Constructeur:



C.E.A.P.R.

1, route de Troyes 21121 DAROIS FRANCE

DR400/120

Certificat de type n° 45 du 11.02.1975

Numéro de série	2676
Immatriculation *	F-HATO

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 des sections 2, 3, 4 et 5 (page 5.02 Limitation acoustique).

D.G.A.C. I.E.E.A.C. Hubert LE BRETON 19/05/99

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

Cette édition est applicable à partir du n/s 2210 inclus.

Document n° 1002237

Edition 10 de septembre 1992



TABLE DES MATIERES

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

i |

LISTE DES PAGES EFFECTIVES

	CIOTE DEG I MOLO ELL EL	24 14 10 0044
Page de garde	Edition 10 Révision 7	21 decembre 2011
	Edition 10 Revision /	Z1 decembre zu i i
	Edition 10 Revision /	21 decembre 2011
111	Edition 10 Révision 7	21 decembre 2011
0.01	Edition 10 Révision 0 -	Septembre 1992
0.00	Edition 10 Révision 1 -	Janvier 1994
0.02	Edition 10 Révision 3	Juillet 1998
0.03	Edition 10 Révision 1	Janvier 1994
0.04	Edition 10 Révision 1	Janvier 1994
0.05	Edition to Revision 1	Sentembre 1992
0.06	Edition 10 Révision 0	Avril 1002
1.01	Edition 10 Révision 2	Dácombro 2007
1.02	Edition 10 Révision 6	Decembre 2007
1.03 à 1.04	Edition 10 Révision 0	Septembre 1992
1.05	Edition 10 Révision 1	Janvier 1994
1 06 5 1 00	Edition 10 Révision 0	Septembre 1992
4 40 2 4 44	Edition 10 Revision 6 -	Decembre 2007
4 40	Edition 10 Révision 0	Septembre 1992
2 04 4 2 02	Edition 10 Révision 0 -	Septembre 1992
0.00	Edition 10 Révision 2 -	Avrii 1998
2.03	Edition 10 Révision 0	Septembre 1992
2.04 a 2.05	Edition 10 Révision 4	Avril 1999
2.06	Edition 10 Révision 2	Avril 1998
2.07	Edition 10 Révision 0	Septembre 1992
2.08	Edition 10 Revision 0	Septembre 1992
3.01 à 3.05	Edition 10 Revision 0	Auril 1009
3.06	Edition 10 Révision 2	AVIII 1990
3.07 à 3.10	Edition 10 Révision 0	Septembre 1992
1 01 5 1 02	Edition 10 Revision 0	Septembre 1992
4.00	Edition 10 Révision 2 -	AVII 1998
4.04 à 4.05	Edition 10 Révision 0	Septembre 1992
4 00 4 4 07	Edition 10 Revision 2 -	AVIII 1990
4.00	Edition 10 Révision 0	Septembre 1992
4.00	Edition 10 Revision 2 -	AVIII 1996
4.40	Edition 10 Révision 0	Septembre 1992
4 4 4	Edition 10 Revision 2 -	AVIII 1990
E 04	Edition 10 Révision 0 -	Septembre 1992
5.01	Edition 10 Révision 3	Juillet 1998
5.02	Edition 10 Révision 0	Sentembre 1992
5.03 a 5.08	Edition 10 Révision 0	Septembre 1992
6.01 à 6.04	Edition 10 Révision 3	hillet 1002
7.01	Edition 10 Revision 3	Contembre 1990
7.02 à 7.06	Edition 10 Révision 0	Septemble 1992
7.07 à 7.12	Edition 10 Révision 2	AVIII 1996
7.13 à 7.20	Edition 10 Révision 0	Septembre 1992
7.04	Edition 10 Révision 1 -	Janvier 1994
7 22	Edition 10 Révision 4 -	Avrii 1999
7.00	Edition 10 Révision 3 -	Juliet 1998
7 24 3 7 25	Edition 10 Révision 4	Avril 1999
7.00	Edition 10 Revision 5 -	Juin 1999
7.27 à 7.28	Edition 10 Révision 3	Juillet 1998
1.21 a 1.20		

LISTE DES REVISIONS

Rév. n°	Description	Pages révisées	Date d'approbation
1	Mesure de bruit Corrections Additif GPS	Page de garde, i, iii, 0.02, 0.04, 0.05, 1.05, 2.06, 5.02, 7.01, 7.21, 7.22	13.01.94
2	Utilisation du démarreur Limites d'emploi dans la catégorie U Additif VFR de nuit Additif GPS Corrections	Page de garde, i, ii, iii, 1.01, 2.03, 2.06, 2.07, 3.06, 4.03, 4.06, 4.07, 4.09, 4.11, 7.07, 7.08, 7.09, 7.10, 7.11, 7.12, 7.22	06.05.98
3	Corrections Additif Hélice Sensenich 72CKS6-0-54	ii, iii, 0.03, 5.02, 7.01, 7.23 à 7.28	10.07.98
4	Additif GPS, corrections	ii, iii, 2.06, 7.22, 7.24, 7.25	19.05.99
5	Mesure de bruit avec hélice Sensenich 72CKS6-0-54	ii, iii, 7.26	12.08.99
6	Adresse constructeur N° de document 3 vues, tableau de bord	Page de garde, ii, iii, 1.02, 1.10, 1.11	Décembre 2007 La révision 6 du manuel de vol DR400/120 réf. 1002237 est approuvée sous l'autorité du DOA n° EASA.21J.213 du 27 septembre 2005
7	Constructeur	Page de garde, i, ii, iii	EASA AFM Approval 10037955 du 09.01.2012

Page intentionnellement blanche

ίν

SECTION 0

GENERALITES

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	. pied
in	
Nm	. Mille nautique
km	. kilomètre
m	
cm	. centimètre
kt	. Nœud
m/s	
tr/min ou rpm	. tour par minute
Va	. vitesse de manœuvre
	. 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	
hPa	. hectopascal
in.Hg	. Pouce de mercure
Zp	. Altitude pression
1	, litre
imp gal	imperial gallon.
us gal	.US gallon
psi	.Pound per square inch
lb	. pound
kg	
°C	. degré Celcius
°F	. degré Farenheit
V	. volt
A	

0.02

LISTE DES ABREVIATIONS RADIO

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

FACTEURS DE CONVERSION

mille nautique		Х	1,852	=	kilomètres
pieds .		Х	0,305	= ,	mètres
inches		Х	0,0254	=	mètres
inches	n 14	Х	25,4	=	millimètres
pieds/minutes		Х	0,00508	=	mètre/seconde
gallons (US)	10101211110011110	Х	3,785	=	litres
gallons (imp)	******************	Х	4,546	=	litres
quarts (ÙS)		Х	0,946	-	litres
nœuds		Х	1,852	=	km/h
psi	*************	Х	0,0689	=	bar
İb	***********	Х	0,453	=	kg
(°F – 32)	*************	Х	5/9	=	°C
kilomètres	***********	Х	0,539	= ,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,	mille nautique
mètres	*******	Х	3,281	=	pieds
mètres	***********	Х	39,37	=	inches
millimètres	*************	Х	0,03937	=	inches
mètre/seconde		Χ	197	=	pieds/minutes
litres		Х	0,264	=	gallons (US)
litres		Х	0,220	=	gallons (imp)
litres		Х	1,057	=	quarts (US)
km/h		Х	0,539	=	nœuds
bar		Х	14,51	=	psi
ka	National Apparatures	x	2.205	= vasagaconnonens	İb

x 9/5 + 32 = °F

TABLEAU DE CONVERSION PRESSION BAROMETRIQUE

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

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	29,06	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	29,71	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 hPa est égale à 29,92 in.Hg

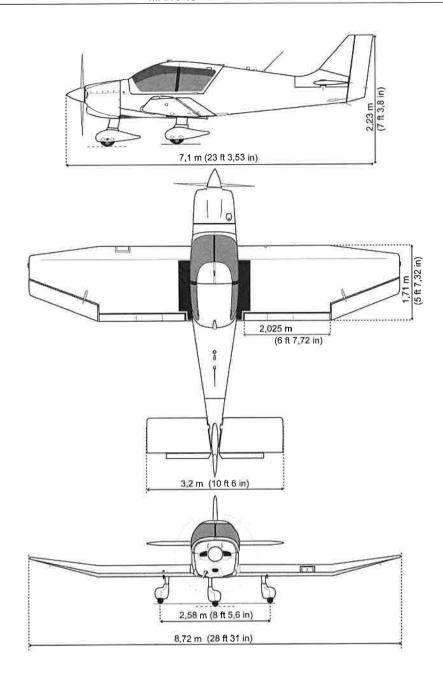
MANUEL DE VOL DR400/120	
PAGE LAISSEE BLANCHE INTENTIONNELLEMENT	
ū.	

SECTION 1

DESCRIPTION

TABLE DES MATIERES

Encombrement général	1.03
Voilure	1.03
Ailerons	1.03
Volets de courbure	1.04
Empennage horizontal	1.04
Empennage vertical	1.04
Atterrisseurs	
Groupe motopropulseur	1.05
Hélice	
Circuit électrique	1.07
Carburant	1.08
Huile	1.08
circuit de carburant	
Equipement cabine	
Climatisation et ventilation	



1.02

Edition 10 - Révision 6 de décembre 2007

ENCOMBREMENT GENERAL

Envergure maximum	(28 ft 7,3 in) 8,72 m
Longueur totale	(23 ft 3,5 in) 7,1 m
Hauteur totale	(7 ft 3,8 in) 2,23 m
Garde d'hélice au sol	(11 in) 0,28 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 veri	

VOILURE

Surface portante	(146,40 sq ft) 13,6 m ²
Profil	NACA 43013.5 modifié
Allongement	
Dièdre en bout d'aile	

AILERONS

Surface unitaire	.(6	,13	sq	ft)	0,5	7 n	n²
Envergure unitaire	(5	ft	3,8	in)	1,6	32 ı	m

Les ailerons sont équilibrés statiquement.

VOLETS DE COURBURE

Surface (par volet)	2
EMPENNAGE HORIZONTAL	
Surface totale (gouverne)	2
EMPENNAGE VERTICAL	
Surface totale	2
TRAIN D'ATTERRISSAGE	
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	n
Huile amortisseurs:MIL. H. 5606 – A	4
NORME AIR 3520	J
Train d'atterrissage avant	
Pression pneu	r

Atterrisseurs principaux

Pression pneus	(26 psi) 1,8 l	oar
Pression amortisseurs	(87 psi) 6 l	bar

FREINS

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

GROUPE MOTOPROPULSEUR

Moteur

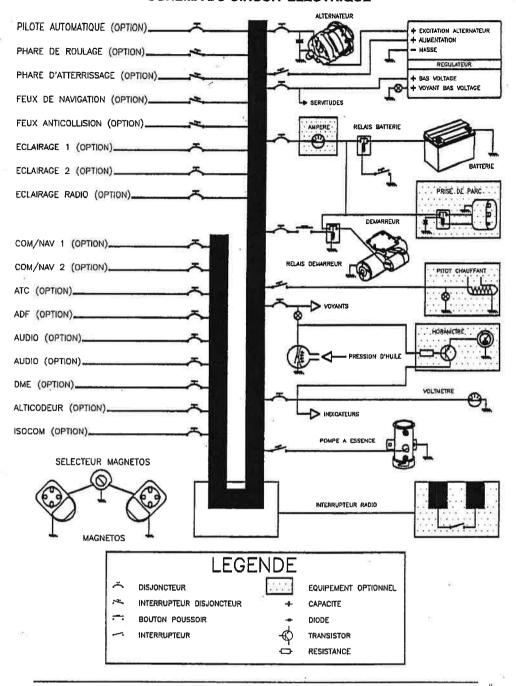
Manage	LYCOMING
Marque	LTCOMING
Type	O-235-L2A
Nombre de cylindres	4
Puissance maximale	(118 HP) à 2800 tr/min

HELICE

MARQUE	SENSENICH
TYPE	72 CK S6-0-56
DIAMETRE	1,83 m (72 in)*
PAS	56 in
REGIME MINI PLEIN GAZ NIVEAU MER	2220 tr/min

^{*} Toute réduction de diamètre pour réparation est interdite.

SCHEMA DU CIRCUIT ELECTRIQUE



Edition 10 - Septembre 1992

MANUEL DE VOL DR400/120

Carburant

Essence aviation *	AVGAS 100 LL
Indice d'octane *	(octane) 100 minimum
Capacité totale maximum	(24,2 imp/29 us gal) 110 l
Capacité totale consommable	(24 imp/28,7 us gal) 109 l
Capacité inutilisable	(0,22 imp/0,26 us gal) 1 l

La capacité totale des réservoirs peut être portée à 160 l (35,2 imp/42,24 us gal) (159 l consommables (35 imp/42 us gal)) avec l'installation d'un réservoir supplémentaire de 50 l (11 imp/13,2 us gal) (option).

HUILE **

Capacité totale du moteur	(6 us	quarts	5,7	I
Capacité consommable	(4 us	quarts	3,8	I

Pendant les 50 premières heures de fonctionnement : Huile minérale pure

Après les 50 premières heures de fonctionnement : Huile dispersante.

Qualités

1.08

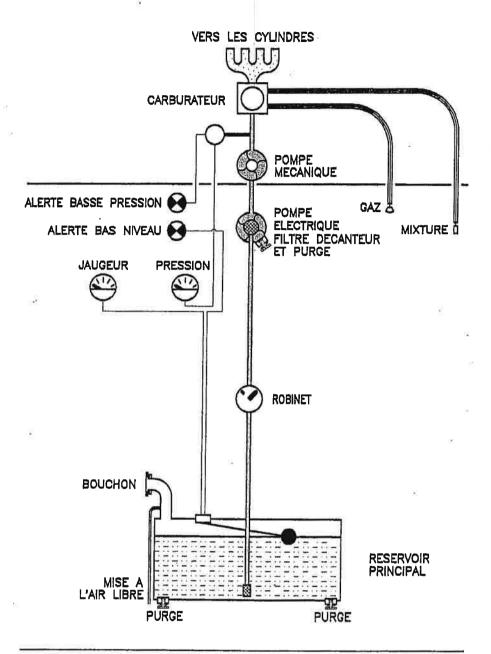
Huile	dispersante	minérale pure
Toutes températures	SAE 15W50 ou 20W50	
Au-dessus de +25°C	SAE 60	SAE 60
Au-dessus de +15°C (60°F)	SAE 40 ou SAE 50	SAE 50
De 0°c à +30°C (30°F à 90°F)	SAE 40	SAE 40
De -15°C à +20°C (0°F à 70°F)	SAE 40, 30 ou 20W40	SAE 30
Au-dessous de -10°C (10°F)	SAE 30 ou 20W30	SAE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

^{*} Se référer à la Service Instruction Lycoming n°1070 à sa dernière édition

Edition 10 - Septembre 1992

^{**} Se référer à la Service Instruction Lycoming n°1014 à sa dernière édition

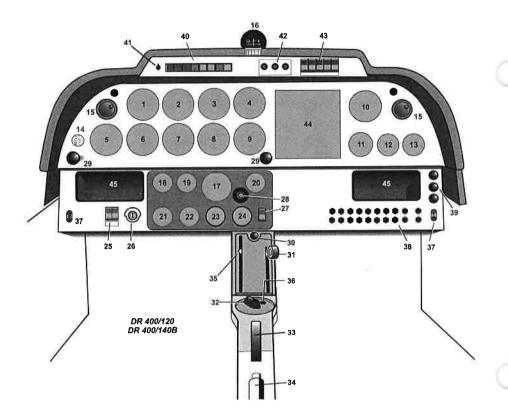
SCHEMA DU CIRCUIT DE CARBURANT



Edition 10 - Septembre 1992

1.09

PLANCHE DE BORD

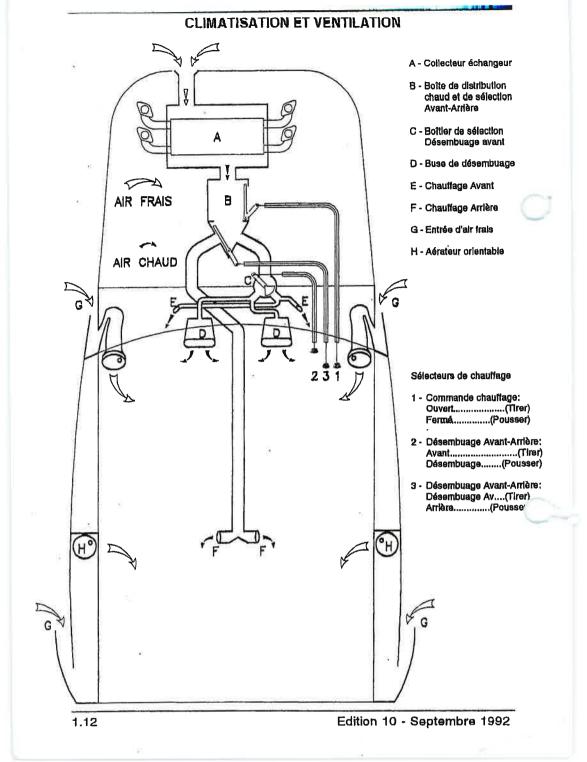


Edition 10 - Révision 6 de décembre 2007

- 1.... Anémomètre
- 2.... Horizon (opt.)
- 3.... Altimètre
- 4 Equipement optionnel
- 5 Equipement optionnel
- 6.... Indicateur de virage (option)
- 7.... Conservateur de cap (option)
- 8.... Variomètre (opt)
- 9.... Equipement optionnel
- 10.. Equipement optionnel
- 11.. Equipement optionnel
- 12.. Equipement optionnel
- 13.. Equipement optionnel
- 14.. Indicateur de dépression (option)
- 15.. Aérateurs
- 16.. Compas
- 17.. Tachymètre
- 18.. Indicateur pression huile
- 19.. Indicateur température d'huile
- 20.. Indicateur pression essence
- 21.. Voltmètre
- 22.. Jaugeur essence
- 23.. Equipement optionnel
- 24.. Température culasse (CHT)
- 25 .. Interrupteurs disjoncteurs (batterie, alternateur)
- 26.. Sélecteur magnéto
- 27 .. Interrupteur disjoncteur (pompe électrique)
- 28.. Commande de réchauffage carburateur

- 29... Commande de gaz
- 30... Tirette de frein de parc
- 31... Commande de richesse
- 32... Robinet essence
- 33... Volant de commande de tab de profondeur
- 34... Levier de commande de volets
- 35... Répétiteur de position de tab
- 36... Bouton poussoir de démarreur
- 37... Prises micro casque (option)
- 38... Disjoncteurs et fusibles
- 39... Tirettes de chauffage
- 40... Voyants (de G à D) :
 - pression huile
 - pression essence
 - bas niveau essence
 - charge alternateur
 - volets sortis
 - chauffage pitot (option)
- 41... Test voyants et inverseur jour/nuit
- 42... Rhéostats d'éclairage
- 43... Interrupteurs disjoncteurs (de G à D):
 - phare de roulage (option)
 - phare d'atterrissage (option)
 - feux anticollision (option)
 - feux de navigation (option)
 - chauffage pitot (option)
- 44... Equipement radio (option)
- 45... Boîte à gants (ou équipement optionnel)

MANUEL DE VOL DR 400/120



SECTION 2

LIMITATIONS

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 a	utorisée2.04
Masse et centrage	2.04
Limites de chargement	2.04
Plan de chargement	2.05
Limitations moteur	2.06
Limites d'emploi	2.07
Plaquettes d'utilisation	2.08

NOTE

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

2.02

Edition 10 - Septembre 1992

BASES DE CERTIFICATION

L'avion DR400/120 a été certifié le 11.02.75 en catégorie « NORMALE » et « UTILITAIRE » conformément aux conditions techniques suivantes :

- Conditions générales du règlement AIR 2052 suivant mise à jour du 06 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	95 - 260	51 - 140
Arc blanc	Vso - Vfe	85 - 170	46 - 92

FACTEURS DE CHARGE LIMITE A LA MASSE MAXIMALE AUTORISEE

(1984 lb) 900 kg (catégorie « U »)

Volets rentrés	n entre -2,2 et +4,4
Volets sortis	

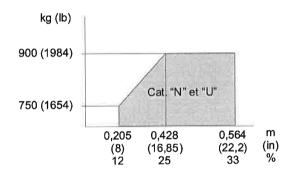
(1984 lb) 900 kg (catégorie « N »)

Volets rentrés	n entre -1,9 et +3,8
Volets sortis	0 à +2

MASSES MAXIMALES AUTORISEES

	Cat. « U »	Cat. « N »
Au décollage	(1984 lb) 900 kg	(1984 lb) 900 kg
A l'atterrissage	(1984 lb) 900 kg	(1984 lb) 900 kg

CENTRAGE



Mise à niveaulongeron supérieur du fuselage Référence de centragebord 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 (*)	135 (297)	1,19 (47)
Essence Réservoir principal	78,5 (174 ,5)	1,12 (44)
Bagages (**)	40 (88)	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)	2800 tr/min
Température culasse maxi (trait rouge) (si installée)	(500 °F) 260 °C

REPERES SUR LE TACHYMETRE

Arc vert	2000 à 2800 tr/min
Trait rouge	2800 tr/min

CARBURANT

Essence aviation *	AVGAS 100 LL
Indice d'octane *	(octane) 100 minimum
Capacité totale maximale	(24,2 imp/29 us gal) 110 l
Capacité totale consommable	(24 imp/28,7 us gal) 109 l
Capacité inutilisable	(0,22 imp/0,26 us gal) 1 l
Pression normale	(1,1 à 5 psi) 80 à 350 hPa

La capacité totale des réservoirs peut être portée à 160 l (35,2 imp/42,24 us gal) (159 l consommables (35 imp/42 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 6,6 bar
Pression mini ralenti (trait rouge)	(25 psi) 1,70 bar
Pression d'huile maxi (trait rouge)	(115 psi) 7,9 bar
Capacité totale du moteur	(6 us quarts) 5,7 l
Capacité consommable	(4 us quarts) 3,8 l
Qualité	voir page 1.08

^{*} Se référer à la Service instruction Lycoming n°1070 à sa dernière édition.

Edition 10 - Révision 4 - Avril 1999

2.06

LIMITE DE CHARGEMENT

Nombre d'occupants	
Sièges avantSièges avant	2
Sièges arrière	
Coffre à bagages :	
Masse maxi autorisée(88 lb) 40 kg

LIMITES D'EMPLOI DANS LA CATEGORIE « U »

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

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

Ces manœuvres 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.

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 MANOEUVRE ACROBATIQUE N'EST AUTORISEE POUR L'UTILISATION EN CATEGORIE *NORMALE.*

VRILLES INTERDITES
VITESSE DE MANOEUVRE: 215 km/h - 116 kt

CONDITIONS DE VOL VFR DE JOUR EN ZONE NON GIVRANTE. INTERDICTION DE FUMER

Sur le fond du coffre

BAGAGES MAXIMUM
40 Kg
VOIR CENTROGRAMME

ATTENTION

APPAREIL EQUIPE D'UN MOTEUR DE 118 cv

VEUILLEZ SCRUPULEUSEMENT RESPECTER LE DOMAINE DE MASSE ET DE CENTRAGE

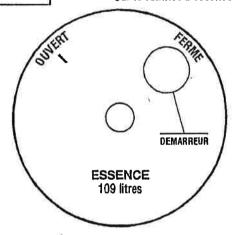
Sur le robinet d'essence

AVGAS 100LL 110 litres 24.2 imp/29 us gal

A proximité du bouchon de remplissage du réservoir d'essence



Sur l'indicateur de niveau d'essence



LARGAGE VERRIERE (TIRER)

Sur les leviers de largage verrière

2.08

Edition 10 - Septembre 1992

SECTION 3

PROCEDURES D'URGENCE

TABLE DES MATIERES

Panne moteur au décollage	3.02
Panne moteur immédiatement après le décollage	3.02
Panne moteur en vol	3.03
Atterrissage forcé en campagne, moteur en panne	3.03
Atterrissage de précaution en campagne	3.04
Incendie	3.04
Vibrations et irrégularités de fonctionnement du moteur	3.06
Panne d'alimentation en huile	3.06
Givrage	3.07
Panne de génération électrique	3.08
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
	étouffoir (vers le bas)
Robinet d'essence	fermé
Contact magnétos	coupé
	coupé

PANNE MOTEUR IMMEDIATEMENT APRES LE DECOLLAGE

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

NOTE IMPORTANTE

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

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

PANNE MOTEUR EN VOL

Si l'altitude est jugée suffisante pour tenter une remise en marche du moteur : Prendre la vitesse de meilleure finesse, volets rentrés 135 km/h (73 kt). Dans ces conditions et sans vent, l'avion parcourt environ 10 fois sa hauteur.

Robinet d'essence ouvert

Pompe électrique marche

Mixture plein riche (vers le haut)

Manette des gaz ¼ 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

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

En finale, déverrouiller la verrière.

Avant de toucher le sol

Contact magnétoscom	лрé
Interrupteur batteriecom	upé

NOTE: EN CAS DE BLOCAGE DE LA VERRIERE

Poignée de verrière en position « ouvert ».

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

INCENDIE

Feu moteur au sol, à la mise en route

Laisser tourner le moteur avec :

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

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

Si le feu persiste

Contact magnéto	coupé
Interrupteur batterie	coupé
Excitation alternateur	coupé

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

Feu moteur en vol

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

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

Ne pas essayer de remise en route du moteur.

Feu dans la cabine

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

Pour éliminer les fumées, ouvrir à fond la ventilation.

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

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 fonctionnement 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 : 130 km/h (70 kt).

REMARQUES

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

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

PANNE DE GENERATION ELECTRIQUE

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

Si le voyant ambre s'allume

Couper puis réenclencher l'excitation alternateur.

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

Si la panne persiste

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

NOTE

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

VRILLE INVOLONTAIRE

En cas de vrille, appliquer la procédure :

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

NOTE

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

PANNE SUR LA COMMANDE DE PROFONDEUR

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

- Stabiliser l'avion en vol horizontal, volets rentrés, à 135 km/h (73 kt), à l'aide du trim de profondeur et des gaz.
- Ne plus toucher au trim et contrôler l'angle de descente avec les gaz uniquement. Ne réduire qu'en courte finale, à proximité du sol.

PAGE LAISSEE BLANCHE INTENTIONNELLEMENT

Edition 10 – Septembre 1992

SECTION 4

PROCEDURES NORMALES

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	
Roulage	4.08
Point fixe	
Avant le décollage	4.09
Décollage	
Montée	
Croisière	4.10
Descente	
Atterrissage	
Arrêt moteur	
Utilisation du frein de parc	

MANUEL DE VOL DR400/120

PAGE LAISSEE BLANCHE INTENTIONNELLEMENT

4.02

Edition 10 - Septembre 1992

CHARGEMENT

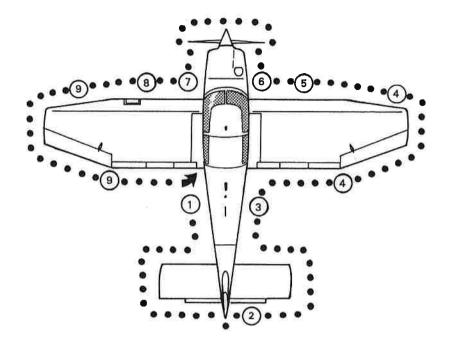
Avant chaque vol, s'assurer que la masse totale et le centrage en charge sont à l'intérieur des limites prescrites. Pour cela, utiliser les abaques de la section 6.

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 de meilleur taux de montée, volets en position décollage (1 ^{er} cran)
Vitesse de meilleure pente de montée, volets en position décollage (1 ^{er} cran)
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)(60 kt) 110 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	
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.

MANUEL DE VOL DR400/120

1	Bouchon de réservoiren place, verrouillé Prise statiquepropre, non obstruée Purge du réservoir principalactionnée (droite ou gauche selon l'inclinaison de l'avion)
2	Empennage horizontalétat de surface, articulation sans jeu Gouverne de directionarticulation et jeux vérifiés
3	Prise statiquepropre, non obstruée
4	Volets et ailerons articulations et état vérifiés Saumons et feux de navigation si installés (option)état vérifié
5	Avertisseur de décrochagepropre, débattement vérifié Train principal droit fixation et état carénage vérifiés enfoncement amortisseur normal
6	Purge de circuit carburant
7	Train avant fixation et état carénage vérifiés enfoncement amortisseur normal pneu gonflé fourche de manœuvre retirée Tuyaux d'échappement rigides Propreté verrière vérifiée
8	Train principal gauche
9	Saumons et feux de navigation si installés (option)état vérifié Volets et 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. Mixture	froid (pousser)plein riche (vers le haut)
Feu anti-collision	marche vérifiés
Robinet essence Sélecteur magnéto	fonctionnement vérifié, ouvert position L marche
Manette des gazZone hélice	effectuer 2 ou 3 injections puis manette ¼ en avant

Procédure moteur chaud

Même procédure qu'en « Procédure normale » mais sans injection.

Procédure par temps froid

Même procédure qu'en « Procédure normale » mais en soutenant le régime par injections successives jusqu'à 900 à 1000 tr/min.

Moteur noyé

Pompe électrique	arrêt
Mixture	arrêtétouffoir (vers le bas)
Manette des gaz	plein gaz (pousser)
Démarreur	actionné pendant quelques secondes
Dès que le moteur démarre, ramener la la procédure normale, sans injection.	a mixture sur « riche », puis reprendre

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 Pompe électrique	arrêt
Excitation alternateur	marcne
Voltmètre	plage verte
Indicateurs de pression	vérifiés
Voyants	testés
Radio, instruments de navigation	
Indicateur de dépression si installé	

ROULAGE

Frein de parc	débloqué
Freins	essayés
Indicateur de virage	vérifié
Conservateur de cap	réglage vérifié
Eviter de dépasser 1200 tr/min tant que la ten	pérature 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/min
Sélecteur magnétos :	
Chute maxi entre (L) ou (R) et (L+R)	, 175 tr/min
Ecart maxi entre (L) et (R)	50 tr/min

Vérification réchauffage carburateur

Réchauffage carburateur	chaud (tirer)
Vérifier chute de régime (100 tr/min 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/min

4.08

Edition 10 - Septembre 1992

AVANT LE DECOLLAGE

Commandes	libres
Sélecteur magnétos	.L + R (« Both »)
Cabine (Sièges, ceintures, verrière)	
Robinet essence sur réservoir le plus plein	ouvert
Pompe électrique	
Trim de profondeurp	osition décollage
Instruments moteur	
Voletsplein sortis, puis retour à la position dé	
Gazrégime d'att	tente 1200 tr/min
DECOLLAGE	

Décollage normal

Vitesse de décollage	
Vitesse de montée initiale	(65 kt) 120 km/h
Après franchissement des obstacles,	
Diminuer la pente de montée pour obtenir	
Pompe électrique	arrêt
Pression essence	vérifiée (plage verte)
Volets	
	19/11

Régime mini plein gaz 2220 tr/min

Décollage court

Volets	.(1 ^{er} cran) position décollage
Mettre plein gaz freins serrés puis lâcher les freins	mini 2220 tr/min
Vitesse de décollage	
Puis poursuivre, si nécessaire (passage d'un o meilleure pente de montée	

	Décol	lage	par	vent	de	travers
--	-------	------	-----	------	----	---------

MONTEE

Montée normale (volets rentrés)

Prendre la vitesse de montée 145 km/h (78 kt). 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 (1er cran), et 135 km/h (73 kt) avec les volets rentrés.

NOTE

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

Réglage 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.

DESCENTE

Descente

Puissance.....à 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
Voletsau-dessous de 170 km/h	(92 kt) (1 ^{er} cran) position décollage
Vitesse	(81 kt) 150 km/h
Trim de profondeur	
Stabilisateur de roulis ou P.A. (si équipé)	coupé

Finale

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

ATTERRISSAGE

Atterrissage court

Volets(2e cran) position atterrissage Vitesse d'approche(réglée à la manette des gaz) (60 kt) 110 km/h

Après prise de contact, freiner énergiquement en maintenant la profondeur cabrée et en rentrant les volets.

4.12

Edition 10 - Septembre 1992

Atterrissage par vent de travers ou par fortes rafales

Volets
Remise de gaz
Réchauffage carburateur coupé (poussé)vérifié Manette des gazplein gaz (pousser) Vitesse
APRES ATTERRISSAGE
Pompe électrique arrêt Volets rentrés Instruments de navigation arrêt
ARRET MOTEUR
Frein de parc
Après l'arrêt du moteur
Sélecteur de magnéto

UTILISATION DU FREIN DE PARC

Frein bloqué

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

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

Frein débloqué

Pousser la commande de frein de parc

SECTION 5

PERFORMANCES

TABLE DES MATIERES

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

LIMITATION ACOUSTIQUE

Conformément à l'arrêté du 19.02.1987 relatif aux catégories d'aéronefs soumis à l'obligation des certificats de limitation de nuisances, le niveau de bruit admissible pour l'avion DR400/120 correspondant à la masse totale de (1984 lb) 900 kg est de 81,7 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 71,9 dB(A).

L'avion DR400/120 a reçu le certificat de type de limitation de nuisance n°N45.

CALIBRATION DE L'INSTALLATION ANEMOMETRIQUE

Volets toute configuration

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 DECROCHAGES

Moteur réduit, Masse : 900 kg (1984 lb)	km/h (kt)		
Inclinaison de l'avion	0°	30°	60°
Volets rentrés	94 (51)	101 (55)	133 (72)
Volets 1 ^{er} cran, position décollage	88 (48)	95 (51)	124 (67)
Volets 2 ^e cran, position atterrissage	83 (45)	89 (48)	117 (63)

PERFORMANCES DE DECOLLAGE

A la masse maximale de 900 kg (1984 lb), par vent nul, volets 1^{er} cran, moteur plein gaz

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

		MASSE 900 kg (1984 lb)		MASSE 700 kg (1543 lb)	
ALTITUDE Zp (ft)	TEMPERATURE °C (°F)	Distance de	Distance de décollage	Distance de	Distance de décollage
Ζρ (π)	G(F)	roulement	Passage 15m (50ft)	roulement	Passage 15m (50ft)
		m (ft)	m (ft)	m (ft)	m (ft)
0	-5 (23) Std = 15 (59) 35 (95)	235 (772)	480 (1575) 535 (1756) 590 (1936)	130 (427) 145 (476) 165 (542)	285 (935) 315 (1034) 345 (1132)
4000		305 (1001) 345 (1132) 390 (1280)	645 (2117) 720 (2363) 800 (2625)	175 (575) 195 (640) 220 (722)	375 (1231) 415 (1362) 460 (1570)
8000	Std = -1 (30)	425 (1394) 475 (1559) 535 (1756)	890 (2920) 1000 (3281) 1125 (3691)	235 (771) 265 (870) 300 (985)	500 (1641) 560 (1838) 620 (2035)

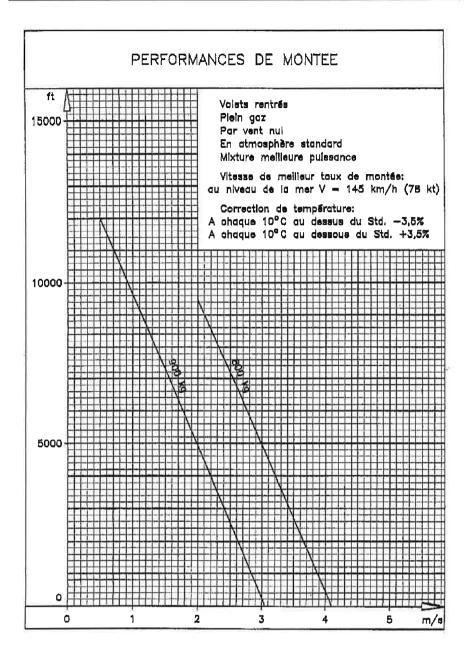
Influence du vent de face : pour 10 kt multiplier par 0,85

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

Volets position décollage 1er cran :

Performances en plané

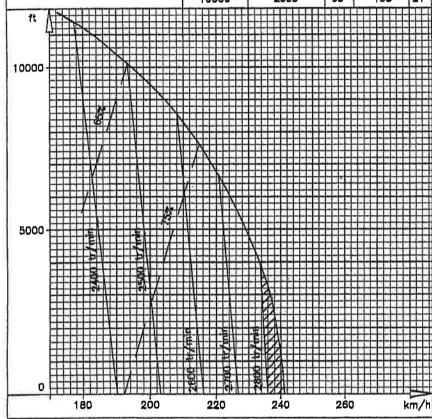
Moteur coupé, l'avion plane 10 fois sa hauteur à 135 km/h (73 kt) par vent nul.

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

PERFORMANCES EN PALIER

A la masse maximale 900 kg En atmosphère standard Par vent nul Mixture meilleure puissance

CONSOMMATION VALEURS INDICATIVES				
ALTITUDE(ft)	REGIME(tr/mln)	76	VI (km/h)	l/h
0	2420	75	192	25
3000	2520	75	202	25
5000	2560	75	208	25
7500	2880	75	216	25
10000	2500	85	195	21



PERFORMANCES D'ATTERRISSAGE

A la masse maximale d'atterrissage de 900 kg (1984 lb), par vent nul, volets 2^e cran, gaz réduits piste en dur sèche et plane,

			SSE (1984 lb)		ASSE (1543 lb)
ALTITUDE Zp (ft)	TEMPERATURE °C (°F)	Distance de	Distance d'atterrissage	Distance de	Distance d'atterrissage
2p (ii)	3(1)	roulement	Passage 15m (50ft)	roulement	Passage 15m (50ft)
		m (ft)	m (ft)	m (ft)	m (ft)
0	-5 (23) Std = 15 (59) 35 (95)	185 (606) 200 (656) 210 (688)	435 (1426) 460 (1509) 485 (1590)	145 (476) 155 (508) 165 (542)	365 (1197) 385 (1262) 400 (1312)
4000	-13 (7) Std = 7 (45) 27 (81)	205 (672)	475 (1557) 505 (1656) 535 (1754)	160 (524) 175 (573) 185 (606)	395 (1295) 420 (1377) 440 (1443)
8000	-21 (-6) Std = -1 (30) 19 (66)	235 (770) 250 (820) 270 (885)	525 (1722) 555 (1820) 590 (1935)	180 (590) 195 (639) 210 (688)	430 (1410) 460 (1509) 485 (1590)

Influence du vent de face : pour 10 kt multiplier par 0,78

pour 20 kt multiplier par 0,63

pour 30 kt multiplier par 0,52

Influence du vent arrière :

par tranche de 2 kt, rajouter 10% aux distances

Pour piste sèche en herbe, rajouter 15%

PAGE LAISSEE BLANCHE INTENTIONNELLEMENT

Edition 10 – Septembre 1992

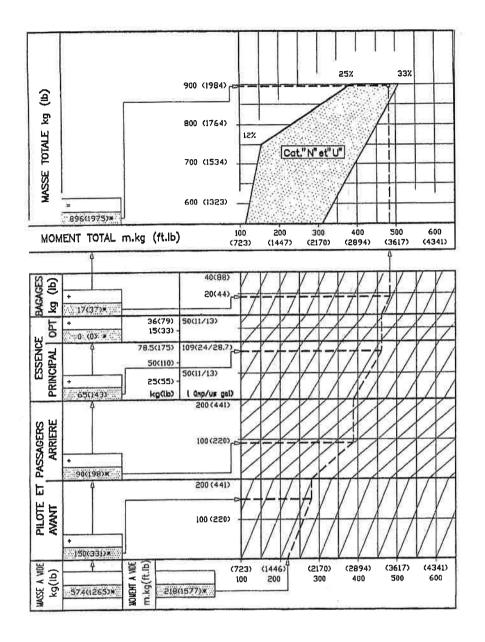
5.08

SECTION 6

MASSE ET CENTRAGE

TABLE DES MATIERES

Centrogramme	6.02
Utilisation du centrogramme	6.03



6.02

Edition 10 - Septembre 1992

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 900 kg (1984 lb).

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	(1577 ft.lb) 218 m.kg
Masse à vide	(1265 lb) 574 kg
Pilote + passager AV	(331 lb) 150 kg
Passagers AR	(198 lb) 90 kg
Essence 90 I (24 imp/20 us gal)	(143 lb) 65 kg
Bagages	(37,5 lb) 17 kg
MASSE TOTALE	(1975 lb) 896 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 = 2,70 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

Edition 10 - Septembre 1992

6.04

SECTION 7

ADDITIFS

TABLE DES MATIERES

Additif 1	Réservoir supplémentaire	7.03
	VFR de nuit	
Additif 3	Pilote automatique Century II B	7.13
Additif 4	GPS	7.21
Additif 5	Hélice Sensenich 72CKS6-0-54	7.23

MANUEL DE VOL DR 400/120

PAGE LAISSEE BLANCHE INTENTIONNELLEMENT

7.02

Edition 10 - Septembre 1992

ADDITIF 1

RESERVOIR SUPPLEMENTAIRE

TABLE DES MATIERES

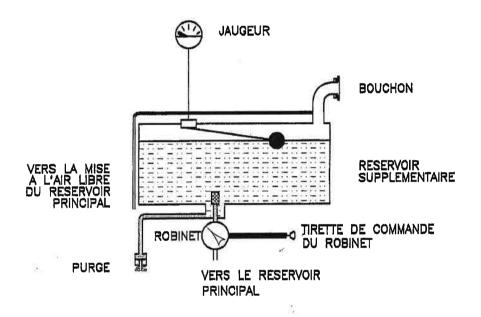
Section 1 Description	7.04
Section 2 Limitations	7.05
Section 3 Procédures d'urgence	7.05
Section 4 Procédures normales	7.05
Section 5 Performances	7.05

SECTION 1 - DESCRIPTION

Le réservoir supplémentaire est installé dans le fuselage derrière le 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.

NOTA

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



Edition 10 - Septembre 1992

7.04

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. La plaquette "RESERVOIR PRINCIPAL" remplace celle de la page 2.08 "ESSENCE", les autres sont à ajouter à celles de la page 2.08.

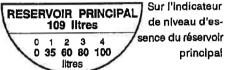
A proximité du bouchon de remplissage du réservoir à essence supplémentaire





A proximité de la tirette du réservoir supplémentaire





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

7.06

Edition 10 - Septembre 1992

ADDITIF 2

VFR DE NUIT

TABLE DES MATIERES

Section 1	Description	30.
Section 2	Limitations	.09
Section 3	Procédures d'urgence	.10
Section 4	Procédures normales	.11
Section 5	Performances	.12

SECTION 1 - DESCRIPTION

Le DR400/120 est éligible à l'utilisation en régime VFR de nuit en condition non givrante, par l'application de la modification majeure n° 56. La modification majeure n° 56 installe un éclairage de tableau de bord.

Le DR400/120 VFR de nuit doit comporter tous les équipements ci-dessous à installer impérativement, en complément des équipements VFR de jour, pour une utilisation en VFR de nuit:

Vol et navigation

- un anémomètre:
- un altimètre sensible et ajustable d'une graduation de 1000 pieds (304,80 m) par tour et avec un indicateur de pression barométrique de référence en hectopascal;
- un compas magnétique compensable;
- un variomètre;
- un indicateur gyroscopique de roulis et de tangage (horizon artificiel);
- 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;
- un indicateur de dérapage si l'aérodyne est équipé de deux horizons artificiels:
- un indicateur gyroscopique de direction (conservateur de cap);
- un récepteur V.O.R. 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;
- un système de feux de navigation;
- un système de feux anticollision:
- un phare d'atterrissage:
- un dispositif d'éclairage des instruments de bord et des appareils indispensables à la sécurité;

Communication

- un E/R V.H.F. 25 kHz;
- en zone de type H, un émetteur-récepteur H.F.;

Surveillance

- une radiobalise de détresse fonctionnant automatiquement à l'impact (R.B.D.A.);
- un transpondeur de bord radar secondaire mode A.

SECTION 2 - LIMITATIONS

L'avion est autorisé en VFR de Nuit lorsqu'il comporte à bord les équipements en état de fonctionnement requis par l'arrêté du 24 juillet 1991.

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

CET AVION DOIT ÊTRE UTILISE EN CATEGORIE NORMALE OU UTILI-TAIRE, CONFORMEMENT AU MANUEL DE OL APPROUVE PAR LES SER-VICES 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.

VRILLES INTERDITES
VITESSE DE MANOEUVRE: 215 km/h - 116 kt

CONDITIONS DE VOL VFR DE JOUR ET DE NUIT EN ZONE NON GIVRANTE. INTERDICTION DE FUMER.

MANUEL DE VOL DR 400/120

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

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

Panne éclairage 1

éclairage 2	marc	che
fusible éclairage 1	vér	ifié

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

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

disjoncteur batterie	coupé
disjoncteur alternateur	coupe
interrupteur radio (si installé)	
interrupteur batterie r	
interrupteur alternateur r	
Constater la remise sous tension des circuits. Remettre uniqueme	nt 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 règlementation.

Inspection prévol

Vérifier le fonctionnement des équipements suivants:

feu anticollision					vérifié
feu de navigation				anana ya wa Y	vérifié
feu d'atterrissage					vérifié
feu de roulage					vérifié
éclairage cabine					vérifié
éclairage tableau de bor	d				vérifié
inverseur jour/nuit					vérifié
présence à bord d'une to	orche é	lectrique de	secours		vérifié

Eclairage

éclairage 2	enclenché
éclairage 1	ajuster selon le besoin

Roulage

feu de roulage marche
anticollision marche
feu de navigation marche
instruments gyroscopiques vérifiés par virages alternés
horizon artificiel calage maquette
directionnel rotation correcte
bille aiguille sens correct

MANUEL DE VOL DR 400/120

Avant le décollage

dépression instruments	 04040	 (o. ••)	 /(e))•	•	CC#10	• •	•70	•:•	•			 •790	•3	•1(•)	V	érifiée
VHF	 	 -	 •	100	0.00	•::•	•15		940	 o:•	•	 				essai
VOR ou radio compas ou G																
chauffage désembuage																
feu d'atterrissage																

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

•	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •	
Après l'arrêt du mote	ur	

SECTION 5 - PERFORMANCES

Les performances de la Section 5 ne sont pas affectées.

Edition 10 Révision 2 - Avril 1998

7.12

ADDITIF 3

PILOTE AUTOMATIQUE CENTURY II B

TABLE DES MATIERES

Section 1	Description
Section 2	Limitations 7.10
Section 3	Procédures d'urgence
Section 4	Procédures normales 7.19
Section 5	Performances

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.

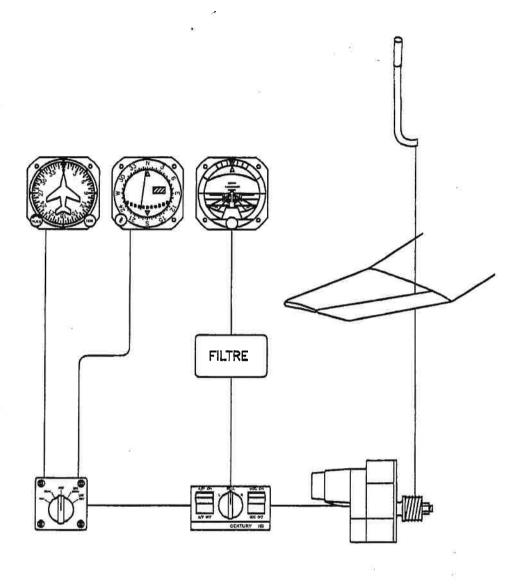
HDG ON - HDG OFF

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 règlés avant la mise en marche du mode cap (HDG ON).

(Voir la Section Sélecteur de Mode quand le Sélecteur de Mode optionnél est installé).

SCHEMA DU PILOTE AUTOMATIQUE CENTURY II B



Edition 10 - Septembre 1992

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'alguille du Localizer au lieu de se diriger vers elle.

En mode "LOC REV", l'index du Gyro Directionnel doit être règlé 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:

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 mauvals fonctionnement du pllote 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 pllote 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)

Edition 10 - Septembre 1992

7.18

SECTION 4 – PROCEDURES NORMALES

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

Dépressionarc ver
Commutateur de pilote automatique« A/P OFF »
Commutateur du mode cap (HDG)« HDG OFF x
Sélecteur de Mode « HDG »
Bouton ROLLcentré
Gyro Directionnelcentré
Commutateur de pilote automatique« A/P ON »
Tourner le bouton « ROLL »« L » puis « R » (constater que le manche répond dans la bonne direction)
Commutateur de mode cap (HDG) « HDG ON »
Tourner le sélecteur de capà droite puis à gauche (constater la réaction du pilote automatique, En l'absence d'effort aéro- dynamique, la réaction est continue)
Surpasser au manche le pilote automatiqueà droite puis à gauche (la force nécessaire doit être de 7 kg (15 lbs) environ)
Avent le décollege « A/D OEE »

MANUEL DE VOL DR 400/120

Procédure d'engagement du pilote automatique en vol
Attitude avion
Bouton "ROLL" centré
Commutateur du mode cap "HDG""HDG OFF"
Commutateur du pilote automatique
Sélecteur de Mode"HDG"
Sélecteur de cap centré
Commutateur du mode cap "HDG""HDG ON"
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:
Commutateur du pilote automatique

SECTION 5 - PERFORMANCES

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

Edition 10 - Septembre 1992

7.20

ADDITIF 4

GPS

TABLE DES MATIERES

Section 1 Généralités	7.22
Section 2 Limitations	7.22
Section 3 Procédures d'urgence	7.22
Section 4 Procédures normales	7.22
Section 5 Performances	7.22
Section 6 Massa at centrage	7 22

MANUEL DE VOL DR 400/120

SECTION 1 - GENERALITES

Les GPS dont la liste figure dans le tableau ci-dessous sont approuvés, sur la gamme DR400, pour une navigation VFR de jour en vue du soi 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 APPROU\	/ES SUR DR400			
GARMIN 100 AVD, 150, 150 XL				
KING	KLN 89(*), KLN 89B(*), KLN 90, KLN 90A(*), KLN 90B(*), KLX 135, KLX 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

ADDITIF 5

HELICE SENSENICH 72CKS6-0-54

TABLE DES MATIERES

Section 1 Description	9	Ç.				Ç.				्र		3 7			O.	•		•	7.24
Section 2 Limitations	į	į.,	ĵ.	•			• •	•		•	• •	•			Œ.			•	7.24
Section 3 Procédures d'urgenc	е.,	g 		to t	tiet	•		8.53	*8*	: *	0.0			100		÷			7.24
Section 4 Procédures normales	s.,	g 	æ	•	(1)	· e	٠.) • ;			***			e e		٠	•	***	7.25
Section 5 Performances	,	ē.,	(jē	•		•		: 0.•8			•	•	• (•		•	•	• •	7.26
Section 6 Masse et centrage															0-250	411		e e	7.28

MANUEL DE VOL DR 400/120

SECTION 1 - DESCRIPTION

L'hélice SENSENICH 72CKS6-0-54 peut être montée en option. Les données de la Section 1 sont inchangées sauf:

Hélice

MARQUE	SENSENICH
TYPE	72CKS6-0-54
DIAMETRE	1,83 m (72 in)
PAS	54 in
REGIME MINI PLEIN GAZ NIVEAU MER	2300 tr/min

SECTION 2 - LIMITATIONS

Inchangées sauf:

Marquage tachymètre

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

Inchangées.

7.24

Edition 10 Révision 4 - Avril 1999

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

Inchangées sauf:

Vitesse optimale de montée Vy
Volets position décollage
Vitesse de meilleure pente de montée
Volets position décollage
Décollage
Régime mini plein gaz
Décollage court
Régime mini plein gaz
Montée
Montée normale (volets rentrés) Vitesse de montée
Montée à pente maximale Volets rentrés

SECTION 5 - PERFORMANCES

Inchangées sauf:

Limitation acoustique

Conformément à l'arrêté du 19.02.1987 relatif aux catégories d'aéronefs soumis à l'obligation des certificats de limitation de nuisance, le niveau de bruit admissible pour l'avion DR400/120 correspondant à la masse totale de certification de (1984 lb) 900 kg est de 81,7 dB(A) (OACI annexe 16 chapitre 10).

Le niveau de bruit déterminé dans les conditions fixées par l'arrêté précité est de:

74.9 dB(A) avec échappement Std 01 73.7 dB(A) avec échappement Std 01+ APR

Performances de montée

Plein gaz, niveau mer, en atmosphère standard, par vent nul, à la masse maximale

Volets rentrés: Vitesse ascensionnelle à la Vi de (78 kt) 145 km/h 3,23 m/s réduction de 0,31 m/s par 1 000 ft
Plafond pratique
Volets position décollage: Vitesse ascensionnelle à la Vi de (74 kt) 138 km/h 2,92 m/s

Volets position atterrissage:
Vitesse ascensionnelle à la Vi de (62 kt) 115 km/h 1,48 m/s

Temps de montée

Volets rentrés, plein gaz, en atmosphère standard, par vent nul, à la masse maximale, à la Vi de (78 kt) 145 km/h

du niveau de la mer à 2 000 ft: 2' 4 000 ft: 6'

6 000 ft: 11' 8 500 ft: 19'

Edition 10 Révision 5 - Juin 1999

Performances de décollage

Par vent nul, volets 10°, plein gaz, piste en dur sèche et plane, vitesse de rotation 90 km/h (49 kt), vitesse de passage des 15 m: 125 km/h (67 kt)

	a			SSE (1984 lb)			MA9 700 kg (3SE 1543 lb)	
Zp	Temp.		nce de ement	déco	Distance de décollage passage 15 m (50 ft)		nce de ment	déco	nce de ollage 15 m (50 ft)
(ft)	(°C) .	(m)	(ft)	(m)	(ft)	(m)	(ft)	(m)	(ft)
1000000	-5	245	795	460	1495	120	390	225	730
0	15	285	930	535	1745	140	455	260	855
	35	325	1075	610	2015	160	525	300	985
	-10	300	975	560	1830	145	475	275	895
2500	10	350	1140	655	2140	170	560	320	1050
	30	405	1325	760	2485	195	645	370	1210
	-15	370	1220	695	2290	180	595	340	1120
5000	5	435	1430	820	2685	215	700	400	1315
	25	505	1665	950	3120	250	815	465	1525
	-21	490	1605	920	3010	240	785	450	1470
8000	-1	575	1890	1080	3545	280	925	525	1735
	19	670	2200	1260	4130	330	1075	620	2015

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 en palier

A la masse maximale de 900 kg (1984 lb), volets rentrés, en atmosphère standard, par vent nul, mixture optimale, 109 l consommables, sans réserve, endurance: 4.20', consommation: 25 l/h.

Zp	Régime	Vitesse	propre	Dist	ance
(ft)	(tr/min)	(km/h)	(kt)	(km)	(Nm)
0	2600	203	110	885	475
2500	2700	210	113	915	490
5000	2750	215	116	935	505
7000	2800	220	118	960	520
9000	2800	220	119	1020	550

SECTION 6 - MASSE ET CENTRAGE

Voir Fiche de Pesée.



SUPPLEMENT

PLANCHE DE BORD

F-HATO

N° de série : 2676

LISTE DES PAGES EN VIGUEUR

Pages	Date
1 à 4	JUIN 2015

HISTORIQUE DES EDITIONS

Edition	Objet
1	Planche de bord d'origine.





Juin 2015



Manette de gaz (double) Disjoncteurs Tachymètre Indicateur de pression et température d'huile Jauge essence Interrupteurs-Disjoncteurs: Phare d'atterrissage Phare de roulage Pompe électrique de carburant Commande de volets électriques Boite de rangement Commande de chauffage/ désembuage Prise micro/ casque Interrupteur général Breaker relais alternateur Magnéto démarreur fin de course Interrupteur principal radio Commande de réchauffage carburateur Commande de mixture Commande de mixture Commande de robinet d'essence Bouton de commande de frein de parc	Horamètre Prise auxiliaire 12V Alternat radio (PTT) Trim de profondeur
22 2 2 3 3 2 2 2 3 3 3 3 3 3 3 3 3 3 3	52 53 54 55
£0	
Aérateurs orientables Voyants d'alerte: Pression d'huile Pression d'huile Pression d'huile Pression d'huile Pression d'huile Pression d'huile Pression essence Essence bas niveau Charge Démarreur Emplacement libre pour option Emplacement libre pour option Emplacement libre pour option Test voyants & atténuateur jour/nuit Voyants volets électriques Compas magnétique Indicateur de trim de profondeur Commande balise de détresse Eclairage 1 (sous visière) Eclairage 1 (sous visière) Eclairage 2 (projecteur plafonnier) Eclairage 3 (radio et instruments) Interrupteurs- disjoncteurs:	Feu de navigation Pitot chauffant (option) Voyant contrôle Enregistreur de vol Montre de bord/ Voltmètre/ Thermomètre
S S S S S S S S S S S S S S S S S S S	Voy Mor



PAGE INTENTIONNELLEMENT BLANCHE

Juin 2015

INSTALLATION EN CABINE D'UN DETECTEUR DE CO

SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

DETECTEUR DE MONOXYDE DE CARBONE (CO)

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

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

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

APPLICABILITE

Type d'avion	Modèles	Modification constructeur
DR300	tous modèles	n°041204
DR400	tous modèles	n°041204
ATL	tous modèles	n°041204
R3000	tous modèles	п°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

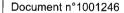
En cas d'installation, vérifier la validité du détecteur de monoxyde de carbone.

5. PERFORMANCES

Non affectées.

6. MASSE ET CENTRAGE

Non affectées.



Page 2/2

Révision 1 du 26 novembre 2010



HELICE

SENSENICH 72CKS6-0-54

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 l'hélice SENSENICH 72CKS6-0-54.

APPLICABILITE

Type et modèle d'avion
DR400/120

LISTE DES PAGES EN VIGUEUR

Pages	Date
1 à 4	21 décembre 2011

APPROBATION

Amendement	Date	Description	Approbation
0	13 avril 2006	Edition originale	Le contenu technique de ce document est approuvé sous l'autorité du DOA EASA.21J.213
1	21 décembre 2011	Logo constructeur	AESA AFM APPROVAL 10037955 En date du 09.01.2012

21 décembre 2011

Document n° 1001777 Page 1/4

(CERPR)

SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

Lors de l'installation de l'hélice SENSENICH 72CKS6-0-54 sur le DR400/120, les sections du manuel de vol sont affectées de la façon suivante.

GENERALITES

L'hélice SENSENICH 72CKS6-0-54 peut être montée en option. Les données de la section "Généralités" sont inchangées sauf :

Hélice

Marque	SENSENICH
Туре	72CKS6-0-54
Diamètre	1,83 m (72 in)
Pas	54 in
Régime minimum, plein gaz au niveau mer	2300 tr/min

LIMITATIONS

Inchangées sauf :

Régime maximum 2800 tr/min

PROCEDURES D'URGENCE

Non affectées.

PROCEDURES NORMALES

Inchangées sauf :

Vitesse o	ptimale	de montée	Vy
-----------	---------	-----------	----

Vitesse de meilleure pente de montée

Décollage

Décollage court

Document n° 1001777

Page 2/4

21 décembre 2011



SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

Montée

Montée normale (volets rentrés) Vitesse de montée (78 kt) 145 km/h Montée à pente maximale Volets rentrés(67 kt) 125 km/h Volets position décollage(65 kt) 120 km/h

PERFORMANCES

Inchangées sauf :

Limitation acoustique

Conformément à l'arrêté du 19.02.1987 relatif aux catégories d'aéronefs soumis à l'obligation des certificats de limitation de nuisance, le niveau de bruit admissible pour l'avion DR400/120 correspondant à la masse totale de certification de (1984 lb) 900 kg est de 81,7 dB(A) (OACI annexe 16 chapitre 10).

Le niveau de bruit déterminé dans les conditions fixées par l'arrêté précité est de : 74,9 dB(A) avec échappement Std 01 73,7 dB(A) avec échappement Std 01 + APR

Performance de montée

Plein gaz, niveau mer, en atmosphère standard, par vent nul, à la masse maximale

Volets rentrés :

réduction de 0,31 m/s par 1000 ft Volets position décollage : Volets position atterrissage: Vitesse ascensionnelle à la Vi de (62 kt) 115 km/h1,48 m/s

Temps de montée

Volets rentrés, plein gaz, en atmosphère standard, par vent nul, à la masse maximale, à la Vi de (78 kt) 145 km/h

du niveau de la mer à 🛭 2 000 ft : 2 min

4 000 ft : 6 min 6 000 ft : 11 min 8 500 ft: 19 min



SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

Performance de décollage

Par vent nul, volets 10°, plein gaz, piste en dur sèche et plane, vitesse de rotation 90 km/h (49 kt), vitesse de passage des 15 m : 125 km/h (67 kt).

		MASSE			MASSE 700 kg (1543 lb)				
			nce de ement	- I dágallaga I		Distance de roulement		Distance de décollage passage 15 m (50ft)	
Zp (ft)	Temp. (°C)	(m)	(ft)	(m)	(ft)	(m)	(ft)	(m)	(ft)
	-5	245	795	460	1495	120	390	225	730
0	15	285	930	535	1745	140	455	260	855
	35	325	1075	610	2015	160	525	300	985
	-10	300	975	560	1830	145	475	275	895
2500	10	350	1140	655	2140	170	560	320	1050
	30	405	1325	760	2485	195	645	370	1210
	-15	370	1220	695	2290	180	595	340	1120
5000	5	435	1430	820	2685	215	700	400	1315
	25	505	1665	950	3120	250	815	465	1525
	-21	490	1605	920	3010	240	785	450	1470
8000	-1	575	1890	1080	3545	280	925	525	1735
	19	670	2200	1260	4130	330	1075	620	2015

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 en palier

A la masse maximale de 900 kg (1984 lb), volets rentrés, en atmosphère standard, par vent nul, mixture optimale, 109 litres consommables, sans réserve, endurance : 4h20min, consommation : 25 l/h.

Zp	Régime	Vitesse propre		Distance	
(ft)	(tr/min)	(km/h)	(kt)	(km/h)	(kt)
0	2600	203	110	885	475
2500	2700	210	113	915	490
5000	2750	215	116	935	505
7000	2800	220	118	960	520
9000	2800	220	119	1020	550

MASSE ET CENTRAGE

Voir fiche de pesée.

Document n° 1001777

Page 4/4

21 décembre 2011



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	Dossier d'Evolution Technique DET n°060602R1
DR400/180	Dossier d Evolution reclinique DET il 000002K1
DR400/180R	
DR400/200R	
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
		3	20.01.2011



SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

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.

Document n° 1001840

Page 2/5

Amendement 2 du 26 novembre 2010

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 :

CET AVION DOIT ÊTRE UTILISÉ EN CATÉGORIE NORMALE
OU UTILITAIRE, CONFORMÉMENT AU MANUEL DE VOL
APPROUVÉ PAR LES SERVICES OFFICIELS.
SUR CET AVION, TOUS LES REPÉBES ET PLAQUES INDICATRICES
SONT RELATIFS À SON UTILISATION EN CATÉGORIE HORMALE
POUR L'UTILISATION EN CATÉGORIE UTILITAIRE,
SE MÉFÉRER AU MANUEL DE VOL.
AUCUNE MANGEUVRE ACROBATIQUE N'EST AUTORISÉE
POUR L'UTILISATION EN CATÉGORIE MORMALE.

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

SECTION 3. PROCEDURES D'URGENCE

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



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 règlementation.

Inspection prévol

Vérifier le fonctionnement des équipements suivants :

3	Feu anticollision	vérifié
2	Feu de navigation	
•	Feu d'atterrissage	vérifié
3	Feu de roulage	vérifié
•	Eclairage cabine	vérifié
-	Eclairage tableau de bord	vérifié
9	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
-	Anticollision	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

	unt le deconage
-	Dépression instrumentsvérifiée
-	VHFessa
-	VOR ou radio compasessa
	Chauffage désembuageà la demande
	Phare d'atterrissage marche

Alignement

- Calage du directionnel

Décollage

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

Document n° 1001840

Page 4/5

Amendement 2 du 26 novembre 2010



Montée et croisière

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

Atterrissage

-	Phare d'atterrissagemarche
-	Phare d'atterrissage marche Feu de roulage marche

Après l'arrêt du moteur

- Feux coupés

SECTION 5. PERFORMANCES

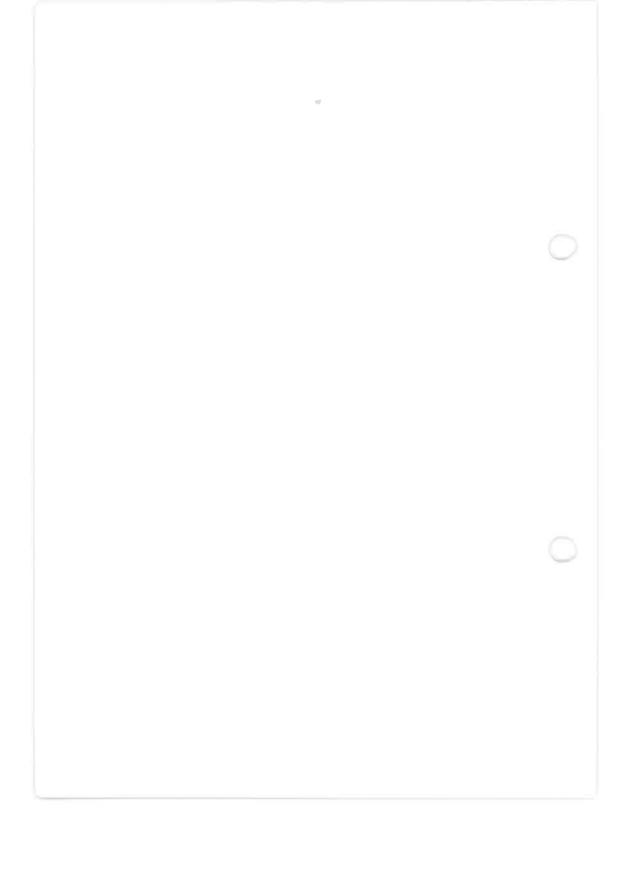
Les performances de la section 5 ne sont pas affectées,

SECTION 6. MASSE ET CENTRAGE

Non affectée.

SECTION 7. ADDITIFS

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





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
	- 144	00.14	EASA
/////	Edition originale	20 March 2013	10044135

Liste des pages en vigueur

Pages	Date	
1 à 30	15 mars 2013	

Document nº 1002530

Edition du 15 mars 2013 🥉

Page: 1 / 30



Document n° 1002530

SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

Table des matières

Section 1. GENERALITES4
Navigateur Garmin GTN4
Capacités6
Références7
Définitions8
Section 2. LIMITATIONS11
2.1 Guide de référence cabine11
2.2 Types d'opérations11
2.3 Equipement minimum11
2.4 Planification de vol12
2.5 Utilisation système13
2.6 Logiciel système applicable14
2.7 Carte SD14
2.8 Base de données de navigation14
2.9 Opérations au sol
2.10 Approches15
2.11 Affichage de la distance au point de cheminement16
2.12 Fonction proximité du relief (tous les équipements)
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 Programmateur de vol/fonctions calcul17
2.18 Emploi de gants/Doigts protégés17
2.19 Mode de démonstration
Section 3. PROCEDURES D'URGENCE et ANORMALES
3.1 Procédures d'urgence18
3.2 Procédures anormales18

Edition du 15 mars 2013

Page : 2 / 30



Section 4. PROCEDURES NORMALES	22
4.1 Mise sous tension de l'équipement	22
4.2 Avant décoilage	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)	
7.8 StormScope® (en option)	27
7.9 Alimentation	
7.10 Bases de données	28
7.11 Interrupteurs externes	28

Page: 3 / 30



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 : Guidage océanique, enroute, terminale et approche de non-precision Guidage d'approche de précision (LP, LPV)	х	х	х	х	х
Radio VHF Com, 118,00 à 136,990 MHz, par pas de 8,33 ou 25 kHz		Х	Х		Х
Radio VHF Nav, 108,00 à 117,95 MHz, par pas de 50 kHz			Х		Х
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			Х		Х
Carte déroulante incluant les données topographiques, relief, aviation et géopolitique	Х	х	Х	Х	Х
Affichage de la météo par transmission de données (option)	Х	Х	Х	X	Х
Affichage des informations de procédures terminales (option)				Х	Х
Affichage des informations de trafic (option)	Х	X	Х	X	X
Affichage des informations StormScope® (option)	Χ	Х	Х	Х	Х
Affichage des indicateurs de radiobornes (markers)			Ų.	Х	Х
Commande de boîte de mélange distante				Х	Х
Commande de transponder distant	Х	Х	Χ	Х	Х
Commande audio auxiliaire distante	Х	Х	X	Х	X
TAWS Classe B, TSO-C151b	Х	Х	Χ	Х	Х
Calculateurs et programmateurs supplémentaires	X	X	X	X	Х

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.

Document n° 1002530

Edition du 15 mars 2013

Page: 4 / 30



Figure 1 - GTN 750 Control and Display Layout

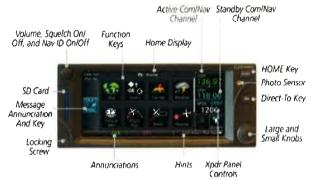


Figure 2 - GTN 635/650 Control and Display Layout



Capacités

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

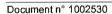
Le GTN est approuvé pour la navigation par GPS et SBAS en condition IFR pour une utilisation en route, zone terminale et approche de non-précision (incluant les approches dites « GPS », « ou GPS », et « RNAV (GNSS) ». Le système de navigation Garmin GNSS est composé du navigateur GTN avec antenne, et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



Edition du 15 mars 2013

Page : 6 / 30



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 GARSS 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 selectionnant « Type 2 LOA status ». L'information de navigation se refère 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.

<u>Références</u>

Temporary Guidance leaflet 10, Rev1: airworthiness and Operational Approval for precision RNAVOperations in Designated European Airspace.

Acceptable Means of Compliance 20-4, Airworthiness Approval and operational Criteria for the use of navigation systems in European airqspace 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 automatic (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

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

Document n° 1002530

IMC:

Edition du 15 mars 2013

Page: 8 / 30



L/VNAV : Lateral/Vertical NAVigation Information de navigation latérale/verticale

LOCalizer LOC:

MDA:

LOC-BC : LOCalizer Backcourse

Localizer « back azimut »

LP: Localizer Performance

Localizer Performance with Vertical Guidance LPV:

Performance localizer avec guidage vertical

Minimum Descent Altitude

Altitude Minimum de Descente

Minimum Descent Height MDH:

Hauteur minimum de descente

Microwave Landing System MLS:

Système d'atterrissage hyperfréquence

OmniBearing Select OBS:

Sélecteur de relèvement

Receiver Autonomous Integrity Monitoring RAIM:

Contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur

ReMoTe RMT:

Distant, à distance

Area NAVigation RNAV: Système de navigation de surface

Satellite Based Augmentation System SBAS:

Système d'augmentation par satellite

SD: Secure Digital

Simplified Directional Facility SDF:

Moyen simplifié de localisation directionnelle

SUSP: Suspend

TACAN Tactical Air Navigation System

Traffic Awareness System TAS: Système d'information de trafic

Terrain Awareness and Warning system TAWS:

Système de signalisation de risque de collision avec le relief (sol)

Traffic Collision Avoidance System TCAS:

Système d'alerte de trafic et d'évitement de collision

Traffic Information Service TIS:

Service d'information de trafic

Document n° 1002530

Edition du 15 mars 2013

Page: 9 / 30



VHF:

Very High Frequency Très haute fréquence

VFR:

Visual Flight Rules Règles de vol à vue

VLOC: VOR/Localizer

Visual Meteorological Conditions Conditions de vol à vue VMC:

VHF Omnidirectional Range « Tous alignements VHF » VOR:

WAAS:

Wide Area Augmentation system
Système d'augmentation par satellite (voir EGNOS)

WFDE: WAAS Fault Data Exclusion

XFR: Transfer

Transfert

Page: 10 / 30



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 ciaprès (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.

Document n° 1002530

Edition du 15 mars 2013

Page: 11 / 30



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.

Document n° 1002530

Edition du 15 mars 2013

Page: 12/30



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 » enroute 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 approuvés 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 étre 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.

Document n° 1002530

Edition du 15 mars 2013

Page: 14/30

(CEAPR)

SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

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 I P)
- 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.

Page: 15/30



- 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 obstade 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.

Document n° 1002530

Edition du 15 mars 2013

Page: 16 / 30



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 Programmateur 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.

Document nº 1002530

Edition du 15 mars 2013

Page: 17 / 30



Section 3. PROCEDURES D'URGENCE et ANORMALES

3.1 Procédures d'urgence

3.1.1 Alarme TAWS Indicateur rouge et signal sonore Pilote automatique	
Commandes avion	Entamer une montée à puissance maximale vitesse de meilleur angle de montée
	maximum continue monter et maintenir l'altitude de sécurité 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 vrale, 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
------------	----------	---------	----	---------

Document n° 1002530

Edition du 15 mars 2013

Page: 18 / 30



Si aucune source de secours n'est disponible :

Mode « Dead reckoning »	
Navigation	utiliser le GTN

NOTE

Toutes les informations issues du GPS deviendront moins précise 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, L/VNAV 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 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.

Document nº 1002530

Edition du 15 mars 2013

Page: 19 / 30



UTILISATION DU SYSTEME DE FREIN A DISQUE USE OF THE DISC BRAKING SYSTEM

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

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

Applicabilité Applicability

S 8 51 517		1-11-2-11-11	
	Type et modèle d'avion	Modification constructeur	
Aircraft type and model		Manufacturer change	
	DR400		
Avions ROBIN	Tous modèles SN<2669 et non modifiés selon DET150102 (transformation en « DR401 ») / All models SN<2669 and not modified by DET150102 (« DR401 » transformation)	DET190301	

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

Approbation

Αp	proval	
----	--------	--

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

List des pages en vigueur List of effective pages

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



INTRODUCTION

Ce supplément au manuel de vol permet de compléter les procédures du manuel de vol concernant l'utilisation du système de frein à disque. This Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS) allows to complete data due to the use of the disc brake system.

MODIFICATION

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

0. GENERALITES

Section non affectée.

1. DESCRIPTION

Section non affectée.

2. LIMITATIONS

Section non affectée.

3. PROCEDURES D'URGENCES

Section non affectée.

4. PROCEDURES NORMALES

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

INSPECTION PREVOL

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

0. GENERAL

No change.

1. DESCRIPTION

No change.

2. LIMITATIONS

No change.

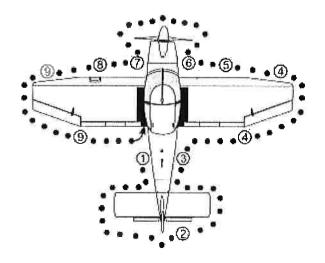
3. EMERGENCY PROCEDURES

No change.

4. NORMAL PROCEDURES

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

PRE-FLIGHT INSPECTION





5

Train principal droit : fixation et état vérifiés

Enfoncement amortisseur normal **État pneu** : gonflage et usure

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

8

Train principal gauche: fixation et état carénage vérifiés
Enfoncement amortisseur normal,
État pneu: gonflage et usure
Carénages vérifiés: état et fixation,
pas d'accumulation de débris, pas de traces d'huile sur le carénage ou au sol.

ROULAGE

- REMARQUE: Pendant le roulage, diriger avec le palonnier, il n'est pas nécessaire de freiner pour changer de direction (train avant directionnel). Le roulage doit être effectué à allure modérée et à la puissance minimale nécessaire pour avancer sans utilisation permanente des freins. Un freinage continu ou excessif peut causer une surchauffe et/ou un départ de feu au niveau de la roue pouvant se propager à la voilure.
- ▲ ATTENTION: Si l'avion à des difficultés à avancer, qu'une puissance excessive doit être appliquée pour avancer ou que l'appareil à tendance à partir d'un côté sans action sur la commande de direction. vérifier qu'aucune action volontaire involontaire n'est appliquée sur la/les commande(s) de freins, stopper le roulage si nécessaire et notifier l'incident sur le carnet de route de l'avion.

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

5

Right main undercarriage: check attachment and condition
Shock absorber compression normal
Tyre condition: inflation and wear
Fairings: Check condition and attachment, check for accumulation of debris inside the fairings, no oil leakage on the fairings and on the ground.

8

TAXIING

- REMARK: When taxiing, steer with the rudder pedals, it is not necessary to brake to change direction. Speed should be moderate and at the minimum power required to move forward without using the brakes. Continuous or excessive braking can cause overheating and/or a fire starting at the wheel that can spread to the wing.
- ▲ CAUTION: If the aircraft has difficulties to move, or an excessive power must be applied to move or if the aircraft tends to move from one side without action on the rudder control, check that there is no voluntary or involuntary action applied on the braking controls, stop taxiing if necessary and notify the incident on the aircraft logbook. Maintenance action should be considered to solve the problem.



UTILISATION DU FREIN DE PARC

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

Pour serrer le frein de parc

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

Pour desserrer le frein de parc

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

Avions équipés de freins au palonnier.

Pour serrer les freins

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

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

Ou

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

Pour desserrer les freins

Pousser la commande de frein de parc.

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

5. PERFORMANCE

Section non affectée.

6. MASSE ET CENTRAGE

Section non affectée.

USE OF THE PARKING BRAKE

Aircraft equipped with a central parking brake control.

To apply the parking brake.

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

To release the parking brake.

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

Aircraft equipped with brake pedals.

To apply the parking brake

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

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

Or

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

To release the parking brake

Push the parking brake plunger fully down.

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

5. PERFORMANCES

No change.

6. WEIGHT AND BALANCE

No change.



7. DESCRIPTION SYSTEMES

Utilisation des freins

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

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

<u>Pour les appareils équipés d'une commande de frein centrale :</u>

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

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

7. SYSTEMS DESCRIPTION

Use of the brakes

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

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

<u>For aircraft equipped with a central</u> brake control:

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

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



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

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

8. MANŒUVRE ENTRETIEN MAINTENANCE

Section non affectée.

<u>For aircraft equipped with brake</u> pedals:

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

8. MAINTENANCE PROCEDURE

No change