

Constructeur :



C.E.A.P.R.
1, route de Troyes
21121 DAROIS
FRANCE

DR400/180

Certificat de type n° 45 du 10.05.1972

Numéro de série : **2665**

Immatriculation : **F-HCJM**

Ce manuel inclut les informations que les conditions de certification exigent de fournir au pilote.

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

Approbation de l'édition 20 révision 9.

D.G.A.C.
I.E.E.A.C. Hubert LE BRETON
12/07/1999

**CE DOCUMENT DOIT SE TROUVER EN PERMANENCE
A BORD DE L'AVION.**

Cette édition est applicable à partir du n/s 2216 inclus.

Document n° 1002189

TABLE DES MATIERES

Généralités	Section 0
Description	Section 1
Limitations	Section 2
Procédures d'urgence	Section 3
Procédures normales	Section 4
Performances	Section 5
Masse et centrage	Section 6
Additifs	Section 7

Liste des pages effectives

Page	Rév.	Date
Page de garde	12	Mars 2013
I	4	Juin 1996
II	12	Mars 2013
III	7	Nov. 1997
IV	12	Mars 2013
V	12	Mars 2013
0.01 à 0.06	///	Avril 1992
1.01	12	Mars 2013
1.02	1	Oct. 1993
1.03 à 1.04	///	Avril 1992
1.05 à 1.07	12	Mars 2013
1.08	1	Oct. 1993
1.09	12	Mars 2013
1.10 & 1.11	7	Nov. 1997
1.12	12	Mars 2013
2.01 à 2.04	///	Avril 1992
2.05	12	Mars 2013
2.06	9	Juil. 1999
2.07	7	Nov. 1997
2.08 à 2.10	12	Mars 2013
3.01 à 3.05	///	Avril 1992
3.06	1	Oct. 1993
3.07 à 3.10	///	Avril 1992

Page	Rév.	Date
4.01	///	Avril 1992
4.02 à 4.05	///	Avril 1992
4.06 à 4.07	7	Nov. 1997
4.08 à 4.09	///	Avril 1992
4.10 à 4.11	1	Oct. 1993
4.12 à 4.14	///	Avril 1992
5.01	///	Avril 1992
5.02 à 5.03	8	Avril 1998
5.04	1	Oct. 1993
5.05	4	Juin 1996
5.06	4	Juin 1996
5.07 à 5.08	///	Avril 1992
6.01	///	Avril 1992
6.02	12	Mars 2013
6.03 à 6.04	///	Avril 1992
7.01	12	Mars 2013
7.02 à 7.06	///	Avril 1992
7.07 à 7.12	12	Mars 2013
7.13 à 7.30	///	Avril 1992
7.31	2	Déc. 1993
7.32	9	Juil. 1999
7.33 à 7.34	6	Jan. 1997
7.35 à 7.36	6	Jan. 1997
7.37 à 7.50	5	Juil. 1996
7.51 à 7.52	7	Nov. 1997

LISTE DES REVISIONS

Rév. Nr	Description	Pages modifiées	Date d'approbation
1	A partir du N/S 2216 Modifications: Tableau de bord Réservoir Mesure de bruit Corrections	i, iii, 1.02, 1.05, 1.08, 1.10, 1.11, 2.06, 3.06, 4.10, 4.11, 5.02 limitation acoustique, 5.04, 5.06	10.93
2	Additif 5: GPS	i, iii, 7.01, 7.31, 7.32	12.93
3	Mesure de bruit	page de garde, i, iii, 5.02	01.94
4	Corrections	i, ii, iii, 5.05, 5.06	19.06.96
5	Corrections Additif PA S-TEC System 55	ii, iii, 1.11, 2.06 7.01, 7.33 à 7.50	25.07.96
6	Poignée PA S-TEC System 55	ii, iii, 7.35, 7.36	14.05.97
7	Corrections Limites d'emploi dans la cat. U Utilisation du démarreur Additif GPS Additif hélice Sensenich 76EM8S5-0-58	Page de garde, ii, iii, 1.10, 1.11, 2.05, 2.06, 2.07, 2.08, 4.06, 4.07, 7.01, 7.32, 7.51, 7.52	25.11.97

Liste des révisions (suite)

Rév. N°	Description	Pages modifiées	Approbation
8	Mesure de bruit Distances de décollage Additif VFR de nuit Additif GPS	Page de garde, II, IV, V, 5.02, 5.03, 7.07, 7.08, 7.09, 7.10, 7.11, 7.12, 7.32	23.04.98
9	Pression normale carburant Additif GPS	Page de garde, II, IV, 2.06, 7.32	Février 1999
10	Prise en compte du moteur Lycoming O-360 A1P	Page de garde, II, IV, 1.05	Février 2004 Valable 2 mois au titre de l'article 10.3 du règlement CE 1582/2002 le 25 juin 2004 Approbation définitive : EASA 2005-6533 Revision 1 du 02/01/2006
11	- Insertion de la référence de l'approbation définitive de la révision 10 : EASA 2005-6533 Revision 1 du 02/01/2006 - Mise à jour adresse du constructeur - Insertion n° de Doc.	Page de garde, II, IV	Le contenu de cet amendement est approuvé sous l'autorité du DOA n° EASA.21J.213 le 26 juillet 2007
12	Mise à jour coordonnées du constructeur Insertion schémas électriques, circuit carburant, circuit climatisation et ventilation Mise à jour masse essence, épuration des étiquettes Mise à jour centrogramme Suppression additif 2	Page de garde Page II, IV Pages 1.01, 1.05 à 1.07 Page 1.09 Page 1.12 Pages 2.05, 2.08 à 2.10 Page 6.02 Pages 7.01, 7.07 à 7.12	AFM APPROVAL EASA 10044946 22 May 2013

Page intentionnellement blanche

TABLE DES MATIERES

Liste des abréviations utilisées	0.02
Liste des abréviations radio	0.03
Facteurs de conversion	0.04
Tableau de Conversion Pression Barométrique	0.05

LISTE DES ABREVIATIONS UTILISEES

sq ft.....	Square foot
ft.....	Foot
in.....	Pouce
Nm.....	Mille nautique
km.....	Kilomètre
m.....	Mètre
cm.....	Centimètre
kt.....	Noeud
m/s.....	Mètre par seconde
tr/mn ou rpm ..	Tour par minute
Va.....	Vitesse de manoeuvre
VC.....	Vitesse conventionnelle
Vfe.....	Vitesse limite volets sortis
Vne.....	Vitesse à ne jamais dépasser
Vno.....	Vitesse maximale de croisière
Vso.....	Vitesse de décrochage configuration atterrissage
Vs1.....	Vitesse de décrochage en lisse
VI.....	Vitesse indiquée
km/h.....	Kilomètre par heure
HP.....	Horse Power
hPa.....	Hectopascal
in.Hg.....	Pouce de mercure
mbar.....	Millibar
Zp.....	Altitude pression
l.....	Litre
imp gal.....	Imperial gallon
us gal.....	US gallon
psi.....	Pound per square inch
lb.....	Pound
kg.....	Kilogramme
°C.....	Degré Celcius
°F.....	Degré Farenheit
V.....	Volt
A.....	Ampère

LISTE DES ABREVIATIONS RADIO

ADF	Automatic Direction Finder (Radio compas)
ATC.....	Air Traffic Control (Transpondeur)
COM	Communication Transceiver (Emetteur-récepteur de communications)
DME.....	Distance Measuring Equipment (Equipement de mesure de distance)
ELT	Emergency Locator Transmitter (Balise de détresse)
ILS	Instrument Landing System (Système d'atterrissage radiogoniométrique)
MKR.....	Marker Beacon Receiver (Récepteur de balise)
NAV	Navigation Indicator and Receiver (Indicateurs-récepteurs de navigation)
AUDIO	Audio Control Panel (Sélecteur d'écoute)
VFR.....	Visual Flight Rules (Règles de vol à vue)
IFR	Instrument Flight Rules (Règles de vol aux instruments)
VHF	Very High Frequency
VOR.....	Visual Omni-Range (Radio-phare omni-directionnel)

FACTEURS DE CONVERSION

Mille nautique	X.....	1.852.....	= ... kilomètres
Pieds	X.....	0.305.....	= ... mètres
inches.....	X.....	0.0254.....	= ... mètres
inches.....	X.....	25.4.....	= ... millimètres
Pieds/minute.....	X.....	0.00508 ...	= ... mètre/seconde
gallons (US).....	X.....	3.785.....	= ... litres
gallons (Imp)	X.....	4.546.....	= ... litres
quarts (US)	X.....	0.946.....	= ... litres
Noeuds.....	X.....	1.852.....	= ... km/h
psi.....	X.....	0.0689.....	= ... bar
in.Hg.....	X.....	33.86.....	= ... mbar
lb.....	X.....	0.453.....	= ... kg
(°F - 32)	X.....	5/9.....	= ... °C

Kilomètres.....	X.....	0.539.....	= ... Mille nautique
mètres	X.....	3.281.....	= ... Pied
mètres	X.....	39.37.....	= ... inches
millimètres.....	X.....	0.03937 ...	= ... inches
mètre/seconde	X.....	1.97.....	= ... Pied/minute
litres.....	X.....	0.264.....	= ... gallons (US)
litres.....	X.....	0.220.....	= ... gallons (Imp)
litres.....	X.....	1.057.....	= ... quarts (US)
km/h	X.....	0.539.....	= ... Noeuds
bar	X.....	14.51.....	= ... psi
mbar.....	X.....	0.02953 ...	= ... in.Hg
kg.....	X.....	2.205.....	= ... lb
°C.....	X.....	9/5 + 32 .	= ... °F

TABLEAU DE CONVERSION PRESSION BAROMETRIQUE

Sous la pression en MILLIBAR ou HECTOPASCAL est indiquée la pression en POUCES de MERCURE.

→ mbar ou hPa
 → in. Hg

950	960	970	980	990	1000	1010	1020	1030	1040
28.05	28.35	28.64	28.94	29.23	29.53	29.63	30.12	30.42	30.71
951	961	971	981	991	1001	1011	1021	1031	1041
28.08	28.38	28.67	28.97	29.26	29.56	29.85	30.15	30.45	30.74
952	962	972	982	992	1002	1012	1022	1032	1042
28.11	28.41	28.70	29.00	29.29	29.59	29.88	30.18	30.47	30.77
953	963	973	983	993	1003	1013	1023	1033	1043
28.14	28.44	28.73	29.03	29.32	29.62	29.91	30.21	30.50	30.80
954	964	974	984	994	1004	1014	1024	1034	1044
28.17	28.47	28.76	29.06	29.35	29.65	29.94	30.24	30.53	30.83
955	965	975	985	995	1005	1015	1025	1035	1045
28.20	28.50	28.79	29.09	29.38	29.68	29.97	30.27	30.56	30.86
956	966	976	986	996	1006	1016	1026	1036	1046
28.23	28.53	28.82	29.12	29.41	29.71	30.00	30.30	30.59	30.89
957	967	977	987	997	1007	1017	1027	1037	1047
28.26	28.56	28.85	29.15	29.44	29.74	30.03	30.33	30.62	30.92
958	968	978	988	998	1008	1018	1028	1038	1048
28.29	28.58	28.88	29.18	29.47	29.77	30.06	30.36	30.65	30.95
959	969	979	989	999	1009	1019	1029	1039	1049
28.32	28.61	28.91	29.20	29.50	29.80	30.09	30.39	30.68	30.98

RAPPEL:

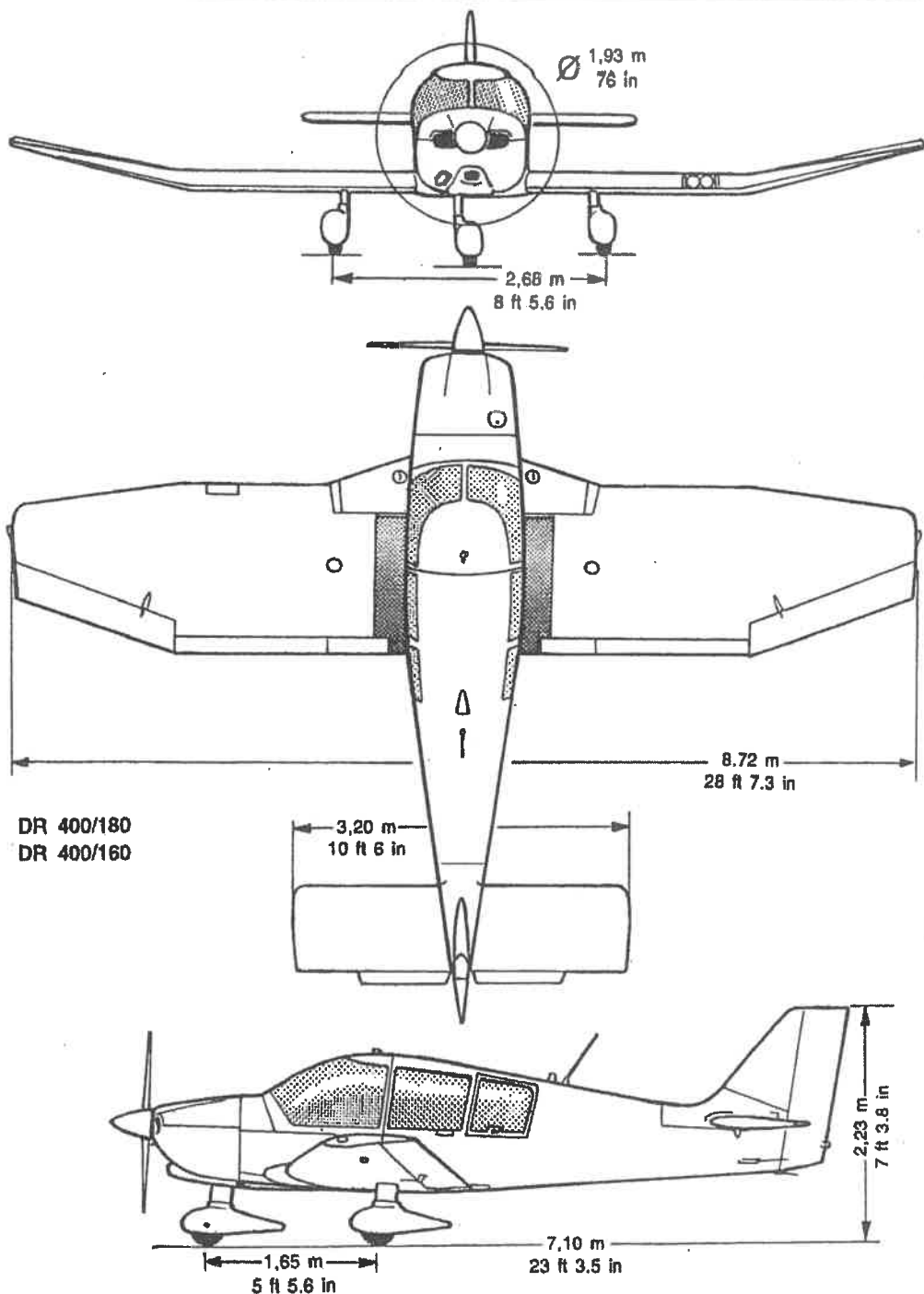
La pression standard 1013.2 mbar ou hPa est égale à 29.92 in.Hg

PAGE LAISSEE BLANCHE INTENTIONNELLEMENT

TABLE DES MATIERES

<i>Encombrement général</i>	1.03
Dimensions intérieures de la cabine.....	1.03
Voilure	1.03
Ailerons	1.03
Volets de courbure	1.04
Empennage horizontal.....	1.04
Empennage vertical.....	1.04
Train d'atterrissage.....	1.04
Freins	1.05
Groupe motopropulseur.....	1.05
Circuit électrique Type 40 A	1.06
Circuit électrique Type 60 A	1.07
Carburant	1.08
Schéma du circuit carburant.....	1.09
Planche de bord	1.10
Climatisation et ventilation.....	1.12

MANUEL DE VOL DR 400/180



MANUEL DE VOL DR 400/180

ENCOMBREMENT GENERAL

Envergure maximum.....	(28 ft 7.3 in)	8.72 m
Longueur totale.....	(23 ft 3.5 in)	7.10 m
Hauteur totale.....	(7 ft 3.8 in)	2.23 m
Garde d'hélice au sol.....	(9.84 in)	0.25 m

DIMENSIONS INTERIEURES DE LA CABINE

Longueur.....	(5 ft 3.8 in)	1.62 m
Largeur.....	(3 ft 7.3 in)	1.10 m
Hauteur.....	(4 ft 0.4 in)	1.23 m

4 places, accessibles des 2 côtés par verrière coulissante.

VOILURE

Surface portante.....	(152.86 sq ft)	14.2 m ²
Profil.....	NACA 23013.5 modifié	
Allongement.....	5.35	
Dièdre en bout d'aile.....	14°	

AILERONS

Surface unitaire.....	(6.13 sq ft)	0.57 m ²
Envergure unitaire.....	(5 ft 3.8 in)	1.62 m

Les ailerons sont équilibrés statiquement.

VOLETS DE COURBURE

Surface (par volet) (3.55 sq ft) 0.33 m²
Envergure (par volet) (6 ft 7.7 in) 2.025 m

EMPENNAGE HORIZONTAL

Surface totale (gouverne) (31 sq ft) 2.88 m²
dont surface anti-tab (2.8 sq ft) 0.26 m²
Envergure (10 ft 6 in) 3.20 m

EMPENNAGE VERTICAL

Surface totale (17.55 sq ft) 1.63 m²
Surface de la dérive (10.76 sq ft) 1 m²
Surface de la gouverne (6.78 sq ft) 0.63 m²

TRAIN D'ATERRISSAGE

Type Tricycle Fixe

Voie (8 ft 5.6 in) 2.58 m
Empattement (5 ft 5 in) 1.65 m
Dimension des pneus 380 x 150

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

Train d'atterrissage avant

Pression pneu (26.1 psi) 1.8 bar
Pression amortisseur (72.55 psi) 5 bar

FREINS

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

Huile de circuit hydrauliqueMIL H 5606-A
NORME AIR 3520

GROUPE MOTOPROPULSEUR

Moteur

MarqueLYCOMING
Type O-360-A3A ou O-360 A1P
Nombre de cylindres 4
Puissance maximale 180 HP à 2700 tr/min

Hélice

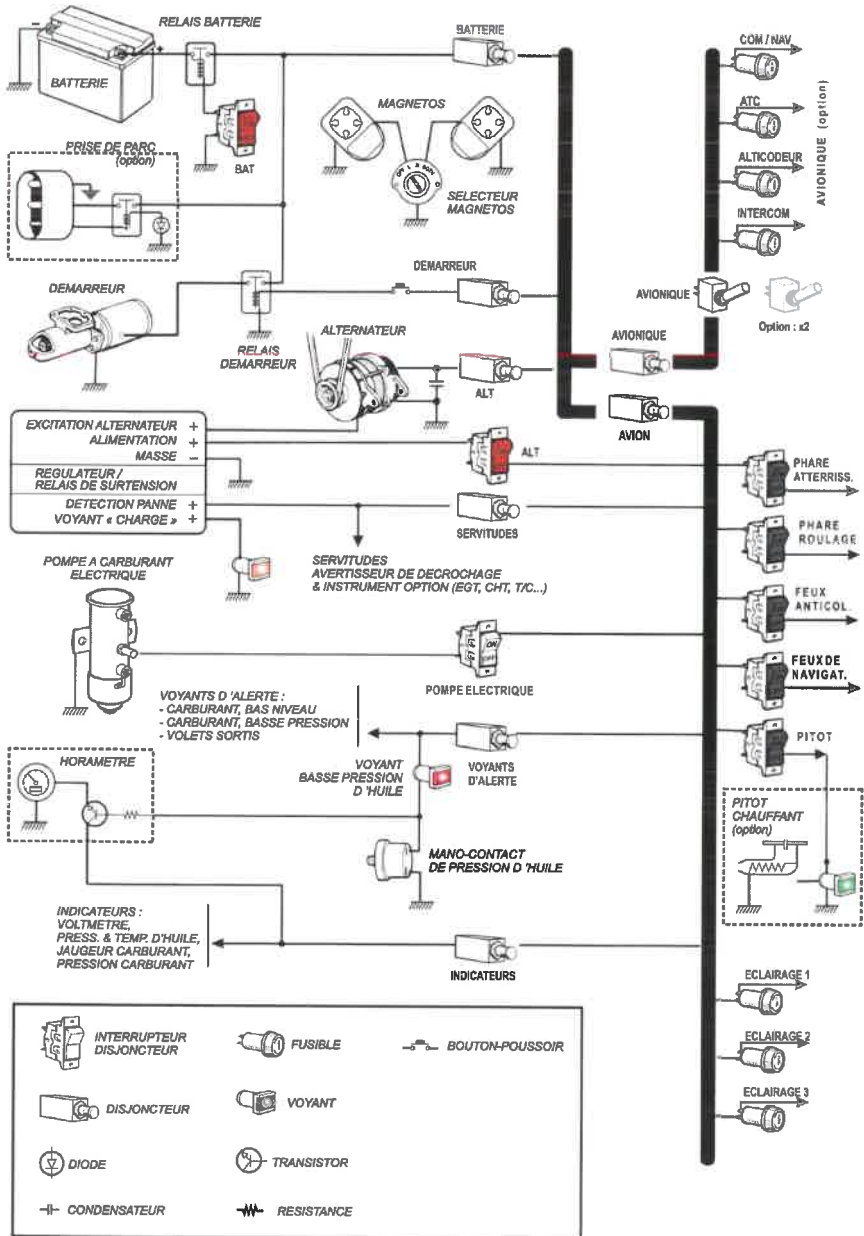
MARQUE	SENENICH
TYPE	76 EM8 S5-0-64
DIAMETRE	1,93 m (76 in)*
PAS	64 in
REGIME MINI PLEIN GAZ NIVEAU MER	2200 tr/min

*** Toute réduction de diamètre pour réparation est interdite**

NOTE

**Eviter l'utilisation du régime continu du moteur
Entre 2150 tr/min et 2350 tr/min**

CIRCUIT ELECTRIQUE - type 60 A



CARBURANT

Essence aviation * AVGAS 100 LL
 Indice d'octane * (octane) 100 minimum
 Capacité totale maximum (41.8 imp/50.16 us gal) 190 l
 Capacité totale consommable (41.58 imp/49.10 us gal) 189 l
 Capacité inutilisable (0.22 imp/0.264 us gal) 1 l

La capacité totale des réservoirs peut être portée à 240 l (52.8 imp/63.36 us gal) (239 l consommables (52.58 imp/63.09 us gal)) avec l'installation d'un réservoir supplémentaire optionnel de 50 l (11 imp/13.2 us gal).

HUILE **

Capacité totale du moteur (8 US quarts) 7.5 l
 Capacité consommable (6 US quarts) 5.7 l

**Pendant les 50 premières heures de fonctionnement:
 Huile minérale pure**

**Après les 50 premières heures de fonctionnement:
 Huile dispersante**

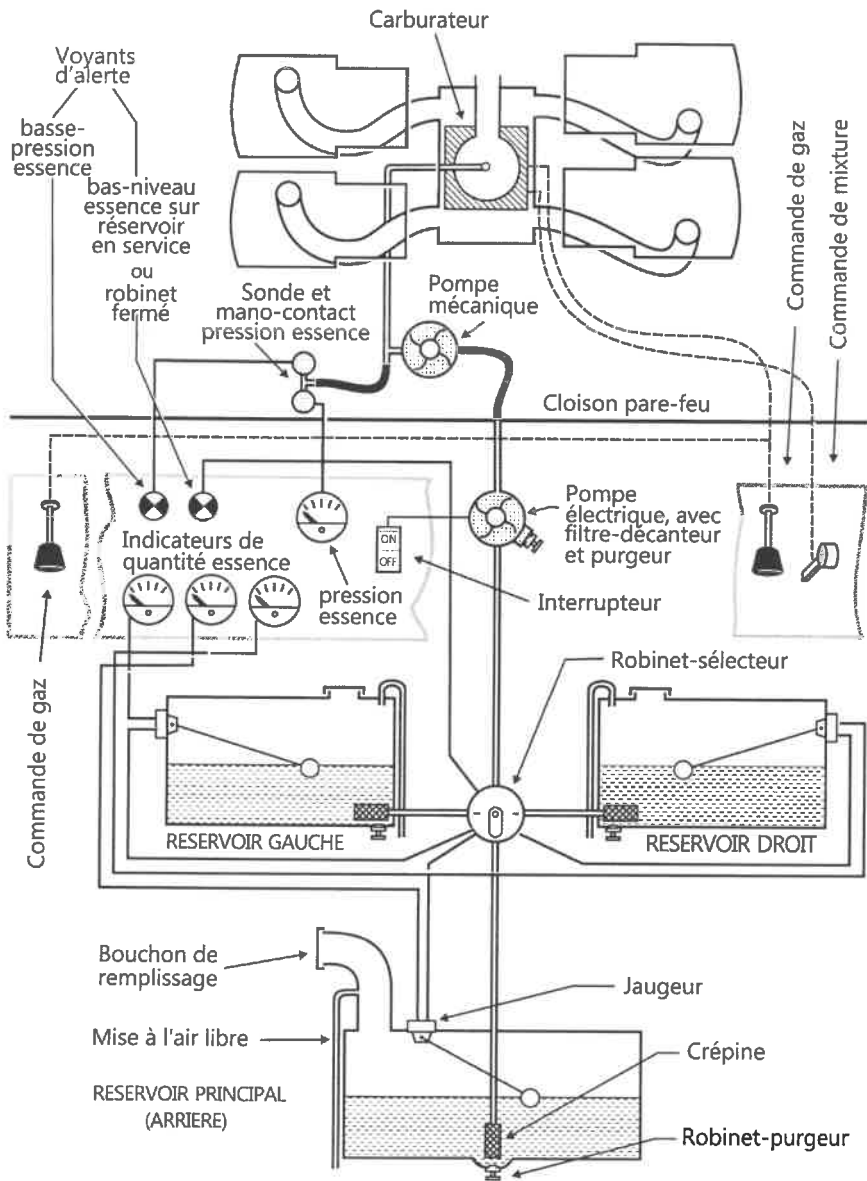
Qualités

Huile	dispersante	minérale pure
toutes températures	SAE 15W50 ou 20W50	-----
au dessus de +25°C (80°F)	SAE 60	SAE 60
au dessus de +15°C (60°F)	SAE 40 ou SAE 50	SAE 50
de 0°C à +30°C (30°F à 90°F)	SAE 40	SAE 40
de -15°C à +20°C (0°F à 70°F)	SAE 40, 30 ou 20W40	SAE 30
au dessous de -10°C (10°F)	SAE 30 ou 20W30	SAE 20

* Se référer à la Service Instruction Lycoming n° 1070 à sa dernière édition.

** Se référer à la Service Instruction Lycoming n° 1014 à sa dernière édition.

SCHEMA DU CIRCUIT DE CARBURANT



- 1Anémomètre
- 2Horizon (opt.)
- 3Altimètre
- 4Indicateur de virage (opt.)
- 5Conservateur de cap (opt.)
- 6Indicateur de virage (opt.)
- 7Instrument optionnel
- 8Instrument optionnel
- 9Instrument optionnel
- 10 ..Instrument optionnel
- 11 ..Instrument optionnel
- 12 ..Instrument optionnel
- 13 ..Instrument optionnel
- 14 ..Mano dépression (opt.)
- 15 ..Pression d'huile
- 16 ..Température d'huile
- 17 ..Tachymètre
- 18 ..Pression d'essence
- 19 ..Voltmètre (ou instrument opt.)
- 20 ..Niveau essence, réserv. gauche
- 21 ..Niveau essence, réserv. principal
- 22 ..Niveau essence, réserv. droit
- 23 ..Compas magnétique
- 24 ..Test voyants & atténuateur jour/nuit
- 25 ..Voyants:
 - a ..basse pression huile
 - b ..basse pression essence
 - c ..bas niveau essence
 - d ..charge alternateur
 - e ..démarreur enclenché
 - f ...volets sortis
 - g ..pitot chauffant (opt.)
 - h ..câble de remorquage accroché (opt.)
- 26 ..Eclairage planche de bord:
 - a ..éclairage 1 (sous visière)
 - b ..éclairage 2 (projecteurs plafonnier)
 - c ..éclairage baie radio
- 27 ..Commande balise de détresse (opt.)
- 28 ..Interrupteurs / disjoncteurs:
 - a ..phare d'atterrissage (opt.)
 - b ..phare de roulage (opt.)
 - c ..feu(x) anti-collision (opt.)
 - d ..feux de navigation (opt.)
 - e ..chauffage pitot (opt.)
- 29 ..Aérateurs orientables
- 30 ..Commande de gaz
- 31 ..Commande de mixture
- 32 ..Commande de réchauffage carburateur
- 33 ..Robinet sélecteur réservoirs essence
- 34 ..Pompe électrique (Inter. / disjoncteur)
- 35 ..Inter. / disjoncteurs batterie et excitation alternateur
- 36 ..Sélecteur magnétos
- 37 ..Disjoncteurs (charge batterie / alternateur)
- 38 ..Fusibles (suivant équipements)
- 39 ..Disjoncteurs (suivant équipements)
- 40 ..Bouton de démarreur
- 41 ..Volant de commande de trim de profondeur
- 42 ..Index de position trim de profondeur
- 43 ..Tirette de commande de frein de parc
- 44 ..Prises micro / casque (opt.)
- 45 ..Baie radio (selon opt.)
- 46 ..Instrument optionnel (ou voltmètre)
- 47 ..Instruments / équipements opt. (ou voltmètre)
- 48 ..Extension possible de la baie radio (selon opt.)
- 49 ..Commandes de chauffage cabine
- 50 ..Boîtes à gants (ou équipements optionnels)

CLIMATISATION ET VENTILATION

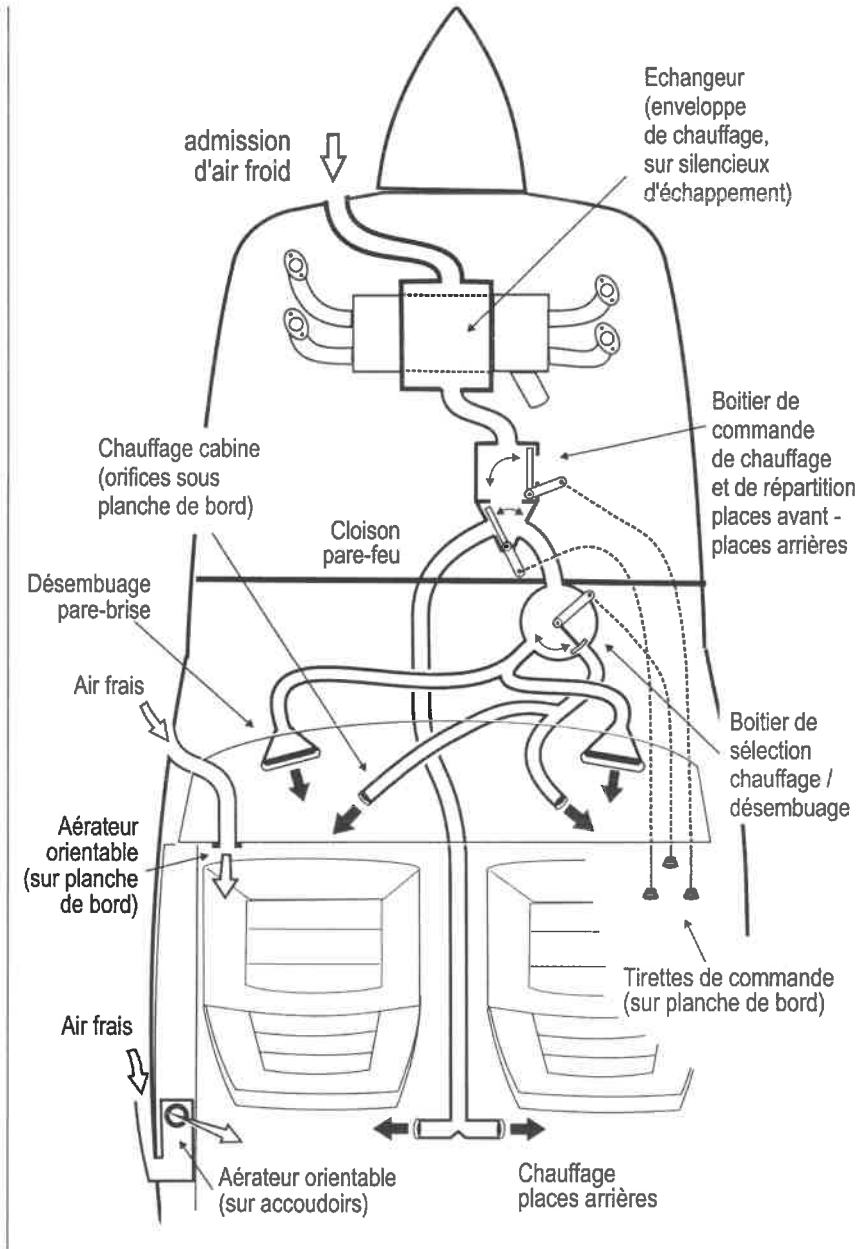


TABLE DES MATIERES

Bases de Certification	2.03
Type d'utilisation	2.03
Vitesses limites	2.03
Repères sur l'anémomètre	2.03
Facteur de charge limite à la masse maximale autorisée	2.04
Masses maximales autorisées	2.04
Centrage	2.04
Plan de chargement	2.05
Limitations moteur	2.06
Limites d'emploi dans la catégorie "U"	2.07
Plaquettes d'utilisation	2.08

NOTE

Toutes les vitesses dans ce manuel sont des vitesses indiquées sauf spécification contraire.

MANUEL DE VOL DR 400/180

BASES DE CERTIFICATION

L'avion DR 400/180 a été certifié le 10.05.72 en catégorie "NORMALE" et "UTILITAIRE" conformément aux conditions techniques suivantes :

- Conditions générales du règlement AIR 2050 suivant mise à jour du 6 juin 1966.
- Conditions complémentaires pour conformité à FAR Part 23 Amendement 7.
- Conditions particulières relatives au largage verrière.

TYPE D'UTILISATION

VFR de jour en zone non givrante

VITESSES LIMITES	km/h	(kt)
Vne à ne jamais dépasser	308	(166)
Vno maxi d'utilisation normale	260	(140)
Va maxi de manoeuvre	215	(116)
Vfe maxi volets sortis	170	(92)

REPERES SUR L'ANEMOMETRE		km/h	kt
Trait rouge à ne jamais dépasser	Vne	308	166
Arc jaune Zone de précaution "air calme"	Vno - Vne	260 - 308	140 - 166
Arc vert Zone d'utilisation normale	Vs1 - Vno	105 - 260	56 - 140
Arc blanc	Vso - Vfe	95 - 170	51 - 92

FACTEURS DE CHARGE LIMITE A LA MASSE MAXIMALE AUTORISEE

(2095 lb) 950 kg (catégorie "U")

Volets rentrés n entre + 4.4 et -2.2
 Volets sortis n = + 2

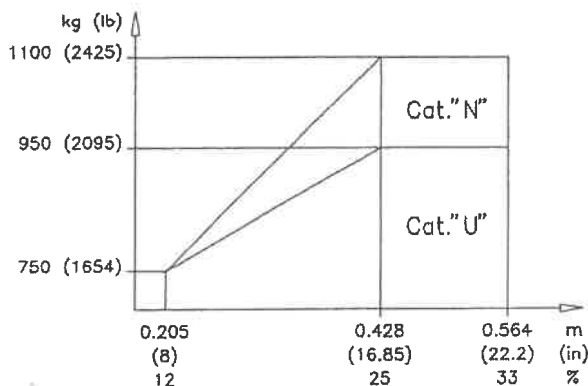
(2425 lb) 1100 kg (catégorie "N")

Volets rentrés n entre + 3.8 et - 1.9
 Volets sortis n = + 2

MASSES MAXIMALES AUTORISEES

	Cat. "U"	Cat. "N"
Au décollage	(2095 lb) 950 kg	(2425 lb) 1100 kg
A l'atterrissage	(2095 lb) 950 kg	(2304 lb) 1045 kg

CENTRAGE



Mise à niveau longeron supérieur du fuselage
 Référence de centrage .. bord d'attaque de la partie rectangulaire voilure
 Corde de référence (67.3 in) 1.71 m

PLAN DE CHARGEMENT

(Voir également centrogramme, section 6)

La masse de l'huile contenue dans le carter moteur ainsi que le carburant inutilisable doivent être inclus dans la masse à vide de l'appareil.

	Masse kg (lb)	Bras de levier m (in)
Sièges Avant	2 x 77 (2 x 170)	0,36 - 0,46 (14) – (18)
Sièges Arrière (*)	2 x 77 (2 x 170)	1,19 (47)
Essence Réservoir principal	78,5 (173)	1,12 (44)
Essence Réservoir d'ailes	57,6 (127)	0,1 (3,9)
Bagages (**)	60 (132)	1,9 (75)

** Dans les limites autorisées de masse et de centrage

* Le transport de plus de deux passagers (de masse totale inférieure ou égale au maxi indiqué) est autorisé sur la banquette arrière, sous réserve de l'existence d'un nombre égal d'attaches de passagers et du respect des limites de masse et de centrage.

LIMITATIONS MOTEUR

Utilisation du démarreur d'une manière continue 15 à 20 sec.
Régime maximum (trait rouge) 2700 tr/mn
Température culasse maxi (trait rouge) (500°F) 260 °C
(si l'avion est équipé de cet indicateur optionnel)

REPERES SUR LE TACHYMETRE

Arc rouge 2150 à 2350 tr/mn
Arc vert 2350 à 2700 tr/mn
Trait rouge 2700 tr/mn

CARBURANT

Essence aviation * AVGAS 100 LL
Indice d'octane * (octane) 100 minimum
Capacité totale maximum (41.8 imp/50.16 us gal) 190 l
Capacité totale consommable (41.58 imp/49.10 us gal) 189 l
Capacité inutilisable (0.22 imp/0.264 us gal) 1 l
Pression normale (1.1 à 5 psi) 80 à 350 mbar

La capacité totale des réservoirs peut être portée à 240 l (52.8 imp/63.36 us gal) (239 l consommables (52.58 imp/63.09 us gal)) avec l'installation d'un réservoir supplémentaire optionnel de 50 l (11 imp/13.2 us gal).

HUILE

Température maximale (trait rouge) (245°F) 118°C
Température normale (arc vert) (140 à 245°F) 60 à 118°C
Pression normale (arc vert) (55 à 95 psi) 3.8 à 6.5 bar
Pression mini ralenti (trait rouge) (25 psi) 1.70 bar
Pression maxi à froid et au décollage (trait rouge) (115 psi) 7.9 bar
Capacité totale du moteur (8 US quarts) 7.5 l
Capacité consommable (6 US quarts) 5.7 l
Qualités voir page 1.08

* Se référer à la Service Instruction Lycoming n° 1070 à sa dernière édition.

LIMITES DE CHARGEMENT

Nombre d'occupants:

Sièges avant 2

Sièges arrière 2

Coffre à bagages:

Masse maxi autorisée..... (132 lb) 60 kg

LIMITES D'EMPLOI DANS LA CATEGORIE "U"

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

- Virages serrés, huit paresseux, chandelles avec inclinaison dépassant 60°
- Décrochages (sauf décrochages aérodynamiques)

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

- Les sièges arrière doivent être inoccupés
- Les vitesses d'entrée et de sortie doivent se situer dans le domaine d'utilisation normale
- Vitesse d'entrée recommandée: (116 kt) 215 km/h

ETIQUETTES

Les informations suivantes sont affichées sous la forme d'étiquettes individuelles ou associées.

En vue du pilote :

« CET AVION DOIT ETRE UTILISE EN CATEGORIE NORMALE
OU UTILITAIRE, CONFORMEMENT AU MANUEL DE VOL
APPROUVE PAR LES SERVICES OFFICIELS »

« SUR CET AVION, TOUS LES REPERES ET PLAQUES
INDICATRICES SONT RELATIFS A SON UTILISATION EN
CATEGORIE NORMALE »

« POUR L'UTILISATION EN CATEGORIE UTILITAIRE, SE
REFERER AU MANUEL DE VOL »

« AUCUNE MANŒUVRE ACROBATIQUE N'EST
AUTORISEE POUR L'UTILISATION EN CATEGORIE NORMALE »

« VRILLES INTERDITES »

« VITESSE DE MANŒUVRE : 215 km/h – 116 kt »

« CONDITIONS DE VOL : VFR DE JOUR ET DE NUIT EN ZONE
NON-GIVRANTE »

« INTERDICTION DE FUMER »

Dans le coffre à bagages :

« BAGAGES MAXIMUM 60 KG – VOIR CENTROGRAMME »

A proximité du bouchon de réservoir principal :

« AVGAS 100LL 110 litres »

A proximité des bouchons de réservoirs d'ailes :

« AVGAS 100LL 40 litres »

Sur le carénage de chaque roue du train principal :

« PRESSION DE GONFLAGE TRAIN PRINCIPAL
PNEU 2 bar AMORTISSEUR 6 bar »

Sur le carénage de roue du train avant :

« PRESSION DE GONFLAGE TRAIN AVANT
PNEU 1,8 bar AMORTISSEUR 5 bar »

Sur le réservoir de liquide de frein :

« ATTENTION

LIQUIDE FREIN AIR 3520 OTAN H 515 »

Sous la trappe d'accès jauge d'huile située sur le capot moteur

HUILES AVIATION	DISPERSANTE		MINERALE PURE	
	SAE	GRADE	SAE	GRADE
TOUTES TEMPERATURES	15W40 20W50			
AU DESSUS DE +25°C (80°F)	60	120	60	120
AU DESSUS DE +15°C (60°F)	40 ou 60	80 ou 100	50	100
DE 0°C à +30°C (30°F à 90°F)	40	80	40	80
DE -15°C à +20°C (10°F à 70°F)	40, 30 ou 20W40	80 ou 65	30	65
AU DESSOUS DE -10°C (10°F)	30 ou 20W40	65	20	55
Se référer à la "Service Instruction Lycoming" n° 1014 à sa dernière édition				

Page intentionnellement blanche

TABLE DES MATIERES

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

PANNE MOTEUR AU DECOLLAGE (roulage)

S'il reste suffisamment de piste:

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

S'il ne reste pas suffisamment de piste:

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

PANNE MOTEUR IMMEDIATEMENT APRES LE DECOLLAGE

Vitesse de plané	(78 kt) 145 km/h
Mixture	étouffoir (vers le bas)
Robinet d'essence	fermé
Contact magnétos	coupé
Interrupteur batterie	coupé

NOTE IMPORTANTE

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

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

PANNE MOTEUR EN VOL

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

- Prendre la vitesse de meilleure finesse, volets rentrés 150 km/h (81 kt).
Dans ces conditions et sans vent, l'avion parcourt environ 9,3 fois son altitude.
- Robinet d'essence ouvert
- Pompe électrique marche
- Mixture plein riche (vers le haut)
- Manette des gaz 1/4 de la course en avant
- Contact magnétos sur L + R ("Both")

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

Si l'hélice est calée, actionner le démarreur.

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

ATTERRISSAGE FORCE EN CAMPAGNE, MOTEUR EN PANNE

Choisir un terrain approprié:

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

Finale

- Volets tout sortis
- Verrière déverrouillée

ATTERRISSAGE DE PRECAUTION EN CAMPAGNE, MOTEUR EN MARCHÉ

Reconnaître le terrain choisi, en effectuant au besoin plusieurs passages à basse vitesse (150 km/h - 81 kt) volets en position décollage (1^{er} cran) puis faire une approche de précaution de 125 km/h (67 kt), volets en position atterrissage (2^e cran).

En finale, déverrouiller la verrière.

Avant de toucher le sol

Contact magnétos coupé
Interrupteur batterie coupé

NOTE: EN CAS DE BLOCAGE DE LA VERRIERE

Poignée de verrière en position "ouvert".

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

INCENDIE

Feu moteur au sol, à la mise en route

Laisser tourner le moteur avec:

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

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

Si le feu persiste

Contact magnéto	coupé
Interrupteur batterie	coupé
Excitation alternateur	coupé

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

Feu moteur en vol

Robinet essence	fermé
Manette des gaz	plein gaz (pousser) jusqu'à l'arrêt moteur
Mixture	étouffoir (vers le bas)
Pompe électrique	arrêt
Excitation alternateur	coupé
Chauffage cabine et ventilation	coupés
Adopter une vitesse de finesse maxi	(81 kt) 150 km/h

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

Ne pas essayer de remise en route du moteur

Feu dans la cabine

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

Pour éliminer les fumées, ouvrir à fond la ventilation.

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

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

Atterrir rapidement si le feu persiste.

VIBRATIONS ET IRREGULARITES DE FONCTIONNEMENT DU MOTEUR

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

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

PANNE D'ALIMENTATION EN HUILE

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

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

GIVRAGE

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

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

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

Se souvenir qu'une couche de plus de 0.5 cm (0.2 in) sur le bord d'attaque augmente notablement la vitesse de décrochage. Adopter si nécessaire une vitesse d'approche supérieure à la normale: 145 km/h (78 kt).

REMARQUES

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

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

PANNE DE GENERATION ELECTRIQUE

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

Si le voyant ambre s'allume

Couper puis réenclencher l'excitation alternateur.

Cette opération a pour but de réarmer le relai de surtension ("relai d'over-voltage") qui peut disjoncter à la suite d'une surtension passagère.

Si la panne persiste

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

NOTE

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

VRILLE INVOLONTAIRE

En cas de vrille, appliquer la procédure suivante:

- Manette des gazréduit (tirer)
- Directionà fond contre le sens de rotation
- Profondeurau neutre
- Aileronsau neutre
- Dès l'arrêt de la rotation, direction au neutre et ressource en respectant les limites du domaine de vol.

NOTE

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

PANNE SUR LA COMMANDE DE PROFONDEUR

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

- Stabiliser l'avion en vol horizontal, volets rentrés, à 150 km/h (81 kt), à l'aide du trim de profondeur et des gaz.
- Ne plus toucher au trim et contrôler l'angle de descente avec les gaz uniquement. Ne réduire qu'en courte finale, à proximité du sol.

PAGE LAISSEE BLANCHE INTENTIONNELLEMENT

TABLE DES MATIERES

Chargement	4.03
Vitesse d'utilisation normale	4.03
Inspection pré-vol	4.04
Vérification intérieure de la cabine avant mise en route	4.06
Démarrage du moteur	4.06
Après mise en marche du moteur	4.07
Roulage	4.08
Point fixe	4.08
Avant le décollage	4.09
Décollage	4.09
Montée	4.10
Croisière	4.10
Descente	4.12
Atterrissage	4.12
Arrêt moteur	4.13
Utilisation du frein de parc	4.14

PAGE LAISSEE BLANCHE INTENTIONNELLEMENT

CHARGEMENT

Avant chaque vol, s'assurer que la masse totale et le centrage en charge sont à l'intérieur des limites prescrites. Pour cela, utiliser les abaques de la Section 6.

VITESSES D'UTILISATION NORMALE

Les vitesses rappelées ci-dessous sont les vitesses indiquées préconisées pour une utilisation normale de l'avion.

Elles concernent un avion standard utilisé à la masse maximale, en atmosphère standard, au niveau de la mer. Elles peuvent varier d'un avion à l'autre, en fonction des équipements installés, de l'état du moteur et de l'avion, des conditions atmosphériques et de la manière de piloter.

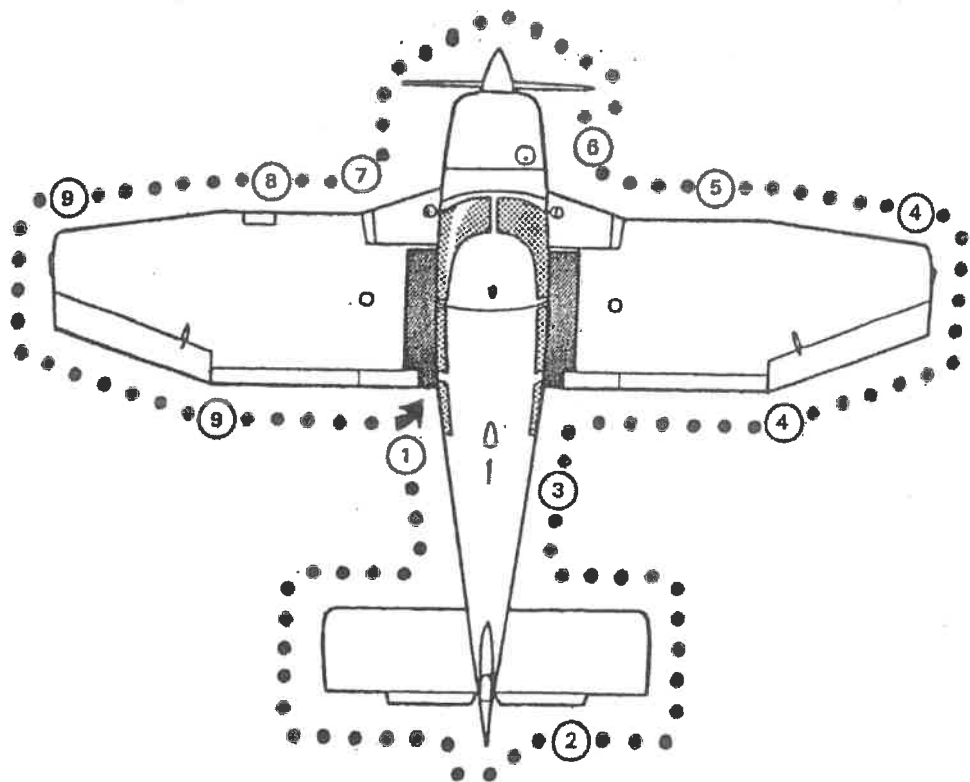
- Vitesse optimale de montée
 - volets en position décollage (1^{er} cran) (81 kt) 150 km/h
 - volets rentrés (92 kt) 170 km/h

- Vitesse de meilleure pente de montée
 - volets en position décollage (1^{er} cran) (70 kt) 130 km/h
 - volets rentrés (76 kt) 140 km/h

- Vitesse maximale d'utilisation en air agité
 - volets rentrés (140 kt) 260 km/h

- Vitesse maximale
 - volets en position atterrissage (2^e cran) (92 kt) 170 km/h

- Vitesse d'atterrissage (approche finale)
 - volets en position atterrissage (2^e cran) (68 kt) 125 km/h



INSPECTION PRE-VOL

A effectuer avant chaque vol.
 Cette inspection peut être réduite en escale.

Contact magnétos	sur "OFF"
Commandes	libérées
Volets	fonctionnement vérifié
Interrupteur batterie	marche
Quantité d'essence	vérifiée
Interrupteur batterie	coupé
Documents avion	présence vérifiée
Bagages	arrimage vérifié

Vérifier le débattement des gouvernes, puis faire le tour de l'avion (schéma ci-dessus) en commençant par le côté gauche du fuselage.

- | | | |
|----------|--|--|
| | Bouchon de réservoir | en place, verrouillé |
| 1 | Prise statique | propre, non obstruée |
| | Purge de réservoir principal | actionnée
(droite ou gauche selon l'inclinaison de l'avion) |
| <hr/> | | |
| 2 | Empennage horizontal | état de surface, articulation sans jeu |
| | Gouverne de direction | articulation et jeux vérifiés |
| <hr/> | | |
| 3 | Prise statique | propre, non obstruée |
| <hr/> | | |
| 4 | Volets et ailerons | articulations et état vérifiés |
| | Saumons et feux de navigation (option) | état vérifié |
| <hr/> | | |
| | Avertisseur de décrochage | propre, débattement vérifié |
| | Train principal droit | fixation et état carénage vérifiés |
| 5 | | enfoncement amortisseur normal |
| | | pneu gonflé |
| | Purge de réservoir droit | actionnée |
| <hr/> | | |
| | Purge de circuit carburant | actionnée |
| | Niveau d'huile | vérifié, bouchon vissé, trappe refermée |
| 6 | Fixation capot moteur | vérifiée |
| | Hélice | propre, en bon état |
| | Cône d'hélice | absence de jeu |
| | Prises d'air | propres, non obstruées |
| <hr/> | | |
| | Train avant | fixation et état carénage vérifiés |
| | | enfoncement amortisseur normal |
| 7 | | pneu gonflé |
| | | fourche de manoeuvre retirée |
| | Tuyaux d'échappement | rigides |
| | Propreté verrière | vérifiée |
| <hr/> | | |
| | Train principal gauche | fixation et état carénage vérifiés |
| | | enfoncement amortisseur normal |
| 8 | | pneu gonflé |
| | Purge de réservoir gauche | actionnée |
| | Pitot | propre, non obstrué |
| | Phares si installés (option) | glace propre |
| <hr/> | | |
| 9 | Saumons et feux de navigation (option) | état vérifié |
| | Volets, ailerons | articulations et état vérifiés |

VERIFICATION INTERIEURE DE LA CABINE AVANT MISE EN ROUTE

Verrière fermée, verrouillée
Frein de parc bloqué
Sièges avant réglés, verrouillés
Ceintures et harnais réglés, bouclés
Commandes de vol libres sans jeux ni frottement excessifs
..... (direction à vérifier au roulage)
Trim de profondeur débattements vérifiés
..... puis ramenés à la position décollage
Contact général marche

DEMARRAGE DU MOTEUR

Procédure normale

Réchauffage carburateur froid (pousser)
Mixture plein riche (vers le haut)
Feu anti-collision marche
Jaugeurs vérifiés
Robinet essence fonctionnement vérifié, ouvert
Sélecteur magnéto position L
Pompe électrique marche
Manette des gaz .. effectuer 2 ou 3 injections puis manette 1/4 en avant
Zone hélice dégagée
Verrière fermée verrouillée
Volets rentrés
Démarreur marche (15 à 20 sec. maxi)
Quand le moteur démarre le sélecteur magnéto L+R ("Both")

Procédure moteur chaud

Même procédure qu'en "Procédure normale", mais sans injections.

Procédure par temps froid

Même procédure qu'en "Procédure normale", mais en soutenant le régime par injections successives jusqu'à 900 à 1000 tr/mn.

Moteur "noyé"

Pompe électrique arrêt
Mixture étouffoir (vers le bas)
Manette des gaz plein gaz (pousser)
Démarreur actionné pendant quelques secondes

Dès que le moteur démarre, ramener la mixture sur "riche", puis reprendre la procédure normale, sans injection.

ATTENTION

Eviter d'utiliser le démarreur pendant plus de 20 secondes. Attendre au moins une minute avant de procéder à un nouveau démarrage.

Dès que le moteur tourne, vérifier la pression d'huile. Si celle-ci est nulle après 15 à 20 secondes, couper et rechercher la cause.

APRES MISE EN MARCHE DU MOTEUR

Régime 1200 tr/mn
Pompe électrique arrêt
Excitation alternateur marche
Voltmètre plage verte
Indicateurs de pression vérifiés
Voyants testés

Radio marche
Altimètre réglé
Indicateur de dépression si installé (option) vérifié

ROULAGE

Frein de parc débloqué
Freins essayés
Indicateur de virage si installé (option) vérifié
Conservateur de cap si installé (option) réglage vérifié
Eviter de dépasser 1200 tr/mn tant que la température d'huile reste en plage
jaune.

POINT FIXE

Frein de parc bloqué
Pression et température d'huile plage verte
Pression d'essence plage verte
Mixture plein riche (vers le haut)
Réchauffage carburateur froid (pousser)

Vérification magnétos

Manette des gaz 2000 tr/mn
Sélecteur magnétos:
Chute maxi entre (L) ou (R) et (L+R) 175 tr/mn
Ecart maxi entre (L) et (R) 50 tr/mn

Vérification réchauffage carburateur

Réchauffage carburateur chaud (tirer)
Vérifier chute de régime (100 tr/mn environ)
Réchauffage carburateur froid (pousser)

Vérification mixture

Appauvrir jusqu'à diminution du régime puis revenir à "plein riche".

Vérification ralenti

Manette des gaz 600 à 650 tr/mn

AVANT LE DECOLLAGE

Commandes libres
Sélecteur magnétos L + R ("Both")
Cabine (Sièges, ceintures, verrière) vérifiés
Robinet essence sur réservoir le plus plein ouvert
Pompe électrique marche
Trim de profondeur position décollage
Instruments vérifiés, réglés
Volets plein sortis, puis retour à la position décollage (1^{er} cran)
Gaz régime d'attente 1200 tr/mn

DECOLLAGE

Décollage normal

Régime mini plein gaz 2200 tr/mn
Vitesse de décollage (54 kt) 100 km/h
Vitesse de montée initiale (70 kt) 130 km/h

Après franchissement des obstacles,

Diminuer la pente de montée pour obtenir (81 kt) 150 km/h
Pompe électrique arrêt
Pression essence vérifiée (plage verte)
Volets rentrés

Décollage court

Volets (1^{er} cran) position décollage
Mettre plein gaz freins serrés
puis lâcher les freins mini 2200 tr/mn
Vitesse de décollage (54 kt) 100 km/h
Puis poursuivre, si nécessaire (passage d'un obstacle) à la vitesse de
meilleure pente de montée (70 kt) 130 km/h

Décollage par vent de travers

Volets (1^{er} cran) position décollage

Ailerons dans le vent

Décoller à une vitesse légèrement supérieure à la vitesse indiquée pour un décollage normal.

Annuler la dérive de façon classique (inclinaison maximale près du sol: 15°)

Vent de travers démontré (22 kt) 40 km/h

MONTEE

Montée normale (volets rentrés)

Prendre la vitesse de montée 170 km/h (92 kt); 160 km/h (86 kt) au plafond.

Au dessus de 5000 ft, régler la mixture.

Montée à pente maximale

Une meilleure pente de trajectoire est obtenue à 130 km/h (70 kt), volets en position décollage (1^{er} cran), et 140 km/h (76 kt) avec les volets rentrés.

NOTE

Ce type de montée ne doit être utilisé qu'exceptionnellement (mauvais refroidissement du moteur).

CROISIERE

Pour les régimes et les performances de croisière, se reporter à la Section 5.

Utilisation de la commande de mixture

Maintenir la commande de mixture sur "plein riche", lors du décollage et de la montée.

Dans certaines conditions (décollage sur terrain à haute altitude, montée prolongée au delà de 5000 ft, utilisation du réchauffage carburateur), ce réglage peut s'avérer trop riche et se traduit alors par un fonctionnement irrégulier du moteur, ou par perte de puissance.

Dans ces cas, ajuster la mixture de manière à retrouver un cycle moteur régulier et non pour la recherche de l'économie.

Règlage de la mixture en croisière après stabilisation:

Abaisser progressivement la manette de mixture jusqu'à observer une légère diminution de régime; repousser alors légèrement la manette vers le haut pour rétablir le régime et un fonctionnement régulier du moteur.

NOTE

Prendre soin de ne pas appauvrir excessivement le mélange, afin d'éviter une surchauffe du moteur.

ENRICHIR TOUJOURS LE MELANGE AVANT UNE AUGMENTATION DE PUISSANCE.

UTILISATION DU CARBURANT

Mettre en marche la pompe électrique au cours du changement de réservoir.

Sélectionner le réservoir le plus rempli avant le décollage ou l'atterrissage.

DESCENTE

Descente

Puissanceà la demande pour obtenir la pente désirée
Réchauffage carburateur à la demande plein chaud ou plein froid
Tous les 1500 ft, effectuer une remise de gaz pour éviter un trop grand refroidissement du moteur et décrasser les bougies.

Approche ou vent arrière

Essence réservoir le plus plein sélectionné
Mixture plein riche (vers le haut)
Pompe électrique marche
Réchauffage carburateur à la demande plein chaud ou plein froid
Cabine (sièges, ceintures) vérifiés
Volets au dessous de 170 km/h (92 kt)(1^{er} cran) position décollage
Vitesse (81 kt) 150 km/h
Trim de profondeur réglé
Stabilisateur de roulis ou PA (si équipé) Coupé

Finale

Réchauffage carburateur froid (pousser)
Volets au dessous de 150 km/h (81 kt)(2^e cran) position atterrissage
Vitesse d'approche (68 kt) 125 km/h
Trim de profondeur réglé

ATTERRISSAGE

Atterrissage court

Volets (2^e cran) position atterrissage
Vitesse d'approche (réglée à la manette des gaz)(65 kt) 120 km/h
Après prise de contact, freiner énergiquement en maintenant la profondeur cabrée et en rentrant les volets.

Atterrissage par vent de travers ou par fortes rafales

Volets (1^{er} cran) position décollage
Vitesse d'approche (70 kt) 130 km/h + 1/2 valeur rafale
Dérive annuler de façon classique
Vent de travers démontré (22 kt) 40 km/h

Remise de gaz

Réchauffage carburateur coupé (poussé) vérifié
Mannette des gaz plein gaz (pousser)
Vitesse (67 kt) 125 km/h
Volets ramener progressivement en position décollage (1^{er} cran)
Pente de montée (78 kt) 145 km/h

APRES ATERRISSAGE

Pompe électrique arrêt
Volets rentrés
Instruments de navigation arrêt

ARRET MOTEUR

Frein de parc tiré
Radio et équipements électriques coupés
Verrière fermée, verrouillée
Essais coupure magnétos au ralenti coupé, puis L + R ("Both")
Régime 1000 tr/mn
Mixture étouffoir (vers le bas)

Après l'arrêt du moteur

Sélecteur de magnéto "Off"
Excitation alternateur coupé
Interrupteur batterie coupé
Volets sortis
Après la mise en place des cales repousser le frein de parc

UTILISATION DU FREIN DE PARC

Frein bloqué

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

Relacher les pédales, la tirette doit rester en position haute.

Frein débloqué

Pousser la commande de frein de parc

TABLE DES MATIERES

Limitation acoustique	5.02
Calibration de l'installation anémométrique	5.02
Vitesse de décrochage	5.02
Performances de décollage	5.03
Performances de montée	5.04
Performances en palier	5.06
Performances d'atterrissage	5.07

LIMITATION ACOUSTIQUE

Conformément à l'arrêté du 19.02.1987, le niveau de bruit admissible pour l'avion DR 400/180 correspondant à la masse totale de (2425 lb) 1100 kg est de 84,6 dB(A) (OACI annexe 16 chapitre 10).

Le niveau de bruit déterminé dans les conditions fixées par l'arrêté précité à la puissance maximale continue est de 76.0 dB(A).

L'avion DR 400/180 a reçu le certificat de type de limitation de nuisance n° N45.

CALIBRATION DE L'INSTALLATION ANEMOMETRIQUE

VC = (VI + calibration) est pratiquement égale à VI

Dans la formule ci-dessus, la tolérance propre de l'anémomètre n'est pas prise en compte.

NOTE

Toutes les vitesses dans ce manuel sont des vitesses indiquées sauf spécification contraire.

VITESSES DE DECROCHAGE

Masse 1100 kg (2425 lb) moteur réduit	km/h (kt)		
	0°	30°	60°
Inclinaison de l'avion			
Volets rentrés	105 (57)	113 (61)	148 (78)
Volets 1 ^{er} cran Position décollage	99 (53)	106 (57)	140 (76)
Volets 2 ^e cran Position atterrissage	95 (51)	102 (55)	134 (72)

MANUEL DE VOL DR 400/180

PERFORMANCES DE DECOLLAGES

A la masse maximale de 1100 kg (2425 lb),
Par vent nul, volets 1^{er} cran, moteur plein gaz

Vitesse de décollage (54 kt) 100 km/h
Vitesse de passage 15 m (50 ft) (70 kt) 130 km/h

Altitude (ft)	Température °C (°F)	MASSE 1100 kg (2425 lb)				MASSE 900 kg (1984 lb)			
		Distance de roulement		Distance de décollage		Distance de roulement		Distance de décollage	
		m	(ft)	passage 15 m (50 ft)		m	(ft)	passage 15 m (50 ft)	
				m	(ft)			m	(ft)
0	- 5 (23)	215	(700)	445	(1450)	120	(395)	250	(820)
	Std = 15 (59)	250	(815)	515	(1690)	140	(460)	290	(955)
	35 (95)	290	(945)	600	(1955)	165	(535)	340	(1105)
2500	- 10 (14)	260	(860)	540	(1780)	150	(485)	310	(1005)
	Std = 10 (50)	305	(1005)	635	(2085)	175	(565)	360	(1175)
	30 (86)	355	(1165)	735	(2415)	200	(655)	415	(1360)
5000	- 15 (5)	330	(1075)	680	(2225)	185	(605)	385	(1255)
	Std = 5 (41)	385	(1260)	795	(2610)	215	(710)	450	(1475)
	25 (77)	445	(1465)	925	(3035)	250	(825)	520	(1710)
8000	- 21 (-6)	430	(1410)	890	(2925)	245	(795)	505	(1650)
	Std = -1 (30)	505	(1660)	1050	(3445)	285	(940)	590	(1945)
	19 (66)	590	(1935)	1225	(4010)	335	(1095)	695	(2265)

Influence du vent de face: Pour 10 kt multiplier par 0,85
Pour 20 kt multiplier par 0,65
Pour 30 kt multiplier par 0,55

Influence du vent arrière:

Par tranche de 2 kt, rajouter 10% aux distances

Pour piste sèche en herbe, rajouter 15%

PERFORMANCES DE MONTEE

1) Volets position décollage 1^{er} cran:

A la masse maximale de 1100 kg (2425 lb) en atmosphère standard

Vitesse ascensionnelle maxi au niveau de la mer ... (827 ft/mn) 4.2 m/s
réduction de 0.24 m/s (47 ft/mn) par 1000 ft

Vitesse de meilleur taux de montée (81 kt) 150 km/h

Vitesse de meilleur angle de montée (70 kt) 130 km/h

2) Volets rentrés:

En atmosphère standard,
Pleine admission, mixture meilleure puissance,

- A la masse maximale de 1100 kg (2425 lb):

Vitesse ascensionnelle maxi au niveau de la mer ... (885 ft/mn) 4.5 m/s
réduction de 0.24 m/s (47 ft/mn) par 1000 ft

Plafond pratique 14720 ft

Vitesse de meilleur taux de montée (92 kt) 170 km/h
au plafond (86 kt) 160 km/h

Vitesse de meilleur angle de montée (76 kt) 140 km/h

- A la masse de 900 kg (1984 lb):

Vitesse ascensionnelle maxi au niveau de la mer .. (1200 ft/mn) 6.1 m/s
réduction de 0.26 m/s (51 ft/mn) par 1000 ft

Plafond pratique 19720 ft

Influence de la température:

Chaque 10°C au dessus du standard, abaisser le plafond de 1000 ft et diminuer la vitesse ascensionnelle de 0.24 m/s (47 ft/mn).

Temps, consommation, distance de montée

A la masse maximale de 1100 kg (2425 lb)

Par vent nul en atmosphère standard,

Configuration lisse, plein gaz: à la vitesse de meilleur taux de montée,

Consommation de mise en route et de roulage comprise

ALTITUDE ZP (ft)	TEMPS (min)	CONSOMMATION DE CARBURANT ! (imp/us gal)	DISTANCE	
			(km)	(Nm)
3000	4	4.5 (1/1.2)	9.3	5
5500	7.5	8 (1.8/2.1)	17.6	9.5
8500	16.5	15 3.3/4	38.8	21

Performances en plané

Moteur coupé, l'avion plane 9,3 fois sa hauteur à 150 km/h (81 kt) par vent nul.

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

PERFORMANCES EN PALIER

A la masse maximale de 1100 kg (2425 lb), en atmosphère standard.
 Au réglage mixture optimal, carburant utilisable (49 us gal) 189 l.
 Sans réserve de carburant, par vent nul.

Consommation pendant le roulage et la montée compensés par la descente.

ALTITUDE Zp (ft)	REGIME		CONSOM- MATION		VITESSE PROPRE		AUTO- NOMIE	DISTANCE	
	%	rpm	l/h	us gal/h	km/h	kt	h.min	km	Nm
0	75	2500	38	10.2	237	128	4.55	1178	636
	65	2350	33	8.8	220	119	5.40	1248	674
2500	75	2550	38	10.2	243	131	4.55	1208	652
	65	2400	33	8.8	225	121	5.40	1288	696
4500	75	2600	38	10.2	248	134	4.55	1233	666
	65	2450	33	8.8	230	124	5.40	1317	711
6500	75	2650	38	10.2	254	137	4.55	1263	682
	65	2500	33	8.8	235	127	5.40	1345	727
8500	75	2700	38	10.2	257	139	4.55	1278	690
	65	2550	33	8.8	240	130	5.40	1375	742
10 500	65	2580	33	8.8	245	132	5.40	1402	757

PERFORMANCES D'ATTERRISSAGE

A la masse maximale d'atterrissage de 1045 kg (2304 lb),
 Par vent nul, volets 2^o cran, gaz réduits
 Piste en dur sèche et plane,

Vitesse de passage des 15 m (50 ft) (68 kt) 125 km/h
 Vitesse d'impact (51 kt) 95 km/h

ALTITUDE Zp (ft)	TEMPERATURE °C (°F)	MASSE 1045 kg (2304 lb)				MASSE 845 kg (1863 lb)			
		Distance de roulement		Distance d'atterrissage passage 15m(50ft)		Distance de roulement		Distance d'atterrissage passage 15m(50ft)	
		m	(ft)	m	(ft)	m	(ft)	m	(ft)
0	- 5 (23)	230	(755)	500	(1641)	190	(623)	425	(1394)
	Std = 15 (59)	250	(820)	530	(1739)	200	(656)	450	(1476)
	35 (95)	270	(886)	560	(1837)	215	(705)	475	(1558)
4000	- 13 (7)	260	(853)	550	(1805)	210	(689)	465	(1526)
	Std = 7 (45)	280	(919)	585	(1919)	230	(755)	495	(1624)
	27 (81)	300	(984)	620	(2034)	240	(787)	520	(1706)
8000	- 21 (-6)	295	(968)	610	(2001)	240	(787)	510	(1673)
	Std = - 1 (30)	320	(1050)	650	(2133)	260	(853)	545	(1788)
	19 (66)	340	(1116)	690	(2264)	275	(902)	575	(1887)

Influence du vent de face: Pour 10 kt multiplier par 0,85
 Pour 20 kt multiplier par 0,65
 Pour 30 kt multiplier par 0,55

Influence du vent arrière:

Par tranche de 2 kt, rajouter 10% aux distances

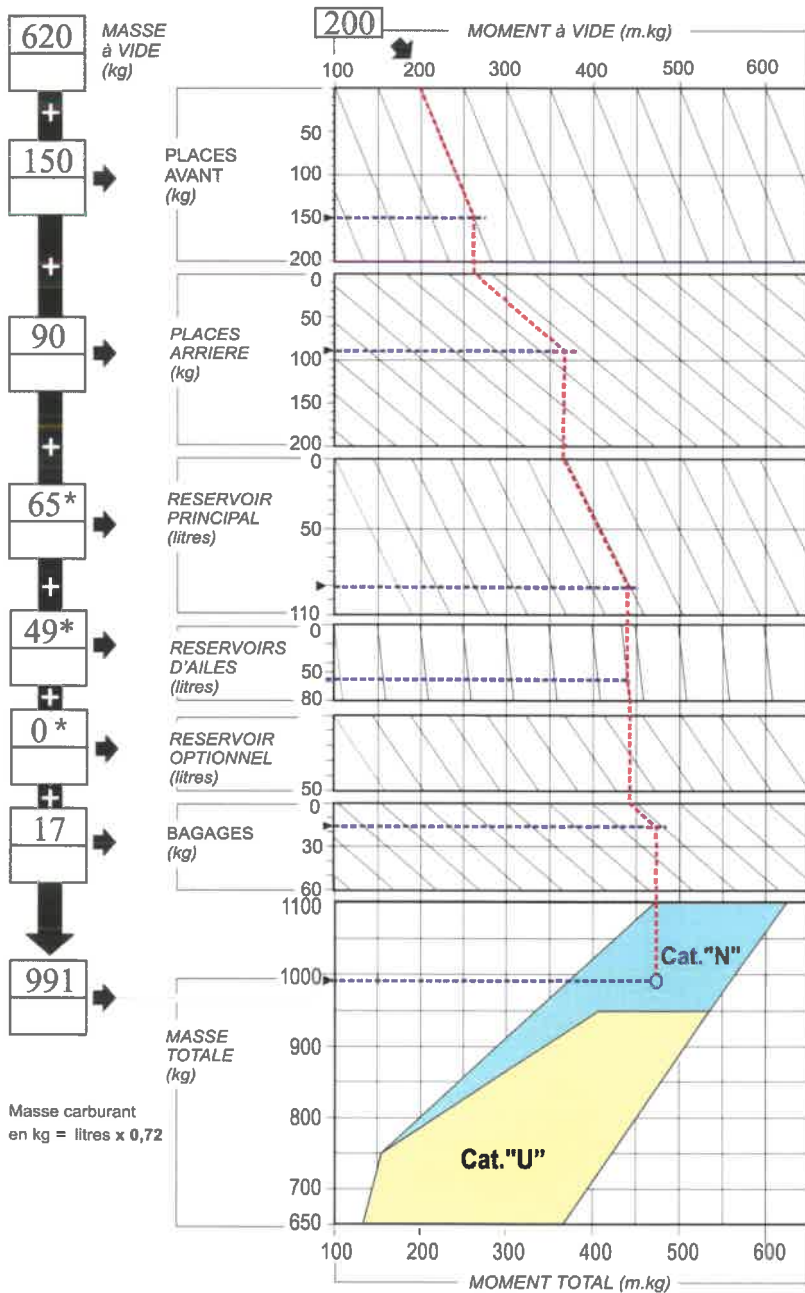
Pour piste sèche en herbe, rajouter 15%

PAGE LAISSEE BLANCHE INTENTIONNELLEMENT

TABLE DES MATIERES

Centrogramme	6.02
Utilisation du centrogramme	6.03

MANUEL DE VOL DR400/180



MANUEL DE VOL DR 400/180

UTILISATION DU CENTROGRAMME

1) Calculer la masse totale de l'avion:

masse à vide (voir fiche de pesée)
+ pilote et passagers
+ bagages
+ essence

S'assurer que la masse totale ne dépasse pas 1100 kg (2425 lb) en catégorie "N" et 950 kg (2095 lb) en catégorie "U".

2) Positionner le moment à vide de l'avion (voir fiche de pesée) sur l'échelle du diagramme ci-contre, puis suivre les pointillés comme dans l'exemple ci-dessous.*

Le point résultant doit se trouver à l'intérieur du domaine masse-moment (zone ombrée) pour que le chargement soit acceptable.

EXEMPLE *

Moment à vide	(1447 ft.lb)	200 m.kg
Masse à vide	(1367 lb)	620 kg
Pilote + passager AV	(331 lb)	150 kg
Passagers AR	(198 lb)	90 kg
Essence (principale) 90 l (24 imp/20 us gal)	(143 lb)	65 kg
Essence (ailes) 68 l (15 imp/18 us gal)	(108 lb)	49 kg
Bagages	(37.5 lb)	17 kg
MASSE TOTALE	(2185 lb)	991 kg

CENTRAGE: correct à l'intérieur du domaine masse-moment (zone ombrée)

1 litre AVGAS = 0.72 kg (1.6 lb)
1 imp gal AVGAS = 3.27 kg (7.2 lb)
1 us gal AVGAS = 2.7 kg (6 lb)

* ATTENTION

Pour le calcul du centrage de votre avion, veuillez ne pas utiliser les valeurs de masse à vide et de moment à vide données à titre indicatif dans l'exemple ci-dessus. Utiliser les valeurs indiquées sur la dernière fiche de pesée de votre avion.

PAGE LAISSEE BLANCHE INTENTIONNELLEMENT

TABLE DES MATIERES

Additif 1 Réservoir supplémentaire	7.03
Additif 2 Supprimé	Pages 7.07 à 7.12 incluse supprimées
Additif 3 Pilote automatique Century II B.....	7.13
Additif 4 IFR de jour et de nuit.....	7.21
Additif 5 GPS	7.31
Additif 6 Pilote automatique S-TEC System 55.....	7.33
Additif 7 Hélice Sensenich 76EM8S5-0-58	7.51

Page intentionnellement blanche

ADDITIF 1

RESERVOIR SUPPLEMENTAIRE

TABLE DES MATIERES

Section 1 Description	7.04
Section 2 Limitations	7.05
Section 3 Procédures d'urgence	7.05
Section 4 Procédures normales	7.05
Section 5 Performances	7.05

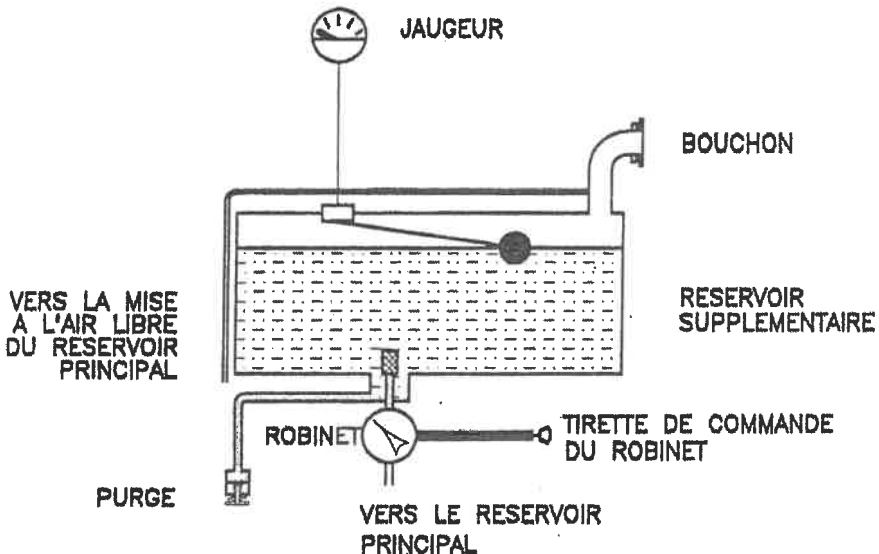
SECTION 1 - DESCRIPTION

Le réservoir supplémentaire est installé dans le fuselage derrière la banquette arrière. Une tirette permet de déverser l'essence du réservoir supplémentaire vers le réservoir principal. La quantité d'essence contenue dans le réservoir supplémentaire est donnée par un indicateur situé sur la console instruments moteur. Le réservoir supplémentaire n'est pas équipé d'une indication bas niveau.

capacité (11 imp/13,2 us gal) 50 l
bras de levier, (63 in) 1,61 m

NOTA

Le réservoir principal doit être suffisamment vide pour recevoir la quantité d'essence à transférer du réservoir supplémentaire.



SECTION 2 - LIMITATIONS

La masse maximale au décollage ainsi que le domaine de centrage ne sont pas modifiés par l'installation du réservoir supplémentaire. De ce fait, les limitations de la Section 2 ne sont pas modifiées, sauf les plaquettes suivantes qui sont à ajouter à celles des pages 2.08, 2.09 et 2.10.



SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

Les procédures d'urgence ne sont pas affectées par l'installation du réservoir supplémentaire.

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

En plus des procédures normales actionner la purge du réservoir supplémentaire lors de l'inspection prévol (point 1 page 4.05).

SECTION 5 - PERFORMANCES

Les performances ne sont pas affectées par l'installation du réservoir supplémentaire car la masse maxi au décollage et le domaine de centrage ne sont pas modifiés.

PAGE LAISSEE BLANCHE INTENTIONNELLEMENT

Les pages 7.07 à 7.12 sont supprimées.

Page intentionnellement blanche

ADDITIF 3

PILOTE AUTOMATIQUE CENTURY II B.

TABLE DES MATIERES

Section 1 Description	7.14
Section 2 Limitations	7.18
Section 3 Procédures d'urgence	7.18
Section 4 Procédures normales	7.19
Section 5 Performances	7.20

SECTION 1 - DESCRIPTION

Le CENTURY II B est un système de pilotage automatique entièrement électrique agissant sur un seul axe (roulis). Il assure les fonctions d'interception et de maintien de cap et un couplage VOR/ILS optionnel.

DESCRIPTION DES COMPOSANTS DU CENTURY II B

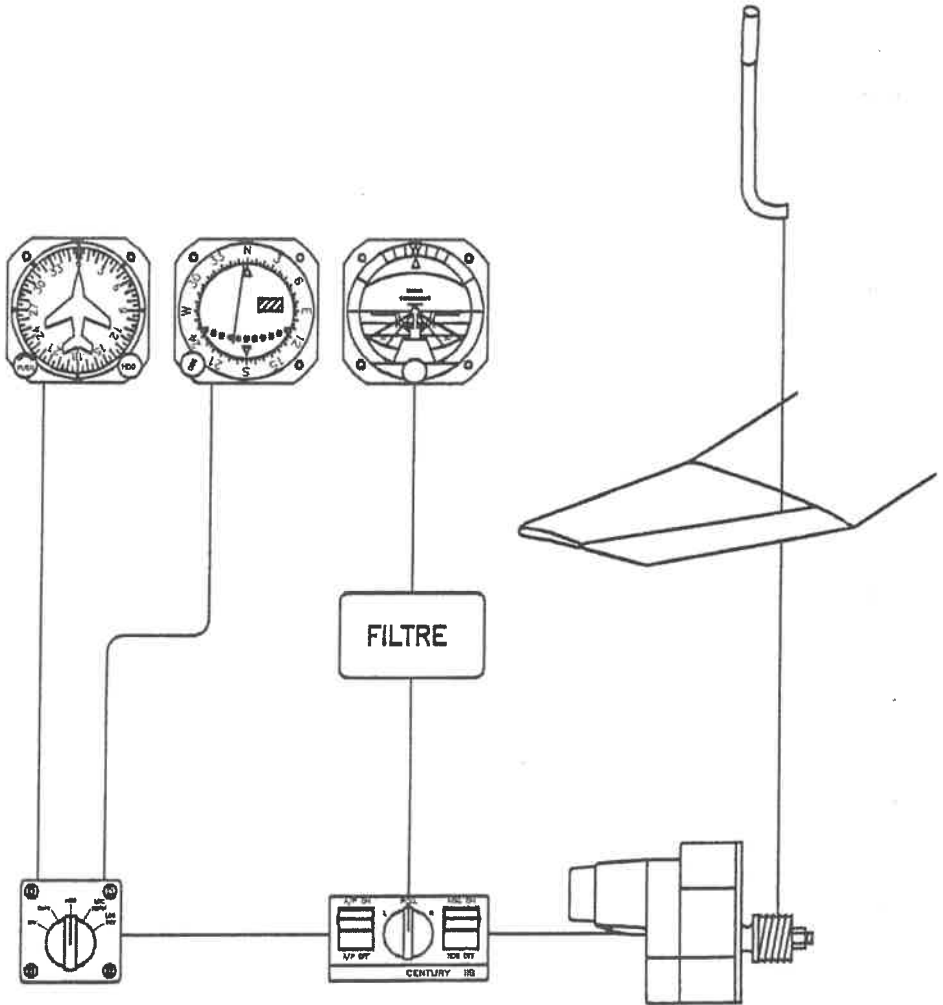
Console de commande

A/P ON - A/P OFF Commutateur Marche-Arrêt du pilote automatique. Quand seul ce commutateur est en position marche (A/P ON), le pilote automatique réagit uniquement au bouton de commande de roulis (ROLL) au centre de la console.

ROLL Bouton de commande de roulis jusqu'à approximativement 30° d'inclinaison à droite ou à gauche. Le point milieu correspond approximativement au vol horizontal. Quand le commutateur du mode cap (HDG) est en marche (HDG ON), les actions sur le bouton de commande de roulis (ROLL) ne sont plus prises en compte.

HDG ON - HDG OFF Commutateur Marche-Arrêt du mode cap (HDG) Permet à l'avion d'effectuer un virage jusqu'à un cap présélectionné sur le Gyro Directionnel, le pilotage d'interception de cap ou le maintien d'un cap. Quand le commutateur du mode cap (HDG) est en position marche (HDG ON), l'entrée du bouton de commande de roulis (ROLL) est remplacé par les entrées du Gyro Directionnel et le Sélecteur de Mode optionnel. Le Gyro Directionnel et le Sélecteur de Mode optionnel devraient être réglés avant la mise en marche du mode cap (HDG ON). (Voir la Section Sélecteur de Mode quand le Sélecteur de Mode optionnel est installé).

SCHEMA DU PILOTE AUTOMATIQUE CENTURY II B



Gyro Directionnel

On peut sélectionner n'importe quel cap, avant ou après la mise en marche du mode cap (HDG ON-HDG OFF) sur la console de commande, et des virages jusqu'à 160° peuvent être programmés directement, soit vers la gauche, soit vers la droite.

Si le sélecteur de cap est tourné de plus de 180° par rapport à l'index du Gyro Directionnel, le pilote automatique prendra le virage le plus court pour atteindre le cap sélectionné.

En opération normale, l'inclinaison maxi en mode cap (HDG) est de 20°.

Sélecteur de Mode

Dirige le pilote automatique en navigation VOR et ILS.

Les angles d'interception nominaux sont de 45°, avec une capacité de compensation automatique de 15° de dérive.

Mode "HDG" C'est le mode de fonctionnement basique du pilote automatique CENTURY II B comme décrit dans la section Console de commande.

Mode "OMNI" En position mode "OMNI" le système est couplé à l'indicateur VOR.
Pour intercepter et maintenir un cap, sélectionner toujours le cap désiré sur le VOR et le Gyro Directionnel à la fois. Tous les caps seront ainsi contrôlés par le signal VOR.
Une déviation maximale de l'indicateur VOR se traduit par un angle d'interception de 45°.
Dans les autres cas, le système pilotera automatiquement une interception douce, tangentielle aboutissant sur la radiale avec une correction de la dérive. La même interception dynamique est conduite depuis la distance maximum de réception jusqu'à 3 km de la station.
Au dessous de 3 km approximativement, de légers dépassements de la radiale sélectionnée se produisent dûs aux limitations d'inclinaison du pilote automatique.

Mode "NAV" Ce mode effectue les mêmes fonctions que le mode "OMNI" et selon le même mode opératoire.

Le mode "NAV" introduit cependant un retard qui réduit les réactions aux faibles déplacements de l'aiguille du VOR.

Le mode "NAV" est recommandé en navigation ou à chaque fois que la réponse du pilote automatique aux faibles déviations de l'aiguille du VOR devient excessive.

Le mode "NAV" ne doit pas être utilisé pendant l'approche du VOR où les réactions dynamiques proportionnelles du mode "OMNI" sont nécessaires.

Mode "LOC NORM" Dans ce mode, la sensibilité du système est ajustée pour la largeur du faisceau du "Localizer" (5° au lieu de 20° pour le VOR) et permet des manoeuvres sans acoups d'interception, de suivi de cap et une meilleure optimisation.

Les interceptions à 45° sont automatiques avec une interception tangentielle avant la balise extérieure et une correction automatique du vent de travers.

Le cap désiré doit être sélectionné sur le Gyro Directionnel comme dans le mode "OMNI".

Mode "LOC REV" Les caractéristiques du mode "LOC REV" sont identiques au mode "LOC NORM", sauf que l'avion se dirigera vers le côté opposé à l'aiguille du Localizer au lieu de se diriger vers elle.

En mode "LOC REV", l'index du Gyro Directionnel doit être réglé à l'opposé du cap suivi.

SECTION 2 - LIMITATIONS

Les limitations de la Section 2 ne sont pas affectées par l'installation du pilote automatique CENTURY II B.

Les limitations suivantes spécifiques au pilote automatique doivent être ajoutées:

- Hauteur mini d'utilisation 500 ft
- Vitesse maxi d'utilisation (140 kt) 260 km/h

IMPORTANT

Ne pas utiliser le pilote automatique en cas de défaillance du Gyro Directionnel, de la pompe ou du système d'alimentation pneumatique.

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

En cas de mauvais fonctionnement du pilote automatique:

- 1- Manoeuvrer le manche à la demande pour surpasser le pilote automatique

NOTE

Le pilote automatique peut être surpassé sans aucune détérioration du système.

- 2- Couper le commutateur principal du pilote automatique (AP/OFF)
- 3- Tirer le disjoncteur du pilote automatique et ne pas tenter de le remettre en route

En cas de défaillance du circuit pneumatique:

- 1- Couper le commutateur principal du pilote automatique (AP/OFF)

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

Procédures de vérification du pilote automatique avant décollage moteur en marche gyros lancés:

- 1- Dépression arc vert
- 2- Commutateur de pilote automatique "A/P OFF"
- 3- Commutateur du mode cap (HDG) "HDG OFF"
- 4- Sélecteur de Mode "HDG"
- 5- Bouton ROLL centré
- 6- Gyro Directionnel centré
- 7- Commutateur de pilote automatique "A/P ON"
- 8- Tourner le bouton "ROLL" "L" puis "R"
(constater que le manche répond dans la bonne direction)
- 9- Commutateur de mode cap (HDG) "HDG ON"
- 10- Tourner le sélecteur de cap à droite puis à gauche
(constater la réaction du pilote automatique. En l'absence d'effort
aérodynamique, la réaction est continue)
- 11- Surpasser au manche le pilote automatique .. à droite puis à gauche
(la force nécessaire doit être de 7 kg (15 lbs) environ)
- 12- Avant le décollage "A/P OFF"

Procédure d'engagement du pilote automatique en vol

- 1- Attitude avion ailes horizontales
- 2- Bouton "ROLL" centré
- 3- Commutateur du mode cap "HDG" "HDG OFF"
- 4- Commutateur du pilote automatique "A/P ON"
- 5- Sélecteur de Mode "HDG"
- 6- Sélecteur de cap centré
- 7- Commutateur du mode cap "HDG" "HDG ON"
- 8- Sélectionner le mode de fonctionnement désiré

Pour plus de détails sur l'utilisation des modes, se référer au manuel d'utilisation du CENTURY II B.

Procédure d'approche finale

En approche finale et au plus tard à 500 ft de hauteur:

- 1- Commutateur du pilote automatique "A/P OFF"

SECTION 5 - PERFORMANCES

Les performances de la Section 5 ne sont pas affectées par l'installation du pilote automatique CENTURY II B

TABLE DES MATIERES

Section 1 Description	7.22
Section 2 Limitations	7.26
Section 3 Procédures d'urgence	7.27
Section 4 Procédures normales	7.29
Section 5 Performances	7.30

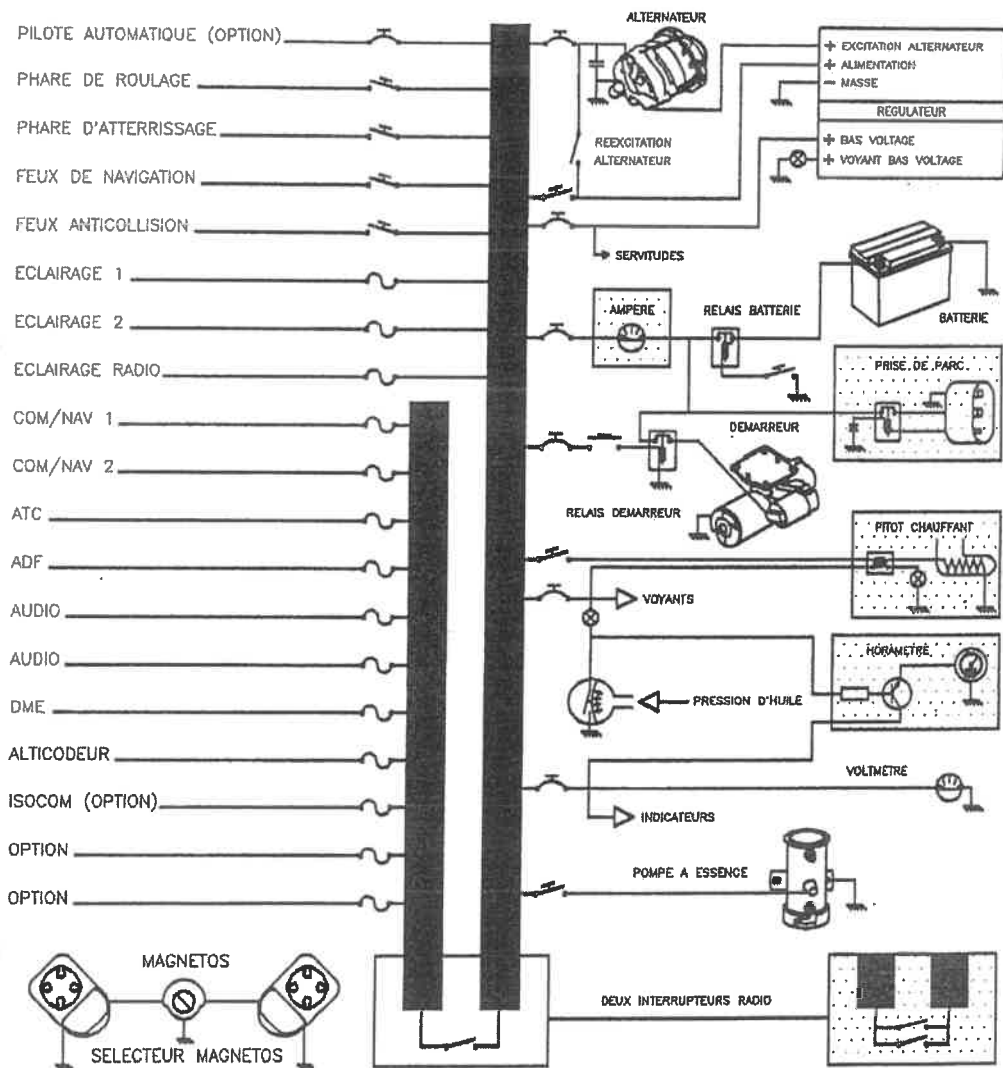
SECTION 1 - DESCRIPTION

Le DR 400/180 est éligible à l'utilisation en régime IFR de jour et de nuit en condition non givrante, par l'application de la modification majeure n° 40. La modification majeure n° 40 installe un tableau de bord et un circuit électrique différents.

Le DR 400/180 IFR doit comporter tous les équipements ci-dessous à installer impérativement, en complément des équipements VFR de jour, pour une utilisation en IFR:

- Horizon artificiel
- Indicateur de virage
- Indicateur gyroscopique de direction
- Manomètre de dépression et ampèremètre
- Altimètre 2 sensible et ajustable
- Antenne anémométrique réchauffée
- Variomètre
- Thermomètre extérieur
- Chronomètre
- Prise pression statique de secours
- Feu anti-collision
- Feu de navigation
- Feux d'atterrissage
- Eclairage des instruments de bord
- Fusibles de rechange
- Torche électrique
- VHF 1 (cat. 2)
- VHF 2 (cat. 2)
- VOR (cat. 2)
- Radio compas automatique (cat. 2)
- VOR/ILS (cat. 2) comprenant:
 - . récepteur radiophare alignement de piste
 - . récepteur radiophare alignement de descente
 - . récepteur radioborne 75 MHz
- Standard d'exploitation
- Interrupteur réexcitation alternateur
- Plaquette IFR de jour et de nuit

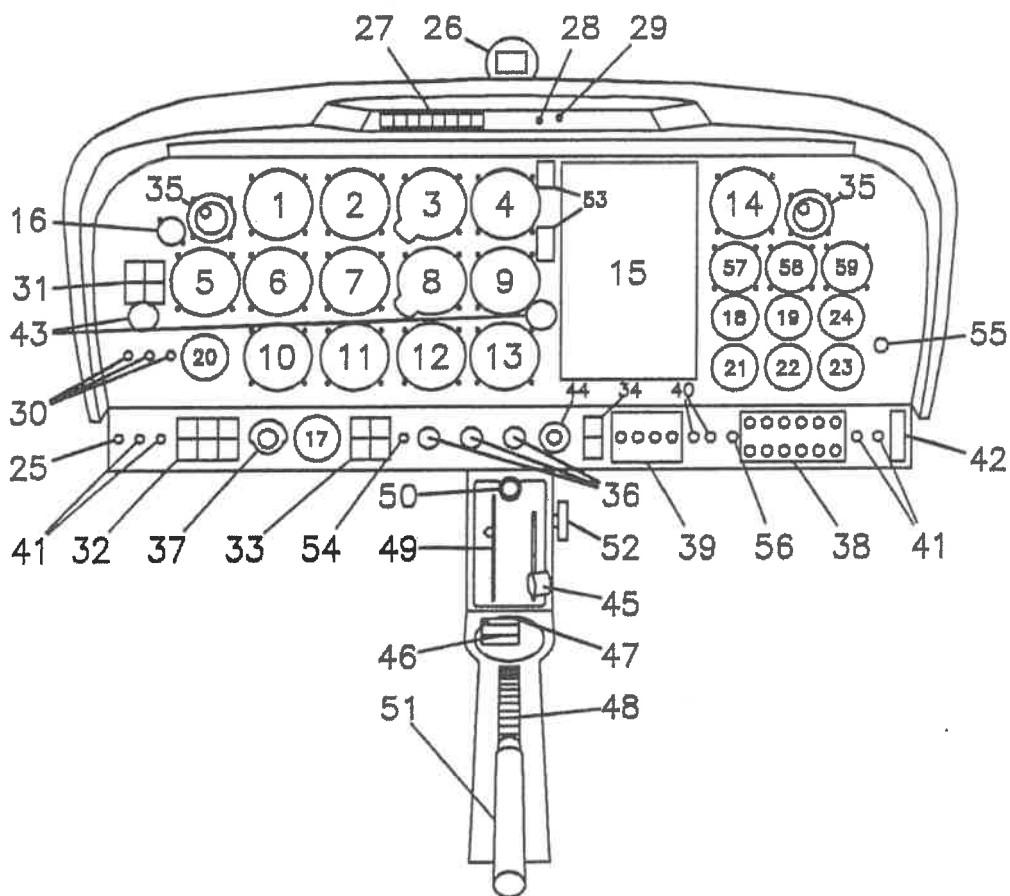
SCHEMA DU CIRCUIT ELECTRIQUE



LEGENDE

	DISJONCTEUR		EQUIPEMENT OPTIONNEL
	INTERRUPTEUR DISJONCTEUR		CAPACITE
	FUSIBLE		DIODE
	BOUTON POUSSOIR		TRANSISTOR
	INTERRUPTEUR		RESISTANCE

PLANCHE DE BORD



- | | |
|--|---|
| 1..... Anémomètre | 31..... Interrupteurs/Disjoncteurs (de G à D) |
| 2..... Horizon + Directionnel | - phare de roulage |
| 3..... Altimètre | - phare d'atterrissage |
| 4, 5..... Instruments optionnels | 32..... Interrupteurs/Disjoncteurs (de G à D) |
| 6..... Bille en standard avec un | - feux de navigation |
| indicateur de virage en option | - feux anti-collision |
| 7..... Instrument optionnel | - chauffage pitot |
| 8..... Variomètre | 33..... Interrupteurs/Disjoncteurs (de G à D) |
| 9 à 13. Instruments optionnels | - batterie |
| 14..... Tachymètre | - excitation alternateur |
| 15..... Equipement Radio | 34..... Interrupteur/Disjoncteur pompe électrique |
| 16..... Indicateur de dépression | 35..... Aérateurs |
| 17..... Voltmètre | 36..... Tirettes de cde de climatisation |
| 18..... Indicateur pression d'huile | 37..... Sélecteur magnétos |
| 19..... Indicateur température d'huile | 38..... Panneau porte-fusible |
| 20..... Equipement optionnel | 39..... Panneau interrupteurs/Disjoncteurs |
| 21..... Jaugeur essence rés. Gauche | 40..... Interrupteur/Disjoncteur |
| 22..... Jaugeur essence rés. Principal | - alternateur |
| 23..... Jaugeur essence rés. Droit | - batterie |
| 24..... Indicateur pression essence ou | 41..... Micro casque |
| jaugeur essence réservoir | 42..... Equipement optionnel |
| Supplémentaire (opt.) | 43..... Cde d'admission (manette des gaz) |
| 25..... ELT | 44..... Cde de réchauffage carburateur |
| 26..... Compas magnétique | 45..... Cde de richesse (mixture) |
| 27..... Voyants (de gauche à droite) | 46..... Robinet sélecteur d'essence |
| Alerte | 47..... Bouton poussoir de démarrage |
| - pression d'huile | 48..... Volant de commande de tab de |
| - pression d'essence | profondeur |
| - bas niveau d'essence | 49..... Répétiteur de position de tab |
| - charge alternateur | 50..... Commande de frein de parc |
| - démarreur engagé | 51..... Levier de commande de volets |
| Témoins: | 52..... Molette de durcissement de |
| - volets sortis | cde de richesse (mixture) |
| - chauffage pitot | 53..... Equipements optionnels |
| - option | 54..... Réexcitation alternateur |
| 28..... Inverseur JOUR/NUIT | 55..... Statique de secours |
| 29..... Poussoir test voyants | 56..... Interrupteur radio |
| 30..... Rhéostats d'éclairage (de G à D) | 57..... Instrument optionnel |
| - éclairage 1 (planche de bord) | 58..... Instrument optionnel |
| - éclairage 2 (planche de bord) | 59..... Instrument optionnel |
| - éclairage (baie radio) | |

SECTION 2 - LIMITATIONS

Les limitations de la section 2 ne sont pas affectées par l'utilisation en régime IFR, sauf la plaquette des conditions de vol page 2.08 qui est à remplacer par la suivante:

CET AVION DOIT ETRE UTILISE EN CATEGORIE *NORMALE* OU *UTILITAIRE*, CONFORMEMENT AU MANUEL DE VOL APPROUVE PAR LES SERVICES OFFICIELS.
SUR CET AVION, TOUS LES REPERES ET PLAQUES INDICATRICES SONT RELATIFS A SON UTILISATION EN CATEGORIE *NORMALE*.
POUR L'UTILISATION EN CATEGORIE *UTILITAIRE*, SE REFERER AU MANUEL DE VOL. AUCUNE MANOEUVRE ACROBATIQUE N'EST AUTORISEE POUR L'UTILISATION EN CATEGORIE *NORMALE*.
VITESSE DE MANOEUVRE: 215 km/h - 116 kt
VRILLES INTERDITES • CONDITIONS DE VOL VFR DE JOUR ET IFR DE JOUR ET DE NUIT EN ZONE NON GIVRANTE • INTERDICTION DE FUMER

et rajouter les deux étiquettes ci-dessous:



SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

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

Panne de l'anémomètre

En cas d'indications erronées de l'anémomètre, vérifier le fonctionnement du réchauffage de l'antenne anémométrique:

- voyant ambré éteint marche
- voyant ambré allumé arrêt

En cas d'indications erronées de l'anémomètre et de l'altimètre 1 (indication différente par rapport à l'altimètre 2), mettre le robinet "statique-secours" sur la position secours..

Panne éclairage 1

- éclairage 2 marche
- disjoncteur éclairage 1 vérifié

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

Panne de phares

- disjoncteur de phares vérifié

Panne de batterie

En cas de panne batterie totale entraînant une désexcitation de l'alternateur, donc une panne électrique totale, suivre la procédure suivante:

- disjoncteur batterie coupé
- disjoncteur alternateur coupé
- interrupteur radio coupé
- excitation alternateur coupé
- réexcitation alternateur secours marche
- disjoncteur alternateur marche
- interrupteur radio marche

Constater la remise sous tension des circuits

Panne électrique totale

Vérifier les disjoncteurs batterie et alternateur. Si le disjoncteur batterie seul est déclenché:

- couper les équipements électriques non indispensables à la poursuite du vol
- réenclencher les disjoncteurs batterie et alternateur
- couper tous les éléments électriques si nécessaire
- utiliser la lampe de poche de secours
- effectuer l'atterrissage en maintenant l'assiette donnée par les préaffichages de pente ILS.

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
- feux de navigation vérifié
- éclairage cabine vérifié
- éclairage instruments de bord vérifié
- inverseur jour/nuit vérifié
- présence à bord d'une torche électrique de secours vérifié

Roulage

- anticollision marche
- feux de navigation marche
- chauffage pitot arrêt
- instruments gyroscopiques vérifiés par virages alternés
- horizon artificiel calage maquette
- directionnel rotation correcte
- bille aiguille sens correct

Avant le décollage

- chauffage pitot marche
- dépression instruments vérifiée
- VHF essai
- VOR essai
- radio compas essai
- lampes markers testées
- transpondeur stand-by
- chauffage désembuage à la demande

Alignement

- calage du directionnel

Décollage

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

Montée et croisière

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

Atterrissage

- feu 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.

TABLE DES MATIERES

Section1 Généralités	7.32
Section 2 Limitations	7.32
Section 3 Procédures d'urgence	7.32
Section 4 Procédures normales.....	7.32
Section 5 Performances.....	7.32
Section 6 Masse et centrage	7.32

SECTION 1 - GENERALITES

Les GPS dont la liste figure dans le tableau ci-dessous sont approuvés, sur la gamme DR400, pour une navigation VRF de jour en vue du sol ou de l'eau.

L'intégrité de la position fournie par le GPS n'est pas assurée. Il incombe par conséquent au pilote de vérifier l'exactitude de cette position à l'aide des autres moyens de navigation à sa disposition. Le manuel d'utilisation du GPS, à sa dernière édition applicable, doit être à bord de l'avion.

Le couplage des GPS listés ci-dessous à un directeur de vol ou à un pilote automatique est interdit (sauf *).

GPS APPROUVES SUR DR400	
GARMIN	100 AVD, 150, 150 XL, GNC 250 XL
KING	KLN 89(*), KLN 89B(*), KLN 90, KLN 90A(*), KLN 90B(*) KLX 135, 135A
MAGELLAN	SKY NAV 5000
TRIMBLE	TNL 2000

(*) couplage à un directeur de vol ou à un pilote automatique autorisé

SECTION 2 - LIMITATIONS

La plaquette suivante est à ajouter à celles de la page 2.08:

GPS UTILISABLE EN VFR DE JOUR EN VUE DU SOL OU DE L'EAU UNIQUEMENT

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE: Inchangées

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES: Inchangées

SECTION 5 - PERFORMANCES: Inchangées

SECTION 6 - MASSE ET CENTRAGE: Inchangés

TABLE DES MATIERES

Section 1 Description	7.34
Section 2 Limitations	7.35
Section 3 Procédures d'urgence	7.36
Section 4 Procédures normales	7.38
Section 5 Performances	7.49
Section 6 Masse et centrage	7.49

SECTION 1 - DESCRIPTION

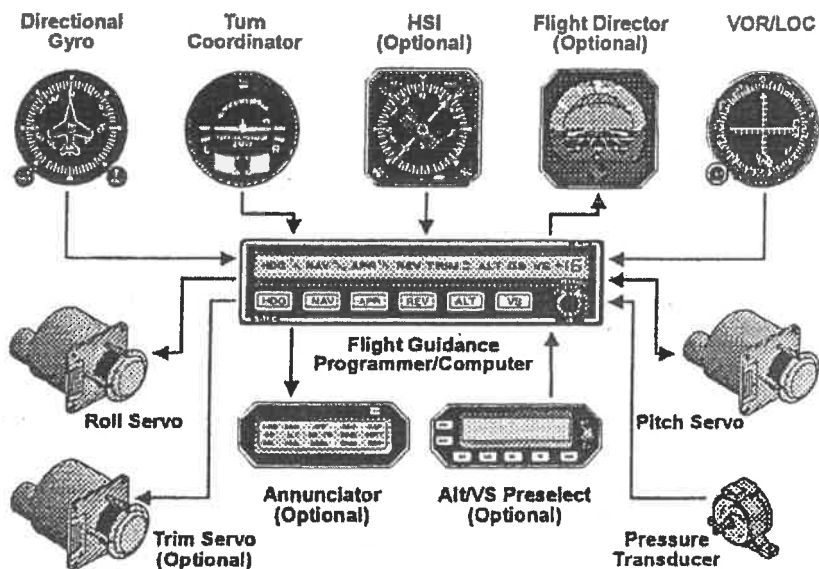
Le pilote automatique 2 axes S-TEC System 55 permet la capture et le maintien d'un cap (mode HDG) et d'une route (mode NAV) par couplage avec une aide radioélectrique (VOR, RNAV). De plus, il peut maintenir une vitesse verticale (mode VS) et une altitude (mode ALT).

Le pilote automatique contrôle et commande les axes de roulis et de tangage à partir des informations gyroscopiques fournies par le coordinateur de virage électrique et le directionnel pneumatique.

Les modes de fonctionnement sont sélectionnés par l'équipage à partir du boîtier afficheur/programmeur.

Le système 55 possède une fonction autotrim qui permet au pilote automatique de trimmer l'avion; ce montage est optionnel.

Schéma du Pilote Automatique S-TEC System 55.



SECTION 2 - LIMITATIONS

Les limitations de la section 2 ne sont pas affectées par l'installation du pilote automatique S-TEC System 55.

Les limitations suivantes, spécifiques au pilote automatique, doivent être ajoutées:

- Hauteur mini d'utilisation en approche 500 ft
- Hauteur mini d'utilisation en croisière 1000 ft
- Vitesse mini d'utilisation (75 kt) 139 km/h
- Vitesse maxi d'utilisation (140 kt) 260 km/h

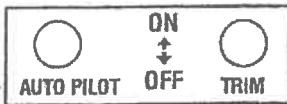
IMPORTANT

Ne pas utiliser le pilote automatique en cas de défaillance:

- 1) du gyroscope directionnel, de la pompe à vide ou du circuit d'alimentation pneumatique
- 2) du coordonnateur de virage électrique

Les plaquettes suivantes sont à ajouter à celles des pages 2.08, 2.09 et 2.10.

Interrupteurs tableau de bord



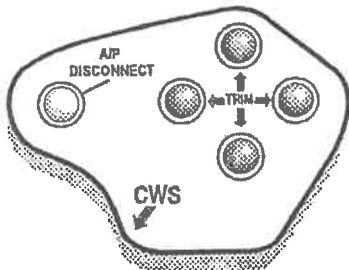
Près du boîtier PA



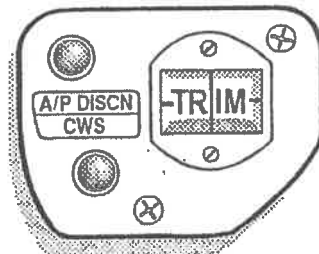
Breaker disjoncteur



Sur la poignée manche pilote

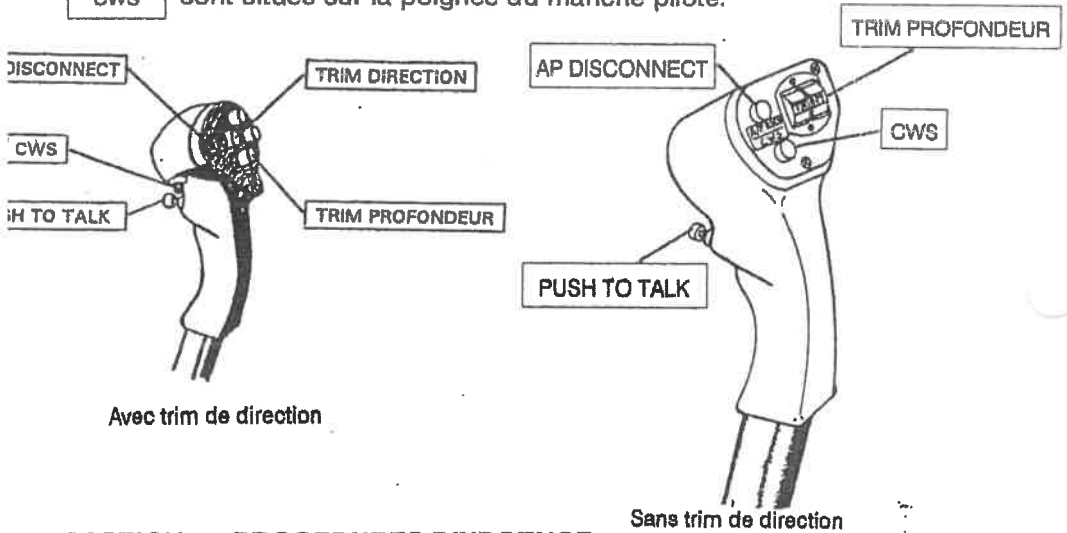


Trim de direction et trim de profondeur



Trim de profondeur

Les interrupteurs de commande du trim électrique et le bouton poussoir CWS sont situés sur la poignée du manche pilote.



SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

En cas de mauvais fonctionnement du pilote automatique:

- 1- Manoeuvrer les commandes de vol (roulis, tangage) à la demande pour surpasser le pilote automatique et appuyer sur le bouton A/P disconnect

NOTE

Le pilote automatique peut être surpassé sans aucune détérioration du système.

- 2- Couper le pilote automatique en plaçant son Interrupteur principal sur OFF
- 3- Tirer le breaker/disjoncteur du pilote automatique et ne pas tenter de le remettre en route

En cas de défaillance des circuits pneumatique ou électrique:

Couper le pilote automatique en plaçant l'interrupteur principal sur OFF

NOTE

Le pilote automatique peut être coupé par une ou plusieurs des actions suivantes:

- En appuyant sur le bouton rouge A/P disconnect placé sur le manche (le PA est déconnecté mais toujours sous tension)
- En plaçant l'interrupteur principal sur OFF (le PA est hors tension)
- En tirant le breaker/disjoncteur identifié PA (le PA est hors tension)
- Si le pilote automatique est équipé de l'autotrim et si le mode ALT ou VS est engagé, la commande du trim électrique, par les boutons poussoir situés sur la poignée de manche, désengagera le PA.

En cas de défaillance du trim électrique (si équipé):

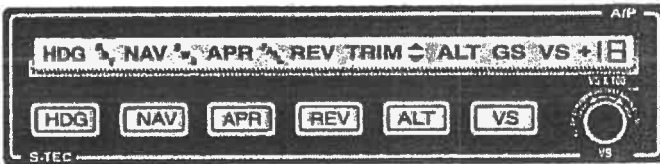
- 1 - Couper le trim électrique en plaçant son interrupteur principal sur OFF.
- 2 - Tirer le breaker/disjoncteur du trim électrique et ne pas tenter de le remettre en route.

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

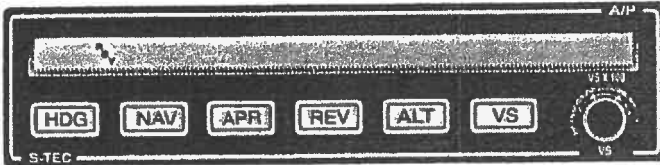
4.1 - Procédure de vérification du pilote automatique

Après la mise en route du moteur (gyroscope pneumatique lancé et indicateur de virage alimenté), on procède à la mise sous tension du PA en plaçant son interrupteur principal sur ON.

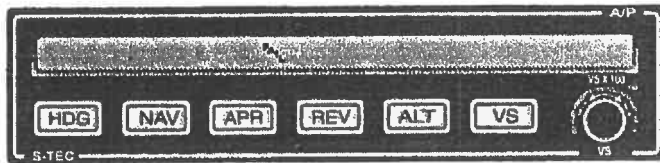
Le PA lance alors une procédure d'autotest qui allume tous les messages sur le boîtier programmeur/computer.



Après un délai d'environ 5 secondes, le bon déroulement de l'autotest est signalé par le message RDY:



Si l'autotest trouve une anomalie, le message FAIL apparait et le pilote automatique ne peut être engagé.



Dans ce cas, le pilote automatique n'étant pas opérationnel, il doit être COUPE.

NOTE

Si le pilote automatique détecte une panne sur le coordinateur de virage (vitesse de rotor trop faible ou nulle), aucun message n'est affiché et le pilote automatique ne peut être utilisé.

Au point d'arrêt, vérifier le bon fonctionnement du pilote automatique:

- 1 - Dépression arc vert
- 2 - Interrupteur ON
- 3 - Message sur l'afficheur RDY après l'autotest
- 4 - Appuyer et relacher l'interrupteur CWS CWS et VS sont affichés
- 5 - Surpasser le pilote automatique en déplaçant
le manche d'avant en arrière, puis de droite à gauche
..... les commandes ne doivent présenter aucun jeu
- 6 - Appuyer sur le bouton rouge AP/disconnect
..... RDY flashe sur l'afficheur
..... Un bip sonore est émis pour indiquer que le PA est désengagé
- 7 - Déplacer le manche pour s'assurer que le PA
est effectivement désengagé commandes libres

Quand l'autotrim est installé, compléter la procédure précédente par les tests de bon fonctionnement du trim automatique.

- 1 - Interrupteur d'Autotrim ON
- 2 - Message sur l'afficheur RDY
- 3 - Appuyer et relacher l'interrupteur CWS CWS et VS sont affichés
- 4 - Déplacer la commande de profondeur à piquer:
..... après 3 secondes, le trim se déroule à cabrer
..... et l'afficheur indique Trim ▲ (nose up)
- 5 - Déplacer la commande de profondeur à cabrer:
..... après 3 secondes, le trim se déroule à piquer
..... et l'afficheur indique Trim ▼ (nose down)
- 6 - Commander le trim électrique à cabrer puis à piquer
à l'aide des boutons poussoirs situés sur la poignée
de manche du pilote pour vérifier le sens du défilement:
..... RDY flashe sur l'afficheur.
..... Un bip sonore est émis pour indiquer que le PA est désengagé

NOTE

Retrimmer l'avion pour le décollage et bien vérifier que le PA est désengagé (commandes libres).

4.2 - Procédure d'utilisation

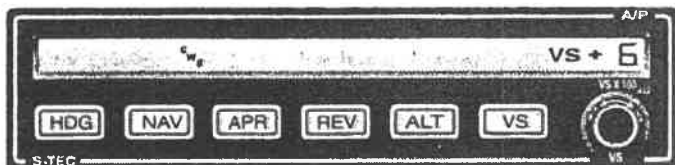
On présente ici un résumé des principales fonctions et utilisation du pilote automatique S-TEC system 55. Pour plus de précision, se reporter au Pilot's Operating Handbook (p/n 8747 en date de septembre 93).

Mode CWS: Control Wheel Steering

Ce mode permet de figer l'attitude de l'avion à l'aide du PA en engageant les contrôles de roulis et de tangage.

- 1 - Appuyer et maintenir l'interrupteur CWS situé sur la poignée de manche du pilote

Les messages CWS et VS s'affichent tandis que RDY disparaît



- 2 - Capturer l'attitude désirée en roulis et la VS souhaitée
La vitesse verticale instantanée s'affiche au dessus du curseur rotatif en centaine de pieds par minute (x 100 ft/min)
- 3 - Stabiliser l'attitude de l'avion pour 2 ou 3 secondes puis relacher le CWS
Le pilote automatique contrôle l'inclinaison et la VS demandées par le pilote.

NOTE

Si l'inclinaison est supérieure à l'inclinaison d'un virage à taux standard, le pilote automatique réduit automatiquement l'inclinaison pour obtenir 90% du taux de virage standard, dès que le CWS est relâché.

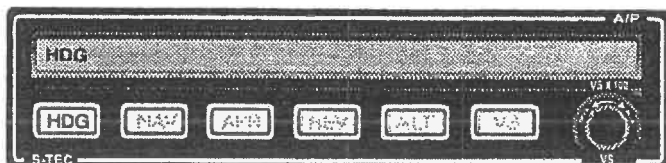
A partir du mode CWS, le pilote peut sélectionner d'autres modes tels que HDG, NAV, ALT ou encore modifier la vitesse verticale affichée à l'aide du curseur rotatif.

Le mode CWS peut être réactivé à n'importe quel moment en appuyant sur le bouton CWS. Un signal sonore est émis pour indiquer l'instant de désengagement des servomoteurs.

Mode HDG: Heading

Le mode HDG peut être sélectionné à partir des modes CWS ou RDY.

- 1 - Afficher le cap désiré à l'aide de la pinule (ou bug) du directionnel (ou HSI si installé)
- 2 - Sélectionner le mode HDG sur l'afficheur/programmeur
L'afficheur annonce HDG



NOTE

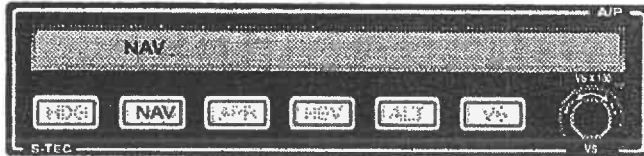
On peut changer le cap en déplaçant la pinule sur la rose du directionnel.

En mode HDG, le PA n'est pas couplé à un moyen de navigation radioélectrique, aussi il peut être nécessaire de compenser la dérive due au vent.

Mode NAV: Interception et tracking

Pour intercepter un radial VOR, RNAV

- 1 - Afficher la fréquence de la balise et sélectionner le radial désiré.
- 2 - Déplacer la pinule vers le radial à capturer
- 3 - Sélectionner le mode NAV L'afficheur annonce NAV



NOTE

- Si l'aiguille de l'indicateur de Navigation dévie au maximum (à droite ou à gauche) le pilote automatique réalise une interception initiale sous 45°. Au fur et à mesure que le radial rentre, l'angle d'interception est réduit afin de garantir une trajectoire précise.
- Durant l'interception, le système réalise des virages à 90% du taux standard.
- Le système mesure l'écart entre le radial actuel et le radial désiré; si l'avion s'établit sur une trajectoire située à 50% ou plus du radial désiré, le message NAV commence à flasher. Il peut également flasher au passage d'une station ou lorsque l'indicateur de navigation est flagué. Dans ce dernier cas, le message FAIL apparaît.

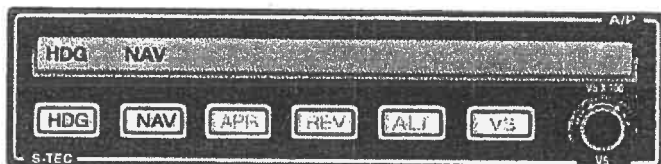
Lorsque le pilote désire un changement de route supérieur à 10°, en mode NAV:

- 1 - Afficher le nouveau radial sur l'indicateur de navigation
- 2 - Resélectionner le mode NAV pour initier la séquence automatique de capture
- 3 - Placer la pinule sur le radial désiré

Le pilote peut sélectionner un angle d'interception inférieur à 45°:

- 1 - Placer la pinule sur la route à suivre pour réaliser l'interception du radial
- 2 - Sélectionner simultanément HDG et NAV

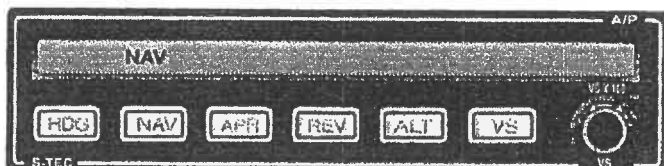
L'afficheur annonce HDG NAV



NOTE

La route sélectionnée est suivie jusqu'au point de début de virage qui permet d'intercepter le radial désiré.

- Début de virage: le message HDG s'éteint



- Placer la pinule sur le radial à suivre

IMPORTANT

Des angles d'interception supérieurs à 45° ne permettent pas une capture nominale du radial sélectionné et ils peuvent se traduire par des dépassements (overshoot); aussi, ce type d'interception n'est pas recommandé.

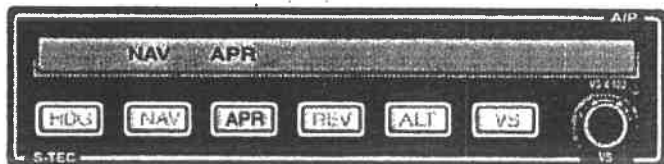
NOTE

Si votre avion est équipé d'un HSI, il n'est pas nécessaire de recopier le radial avec la pinule pour réaliser une interception.

Mode APR: Approche

Le mode Approche augmente la sensibilité du pilote automatique lors de navigation VOR ou GPS.

Le pilote peut activer ce mode s'il désire une meilleure précision lors du tracking en mode NAVles messages NAV APR s'affichent

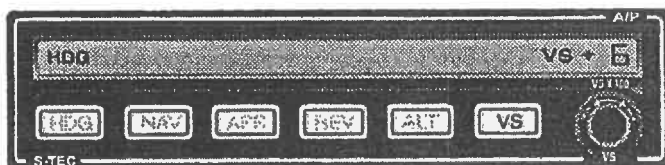


Mode VS: Vertical Speed

Pour sélectionner le mode VS, le contrôle de l'axe de roulis doit être préalablement engagé (mode CWS, HDG ou NAV par exemple).

En mode VS, le pilote peut afficher la vitesse verticale désirée à l'aide du curseur rotatif; la VS s'affiche en centaine de pieds par minute. On augmente la VS en tournant le curseur dans le sens des aiguilles d'une montre (et inversement pour la diminuer).

A partir d'un mode de roulis, le pilote peut sélectionner la fonction VS:



Le PA affiche et maintient la vitesse verticale de l'avion au moment de la sélection du mode VS; dès lors, le pilote peut modifier la vitesse verticale à l'aide du curseur rotatif.

IMPORTANT

Il faut bien veiller lors des phases de montée à ne pas demander au pilote automatique le maintien d'une vitesse verticale qui est au delà des performances de l'avion.

En configuration lisse et plein gaz, on peut maintenir

	Zp = Niveau mer		Zp = FL 75	
Masse kg (lb)	Vi (kt) km/h	Vs (ft/min)	Vi (kt) km/h	Vs (ft/min)
1100 (2425)	(92) 170	885	(89) 165	530
900 (1984)	(92) (170)	1200	(89) 165	800

L'affichage d'une la VS positive (montée) ne doit pas conduire à une vitesse indiquée inférieure à la vitesse mini d'utilisation du PA, soit 139 km/h (75 kt).

De même, l'affichage d'une VS négative (descente) ne doit pas conduire au dépassement de la vitesse maximale d'utilisation du PA, soit 260 km/h (140 kt).

NOTE

Le signal + indique une vitesse verticale positive, correspondant à une phase de montée.

Le signe - indique une vitesse verticale négative, correspondant à une phase de descente.

Le message VS flashe, en mode VS, s'il existe un écart trop important entre la vitesse verticale demandée et effectivement réalisée par l'avion. Dans ce cas, que l'on peut rencontrer en MONTEE, il faut réduire l'écart des VS en augmentant la puissance et/ou diminuant la VS demandée.

Mode ALT: Altitude

Le mode ALT peut être engagé à partir de n'importe quel mode de contrôle en roulis (HDG, NAV) ou des modes CWS et VS, en appuyant sur le bouton ALT.

Sélection du mode ALT

L'avion maintient l'altitude pression présente au moment de l'engagement du mode. Le message ALT apparaît.

NOTE

Le pilote peut affiner l'altitude pression sélectionnée à l'aide du curseur rotatif (utilisé par l'affichage de VS). Chaque "clic" augmente ou diminue l'altitude pression de 10 ft.

La correction maximale est de ± 200 ft (± 20 clics).

Les corrections supérieures à ± 200 ft sont réalisées en repassant par le mode VS et la nouvelle sélection du mode ALT.

REMARQUE

Des interférences radioélectriques (émission VHF) peuvent produire une oscillation en tangage lorsque le mode ALT est engagé. Il en résulte une perte d'altitude temporaire de 100 ft maximum.

Indication du trim de profondeur

Le programmeur/computeur indique à l'équipage s'il faut trimmer la commande de profondeur en affichant les messages suivants:

Trim ▲ Trimmer à cabrer (nose up)
Trim ▼ Trimmer à piquer (nose down)

Une étiquette placée près du programmeur/computeur renseigne la symbologie.

Le message (accompagné d'un bip sonore de 4 secondes) commence à flasher au bout de 4 secondes jusqu'à ce que l'action demandée soit effectuée par l'équipage.

IMPORTANT

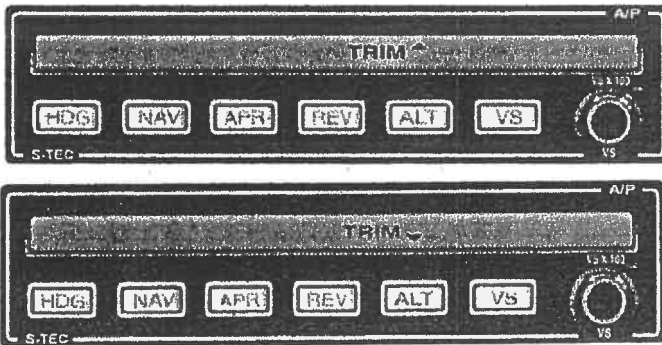
Si le pilote désengage le pilote automatique alors que le message trim est affiché, il apparaîtra des efforts non compensés sur la commande de profondeur.

Fonctionnement de l'autotrim (optionnel)

Le système 55 peut être équipé d'un trim de profondeur électrique qui assure automatiquement la fonction trim quand l'autotrim est sous tension (interrupteur autotrim sur ON) et un mode de tangage engagé (VS, CWS, ALT).

Lorsque le trim est commandé par le pilote automatique, un message apparaît sur l'afficheur pour prévenir l'équipage.

- Trim ▲ à cabrer (Nose up)
- Trim ▼ à pliquer (nose down)



NOTE

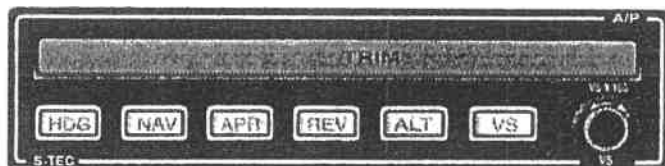
- Si le trim est commandé plus de 7 secondes, le message TRIM flash.
- Si l'interrupteur général de l'autotrim est sur OFF ou si une panne survient, le système donnera juste des indications sur le sens du trim (voir § précédent).

IMPORTANT

L'utilisation de la commande du trim électrique de profondeur (située sur la poignée de manche) pendant qu'un mode de tangage est actif déconnecte le pilote automatique.

La fonction autotrim offre également un trim de profondeur électrique qui peut être commandé lorsque le pilote automatique est désengagé (RDY) ou qu'un mode de roulis est sélectionné (HDG ou NAV).

Pour commander le trim, appuyer sur les boutons situés sur la poignée du manche de pilote. Le message TRIM flashe pendant l'action du trim.



Procédure d'approche finale

En approche finale et au plus tard à une hauteur de 500 ft, le pilote automatique doit être désengagé en appuyant sur le bouton rouge [A/P disconnect].

SECTION 5 - PERFORMANCES

Les performances de la Section 5 ne sont pas affectées par l'installation du pilote automatique S-TEC System 55.

SECTION 6 - MASSE ET CENTRAGE

Inchangés.

PAGE LAISSEE BLANCHE INTENTIONNELLEMENT

ADDITIF 7

HELICE SENSENICH 76EM8S5-0-58

TABLE DES MATIERES

Section1 Introduction.....	7.52
Section 2 Limitations	7.52
Section 3 Procédures d'urgence	7.52
Section 4 Procédures normales.....	7.52
Section 5 Performances.....	7.52
Section 6 Masse et centrage.....	7.52

SECTION 1 - INTRODUCTION

L'hélice SENSENICH 76EM8S5-0-58 peut être utilisée en option.

SECTION 2 - LIMITATIONS

Inchangées

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

Inchangées

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

Inchangées, sauf:

Décollage

Régime mini plein gaz 2350 tr/min

SECTION 5 - PERFORMANCES

Limitation acoustique

Conformément à l'arrêté du 19.02.1987, le niveau de bruit admissible pour l'avion DR400/180 correspondant à la masse de (2425 lb) 1100 kg est de 84,6 dB(A)(OACI annexe 16 chapitre 10).

Le niveau de bruit déterminé dans les conditions fixées par l'arrêté précité à la puissance maximale continue est de 75,2 dB(A).

L'avion DR400/180 a reçu le certificat de type de limitation de nuisance n°N45.

La distance de décollage est diminuée de 14%.

La vitesse ascensionnelle est augmentée de 10% au niveau de la mer à la vitesse de meilleur taux de montée de (86 kt) 160 km/h.

La vitesse de croisière est diminuée de 14%.

SECTION 6 - MASSE ET CENTRAGE

Inchangés



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.

4. 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

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.



SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

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, tous les repères et plaques indicatrices sont relatifs à son utilisation en catégorie normale pour l'utilisation en catégorie utilitaire, se référer au manuel de vol.</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-excite 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.



SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

PILOTE AUTOMATIQUE S-TEC SYSTEM 20 & 30

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 PILOTE AUTOMATIQUE S-TEC SYSTEM 20 et 30.

Révision	Date	Description	Approbation
///////	11 décembre 2002	Edition originale	Benoît PINON SFACT/N.AG 13 DEC 2002
1	13 avril 2007	Insertion des DR400/120, DR400/140B, DR400/160 et DR400/200R (voir DET 020304).	Executive Director EASA.A.C.05543
2	30 novembre 2010	Logo du constructeur	EASA AFM Approval 10033448 20.01.2011

1. GENERALITES

1.1. Applicabilité

PILOTE AUTOMATIQUE S-TEC SYSTEM 20 & 30

Type d'avion	Modification constructeur
DR400/500	n°128
DR400/180	n°128

PILOTE AUTOMATIQUE S-TEC SYSTEM 30

Type d'avion	Modification constructeur
DR400/120 (1)	Dossier d'Evolution Technique DET n°020304
DR400/140B (1)	Dossier d'Evolution Technique DET n°020304
DR400/160 (1)	Dossier d'Evolution Technique DET n°020304
DR400/200R (1)	Dossier d'Evolution Technique DET n°020304

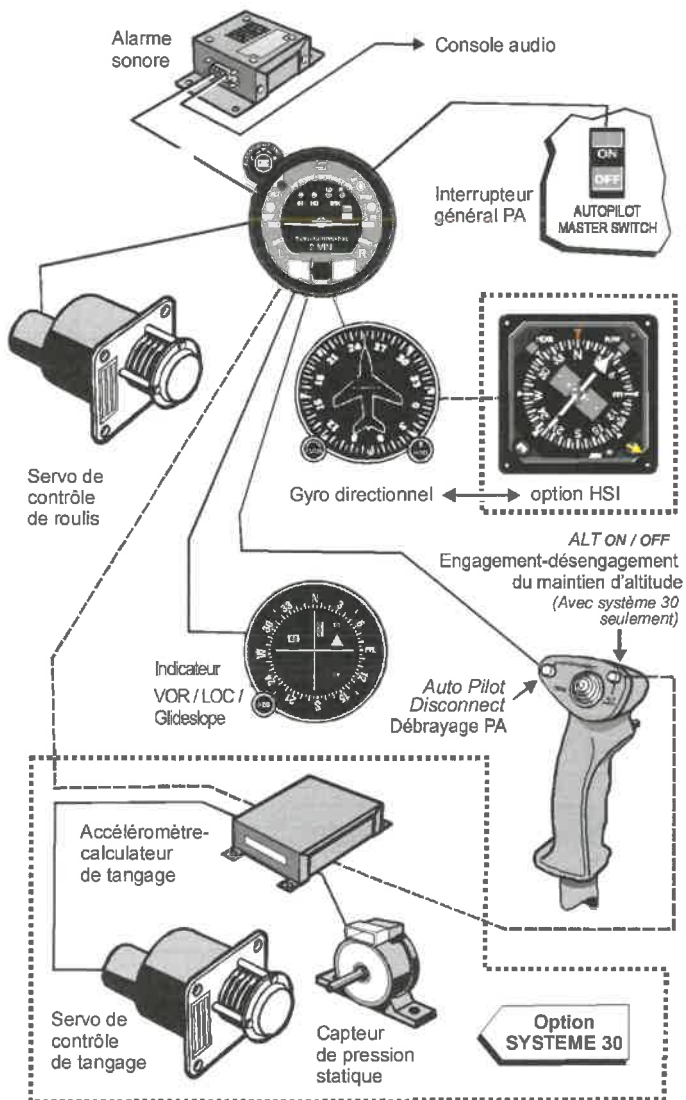
(1) A partir du n° de série 2220 (Modèles "93").



SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

PILOTE AUTOMATIQUE S-TEC SYSTEM 20 & 30

1.2. Description

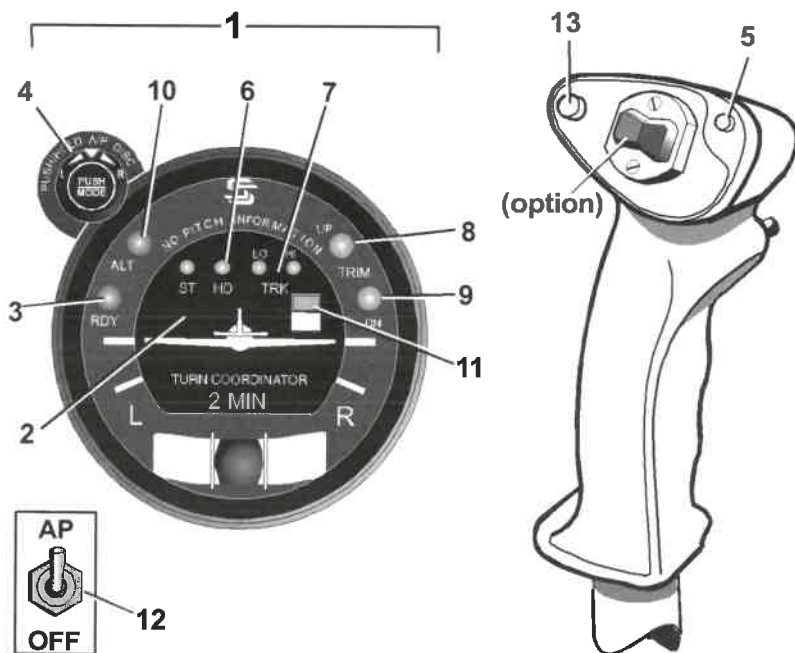




Le **S-TEC système 30** est un pilote automatique deux axes qui utilise le gyroscope incliné du coordinateur de virage comme capteur de roulis et de taux de virage. En tangage, il se base sur les données d'un accéléromètre intégré au calculateur de tangage et d'un capteur de pression. Le coordinateur de virage est muni d'un détecteur d'anomalies (alimentation électrique, vitesse de rotation du gyroscope).

Le mode de suivi de cap peut être installé en option, ainsi que le trim électrique de profondeur.

Le **S-TEC système 20** est identique au système 30, à l'exception de la chaîne de commande de tangage.



1. Coordinateur de virage, sélecteur de mode et d'affichage

2. Indicateur des modes



3. Voyant vert RDY

Indique que le PA est prêt à fonctionner. Si le PA se déconnecte, ce voyant clignotera durant 5 secondes accompagné d'un signal sonore.

4. Interrupteur de sélection de mode et de coupure du PA

A chaque pression sur ce bouton, on fera varier le mode sélectionné, de gauche à droite, en commençant par le mode *ST* (stabilisateur) et en terminant par le mode *Hi TRK* (suivi d'une route avec un gain élevé).

En appuyant plus de 2 secondes, on débranchera le PA.

Une rotation du bouton à gauche ou à droite en mode *ST* commandera au PA un virage à un taux proportionnel à la rotation du bouton, jusqu'à un taux de virage standard.

5. Interrupteur d'engagement / désengagement du maintien d'altitude

Ce bouton (sur la poignée du manche) permet d'engager ou de désengager le maintien de l'altitude.

Le voyant bleu *ALT* s'allume quand le mode *ALT* est engagé.

6. Mode de suivi de cap HD

Permet de sélectionner un cap à l'aide de la pinule du directionnel.

7. TRK (non connecté sur cet aéronef)

Suivi d'une route de navigation VOR ou GPS, en gain *Lo* (faible) ou *Hi* (élevé) en fonction de la réponse souhaité. Utiliser *Lo* en croisière, *Hi* en croisière pour un suivi plus précis et en mode GPS.

8. Voyant TRIM UP (*)

S'allume pour indiquer qu'il faut trimmer à cabrer.

9. Voyant TRIM DN (*)

S'allume pour indiquer qu'il faut trimmer à piquer.

10. Voyant bleu ALT (*)

Indique que le mode Altitude est engagé.

(*) : Système 30 uniquement



11. Fenêtre de drapeau rouge

Indique une tension électrique insuffisante.

12. Interrupteur marche/arrêt du PA, situé au tableau de bord.

13. Interrupteur marche/arrêt du PA, situé sur le manche.

2. LIMITATIONS

Les limitations de la section 2 ne sont pas affectées par l'installation du pilote automatique **S-TEC Système 20 ou 30**.

Les limitations suivantes, spécifiques au pilote automatique, doivent être ajoutées :

Ce pilote automatique n'est pas autorisé en utilisation IFR, ni en remorquage de planeurs et de banderoles.

Utilisation en approche interdite

Hauteur mini d'utilisation 1000 ft

Vitesse mini d'utilisation(75 kt) 139 km/h

Vitesse maxi d'utilisation(140 kt) 260km/h

IMPORTANT

Ne pas utiliser le pilote automatique en cas de défaillance :

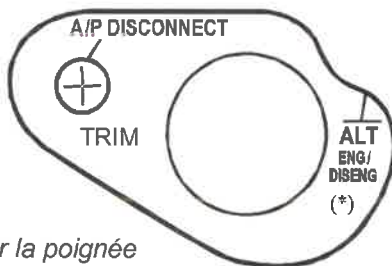
1) du gyroscope directionnel, de la pompe à vide ou du circuit d'alimentation pneumatique

2) du coordonnateur de virage électrique



Les plaquettes suivantes sont à ajouter aux marquages de base:

*Interrupteur
général, au
tableau de bord*



Sur la poignée

Disjoncteur



(*) Système 30 uniquement

3. PROCEDURES D'URGENCE

En cas de dysfonctionnement du PA ou si la réponse ne correspond pas à l'ordre de commande attendu, ne pas chercher la cause du problème, mais reprendre les commandes en manuel. Ensuite, déconnecter le PA. Ne pas essayer de la remettre en route sans que le problème n'ait été identifié et corrigé.

Le PA peut être débranché de plusieurs façons :

- en appuyant sur l'interrupteur rouge "AP disc " sur la manche,
- ou en appuyant pendant 2 secondes sur le sélecteur mode,
- ou en basculant l'interrupteur AP au tableau sur OFF,
- ou en désarmant le disjoncteur AP.

NOTA

***En cas de défaillance du trim électrique (si installé),
désarmer le disjoncteur du trim électrique.***



4. PROCEDURES NORMALES

Vérification avant vol

1. Le système doit être alimenté correctement en 12 V.
2. Enclencher le PA avec l'interrupteur AP au tableau.
3. Tous les voyants doivent s'allumer.
4. Observer l'allumage des voyants des indicateurs de trim selon la séquence suivante (durée : 9 secondes) (*) :
 - a. Au départ, les voyants de trim *UP* et *DN* sont allumés.
 - b. Le voyant *UP* s'éteint et reste éteint.
 - c. Le voyant *DN* s'éteint et reste éteint.
 - d. Tous les autres voyants s'éteignent sauf le voyant *RDY*.

Le PA pourra maintenant s'engager et se désengager en répétition, sauf si l'interrupteur *AP* au tableau est coupé. Dans ce cas, la séquence doit être répétée.

NOTE (*)

Le mode ALT ne pourra s'engager avant une durée de 15 secondes.

5. Appuyer sur le sélecteur de mode. Le voyant *ST* s'allume.
Tourner le bouton à gauche ou à droite, vérifier que le manche se déplace dans le bon sens. Recentrer le bouton.
6. Régler le gyro directionnel et placer la pinule (si installée) au centre.
Appuyer sur le sélecteur de mode pour engager le mode *HDG* : le voyant *HDG* doit s'allumer. Déplacer la pinule à gauche ou à droite. Le manche doit se déplacer dans le bon sens.
7. Surpasser le PA manuellement. Il ne doit y avoir aucun jeu, ni à-coup, ni bruit, ni dureté excessive.

(*) Système 30 uniquement



8. Vérification de la navigation :

Enclencher un VOR et engager le mode *Lo TRK*. Faire varier l'aiguille OBS du VOR à gauche ou à droite. Vérifier que le manche se déplace dans le bon sens. Passer au mode *Hi TRK*. Répéter le même test. Le mouvement du manche doit être plus vif.

9. (*) Replacer le manche au centre. Engager le mode *ALT*. Surpasser le PA en poussant et en tirant. Il ne doit y avoir aucun jeu, ni à-coup, ni bruit, ni dureté excessive.

10. (*) Tirer sur le manche pendant 2 à 3 secondes : le voyant TRIM DN doit s'allumer. Pousser le manche : le voyant TRIM UP doit s'allumer. Placer le manche au centre : les deux voyants doivent s'éteindre.

11. (*) Recentrer le manche. Pousser le sélecteur de mode pendant 2 secondes. Vérifier que les servos de roulis et de tangage se débrayent et que le manche est libre. Ré-enclencher le PA et vérifier la coupure avec l'interrupteur *AP disconnect* situé sur le manche.

En vol

1. Vérifier que le voyant *RDY* est allumé.

2. Trimmer l'avion selon la configuration bille au milieu.

3. Centrer le bouton de mise en virage. Presser ce bouton afin d'obtenir le mode *ST*.

4. Effectuer l'ordre de virage désiré ou maintenir les ailes horizontales.

5. Si installée, placer la pinule au cap désiré et presser le bouton pour obtenir le mode *HDG*.

6. (*) A l'altitude désirée, appuyer sur le bouton du mode *ALT* situé sur le manche. Trimmer l'appareil selon les indications du voyant. Pour monter ou descendre, désengager le maintien d'altitude avec le bouton situé sur le manche.

Nota : La manœuvre de volets ou les variations de puissance rapides peuvent induire une imprécision dans la tenue d'altitude.

(*) Système 30 uniquement



Suivi VOR

1. Sélectionner la fréquence VOR et le radial.
2. Virer de façon à suivre le radial avec plus ou moins une largeur d'aiguille de l'OBS du VOR ou à plus ou moins 10° du cap désiré.
3. Engager le mode *Lo TRK*.
4. Engager le mode *Hi TRK* si nécessaire.

Suivi GPS (si avion équipé d'un sélecteur de source NAV/GPS)

1. Commencer le suivi avec un signal GPS fiable et l'aiguille de déviation centrée avec l'appareil sur le cap désiré pour atteindre le point choisi.
2. Sélectionner le mode *Hi TRK*.

5. PERFORMANCES

Inchangées.

6. MASSE ET CENTRAGE

Inchangées.



SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL
TRIM DE PROFONDEUR ELECTRIQUE

SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

TRIM DE PROFONDEUR ELECTRIQUE

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 par la Direction Générale de l'Aviation Civile (D.G.A.C.).

Ce supplément annule et remplace tout additif au manuel de vol concernant le TRIM DE PROFONDEUR ELECTRIQUE.

Révision	Date	Description	Approbation DGAC
	11 décembre 2002	Edition originale	BENOIT PINON SFACT/MSB
			13 DÉC 2002



1. GENERALITES

1.1. Applicabilité

Type d'avion	Modification constructeur
DR400/180	n°132
DR400/180R	n°132
DR400/200R	n°132
DR400/500	n°132

1.2. Description

Un trim de profondeur électrique peut être monté en option. Il est constitué d'un servomoteur branché sur la commande de trim, d'un interrupteur marche/arrêt situé au tableau de bord, d'une commande située sur le manche pilote et d'un *breaker*.



2. LIMITATIONS

Inchangées.

3. PROCEDURES D'URGENCE

En cas de défaillance du trim de profondeur électrique :

1. Contrer l'action à l'aide de la profondeur si nécessaire.
2. Basculer l'interrupteur TRIM sur OFF et tirer le *breaker*/disjoncteur du trim de profondeur.
3. Ne pas tenter de le remettre en route.
4. Trimmer manuellement.

4. PROCEDURES NORMALES

4.1. Avant décollage.

1. Disjoncteur/*breaker* du trim de profondeurEnclenché
2. Interrupteur trim ON
3. Commande de trim de profondeur électrique à piquer / à cabrer
Vérifier le déroulement du volant de trim et le déplacement de l'index dans le bon sens.
4. Retrimmer à la position décollage
5. Ne plus utiliser le trim de profondeur électrique durant la phase de décollage et de montée initiale

4.2. En approche

Trimmer à la vitesse d'approche.

Ne plus utiliser le trim de profondeur électrique en finale et durant l'arrondi.

5. PERFORMANCES

Non affectées.

6. MASSE ET CENTRAGE

Voir dernière fiche de pesée.



AFFICHAGE ELECTRONIQUE DES PARAMETRES DE VOL PRIMAIRES / NAVIGATION G500

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.

Applicabilité

Type et modèle d'avion	Modification constructeur	
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° 120304

Suivi des amendements et approbations

Amendement	Description	Date	Approbation
//////	Edition originale	20 March 2013	EASA 10044135

Liste des pages en vigueur

Pages	Date
1 à 28	15 mars 2013



Table des matières

Section 1. GENERALITES	4
1.1 GARMIN G500 SYSTEME D’AFFICHAGE DES PARAMETRES DE VOL PRIMAIRES / MULTIFONCTION	4
1.2 OPTIONS AERONEF	5
Section 2. LIMITATIONS	6
2.1 LOGICIELS SYSTEMES EXIGES	6
2.2 ZONE DE FONCTIONNEMENT AHRS	6
2.3 INSTRUMENTS DE SECOURS (SUPPLEMENTAIRES)	7
2.4 TECHNOLOGIE D’AFFICHAGE D’IMAGES SYNTHETISEES	7
2.5 GUIDE DU PILOTE	7
2.6 TYPES D’OPERATIONS	8
2.7 AFFICHAGE DES CARTES	8
2.8 TAWS-B	9
Section 3. PROCEDURES D’URGENCE ET PROCEDURES ANORMALES	10
3.1 PROCEDURES D’URGENCE	10
3.2 PROCEDURES ANORMALES	10
3.3 INDICATIONS ANORMALES	11
3.4 PERTE DE L’ALIMENTATION ELECTRIQUE	12
3.5 ALARMES, MISES EN GARDE ET AVERTISSEMENTS	13
Section 4. PROCEDURES NORMALES	16
4.1 TEST PREVOL DE L’INDICATEUR D’ATTITUDE DE SECOURS MD4300-411 3”	16
4.2 ALERTES TAWS ET SVT	16
Section 5. PERFORMANCES	17
Section 6. MASSE ET CENTRAGE	17
Section 7. DESCRIPTIONS DES SYSTEMES	18
7.1 SOURCES D’ALIMENTATION ELECTRIQUE	18
7.2 MOYENS DE NAVIGATION	18
7.3 AFFICHAGE SYNTHETISE (SYNTHETIC VISION TECHNOLOGY)	18
7.4 FONCTION TAWS	21
7.5 MESSAGE TAWS SUR LE PFD (ISSUES D’UN SYSTEME TAWS EXTERNE)	22
7.6 BOUTON PFD & TOUCHE PFD	22
7.7 BOUTONS MFD & TOUCHES MFD	23
7.8 INTERFACE PILOTE AUTOMATIQUE	23
7.9 PANNEAU AUDIO	25
7.10 SYSTEMES POUR LE TRAFIC	25
7.11 PIVOTEMENT AUTOMATIQUE DU POINTEUR DE ROUTE	26
7.12 AFFICHAGE DU RELIEF	26
7.13 CARTES DE DONNEES	27
7.14 REFERENCES CABINE & GUIDES PILOTE	28

**ACRONYMES, ABREVIATIONS**

ADC	Air Data Computer	Calculateur de données air
AHRS	Attitude and Heading Reference System	Système de référence d'attitude et de cap
HSI	Horizontal Situation Indicator	Plateau de route
CDI	Course Deviation Indicator	Indicateur d'écart de route
FPM	Flight Path Marker	Marqueur de trajectoire de vol
GDU	Garmin Display Unit	Boîtier d'affichage
GPWS	Ground Proximity Warning System	Système avertisseur de proximité du sol
LOI	Loss Of Integrity	Perte d'intégrité
MFD	Multi-Function Display	Affichage multifonctions
PFD	Primary Flight Display	Affichage des paramètres de vol primaires. Indicateur principal de vol
SVT	Synthetic Vision Technology	Affichage d'images synthétisées
TAWS	Terrain Awareness and Warning System	Système de signalisation de risque de collision avec le relief
WAAS	Wide Area Augmentation System	Système d'augmentation par satellite. En europe : EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay System - <i>Service Européen de Navigation par Recouvrement Géostationnaire</i>)



Section 1. GENERALITES

1.1 GARMIN G500 SYSTEME D’AFFICHAGE DES PARAMETRES DE VOL PRIMAIRES / MULTIFONCTION

Un système G500 PFD/MFD est composé :

- d'un affichage des paramètres de vol primaires (PFD) et d'un affichage multifonctions (MFD) logés dans un boîtier commun "Garmin Display Unit (GDU)"
- plus un calculateur de données "air" "Air Data Computer (ADC)"
- et d'un système de référence d'attitude et de cap "Attitude and Heading Reference System (AHRS)".

Le G500 sert d'interface à d'autres systèmes installés dans l'avion, incluant les navigateurs GPS/WAAS de la série GTN, les navigateurs VHF Garmin SL30 ou GNC255, et diverses boîtes de mélange, systèmes de navigation ADF et de prise en compte de trafic.

La fonction première du PFD est de fournir au pilote, l'attitude de vol, le cap, les données de vol et les informations de navigation (provenant des équipements GNS). Le PFD peut afficher en option les images synthétisées (SVT) (Synthetic Vision Technology). La fonction première du MFD est de fournir les informations de consultation cartographiques, de relief et de plan de vol.

Les instruments de secours (supplémentaires) (altimètre, anémomètre, horizon et compas magnétique) sont totalement indépendants du PFD et leur fonctionnement reste inchangé dans le cas où le PFD n'est plus utilisable.



SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

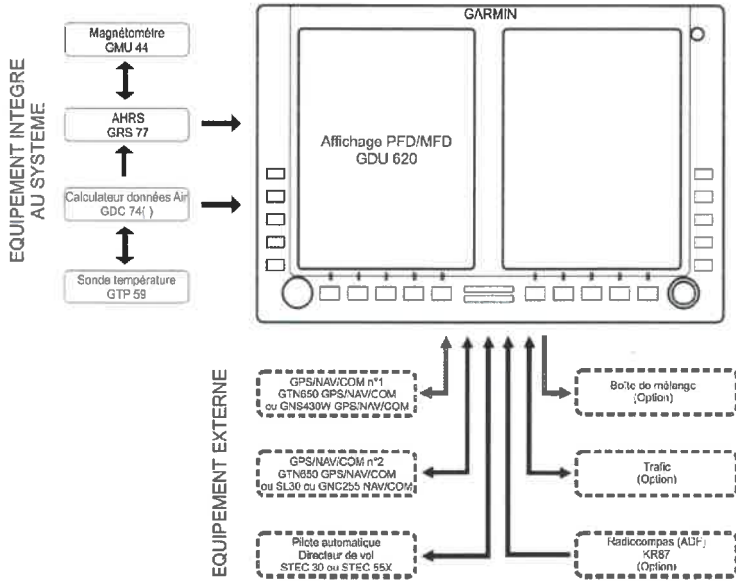


Table 1. PFD G500
Schéma synoptique fonctionnel

1.2 OPTIONS AERONEF.

Le tableau suivant définit les options retenues pour cet avion dans le cadre de l'installation du G500 :

Option	Retenue (√)	Réf. dans le supplément
Vision synthétique		§ 7.3
Horizon électrique supplémentaire avec batterie de secours		§ 3.4 & 4.1
Cartes aéronautiques		§ 2.7 & 7.14
TAWS-B		§ 7.4



Section 2. LIMITATIONS

2.1 LOGICIELS SYSTEMES EXIGES

Le G500 doit être équipé des versions de logiciels suivantes, approuvées par la FAA et l'EASA :

Composant	Description	Version logicielle
G500 GDU620	PFD/MFD	5.02
GRS77	AHRS	3.02
GDC74	Calculateur de données air	3.08
GMU44	Magnétomètre	2.01

En plus des composants principaux du G500, au moins un navigateur Garmin GPS/WAAS doit être couplé au G500. Le système GPS/WAAS interconnecté au G500 doit utiliser les versions suivantes ou ultérieures de logiciel approuvées par la FAA :

Composant	Identification	Version logicielle
séries GTN650	GPS/WAAS Nav	2.0, ou dernière

2.2 ZONE DE FONCTIONNEMENT AHRS

Le AHRS utilisé dans le G500 est limité au niveau de sa zone d'opération : en latitude, les opérations IFR sont interdites au nord de 70°N et au sud de 70°S.

De plus, les opérations en IFR sont interdites dans les deux régions suivantes :

- 1) au nord de 65°N entre les longitudes 75°W et 120°W
et
- 2) au sud de 55°S entre les longitudes 120°E et 165°E.

La perte des fonctions cap et attitude du G500 peut arriver près des pôles mais ceci n'affecte ni le suivi GPS ni l'horizon artificiel supplémentaire (de secours).



2.3 INSTRUMENTS DE SECOURS (SUPPLEMENTAIRES)

Les instruments de secours suivants : un indicateur d'assiette et de roulis, un indicateur de vitesse et un altimètre, en état de fonctionnement, sont exigés. L'indicateur d'attitude gyroscopique de secours devra fonctionner via le système de dépression et continuer à fournir des informations d'attitude valables, même en cas de perte totale d'alimentation électrique.

Lorsque l'option électrique d'indicateur d'attitude MidContinent est installée en tant qu'instrument de secours, la batterie interne de secours fournira jusqu'à 60 minutes d'autonomie à l'indicateur.

2.4 TECHNOLOGIE D'AFFICHAGE D'IMAGES SYNTHETISEES

Il est interdit de piloter l'avion en utilisant uniquement les éléments d'affichage d'images synthétisées sans référence aux instruments primaires de vol du G500 ou aux instruments de secours.

Il est interdit d'utiliser l'affichage d'images synthétisées seul pour la navigation et l'évitement des obstacles, du relief ou du trafic.

La conformité à une norme de performance minimale TAWS de la fonction d'alerte de proximité du relief du SVT n'a pas été démontrée et en tant que telles, les alertes ne peuvent pas fournir la même intégrité d'alerte qui serait générée par un système TAWS. Lorsque la fonction optionnelle TAWS-B est activée, la fonction d'alerte de proximité du relief du SVT est supprimée.

2.5 GUIDE DU PILOTE.

Le guide du pilote du Garmin G500 P/N 190-01102-02, révision D ou révision ultérieure appropriée, doit être à bord de l'avion et être immédiatement disponible pour l'équipage.

Garmin propose également un Guide de Référence Cockpit G500 (190-01102-03) Rev D ou révision ultérieure appropriée. Ce Guide de Référence n'est pas obligatoire à bord de l'avion, mais contient une description et un fonctionnement du système plus détaillés.



2.6 TYPES D'OPERATIONS

L'équipement G500 installé dans un aéronef certifié en conséquence est approuvé pour une utilisation en VFR de jour ou de nuit et en IFR sous réserve d'un entretien approprié.

Equipement	Quantité exigée	
	VFR	IFR
GDU620 (PFD) Affichage paramètres de vol / Affichage de navigation		1
GTN650	-	1
GRS77 Attitude/Heading unit (AHRS)	-	1
GDC74A Calculateur de données air (ADC)		1
Magnétomètre GMU44 (GMU)	-	1
Indicateur d'attitude de secours	-	1
Anémomètre de secours	1a	1
Altimètre de secours	1a	1
Nav CDI (indicateur d'écart de route) de secours	-	1
Compas magnétique	1	1

Pour les vols VFR, l'avion doit avoir une **source d'information d'altitude et de vitesse**. Elle peut provenir du PFD ou des instruments de secours (c'est-à-dire tous les "1a" des éléments du tableau ci-dessus).

Remarque : Lorsque les réglementations nationales ou les règlements d'espace aérien spécifiques nécessitent l'**installation d'autres instruments** en complément de ce qui précède, les règlements ou les réglementations d'espace aérien nationaux doivent être respectés.

2.7 AFFICHAGE DES CARTES.

Les cartes affichées sur le MFD ont pour but une meilleure prise de connaissance de la situation et ne doivent pas être utilisées pour la navigation. L'**utilisation de la fonction d'affichage de cartes « ChartView »** ne dégage pas le pilote de l'obligation de transporter les cartes papier en vigueur nécessaires au trajet.



2.8 TAWS-B

La navigation ne doit pas être fondée sur l'utilisation de l'affichage TAWS. Pour éviter les alertes inutiles, le TAWS doit être désactivé lors d'un atterrissage sur un aéroport qui n'est pas inclus dans la base de données des aéroports, par l'intermédiaire de la fonction de « désactivation TAWS » (TAWS inhibit function) sur le MFD.



Section 3. PROCEDURES D'URGENCE ET PROCEDURES ANORMALES

3.1 PROCEDURES D'URGENCE

Sans changement.

3.2 PROCEDURES ANORMALES

A la suite de l'installation du système G500 PFD / MFD, ces procédures remplacent celles qui sont présentées sous la forme d'inscriptions ou d'étiquettes, ou décrites dans le manuel de vol de l'avion approuvé par l'AESA.

Toutes les autres procédures d'urgence restent en vigueur.

3.2.1. Perte des données des instruments de vol primaire. Si, sur le PFD, les informations de vol primaire (attitude, cap, altitude ou vitesse) ne sont pas disponibles ou ne semblent pas valables, utiliser comme prévu les instruments de secours installés autour et à proximité du G500.

3.2.2. Données de navigation non valables. Si les informations de navigation sur le PFD / MFD (HSI, RMI, cap de WPT et les informations de distance, ou des données cartographiques mobiles) ne sont pas disponibles ou sont invalides, sélectionner une autre source de données (via la touche 1-2) ou utiliser comme prévu les données directement à partir de l'équipement de navigation.

3.2.3. Données GPS non valides. Si des informations de position GPS de l'équipement GTN650 ne sont pas valides en raison d'une incapacité à suivre le GPS, le symbole propre de l'avion sur le MFD est supprimé et le texte "pas de position GPS" est superposé sur la carte défilante MFD. Le système informe d'une perte d'intégrité « LOI » sur le HSI. L'information de perte d'intégrité sera de couleur jaune et l'aiguille HSI le signalera.

Le pilote devra utiliser les moyens VHF de radionavigation pour la navigation primaire. En appuyant sur la touche CDI, la source de navigation HSI va changer. Si la navigation GPS est rétablie par la suite, la carte défilante MFD affichera le symbole propre de l'avion, et la sélection GPS de la source de navigation HSI peut être activée ; à ce moment-là, l'information de perte d'intégrité "LOI" disparaît.



3.2.4. Différences de relief SVT. Si, au cours des opérations normales, il existe une divergence entre le relief réel autour de l'avion et le relief affiché sur l'écran SVT, l'affichage de l'image synthétisée doit être éteint manuellement en utilisant la procédure décrite dans la section 7.3 ci-après.

3.2.5. Pannes d'Installation G500 TAWS. Si le GDU ne fonctionne plus, les alarmes visuelles TAWS ne seront pas fournies. Les alertes audio TAWS peuvent encore être disponibles directement à partir du GTN avec l'affichage du TAWS sur le GTN.

3.3 INDICATIONS ANORMALES

3.3.1. Panne de cap. Une panne du magnétomètre est indiquée par un HDG avec un X rouge sur la gauche de l'affichage des caps. Lorsque le GDU620 reçoit toujours des données GPS valables, le cap sera remplacé par la trace GPS au sol affichée en magenta. L'avion peut être piloté par référence à la trace au sol GPS au lieu du cap. Dans ce cas, le pilote automatique va continuer à fonctionner dans les modes HDG et NAV mais les écarts de cap et de route envoyés au pilote automatique seront basés sur la trace sol du GPS au lieu du cap magnétique.

Une panne totale de cap (perte à la fois du magnétomètre et de la trajectoire GPS) est indiquée par le remplacement de l'affichage numérique des caps par un X rouge et les chiffres de la rose des vents sont retirés. Le pointeur de cap indiquera le haut et fonctionnera un peu comme un CDI traditionnel avec le sélecteur de cap réglé au moyen du bouton PFD sur CRS. Dans ces conditions, le pilote doit utiliser une autre source de cap comme le compas de secours. Le pilote doit débrancher le mode HDG du pilote automatique.

3.3.2. Panne de AHRS

Une panne du système de référence d'attitude et de cap (AHRS) est indiqué par une suppression de la présentation ciel / terre, un X rouge et "AHRS FAILURE" en jaune affiché sur le PFD. Une panne de cap sera accompagnée d'une panne d'attitude comme décrit ci-dessus en 3.3.1. Le taux de virage ne sera pas disponible.

1. Utiliser l'indicateur d'attitude et le compas de secours
2. Régler les données de route en utilisant la position CRS du bouton PFD.
3. Rechercher des conditions VFR ou atterrir dès que possible.



L'intégrité du système de référence d'attitude et de cap AHRS nécessite la disponibilité du GPS et des données air. Bien que l'attitude reste valable si un seul de ces systèmes tombe en panne, le vol IFR n'est pas autorisé sauf si l'intégrité des deux systèmes est pleinement opérationnelle. Le G500 vérifie l'intégrité de ces systèmes automatiquement et avertit le pilote lorsque l'AHRS ne reçoit pas de GPS ou de données air.

Remarque : dans les installations avec deux GPS, la disponibilité d'un seul GPS est exigée pour une utilisation IFR.

3.3.3 Panne de calculateur de données Air (ADC)

La perte complète du calculateur de données air est indiquée par un X rouge et un texte jaune sur les affichages de la vitesse, de l'altimètre, du variomètre, du TAS et de l'OAT. Certaines fonctions dérivées, telles que la vitesse vraie et les calculs de vent, seront également perdues. Si des données valides GPS sont disponibles, le PFD reprend automatiquement pour afficher l'altitude GPS calculée par rapport au niveau moyen de la mer. Cette altitude GPS est affichée au-dessus du bandeau d'altitude.

1. Utiliser l'anémomètre et l'altimètre de secours
2. Rechercher des conditions VFR ou atterrir dès que possible.

ATTENTION : Ne pas compter sur l'altitude GPS pour assurer l'espacement par rapport au relief.

3.4 PERTE DE L'ALIMENTATION ELECTRIQUE

Reportez-vous à la section procédures d'urgence du manuel de vol pour les procédures de délestage en cas de panne de génération électrique. Tous les équipements non essentiels doivent être éteints pour réserver la batterie pour l'équipement indispensable.

Dans le cas d'une perte totale de l'alimentation électrique, le système G500 cesse de fonctionner et le pilote doit utiliser les instruments de secours pour piloter l'avion. Pour les installations utilisant l'indicateur d'attitude gyroscopique 3" avec batterie de secours interne ou l'horizon de secours 2" avec batterie externe et commande, le voyant orange d'alimentation de secours se met à clignoter. Dans l'intervalle d'une minute, il faut appuyer sur la touche " STBY PWR " (alimentation de secours) pour assurer le fonctionnement du gyroscope de secours via sa batterie de secours.



Si le drapeau d'avertissement rouge est affiché, le gyroscope ne fonctionne pas et ne doit pas être utilisé.

Remarque : la capacité de la batterie de l'indicateur d'attitude gyroscopique électrique peut varier considérablement en fonction de la température, l'état de la charge et la vie de la batterie. Des températures basses inférieures à 32°F / 0°C dégradent temporairement la capacité de la batterie. Sur plusieurs années de fonctionnement, les réactions chimiques internes dégradent lentement la capacité de la batterie, même lorsqu'elle est correctement entretenue.

Une batterie mal entretenue subira une dégradation accélérée. Un stockage prolongé dans un état déchargé et une surcharge endommagent la batterie de manière permanente.

3.5 ALARMES, MISES EN GARDE ET AVERTISSEMENTS

Les tableaux suivants indiquent la couleur et la signification des messages d'alarme, de mise en garde et de conseil qui peuvent apparaître sur les écrans G500.

NOTE

Le Guide de référence cabine G500 et le Guide du pilote G500 contiennent des descriptions détaillées du système d'avertissement et toutes les alarmes, mises en garde et conseils.

ALARMES - Rouge		
Indication	Action du pilote	Cause
ATTITUDE FAIL (Panne attitude)	Utiliser l'indicateur d'attitude de secours	Le système d'affichage ne reçoit pas l'information de référence d'attitude de la part du AHRS. S'accompagne du retrait de la présentation sol – ciel et d'un X rouge sur la zone d'attitude.
AIRSPEED FAIL (Panne vitesse)	Utiliser l'anémomètre de secours	Le système d'affichage ne reçoit pas l'entrée « vitesse » de la part du calculateur de données air. S'accompagne d'un X rouge sur l'affichage de vitesse.



ALARMES - Rouge		
Indication	Action du pilote	Cause
ALTITUDE FAIL (Panne altitude)	Utiliser l'altimètre de secours	Le système d'affichage ne reçoit pas l'entrée « altitude » de la part du calculateur de données air. S'accompagne d'un X rouge sur l'affichage de l'altitude.
VERT SPD FAIL (Panne variomètre)	Vérifier par recoupement sur les instruments	Le système d'affichage ne reçoit pas l'entrée « variomètre » de la part du calculateur de données air. S'accompagne d'un X rouge sur l'affichage de la vitesse ascensionnelle.
HDG (Cap)	Utiliser le compas magnétique de secours ou l'information de cap GPS	Le système d'affichage ne reçoit pas d'information de cap valide de la part du AHRS. S'accompagne d'un X rouge sur l'affichage digital de cap.
Red X (Croix rouge)	Désigne la source de données ou l'équipement de rechange	Une croix rouge sur une zone d'affichage indique que cette zone d'affichage ne reçoit pas de donnée ou est corrompue.

Mises en garde - Jaune		
Indication	Action du pilote	Cause
AHRS aligning – Keep wings level (AHRS en cours d'alignement – Garder les ailes à l'horizontal)	– Limiter le roulis pendant l'alignement de l'AHRS – Roulage permis.	Le système de référence d'attitude et de cap est en train de s'aligner. Conserver les ailes à l'horizontal à l'aide de l'indicateur d'attitude de secours. Le calage de l'AHRS se fera même en cas de roulis inévitable mais sera légèrement plus long en cas de manœuvres.



SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

Mises en garde - Jaune		
Indication	Action du pilote	Cause
NO GPS POSITION (Pas de position GPS)	Si le système possède 2 GPS, appuyer sur la touche 1-2.	Les données GPS du système sélectionné ne sont plus valides. La carte défilante et les informations associées ne sont plus mises à jour.
TRAFFIC (Trafic)	S'assurer visuellement du trafic pour voir et éviter.	Le système de contrôle de trafic utilisé a localisé un trafic à proximité susceptible d'être un danger pour l'avion.
No traffic data (Pas de données de trafic)	Etre vigilant car le détecteur de trafic n'est pas capable d'en détecter	Le système de contrôle de trafic utilisé n'est pas capable de détecter un trafic et/ou d'avertir le pilote.

Avertissements - Blanc	
Indication	Action du pilote
Divers messages d'alerte peuvent apparaître sous les touches MFD – ALERTS	Lire et comprendre tous les messages d'alerte. Ils indiquent généralement des problèmes de communication internes au système G600. Voir le document « Guide reference cockpit G600 » pour déterminer les actions adéquates du pilote ou du service d'entretien.

Le G500 permet d'afficher les alarmes relief, les mises en garde relief, et l'état de disponibilité du TAWS lorsque la fonction TAWS-B est activée dans le GTN650 associé. Consulter les procédures appropriées dans le supplément au manuel de vol GTN650.



Section 4. PROCEDURES NORMALES

4.1 TEST PREVOL DE L'INDICATEUR D'ATTITUDE DE SECOURS MD4300-411 3'

Après le démarrage du moteur et avec le générateur / alternateur en fonctionnement, effectuer un test de la batterie de secours de l'horizon électrique de secours (si installé) :

1. Laisser fonctionner l'équipement pendant 3 minutes.
2. Appuyer et maintenir enfoncé le bouton PWR STBY sur l'horizon de secours. Le voyant LED orange doit commencer à clignoter pour indiquer que l'appareil est entré en mode de test. Le voyant LED orange doit clignoter en permanence et une LED soit rouge soit verte doit être affichée sous le mot TEST.
3. Surveiller visuellement les voyants de test jusqu'à ce que le voyant ambre cesse de clignoter pour indiquer la fin de l'essai.
4. Une lumière verte tout au long de l'essai indique une batterie satisfaisante. Une lumière rouge, à tout moment pendant le test indique que la batterie de secours nécessite au moins une charge et éventuellement un remplacement. Se conformer à la section 2.6 ci-avant pour une utilisation sans indicateur d'attitude de secours disponible.

4.2 ALERTES TAWS ET SVT

En cas de réception d'une alarme sonore TAWS-B ou d'affichage synthétique relief ou obstacle accompagnée de zones de relief ou d'obstacle jaune ou rouge sur le PFD, le pilote doit immédiatement confirmer sa position par rapport à la menace du relief ou d'un obstacle et effectuer une action corrective appropriée.

Aucune action corrective ne doit être prise uniquement sur la base de l'affichage du relief et de l'obstacle. Seuls les manœuvres verticales sont recommandées, sauf si les conditions météorologiques de vol à vue (VMC) existent ou si le pilote peut déterminer qu'un virage en plus de la montée est la manière d'agir la plus sûre.



Sans changement.

Section 5. PERFORMANCES

Section 6. MASSE ET CENTRAGE

Voir les données de masse et centrage en vigueur.



Section 7. DESCRIPTIONS DES SYSTEMES

7.1 SOURCES D'ALIMENTATION ELECTRIQUE

L'unité d'affichage Garmin (GDU), le système de référence d'attitude et de cap (AHRS), et le calculateur de données Air Computer (ADC) sont connectés au bus principal et sont sous tension lorsque l'interrupteur principal de l'avion est allumé.

Les principaux composants du G500 sont protégés par des disjoncteurs réarmables accessibles au pilote. Ces disjoncteurs sont situés sur le tableau de bord et étiquetés comme suit:

1. PFD - pour "Garmin Display Unit" (PFD/MFD), GDU 620
2. AHRS – Système de référence d'attitude et de cap, GRS 77 avec magnétomètre GMU44.
3. ADC - Calculateur de données Air, GDC 74A

7.2 MOYENS DE NAVIGATION

Le G500 nécessite au moins un équipement de navigation Garmin GTN650 GPS / WAAS pour assurer l'intégrité du système de référence de l'attitude et du cap. Le HSI G500 peut être sélectionné pour afficher des informations d'écart de route à partir de quatre sources indépendantes: deux GPS, et deux VHF NAV. En outre, le HSI peut afficher deux pointeurs de cap simultanés à partir d'information obtenues des GPS, VHF NAV, ou ADF.

7.3 AFFICHAGE SYNTHETISE (SYNTHETIC VISION TECHNOLOGY)

Le SVT utilise une base de données interne du relief et la localisation GPS pour fournir au pilote une vue synthétique du relief en avant de l'avion. Le but du système de SVT est d'aider le pilote en maintenant une connaissance de la situation pour ce qui concerne le relief et le trafic à proximité de l'aéronef.

Le système de SVT peut être activé ou désactivé à volonté. Pour accéder à la touche de menu du système de synthèse, appuyez sur la touche PFD sur le 620 GDU, puis la touche SYN VIS. L'affichage synthétique du relief, des caps, et des informations d'aéroport peuvent être activés et désactivés à partir de ce menu. Appuyez sur la touche BACK pour revenir au menu racine du PFD.

Le SVT fournit un avertissement visuel de collision potentielle avec le relief en changeant la couleur du relief en jaune sur le PFD. Si l'aéronef maintient



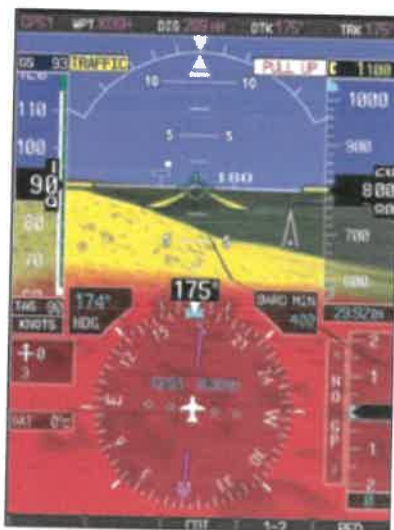
SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

sa trajectoire en direction du relief, l'affichage passe en rouge. Les indications de relief jaune et rouge sont accompagnées d'avertissements audio au moyen du haut-parleur du poste de pilotage et des casques. Les alertes du SVT sont supprimées si une option TAWS-B est activée.

L'écran d'affichage synthétique utilise plusieurs sources de données pour afficher correctement le relief (GPS, base de données relief, des informations d'attitude, etc.) Si l'une quelconque de ces sources de données n'est plus fiable ou n'est plus disponible, l'affichage synthétique du relief revient automatiquement à l'affichage PFD non-SVT en bleu sur marron.

En outre, si, au cours des opérations normales, il existe une divergence entre le relief réel autour de l'avion et le relief affiché sur l'écran SVT, l'affichage de la vue synthétique doit être éteint manuellement en utilisant la procédure décrite ci-dessus.

Un affichage SVT typique est montré ci-dessous :



Le SVT offre des fonctions supplémentaires sur l'écran d'affichage des fonctions de vol primaires G500 (PFD) qui fournit les informations suivantes:



- **Relief synthétique** : à partir de la base de données, vue artificielle tridimensionnelle du relief en avant de l'aéronef dans un champ de vision d'environ 25 degrés à gauche et 25 degrés à droite du cap de l'avion.
 - **Obstacles** : obstacles tels que des tours, y compris les bâtiments de plus de 200 pieds AGL qui entrent dans le champ de relief synthétique représenté et à moins de 1000 pieds à la verticale de la trajectoire de l'appareil.
 - **Marqueur de trajectoire de vol (FPM)**; indication de la trajectoire actuelle latérale et verticale de l'aéronef. Le FPM est toujours affiché quand l'affichage de relief synthétique est sélectionné.
 - **Traffic** : affichage sur le PFD indiquant la position des autres aéronefs détectés par un système de détection de trafic relié au système G500.
 - **Ligne d'horizon** : une ligne blanche indiquant l'horizon réel est toujours affichée sur l'écran SVT.
 - **Cap horizon** : sur sélection du pilote, un affichage de cap juste au-dessus de la ligne d'horizon sur le PFD.
 - **Information d'aéroport** : sur sélection du pilote, « étiquettes » affichées sur l'écran relief synthétique indiquant la position des aéroports proches enregistrés dans la base de données G500.
 - **Piste mise en évidence** : une présentation surlignée de l'emplacement et de l'orientation de(s) piste(s) à l'aéroport de destination.
- La représentation du relief synthétique affiche une zone correspondant à la vue au niveau de l'œil du pilote qui regarde directement vers l'avant à travers le pare-brise. Les caractéristiques du relief en dehors de ce champ de vision ne sont pas affichées sur l'écran.
- L'affichage du relief synthétique est destiné à informer le pilote sur le relief et les obstacles en face de l'avion. Elle ne peut fournir ni l'exactitude ni la fidélité, ou les deux, à partir uniquement desquelles prendre les décisions et décider des manœuvres permettant d'éviter le relief ou les obstacles. Les éléments de l'affichage de synthèse ne sont pas destinés à être utilisés pour le contrôle primaire de l'aéronef à la place des instruments de vol primaires.



7.4 FONCTION TAWS

Le système G500 contient en option un TAWS de classe B, à partir du GTN650 lorsque la fonction TSO C151b est activée. Les pilotes sont autorisés à s'écarter de leur autorisation ATC en cours dans une mesure nécessaire au respect des alarmes TAWS.

Les alertes TAWS d'un GTN650 TAWS externe sont présentés dans le tableau suivant :

Type d'alarme	Indication d'alarme PFD/MFD	Message audio
Alarme de taux de descente excessif (EDR-W)	PULL UP (cabrer)	Pull up
Alarme relief FLTA (RTC-W, ITI-W)	PULL UP (cabrer)	Terrain ahead, Pull up; Terrain ahead, Pull up ou Terrain, terrain; pull up, pull up
Alarme obstacle FLTA (ROC-W, IOI-W)	PULL UP (cabrer)	Obstacle ahead, Pull up; Obstacle ahead, Pull up ou Obstacle, Obstacle; pull up, pull up
Attention Relief FLTA (RTC-C, ITI-C)	TERRAIN	Terrain ahead; Terrain ahead ou Caution terrain; Caution terrain
Attention Obstacle FLTA (RTC-C, ITI-C)	OBSTACLE	Obstacle ahead; Obstacle ahead ou Caution Obstacle; Caution Obstacle
Attention descente prématurée (PDA)	TERRAIN	Too low, terrain
Voice callout (VCO-500)	Néant	Five-hundred
Attention taux de descente excessif (EDR-C)	TERRAIN	Sink rate
Attention taux de montée négatif (NRC-C)	TERRAIN	Don't sink ou Too low, terrain



7.5 MESSAGE TAWS SUR LE PFD (ISSUES D'UN SYSTEME TAWS EXTERNE)

Les signalisations TAWS requises apparaissent dans le coin supérieur droit du PFD. Ces signalisations sont PULL UP (rouge), TERRAIN (jaune), TERR N / A (blanc), TERR INHB (blanc). Ces signalisations ne sont pas relatives au terrain affiché sur la partie du système MFD G500. Reportez-vous à la section 4.2 ci-dessus pour les mesures à prendre en cas de réception d'une alerte TAWS-B.

Les alarmes du TAWS externe sur le PFD du système G500 ne sont **affichées qu'à partir du système GNS 1 et sont** affichées quel que soit le réglage du système 1-2, qui gère toutes les autres données PFD et MFD utilisés par le G500

Le système SVT standard G500 affiche également les alertes de relief et d'obstacles sur le PFD en plus des alertes sonores.

7.6 BOUTON PFD & TOUCHE PFD

Les commandes de base de PFD sont sur le côté gauche de l'équipement, à côté et au-dessous de l'écran PFD. Le bouton rotatif effectue la fonction affichée sur l'écran, juste au-dessus du bouton : HDG, CRS, ALT, V / S ou BARO. On attribue la fonction à la molette par une pression / relâchement sur une des touches de fonction correspondante à la gauche de l'écran. **Par défaut, le bouton revient à HDG s'il n'est pas actionné pendant une période de 15 secondes.**

Les touches de fonction situées en bas de l'écran PFD sont utilisées pour configurer les données affichées HSI (bouton CDI, 1-2 bouton) et sélectionner les pointeurs optionnels (boutons BRG1 et BRG2), qui peuvent être superposées dans la présentation du HSI sur le PFD. Les touches fonctionnent par pressions successives.

Les unités et les inscriptions sur le PFD ne sont pas configurables par l'utilisateur. Elles correspondent aux unités précisées dans le manuel de vol **de l'avion approuvé par l'EASA et les instruments de secours.** L'affichage et le contrôle des références de vitesse conseillées sont effectués via la page AUX du MFD.



7.7 BOUTONS MFD & TOUCHES MFD

Les commandes du MFD sont sur le côté droit de l'appareil, à côté et en-dessous de l'écran MFD. Les boutons rotatifs font défiler différents groupes de pages et les pages du MFD et gèrent les données et les paramètres en appuyant sur le bouton pour activer un curseur. Les touches fonctionnent par pressions successives. Une configuration plus détaillée est disponible en appuyant sur la touche MENU, qui se trouve sur le côté droit de l'écran.

L'accès direct à la page de carte principale sur le MFD est obtenu en appuyant et en maintenant la touche CLR enfoncée.

7.8 INTERFACE PILOTE AUTOMATIQUE

7.8.1 Interface de base pilote automatique

Lorsqu'ils sont installés, les pilotes automatiques Système S-Tec 30 ou Système 55X sont basés sur des taux et fonctionnent à l'aide des entrées fournies par le coordinateur de virage pour la prise en compte de l'attitude en roulis et ils n'utilisent aucune information de tangage/roulis en provenance du système G500.

Le G500 fournit généralement des données d'alignement et de cap et d'écart de navigation au pilote automatique basées sur les données sélectionnées et affichées sur le HSI. Pour des systèmes GPS / NAV multiples, le G500 agit comme un commutateur sélectif pour le mode NAV du pilote automatique, et le G500 peut également fournir des données de pilotage GPS.

Lorsque la fonction est activée, les pilotes automatiques Système 55X peuvent fournir des capacités de directeur de vol, qui peuvent être affichées sur l'indicateur d'attitude G500 comme un directeur de vol « single cue » (moustache).

Le G500 n'est pas capable de commander la sélection du mode pilote automatique ou d'afficher le mode de pilotage automatique sélectionné, sauf pour le mode de conduite de virage GPS lors de l'émulation pilotage en roulis par le mode de pilotage automatique position. Voir le paragraphe 7.8.3.

Reportez-vous au manuel d'utilisation du pilote automatique ou au Supplément au manuel de vol de l'avion pour le bon emploi du système de pilote automatique/directeur de vol installé.



7.8.2 Affichage du directeur de vol (si installé).

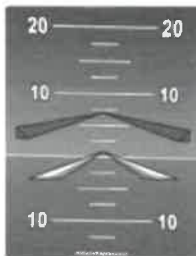
Le système G500 limite la distance entre l'icône de consigne d'assiette du directeur de vol et l'icône d'attitude de l'avion.

Dans le cas où la consigne demandée par le PA est supérieure à la limite autorisée par le G500, la consigne affichée sera limitée par le G500 au maximum autorisé.

Pendant la variation d'assiette de l'avion pour atteindre la consigne demandée, l'affichage de l'icône de consigne et de l'icône de l'attitude avion garderont un espace constant jusqu'à ce que l'écart entre la consigne demandée et l'attitude de l'avion soit inférieur à la limite autorisée par le G500..

Dans les deux exemples ci-dessous, le directeur de vol commande environ 7 degrés à cabré. Avec le SVT éteint, la commande de cabré jusqu'à 7 degrés est affichée avec la barre de commande à 7 degrés en cabré. Avec le SVT activée, le G500 limite la barre de commande à 4,5 degrés en cabré, ce qui est l'écart maximal qui peut être affiché.

Le système G500 maintiendra les barres de commandes à la même distance de l'icône de l'aéronef jusqu'à ce que l'assiette de l'avion soit dans la plage des 4,5° de la commande.



SVT Off



SVT On

7.8.3 Pilotage de roulis émulé via HDG mode

Si le pilote automatique n'a pas la capacité de conduite de virage GPS, le G500 peut émuler cette fonctionnalité en faisant fonctionner le pilote automatique en mode HDG et en sélectionnant le mode « GPS roll steering » par l'intermédiaire d'un interrupteur externe situé sur le tableau de bord du pilote. Un bouton-poussoir, illustré ci-dessous, permet au pilote



de sélectionner la source de référence de cap que le pilote automatique doit utiliser.

A/P Heading
Datum



(push-button)

Chaque fois que le GPSS est sélectionné en tant que source de donnée de cap, le mode est affiché juste à la gauche du HSI G500. L'affichage symbolise le curseur de cap barré d'un «X», ce qui signifie que l'information GPSS est prioritaire par rapport aux données de l'index des caps.

Les informations de pilotage GPS sont alors envoyées via le signal d'erreur de cap au pilote automatique pour faire virer l'avion ou voler en effectuant des arcs de cercle et maintenir sa trajectoire. L'index de cap G500 est découplé du pilote automatique dans ce mode, mais l'index est toujours contrôlable et peut encore être utilisée comme référence par le pilote.

Si les données de pilotage du roulis du GPS deviennent invalides, parce que le système GPS l'a arrêté ou que la source sélectionnée HSI n'est pas le GPS, le texte de l'indicateur GPSS deviendra jaune et les données transmises au pilote automatique généreront un vol ailes horizontales.

7.9 PANNEAU AUDIO

Le système G500 PFD / MFD est interfacé dans le panneau audio aéronef afin d'obtenir une indication sonore différente pour l'avertisseur d'altitude, le TAWS-B et les fonctions d'alerte SVT-terrain.

7.10 SYSTEMES POUR LE TRAFIC

Le système G500 PFD / MFD prend en charge les fonctions TAS / trafic de différents systèmes d'information de trafic actif.

Les informations provenant de ces systèmes sont disponibles et contrôlables sur le MFD. Le trafic peut également être affiché sur le PFD lorsque le SVT est activé. Les échos de trafic seront affichés dans leur position par rapport à l'aéronef en 3D. La taille des symboles de trafic change également en fonction de la distance de l'aéronef concerné.

L'affichage du trafic est une aide à l'acquisition visuelle et ne peut être utilisé pour manœuvrer l'aéronef. **Se reporter aux Suppléments manuel de vol TAS et au guide du pilote pour les informations spécifiques sur un système.**



7.11 PIVOTEMENT AUTOMATIQUE DU POINTEUR DE ROUTE

Le HSI G500 se recale automatiquement, c'est-à-dire qu'il fait pivoter automatiquement le pointeur de route GPS sur la route désirée définie par chaque branche GPS. Le système fera également pivoter automatiquement le pointeur de route VHF NAV lorsque CDI passe à un paramètre LOC si une approche ILS, LOC, LOC BC, LDA, ou SDF est activé dans le navigateur de GPS / WAAS. **Lors d'une approche « back azimuth », le recalage se fera automatiquement sur la route opposée.**

Le pointeur de route VHF NAV (vert) ne basculera automatiquement que si l'approche est active dans le navigateur, la fréquence LOC est sur la fréquence NAV active, puis **qu'ensuite** la source HSI soit remplacée par la valeur correspondante de VHF NAV d'approche. Les approches « Back course » basculeront automatiquement sur la course opposée.

Le système n'est pas capable de régler automatiquement le pointeur de course entrant VHF NAV si l'approche n'est pas active dans le système de navigation GNS ou si l'approche enregistrée est de tout type d'approche VOR.

Le pilote doit toujours vérifier le pointeur de la trajectoire de rapprochement avant d'entamer une transition sur une approche VHF NAV. L'auto orientation du pointeur VHF NAV sur la bonne trajectoire choisie est une fonction qui dépend de la base de données.

7.12 AFFICHAGE DU RELIEF

Les informations de relief et d'obstacles G500 apparaissent sur l'afficheur MFD sous la forme de carreaux rouges et jaunes ou de tours, et sont représentées pour consultation seulement. Les manœuvres de l'aéronef et la navigation ne doivent pas être fondées sur l'utilisation de l'écran terrain. Aucune commande (cabrer, etc.) n'est fournie à partir de la SVT.

L'affichage du relief est uniquement destiné à servir d'outil de connaissance de la situation. En soi, il ne fournit ni l'exactitude ni la fidélité sur lesquelles **fonder des décisions et prévoir des manœuvres pour éviter le relief ou les obstacles.**



7.13 CARTES DE DONNEES

Le G500 utilise plusieurs bases de données. Les titres des bases de données apparaissent en jaune lorsqu'elles sont périmées ou corrompues. Le cycle d'information de base de données est affiché sur l'écran du MFD à la mise sous tension mais des informations plus détaillées sont disponibles sur les pages AUX.

La fente d'insertion supérieure pour carte de données Secure Digital (SD) est généralement libre car elle est utilisée pour la maintenance des logiciels et la mise à jour de bases de données de navigation.

La fente d'insertion inférieure de carte de données doit contenir une carte de données avec les informations relief / obstacle du système et des données optionnelles telles que Safe Taxi, cartes de vol et cartes électroniques JeppView. Les bases de données de relief sont mises à jour périodiquement et n'ont pas de date d'expiration.

La couverture de la base de données relief se situe entre 75 ° de latitude Nord et 60 ° de latitude Sud dans toutes les longitudes. La couverture de la base de données relief des aéroports couvre le monde entier.

La base de données contient des données relatives aux obstacles, tels que des tours, qui présentent un danger potentiel pour les aéronefs. Les obstacles de 200 pieds et plus sont inclus dans la base de données obstacles. Il est très important de noter que tous les obstacles ne sont pas nécessairement répertoriés et peuvent donc ne pas être contenus dans la base de données obstacles. La couverture de la base de données obstacles comprend les Etats-Unis et l'Europe. Cette base de données est mise à jour sur un cycle de 56 jours et n'a pas de date de péremption.

Si installée, la base de données Garmin SafeTaxi contient des cartes d'aéroport détaillées pour les aéroports choisis. Ces cartes aident par le suivi des instructions du contrôle au sol en affichant la position précise de l'avion sur la carte par rapport aux voies de circulation, des rampes d'accès, des pistes, des terminaux et des services. Cette base de données est mise à jour sur un cycle de 56 jours et n'a pas de date d'expiration. Les cartes SafeTaxi ne sont pas disponibles en Europe.

Si installé, la base de données Garmin FliteCharts contient les cartes de procédures pour la zone achetée. Cette base de données est mise à jour sur un cycle de 28 jours. Si elle n'est pas mise à jour dans les 180 jours suivant la date d'expiration, FliteCharts ne fonctionne plus. FliteCharts n'est pas disponible en Europe.



Si installée, la base de données de cartes électroniques Jeppesen JeppView contient des cartes de procédures pour la zone de couverture achetée. Un symbole de position propre à l'avion est affiché sur ces cartes. Cette base de données est mise à jour sur un cycle de 14 jours. Si elle n'est pas mise à jour dans les 70 jours à compter de la date d'expiration, JeppView ne fonctionne plus.

7.14 REFERENCES CABINE & GUIDES PILOTE.

Le guide du pilote du Garmin G500 doit être à bord de l'avion et être immédiatement disponible pour l'équipage.

Garmin propose également un Guide de Référence Cockpit G500. Ce Guide de Référence n'est pas obligatoire à bord de l'avion, mais contient une description et un fonctionnement du système plus détaillés.



SYSTEME DE NAVIGATION

GTN625, 635, 650, 725 et 750 GPS/SBAS

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.

Applicabilité

Type et modèle d'avion	Modification constructeur	
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° 120304

Suivi des amendements et approbation

Amendement	Description	Date	Approbation
/////	Edition originale	20 March 2013	EASA 10044135

Liste des pages en vigueur

Pages	Date
1 à 30	15 mars 2013



Table des matières

Section 1. GENERALITES 4

 Navigateur Garmin GTN 4

 Capacités 6

 Références 7

 Définitions 8

Section 2. LIMITATIONS 11

 2.1 Guide de référence cabine 11

 2.2 Types d'opérations 11

 2.3 Equipement minimum 11

 2.4 Planification de vol 12

 2.5 Utilisation système 13

 2.6 Logiciel système applicable 14

 2.7 Carte SD 14

 2.8 Base de données de navigation 14

 2.9 Opérations au sol 15

 2.10 Approches 15

 2.11 Affichage de la distance au point de cheminement 16

 2.12 Fonction proximité du relief (tous les équipements) 16

 2.13 Fonction TAWS (option) 16

 2.14 Affichage météo par transmission de données (XM Weather, option) 17

 2.15 Affichage de trafic (option) 17

 2.16 Affichage StormScope® (option) 17

 2.17 Programmeur de vol/fonctions calcul 17

 2.18 Emploi de gants/Doigts protégés 17

 2.19 Mode de démonstration 17

Section 3. PROCEDURES D'URGENCE et ANORMALES 18

 3.1 Procédures d'urgence 18

 3.2 Procédures anormales 18



Section 4. PROCEDURES NORMALES	22
4.1 Mise sous tension de l'équipement	22
4.2 Avant décollage	22
4.3 Utilisation HSI et EHSI	22
4.4 Utilisation d'un pilote automatique	23
4.5 Couplage du pilote automatique pendant l'approche	23
Section 5. PERFORMANCES	25
Section 6. MASSE ET CENTRAGE	25
Section 7. DESCRIPTIONS DES SYSTEMES.....	26
7.1 Guide du pilote.....	26
7.2 Programmation des branches.....	26
7.3 Capture automatique ILS CDI.....	26
7.4 Activate GPS Missed Approach.....	26
7.5 Proximité du relief et TAWS.....	26
7.6 Boîte de mélange GMA 35 (en option)	27
7.7 système de trafic (en option).....	27
7.8 StormScope® (en option)	27
7.9 Alimentation.....	28
7.10 Bases de données.....	28
7.11 Interrupteurs externes.....	28

**Section 1. GENERALITES****Navigateur Garmin GTN**

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

Les fonctions des systèmes de navigation GTN font l'objet du tableau 1.

	GTN625	GTN635	GTN650	GTN725	GTN750
Navigation GPS/SBAS : <ul style="list-style-type: none">• Guidage océanique, enroute, terminale et approche de non-précision• Guidage d'approche de précision (LP, LPV)	X	X	X	X	X
Radio VHF Com, 118,00 à 136,990 MHz, par pas de 8,33 ou 25 kHz		X	X		X
Radio VHF Nav, 108,00 à 117,95 MHz, par pas de 50 kHz			X		X
Guidage d'approche de précision ou non par LOC et Glideslope pour les minimum de cat1, plage de réglage 328,6 à 335,4 MHz			X		X
Carte déroulante incluant les données topographiques, relief, aviation et géopolitique	X	X	X	X	X
Affichage de la météo par transmission de données (option)	X	X	X	X	X
Affichage des informations de procédures terminales (option)				X	X
Affichage des informations de trafic (option)	X	X	X	X	X
Affichage des informations StormScope® (option)	X	X	X	X	X
Affichage des indicateurs de radiobornes (markers)				X	X
Commande de boîte de mélange distante				X	X
Commande de transponder distant	X	X	X	X	X
Commande audio auxiliaire distante	X	X	X	X	X
TAWS Classe B, TSO-C151b	X	X	X	X	X
Calculateurs et programmeurs supplémentaires	X	X	X	X	X

Tableau 1 – fonctions GTN

Les fonctions de navigation GPS ainsi que les fonctions optionnelles de radiocommunication et radionavigation VHF sont actionnées par des touches particulières (dédiées), un bouton double rotatif ou l'écran sensible.



Figure 1 - GTN 750 Control and Display Layout



Figure 2 - GTN 635/650 Control and Display Layout



Capacités

Fonctionnement du GPS/SBAS TSO-C146c/ETSO C146 class3 :

Le GTN est approuvé pour la navigation par GPS et SBAS en condition IFR pour une utilisation en route, zone terminale et approche de non-précision (incluant les approches dites « GPS », « ou GPS », et « RNAV (GNSS) ». Le système de navigation Garmin GNSS est composé du navigateur GTN avec antenne, et est approuvé pour les procédures d'approche avec guidage vertical incluant « LPV » et « LNAV/VNAV ».

Le système de navigation GNSS Garmin installé sur cet avion est conforme aux exigences de l'AC 90-105 sur les équipements et remplit les conditions de fonctionnement et de performance des équipements pour effectuer les procédures de départ et d'arrivée RNP ainsi que les procédures d'approches RNP sans branche RF (radius to fix). Les règlements « Part 91 subpart K, 121, 125, 129, et 135 operators » exigent l'approbation opérationnelle de la FAA.

Le système de navigation GNSS Garmin installé sur cet avion est conforme aux exigences de l'AC 90-100A sur les équipements pour une utilisation RNAV2 et RNAV1. Conformément à l'AC90-100A, les utilisateurs Part 91 (sauf subpart K) qui appliquent le « aircraft and training guidance » de l'AC 90-100A sont autorisés à effectuer les procédures RNAV2 et RNAV1. Les règlements « Part 91 subpart K, 121, 125, 129, et 135 operators » exigent l'approbation opérationnelle de la FAA.

Cas particulier des installations constituées de deux GTN : Le système de navigation GNSS Garmin installé sur cet avion satisfait aux exigences de navigation océanique classe II et à distance (RNP-10) sans limitation de temps en conformité avec l'AC 20-138A et FAA Order 8400.12A. Le système de navigation GNSS Garmin peut être utilisé indépendamment d'un autre système de navigation longue distance. Ceci ne constitue pas une approbation opérationnelle.

Cas particulier des installations constituées de deux GTN : Le système de navigation GNSS Garmin installé sur cet avion satisfait aux exigences de navigation océanique classe II et à distance (RNP-4) sans limitation de temps en conformité avec l'AC 20-138A et FAA Order 8400.33. Le système de navigation GNSS Garmin peut être utilisé indépendamment d'un autre système de navigation longue distance. Des équipements supplémentaires peuvent être exigés pour l'obtention d'une approbation opérationnelle de performance RNP-4. Ceci ne constitue pas une approbation opérationnelle.



Le système de navigation GNSS Garmin installé sur cet avion satisfait aux exigences de précision, intégrité et continuité de fonctionnement et présente le minimum de fonctions système exigées pour l'utilisation P-RNAV en conformité avec le document JAA Administrative & Guidance Material Section one : General part 3 : Temporary guidance Leaflets, Leaflet No 10 (JAA TGL-10 Rev 1). Le système de navigation Garmin GNSS a (un ou plusieurs) systèmes de navigation GTN approuvés TSO-C146c/ETSO-C146 classe 3. Le système de navigation GNSS Garmin installé sur cet avion satisfait aux exigences d'équipements pour l'utilisation P-RNAV et B-RNAV/RNAV 5 en conformité avec l'AC 90-96A CHG 1 et JAA TGL-10 Rev 1. Ceci ne constitue pas une approbation opérationnelle.

Garmin International détient un document FAA Type 2 Letter Of Acceptance (LOA) en conformité avec l'AC 20-153 pour l'intégrité et la qualité de base de données et pour les procédures de gestion de base de données concernant la base de données de navigation. Les équipages et les utilisateurs peuvent consulter l'état LOA sur FlyGarmin.com en sélectionnant « Type 2 LOA status ». L'information de navigation se réfère au système de référence WGS 84.

Remarque : pour l'utilisation de certaines utilisations opérationnelles particulières et pour une utilisation dans l'espace aérien non-US, une ou des approbation(s) opérationnelle(s) différente(s) peuvent être exigée(s) en plus de l'approbation d'installation de l'équipement et du certificat de navigabilité.

Références

Temporary Guidance leaflet 10, Rev1 : 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



Définitions

La terminologie suivante est utilisée dans ce document :

- ADF : Automatic Direction Finder
Radiogoniomètre automatique (radio compas)
- APR : Approach
Approche
- CDI : Course Deviation Indicator
Indicateur d'écart de route
- DME : Distance Measuring Equipment
Equipement de mesure de distance
- EGNOS : European Geostationary Navigation Overlay Service
Service Européen de Navigation par Recouvrement Géostationnaire
- EHSI : Electronic Horizontal Situation Indicator
Indicateur élect. de situation horizontale
- GNSS : Global Navigation satellite System
Système de positionnement par satellites
- GPS : Global Positioning System
Système de localisation mondial
- GPSS : GPS roll Steering
Conduite de virage GPS
- GTN : Garmin Touchscreen Navigator
Navigateur à écran tactile Garmin
- HSI : Horizontal Situation Indicator
Indicateur de situation horizontale (Plateau de route)
- IAP : Instrument Approach Procedure
Procédure d'approche aux instruments
- IFR : Instrument Flight Rules
Règles de vol aux instruments
- ILS : Instrument Landing System
Système d'approche aux instruments
- IMC : Instrument Meteorological Conditions
Conditions de vol aux instruments
- LDA : Localizer Directional Aid
Aide localisation directionnelle
- LNAV : Lateral NAVigation
Navigation latérale
- LNAV+V : Lateral NAVigation with advisory Vertical Guidance
Navigation latérale avec guidage vertical



- LVNAV : Lateral/Vertical NAVigation
Information de navigation latérale/verticale
- LOC : LOCALizer
- LOC-BC : LOCALizer Backcourse
Localizer « back azimuth »
- LP : Localizer Performance
- LPV : Localizer Performance with Vertical Guidance
Performance localizer avec guidage vertical
- MDA : Minimum Descent Altitude
Altitude Minimum de Descente
- MDH : Minimum Descent Height
Hauteur minimum de descente
- MLS : Microwave Landing System
Système d'atterrissage hyperfréquence
- OBS : OmniBearing Select
Sélecteur de relèvement
- RAIM : Receiver Autonomous Integrity Monitoring
Contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur
- RMT : ReMoTe
Distant, à distance
- RNAV : Area NAVigation
Système de navigation de surface
- SBAS : Satellite Based Augmentation System
Système d'augmentation par satellite
- SD : Secure Digital
- SDF : Simplified Directional Facility
Moyen simplifié de localisation directionnelle
- SUSP : Suspend
- TACAN : Tactical Air Navigation System
- TAS : Traffic Awareness System
Système d'information de trafic
- TAWS : Terrain Awareness and Warning system
Système de signalisation de risque de collision avec le relief (sol)
- TCAS : Traffic Collision Avoidance System
Système d'alerte de trafic et d'évitement de collision
- TIS : Traffic Information Service
Service d'information de trafic



- VHF : Very High Frequency
Très haute fréquence
- VFR : Visual Flight Rules
Règles de vol à vue
- VLOC : VOR/Localizer
- VMC : Visual Meteorological Conditions
Conditions de vol à vue
- VOR : VHF Omnidirectional Range
« Tous alignements VHF »
- WAAS : Wide Area Augmentation system
Système d'augmentation par satellite (voir EGNOS)
- WFDE : WAAS Fault Data Exclusion
- XFR : Transfer
Transfert



Section 2. LIMITATIONS

2.1 Guide de référence cabine

Le guide de référence cabine du Garmin GTN 6xx ou GTN7xx, P/N et révision indiqués ci-après (ou révision ultérieure), doit être à bord de l'avion et être immédiatement disponible pour l'équipage chaque fois que la navigation est fondée sur l'emploi du GTN.

- GTN 6xx Guide de référence cabine P/N 190-01004-04 Rev A
- GTN 7xx Guide de référence cabine P/N 190-01007-04 Rev A

2.2 Types d'opérations

Ce supplément n'accorde pas l'autorisation de vol IFR aux avions limités au VFR.

Un avion autorisé IFR peut très bien être équipé d'un GTN limité au VFR uniquement. Une étiquette « GPS limité à l'utilisation en VFR uniquement » se trouve à proximité même du GTN limité au VFR. La navigation GPS en utilisation IFR n'est pas autorisée par les systèmes munis de cette étiquette.

2.3 Equipement minimum

Si l'installation du GTN n'est pas limitée au VFR, les interfaces systèmes suivants du GTN doivent être en état de fonctionnement pour une utilisation IFR.

Equipement connecté	Quantité installée	Quantité nécessaire pour l'IFR
HSI/CDI/EHSI externe	1 ou plus	1
Indicateur GPS externe	Voir note 1	1

Note 1 : Certaines installations nécessitent un panneau indicateur GPS externe. Lorsqu'il est installé, cet indicateur doit être en parfait état de fonctionnement pour permettre l'utilisation du GTN en opérations IFR.

Deux sources de navigation GPS sont exigées pour les opérations longue distance ou océanique.



2.4 Planification de vol

Pour planifier un vol, dans les zones où la couverture SBAS n'est pas disponible, le pilote doit vérifier la disponibilité RAIM. En Europe, la disponibilité RAIM peut être déterminée en utilisant le programme de prévision WFDE de Garmin ou l'outil de prévision AUGER GPS RAIM pour l'Europe : <http://augur.ecacnav.com/augur/app/home>.

Cette exigence n'est pas nécessaire lorsque la couverture SBAS s'avère disponible sur tout le trajet de vol. La planification de vol et le programme de prévision WFDE peuvent être téléchargés à partir du site internet de Garmin. L'utilisation du programme de prévision WFDE est décrite dans le document : Garmin WAAS FDE prediction program, P/N 190-00643-01, 'WFDE Prediction Program Instructions'.

Dans le cadre de la planification d'un vol, la disponibilité du GPS RAIM doit être confirmée pour le trajet de vol prévu. Dans le cas d'une prévision de perte de RAIM de plus de 5 minutes consécutives sur une portion quelconque du trajet prévu, le vol doit être reporté, annulé, ou décalé sur une route où le RAIM est disponible. Le vol peut aussi être planifié à nouveau en utilisant les possibilités de navigation non basée GPS.

Dans le cadre de la planification d'un vol, dans l'espace européen B-RNAV/RNAV 5 et P-RNAV, s'il est prévu le non-fonctionnement de plus d'un satellite, la disponibilité du GPS RAIM doit être confirmée pour le vol prévu (trajet et durée). Dans le cas d'une prévision de perte de RAIM de plus de 5 minutes consécutives sur une portion quelconque du trajet prévu, le vol doit être reporté, annulé, ou décaler sur une route où le RAIM est disponible.

Cas particulier des installations constituées de deux GTN : dans le cadre de la planification d'un vol, opérations où le trajet impose une navigation Classe II, l'utilisateur de l'avion ou le pilote aux commandes doit utiliser le programme de prévision WFDE Garmin pour démontrer qu'il n'y a pas, sur le trajet spécifié, de panne qui pourrait empêcher le système de navigation GNSS Garmin de fournir une navigation GPS Classe II dans les zones océaniques ou lointaines qui imposent la capacité (RNP-10 ou RNP-4).

Si le programme de prévision WFDE indique une exclusion (FDE) de :

- plus de 34 minutes selon le FAA Order 8400.12A pour les exigences RNP-10,
 - ou
 - plus de 25 min minutes selon le FAA Order 8400.33 pour les exigences RNP-4,
- alors l'utilisation doit être planifiée à nouveau lorsque FDE est disponible.

Les deux récepteurs de navigation GPS Garmin doivent fonctionner et fournir le guidage de navigation GPS pour les opérations exigeant les performances RNP-4.



Application aux installations constituées de deux GTN : l'utilisation de l'espace aérien Atlantique nord (NAT) en respectant les spécifications de performances minimum de navigation (en conformité avec AC 91-49 et AC 120-33) impose que les deux récepteurs GPS/SBAS soient en fonctionnement et reçoivent un signal utilisable sauf pour des trajets qui n'exigent qu'un détecteur de Navigation longue distance. Chaque affichage calcule une solution de navigation indépendante à partir de son détecteur GPS.

Chaque fois que cela est possible, les trajets RNP et RNAV qui comportent des SID (Départ normalisé aux instruments), ODP (procédures de départ avec franchissement d'obstacle), STAR (arrivée normalisée en région terminale) et des routes RNAV « Q » et RNAV « T » enroutés doivent être chargés dans leur totalité dans le plan de vol à partir de la base de données, plutôt que d'être chargés à partir de la base de données comme un ensemble de points de cheminement individuels. La sélection et l'insertion de position définies dans la base de données sont permises, à condition que toutes les positions le long du trajet de vol publié soient insérées. La saisie manuelle de points de cheminement en utilisant latitude et longitude ou lieu et alignement est interdite.

Il n'est pas admis de prévoir dans le plan de vol un aéroport de secours basé sur des minimum d'approche RNAV(GNSS) LP/LPV ou LNAV/VNAV. L'aéroport de secours exigé doit être défini dans le plan de vol en utilisant les minimum d'approche LNAV ou les aides à l'approche au sol.

L'information de navigation a pour référence le système WGS-84, et ne doit être utilisé que lorsque les publications d'informations aéronautiques (comprenant les données électroniques et les cartes aéronautiques) sont conformes au WGS-84 ou à un équivalent.

2.5 Utilisation système

Dans les installations avec deux GTN et un indicateur GPS externe (voir tableau 2), le GTN connecté à l'indicateur GPS externe doit être utilisé en tant que source de navigation pour toutes les opérations.

Les seules sources approuvées de guidage de route sont sur l'affichage des CDI, HSI ou EHSI. La carte défilante et la description CDI sur l'affichage du GTN servent uniquement pour avoir connaissance de la situation et ne sont pas approuvées comme guidage de route.



2.6 Logiciel système applicable

Ce supplément au manuel de vol est applicable aux versions logicielles du tableau 3.

Les versions logicielles principales et GPS sont affichées sur la page de démarrage immédiatement après la mise sous tension. Toutes les versions de logiciel objet du tableau 3 peuvent être trouvées sur la page d'état système : System – System status page.

Logiciel	Version du logiciel (ou versions ultérieures approuvées par l'EASA)
Version de logiciel principal	2.00
Version de logiciel GPS	4.0
Version de logiciel Com	2.01
Version de logiciel Nav	6.01

Tableau 3. Versions des logiciels

2.7 Carte SD

Le fonctionnement correct de l'équipement est tributaire de la présence de la carte SD. Garmin ne se porte pas garant du fonctionnement si la carte SD est insérée ou enlevée pendant la mise sous tension de l'équipement.

2.8 Base de données de navigation

La navigation IFR en route, océanique et terminale basée GPS/SBAS est interdite jusqu'à ce que le pilote vérifie et utilise une base de données de navigation valide, compatible et actualisée ou qu'il vérifie la précision de chaque point de cheminement par rapport à des données actualisées approuvées.

Les approches aux instruments « GPS », « ou GPS », et « RNAV (GNSS) » en utilisant le système de navigation Garmin sont interdites sauf si le pilote vérifie et utilise la base de données de navigation actualisée. Les approches aux instruments basées GPS doivent être menées conformément à une procédure d'approche aux instruments chargée à partir de la base de données de navigation.

Des divergences qui rendent une procédure non valide doivent être rapportées à Garmin International. La procédure concernée est interdite d'application en utilisant les données de la base de données de navigation jusqu'à ce qu'une nouvelle base de données de navigation soit installée dans l'avion et que les divergences aient été corrigées. Des divergences de base de données de navigation peuvent être rapportées à FlyGarmin.com en sélectionnant « Aviation Data Error Report ». Les équipages et les opérateurs peuvent visualiser les alertes de base de données de navigation sur FlyGarmin.com en sélectionnant « NavData Alerts ».

Si le cycle de la base de données de navigation doit changer pendant le vol, le pilote doit s'assurer de la précision des données de navigation, y compris la pertinence des installations de navigation utilisées pour définir les routes et les procédures du vol.

Si une carte modifiée qui affecte la navigation est publiée pour la procédure, la base de données ne doit pas être utilisée pour mener la procédure.



2.9 Opérations au sol

Ne pas utiliser les fonctions SafeTaxi ou Chartview comme base de manœuvres au sol. Les fonctions SafeTaxi ou Chartview ne satisfont pas aux exigences de l'AC 20-159 et ne sont pas adaptées pour l'utilisation comme affichage de carte défilante d'aéroport (AMMD). SafeTaxi et Chartview doivent être utilisées par l'équipage pour s'orienter sur l'aéroport et fournir une meilleure prise de connaissance de la situation pendant les opérations au sol.

2.10 Approches

- a) Les approches aux instruments par guidage GPS ne peuvent être effectuées que lorsque le GTN fonctionne en mode approche (LNAV, LNAV+V, L/VNAV, LPV, ou LP).
- b) Lors d'une approche aux instruments par rapport au nord vrai, l'angle de navigation (NAV angle) sur la page « System – units » doit être réglé sur « True ».
- c) L'équipement de navigation exigé pour rejoindre et mener une procédure d'approche aux instruments est indiqué par le titre de la procédure et les remarques sur la carte IAP. La navigation sur le segment final d'approche (le segment entre le point d'approche final et le point d'approche interrompue) d'une approche ILS, LOC, LOC-BC, LDA, SDF, MLS, VOR, TACAN non approuvée pour GPS ou de n'importe quelle autre type d'approche non approuvée pour GPS, n'est pas autorisé avec guidage de navigation GPS. Le guidage par GPS ne peut être utilisé que pour les procédures d'approche indiquant GPS ou RNAV dans le titre de la procédure. Lors de l'utilisation des récepteurs VOR/LOC/GS Garmin pour effectuer le segment d'approche finale, les données de navigation VOR/LOC/GS doivent être sélectionnées et apparaître sur le CDI du pilote aux commandes.
- d) Les écarts de guidage vertical consultatifs sont fournis lorsque le GTN indique LNAV+V. Dans ce mode, l'information de guidage vertical affiché sur le VDI n'est qu'une aide au pilote pour respecter les limitations d'altitude.

NOTE

Lorsque l'équipement affiche « LNAV+V », le guidage vertical fourni sur le CDI n'est que consultatif et ne peut être utilisé comme moyen primaire pour respecter les minimums d'altitude prescrits dans les procédures d'approche. Le pilote doit se conformer à tous les minimums d'altitude de descente en approche en utilisant l'altimètre barométrique installé dans l'avion, et les minimums LNAV doivent être utilisés pour l'approche MDA/MDH.



- e) Toutes les procédures d'approche aux instruments ne sont pas publiées dans la base de données de navigation. Les pilotes qui prévoient de mener une approche aux instruments RNAV doivent s'assurer que la base de données de navigation contient la procédure programmée d'approche aux instruments RNAV et que la procédure d'approche doit être chargée à partir de la base de données de navigation dans le plan de vol système GTN par son nom. Il est interdit aux utilisateurs de mener une approche qui contient des points de cheminement entrés manuellement.
- f) Les approches IFR sont interdites chaque fois que la vue ou l'accès au GTN ou au CDI sont restreints par un obstacle physique ou visuel (par exemple le volant).

2.11 Affichage de la distance au point de cheminement

Pendant l'installation, le GTN a été configuré pour afficher la distance au point de cheminement en cours sur la page de carte (GTN 7XX) ou sur la page de navigation par défaut (GTN 6XX). La position de l'affichage de distance au point de cheminement en cours ne doit pas être modifiée ou enlevée de ces pages.

2.12 Fonction proximité du relief (tous les équipements)

L'information de proximité du relief et d'obstacle apparaît sur les pages d'affichage de carte et relief sous la forme de tuiles ou de tours rouges et jaunes, et n'est fournie qu'à titre consultatif. Les manœuvres avion et la navigation ne doivent pas être fondées sur l'utilisation de l'affichage du relief. L'information de proximité du relief et d'obstacle est uniquement à titre consultatif et n'est pas équivalente aux alarmes fournies par le TAWS.

L'affichage de proximité du relief a uniquement pour but de servir d'outil de prise de connaissance de la situation. De façon intrinsèque, il ne peut fournir la précision et la fidélité sur lesquelles baser des décisions et prévoir des manœuvres d'évitement de relief ou d'obstacles.

NOTE

Relief et TAWS sont des fonctions différentes mutuellement exclusives. Si « TAWS B » apparaît en bas à droite de la page dédiée au relief, le « TAWS » est installé.

2.13 Fonction TAWS (option)

Les pilotes sont autorisés à s'écarter de leur clearance ATC en cours dans une mesure permettant de prendre en compte les alarmes TAWS. La navigation ne doit pas être basée sur l'emploi du TAWS.

Si un panneau d'information TAWS externe est installé dans l'avion, il doit être totalement en état de fonctionnement de façon à utiliser le système TAWS.



2.14 Affichage météo par transmission de données (XM Weather, option)

L'information météo par transmission de données est fournie par une interface optionnelle GDL 69 ou 69A. L'affichage d'information météo sur le GTN est uniquement un supplément météo pour une prise de connaissance améliorée de la situation et il ne doit pas être utilisé à la place d'une source officielle de données météo. Il est interdit d'utiliser l'affichage de la météo par transmission de données pour la pénétration en conditions météo dangereuses (orage par exemple).

2.15 Affichage de trafic (option)

Le trafic peut être affiché sur le GTN lorsqu'il est connecté à un appareil approuvé optionnel TCAS I, TAS ou TIS. Ces systèmes sont capables de fournir un contrôle du trafic et d'alerter le pilote. Le trafic affiché peut avoir ou non une alarme disponible. L'affichage du trafic est une aide à l'acquisition visuelle et ne peut être utilisé seul pour effectuer des manœuvres.

2.16 Affichage StormScope® (option)

L'information d'orage (foudre) StormScope® affichée sur le GTN est limitée à une utilisation supplémentaire uniquement. L'utilisation de l'information d'orage (foudre) StormScope® affichée pour la pénétration en conditions météo dangereuses (orages) est interdite. L'affichage d'information d'orage (foudre) StormScope® a pour unique but l'amélioration de la prise de connaissance de conditions dangereuses et non pas la pénétration de celles-ci. Il est de la responsabilité du pilote d'éviter les conditions météo dangereuses par l'utilisation sources officielles de données météo.

Lorsque la page GTN StormScope® est en fonctionnement dans le mode « track up » indiqué par l'étiquette « TRK UP » dans le coin droit en haut de la page StormScope®, l'utilisation du GTN pour afficher l'information StormScope® est interdite au sol.

2.17 Programmeur de vol/fonctions calcul

Lors de l'utilisation des pages calcul/programmation, les données doivent être entrées dans tous les champs de données et vérifiées par le pilote avant de les utiliser. Suivant la configuration du système, le bouton « Use sensor data » peut insérer sur la fenêtre « Indicated ALT » l'altitude indiquée ou l'altitude pression. Le pilote doit vérifier l'altitude désirée et le réglage approprié de la pression barométrique pour assurer la validité des calculs. Les performances de l'avion ainsi que l'avitaillement en carburant ne doivent pas être fondés sur l'utilisation de données issues de ces fonctions.

2.18 Emploi de gants/doigts protégés

Aucun moyen ne doit être utilisé pour couvrir les doigts servant à actionner le GTN sans que la procédure « Glove qualification » situé dans le Guide du Pilote ait été effectuée avec succès. La procédure de qualification gants est spécifique à la combinaison pilote / gants / GTN 725, 750 ou GTN 625, 635, 650.

2.19 Mode de démonstration

Le mode démonstration ne doit être utilisé en vol en aucune circonstance.



Section 3. PROCEDURES D'URGENCE et ANORMALES

3.1 Procédures d'urgence

3.1.1 Alarme TAWS

Indicateur rouge et signal sonore « PULL UP » :

Pilote automatique.....Déconnecter
Commandes avionEntamer une montée à puissance maximale
Vitessevitesse de meilleur angle de montée

Lorsque l'alarme cesse :

Puissance.....maximum continue
Altitudemonter et maintenir l'altitude de sécurité
Avertir le contrôle du trafic aérien « ATC » du changement d'altitude, si besoin.

NOTE

Seules les manœuvres verticales sont recommandées, à moins d'évoluer en conditions de vol à vue (VMC), ou à moins que le pilote détermine, à l'aide de toute l'information disponible, qu'effectuer un virage en plus de la manœuvre d'évitement est la façon la plus sécurisante, ou les deux.

3.2 Procédures anormales

3.2.1 Perte de données de navigation GPS/BAS

Lorsque le récepteur GPS/SBAS ne fonctionne pas ou lorsque l'information de navigation GPS n'est pas disponible ou invalide, le GTN entre dans l'un des deux modes : DR (Dead Reckoning – Calcul indisponible) ou LOI (Loss Of Integrity – Perte d'intégrité). Le mode est indiqué sur le GTN par « DR » ou « LOI » de couleur ambre.

Si l'indicateur de perte d'intégrité est affiché, basculer sur un autre moyen de navigation adapté à la route et à la phase de vol.

Si l'indicateur « Dead Reckoning » est affiché, la carte continuera d'être affichée avec le texte DR de couleur ambre superposé à l'image même de l'avion. Le guidage de route sera supprimé du CDI. La position de l'avion sera basée sur la dernière position GPS valide, puis estimée par des méthodes « Dead Reckoning ». Des changements de vitesse vraie, d'altitude, de cap ou de vent en altitude peuvent affecter la position de façon non négligeable. Dead Reckoning est uniquement disponible dans les modes Enroute et océaniques. Les modes Terminal et Approche ne prennent pas en compte « Dead Reckoning ».

Si d'autres sources (ILS, LOC, VOR, DME, ADF) sont disponibles :

Navigation utiliser sources de secours



Si aucune source de secours n'est disponible :

Mode « Dead reckoning »

Navigation utiliser le GTN

NOTE

Toutes les informations issues du GPS deviendront moins précises au cours du temps.

Mode perte d'intégrité (LOI)

Navigation Voler en direction de conditions de vol à vue connues

NOTE

Toutes les informations issues du GPS seront supprimées.

Le symbole de l'avion est supprimé de toutes les cartes. La carte restera centrée sur la dernière position connue. « No GPS Position » sera affiché au centre de la carte.

3.2.2 Dégradation d'approche GPS

Pendant une approche GPS LPV, LNAV/VNAV, ou LNAV+V, si les exigences de précision GPS ne peuvent être respectées par le récepteur GPS, le GTN dégradera l'approche. La dégradation retirera l'indication d'écart vertical du VDI et modifiera l'indicateur d'approche de LPV, LNAV ou LNAV+V à LNAV. L'approche peut être continuée en utilisant les minimums LNAV uniquement.

Lors d'une approche GPS pendant laquelle les exigences de précision GPS ne peuvent être respectées par le récepteur GPS pour aucun type d'approche GPS, le GTN signalera (flag) tout guidage CDI et le message système « Abort approach – GPS approach no longer available » (suspendre l'approche – approche GPS indisponible) sera affiché. Immédiatement après la diffusion du message, l'équipement basculera sur les limites d'alarme de mode de navigation terminale. Si l'intégrité de position se trouve dans la plage des limites, le guidage latéral sera restauré et le GPS pourra être utilisé pour effectuer la remise de gaz (missed approach), sinon, des moyens de navigation de secours devront être utilisés.

3.2.3 Perte des fonctions de réglage d'accord radio com

Si un équipement de communication (com) de secours est disponible :

Communications..... Utiliser l'équipement de secours

Si aucun équipement de communication (com) de secours n'est disponible :

Bouton COM RMT XFR (si installé).....Maintenir appuyé pendant 2 secondes

NOTE

Cette procédure accordera la radio COM en service sur la fréquence d'urgence 121,5
Quelle que soit la fréquence affichée sur le GTN.



Certaines panne du système de réglage accorderont automatiquement 121,5 sans action du pilote. Ces pannes peuvent avoir comme résultat une perte d'affichage ou un affichage blanc, ou une croix rouge sur la zone d'affichage de la fréquence com. Dans tous les cas, essayer d'utiliser les communications radio et s'attendre à un réglage sur 121,5 quelle que soit la fréquence active affichée.

3.2.4 Perte des fonctions de la boîte de mélange (GMA 35 uniquement)

Interrupteur disjoncteur boîte de mélange.....Tirer

NOTE

Cette procédure force la boîte de mélange à permettre au pilote de communiquer uniquement via la radio non-GTN 750. S'il n'y a qu'un GTN 750 dans l'avion, le pilote a alors accès au GTN 750 pour communiquer. L'intercom équipage et passagers ne fonctionne pas.

3.2.5 Danger TAWS (Terrain or obstacle ahead, sink rate, don't sink)

Lorsqu'une alarme TAWS survient, prendre des actions correctives jusqu'à ce que l'alarme cesse.

Arrêter la descente ou commencer soit une montée soit un virage, ou les deux si nécessaire, en fonction de l'analyse de tous les instruments et informations disponibles.

3.2.6 Désactivation du TAWS

Les fonctions FLTA (évitement du relief à l'avant) et PDA (alerte de descente prématurée) du TAWS peuvent être désactivées pour éviter l'alerte, si désiré. Se référer au Guide de référence cabine GTN pour un complément d'information.

Pour désactiver le TAWS :

- Bouton HOME Appuyer
- Bouton TERRAIN Appuyer
- Bouton Menu Appuyer
- Bouton TAWS inhibit Appuyer pour valider



3.2.7 TER N/A et TER FAIL

Si l'indication d'état ambre TER N/A ou TER FAIL s'affiche, le système ne fournit plus d'alarme TAWS ou affiche une hauteur relief et obstacle relative. L'équipage doit maintenir le respect des procédures qui assurent la séparation minimum avec le relief et les obstacles.

3.2.8 Panne de source de données de cap

Sans source de cap vers le GTN, les fonctionnalités suivantes ne sont pas disponibles :

- Le GPSS n'est pas fourni au pilote automatique pour les caps de branche. Le pilote automatique doit être placé en mode HDG pour les caps sur branche.
- La carte ne peut pas être orientée Heading up (cap en haut).
- Toutes les données en superposition de trafic issues d'un système TAS/TCAS I sur la carte. Le pilote doit utiliser la page dédiée au trafic sur le système GTN pour afficher les données TAS/TCAS I.
- Toutes les données StormScope® en superposition sur l'affichage principal de carte. Le pilote doit utiliser la page dédiée StormScope® sur le système GTN pour afficher les données StormScope®.

Le StormScope® doit être utilisé en conformité avec la section 7.8 lorsque les caps ne sont pas disponibles.

3.2.9 Panne de source de données d'altitude pression

Sans source d'altitude pression vers le GTN, les fonctionnalités suivantes ne sont pas disponibles :

Mise en séquence automatique des branches nécessitant une source d'altitude. Le pilote doit réaliser la séquence des altitudes de façon manuelle, sur demande du système.



Section 4. PROCEDURES NORMALES

Se référer au guide de référence cabine défini en section 2.1 de ce document ou au Guide pilote défini en section 7.1 pour les procédures normales d'utilisation et une liste complète des messages système et des actions pilote associées. Y sont inclus toutes les opérations GPS, les communications et navigation VHF, trafic, météo par transmission de données, StormScope®, TAWS, et les information d'affichage multifonction.

Le GTN nécessite un degré de familiarisation suffisant pour effectuer les opérations sans être trop absorbé au détriment des instruments de base en IMC et du basique « voir et éviter » en VMC. Garmin offre des outils d'entraînement avec le guide pilote et un simulateur sur PC. Les pilotes devraient profiter au maximum de ces outils de formation pour optimiser leur familiarisation au système.

4.1 Mise sous tension de l'équipement

Base de données	Faire le point des dates effectives
Test automatique.....	Vérifier les sorties vers les indicateurs NAV
Test automatique – Indicateur à distance TAWS :	
PULL UP.....	ALLUME
TERR	ALLUME
TERR N/A	ALLUME
TERR INHB	ALLUME
Test automatique – Indicateur à distance GPS :	
VLOC.....	ALLUME
GPS	ALLUME
LOI ou INTG	ALLUME
TERM	ALLUME
WPT	ALLUME
APR	ALLUME
MSG	ALLUME
SUSP ou OBS	ALLUME

4.2 Avant décollage

Messages système et indicateurs PRISE EN COMPTE

4.3 Utilisation HSI et EHSI

Si un HSI est utilisé pour afficher les données de navigation du GTN, le pilote doit tourner le sélecteur de route pour se recaler sur la valeur indiquée sur le GTN.

Si un EHSI est utilisé pour afficher les données de navigation du GTN, l'indicateur de route peut pivoter et s'aligner de façon automatique sur la bonne route lors de l'utilisation en navigation GPS. En navigation VLOC, le marqueur de route ne pivote pas automatiquement et le pilote doit le recaler sur le bon affichage. Pour un fonctionnement plus détaillé du système EHSI, se référer au supplément au manuel de vol correspondant.



ATTENTION

Le pilote doit vérifier la bonne sélection de la route chaque fois que la source bascule du GPS au VLOC.

4.4 Utilisation d'un pilote automatique

Le GTN peut être couplé à un pilote automatique (en option) lorsqu'il est installé dans l'avion.

Les pilotes automatiques couplés avec le système GTN en mode analogique (NAV) suivent le guidage GPS ou VHF de la même façon qu'avec des récepteurs VOR.

Les pilotes automatiques qui supportent le GPSS ou le GPS Roll Steering en plus du guidage analogique de route effectueront les modifications de route, les procédures en arc, les procédures de virage et les circuits d'attente lorsqu'ils sont couplés en mode GPSS.

Se référer au supplément au manuel de vol du pilote automatique pour les instructions d'utilisation de celui-ci.

4.5 Couplage du pilote automatique pendant l'approche

ATTENTION

Lorsque la source CDI est modifiée sur le GTN, le mode pilote automatique peut varier. S'assurer de la sélection du mode pilote automatique après le changement de source CDI sur le GTN. Se référer au supplément au manuel de vol du pilote automatique.

- Cette installation impose au pilote de valider les sorties approche juste avant d'engager le pilote automatique en mode APR.

Pour coupler une approche :

Une fois établi sur l'axe d'approche finale (axe de percée) avec le FAF (Final Approach Fix) comme point de cheminement actif, le GTN émet un message d'information clignotant.

Bouton de message clignotant APPUYER
Bouton « enable APR output » APPUYER

Si le couplage est effectué, le pilote automatique bascule alors en mode ROL.

Pilote automatique..... ENGAGE APPROACH MODE



- Cette installation supporte le couplage à un pilote automatique en mode approche une fois que le guidage vertical est disponible.

Pour coupler une approche :

Une fois établi sur l'axe d'approche finale (axe de percée) avec le FAF (Final Approach Fix) comme point de cheminement actif, le GTN valide le guidage vertical.

Guidage vertical..... CONFIRM AVAILABLE
Pilote automatique..... ENGAGE APPROACH MODE

- Le pilote automatique ne supporte aucune capture ou poursuite verticale dans cette installation.

Les pilotes automatiques uniquement analogiques doivent utiliser le mode APR pour le couplage aux approches LNAV. Les pilotes automatiques qui supportent les commandes numériques de mise en virage (GPSS) peuvent utiliser le mode NAV et profiter de la poursuite numérique pendant les approches LNAV uniquement.



Sans changement.

Section 5. PERFORMANCES

Section 6. MASSE ET CENTRAGE

Voir les données de masse et centrage en vigueur.



Section 7. DESCRIPTIONS DES SYSTEMES

7.1 Guide du pilote

Le guide du pilote GTN 6XX ou GTN 7XX, référence article et révision indiquées ci-dessous, contient des informations supplémentaires concernant la description, le contrôle et les fonctions du GTN. Les guides du pilote ne nécessitent pas d'être immédiatement disponibles pour l'équipage.

GTN 6XX Guide pilote P/N 190-01004-03 Rev A ou ultérieure

GTN 7XX Guide pilote P/N 190-01007-03 Rev A ou ultérieure

7.2 Programmation des branches

Le GTN accepte toutes les branches du type ARINC 424. Certains types de branches nécessitent d'entrer l'altitude pour la programmation (course to altitude, par exemple). Si une source barométrique corrigée n'est pas connectée au GTN, une fenêtre apparaît incitant le pilote à programmer manuellement la branche une fois atteinte l'altitude prescrite dans la procédure.

- Cette installation possède une source barométrique corrigée. Le GTN programmera automatiquement les branches d'altitude.
- Cette installation ne possède pas une source barométrique corrigée. Le pilote sera instamment appelé à programmer manuellement la branche d'altitude.

7.3 Capture automatique ILS CDI

La capture auto ILS CDI ne basculera pas automatiquement de GPS à VLOC pour les approches LOC-BC ou VOR.

7.4 Activate GPS Missed Approach

- Dans cette installation, le GTN bascule automatiquement de VLOC à GPS lorsqu'on appui sur le bouton « Activate GPS missed approach » pour commencer le guidage sur la procédure d'approche interrompue.
- Dans cette installation, le GTN ne bascule pas automatiquement de VLOC à GPS lorsqu'on appui sur le bouton « Activate GPS missed approach » pour commencer le guidage sur la procédure d'approche interrompue. Le pilote doit passer manuellement de VLOC à GPS sur l'indicateur externe de variation de route si le guidage GPS est désiré après le point d'approche interrompue.

7.5 Proximité du relief et TAWS

- La base de données de relief a une zone de couverture de la latitude 75° Nord à la latitude 60° Sud pour toutes les longitudes.
- La base de données d'obstacles a une zone de couverture qui comprend les Etats-Unis et l'Europe, mise à jour au moins tous les 56 jours.
- Pour éviter toutes les alertes intempestives, le TAWS doit être désactivé lors d'un atterrissage sur un aéroport non inclus dans la base de données aéroports.



NOTE

La zone de couverture peut être modifiée au fur et à mesure de la disponibilité des sources de données de relief.

- Cette installation supporte la proximité de relief. Aucune alerte acoustique ou visuelle de relief ou d'obstacle n'est fournie. La proximité du relief ne satisfait pas les exigences TAWS 91.223.
- Cette installation supporte le TAWS B. Une alerte acoustique ou visuelle est fournie. Cette installation respecte tout à fait les exigences TAWS 91.223.

7.6 Boîte de mélange GMA 35 (en option)

Les GTN 725 et 750 peuvent être connectés à une boîte de mélange GMA 35 et un récepteur de balises de radioalignement (markers) installés à part. Les commandes d'écoute de différentes radios, d'activation du haut-parleur de cabine, du contrôle du retour, et des balises sont disponibles en appuyant sur le bouton « Audio panel » sur l'écran d'affichage du GTN. Les commandes de volume de la boîte de mélange sont disponibles en appuyant sur le bouton « Intercom » de l'écran d'affichage du GTN.

7.7 Système de trafic (en option)

Ce système est configuré pour le type de système de trafic suivant. Les guides du pilote ou Guide de référence cabine des GTN 6xx ou 7xx fournissent une information supplémentaire concernant le fonctionnement du l'appareil « trafic ».

- Aucun système de trafic n'est connecté au GTN.
- Un système de trafic TAS/TCAS est connecté au GTN.
- Un système de trafic TIS est connecté au GTN.

7.8 StormScope® (en option)

Lorsqu'il est connecté à un système de détection météorologique StormScope®, le GTN peut être utilisé pour l'affichage des informations StormScope®. Les informations météo fournies par le StormScope® sont affichées sur la page StormScope® du système GTN. Pour obtenir des informations détaillées des capacités et des limitations du système StormScope®, se référer à la documentation fournie avec ce système.

Mode « Heading up »

Si le système GTN reçoit des informations valides de cap, la page StormScope® fonctionne dans le mode « Heading up », indiqué par l'étiquette « HDG UP » située dans l'angle supérieur droit de l'affichage. Dans ce mode, l'information fournie par le système StormScope® est affichée par rapport à l'avant de l'avion et pivote automatiquement pour adapter sa position au fur et à mesure des virages de l'avion.

Mode « Track up »

Si le système GTN ne reçoit pas d'informations valides de cap, soit parce qu'un système de cap compatible n'est pas installé, ou que le système de cap connecté n'a pas fonctionné correctement, la page StormScope® fonctionne alors dans le mode « Track up », indiqué par l'étiquette « TRK UP » située dans l'angle supérieur droit de l'affichage.



Dans ce mode, l'information fournie par le système c est affichée par rapport à la trace GPS actuelle de l'avion et pivote automatiquement pour adapter sa position au fur et à mesure des virages de l'avion. En mode « TRK UP », le pilote doit savoir que, si la combinaison vitesse avion et vent de travers impose un angle de compensation pour maintenir la route, l'orientation de l'information StormScope® sur l'affichage GTN sera décalée d'un angle égal à la compensation. En raison de la grande différence qui peut exister entre la trajectoire GPS et l'orientation de l'avion au sol, l'emploi du GTN pour afficher l'information StormScope® dans le mode « TRK UP », est interdite au sol.

7.9 Alimentation

L'alimentation du GTN est effectuée via un interrupteur disjoncteur étiqueté NAV/GPS (1/2).

L'alimentation du GTN COM (en option) est effectuée via un interrupteur disjoncteur étiqueté COM (1/2).

L'alimentation du GMA 35 (en option) est effectuée via un interrupteur disjoncteur étiqueté AUDIO.

7.10 Bases de données

Les versions de bases de données ainsi que les dates effectives sont affichées sur la page de démarrage tout de suite après la mise en marche. Les informations de base de données peuvent aussi être trouvées sur la page d'état système du menu Système.

La base de données obstacles couvre la zone Etats-Unis et Europe.

7.11 Interrupteurs externes

Des interrupteurs externes peuvent être installés et connectés en interface au GTN. Ces interrupteurs peuvent être autonomes ou intégrés à un indicateur TAWS ou GPS. Les interrupteurs et leurs fonctions font l'objet du tableau 4.

Etiquette d'Interrupteur	Fonction
CDI	Bascule entre sources GPS / VLOC. Cet interrupteur peut être intégré à un panneau indicateur externe.
COM CHAN DN	Décrémente les fréquences COM présélectionnées
COM CHAN UP	Incréméte les fréquences COM présélectionnées
COM RMT XFR	Intervertit les fréquences COM Active / En attente
NAV RMT XFR	Intervertit les fréquences NAV Active / En attente
OBS	Accomplit une fonction OBS ou SUSP. Cet interrupteur est intégré à un panneau indicateur externe avec l'étiquette suivante : « Green OBS indicates OBS or SUSP mode – GTN annunciator bar indicates which is active. Push OBS button to change OBS or SUSP mode ». (OBS en vert indique un mode OBS ou SUSP – La barre d'annonce du GTN indique lequel est actif. Appuyer sur le bouton OBS pour passer en mode OBS ou SUSP).
OBS/SUSP	Accomplit une fonction OBS ou SUSP.



Etiquette d'Interrupteur	Fonction
TERR INHB	Bascule ON / OFF de la fonction de désactivation du TAWS (TAWS inhibit). Cet interrupteur est intégré à un panneau indicateur externe. L'affichage de relief est encore fourni quand le TAWS est désactivé.

Tableau 4 – Interrupteurs externes



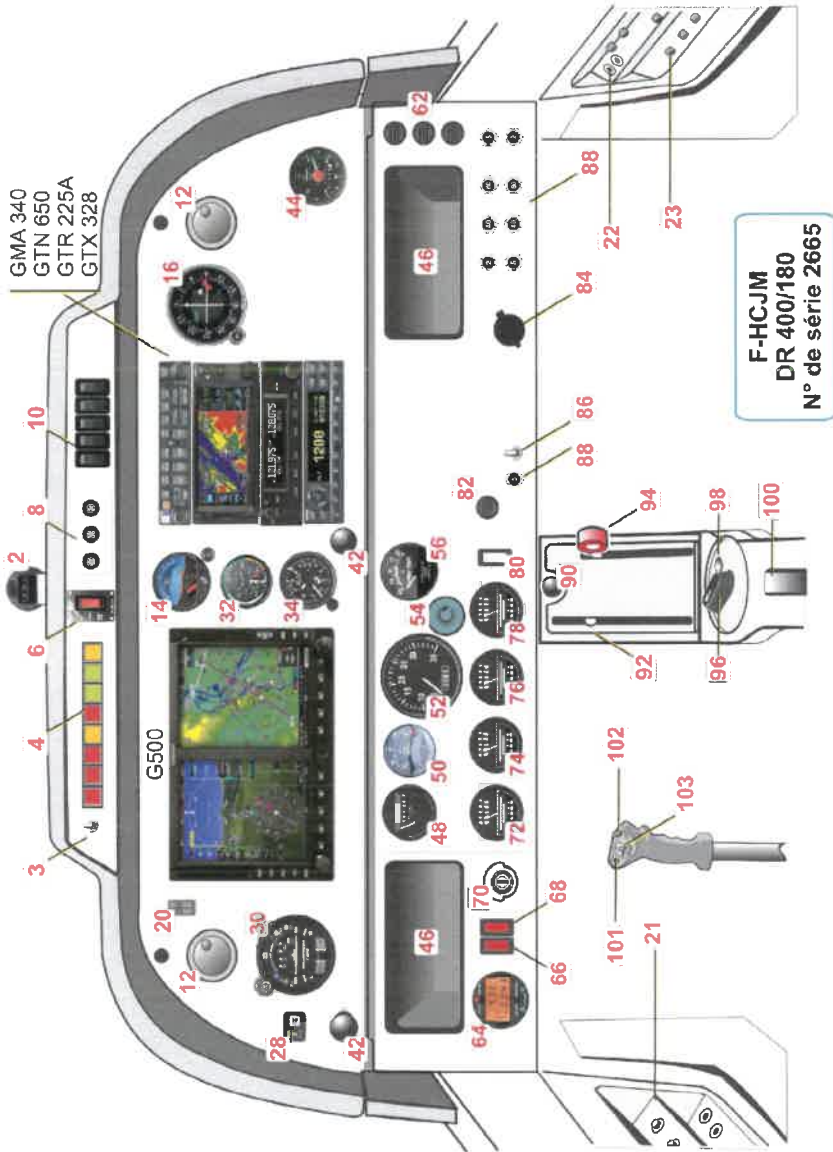
Page intentionnellement blanche

**SUPPLEMENT****PLANCHE DE BORD****F-HCJM****N° de série : 2665****LISTE DES PAGES EN VIGUEUR**

Pages	Date
1 à 4	Septembre 2013

HISTORIQUE DES EDITIONS

Edition	Objet
1	Planche de bord d'origine.



GMA 340
GTN 650
GTR 225A
GTX 328

F-HCJMJ
DR 400/180
N° de série 2665

F-HCJM – ns 2665

2	Compas magnétique	48	Pression huile
3	Test voyants & atténuateur jour/nuit	50	Température huile
4	Voyants d'alerte	52	Compte-tours
6	Commande de balise de détresse	54	Réchauffage carburateur
8	Eclairage planche de bord :	56	Indicateur température air carburateur
	- Eclairage 1 (sous visière)	62	Commande de chauffage / désenbuage
	- Eclairage 2 (projecteurs plafonnier)	64	Chronomètre, voltmètre, OAT
	- Eclairage 3 (radio et instruments)	66	Interrupteur / disjoncteur batterie
10	Interrupteurs-disjoncteurs :	68	Interrupteur / disjoncteur excitation alternateur
	- Phare d'atterrissage	70	Contact et sélecteur magnétos
	- Phare de roulage	72	Jaugeur réservoir carburant
	- Feu anticollision	74	Jaugeur réservoir carburant
	- Feu de navigation	76	Jaugeur réservoir carburant
	- Pitot chauffant	78	Jaugeur réservoir carburant
12	Aérateurs orientables	80	Pompe à essence
14	Horizon artificiel	82	Commande transfert réservoir supplémentaire
16	Indicateur VOR/LOC	84	Prise alimentation auxiliaire
20	Pilote automatique	86	Inter master radio
21	Dijoncteurs	88	Disjoncteurs
22	prise casque/micro	90	Bouton de commande de frein de parc
23	Fusibles (radio)	92	Index de position de trim de profondeur
28	Alimentation de secours G500	94	Commande de mélange
30	Coordinateur de virage (PA STEC 30)	96	Commande de robinet carburant
32	Anémomètre	98	Démarrreur
34	Altimètre sensible (ft-mb)	100	Volant de commande de trim de profondeur
42	Manette de gaz	101	Interrupteur M/A PA
44	Horamètre à aiguille	102	CWS
46	Boîte à gants	103	Commande Trim de profondeur



PAGE INTENTIONNELLEMENT BLANCHE