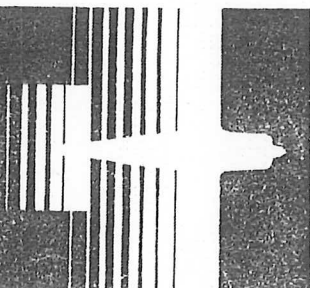


MANUEL de VOL

FLUGHANDBUCH
FLIGHT MANUAL

DR 400/160

avions pierre robin



. M A N U E L D E V O L .

Avion DR 400 - 160 - CHEVALIER


. Immatriculation : F - H R E J

. N° de série : 0845

. Certificat de type n°45 du 10 Mai 1972.

. Constructeur : Avions PIERRE ROBIN
AERODROME DE DAROIS
21121 FONTAINE LES DIJON
FRANCE
tel : (80) 35.61.01

MANUEL APPROUVE PAR LE
SECRETARIAT GENERAL A
L'AVIATION CIVILE

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

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

Page de garde	0.1 - 0.2
Table des matières	0.3 - 0.4
Liste des mises à jour	0.5 - 0.5 A

Chapitre I : Généralités :

Description et caractéristiques	1.1 - 1.8
Description des différents instruments	1.9 - 1.12
Planche de bord	1.13 à 1.13ter
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 - 2.2
Facteurs de charge	2.2
Masse maximale	2.2
Centrage	2.2 - 2.3
Vent limite plein travers	2.3
Plaquettes	2.3 - 2.4
Limitation moteur	2.4
Carburant - évolutions - interdictions	2.4 - 2.5
	2.5 bis

Chapitre III : Procédures 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

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 ascensionnelles	5.3
Croisière	5.4
Atterrissage	5.5

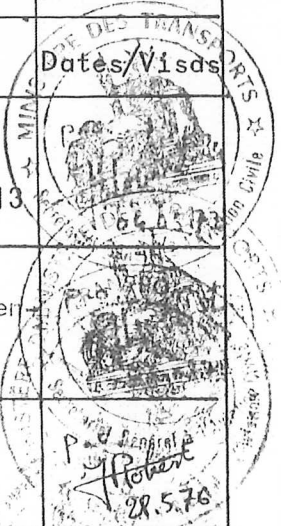





Chapitre VI : Entretien courant :

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

Chapitre VII : Additifs

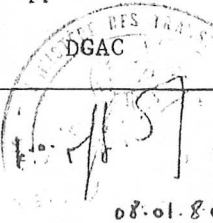
1. Installation d'un réservoir supplémentaire.	7.1
2. Utilisation du stabilisateur de roulis	7.2.-7.3
3. Nouveaux tableaux de bord	7.4 à 7.9
4. Hélice SENSENICH 74 DM6S5-2-64	7.9 à 7.13
5. VFR de nuit et de jour	7.14 à 7.21

- MISES A JOUR -



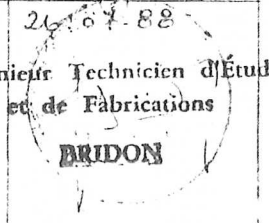
N°	Pages révisées	N° de l'édition	Nature des amendements	Approbation du S.G.A.C.
		1	Edition originale du 10-5-1972	Dates/Visas
1	1.13 1.13 bis	2	Déplacement des voyants suivant modif. majeure n°13	
2	0.4 7.1	3	Réservoir supplémentaire.	
3	7.2-7.3 0.4	4	Utilisation du stabilisateur de roulis (option)	
4	0.3 - 1.13 1.13bis - 1.13ter	5	Tableau de bord version n° 2	
5	0.4 - 0.5 7.4 à 7.8	6	Schéma électrique et nouveau tableau de bord.	
6	0.4 - 0.5 7.9 à 7.13	7	Hélice SENSENICH 74 DM 6S5-2-64	

16.07.79

MISES A JOUR

N°	Pages révisées	N° de l'édition	Nature des Amendements	Approbation
7	0.3 - 0.4 0.5A - 1.5 2.4 5.0	8	Limitation acoustique	 08.01.80
/				

MISES A JOUR

N°	Pages révisées	N° de l'édition	Nature des amendements	Approbation du
8	7.14 à 7.21 0.4	9	VFR de nuit et de jour en conditions non givrantes	
9	0.5 b 7.22 7.23	9	Grand tableau de bord - Modèle 88	
10	0.5 b 7.23 a 7.23 b	Juil. 88	REVISION tableau de bord - Modèle 88	<p>26.167-88</p> 

Chapitre I : Généralités

I) Descriptions et caractéristiques :

<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 dégonflés	: positive

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

Type du profil	: 43012 modifié
Allongement	: 5,35
Dièdre en bout d'aile	: 14° intrados
Corde de la partie rectangulaire	: 1,71 m
Surface	: 14,2 m ²

Ailerons :

Surface des 2 ailerons	: 1,15 m ²
Angles de débattement	: page 1,17

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

Les ailerons sont équilibrés statiquement.

Volets de courbure métalliques :

Surface des 2 volets : 0,669 m²
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° } 1° cran : 15° ± 05 (15 mm) décollage
- 3° } 2° cran : 60° ± 05 (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 m²

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

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

- 0 = plein piqué
- 10 = plein cabré

Débattements de l'empennage
horizontal : page 1.17

Surface de l'anti-tab = 0,26 m²
Débattements de l'anti-tab : page 1.17

Empennage vertical :

Surface de la gouverne de direction : 0,63 m²
La commande de la gouverne de direction est classique, par palonniers et par câbles.

Débattements de la gouverne de direction
page 1.17

Atterrisseurs :

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

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

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

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 × 150

Pression de gonflage des pneus : AV : 2 bars
AR : 2 bars
Amortisseur. (course) : AV : 160 mm
AR : 180 mm

Pression de gonflage des
amortisseurs : AV : 4,5 bars
AR : 5,5 bars

Huile : SHELL Fluid 4 ;
BP Hydraulic 1 Aéro

Freins :

L'ensemble de freinage du type hydraulique
comporte un circuit indépendant
sur chaque roue.

Le freinage est obtenu en fin de course des
palonniers (places AV).

Le frein à main agit sur les 2 roues princi-
pales.

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

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

- Manuel de vol -

Edition n° : 1

DR 400/160

du : 10-5-1972

Essence :

Essence "Aviation". indice octane mini : 91-96
ou 100-130

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

Réservoir d'essence Principal AR : 110 l.

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

Réservoir d'essence A.V. Droit : 40 l.
Réservoir d'essence A.V. Gauche : 40 l.

Le robinet de commande se trouve sur le
tunnel de tableau de bord et permet de choisir
l'un des 3 réservoirs et de fermer le circuit.

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).

Hélices :

MARQUE	Sensenich	Sensenich	Sensenich
TYPE	M74 DMS 2.66	74 DM655-2-66	74 DM 655-2-64
DIAMETRE	72" nota 1	72" nota 1	72" nota 1
PAS	66"	66"	64"
Régime mini Plein gaz Pas Fixe Niveau mer	2150 t/mn	2150 t/mn	2250 t/mn
	Nota 1 : Pas de réduction de diamètre acceptable par réparation		

- Manuel de vol -

DR 400/160

Edition n° : 1

du : 10-5-1972

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 A.V. et A.R. 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 différents équipements :

a) Standards :

Double manette de gaz centrale (cde pompe
reprise)
Contrôle de richesse (tirette jaune)
Réchauffage carburateur
Coupe-batterie
Bouton poussoir du démarreur

Clef de contact sur sélecteur de magnétos

Ventilation cabine

Tirette commande chauffage cabine

" " désembuage pare-brise

Robinet d'essence (4 positions)

Avertisseur sonore de décrochage "SAFEFLIGHT"

64

Poignée de frein à main

Volant de commande de tab

Jaugeur essence 4 réservoirs sur ensemble

Jeager

Température d'huile

Amperemètre

Compte-tours avec totaliseur d'heures fonc-
tionnement

Compas magnétique

Niveau transversal à bille

Indicateur de vitesse

Altimètre

Variomètre

Radiateur d'huile et valve thermostatique

- Témoin lumineux de - volets
- réserve essence AV et AR
 - pression d'huile
 - pression d'essence
 - alternateur

Interrupteurs-disjoncteurs thermiques :
(breakers)

- Indicateurs
- Pompe électrique
- Décrochage
- Démarreur
- Servitudes
- Alternateur
- **voyants**

b) Sur Option :

Indicateur de pression d'huile

Thermomètre pare-brise pour température exté-
rieure

Thermomètre à distance pour température exté-
rieure

Compas au-dessus du tableau de bord

Compas électrique à distance

Contrôle du mélange carburateur (mixture-moni-
tor)

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 vide)

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 antiparasite

Coordinateur de virage "BRITAIN"

Feu anti-collision rotatif

Radio V.H.F.

Radio compas

VOR

ILS

DME

Radio HF

- Manuel de vol -

DR 400/160

Edition n° : 1

du : 10-5-1972

- Marker Beacon -

Thermo carburateur

Thermo culasse

Phare droit et gauche + interrupteur et
fusible

Feux de navigation

TABEAU DE BORD VERSION Nr 1

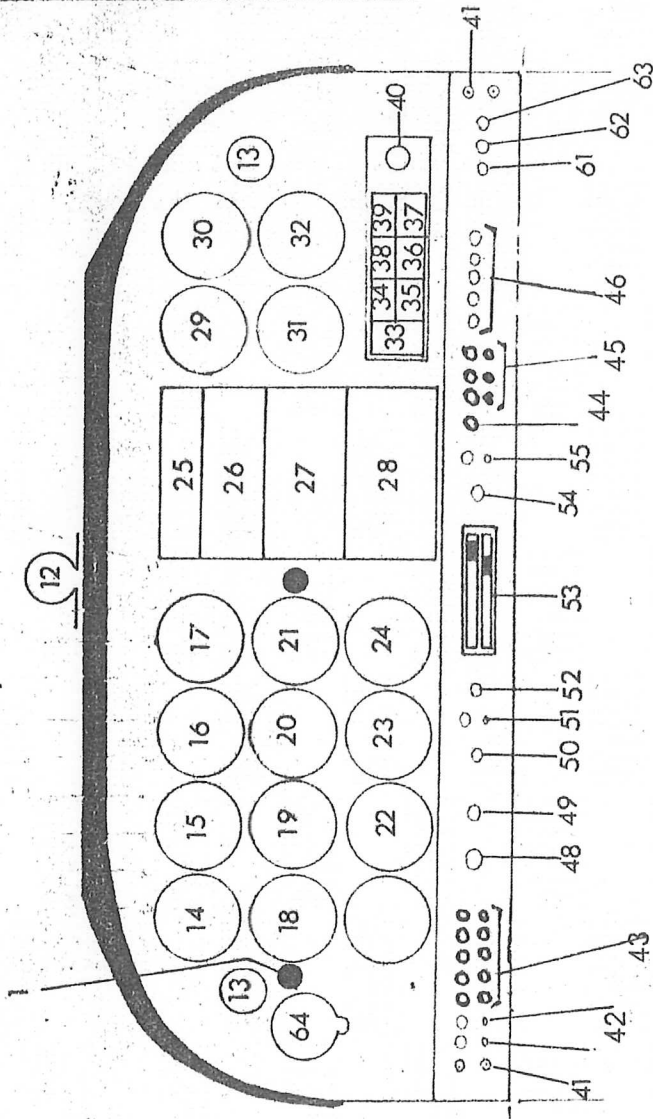
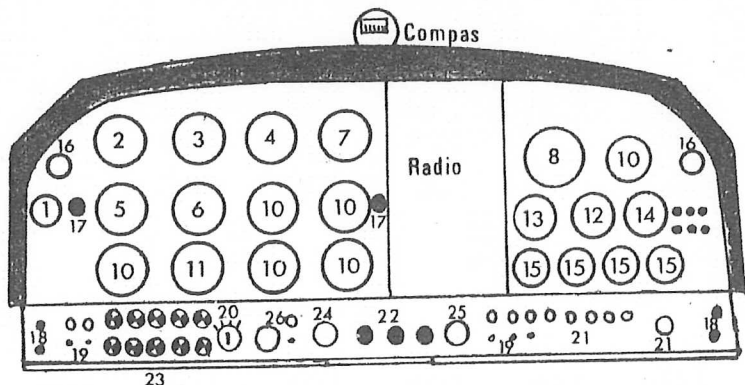


TABLEAU DE BORD VERSION N° 1

- | | |
|---------------------------------------|-----------------------|
| 1 Manette de gaz | 46 Fusibles |
| 12 Compas magnétique | 48 Sélecteur magnétos |
| 13 Aérateurs | 49 Démarreur |
| 14 Anémomètre | 50 Coupe-batterie |
| 15 Horizon artificiel | 51 Alternateur |
| 16 Altimètre 1 | 52 Mixture |
| 17 VOR + ILS | 53 Chauffage cabine |
| 18 Bille | 54 Réchauffage carbu. |
| 19 Directionnel | 55 Pompe électrique |
| 20 Variomètre | 61-62-63 Fusibles |
| 21 Récepteur VOR | 64 Chronomètre. |
| 22 Suction PSV | |
| 23 Altimètre 2 | |
| 24 Compteur d'heures | |
| 25 Sélecteur d'écoute | |
| 26 Radio-compas | |
| 27 VHF n°1 | |
| 28 VHF n°2 | |
| 29 Pression d'admission | |
| 30 T° culasses | |
| 31 Tachymètre | |
| 32 T° extérieure | |
| 33 Ampèremètre | |
| 34 T° huile | |
| 35 Pression d'huile | |
| 36 Jaugeur essence AVG | |
| 37 Jaugeur essence AVD | |
| 38 Jaugeur essence AR | |
| 39 Jaugeur essence sup. | |
| 40 Fusible 40 ampères | |
| 41 Jacks Radio | |
| 42 Interrupteurs fusibles | |
| 43 Voyants | |
| 44 Eclairage tableau de bord (option) | |
| 45 Interrupteurs fusibles | |

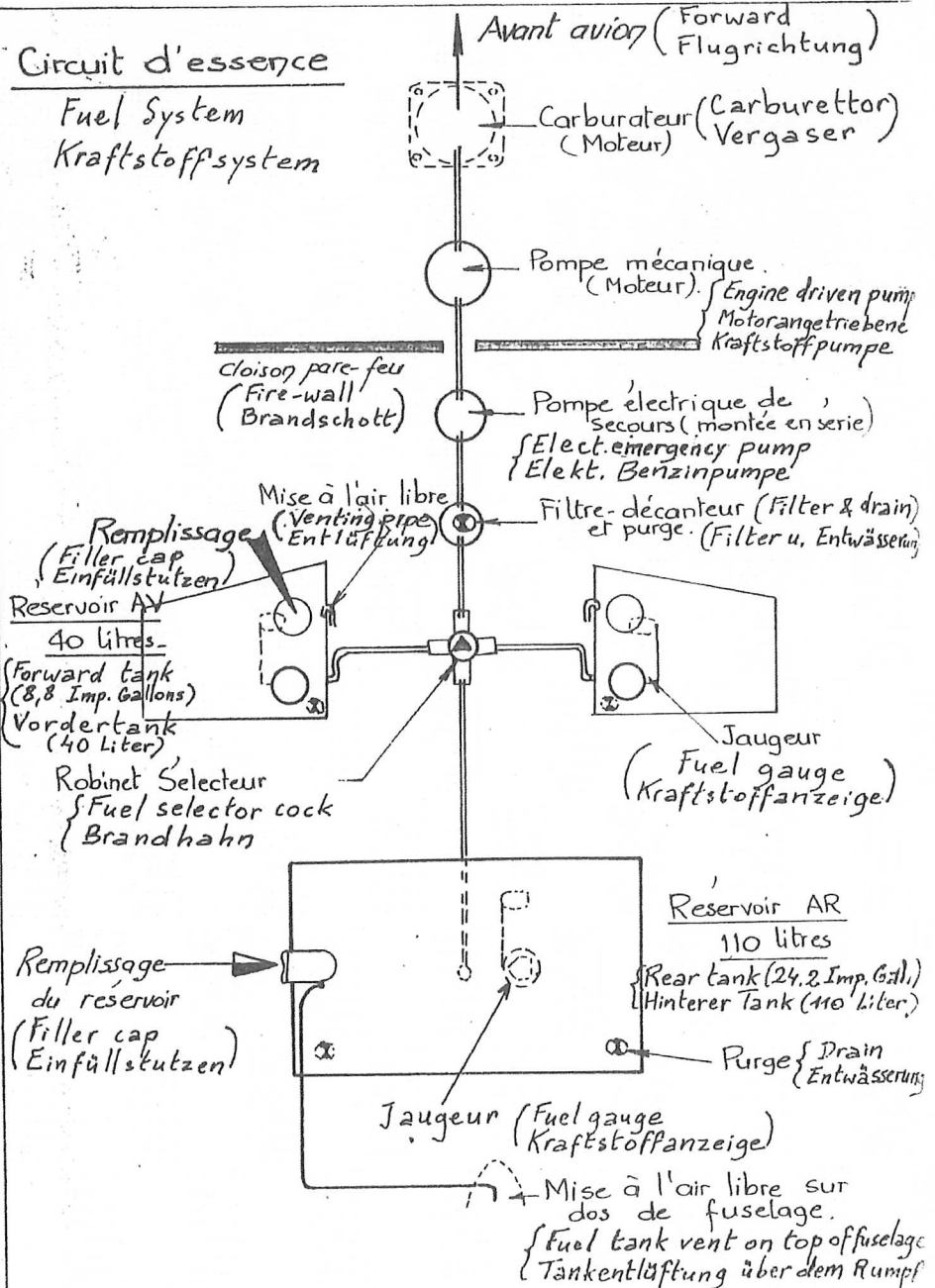
TABLEAU DE BORD VERSION N° 2

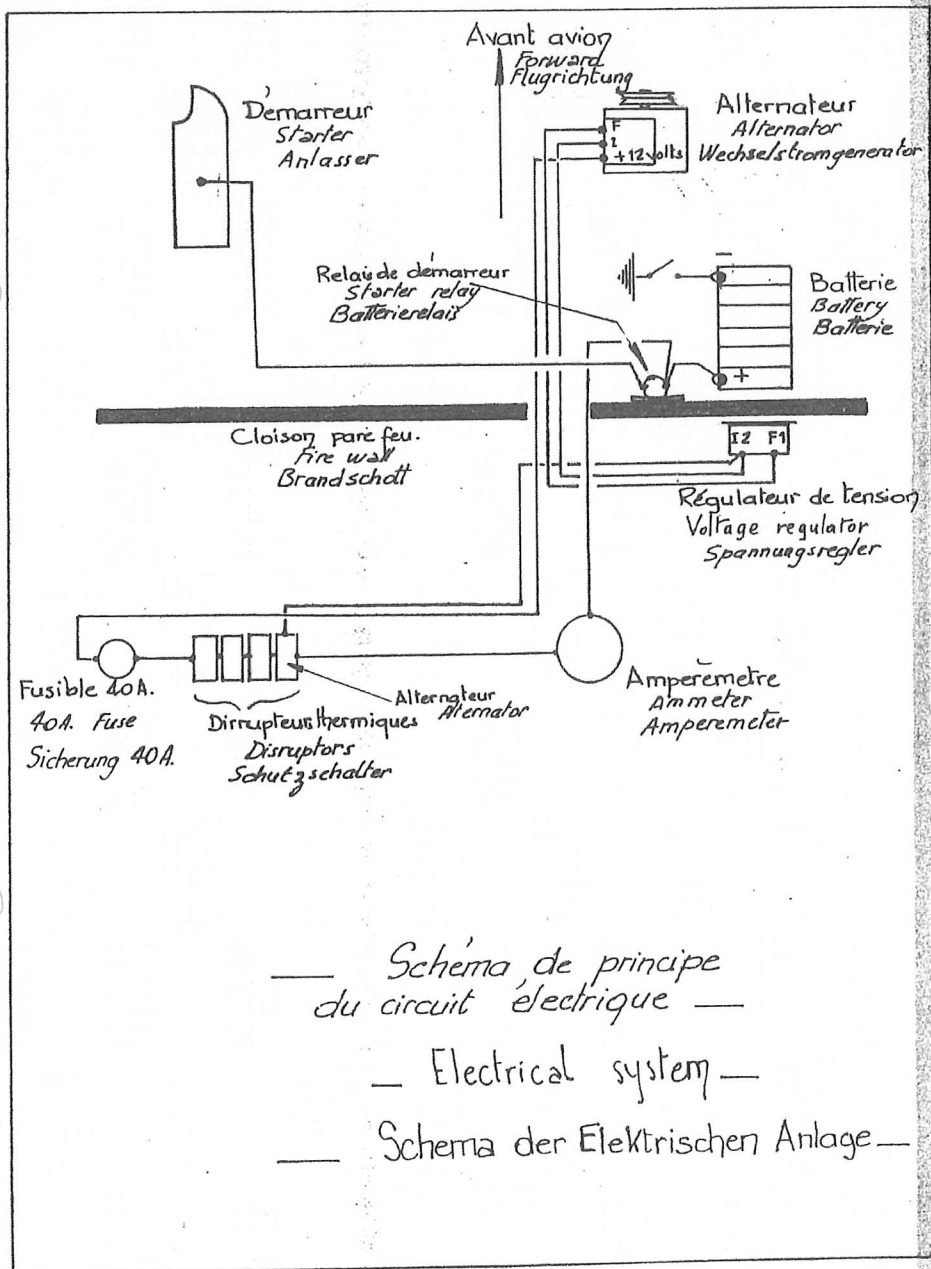


- | | |
|---------------------------------------|------------------------------------|
| 1- Chronomètre (option) | 16- Aérateur |
| 2- Anémomètre | 17- Manette des gaz |
| 3- Horizon | 18- Jacks radio (option) |
| 4- Altimètre | 19- Interrupteurs-disjoncteurs |
| 5- Indicateur de virage | 20- Selecteur magnétos |
| 6- Conservateur de cap (opt.) | 21- Disjoncteurs |
| 7- Variomètre | 22- Chauffage-désembuage |
| 8- Tachymètre | 23- Voyants |
| 10- Options | 24- C ^d e de mélange |
| 11- Manomètre de dépression (opt.) | 25- Réchauffage carburateur |
| 12- Température d'huile | 26- Inter. batterie et alternateur |
| 13- Pression d'huile | |
| 14- Ampèremètre ou voltmètre | |
| 15- Indicateurs de quantité d'essence | |

Circuit d'essence

Fuel System
 Kraftstoffsystem

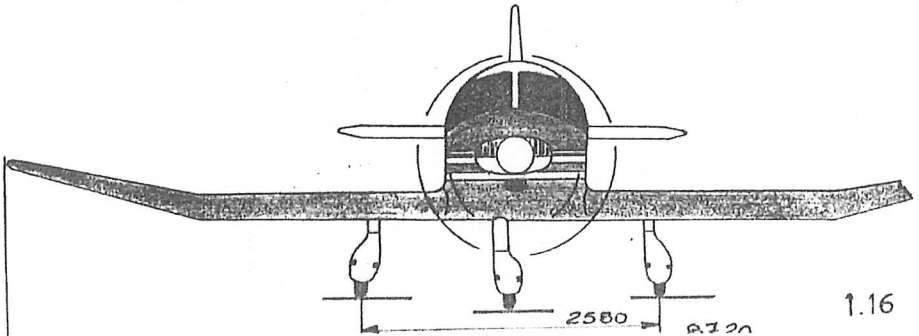
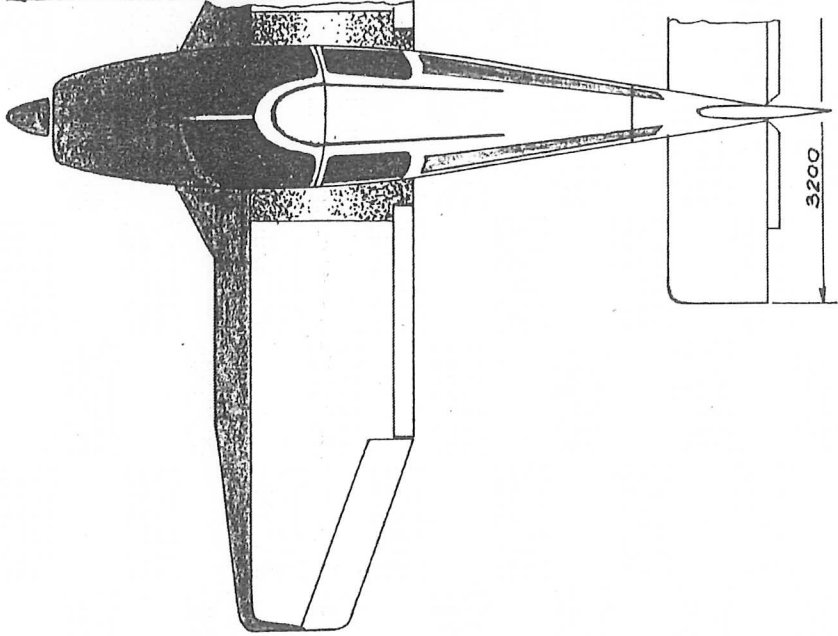
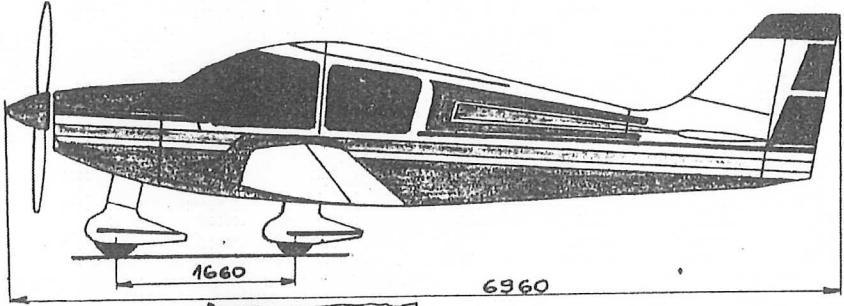




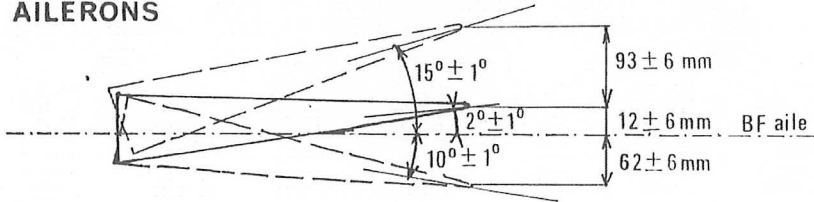
— Schéma de principe
du circuit électrique —

— Electrical system —

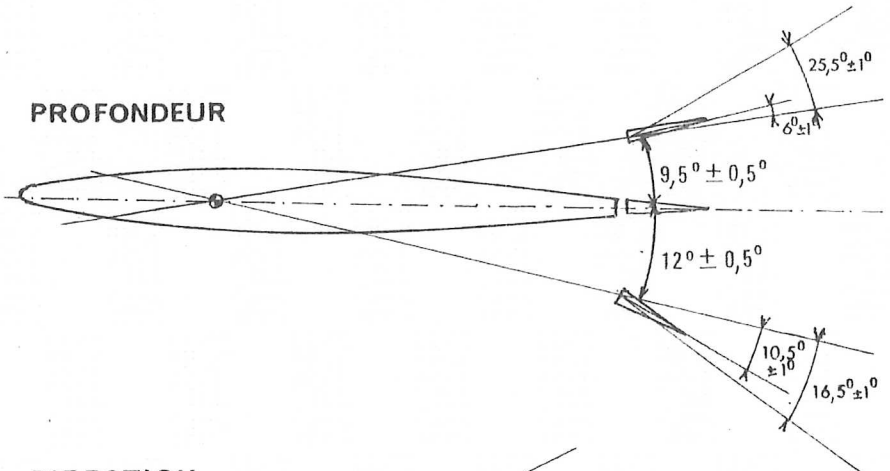
— Schema der Elektrischen Anlage —



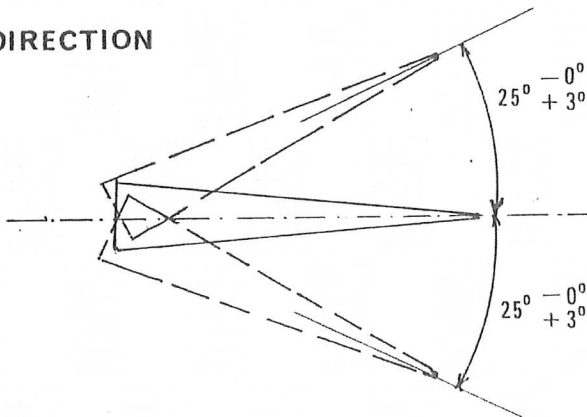
AILERONS



PROFONDEUR



DIRECTION



Attaque freins :
 - tambours : $16^\circ - 0^\circ + 2^\circ$
 - disques : $20^\circ - 0^\circ + 3^\circ$

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

Chapitre II : Limites d'emploi

a) Bases de certification :

L'avion DR 400-160-Chevalier a été certifié le 10-5-1972 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 23 et amendement 7.
- Conditions particulières relatives au largage verrière.

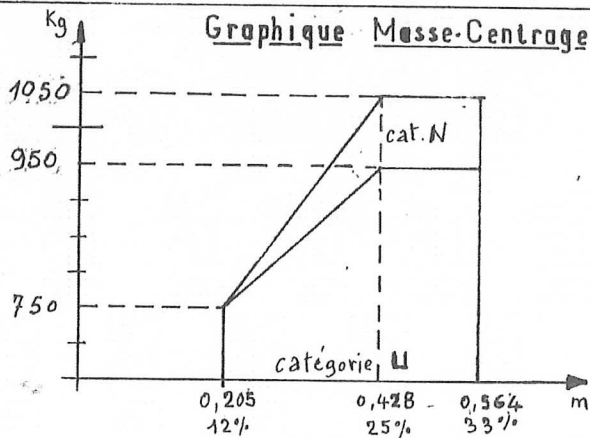
b) Vitesses Limites (Equivalent de Vitesse EAS) à la masse maximale :

Vne :	(Vitesse à ne pas dépasser)	: 308 Km/h
Vno :	(Vitesse maxi d'utilisation normale)	: 260 "
Vc :	(Vitesse de calcul en croisière)	: 260 "
Va :	(Vitesse de manoeuvre)	: 215 "
Vfe :	(Vitesse Limite, volets sortis)	: 170 "

Repères sur l'anémomètre :

- trait radial rouge : 308 Km/h
- Arc jaune de 260 à 308 Km/h
zône de précaution "air calme"
- Arc vert de 103 à 260 Km/h
zône d'utilisation normale
- Arc blanc de 93 à 170 Km/h
zône d'utilisation des volets

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



f) Vent Limite plein travers : 22 Kts.

g) Plaquettes obligatoires :

1)

SOUTE à BAGES Maxi : 40 Kg Voir Centrogramme
--

2)

NE PAS FUMER

3)

Conditions de vol VFR DE JOUR En zone non givrante
--

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 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 maximum à laquelle on peut braquer les gouvernes à fond. (Profondeur. Direction. Ailerons)

h) Limitations moteur :

Régime maximum continu : 2700 t/mn (trait radial
Température maxi culasses : 260°C rouge)

Huile : Température maximum : 118°C (trait rouge)

Pression normale : 4,5 à 6,3 bars (arc
Mini ralenti : 1,75 bars vert)

Essence : Pression minimum : 0,035 bar

Puissance maximale utilisation normale : 2700 t/mn

i) Repères sur le tachymètre :

Arc vert 2300 à 2700 t/mn

Trait rouge à 2700 t/mn

j) Carburant :

Essence "AVIATION" indice d'octane
mini : 91/96 ou
100/130

Réservoirs	Capacité totale
Principal	110 l
AV Gauche	40 l
AV Droit	40 l

- k) Lubrifiant :
- | | | | |
|-----------------------|---|------------|--------------|
| Capacité du réservoir | : | 7,5 litres | { 8 quarts } |
| Jauge minimum | : | 3,8 litres | { 4 quarts } |
| Jauge maximum | : | 7,5 litres | { 8 quarts } |

-
- 1) Evolutions :
- Décrochage (Voir page 5.1)
-

Interdiction :

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

Vrilles interdites

Limites d'emploi dans la catégorie "U"

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

Virages serrés
Huit lent
Virage en montée dynamique
Décrochages de mises en garde

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

Les sièges A.R doivent être inoccupés.
Les vitesses d'entrée et de sortie doivent se situer dans le domaine d'utilisation normale.

Chapitre III : Procédures 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'atterrissage

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 fondue. 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'atterrissage pour éviter tout risque d'incendie.

Nota : En cas de déformation du capot moteur consécutive à un incident au cours de l'atterrissage et empêchant l'ouverture normale de la verrière vers l'avant, utiliser le système de largage : soulever les deux 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 : Procédures 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).

Détermination du centrage pour un poids donné

1° Méthode :

Utiliser le centrogramme fourni par le constructeur.

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

2° Méthode :

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

Passagers AV	:	0,41 m
Banquette AR	:	+ 1,19
Essence AR	:	+ 1,12
Essence AV	:	+ 0,10
Bagages	:	+ 1,9

Exemple de calcul de chargement :

Masse de l'avion à vide : 570 Kg

Centrage de l'avion à vide : 0,239 m (14 %)

- Moment à vide	:	570 × 0,239	=	136,23
- Passagers Avant	:	154 × 0,410	=	63,14
- Passagers A.R	:	154 × 1,19	=	183,26
- Essence A.R	:	80 × 1,12	=	89,60
- Essence A.V	:	58 × 0,1	=	5,80
- Bagages	:	30 × 1,9	=	57,0
		<u>1046</u> Kg		<u>535,03</u>

Centrage en charge :

$$\frac{535,03}{1046} = 0,511 \text{ m}$$

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

2) Visite pré-vol :

1) Pousser l'interrupteur général (coupe-batterie), sur marche

- Vérifier l'indication des jaugeurs 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 les bouchons de fermeture des réservoirs d'essence
 - Vérifier la mise à l'air libre des réservoirs
 - 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 manoeuvre s'il y a lieu
-
- 6) Vérifier l'état des atterrisseurs
principaux.
Pression de gonflage des pneus
AR : 2 bars
AV : 2 bars
- 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 trou 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 de carène de roues
-
- 7) - Vérifier la propreté verrière
-
- 8) - Vérifier le niveau d'huile (Ne pas voler
avec moins de 3,8 litres)
- 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
propreté

- Vérifier la fixation des échappements
- Purger le filtre-décanteur
- 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 pré-vol 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 sur la poignée à 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 gauche (Position "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 déverouillée.
- Déserrer 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.

DR 400/160

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

Nota : Le refroidissement étant calculé pour le 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 décollage :

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

7) Décollage :

- Réchauffage carburateur et commande richesse poussés.
- Mettre plein gaz doucement.
- Contrôle 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 : 100 Km/h
- Palier de sécurité
- Début de la montée vers : 125 Km/h

Décollage 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) Montée :

- Passage des obstacles

Vitesse de meilleur angle de montée :

1er cran de volets 130 Km/h

- Montée normale :

- Rentrer les volets
- Toujours plein gaz, accélérer à la vitesse optimum de montée 160 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) Croisières :

- 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 inconvénient sur le plan mécanique à utiliser un régime de croisière dit "rapide" à savoir voisin mais inférieur à 2700 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.
 - Diminuer la vitesse - régler le tab
 - Pousser la commande de richesse (plein riche)
 - Pompe électrique de secours en marche
 - En dessous de 170 Km/h sortir les volets au moment opportun
- Réajuster le tab

Nota : Durant une descente prolongée, augmenter de temps en temps le régime afin de maintenir le moteur chaud.

11) Atterrissage :

- Vitesse de présentation
VI = 1,3 fois la vitesse de décrochage
VI = 120 Km/h à 1045 Kg
- Réchauffage carburateur tiré à fond et bloqué
- Richesse poussée (Plein riche).

- Surveiller la vitesse surtout par vent fort
- Arrondir progressivement

Atterrissage manqué :

- La remise des gaz est possible en toute configuration
- Pousser le réchauffage carburateur
- Rentrer les volets dès que possible à la position décollage (1er 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) Après l'atterrissage :

- 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) Déplacement 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) Précautions à l'entrepôt :

- Sans housse, le soleil fera apparaître des marbres dans le plexiglass de la verrière.
- Si l'avion est inutilisé un certain temps veillez à sa propreté.

"Un petit effort sera toujours récompensé"

- 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.

LIMITATION ACOUSTIQUE *

Conformément à l'arrêté du 3 avril 1980, le niveau maximal de bruit admissible pour l'avion DR 400/160 correspondant à la masse totale maximale de certification de 1050 kg est de 74,0 dB (A).

Le niveau de bruit déterminé dans les conditions fixées par l'arrêté précité à la puissance maximale continue est de 73,3 dB (A).

L'avion DR 400/160 a reçu conformément à l'arrêté du 30 juillet 1975 le certificat de type limitation de nuisance n° N 45 à la date du 12 décembre 1979.

** En vigueur pour les avions dont le premier vol a été effectué après le 1er janvier 1980.*

Vent de travers limite démontré

40 Km/h - 25 M.P.H. - 22 Knots

Vitesse de décrochage : V_i en Km/h (au poids total)

Inclinaison de l'avion	0°	30°	60°
Volets rentrés	103	111	146
Volets 1er cran - décollage	97	104	137
Volets 2e cran - atterrissage	93	100	132

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 Sensenich 74 - 2 x 66

Altitude Feet	Température O°	Masse 1050Kg		Masse 850 Kg	
		Piste Béton	Piste Herbe	Piste Béton	Piste Herbe
0	Std -20	560 (280)	660 (380)	360 (175)	405 (220)
	Std = 15	620 (310)	745 (435)	395 (195)	450 (250)
	Std +20	690 (350)	830 (490)	435 (215)	500 (280)
4000	Std -20	750 (375)	925 (550)	470 (230)	550 (310)
	Std = 7	840 (420)	1055 (635)	525 (260)	615 (350)
	Std +20	940 (475)	1195 (730)	580 (290)	690 (400)
8000	Std -20	1030 (510)	1355 (835)	635 (315)	765 (445)
	Std = -1	1165 (580)	1565 (980)	710 (355)	870 (515)
	Std +20	1310 (650)	1805 (1145)	790 (400)	980 (590)

Dans chaque case : - Distance totale en m depuis l'arrêt
 pour passer 15 m à V = 1,3 Vs1
 - (Longueur de roulement pour atteindre 1,1 Vs1)

Influence du vent de face : pour 10 Kt multiplier par 0,8
 pour 20 Kt multiplier par 0,66
 pour 30 Kt multiplier par 0,55

Performances de montée

en atmosphère standard,
Volet à 0°,
pleine admission, mixture optimale
hélice Sensenich 74 - 2 x 66

A la masse de 1050 Kg

Vitesse ascensionnelle au sol 3,8 m/s
Réduction de 0,22 par 1000 ft
Plafond pratique 14500 ft
Vitesse optimum 165 au sol, 145 au plafond

A la masse de 850 Kg

Vitesse ascensionnelle au sol 5,3 m/s
Réduction de 0,25 m/s par 1000 ft
Plafond pratique 20 000 ft

Influence de la température

Chaque 10° au-dessus du standard abaisser le
plafond de 1000 ft et diminuer la vitesse
ascensionnelle de 0,22 m/s.

Performances en palier

à la masse maximale 1050 Kg,
en atmosphère standard,
au réglage mixture optimale,
sans réserve de carburant,
par vent nul,
hélice Sensenich 74 - 2 x 66

Puissance Consommation Durée	Altitude feet	V vraie Km/h	Régime moteur	Distance Km
Pleine Admission	0	266		
	4000	261		
	8000	255		
	12000	248		
75 % 35 l/H 5H 25	0	237	2500	1280
	4000	246	2600	1330
	8000	255	2700	1380
60 % 28 l/H 6 H 47	0	216	2300	1460
	4000	223	2390	1510
	8000	230	2480	1560
	12000	236	2570	1600

Performances en plané

Moteur coupé l'avion plane 9,8 fois sa hauteur
à Vi 145

L'altitude et la température n'ont pas d'in-
fluence sensible

Performances d'atterrissage

Par vent nul, volet au 2e cran

Altitude feet	Température 0°	Masse 1045 Kg		Masse 845 Kg	
		Freinage modéré sur herbe	Sans frein sur herbe	Freinage modéré	Sans frein sur herbe
0	Std -20	510 (230)	630 (350)	435 (190)	530 (285)
	Std = 15	545 (250)	670 (375)	460 (205)	560 (305)
	Std +20	575 (270)	705 (400)	485 (215)	595 (325)
4000	Std -20	565 (260)	695 (390)	475 (210)	580 (315)
	Std = 7	600 (280)	740 (420)	505 (230)	615 (340)
	Std +20	635 (300)	785 (450)	535 (245)	655 (365)
8000	Std -20	620 (295)	770 (445)	520 (240)	640 (360)
	Std = -1	660 (320)	820 (480)	555 (260)	685 (390)
	Std +20	700 (340)	875 (515)	585 (275)	725 (415)

Dans chaque case : - Distance totale en m depuis le passage des 15 m
à V = 1,3 V₅₀ jusqu'à l'arrêt
- (longueur de roulement après impact à V₅₀)

Influence du vent de face : pour 10 Kt multiplier par 0,8
pour 20 Kt multiplier par 0,66
pour 30 Kt multiplier par 0,55

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 : sous 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 tunnel avant.

La quantité de carburant contenue dans le réservoir supplémentaire est donnée par un indicateur placé dans la partie supérieure droite du tableau de bord.

2 - UTILISATION DU STABILISATEUR DE ROULIS
(OPTION)

1) TYPE

Stabilisateur de roulis EDO-AIRE-MITCHELL CENTURY 1-AK 306

2) LIMITES D'EMPLOI

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

3) PROCEDURES D'URGENCE

En cas de mauvais fonctionnement le 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

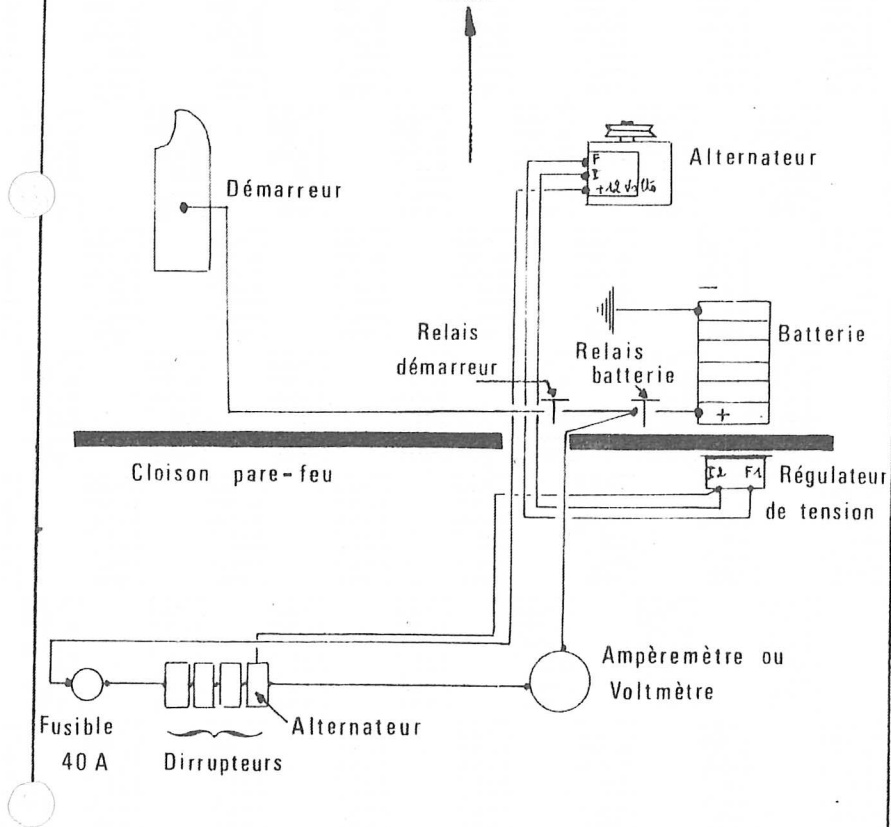
Après avoir stabilisé l'attitude de l'avion et réglé le trim de profondeur, enclencher l'interrupteur principal du stabilisateur.

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

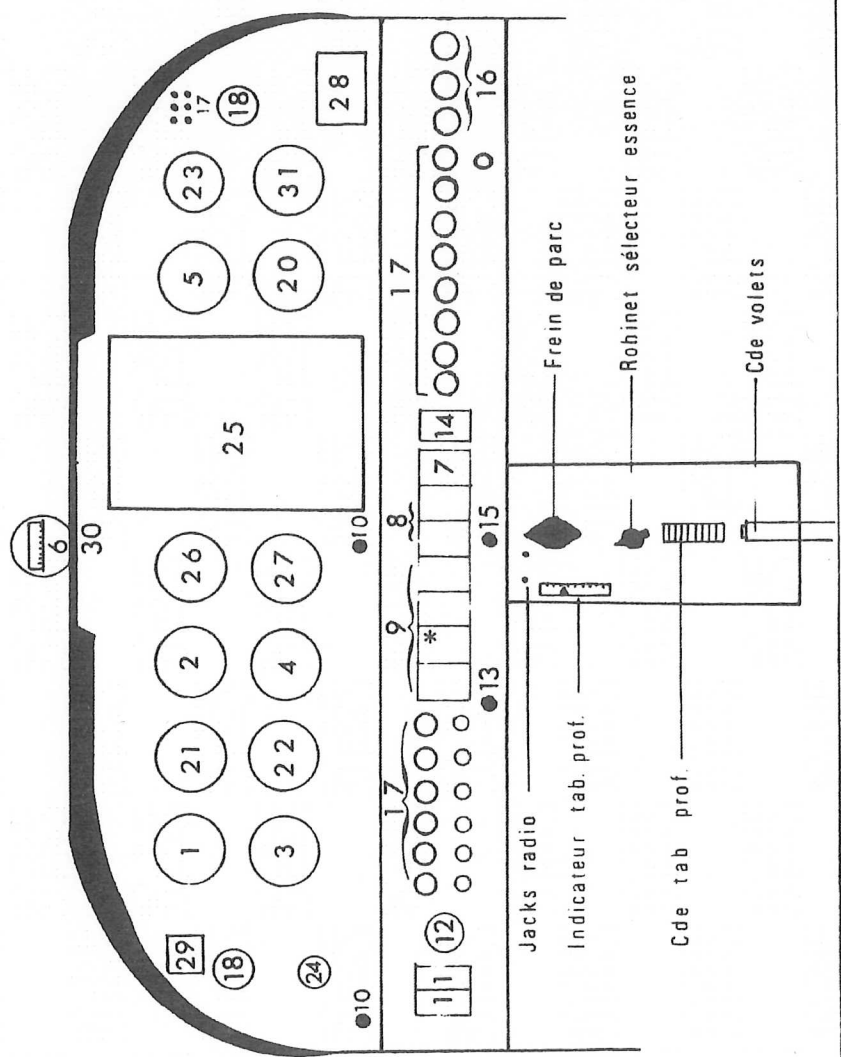
Un virage peut être commandé soit manuellement en appuyant sur le bouton poussoir du manche et en actionnant les commandes, soit en tournant le bouton "TURN" (virage à taux standard).

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.

Avant
↑



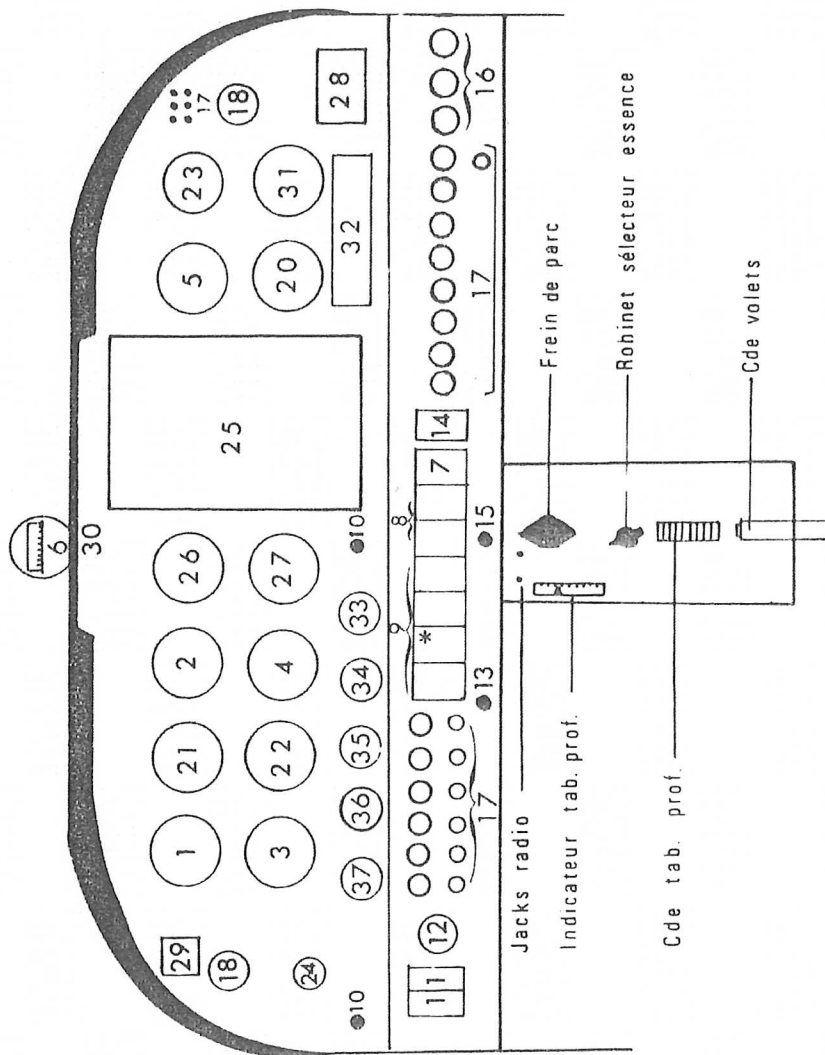
SCHEMA DE PRINCIPE
DU CIRCUIT ELECTRIQUE



<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.....	} 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

OPTIONS

- 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- 20-23-9*
- E.G.T.....	
- Compteur d'heures.....	{ 31-33-34-35-36-37 20-23
- Pression d'admission.....	
- Température carburateur.....	

4 - HELICE SENSENICH

1. Généralités

- . Hélice 74 DM 6S5-2-64
- . Diamètre 1,83 m
- . Pas 64"
- . Régime maximal : 2700 RPM
- . Régime minimum point fixe niveau mer : 2250 RPM

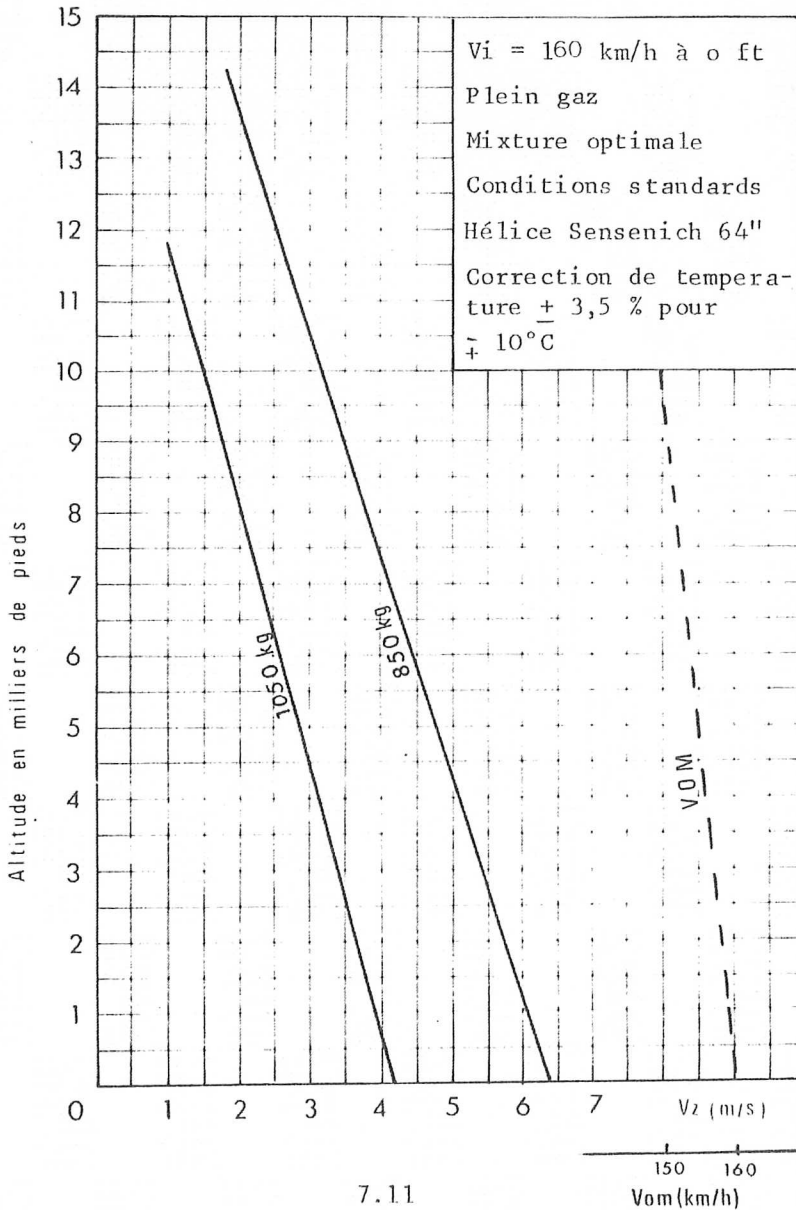
2. Performances

Voir pages 7.10 à 7.13

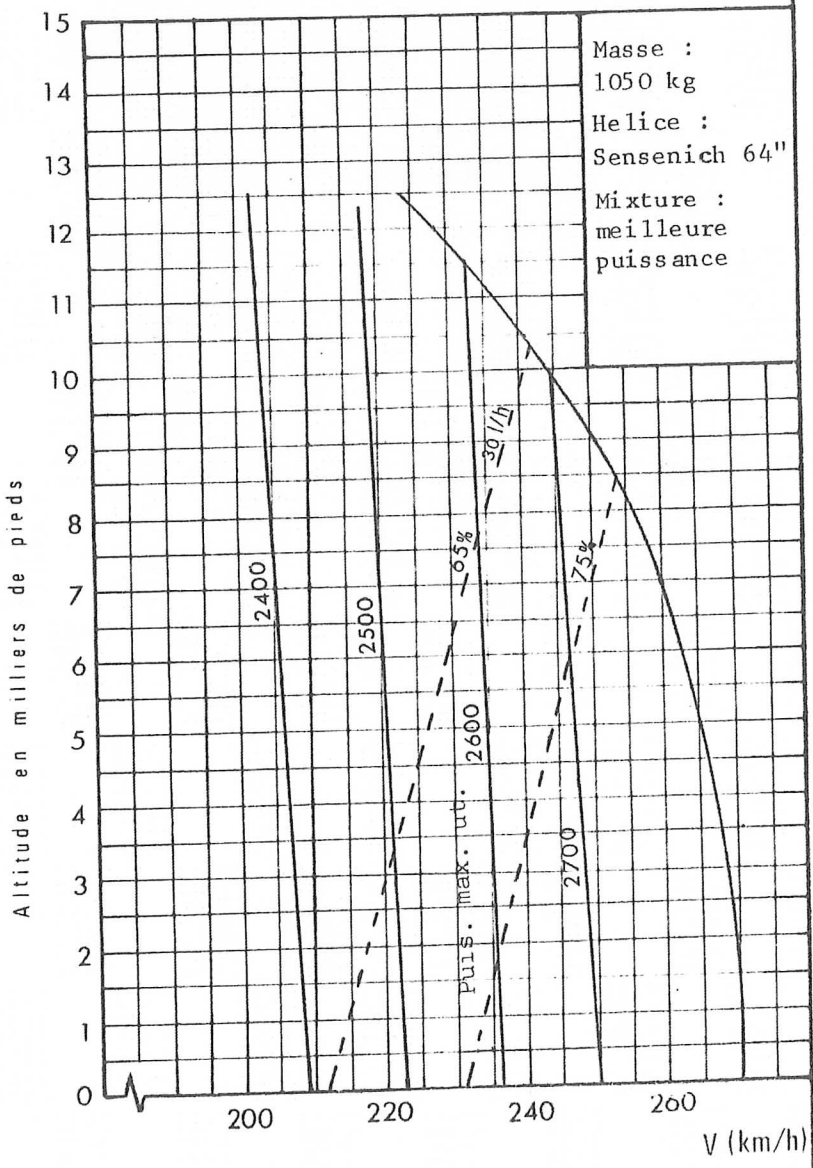
PERFORMANCES DE DECOLLAGE PISTE EN DUR				VOILETS 1er Cran			
MASSE MAXIMALE (kg)	TEMPERATURE °C	NIVEAU DE LA MER + 15°C		4000 feet 7°C		8000 feet - 1°C	
		Roulement (m)	Passage 15 m	Roulement (m)	Passage 15 m	Roulement (m)	Passage 15 m
1050	Std. -20	265	530	355	710	485	980
	Std.	295	590	400	800	550	1105
	Std. +20	330	655	450	890	620	1250
850	Std. -20	170	340	220	445	300	605
	Std.	185	375	260	500	340	675
	Std. +20	205	415	275	550	380	750
PISTE EN HERBE							
1050	Std. -20	360	630	520	880	795	1290
	Std.	415	710	600	1000	930	1490
	Std. +20	465	790	695	1135	1090	1715
850	Std. -20	210	385	295	520	420	725
	Std.	240	430	330	585	490	825
	Std. +20	265	475	380	655	560	930

NOTA : Influence du vent de face : Four 10 kt multiplicier par 0,8
Four 20 kt multiplicier par 0,66
Four 30 kt multiplicier par 0,55

PERFORMANCES DE MONTEE



PERFORMANCES DE CROISIERE



PERFORMANCES D'ATERRISSAGE PISTE EN HERBE OU EN DUR FREINAGE MODERE										VOILETS 2 ^e Gran	
MASSE MAXIMALE (kg)	TEMPERATURE	NIVEAU DE LA MER + 15°C		4000 feet 7°C		8000 feet - 1°C					
		Roulement (m)	Passage 15 m	Roulement (m)	Passage 15 m	Roulement (m)	Passage 15 m	Roulement (m)	Passage 15 m		
1050	Std. -20	230	510	260	565	295	620				
	Std. -20	250	545	280	600	320	660				
	Std. +20	270	575	300	635	340	700				
850	Std. -20	190	435	210	475	240	520				
	Std. -20	205	460	230	505	260	555				
	Std. +20	215	485	245	535	275	585				
PISTE EN HERBE (SANS FREIN)											
VOILETS 2 ^e Gran											
1050	Std. -20	350	630	390	695	445	770				
	Std. -20	375	670	420	740	480	820				
	Std. +20	400	705	450	785	515	875				
850	Std. -20	285	530	315	580	360	640				
	Std. -20	305	560	340	615	390	685				
	Std. +20	325	595	365	655	415	725				

NOTA : Influence du vent de face :
 Pour 10 kt multiplicier par 0,8
 Pour 20 kt multiplicier par 0,66
 Pour 30 kt multiplicier par 0,55

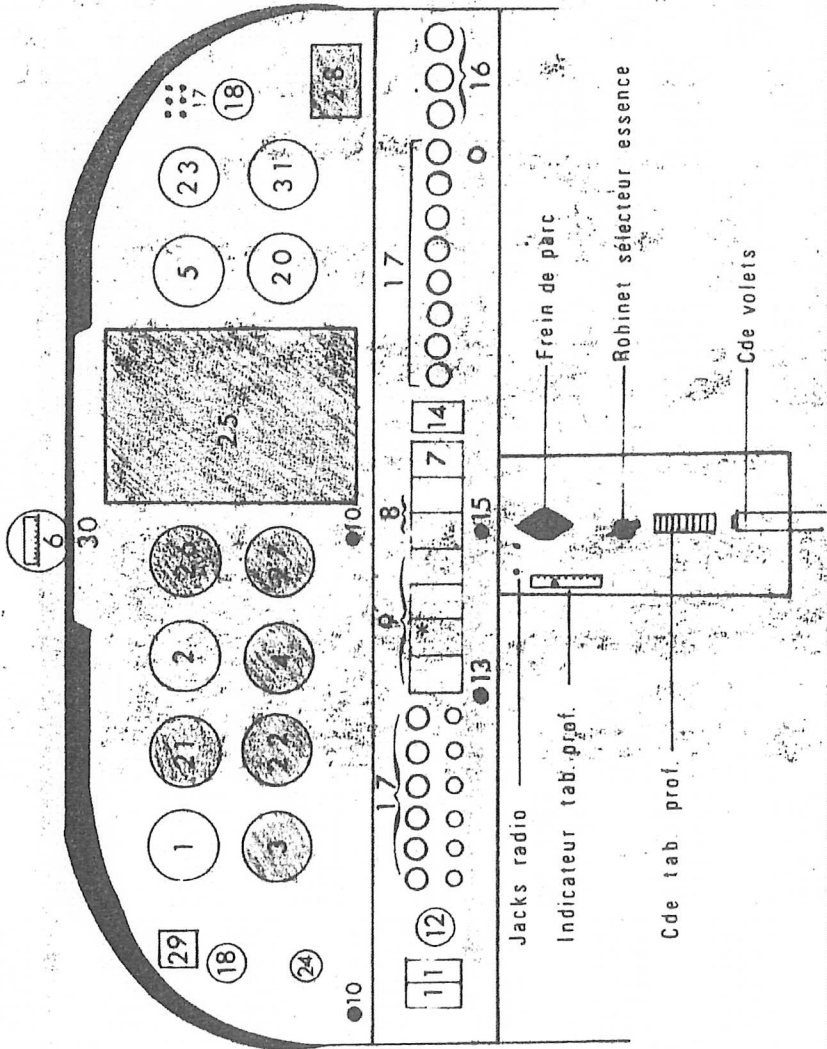
7.5 UTILISATION DU DR 400/160 EN

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.

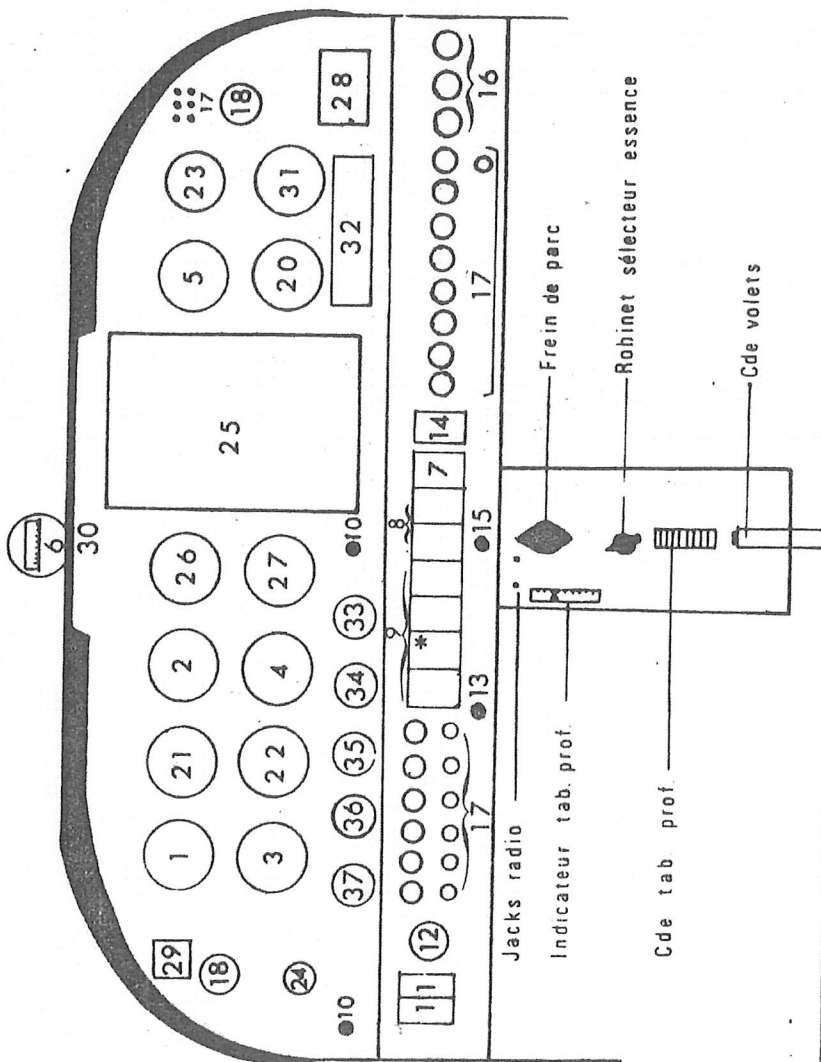
- 1 - Un horizon artificiel
- 2 - Un indicateur bille-aiguille
- 3 - Un indicateur gyroscopique de direction
- 4 - Un variomètre
- 5 - Des feux de position
- 6 - Un feu anti-collision
- 7 - Deux feux d'atterrissage
- 8 - Un dispositif d'éclairage du tableau de bord
- 9 - Une torche électrique
- 10 - 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.....	} 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

OPTIONS

- 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.....	
- Température carburateur.....	

- 2 - 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

3 - 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 : MARCHE
 - Interrupteur alternateur : 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

4 - 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.

5 - 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 suffisants 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 : MARCHÉ
- Vérification du fonctionnement des instruments gyroscopiques
- Horizon - calage de la maquette - barre horizontale
- Directionnel - rotation correcte
- Bille aiguille - sens correct

4) AVANT DECOLLAGE

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

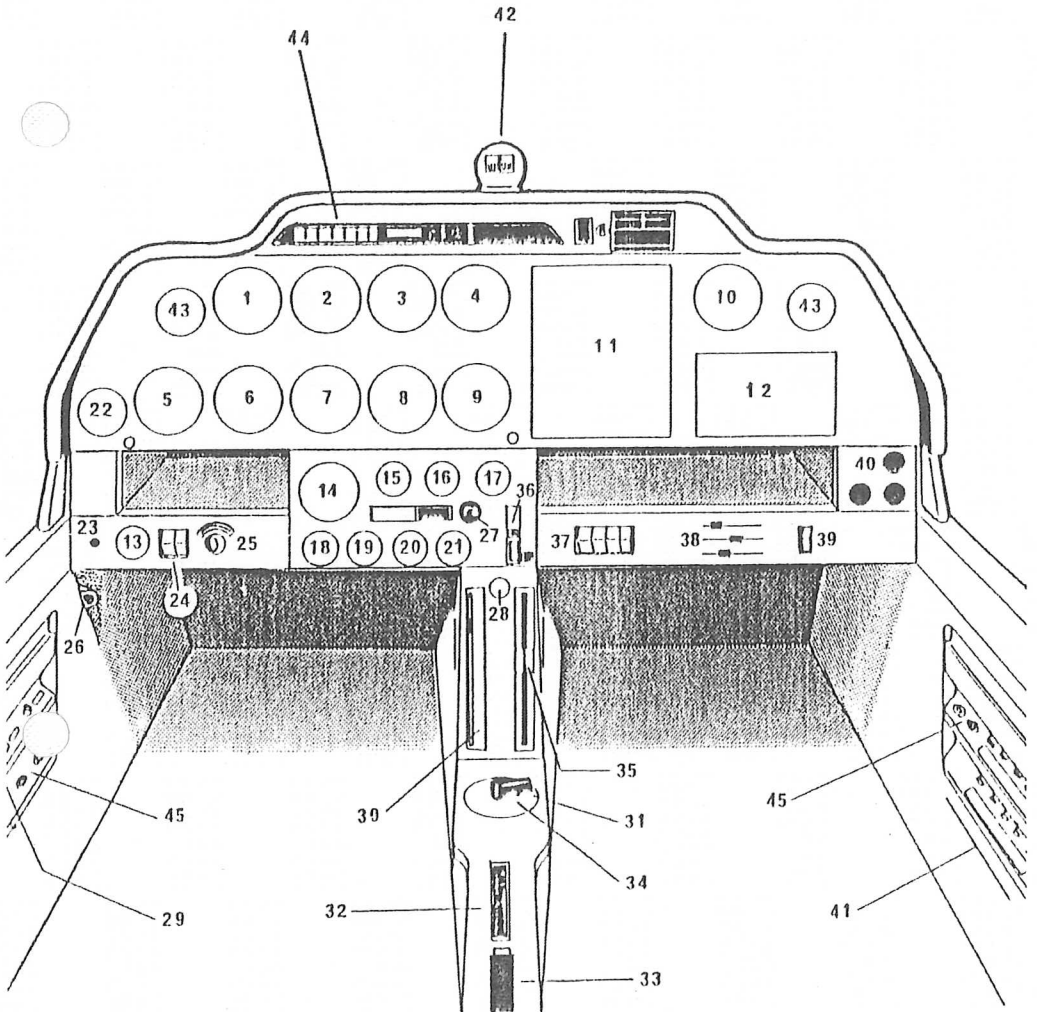
5) DECOLLAGE

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

6) UTILISATION DE L'ECLAIRAGE DE NUIT

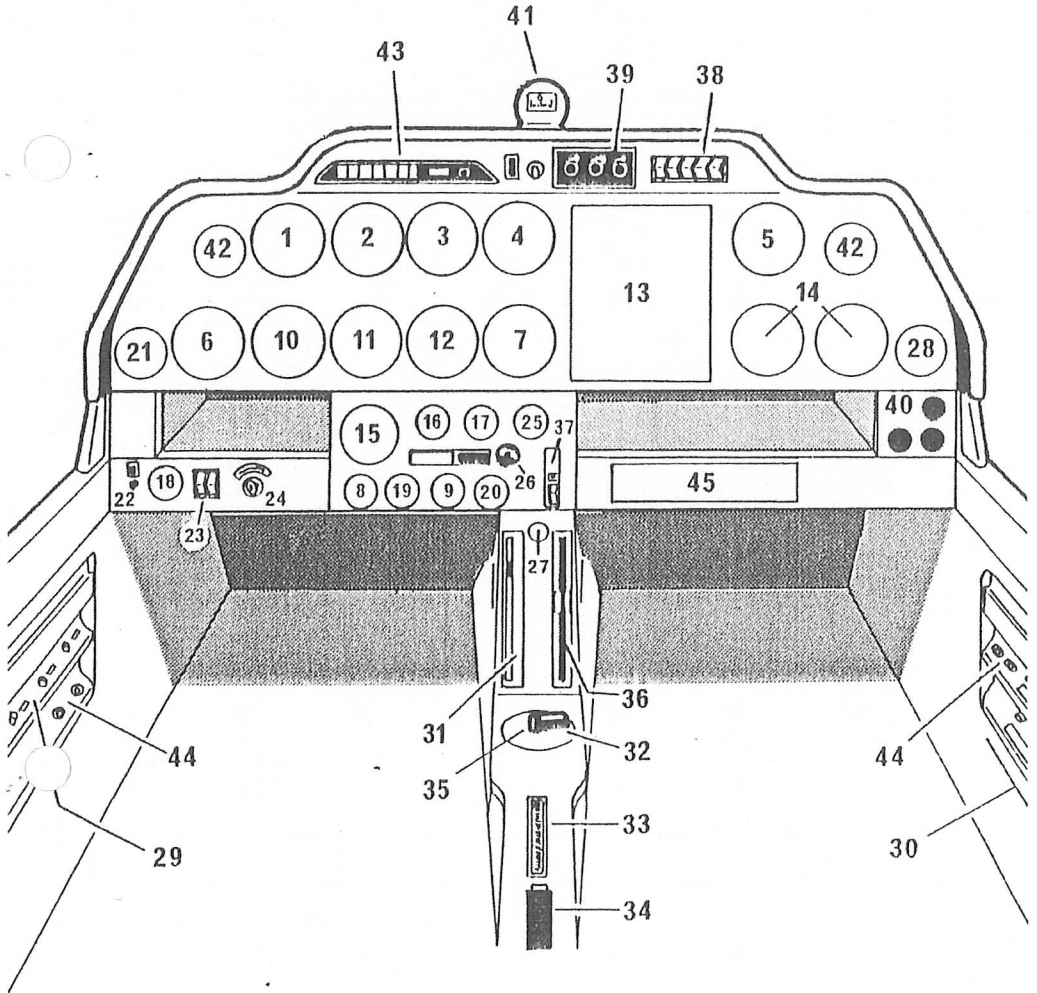
- a - Enclencher l'éclairage - 2
- b - Ajuster à l'aide de l'éclairage 1
selon besoin.

PLANCHE DE BORD " MODELE 88 "

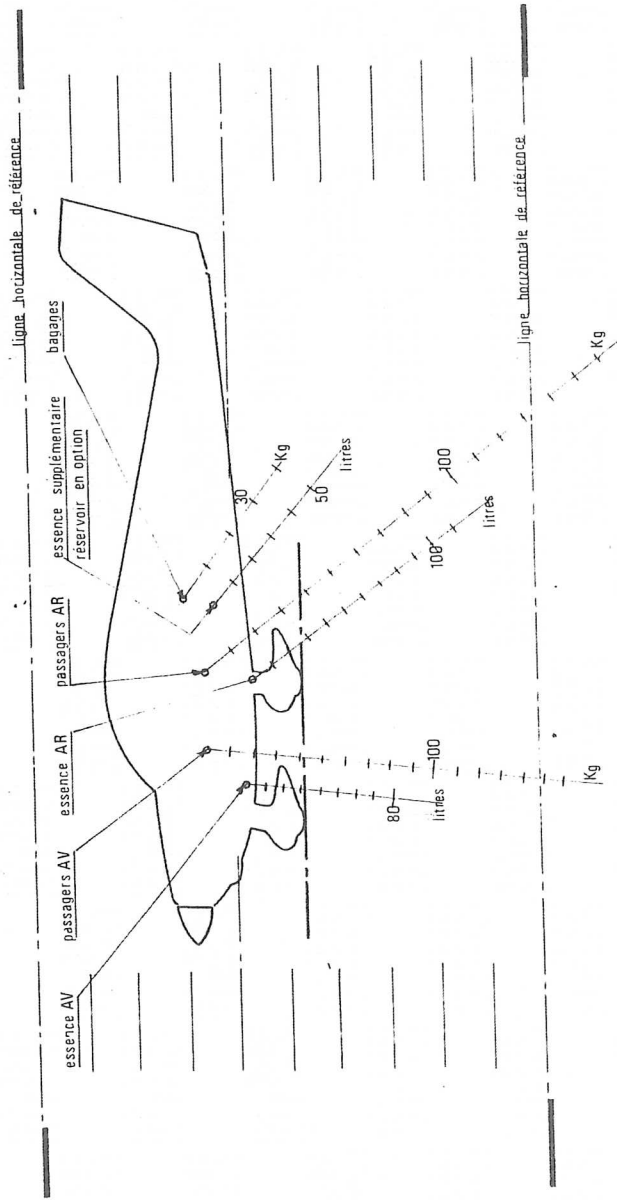


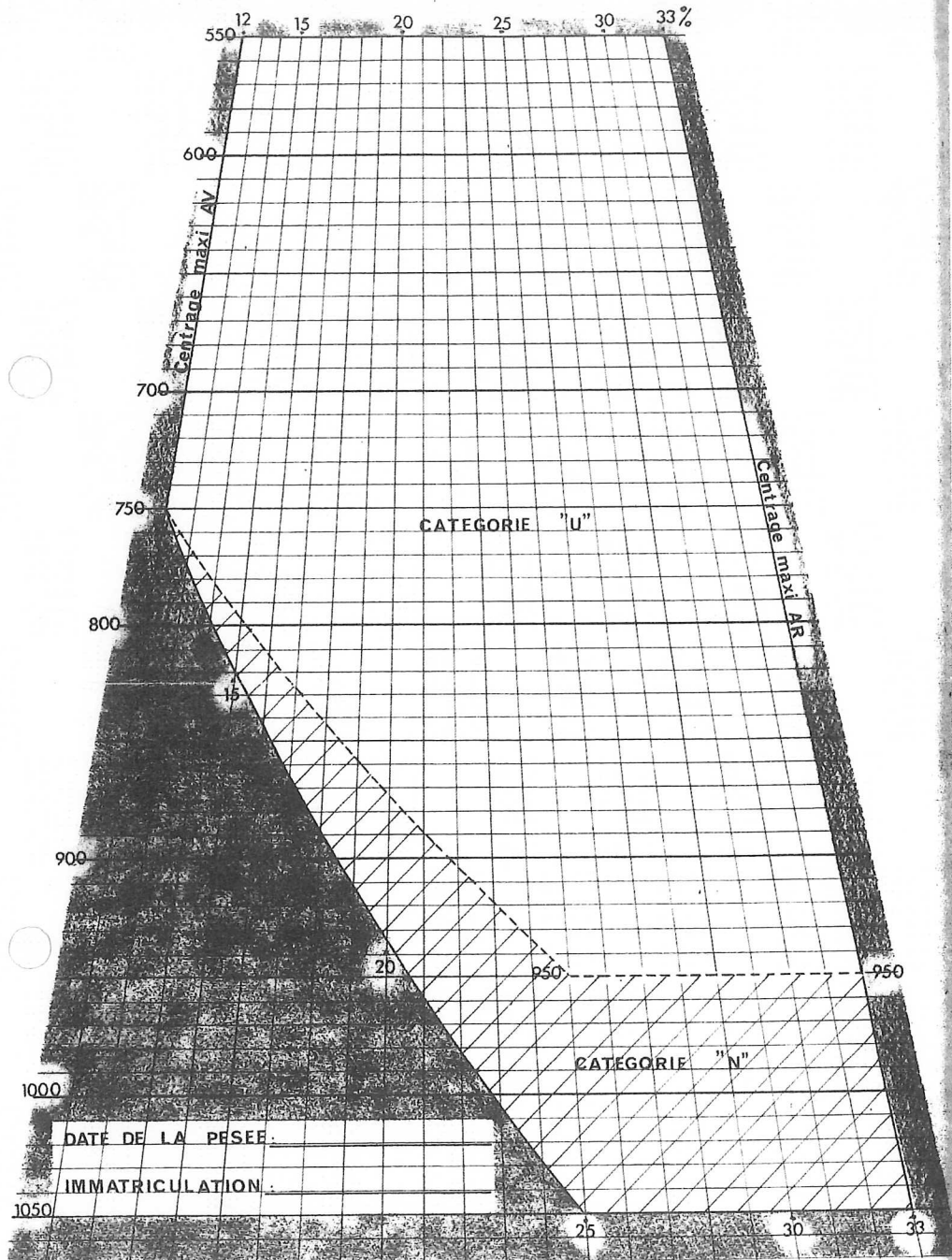
- 1..... Anémomètre
- 2..... Horizon artificiel ou Altimètre (Option)
- 3..... Altimètre
- 4, 5..... Equipements optionnels
- 6..... Indicateur de virage ou Bille
- 7..... Conservateur de cap (Option) ou Variomètre
- 8..... Variomètre (Option) ou Température culasse
- 9, 10..... Instruments optionnels
- 11, 12... Radio
- 13..... Voltmètre
- 14..... Tachymètre
- 15..... Pression d'huile
- 16..... Température d'huile
- 17..... Equipement optionnel
- 18..... Réservoir d'emplanture Gauche
- 19..... Réservoir d'emplanture Droit
- 20..... Réservoir principal
- 21..... Pression d'essence
- 22..... Indicateur de dépression (Option)
- 23..... Disjoncteur charge
- 24..... Interrupteurs Batterie + Alternateur
- 25..... Sélecteur magnéto
- 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 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

PLANCHE DE BORD



- 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..... Démarreur (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





— AVIONS PIERRE ROBIN DR400/160 —

AVIONS_PIERRE_ROBIN

IMPORTANT :

L'ORIGINE PORTEE SUR LE CENTROGRAMME, VALABLE POUR CET APPAREIL AVEC SON EQUIPEMENT, A ETE DETERMINEE PAR LA PESEE DU :

TOUTE MODIFICATION ULTERIEURE DEVRA FAIRE L'OBJET D'UNE NOUVELLE PESEE. CETTE PESEE DEVRA OBLIGATOIREMENT ETRE ACCOMPAGNEE DU RECALAGE DE L'ORIGINE INITIALE.

UTILISATION :

- Superposer le CENTROGRAMME (grille translucide) et la feuille des vecteurs de chargement.
- Caler l'origine du CENTROGRAMME avec l'origine du vecteur PLACES AV. départ des opérations de chargement de l'appareil. (Veiller à ce que les lignes horizontales du CENTROGRAMME soient bien parallèles aux lignes témoins du parallélisme de la feuille des vecteurs de chargement
- Pointer au crayon (x) sur le CENTROGRAMME la charge désirée sur les PLACES AVANT (Poids du pilote et du passager AVANT).
- Recaler l'origine du vecteur PLACES AR. sur le point obtenu en veillant toujours au parallélisme des lignes horizontales et porter sur le CENTROGRAMME un nouveau point fonction de la charge désirée sur les PLACES AR. (Poids des passagers ARRIERES).
- Procéder de la même façon en partant de ce dernier point pour les autres charges (Bagages, Essence), et ainsi de suite de proche en proche.
- Le dernier point obtenu ainsi porté sur le CENTROGRAMME détermine le centrage pour le chargement considéré.
Les lignes inclinées hachurant la zone claire du CENTROGRAMME indiquent les différents pourcentages du centrage partant de 12% en allant vers 33%. (Ces pourcentages sont considérés par rapport à la référence cord. de voilure = 1,710 m).

REMARQUE IMPORTANTE :

Si le dernier point n'était situé dans la zone claire du CENTROGRAMME, il serait nécessaire de modifier le chargement, l'appareil ne devant pas être utilisé hors de ces limites.

Il en est de même si le dernier point est à l'extérieur des pointillés en catégorie "U".

A titre indicatif, les opérations de chargement peuvent être effectuées de la manière suivante :

- Placer les charges qui ne varient pas souvent (Poids du pilote entre autre) en premier lieu.
- Continuer par le chargement passager AV, passager(s) AR et bagages.
- Terminer par le chargement en carburant. Il est alors aisé de juger de l'influence que peut avoir la consommation de l'essence sur le centrage obtenu et d'en déduire l'utilisation rationnelle des différents réservoirs pour conserver un centrage correct en cours de vol.

Il est bien entendu que l'ordre dans lequel figurent ces opérations de chargement n'est pas impératif et que l'utilisateur est seul juge de la conduite des opérations de chargement à adopter pour chaque cas particulier.

A l'occasion d'un chargement différent, ce CENTROGRAMME peut réserver, il suffit d'effacer les points (x) de crayon primitivement portés. (Utiliser un crayon à mine tendre de préférence, afin d'éviter de marquer trop profondément le CENTROGRAMME).



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. Les 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, sifflement 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.

1. PROCEDURES NORMALES

VISITE PREVOL

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

5. PERFORMANCES

Non affectées.

6. MASSE ET CENTRAGE

Non affectées.



SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

VFR DE NUIT

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 ou supplément au manuel de vol concernant le VFR de nuit.

Applicabilité

Type et modèle d'avion	Modification constructeur
DR400/120 DR400/140B DR400/160 DR400/180 DR400/180R DR400/200R	Dossier d'Evolution Technique DET n°060602R1
DR400/500	Dossier d'Evolution Technique DET n°061204

Liste des pages en vigueur

Pages	Date
1	26 novembre 2010
2	26 novembre 2010
3	26 novembre 2010
4	26 novembre 2010
5	26 novembre 2010

Approbation

Amendement	Date	Description	Approbation
0	04 décembre 2006	Edition originale	EASA.A.C.05014
1	16 avril 2007	Extension au DR400/500	EASA.A.C.05887
2	26 novembre 2010	Logo constructeur	EASA AFM Approval 10033448 20.01.2011



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

SECTION 0. GENERALITES

Non affectée.

SECTION 1. DESCRIPTION

Les DR400/120, DR400/140B, DR400/160, DR400/180, DR400/180R, DR400/200R et DR400/500 équipés d'un éclairage de tableau de bord adéquat, sont éligibles à l'utilisation en régime VFR de nuit en condition non givrante.

Pour une utilisation en vol V.F.R. de nuit, les DR400/120, DR400/140B, DR400/160, DR400/180, DR400/180R, DR400/200R et DR400/500 doivent impérativement être équipés de l'équipement minimal exigé et décrit ci-après.

Vol et navigation

- un anémomètre
- un altimètre sensible et ajustable, d'une graduation de 1 000 pieds (304,80 mètres) par tour et avec un indicateur de pression barométrique de référence en hectopascal
- un compas magnétique compensable
- un variomètre
- un horizon artificiel (indicateur gyroscopique de roulis et de tangage)
- un deuxième horizon artificiel ou un indicateur gyroscopique de taux de virage avec un indicateur intégré de dérapage (indicateur bille - aiguille) alimenté indépendamment du premier horizon artificiel
- un indicateur de dérapage si l'avion est équipé de deux horizons artificiels
- un indicateur gyroscopique de direction (conservateur de cap)
- un récepteur VOR ou un radiocompas automatique en fonction de la route prévue ou un GPS homologué en classe A, B ou C
- une lampe électrique autonome
- un jeu de fusibles de rechange
- un système de feux de navigation
- un système de feu anticollision
- un phare d'atterrissage
- un dispositif d'éclairage des instruments de bord et des appareils indispensables à la sécurité
- une montre marquant les heures et les minutes
- une plaquette indiquant l'aptitude au vol V.F.R. de nuit

Communication

- l'équipement émetteur-récepteur VHF conforme aux dispositions en matière d'équipements exigés par les services de la circulation aérienne.

Surveillance

- l'équipement de surveillance conforme aux dispositions en matière d'équipements exigés par les services de la circulation aérienne.



SECTION 2. LIMITATIONS

Les limitations de la section 2 ne sont pas affectées par l'utilisation en régime VFR de nuit, sauf l'étiquette des conditions de vol à remplacer par une étiquette affichant le texte suivant :

<p>CET AVION DOIT ÊTRE UTILISÉ EN CATÉGORIE NORMALE OU UTILITAIRE, CONFORMÉMENT AU MANUEL DE VOL APPROUVÉ PAR LES SERVICES OFFICIELS.</p> <p>SUR CET AVION, TOUTS LES REPERES ET PLAQUES INDICATRICES SONT RELATIFS À SON UTILISATION EN CATÉGORIE NORMALE POUR L'UTILISATION EN CATÉGORIE UTILITAIRE, SE RÉFÉRER AU MANUEL DE VOL.</p> <p>AUCUNE MANŒUVRE ACROBATIQUE N'EST AUTORISÉE POUR L'UTILISATION EN CATÉGORIE NORMALE.</p>
<p>VRILLES INTERDITES</p> <p>VITESSE de MANŒUVRE : 215 km/h - 116 kt</p> <p>CONDITIONS de VOL: VFR de JOUR et de NUIT en ZONE NON-GIVRANTE</p> <p>INTERDICTION DE FUMER</p>

SECTION 3. PROCEDURES D'URGENCE

Les procédures d'urgence suivantes complètent celles de la Section 3.

Panne éclairage 1 et/ou 3/radio

- Eclairage 2 marche
- Fusible éclairage 1 vérifié
- Fusible éclairage 3/radio vérifié

Si la panne persiste, l'éclairage 2 ainsi que la torche servent en éclairage de secours.

Panne de phares

- Interrupteur disjoncteur de phares vérifié

Panne batterie (non applicable au DR400/135CDI)

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

- disjoncteur batterie alternateur et radio (si installés) coupés
- interrupteur batterie marche
- interrupteur alternateur marche

Constater la remise sous tension des circuits. Remettre uniquement les interrupteurs nécessaires à la sécurité du vol.



SECTION 4. PROCEDURES NORMALES

Les procédures normales suivantes complètent celles de la section 4.

Préparation

Etude de la météorologie afin d'éviter le vol en conditions dangereuses (minima, givrage...).

Vérifier que les pleins sont suffisants en fonction du plan de vol et du respect de la réglementation.

Inspection prévol

Vérifier le fonctionnement des équipements suivants :

- Feu anticollision vérifié
- Feu de navigation vérifié
- Feu d'atterrissage vérifié
- Feu de roulage vérifié
- Eclairage cabine vérifié
- Eclairage tableau de bord vérifié
- Inverseur jour/nuit vérifié
- Présence à bord d'une torche électrique de secours vérifié

Eclairage

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

Roulage

- Anticollision marche
- Feu de navigation marche
- Feu de roulage marche
- Instruments gyroscopiques vérifiés par virages alternés
- Horizon artificiel calage maquette
- Directionnel rotation correcte
- Bille aiguille sens correct

Avant le décollage

- Dépression instruments vérifiée
- VHF essai
- VOR ou radio compas essai
- Chauffage désembuage à la demande
- Phare d'atterrissage marche

Alignement

- Calage du directionnel

Décollage

- Maintenir toujours le variomètre positif.
- Eteindre les phares en bout de piste.



SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

Montée et croisière

Au-dessus de 8000 pieds, le pilote risque d'avoir des troubles de la vision nocturne.

Atterrissage

- Phare d'atterrissage marche
- Feu de roulage marche

Après l'arrêt du moteur

- Feux coupés

SECTION 5. PERFORMANCES

Les performances de la section 5 ne sont pas affectées.

SECTION 6. MASSE ET CENTRAGE

Non affectée.

SECTION 7. ADDITIFS

Tout additif ou supplément "VFR de nuit" est annulé et remplacé par ce supplément.



GTN 750/650 GPS/SBAS NAVIGATION SYSTEM

This supplement includes the information to be provided to the pilot, as required by the certification basis. The limitations and information contained herein either supplement or, in the case of conflict, override those in the flight manual.

Applicability

Aircraft type and model		Manufacturer change
TC EASA.A.367 (DR 300 DR 400)	DR 340, DR 315, DR 360, DR 380 DR 300/108, DR 300/180R, DR 300/140 DR 300/125 DR 400/125, DR 400/140, DR 400/160, DR 400/180, DR 400/180R, DR 400/2+2 DR 300/120 DR 400/120, DR 400/125i, DR 400/140B DR 400/120A, DR 400/160D, DR 400/120D, DR 400/180S, DR 400/100, DR 400RP, DR 400 NGL, DR 400/200R, DR 400/500, DR 400/140B avec STC EASA 10014219	DET n° 131203

Approval

Amdt	Description	Date	Approval
//////	Original issue	20 March 2013	EASA 10044135
1	Updated operating system software. Introduced optional GTN750 and added additional LPV approach capability per EASAC20-28 and PRNav per JAA TGL-10 Complete re-write to match EASA-approved template from Validated FAA AML STC (190-01007-A2) Updates to sections 2.5, 8.5 and 8.7 and re-number remaining sections following DGAC feedback	13/11/2015	EASA 10055773 Dtd December 2 th , 2015



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

List of current pages

Pages	Date
1 to 25	November 13 th , 2015



Table of Contents

Section 1. GENERAL 6

 1.1 Garmin GTN Navigators..... 6

 1.2 System Capabilities 7

 1.3 GPS/SBAS ETSO-C146 Class 3 Operation..... 8

 1.4 Additional References: 9

Section 2. LIMITATIONS..... 11

 2.1 Cockpit Reference Guide..... 11

 2.2 Kinds of Operation 11

 2.3 Minimum Equipment 11

 2.4 Display of Distance to Waypoint 11

 2.5 Flight Planning 11

 2.6 System Use..... 12

 2.7 Applicable System Software 13

 2.8 SD Card 13

 performance..... 13

 2.9 Navigation Database..... 13

 2.10 Ground Operations 13

 2.11 Approaches..... 14

 2.12 Autopilot Coupling..... 14

 2.13 Terrain Proximity Function (All Units)..... 14

 2.14 TAWS Function 15

 2.15 Traffic Display 15

 2.16 StormScope® Display..... 15

 2.17 Flight Planner/Calculator Functions 15



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

2.18 Glove Use / Covered Fingers	15
2.19 Demo Mode	16
2.20 Telephone Audio	16
2.21 Phone/SMS Suppress Visuals Setting	16
Section 3. EMERGENCY PROCEDURES	17
3.1 TAWS or GPWS WARNING	17
Section 4. ABNORMAL PROCEDURES	18
4.1 LOSS OF GPS/SBAS NAVIGATION DATA	18
4.2 DEAD RECKONING (DR) MODE:	18
4.3 LOSS OF INTEGRITY (LOI) MODE:	18
4.4 GPS APPROACH DOWNGRADE	19
4.5 LOSS OF COM RADIO TUNING FUNCTIONS	19
4.6 LOSS OF AUDIO PANEL FUNCTIONS (GMA 35 Only)	19
4.7 TAWS CAUTION	19
4.8 TAWS INHIBIT	19
4.9 TER N/A and TER FAIL	20
4.10 UNRECOVERABLE LOSS OF ALL ELECTRICAL GENERATORS OR ALTERNATORS	20
Section 5. NORMAL PROCEDURES	21
5.1 Unit Power On	21
5.2 Before Takeoff	21
5.3 Autopilot Operation	22
5.4 Coupling the Autopilot during approaches	22
Section 6. PERFORMANCE	23
Section 7. WEIGHT AND BALANCE	23
Section 8. SYSTEM DESCRIPTIONS	23



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

8.1 Pilot's Guide.....	23
8.2 Leg Sequencing	23
8.3 Auto ILS CDI Capture	23
8.4 Activate GPS Missed Approach	23
8.5 Terrain Proximity and TAWS.....	23
8.6 GMA 35 Audio Panel	24
8.7 Traffic System	24
8.8 StormScope®	24
8.9 Power.....	25
8.10 Databases.....	25
8.11 Airspace Depiction and Alerts	25
8.12 Transponder Control	25



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

Section 1. GENERAL

1.1 Garmin GTN Navigators

The Garmin GTN navigation system is a GPS system with a Satellite Based Augmentation System (SBAS), comprised of one or more Garmin ETSO-C146 GTN650, or 750 navigator(s) and one or more Garmin approved GPS/SBAS antenna(s). The GTN navigation system is installed in accordance with AC 20-138A.

GTN system functions are shown in Table 1.

	GTN 650	GTN 750
GPS SBAS Navigation:		
<ul style="list-style-type: none">Oceanic, enroute, terminal, and non-precision approach guidancePrecision approach guidance (LP, LPV)	X	X
VHF Com Radio, 118.00 to 136.990, MHz, 8.33 or 25 kHz increments	X	X
VHF Nav Radio, 108.00 to 117.95 MHz, 50 kHz increments	X	X
LOC and Glideslope non-precision and precision approach guidance for Cat 1 minimums, 328.6 to 335.4 MHz tuning range	X	X
Moving map including topographic, terrain, aviation, and geopolitical data	X	X
Display of terminal procedures data (optional)		X
Display of traffic data, (optional)	X	X
Display of StormScope® data (optional)	X	X
Display of marker beacon annunciators (optional)		X
Remote audio panel control (optional)		X
Remote transponder control (optional)	X	X
TSO-C151c Class B TAWS (optional)	X	X
Supplemental calculators and timers	X	X
Control of GSR 56 Iridium Satellite Phone and SMS Text	X	X

Table 1 – GTN Functions

The GPS navigation functions and optional VHF communication and navigation radio functions are operated by dedicated hard keys, a dual concentric rotary knob, or the touchscreen.



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

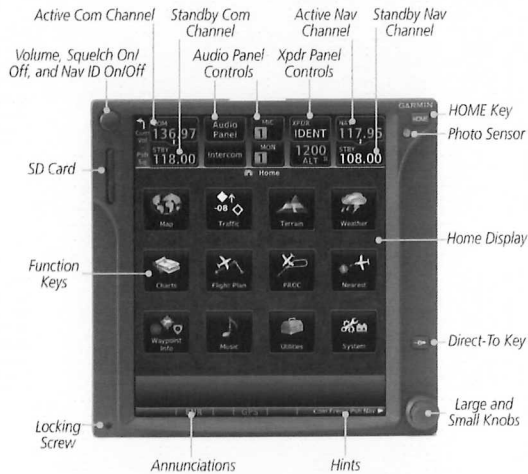


Figure 1 - GTN 750 Control and Display Layout

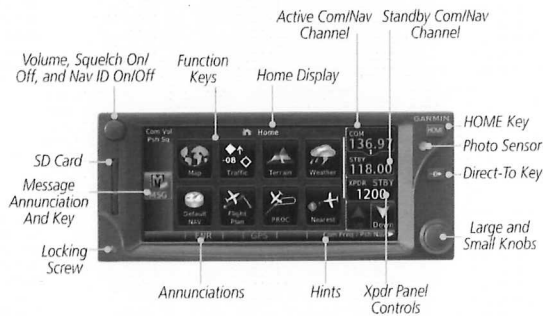


Figure 2 - GTN 650 Control and Display Layout

1.2 System Capabilities

The GTN system and associated navigation interface in this aircraft have the following capabilities, in addition to the core multifunction display capability:

- VHF Communication Radio
- Primary VHF Navigation
- Primary GPS Navigation (Enroute) and Approach Capability (LP/LNAV) – See below
- Primary GPS Approach Capability with Vertical Guidance (LNAV/VNAV, LPV) – See below
- TSO-C151c Class B Terrain Awareness and Warning System – See section 2.14



1.3 GPS/SBAS ETSO-C146 Class 3 Operation

The GTN complies with FAA AC 20-138A and has airworthiness approval for navigation using GPS and SBAS (within the coverage of a Satellite Based Augmentation System complying with ICAO Annex 10) for IFR enroute, terminal area, and non-precision approach operations (including those approaches titled "GPS", "or GPS", and "RNAV (GPS)" approaches). The Garmin GNSS navigation system is composed of the GTN navigator and antenna, and is approved for approach procedures with vertical guidance including "LPV" and "LNAV/VNAV" and without vertical guidance including "LP" and "LNAV," within the U.S. National Airspace System.

The Garmin GNSS navigation system complies with the equipment requirements of AC 90-105 and meets the equipment performance and functional requirements to conduct RNP terminal departure and arrival procedures and RNP approach procedures without RF (radius to fix) legs. Part 91 subpart K, 121, 125, 129, and 135 operators require operational approval from the FAA.

The Garmin GNSS navigation system complies with the equipment requirements of AC 90-100A for RNAV 2 and RNAV 1 operations. In accordance with AC 90-100A, Part 91 operators (except subpart K) following the aircraft and training guidance in AC 90-100A are authorized to fly RNAV 2 and RNAV 1 procedures. Part 91 subpart K, 121, 125, 129, and 135 operators require operational approval from the FAA.

Applicable to dual installations consisting of two Garmin GNSS units: The Garmin GNSS navigation system has been found to comply with the requirements for GPS Class II oceanic and remote navigation (RNP-10) without time limitations in accordance with AC 20-138A and FAA Order 8400.12A. The Garmin GNSS navigation system can be used without reliance on other long-range navigation systems. This does not constitute an operational approval.

The Garmin GNSS navigation system has been found to comply with the navigation requirements for GPS Class II oceanic and remote navigation (RNP-4) in accordance with AC 20-138A and FAA Order 8400.33. The Garmin GNSS navigation system can be used without reliance on other long-range navigation systems. Additional equipment may be required to obtain operational approval to utilize RNP-4 performance. This does not constitute an operational approval.

The Garmin GNSS navigation system complies with the accuracy, integrity, and continuity of function, and contains the minimum system functions required for P-RNAV operations in accordance with JAA Administrative & Guidance Material Section One: General Part 3: Temporary Guidance Leaflets, Leaflet No 10 (JAA TGL-10 Rev 1). The GNSS navigation system has one or more ETSO-C146 Class 3 approved Garmin GTN Navigation Systems. The Garmin GNSS navigation system complies with the accuracy, integrity, and continuity of function, and contains the minimum system functions required for B-RNAV operations in accordance with EASA AMC 20-4. The Garmin GNSS navigation system complies with the equipment requirements for P-RNAV and B-RNAV/RNAV-5 operations in accordance with AC 90-96A CHG 1. This does not constitute an operational approval.



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

The Garmin GNSS navigation system is approved for approach procedures with vertical guidance including "LPV" and "LNAV/VNAV" and without vertical guidance including "LP" and "LNAV" and LPV Baro VNAV in accordance with EASA AMC20-27 and 20-28 within European airspace.

Garmin International holds an FAA Type 2 Letter of Acceptance (LOA) in accordance with AC 20-153 for database integrity, quality, and database management practices for the navigation database. Flight crew and operators can view the LOA status at FlyGarmin.com then select "Type 2 LOA Status."

Navigation information is referenced to the WGS-84 reference system.

Note that for some types of aircraft operation and for operation in non-U.S. airspace, separate operational approval(s) may be required in addition to equipment installation and airworthiness approval.

1.4 Additional References:

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



Definitions

The following terminology is used within this document:

ADF:	Automatic Direction Finder
ADS-B:	Automatic Dependent Surveillance Broadcast
AEG:	Aircraft Evaluation Group (FAA)
APR:	Approach
CDI:	Course Deviation Indicator
DME:	Distance Measuring Equipment
EFB:	Electronic Flight Bag
EHSI:	Electronic Horizontal Situation Indicator
FIS-B:	Flight Information Services Broadcast
GNSS:	Global Navigation Satellite System
GPS:	Global Positioning System
GPSS:	GPS Roll Steering
GTN:	Garmin Touchscreen Navigator
HSI:	Horizontal Situation Indicator
IAP:	Instrument Approach Procedure
IFR:	Instrument Flight Rules
ILS:	Instrument Landing System
IMC:	Instrument Meteorological Conditions
LDA:	Localizer Directional Aid
LNAV:	Lateral Navigation
LNAV+V:	Lateral Navigation with advisory Vertical Guidance
L/VNAV:	Lateral/Vertical Navigation
LOC:	Localizer
LOC-BC:	Localizer Backcourse
LP:	Localizer Performance
LPV:	Localizer Performance with Vertical Guidance
MLS:	Microwave Landing System
NOTAM:	Notice to Airmen
OBS:	Omnibearing Select
RAIM:	Receiver Autonomous Integrity Monitoring
RMT:	Remote
RNAV:	Area Navigation
RNP:	Required Navigational Performance
SBAS:	Satellite Based Augmentation System
SD:	Secure Digital
SDF:	Simplified Directional Facility



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

Section 2. LIMITATIONS

2.1 Cockpit Reference Guide

The Garmin GTN 6XX or GTN 7XX Cockpit Reference Guide, part number and revision listed below (or later revisions), *must* be immediately available to the flight crew whenever navigation is predicated on the use of the GTN.

- GTN 6XX Cockpit Reference Guide P/N 190-01004-04 Rev C
- GTN 7XX Cockpit Reference Guide P/N 190-01007-04 Rev C

2.2 Kinds of Operation

This AFM supplement does not grant approval for IFR operations to aircraft limited to VFR operations.

2.3 Minimum Equipment

The GTN must have the following system interfaces fully functional in order to be used for primary navigation during IFR operations:

Interfaced Equipment	Number installed	Number Required for IFR
External HSI/CDI/EHSI	1 or more	1
External GPS Annunciator	1 (Garmin G500)	1

Table 2 – Required Equipment

Required Equipment for IFR operations utilizing GPS navigation: Single GTN Navigator plus a second source of GPS navigation or a separate source of VHF navigation. The separate source of VHF navigation must not be the primary GTN, but it may be a secondary GTN.

Operation in remote or oceanic operation requires two sources of GPS navigation.

2.4 Display of Distance to Waypoint

During installation, the GTN was configured to display distance to current waypoint on the Map Page (GTN 7XX) or Default Navigation Page (GTN 6XX). The display location of distance to current waypoint must not be altered or removed from these pages.

2.5 Flight Planning

For flight planning purposes, in areas where SBAS coverage is not available, the flight crew must check RAIM availability.

- Within the United States, RAIM availability can be determined using the Garmin WFDE Prediction program, Garmin part number 006-A0154-04 (included in GTN trainer) software version 3.00 or later approved version with Garmin approved antennas or the FAA's en route and terminal RAIM prediction website: www.raimprediction.net, or by contacting a Flight Service Station.
- Within Europe, RAIM availability can be determined using the Garmin WFDE Prediction program or Europe's AUGER GPS RAIM Prediction Tool at <http://augur.ecacnav.com/augur/app/home>.



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

- For other areas, use the Garmin WFDE Prediction program

This RAIM availability requirement is not necessary if SBAS coverage is confirmed to be available along the entire route of flight. The route planning and WFDE prediction program may be downloaded from the Garmin website on the internet. For information on using the WFDE Prediction Program, refer to Garmin WAAS FDE Prediction Program, part number 190-00643-01, 'WFDE Prediction Program Instructions'.

For flight planning purposes, for operations within the U.S. National Airspace System on RNP and RNAV procedures when SBAS signals are not available, the availability of GPS RAIM shall be confirmed for the intended route of flight. In the event of a predicted continuous loss of RAIM of more than five minutes for any part of the intended route of flight, the flight shall be delayed, cancelled, or rerouted on a track where RAIM requirements can be met. The flight may also be re-planned using non-GPS based navigational capabilities.

For flight planning purposes for operations within European B-RNAV/RNAV-5 and P-RNAV airspace, if more than one satellite is scheduled to be out of service, then the availability of GPS RAIM shall be confirmed for the intended flight (route and time). In the event of a predicted continuous loss of RAIM of more than five minutes for any part of the intended flight, the flight shall be delayed, cancelled, or rerouted on a track where RAIM requirements can be met.

Whenever possible, RNP and RNAV routes including Standard Instrument Departures (SIDs), Standard Terminal Arrival (STAR), and enroute RNAV "Q" and RNAV "T" routes should be loaded into the flight plan from the database in their entirety, rather than loading route waypoints from the database into the flight plan individually. Selecting and inserting individual named fixes from the database is permitted, provided all fixes along the published route to be flown are inserted. Manual entry of waypoints using latitude/longitude or place/bearing is prohibited.

It is not acceptable to flight plan a required alternate airport based on RNAV(GPS) LP/LPV or LNAV/VNAV approach minimums. The required alternate airport must be flight planned using an LNAV approach minimums or available ground-based approach aid.

Navigation information is referenced to the WGS-84 reference system, and should only be used where the Aeronautical Information Publication (including electronic data and aeronautical charts) conform to WGS-84 or equivalent.

2.6 System Use

In installations with two GTNs and an external GPS annunciator, the GTN source connected to the external GPS annunciator must be used as the navigation source for all IFR operations.

The only approved sources of course guidance are on the external EHSI display. The moving map and CDI depiction on the GTN display are for situational awareness only and are not approved for course guidance.



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

2.7 Applicable System Software

This AFMS/AFM is applicable to the software versions shown in Table 3.

The Main and GPS software versions are displayed on the start-up page immediately after power-on. All software versions displayed in Table 3 can be viewed on the System – System Status page.

Software Item	Software Version
Main SW Version	5.13
GPS SW Version	5.0
Com SW Version	2.13
Nav SW Version	6.02

Table 3 - Software Versions

2.8 SD Card

It is required that the SD/database card be present in the unit at all times. The card must not be removed or inserted during flight and/or while the GTN is powered on.

NOTE

Removal of the SD card will result in certain features/databases not being available and/or slow system performance

2.9 Navigation Database

GPS/SBAS based IFR enroute, oceanic, and terminal navigation is prohibited unless the flight crew verifies and uses a valid, compatible, and current navigation database or verifies each waypoint for accuracy by reference to current approved data.

"GPS", "or GPS", and "RNAV (GPS)" instrument approaches using the Garmin navigation system are prohibited unless the flight crew verifies and uses the current navigation database. GPS based instrument approaches must be flown in accordance with an approved instrument approach procedure that is loaded from the navigation database.

Discrepancies that invalidate a procedure should be reported to Garmin International. The affected procedure is prohibited from being flown using data from the navigation database until a new navigation database is installed in the aircraft and verified that the discrepancy has been corrected. Navigation database discrepancies can be reported at FlyGarmin.com by selecting "Aviation Data Error Report." Flight crew and operators can view navigation database alerts at FlyGarmin.com then select "NavData Alerts."

If the navigation database cycle will change during flight, the flight crew must ensure the accuracy of navigation data, including suitability of navigation facilities used to define the routes and procedures for flight. If an amended chart affecting navigation data is published for the procedure, the database must not be used to conduct the procedure.

2.10 Ground Operations

Do not use SafeTaxi or Chartview functions as the basis for ground manoeuvring. SafeTaxi and Chartview functions do not comply with the requirements of AC 20-159 and are not qualified to be used as an airport moving map display (AMMD). SafeTaxi and Chartview are to be used by the flight crew to



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

orient themselves on the airport surface to improve flight crew situational awareness during ground operations.

2.11 Approaches

a. Instrument approaches using GPS guidance may only be conducted when the GTN is operating in the approach mode. (LNAV, LNAV+V, L/VNAV, LPV, or LP)

b. When conducting instrument approaches referenced to true North, the NAV Angle on the System - Units page must be set to **True**.

c. The navigation equipment required to join and fly an instrument approach procedure is indicated by the title of the procedure and notes on the IAP chart. Navigating the final approach segment (that segment from the final approach fix to the missed approach point) of an ILS, LOC, LOC-BC, LDA, SDF, MLS, VOR, TACAN approach, or any other type of approach not approved for GPS, is not authorized with GPS navigation guidance. GPS guidance can only be used for approach procedures with GPS or RNAV in the procedure title. When using the Garmin VOR/LOC/GS receivers to fly the final approach segment, VOR/LOC/GS navigation data must be selected and presented on the CDI of the pilot flying.

d. Advisory vertical guidance deviation is provided when the GTN annunciates LNAV + V. Vertical guidance information displayed on the VDI in this mode is only an aid to help flight crews comply with altitude restrictions. When using advisory vertical guidance, the flight crew must use the primary barometric altimeter to ensure compliance with all altitude restrictions.

e. Not all published Instrument Approach Procedures (IAP) are in the navigation database. Flight crews planning to fly an RNAV instrument approach must ensure that the navigation database contains the planned RNAV Instrument Approach Procedure and that approach procedure must be loaded from the navigation database into the GTN system flight plan by its name. Users are prohibited from flying any approach path that contains manually entered waypoints.

f. IFR approaches are prohibited whenever any physical or visual obstruction (such as a throw-over yoke) restricts pilot view or access to the GTN and/or the CDI.

2.12 Autopilot Coupling

The flight crew may fly all phases of flight based on the navigation information presented to the flight crew; however, not all modes may be coupled to the autopilot. All autopilots may be coupled in Oceanic (OCN), Enroute (ENR), and Terminal (TERM) modes.

This installation is limited to:

- Lateral coupling only for GPS approaches. Coupling to the vertical path for GPS approaches is not authorized. (When an S-TEC 20/30 autopilot is installed)
- Lateral and vertical coupling for GPS approaches (only when an S-TEC 55X autopilot is installed).

2.13 Terrain Proximity Function (All Units)

Terrain and obstacle information appears on the map and terrain display pages as red and yellow tiles or towers, and is depicted for advisory use only. Aircraft manoeuvres and navigation must not be predicated upon the use of the terrain display. Terrain and obstacle information is advisory only and is not equivalent to warnings provided by TAWS.



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

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

NOTE

Terrain and TAWS are separate features and mutually exclusive. If "TAWS B" is shown on the bottom right of the dedicated terrain page, then TAWS is installed.

2.14 TAWS Function

Flight crews are authorized to deviate from their current ATC clearance to the extent necessary to comply with TAWS warnings. Navigation must not be predicated upon the use of TAWS.

If an external TAWS annunciator panel is installed in the aircraft, this annunciator panel must be fully functional in order to use the TAWS system.

NOTE

Terrain and TAWS are separate features and mutually exclusive. If "TAWS B" is shown on the bottom right of the dedicated terrain page, then TAWS is installed.

2.15 Traffic Display

Traffic may be displayed on the GTN when connected to an approved optional TAS traffic device. These systems are capable of providing traffic monitoring and alerting to the flight crew. Traffic shown on the display may or may not have traffic alerting available. The display of traffic is an aid to visual acquisition and may not be utilized for aircraft manoeuvring.

2.16 StormScope® Display

StormScope® lightning information displayed by the GTN is limited to supplemental use only. The use of the StormScope® lightning data on the display for hazardous weather (thunderstorm) penetration is prohibited. StormScope® lightning data on the display is intended only as an aid to enhance situational awareness of hazardous weather, not penetration. It is the flight crew's responsibility to avoid hazardous weather using official weather data sources.

When the GTN StormScope® page is operating without a heading source, as indicated by the "HDG N/A" label at the upper right corner of the StormScope® page, strikes must be cleared after each heading change.

2.17 Flight Planner/Calculator Functions

The Fuel Planning page uses Fuel on Board or Fuel Flow as received from an on board fuel totalizer, as entered by the pilot at system start-up, or as entered by the pilot when on the Fuel Planning page. This is *not* a direct indication of actual aircraft fuel flow or fuel on board and those values are only used for the Fuel Planning page. The fuel required to destination is only a calculated and predicted value based on the data entered into the planner. It is not a direct indication of how much fuel the aircraft will have upon reaching the destination.

2.18 Glove Use / Covered Fingers

No device may be used to cover fingers used to operate the GTN unless the Glove Qualification Procedure located in the Pilot's Guide/Cockpit Reference Guide has been successfully completed. The Glove Qualification Procedure is specific to a pilot / glove / GTN 725, 750 or GTN 625, 635, 650 combination.



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

2.19 Demo Mode

Demo mode may not be used in flight under any circumstances.

2.20 Telephone Audio

Telephone audio may not be distributed to the pilot or co-pilot unless a phone call is active.

2.21 Phone/SMS Suppress Visuals Setting

During installation, the GTN was configured to suppress visual alerts during approach, missed approach, and terminal operations for the GSR 56 Iridium Phone and SMS features. The Suppress Visuals setting on the Service-Phone page must not be changed from "On during APR/MAPR/TERM".



Section 3. EMERGENCY PROCEDURES

3.1 TAWS or GPWS WARNING

Red annunciator and aural "PULL UP":

- Autopilot DISCONNECT
- Aircraft Control INITIATE MAXIMUM POWER CLIMB
- Airspeed BEST ANGLE OF CLIMB SPEED

After Warning Ceases:

- Power MAXIMUM CONTINUOUS
- Altitude CLIMB AND MAINTAIN SAFE ALTITUDE

Advise ATC of Altitude Deviation, if appropriate.

NOTE

Only vertical manoeuvres are recommended, unless either operating in visual meteorological conditions (VMC), or the flight crew determines, based on all available information, that turning in addition to the vertical escape manoeuver is the safest course of action, or both.



Section 4. ABNORMAL PROCEDURES

4.1 LOSS OF GPS/SBAS NAVIGATION DATA

When the GPS/SBAS receiver is inoperative or GPS navigation information is not available or invalid, the GTN will enter one of two modes: Dead Reckoning mode (DR) or Loss of Integrity mode (LOI). The mode is indicated on the GTN by an amber "DR" or "LOI".

If the Loss of Integrity annunciation is displayed, revert to an alternate means of navigation appropriate to the route and phase of flight.

If the Dead Reckoning annunciation is displayed, the map will continue to be displayed with an amber 'DR' overwriting the own-ship icon. Course guidance will be removed on the CDI. Aircraft position will be based upon the last valid GPS position, then estimated by Dead Reckoning methods. Changes in true airspeed, altitude, heading, or winds aloft can affect the estimated position substantially. Dead Reckoning is only available in Enroute and Oceanic modes. Terminal and Approach modes do not support Dead Reckoning.

If Alternate Navigation Sources (ILS, LOC, VOR, DME, ADF) Are Available:

Navigation **USE ALTERNATE SOURCES**

If No Alternate Navigation Sources Are Available:

4.2 DEAD RECKONING (DR) MODE:

Navigation **USE GTN**

NOTE

All information normally derived from GPS will become less accurate over time.

4.3 LOSS OF INTEGRITY (LOI) MODE:

Navigation **FLY TOWARDS KNOWN VISUAL CONDITIONS**

NOTE

All information derived from GPS will be removed.

NOTE

The airplane symbol is removed from all maps. The map will remain centered at the last known position. "NO GPS POSITION" will be annunciated in the center of the map.



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

4.4 GPS APPROACH DOWNGRADE

During a GPS LPV, LNAV/VNAV, or LNAV+V approach, if GPS accuracy requirements cannot be met by the GPS receiver, the GTN will downgrade the approach. The downgrade will remove vertical deviation indication from the VDI and change the approach annunciation accordingly from LPV, L/VNAV, or LNAV+V to LNAV. The approach may be continued using the LNAV only minimums.

During a GPS approach in which GPS accuracy requirements cannot be met by the GPS receiver for any GPS approach type, the GTN will flag all CDI guidance and display a system message "ABORT APPROACH-GPS approach no longer available". Immediately upon viewing the message, the unit will revert to Terminal navigation mode alarm limits. If the position integrity is within these limits lateral guidance will be restored and the GPS may be used to execute the missed approach, otherwise alternate means of navigation must be utilized.

4.5 LOSS OF COM RADIO TUNING FUNCTIONS

If alternate COM is available:

Communications USE ALTERNATE COM

If no alternate COM is available:

COM RMT XFR key (if installed).. PRESS AND HOLD FOR 2 SECONDS

NOTE

This procedure will tune the active COM radio the emergency frequency 121.5, regardless of what frequency is displayed on the GTN. Certain failures of the tuning system will automatically tune 121.5 without flight crew action.

4.6 LOSS OF AUDIO PANEL FUNCTIONS (GMA 35 Only)

Audio Panel Circuit BreakerPULL

NOTE

This procedure will force the audio panel into fail safe mode which provides only the pilot with communications and only on a single COM radio. If any non GTN 750 COM is installed, communication will be only on that radio. If only a GTN 750 is installed in the aircraft, then the pilot will have only the GTN 750 COM available. No other audio panel functions including the crew and passenger intercom will function.

4.7 TAWS CAUTION

When a TAWS CAUTION occurs, take corrective action until the alert ceases. Stop descending or initiate either a climb or a turn, or both as necessary, based on analysis of all available instruments and information.

4.8 TAWS INHIBIT

The TAWS Forward Looking Terrain Avoidance (FLTA) and Premature Descent Alerts (PDA) functions may be inhibited to prevent alerting, if desired. Refer to GTN Cockpit Reference Guide for additional information.



To Inhibit TAWS:

- Home HardkeyPRESS
- Terrain ButtonPRESS
- Menu ButtonPRESS
- TAWS Inhibit Button PRESS TO ACTIVATE

4.9 TER N/A and TER FAIL

If the amber **TER N/A** or **TER FAIL** status annunciator is displayed, the system will no longer provide TAWS alerting or display relative terrain and obstacle elevations. The crew must maintain compliance with procedures that ensure minimum terrain and obstacle separation.

DATA SOURCE - HEADING SOURCE INOPERATIVE OR CONNECTION TO GTN LOST MESSAGE

Without a heading source to the GTN, the following features will not operate:

GPSS will not be provided to the autopilot for heading legs. The autopilot must be placed in HDG mode for heading legs.

Map cannot be oriented to Heading Up.

All overlaying traffic data from a TAS/TCAS I or GDL 88 interfaced to an on board traffic system on the main map display. The flight crew must use the dedicated traffic page on the GTN system to display TAS/TCAS I or GDL 88 traffic data.

All overlaying StormScope® data on the main map display. The flight crew must use the dedicated StormScope® page on the GTN system to display StormScope® data.

StormScope® must be operated in accordance with Section 0 when no heading is available.

DATA SOURCE – PRESSURE ALTITUDE SOURCE INOPERATIVE OR CONNECTION TO GTN LOST MESSAGE

Without a barometric altitude source to the GTN, the following features will not operate:

Automatic leg sequencing of legs requiring an altitude source. The flight crew must manually sequence altitude legs, as prompted by the system.

4.10 UNRECOVERABLE LOSS OF ALL ELECTRICAL GENERATORS OR ALTERNATORS

Remove power from all equipment which is not necessary for flight, including GTN #2 if installed.



Section 5. NORMAL PROCEDURES

Refer to the Cockpit Reference Guide defined in Section 0 of this document or the Pilot's Guide defined in Section 0 for normal operating procedures and a complete list of system messages and associated flight crew actions. This includes all GPS operations, VHF communication and navigation, traffic, data linked weather, StormScope®, TAWS, and Multi-Function Display information.

The GTN 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 in VMC. Garmin provides training tools with the Pilot's Guide and PC based simulator. Pilots should take full advantage of these training tools to enhance system familiarization

5.1 Unit Power On

Database..... **REVIEW EFFECTIVE DATES**

Self Test **VERIFY OUTPUTS TO NAV INDICATORS**

Self Test - GPS Remote Annunciator:

VLOC **ILLUMINATED**

GPS **ILLUMINATED**

LOI or INTG **ILLUMINATED**

TERM..... **ILLUMINATED**

WPT **ILLUMINATED**

APR **ILLUMINATED**

MSG..... **ILLUMINATED**

SUSP or OBS **ILLUMINATED**

5.2 Before Takeoff

System Messages and Annunciators..... **CONSIDERED**

The G500 EHSI is used to display navigation data from the GTN the course pointer and the GTN will autoslew to the correct course when using GPS navigation. When using VLOC navigation the course pointer will not autoslew and must be rotated to the correct course by the pilot. For detailed information about the functionality of the EHSI system, refer to the EASA approved Flight Manual Supplement for that system.

CAUTION



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

The pilot must verify the active course and waypoint for each flight plan leg. The pilot must verify proper course selection each time the CDI source is changed from GPS to VLOC.

5.3 Autopilot Operation

The GTN may be coupled to an optional autopilot, if installed in the aircraft, when operating as prescribed in the LIMITATIONS section of this manual.

Autopilots coupled to the GTN system in an analogue (NAV) mode will follow GPS or VHF navigation guidance as they would with existing VOR receivers.

Autopilots that support GPSS or GPS Roll Steering in addition to the analogue course guidance will lead course changes, fly arcing procedures, procedure turns, and holding patterns if coupled in GPSS mode.

CAUTION

The GTN cannot provide course deviation to the autopilot for heading legs. Some autopilots do not allow the use of GPSS when course deviation is not provided.

For autopilot operating instructions, refer to the FAA approved Flight Manual or Flight Manual Supplement for the autopilot.

5.4 Coupling the Autopilot during approaches

CAUTION

When the CDI source is changed on the GTN, autopilot mode may change. Confirm autopilot mode selection after CDI source change on the GTN. Refer to the EASA/FAA approved Flight Manual or Flight Manual Supplement for the autopilot.

Analog only autopilots should use APR mode for coupling to LNAV approaches. Autopilots which support digital roll steering commands (GPSS) may utilize NAV mode and take advantage of the digital tracking during LNAV only approaches.

- This installation prompts the flight crew and requires the pilot to enable the approach outputs just prior to engaging the autopilot in APR mode.

To couple an approach:

Once established on the final approach course with the final approach fix as the active waypoint, the GTN will issue a flashing message indication.

Flashing Message Button.....PRESS
"Enable APR Output" Button.....PRESS



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

Section 6. PERFORMANCE

No change.

Section 7. WEIGHT AND BALANCE

See current weight and balance data.

Section 8. SYSTEM DESCRIPTIONS

8.1 Pilot's Guide

The Garmin GTN 6XX or GTN 7XX Pilot's Guide, part number and revision listed below, contain additional information regarding GTN system description, control and function. The Pilot's Guides *do not* need to be immediately available to the flight crew.

- GTN 6XX Pilot's Guide P/N 190-01004-03 Rev C or later
- GTN 7XX Pilot's Guide P/N 190-01007-03 Rev C or later

8.2 Leg Sequencing

The GTN supports all ARINC 424 leg types. Certain leg types require altitude input in order to sequence (course to altitude, for example). If a barometric corrected altitude source is not interfaced to the GTN, a popup will appear prompting the flight crew to manually sequence the leg once the altitude prescribed in the procedure is reached.

- This installation *has* a barometric corrected altitude source. The GTN will automatically sequence altitude legs.

8.3 Auto ILS CDI Capture

Auto ILS CDI Capture will not automatically switch from GPS to VLOC for LOC-BC or VOR approaches.

8.4 Activate GPS Missed Approach

- This installation *will* auto-switch from VLOC to GPS when the "Activate GPS Missed Approach" button is pressed.

8.5 Terrain Proximity and TAWS

The Obstacle Database has an area of coverage that includes the United States and Europe, and is updated as frequently as every 56 days.

To avoid unwanted alerts, TAWS may be inhibited when landing at an airport that is not included in the airport database.

NOTE



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

The area of coverage may be modified as additional terrain data sources become available.

- This installation supports *Terrain Proximity*. *No aural or visual alerts* for terrain or obstacles are provided. Terrain Proximity *does not* satisfy the TAWS requirement of 91.223.
- This installation supports *TAWS B*. Aural and visual alerts *will be* provided. This installation *does* support the TAWS requirement of 91.223.

8.6 GMA 35 Audio Panel

The GTN750 can interface to a GMA 35 remotely mounted audio panel and marker beacon receiver. Controls for listening to various radios, activating the cabin speaker, clearance playback control, and marker beacon are accessed by pressing the "Audio Panel" button on the GTN display screen. Volume controls for the audio panel are accessed by pressing the "Intercom" button on the GTN display screen.

8.7 Traffic System

This system is configured for the following type of traffic system. The Garmin GTN 6XX or GTN 7XX Cockpit Reference Guide or Garmin GTN 6XX or GTN 7XX Pilot's Guide provides additional information regarding the functionality of the traffic device.

- No traffic system is interfaced to the GTN.
- A TAS/TCAS I traffic system is interfaced to the GTN.

8.8 StormScope®

When optionally interfaced to a StormScope® weather detection system, the GTN may be used to display the StormScope® information. Weather information supplied by the StormScope® will be displayed on the StormScope® page of the GTN system. For detailed information about the capabilities and limitations of the StormScope® system, refer to the documentation provided with that system.

If the GTN system is receiving valid heading information, the StormScope® page will operate in the heading up mode as indicated by the label "HDG UP" presented at the upper right corner of the display. In this mode, information provided by the StormScope® system is displayed relative to the nose of the aircraft and *is* automatically rotated to the correct relative position as the aircraft turns.

If the GTN system is not receiving valid heading information, because the interfaced heading system has malfunctioned, the StormScope® page will continue to operate without a heading source and indicate "HDG N/A" in the upper right corner of the GTN display. In this mode, information provided by the StormScope® system is displayed relative to the nose of the aircraft but *is not* automatically rotated to the correct relative position as the aircraft turns. When operating in this mode, StormScope® strikes must be cleared after each turn the aircraft performs.



Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

8.9 Power

Power to the GTN is provided through a circuit breaker labeled NAV/GPS (1/2).

Power to the optional GTN COM is provided through a circuit breaker labeled COMM (1/2)

Power to the optional GMA 35 is powered through a circuit breaker labeled AUDIO.

8.10 Databases

Database versions and effective dates are displayed on the start-up page immediately after power-on. Database information can also be viewed on the System – System Status page.

The Obstacle Database coverage area includes the United States and Europe.

8.11 Airspace Depiction and Alerts

The GTN aides the flight crew in avoiding certain airspaces with Smart Airspace and airspace alerts.

Smart Airspace de-emphasizes depicted airspace that is not near the aircraft's current altitude. Airspace Alerts provide a message indication to the flight crew when the aircraft's current ground track will intercept an airspace type that has been selected for alerting.

NOTE

Smart Airspace and Airspace Alerts are separate features. Turning on/off Smart Airspace does not affect Airspace Alerts, and vice versa.

8.12 Transponder Control

The GTN can be interfaced to a Garmin transponder for control and display of squawk code, mode, and additional transponder functions. The activation of the "Enable ES" button on the transponder page does not indicate the aircraft is in full compliance with an ADS-B Out solution in accordance with TSO-C166b (1090ES). Consult your transponder documentation for additional information.



EMETTEUR / RECEPTEUR VHF RECEPTEUR VOR/ILS RECEPTEUR GPS GARMIN GTN 650/750

Ce supplément au manuel de vol contient les informations que les conditions de certifications exigent de fournir au pilote.

Ce supplément doit être inséré dans le Manuel de Vol approuvé par l'EASA quand le GTN 650/750 pour une utilisation VFR est installé.

Ces informations remplacent ou complètent celles du manuel de vol approuvé. Le manuel de vol reste valide pour toutes les limitations et procédures opérationnelles ainsi que les performances non incluses dans ce supplément.

Applicabilité

Type et modèle d'avion		Modification constructeur
DR400	Tous modèles	Modification mineure DET n°130201R2

Approbation

Amendement	Description	Date	Approbation
//////	Edition originale	19 mars 2013	EASA. 10044100
1	Intégration du GTN 750	06 septembre 2013	EASA. 10046306

Liste des pages en vigueur

Pages	Date
1 à 4	22 Juillet 2013



Les sections du manuel de vol DR 400 sont affectées de la façon suivante :

GENERALITES

Le GTN 650/750 est un appareil de radiocommunication et de radionavigation intégré qui possède les fonctions de récepteur / calculateur GPS, de récepteur / convertisseur VOR ILS, et, d'émetteur / récepteur VHF.

Ce supplément ne constitue pas une autorisation d'utilisation opérationnelle.

L'installation du GARMIN GTN 650/750, est conforme STC GARMIN EASA 10037574 pour une utilisation en VFR.

1. DESCRIPTION

Sans changement.

2. LIMITATIONS

Général

Le GTN 650/750 doit être utilisé conformément au manuel d'utilisation.

GTN 650 : Le manuel d'utilisation de référence 190-01004-03 Rév.C NOV 2012 ou dernière révision doit être disponible à bord de l'aéronef.

GTN 750 : Le manuel d'utilisation de référence 190-01007-03 Rév.B MARS 2011 ou dernière révision doit être disponible à bord de l'aéronef.

Le GTN 650/750 doit utiliser les dernières versions approuvées des logiciels suivants :

- Principale : 3.00
- GPS : 5.00
- COMM : 2.10
- NAV : 1.10

La principale version du logiciel est affichée sur la page du self test du GTN 650/750, ceci, 5 secondes après la mise en route.

La référence du logiciel indiquée dans le manuel d'utilisation doit être conforme à celle indiquée sur l'équipement.

Les équipements de navigation requis par la réglementation pour chaque phase de vol doivent être disponibles et en état de fonctionnement.



L'exactitude des informations de la base de données ne peut être garantie. En conséquence, il incombe au pilote de vérifier (si possible avant le vol) l'exactitude des informations contenues dans la base de données qui seront utilisées au cours du vol. Cette vérification devra se faire par rapport à la documentation officielle.

Etiquettes

Une plaquette de limitation portant la mention suivante :

« GPS UTILISABLE UNIQUEMENT EN VFR »

est accolée à proximité du GPS.

3. PROCEDURES D'URGENCES

Les pannes du système ou les conditions anormales sont indiquées par l'apparition d'un message MSG délivré par l'équipement Les annonceurs « MSG » (MeSsaGe) informent les pilotes de cette situation.

Perte de la fonction RAIM

En cas de perte du RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitor), utiliser les autres moyens de navigation approuvés pour la route ou la phase de vol. Toutefois, en phase en route, on peut continuer à utiliser le GPS ; dans ce cas, la position doit être vérifiée toutes les 15 minutes à l'aide des autres moyens de navigation.

Perte de la navigation GPS

Si l'information de navigation du GPS est perdue ou déclarée invalide, utiliser les autres moyens de navigation disponibles.

L'ATC doit être contacté et informé, pour un retour à une navigation classique.



4. PROCEDURES NORMALES

GTN 650 : Les procédures normales sont décrites dans le manuel d'utilisation du GARMIN GTN 650 référencé : 190-01004-03 Rév.C NOV 2012 ou révision plus récente.

GTN 750 : Les procédures normales sont décrites dans le manuel d'utilisation du GARMIN GTN 650 référencé : 190-01007-03 Rév.B MARS 2011 ou révision plus récente.

Les informations de navigation GPS, VOR et ILS apparaissent sur l'indicateur GI 106A si installé.

La sélection des informations est obtenue en exerçant une pression sur la touche CDI du GTN 650/750.

Cette sélection est annoncée par l'allumage du voyant :

- VLOC (voyant blanc) dans le cas d'une sélection des informations VOR ILS.
- GPS (voyant vert) dans le cas d'une sélection des informations GPS.

Les autres informations disponibles sont annoncées par les voyants installés à proximité de l'indicateur et sont les suivantes :

- MSG couleur ambre Clignote quand le GPS vous informe d'un message.
Reste allumé tant qu'un message reste d'actualité.
- WPT couleur ambre Clignote lorsque l'aéronef est à 15 secondes d'un point tournant annonçant un changement de course.
Reste allumé lorsque l'aéronef est à 2 secondes d'un point tournant annonçant un changement de course. Le voyant ne s'éteint qu'après avoir effectué le changement de course.

5. PERFORMANCES

Sans changement.

6. MASSE ET CENTRAGE

Sans changement.



EXTINCTEUR A344 A344 FIRE EXTINGUISHER

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.

This flight manual supplement includes the information to be provided to the pilot, as required by the certification basis. The information provided supersedes or completes the one of the French "Manuel de vol" approved.

Amendement <i>Amendment</i>	Date	Description	Approbation <i>Approval</i>
///////	septembre 2015	Edition originale <i>Original issue</i>	EASA 10055267 Du 27/10/2015

APPLICABILITE

APPLICABILITY

Type d'avion <i>Aircraft type</i>	Modification constructeur <i>Manufacturer change</i>
DR300 DR400	Dossier d'Evolution Technique DET 141102

Liste des pages effectives

LIST OF EFFECTIVE PAGES

Pages	Date
1 à (to) 4	22 septembre 2015



PRESENTATION



Un extincteur aéronautique A344 peut être installé en option dans la cabine du DR300 et DR400. L'extincteur est du type portable à fonctionnement manuel.

Il est installé au moyen d'un berceau à grenouillère et clips fixé entre les jambes du passager arrière droit, derrière la place co-pilote de façon à être facilement accessible par le pilote et les passagers.

An aeronautical fire extinguisher A344 can be optionally installed in the cabin of the DR300 or DR400. The fire extinguisher is portable type with manual functioning.

It is installed by means of a bracket and clips support fixed to between the legs of the rear right side passenger. It can be easily reached by the pilot and passenger.

INTRODUCTION

MANUEL DE VOL

Lors de l'installation de l'extincteur A344, les sections du manuel de vol sont affectées de la façon suivante:

Section 0 – Généralités

Inchangé.

Section 1 – Description

Inchangée.

FLIGHT MANUAL

When installing A344 fire extinguisher, the sections of the aircraft flight manual are affected as follows:

Section 0 - General

Not affected.

Section 1 - Description

Not affected



Section 2 – Limitations

L'usage de l'extincteur A344 est limité en durée d'utilisation à 5 secondes maximum pour minimiser le danger dû à la concentration en gaz toxique (Halon).

Une étiquette affichant le texte suivant doit être en place sur l'extincteur:

EXTINCTEUR A344
Utilisation verrière fermée
OUVRIR LES AERATEURS
A UTILISER PENDANT 5 sec. MAXI

A344 FIRE EXTINGUISHER
Closed canopy operation
OPEN AIR VENTS
OPERATE DURING 5 sec. MAXI

Etiquette installée sur le haut de l'extincteur au-dessus des instructions d'utilisation.

Section 2 - Limitations

The use of the A344 extinguisher is limited to 5 seconds maximum, in order to minimize the danger due to the concentration in poison gas (Halon).

Placards with following text must be in place on the extinguisher:

Placard installed at the top of the extinguisher above operations instructions.

Section 3 - Procédures d'urgence

Fumée et/ou feu cabine

Utiliser l'extincteur pendant 5 secondes.

Ouvrir toutes les aérations cabines

Note : les instructions d'utilisation sont décrites sur l'extincteur.

Section 3 - Emergency procedures

Smoke and/or cabin fire

Use the fire extinguisher during 5 seconds.

Open all cabin air vents

Note: the instructions of use are described on the fire extinguisher.



Section 4 - Procédures normales

Vérifications cabine avant mise en route :

Extincteur :

Vérifier la bonne fixation.

Vérifier que la pression est dans la zone verte.

Section 4 - Normal procedures

Cabin interior check before start-up.

Check the extinguisher fixation.

Check that the gauge pressure is in the operable (green) range.

Section 5 – Performances

Inchangée.

Section 5 - Performance

Not affected.

Section 6 - Masse et centrage

Inchangée.

Section 6 - Weight and balance

Not affected.

**TRANSPONDEURS GARMIN
GTX335/345 avec ADS-B
GARMIN TRANSPONDERS
GTX335/345 with ADS-B**

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.

Le manuel de vol reste valide pour toutes les limitations et procédures opérationnelles ainsi que les performances non incluses dans ce supplément.

This supplement includes the information to be provided to the pilot, as required by the certification basis.

The information either supplements or overrides those in the approved flight manual.

The flight manual remains valid for what concerns limitations and operating procedures as well as performance not included in this supplement.

Applicabilité

Applicability

Type et modèle d'avion <i>Aircraft type and model</i>		Modification constructeur <i>Manufacturer change</i>
DR400 & DR3XX	Tous modèles <i>All models</i>	DET 161202

Approbation

Approval

AVERTISSEMENT

WARNING

Ce supplément au manuel de vol est une traduction française de courtoisie, des informations jugées nécessaires de fournir au pilote.

Il est rédigé sur la base des suppléments approuvés FAA (190-00734-15 Rev.2) et EASA (190-00734-16 Rev.1) en vigueur à la date de publication de ce document.

This flight manual supplement is a courtesy French translation of information deemed necessary to provide of the pilot.

This AFMS is based on approved FAA (190-00734-15 Rev.2) and approved EASA (190-00734-16 Rev.1) flight manual supplements in the publication date of this document.

Les suppléments approuvés par la FAA (190-00734-15) et l'EASA (190-00734-16) dans leur dernière version doivent être insérés dans le manuel de vol approuvé lorsqu'un transpondeur GARMIN GTX3x5 est installé dans l'aéronef pour une utilisation de la fonction ADS-B.

La mise à jour de la documentation est de ce fait, à la charge du propriétaire ou de l'exploitant de l'aéronef.

Ce supplément CEAPR peut être utilisé en lieu et place des suppléments FAA et EASA approuvés, sous la seule responsabilité du propriétaire ou de l'exploitant de l'aéronef.

FAA Approved Supplement (190-00734-15) and EASA Approved Supplement (190-00734-16) in their latest version must be included in the approved flight manual when a GARMIN GTX3x5 transponder is installed in the aircraft for use of the ADS-B function.

The up to date of the documentation is therefore at the expense of the owner or operator of the aircraft.

This CEAPR supplement may be used instead of approved FAA and EASA supplements, under the responsibility of the owner or operator of the aircraft.

Liste des pages en vigueur

List of effective pages

Pages	Date
1 à (to) 10	Dec. 2017

INTRODUCTION

Ce supplément au manuel de vol permet de renseigner les différentes données liées à l'utilisation en ADS-B d'un transpondeur de type GTX3x5.

This Supplement allows to describe data due to the use of GTX3x5 transponders in ADS-B mode.

MODIFICATION

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

The sections of the aircraft flight manual are affected as follow:

0. GENERALITES

Section non affectée.

0.GENERAL

No change.

1. DESCRIPTION

Section non affectée.

1.DESCRPTION

No change.

2. LIMITATIONS

2.1 Général

Le GTX335 ou GTX345 doit être utilisé conformément au manuel d'utilisation Garmin.

Le manuel d'utilisation de référence 190-01499-00 Rev.C dans sa dernière version doit être disponible à bord de l'aéronef.

2. LIMITATIONS

2.1 General

The GTX335 or GTX345 must be used in accordance the Garmin owner's manual.

The pilot's reference guide 190-01499-00 Rev.C in its latest revision must be available on board of the aircraft.

2.2 Equipement minimum

Les GTX33X et GTX3X5 doivent avoir les systèmes suivant totalement fonctionnel afin de répondre aux exigences 14 CFR 91.227 pour une utilisation en ADS-B Out (Automatic Dependent Surveillance – Broadcast) :

2.2 Minimum Equipment

The GTX33X and GTX3X5 must have the following system interfaces fully functional in order to be compliant with the requirements for 14 CFR 91.227

ADS-B Out (Automatic Dependent Surveillance-Broadcast) operations:

Equipements requis <i>Interfaced Equipment</i>	Nombre installé <i>Number Installed</i>	Nombre requis <i>Number required</i>
Source de pression altitude <i>Uncorrected Pressure Altitude Source</i>	1	1
Source de position GPS <i>GPS SBAS Position Source</i>	1 ou plus <i>1 or more</i>	1
Système de contrôle d'affichage à distance (pour les transpondeurs équipés) <i>Remote Control Display (for remotely mounted transponders)</i>	1 ou plus <i>1 or more</i>	1

2.3 ADS-B Out

Les GTX33X et GTX3X5 répondent aux exigences du paragraphe 14 CFR 91.227 pour une utilisation de l'ABS-B OUT seulement lorsque toutes les fonctions requises sont opérationnelles. Lorsque le système n'est pas opérationnel, un message d'erreur ADS-B Out sera affiché sur l'interface de commande à distance ou sur l'interface du transpondeur GTX.

2.3 ADS-B Out

The GTX33X and GTX3X5 only comply with 14 CFR 91.227 for ADS-B Out when all required functions are operational. When the system is not operational, ADS-B Out transmit failure messages will be present on the remote control display interface, or the GTX330 or GTX3X5 panel display.

2.4 Affichage du trafic TIS avec l'angle de navigation de l'utilisateur

L'affichage du trafic TIS à partir d'un GTX33/330 ou GTX335 n'est pas autorisé avec une interface d'affichage à distance configurée pour ce type d'utilisation.

2.4 TIS Traffic Display with User Navigation Angle

Display of TIS traffic from a GTX33/330 or GTX335 is not permitted with an interfacing display configured for a navigation angle of "user".

2.5 Logiciel système applicable

Les GTX335 ou GTX345 doivent utiliser les dernières versions approuvées des logiciels suivant :

- GTX335 : Logiciel principal version 8.02 (ou version ultérieure)
- GTX345 : Logiciel principal version 2.02 (ou version ultérieure)

La version du logiciel principal du GTX est affichée sur l'écran de démarrage durant la mise en fonction du GTX ou sur la page système de l'affichage de commande à distance pour les transpondeurs GTX équipés.

2.6 Arrêt de la diffusion des informations de pression altitude

Lors d'un vol dans un espace aérien nécessitant un émetteur ADS-B Out conforme au paragraphe 14 CFR 91.227, l'arrêt de la diffusion des informations de pression altitude ne doit être réalisé que sur demande du contrôle de la circulation aérienne. Il est possible d'arrêter de transmettre ces information en sélectionnant le mode ON du transpondeur.

2.7 Affichage des données météo.

N'utilisez pas les informations météo données par l'instrument lors d'un vol dans, près ou autour de zones météorologiques dangereuses. Les informations fournis par l'instrument peuvent ne pas décrire avec précision les conditions météorologiques actuelles.

N'utilisez pas les informations de temps ou de durée indiqués par l'instrument pour déterminer l'état d'un événement météorologique, en raison du retard inhérent à la collecte et au traitement des données météo. L'information météorologique donnée par l'instrument peut être significativement plus âgé que l'évènement météo actuel.

2.5 Applicable system software

The GTX335 or GTX345 must use the latest approved versions of following softwares.

- GTX335 Main SW Version : 8.02 (or later)
- GTX345 Main SW Version : 2.02 (or later)

The Main GTX software version is displayed on the splash screen during start up for the GTX panel mounted units, or System page on the interfaced remote control display for remotely mounted GTX transponders.

2.6 Pressure Altitude Broadcast Inhibit (PABI)

Pressure Altitude Broadcast Inhibit shall only be enabled when requested by Air Traffic Control while operating within airspace requiring an ADS-B Out compliant transmitter per 14 CFR 91.227. PABI is enabled by selecting the GTX to ON mode.

2.7 Datalinked Weather Display (GTX345 Only)

Do not use datalink weather information for maneuvering in, near, or around areas of hazardous weather. Information provided by datalink weather products may not accurately depict current weather conditions.

Do not use the indicated datalink weather product age to determine the age of the weather information shown by the datalink weather product. Due to time delays inherent in gathering and processing weather data for datalink transmission, the weather information shown by the datalink weather product may be significantly older than the indicated weather product age.

2.8 Appareils électroniques portatifs.

La fonctionnalité Bluetooth dans les avions de classe IV n'est pas approuvée en vertu du STC EASA et doit être désactivée. Une approbation supplémentaire est requise pour activer la fonctionnalité Bluetooth pour cette classe d'aéronef.

L'interface déportée et les données fournies par le GTX à l'appareil portatif ne sont pas approuvées pour remplacer l'équipement aéronautique requis. Les données présentées sur l'appareil portatif peuvent ne pas être suffisamment précises pour être la seule source d'information permettant de prendre des décisions tactiques ou stratégiques.

L'utilisation d'un appareil d'affichage électronique portatif pendant les phases critiques du vol par le pilote est interdite.

2.8 Portable Electronic Devices

Bluetooth functionality in Class IV aircraft is not approved under this STC and must be disabled. Additional approval is required to enable Bluetooth functionality for this class of aircraft.

The Connex interface and data provided by the GTX to a PED is not approved to replace required aircraft equipment. The data presented on the PED may not have the required integrity to be used as the sole source of information to base tactical or strategic decision making.

Use of the Connex interface during critical phases of flight by the pilot flying is prohibited.

**3. PROCEDURES
D'URGENCES**

Les pannes du système ou les conditions anormales sont indiquées par l'apparition d'un message délivré par l'équipement. L'ensemble des messages de pannes ou conditions anormales sont répertoriés et expliqués dans le manuel d'utilisation GARMIN 190-01499-00 RevC, § 7 « TROUBLESHOOTING »

3.1 Perte des données de position GPS/SBAS.

Si le récepteur GPS/SBAS n'est plus opérant ou si l'information de position GPS n'est pas disponible ou est invalide, le transpondeur GTX va arrêter de transmettre les données ADS-B Out assez rapidement.

Cas d'un GTX 3X5 :

Affichage du message « NO 1090 TX »

- Source de position GPS.....Vérifiée valide

Cas d'un GTX33 ou GTX3X5R :

Se référer à la documentation pour connaître le message d'erreur affiché.

- Source de position GPS.....Vérifiée valide

3.2 Cas d'une installation à double transpondeur GTX3XR avec G950/1000.

Si le transpondeur #1 tombe en panne et que le transpondeur #2 est activé par le pilote, un message d'alerte s'affichera sur l'affichage du G1000 jusqu'à ce que l'alimentation du transpondeur #1 soit coupé.

Transpondeur #1 en panne, transpondeur #2 actif

- Breaker transpondeur #1.....Tiré

3: EMERGENCY PROCEDURES

The GTX 3X5 display system sends messages to the flight crew when trouble or otherwise abnormal conditions are detected. All trouble messages or abnormal conditions messages are listed on the GARMIN "Pilot's guide" 190-01499-00 RevC §7 "TROUBLESHOOTING"

3.1 LOSS OF GPS/SBAS POSITION DATA

When the GPS/SBAS receiver is inoperative or GPS position information is not available or invalid, the GTX will no longer be transmitting ADS-B Out data.

For GTX 3X5 installations:

NO 1090ES TX annunciator illuminated:

- Interfaced GPS position sources VERIFY VALID POSITION

For GTX 33 and GTX 3X5R installations:

Reference Display Device documentation for applicable annunciation:

- Interfaced GPS position sources VERIFY VALID POSITION

3.2 Dual GTX 3X5R Transponders in a G950/1000 installation

If Transponder #1 fails and Transponder #2 is activated by the pilot, the G1000 display will provide nuisance alerts unless power is removed from Transponder #1.

Transponder #1 Failed, Transponder #2 Active

- Transponder #1 Circuit Breaker PULL

4. PROCEDURES NORMALES

Les procédures normales sont décrites dans le manuel d'utilisation des transpondeurs GTX335/345 référencé 190-01499-00 RevC.

A la mise en route du système.

1. Mode GTX..... « ALT » vérifié
2. Message « NO 1090ES TX »
.....vérifié

Vérifier que le mode du transpondeur est sur «ALT» et prendre en considération le message «NO 1090ES TX» le cas échéant. (Ces messages peuvent apparaître lors de la mise en route du système et lorsque celui-ci commence à recevoir les informations des systèmes externes.)

Avant le décollage.

1. 1090ES TX CTL..... « ON » Vérifié
2. « NO 1090ES TX ».....Eteint

Le 1090ES TX CTL doit être en fonctionnement «ON» et le message «NO 1090ES TX» (ou tout autre message associé) ne doit pas apparaître.

5. PERFORMANCE

Section non affectée.

6. MASSE ET CENTRAGE

Section non affectée.

4 : NORMAL PROCEDURES

Normal procedures are described on the « Pilot's guide » 190-01499-00 RevC.

Unit Power ON

1. GTX Mode..... VERIFY ALT
2. NO 1090ES TX..... CONSIDERED

Check the GTX mode on "ALT" position and consider the "NO 1090ES TX" or "NO ADS-B" annunciation. (The NO ADS-B or NO 1090ES TX annunciation (or associated display annunciations) may illuminate as the unit powers on and begins to receive input from external systems, to include the SBAS position source.)

Before Takeoff

1. 1090ES TX CTL..... VERIFY ON
2. NO 1090ES TX ...EXTINGUISHED

1090ES TX CTL must be turned on and NO 1090ES TX Annunciation (or associated display annunciations) must be EXTINGUISHED

5. PERFORMANCES

No change

6. WEIGHT AND BALANCE

No change.

7. DESCRIPTION SYSTEMES

Transpondeur GTX335

Caractéristiques :

- ADS-B Out (*Automatic Dependant Surveillance Broadcast*) Diffusion automatique des données (immatriculation, altitude, vitesse, angle...) aux autres aéronefs et aux stations au sol.
- Affichage du trafic (TIS) et alerte oral.
- Alerte d'écart d'altitude.
- Timer : Chrono, compte à rebours, vol, voyage.
- Affichage de la température extérieure.(option)
- Altitude / pression
- GPS interne (option)

Transpondeur GTX345

Lorsqu'il est connecté aux équipements adaptés, le GTX345 permet d'avoir accès aux fonctionnalités ADS-B In (Réception des données des autres aéronefs et contrôle au sol).

- ADS-B Out
- ADS-B In (Réception des données d'autres aéronefs et des stations au sol) et alerte oral.
- Prise en compte du système de conseil de trafic TCAD/TAS/TCAS I
- Affichage des données météo et informations de vol (FIS-B/Flight Information Services-Broadcast) (METAR, TAF, NOTAM ...).
- Alerte d'écart d'altitude
- Timer : Chrono, compte à rebours, vol, voyage.
- Affichage de la température extérieure.(option)
- Altitude / pression
- GPS interne (option)

7. SYSTEMS DESCRIPTION

GTX335 Transponder

GTX335 Features:

- ADS-B Out (*Automatic Dependant Surveillance Broadcast*), transmission of Flight ID, Altitude, Speed, angle...
- TIS traffic display output and aural alerting
- Altitude deviation alerting
- Timers: count up, count down, flight, trip
- Static (Outside) air temperature display (Optional)
- Density and pressure altitude display
- Internal GPS (Optional)

GTX345 Transponder

The GTX 345 includes ADS-B In functionality, when connected to a suitable display.

GTX345 Features:

- ADS-B Out
- Dual-band ADS-B In traffic display output and aural alerting
- Integration with TCAD/TAS/TCAS I traffic systems
- FIS-B weather and flight information display output (METARs, TAFs, NOTAMs,...)
- Bluetooth interface provides traffic, weather, and attitude data to a Portable Electronic Device (PED)
- Altitude deviation alerting
- Timers: count up, count down, flight, trip
- Static (Outside) air temperature display (optional)
- Density and pressure altitude display
- Internal GPS (Optional)

8. MANŒUVRE ENTRETIEN
MAINTENANCE

Section non affectée

8. MAINTENANCE
PROCEDURE

No change

Train d'atterrissage CEAPR CEAPR Landing gear

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.

This Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS) includes the material required to be furnished to the pilot and additional information provided by the manufacturer. The information contained herein supplements or supersedes any existing supplement concerning the approved Aircraft Flight Manual.

Applicabilité

Applicability

Type et modèle d'avion <i>Aircraft type and model</i>		Modification constructeur <i>Manufacturer change</i>
DR253 DR300	Tous modèles modifiés selon Instruction n°1002889 <i>All models transformed by Instruction n°1002889</i>	DET170103
DR400	Tous modèles avant l'année 1977 et modifiés selon Instruction n°1002889 <i>All models before the year 1977 and transformed according to Instruction n°1002889</i>	

Approbation

Approval

Amendement <i>Amendment</i>	Date	Description	Approbation <i>Approval</i>
0	14/12/17	Original	EASA MAJOR CHANGE APPROVAL N°10064051

Liste des pages en vigueur

List of effective pages

Pages	Date
1 à (to) 6	December 2017

INTRODUCTION

Ce supplément au manuel de vol permet de renseigner les différentes données liées à l'installation des trains d'atterrissage CEAPR sur les appareils de type DR253, DR300 et DR400 préalablement équipés de trains d'atterrissage SAB.

This Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS) allows to describe data due to the installation of CEAPR landing gears on aircrafts type DR253, DR300 & DR400 all models beforehand equipped with SAB landing gears.

MODIFICATION

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

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

0. GENERALITES

Section non affectée.

GENERAL

No change.

1. DESCRIPTION

TRAIN D'ATTERRISSAGE

Type Tricycle Fixe

Dimension des pneus
.....380 x 150 ou 500 - 5

Huile amortisseurs:
.....MIL. H. 5606 - A
.....NORME AIR 3520

1. DESCRIPTION

LANDING GEAR

Type Tricycle, Fixed

Tyre size
.....380 x 150 or 500 - 5

Shock absorber oil:
.....MIL. H. 5606 - A
.....NORME AIR 3520

Train d'atterrissage avant Nose landing gear

Pression Pressure	DR315 DR300/108 DR300/120 DR300/125	DR340 DR360 DR380 DR300/140 DR300/180R DR253	DR400/120 DR400/100 DR400/2+2 DR400/125	DR400/140 DR400/140B DR400/160 DR400/180 DR400/180R
Pneu Tire (bar)	1,6	1,8	1,6	1,8
Amortisseur Shock absorber (bar)	4	5	4	5

Atterrisseurs principaux
Main landing gear

Pression <i>Pressure</i>	DR315 DR300/108 DR300/120 DR300/125	DR340 DR360 DR380 DR300/140 DR300/180R DR253	DR400/120 DR400/100 DR400/2+2 DR400/125	DR400/140 DR400/140B DR400/160 DR400/180 DR400/180R
Pneu <i>Tire</i> (bar)	1.8	2	1.8	2
Amortisseur <i>Shock absorber</i> (bar)	6	6	6	6

FREINS

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

Huile de circuit hydraulique

.....MIL.H.5606 - A
.....Norme AIR 3520

BRAKES

The disc brakes are operated by independent hydraulic circuits on each main landing gear wheel.

Hydraulic circuit oil

..... MIL.H.5606 - A
.....Norme AIR 3520

2. LIMITATIONS

ETIQUETTES

Les étiquettes ci-dessous représentent les inscriptions qui doivent être affichées sur les carènes de roues.

Le type d'avion et les valeurs de pressions indiqués sur l'étiquette doivent être en accord avec le type d'avion en présence et les tableaux de pression ci-dessus.

La forme, la taille la police de caractère et les couleurs peuvent légèrement varier.

2:LIMITATIONS

PLACARDS

The diagrams below represent the placards that must be displayed on the fairings of the wheels.

The aircraft type, model and pressures indicated must be in accordance with the aircraft.

The shape, size, typeface and colours may vary slightly.

Exemple d'étiquette de train
Landing gears placard example

<i>Type</i> TRAIN AVANT / NOSE GEAR		<i>Type</i> TRAIN PRINCIPAL / MAIN GEAR	
PNEU / TYRE	Pression	PNEU / TYRE	Pression
AMORTISSEUR SHOCK ABSORB.	Pression	AMORTISSEUR SHOCK ABSORB.	Pression

3. PROCEDURES D'URGENCES

Section non affectée.

4. PROCEDURES NORMALES

Section non affectée

5. PERFORMANCE

Section non affectée

6. MASSE ET CENTRAGE

Section non affectée.

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.

3 :EMERGENCY PROCEDURES

No change.

4 :NORMAL PROCEDURES

No change.

5.PERFORMANCES

No change.

6.WEIGHT AND BALANCE

No change.

7. SYSTEMS DESCRIPTION

Use of the brakes

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

- *During the pre-flight inspection, 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...).*
- *Do not taxi with power and control the speed with the brakes.*

- 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.
- *Brake intermittently rather than continuously to allow the brakes to cool between applications.*
- *Taxi at a moderate speed; it is safer both for you and for other users of the airfield.*

8. MANOEUVRE ENTRETIEN
MAINTENANCE

Section non affectée.

8. MAINTENANCE
PROCEDURE

No change

VOL SANS CARENES DE ROUES OPERATION WITHOUT WHEEL SPAT

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.

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

The information contained herein supplements or supersedes any existing supplement concerning the approved Aircraft Flight Manual.

Applicabilité

Applicability

Type et modèle d'avion <i>Aircraft type and model</i>		Modification constructeur <i>Manufacturer change</i>
DR253 DR300 DR400	Tous types / <i>All types</i>	DET180102

Approbation

Approval

Amendement <i>Amendment</i>	Date	Description	Approbation <i>Approval</i>
0	21/06/2018	Edition originale <i>Original issue</i>	EASA MINOR CHANGE APPROVAL 10065924

Liste des pages en vigueur

List of effective pages

Pages	Date
1 à (to) 5	Janvier 2018 / <i>January 2018</i>

INTRODUCTION

Ce supplément au manuel de vol permet de renseigner les différentes données liées à l'utilisation des appareils sans carènes de roues.

Ce supplément a pour but d'autoriser, à titre exceptionnel et de manière ponctuelle (carène endommagée, piste détrempee et/ou boueuse) l'utilisation des appareils sans carènes de roues, afin d'éviter l'immobilisation de ceux-ci.

MODIFICATION

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

0. GENERALITES

Section non affectée.

1. DESCRIPTION

Section non affectée.

2. LIMITATIONS

UTILISATION SANS CARENES DE ROUES.

Le vol sans carènes de roues est possible à condition d'être réservé à des cas exceptionnels nécessitant le retrait de celles-ci. (Carène endommagée, conditions hivernales, piste boueuse ou détrempee).

Dans l'un de ces cas, il est nécessaire de démonter les carènes de roues en respectant la symétrie de l'avion. (Le démontage de la carène de train principal droit s'accompagne obligatoirement du démontage de la carène de train principal gauche.)

This Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS) allows to describe data due to a use of the aircrafts without wheel spat.

This AFMS exceptionally and punctually authorized (wheel spat damaged, wet and/or muddy runway) a use of the aircrafts without wheel spat to avoid a grounding of the aircrafts.

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

0. GENERAL

No change.

1. DESCRIPTION

No change

2. LIMITATIONS

OPERATION WITHOUT WHEEL SPAT.

Flight without wheel spat is possible but reserved for exceptional cases requiring it removal. (Damaged spat, winter conditions, muddy or wet runway).

In one of these cases, it is necessary to remove the wheel spats respecting the symmetry of the aircraft. (The removal of the right main landing gear spat is automatically entailed by the removal of the left main landing gear spat.)

▲ **ATTENTION** : Le retrait des carènes de roue engendre une diminution globale des performances de l'avion pouvant atteindre 6% (Voir §5 PERFORMANCES), malgré un fonctionnement satisfaisant des autres systèmes.

SURFACE DES PISTES

Cet avion peut atterrir et décoller sur n'importe quelle surface de piste.

■ **REMARQUE** : les pistes non préparées ou sommairement préparées peuvent présenter des trous, des bosses ou des cailloux, susceptibles d'endommager l'hélice, les trains, le système de freinage, la voilure, les volets, le fuselage ou d'autres éléments par projection. Il est donc nécessaire de rester vigilant lors d'une utilisation des appareils sans carènes de roue. (Voir §4 PROCEDURES NORMALES)

▲ **WARNING**: Wheel spat removal entails a global performances decrease which could reach 6%. (See §5 PERFORMANCES), despite a satisfactory operation of the other systems.

RUNWAY SURFACES

This aircraft can take-off and land on any runway surface.

■ **REMARK**: unprepared or rough runways may have holes, bumps or stones that could damage the propeller, landing gears, wings, flaps, fuselage, or other projecting parts. Therefore, it is necessary to be vigilant when the aircraft is used without wheel spat. (See §4 NORMAL PROCEDURES)

3. PROCEDURES D'URGENCES

Section non affectée.

3. EMERGENCY PROCEDURES

No change.

4. PROCEDURES NORMALES

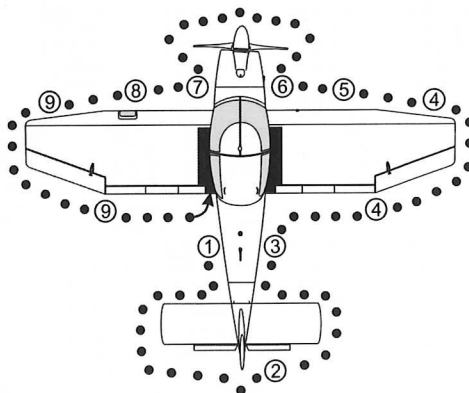
INSPECTION PREVOL

A effectuer avant chaque vol.

4. NORMAL PROCEDURES

PRE-FLIGHT INSPECTION.

To be done before each flight.



Les points suivants doivent être ajoutés à la visite prévol en y portant une attention particulière :

5 _____

- a) Train principal droit :
Fixation et état vérifiés
Enfoncement amortisseur normal
Etat pneu : gonflage usure
Système de freinage : état, fixation, tuyauterie.
- b) Voilure :
IntradosEtat vérifié et propre (pas d'accumulation de débris).
- c) Volet :
IntradosEtat vérifié et propre.
- d) Fuselage :Etat vérifié et propre.

7 _____

- a) Train avant :
Fixation et état vérifiés
Enfoncement amortisseur normal
Etat pneu : gonflage usure
- b) Fuselage :Etat vérifié et propre.
- c) Capot moteur :Etat vérifié et propre.

8 _____

- a) Train principal gauche :
Fixation et état vérifiés
Enfoncement amortisseur normal
Etat pneu : gonflage usure
Système de freinage : état, fixation, tuyauterie.
- b) Voilure :
IntradosEtat vérifié et propre (pas d'accumulation de débris).

The following points should be added to the pre-flight visit with special attention:

5 _____

- a) *Right main undercarriage:*
Check attachment and condition.
Shock absorber compression normal
Tyre condition: inflation and wear.
Break system: condition, attachment, piping checked.
- b) *Wing :*
Intrados.....Condition checked and clean.
- c) *Flaps :*
Intrados.....Condition checked and clean.
- d) *Fuselage:Condition checked and clean.*

7 _____

- a) *Nose undercarriage:*
Check attachment and condition.
Shock absorber compression normal
Tyre condition: inflation and wear.
- b) *Fuselage:Condition checked and clean.*
- c) *Engine cowls:*
.....Condition checked and clean.

8 _____

- a) *Left main undercarriage:*
Check attachment and condition.
Shock absorber compression normal
Tyre condition: inflation and wear.
Break system: condition, attachment, piping checked.
- b) *Wing :*
Intrados.....Condition checked and clean.

- c) Volet :
IntradosEtat vérifié
et propre.
- d) Fuselage :Etat vérifié
et propre.

- c) Flaps :
Intrados.....Condition
checked and clean.
- d) Fuselage:Condition
checked and clean.

5. PERFORMANCE

Performances de décollage

Augmentation de la distance de passage des 15m (50ft) de 3%

Performances de montée

Diminution de la Vz de 3%

Performances en palier

Diminution des vitesses de palier de 6%

6. MASSE ET CENTRAGE

Section non affectée.

7. DESCRIPTION SYSTEMES

Section non affectée.

8. MANŒUVRE ENTRETIEN MAINTENANCE

Section non affectée

5. PERFORMANCES

Take-off performances

Run to clear 15m (50ft) barrier increased by 3%

Climb performance

Vz decreased by 3%

Level flight performances

Level flight speeds decreased by 6%

6. WEIGHT AND BALANCE

No change.

7. SYSTEMS DESCRIPTION

No change

8. MAINTENANCE PROCEDURE

No change

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

Applicability

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

Approval

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

Liste des pages en vigueur

List of effective pages

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

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.

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

0. GENERALITES

Section non affectée.

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

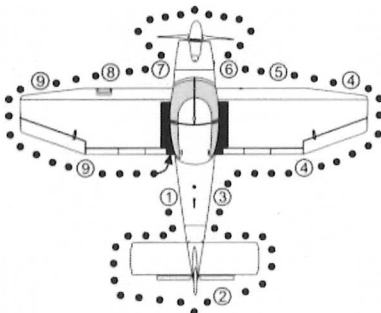
Les procédures normales sont les mêmes que celles de la Section 4 à l'exception de celles spécifiées ci-dessous :

4. NORMAL PROCEDURES

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

INSPECTION PREVOL

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 équipés 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'atterrissage avec la vanne de frein de stationnement engagée, les freins maintiennent, à l'atterrissage, 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

GARMIN Ltd. or its subsidiaries
c/o GARMIN International, Inc.
1200 E. 151st Street
Olathe, Kansas 66062 U.S.A.

FAA Approved
AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT
or
SUPPLEMENTAL AIRPLANE FLIGHT MANUAL
for the
GARMIN G5 ELECTRONIC FLIGHT INSTRUMENT
as installed in

Make and Model Airplane

Registration Number: _____ Serial Number: _____

This document serves as an Airplane Flight Manual Supplement or as a Supplemental Airplane Flight Manual when the aircraft is equipped in accordance with Supplemental Type Certificate SA01818WI for the installation and operation of the Garmin G5 Electronic Flight Instrument. This document must be carried in the airplane at all times.

The information contained herein supplements or supersedes the information made available to the operator by the aircraft manufacturer in the form of clearly stated placards or markings, or in the form of an FAA approved Airplane Flight Manual, only in those areas listed herein. For limitations, procedures and performance information not contained in this document, consult the basic placards or markings, or the basic FAA approved Airplane Flight Manual.

FAA APPROVED BY: _____

Robert Murray
ODA STC Unit Administrator
GARMIN International, Inc
ODA-240087-CE

DATE: 12/20/2017

© Copyright 2017
Garmin Ltd. or its subsidiaries
All Rights Reserved

Except as expressly provided herein, no part of this manual may be reproduced, copied, transmitted, disseminated, downloaded or stored in any storage medium, for any purpose without the express prior written consent of Garmin. Garmin hereby grants permission to download a single copy of this manual and of any revision to this manual onto a hard drive or other electronic storage medium to be viewed and to print one copy of this manual or of any revision hereto, provided that such electronic or printed copy of this manual or revision must contain the complete text of this copyright notice and provided further that any unauthorized commercial distribution of this manual or any revision hereto is strictly prohibited.

Garmin International, Inc.
1200 E. 151st Street
Olathe, KS 66062 USA
Telephone: 913-397-8200
www.garmin.com

Garmin International, Inc
Log of Revisions
FAA Approved AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT
or
SUPPLEMENTAL AIRPLANE FLIGHT MANUAL
GARMIN G5 ELECTRONIC FLIGHT INSTRUMENT

REV NO.	PAGE NO(S)	DESCRIPTION	DATE OF APPROVAL	FAA APPROVED
1	ALL	Original Issue	7/22/2016	Robert Murray ODA STC Unit Administrator
2	ALL	Added information regarding G5 DG/HSI.	4/28/2017	Robert Murray ODA STC Unit Administrator
3	ALL	Added interface to 3 rd party autopilots.	10/18/2017	Robert Murray ODA STC Unit Administrator
4	ALL	Added note to General section.	10/26/17	Paul Mast ODA STC Unit Administrator
5	ALL	Reformatted document. Updated system messages interface. Added DG/HSI reversion description.	See Cover	See Cover

This page intentionally left blank.

Table of Contents

Section 1 – General	1-1
Abbreviations and Terminology	1-2
Section 2 – Limitations	2-1
System Software Requirements	2-1
Use of Secondary Instruments	2-1
Kinds of Operations	2-1
Section 3 – Emergency Procedures	3-1
G5 Failure Indications	3-1
Attitude Failure.....	3-1
Heading Failure, Loss of Magnetometer Data, or Magnetic Field Error	3-1
GPS Failure	3-2
Attitude Aligning.....	3-2
Attitude Aligning / Keep Wings Level.....	3-2
Loss of Electrical Power to the G5 Display	3-2
Loss of Electrical Power to the GAD 29B (If Installed)	3-3
Section 4 – Normal Procedures	4-1
G5 Power Button and Knob.....	4-1
Backlight Intensity Adjustment.....	4-1
Prior to Flight in Instrument Meteorological Conditions.....	4-1
Autopilot Operations with the G5 HSI	4-2
Course / NAV Selection Coupling to the Autopilot (If Configured)	4-2
Heading Bug Coupling Capability to the Autopilot (If Configured).....	4-2
Roll Steering (GPSS) Emulated via HDG Mode (If Configured).....	4-2
Section 5 – Performance	5-1
Section 6 – Weight and Balance	6-1
Section 7 – System Description	7-1
System Messages.....	7-1

This page intentionally left blank.

SECTION 1 – GENERAL

The G5 Electronic Flight Instrument can display the following information to the pilot depending on the installation and location of the G5 instrument.

- Primary attitude
- Primary slip and turn rate information
- Primary heading
- Secondary airspeed
- Secondary altimeter
- Secondary ground track

When installed in place of the attitude indicator, the primary function of the G5 is to provide attitude information to the pilot. When installed in place of the rate of turn indicator, the primary function of the G5 is to provide turn rate and slip ball information to the pilot. When installed in place of the directional gyro, the primary function of the G5 is to provide directional information to the pilot.

NOTE:

The pilot is reminded to perform appropriate flight and navigation instrument cross checks for the type of operation being conducted.

In case of a loss of aircraft electrical power, a backup battery (optional when installed as a DG/HSI) sustains the G5 Electronic Flight Instrument for up to four hours.

An optional GAD 29B may be installed to provide course and heading datum to an autopilot based on the data selected for display on the HSI.

Abbreviations and Terminology

The following glossary is applicable within the airplane flight manual supplement

ADI	Attitude Direction Indicator
AFMS	Airplane Flight Manual Supplement
ATT	Attitude
CDI	Course Deviation Indicator
DG	Directional Gyro
DR	Dead Reckoning
FAA	Federal Aviation Administration
GPS	Global Positioning System
GPSS	GPS Roll Steering
HDG	Heading
HSI	Horizontal Situation Indicator
ILS	Instrument Landing System
LOC	Localizer (no glideslope available)
LOI	Loss of Integrity
VFR	Visual Flight Rules
VHF	Very High Frequency
VOR	VHF Omni-directional Range

SECTION 2 – LIMITATIONS

System Software Requirements

The G5 must utilize the following or later FAA approved software versions for this AFMS revision to be applicable:

Component	Software Version
G5 Electronic Flight Instrument	5.00

Use of Secondary Instruments

The original type design approved instruments for airspeed, altitude and vertical speed remain the primary indications for these parameters.

If the G5 Electronic Flight Instrument is installed in place of the rate of turn indicator, the original type design approved instrument for attitude remains in the primary indication for attitude.

If the G5 Electronic Flight Instrument is installed in place of the directional gyro, the original type design approved instruments for attitude remains the primary indication for attitude.

NOTE:

For aircraft approved for VFR-only operations, the G5 Electronic Flight Instrument may be installed as an attitude indicator and rate of turn indicator.

Kinds of Operations

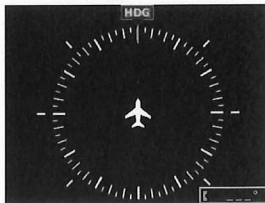
No Change.

This page intentionally left blank.

SECTION 3 – EMERGENCY PROCEDURES

G5 Failure Indications

If a G5 function fails, a large red 'X' is typically displayed over the instrument(s) or data experiencing the failure. Upon G5 power-up, certain instruments remain invalid as equipment begins to initialize. All instruments should be operational within one minute of power-up. If any instrument remains flagged and it is not likely an installation related problem, the G5 should be serviced by a Garmin-authorized repair facility.



Attitude Failure

Attitude failure is indicated by removal of the sky/ground presentation, a red X, and a yellow "ATTITUDE FAIL" on the display.

Rate-of-turn and slip information will not be available.

1. Use standby instruments.
2. Seek VFR conditions or land as soon as practical.

Heading Failure, Loss of Magnetometer Data, or Magnetic Field Error

A heading failure, loss of magnetometer data, or magnetic field error is indicated by removal of the digital heading readout, a red X, and a yellow "HDG" on the display.

1. Use standby magnetic compass.

NOTE:

If the G5 DG/HSI has a valid GPS signal the G5 DG/HSI instrument will display the GPS track information in magenta.

GPS Failure

If GPS navigation receivers and/or navigation information are not available or invalid, the G5 will display Dead Reckoning mode (DR) or Loss of Integrity mode (LOI) on the HSI in the lower left corner.

If Alternate Navigation Sources (ILS, LOC, VOR) Are Available:

1. Use alternate navigation source.

If No Alternate Navigation Sources Are Available:

If DR is Displayed on HSI:

1. Use the amber CDI for course information.
2. Fly toward known visual conditions.

If LOI is Displayed on HSI:

1. Fly toward known visual conditions.

For aircraft equipped with a GAD 29B interfaced to an autopilot, GPSS will be displayed in amber text when GPSS emulation has been selected from the G5 menu.

1. Deselect GPSS from the G5 menu and select a different autopilot mode.

Attitude Aligning

During system initialization, the G5 displays the message 'ALIGNING' over the attitude indicator. The G5 will typically display valid attitude within the first minute of power-up. The G5 can also align itself while taxiing and during level flight.

If the "ALIGNING" indication occurs during flight and attitude remains displayed, the attitude display is acceptable for use for flight in instrument conditions. The message will clear when the attitude solution is within the systems internal accuracy tolerances. It is recommended to maintain wings level to reduce the time for the system to align.

Attitude Aligning / Keep Wings Level

If the "ALIGNING KEEP WINGS LEVEL" indication occurs during flight, the G5 has detected an invalid attitude solution and will not display any attitude information.

1. Use standby instruments to maintain wings level flight. The system will display attitude when internal accuracy tolerances have been met.
2. If attitude does not return, seek VFR conditions or land as soon as practical.

Loss of Electrical Power to the G5 Display

In the event of a loss of aircraft electrical power to the G5 attitude display, the indicator will continue to function on its internal battery. If an internal battery is installed on the optional G5 HSI, the indicator will continue to function on the internal battery if aircraft power is lost. Internal battery endurance is indicated on the G5 display in hours and minutes. The charging symbol will be removed and the internal battery will not be charged.

In the event the G5 attitude display powers down, the optional G5 HSI will automatically revert to displaying attitude information. It will not revert back to the DG/HSI format if the G5 attitude unit regains power. The DG/HSI presentation may be selected from the G5 menu on the G5 DG/HSI unit after reversion to the attitude display.

Loss of Electrical Power to the GAD 29B (If Installed)

In the event of a loss of aircraft electrical power to the optional GAD 29B, the heading and course datum will be unavailable to the autopilot and the autopilot may deviate from the intended path or may disconnect. GPS flight plan course information may be displayed on the HSI and VFR will be displayed in amber text on the HSI. GPSS will be displayed in amber text, if GPSS mode is selected.



1. Deselect GPSS from the G5 menu and select a different autopilot mode.
2. Lateral GPS course guidance may only be used in VFR conditions.

This page intentionally left blank.

SECTION 4 – NORMAL PROCEDURES

G5 Power Button and Knob

The G5 display will power on with the application of aircraft power. The G5 power button is used to turn the display on and off. Press and hold the power button to turn the display off.

The knob performs the following functions:

Press	Press to access the Menu. From the Menu, press to select the desired menu item. Press to accept the displayed value when editing numeric data or selecting from a list. Press to sync the heading or track bug for the HSI.
Turn	From the Menu, turn the Knob to move the cursor to the desired menu item. For the ADI, rotate to adjust the baro setting on the secondary altitude display. For the HSI, rotate to adjust the heading or track bug. Turn to select the desired value when editing numeric data or selecting from a list.

Backlight Intensity Adjustment

The power up state of the G5 backlight is in Auto adjustment mode.

To adjust the backlighting:

To select Manual mode from Auto mode:

1. While the unit is turned on, press the Power button.
2. Turn the knob to manually adjust the backlight intensity.
3. Press the knob to close the backlight page.

To select Auto mode from Manual mode:

1. While the unit is turned on, press the Power button.
2. Press the Power button again to select Auto.
3. Press the knob to close the backlight page.

Prior to Flight in Instrument Meteorological Conditions

1. Press the Power button on the G5 attitude indicator.
2. Verify the battery status indicator is green on the G5 attitude indicator.

navigator. If the GPSS data is invalid (for example, if there is no active GPS leg) or the selected HSI source on the G5 HSI is not GPS, the annunciated GPSS text will be yellow and a zero turn command will be sent to the autopilot.

This page intentionally left blank.

SECTION 5 – PERFORMANCE

No change.

This page intentionally left blank.

SECTION 6 – WEIGHT AND BALANCE

See current weight and balance data.

This page intentionally left blank.

SECTION 7 – SYSTEM DESCRIPTION

Refer to Garmin G5 Electronic Flight Instrument Pilot's Guide for Certified Aircraft, part number 190-01112-12 Rev A (or later approved revisions), for a description of the G5 electronic flight instrument. 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 G5.


The ATT circuit breaker supplies power to the G5 instrument for normal power operation and to charge the internal battery.

The DG circuit breaker supplies power to the G5 instrument for normal power operation when configured as a DG, and to charge the internal battery (if installed).

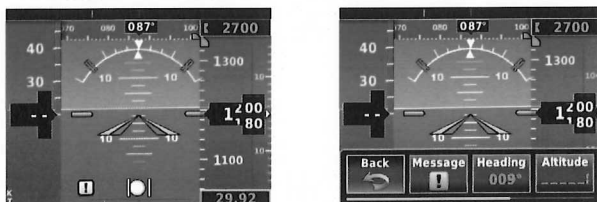
The HSI circuit breaker supplies power to the G5 instrument for normal power operation when configured as an HSI, and to charge the internal battery (if installed).

The GAD circuit breaker supplies power to the optional GAD 29 adapter for normal power operation.

System Messages

The G5 has the capability to display system messages to the crew along the bottom of the display. A system message is indicated through a white  indication on the G5.

Messages can be displayed by pressing the G5 knob, and selecting the Message menu item.



(For Reference Only)

The following table shows the meaning of each message. System messages are displayed in white text.

Message	Meaning
External Power Lost	Aircraft power has been removed from the G5.
Critical battery fault! Powering off	Battery has critical fault condition and the unit is about to power off to avoid damage to the battery.
Battery fault	Battery has a fault condition – unit needs service.
Battery charger fault	Battery charger has a fault condition – unit needs service.
Low battery	Battery charge level is low.
Hardware fault	Unit has a hardware fault – unit needs service.
Power supply fault	Unit power supply fault detected – unit needs service.
Unit temperature limit exceeded	Unit is too hot or too cold.
Network address conflict	Another G5 with the same address is detected on the network (most commonly a wiring error on one of the units).
Communication error	General communication error (most commonly appears in conjunction with Network Address Conflict message).
Factory calibration data invalid	Unit calibration data not valid – unit needs service.
Magnetic field model database out of date	Internal magnetic field database is out of date - software update required.
Magnetometer Hardware fault	The magnetometer has detected a fault – unit needs service. Heading data may not be available.
Using external GPS data	GPS data from another network LRU is being used. The unit's internal GPS receiver is enabled, but unable to establish a GPS fix.
Not receiving RS-232 data	The G5 is not receiving RS-232 data from the GPS navigator – system needs service.
Not receiving ARINC 429 data	The G5 is not receiving ARINC 429 data from the navigation source – system needs service.
GPS receiver fault	The G5 on-board GPS receiver has a fault.
ARINC 429 interface configuration error	The G5 ARINC 429 port is receiving information from an incorrect source – system needs service.
Software version mismatch	The G5 attitude indicator and the G5 HSI units have different software. Cross fill of baro, heading and altitude bugs is disabled.

These messages remain while the condition persists.