, the flight director is commanding approximately 7 degrees pitch up. With SVT turned off, the 7 degree pitch up command is displayed with the command bar at 7 degrees pitch up. With SVT turned on, the G500 limits the command bar shown as 4.5 degrees pitch up, which is the maximum deviation that can be displayed.

The G500 system will hold the command bars at the same distance from the aircraft icon until the aircraft pitch attitude is within 4.5 degrees of the command.

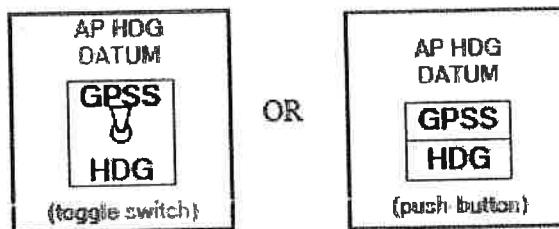


### **7.7.3 Altitude Pre-Selector integrated with the autopilot (S-Tec 55X only)**

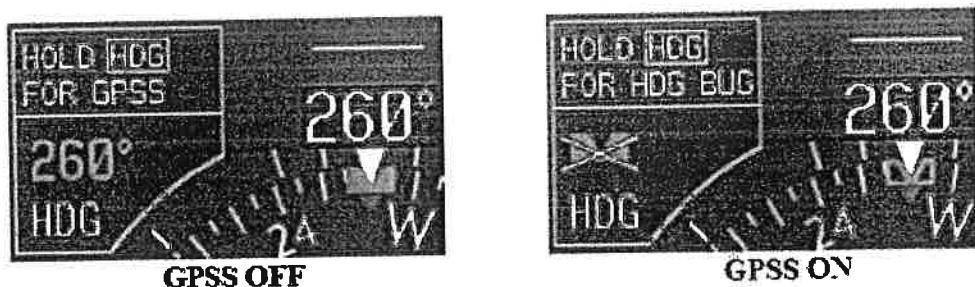
If an S-Tec 55X autopilot is installed, the Altitude Alerter in the G500 system may be used as an Altitude Pre-Selector for the autopilot. The G500 system does not control the rate or pitch of the climb; it only communicates the approaching altitude to the autopilot computer. The Altitude Bug Setting will flash when approaching within 1000 feet of the selected altitude, and an audio tone is played when approaching or deviating within 200 feet of the selected altitude.

**7.7.4 GPSS emulated via HDG mode**

For autopilots that do not support digital GPSS signals, GPSS functionality may be emulated by operating the autopilot in HDG mode and selecting GPSS on the PFD. Depending on the installation, GPSS mode may be toggled via an external switch located near the autopilot control panel, or by pressing and holding the HDG button on the PFD. If an external switch is installed, it will be either a toggle or push-button switch as depicted below.

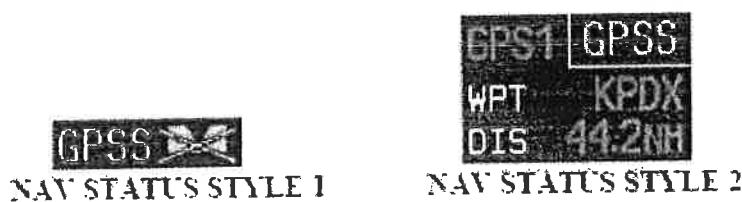


If the installation uses the HDG button on the PFD, the PFD Knob Mode Indicator is expanded to label the button function.



When the GPSS is selected on the PFD, the heading bug on the HSI changes to a hollow outline and a crossed-out heading bug appears in the PFD Knob Mode Indicator, indicating that the autopilot is not coupled to the heading bug. The bug is still controllable and may still be used by the pilot for reference.

When GPSS is selected on the PFD, GPSS is annunciated in the lower left portion of the PFD. The GPSS mode annunciation depends on the location of the NAV STATUS information as shown below:



When GPSS is selected on the PFD, GPSS turn commands are converted into a heading error signal to the autopilot. When the autopilot is operated in HDG mode, the autopilot will fly the turn commands from the GPS navigator selected on PFD 1.

If the GPSS data is invalid (for example, if there is no active GPS leg) or the selected HSI source on PFD 1 is not GPS, the annunciated GPSS text will be yellow and a zero-turn command will be sent to the autopilot.

## **7.8 AUDIO PANEL**

The G500 PFD/MFD system is interfaced into the aircraft audio panel to provide aural alerting for the altitude alerter and SVT-Terrain warning functions.

## **7.9 TRAFFIC SYSTEMS**

The G500 PFD/MFD system supports TAS/TCAS/ traffic from various active traffic awareness systems. The information from these systems is available and controllable on the MFD. Traffic can also be displayed on the PFD when SVT is activated. Traffic targets will be displayed in their relative position to the aircraft in 3D. Traffic symbols will also change size dependent upon relative distance to the target aircraft.

The display of traffic is an aid to visual acquisition and may not be utilized for aircraft manoeuvring. Refer to the TAS/TCAS AFMS and pilot's guide for specific system information.

## **7.10 COURSE POINTER AUTO SLEWING**

The G500 HSI will auto slew, i.e. automatically rotate the GPS course pointer to the desired course defined by each GPS leg. The system will also auto slew the VHF NAV course pointer when the CDI transitions to a LOC setting if an ILS, LOC, LOC BC, LDA, or SDF approach is activated in the GPS/WAAS navigator.

The VHF NAV (green) course pointer will only auto slew if the approach is active in the navigator, the LOC frequency is loaded in the active NAV frequency, and then the HSI source is changed to the corresponding VHF NAV for the approach. Back Course approaches will auto slew to the reciprocal course.

The system is not capable of automatically setting the inbound VHF NAV course pointer if the approach is not active in the GNS Navigation System or if the approach loaded is any type of VOR approach.

The pilot should always double check the inbound course pointer prior to initiating any transition on any VHF NAV approach. Auto slewing the VHF NAV course pointer to the correct selected course is a database dependent function.

## 7.11 TERRAIN DISPLAY

The G500 terrain and obstacle information appears on the MFD display as red and yellow tiles or towers, and is depicted for advisory only. Aircraft manoeuvres and navigation must not be predicated upon the use of the terrain display. No commands (PULL-UP etc) are provided from the SVT.

The terrain display is intended to serve as a situational awareness tool only. By itself, it does not provide either the accuracy or the fidelity on which to base decisions and plan manoeuvres to avoid terrain or obstacles.

## 7.12 DATABASE CARDS

The G500 utilizes several databases. Database titles display in yellow if expired or in question (Note: the G500/G600 receives the calendar date from the GPS, but only after acquiring a position fix). Database cycle information is displayed at power up on the MFD screen, but more detailed information is available on the AUX pages. Internal database validation prevents incorrect data from being displayed.

The upper Secure Digital (SD) data card slot is typically vacant as it is used for software maintenance and aviation database updates only. The lower data card slot should contain a data card with the system's aviation and terrain / obstacle information and optional data including Safe Taxi, FliteCharts and ChartView electronic charts.

The terrain databases are updated periodically, have no expiration date and provide worldwide coverage.

The obstacle database contains data for obstacles and wires that pose a potential hazard to aircraft. Obstacles 200 feet and higher are included in the obstacle database. Wires which have been identified as a hazard to fixed wing aircraft are included in the database. It is very important to note that not all obstacles or wires are necessarily charted and therefore may not be contained in the obstacle database. Coverage of the obstacle database includes the United States and Europe. Wire coverage is limited to the United States. This database is updated on a 56-day cycle.

The Garmin SafeTaxi database contains airport diagrams for selected airports. This database is updated on a 56-day cycle.

The Garmin FliteCharts or Jeppesen ChartView electronic charts database contains procedure charts for the coverage area purchased. An own-ship position icon will be displayed on these charts when the aircraft icon on the chart page is not X'd. This database is updated on a 28-day cycle. If not updated within 180 days of the expiration date, FliteCharts or ChartView will no longer function.

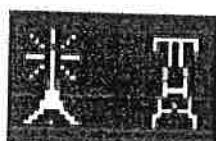
The airport directory database contains information on landing facilities, such as operating house, services available, and transportation/lodging resources.

Airport directory information may be available from multiple sources and coverage areas. This database is updated on a 56-day cycle.

## 7.13 Depiction of Obstacles and Wires

### NOTE

Only obstacles and wires within 2,000 ft. vertically of the aircraft will be drawn on the map and Terrain pages.



**Obstacle Overlay Icon (Left), Wire Overlay Icon (Right)**

### 7.13.1 Dedicated Terrain Page

The dedicated Terrain page will always depict point obstacles at zoom scales of 10 nautical miles or less and depict wire obstacles at zoom scales of 5 nautical miles or less. The obstacle or wire overlay icon will be shown near the bottom of the display when the obstacle or wire depiction is active based on the zoom scale.

### 7.13.2 Map Page

The Map page may be configured to depict point obstacles and wire obstacles at various zoom scales, or to not depict point obstacles or wire obstacles at all, by the pilot by using the Map page menu. The obstacle or wire overlay icon will be shown near the bottom of the display when the obstacle or wire overlay is active based on the current zoom scale and setting selected by the pilot.

The settings chosen by the pilot on the Map page menu (including obstacle and wire display ranges) are saved over a power cycle.

This supplement is to be inserted in the aircraft Flight Manual and the record sheet amended accordingly.