...structeur: **AVIONS PIERRE ROB**
1, route de Troyes
21121 - DAROIS - FRANCE
Tel 80 44 20 50
Fax 80 35 60 80
Tlx 350 818 F

Certificat de type n° 45 du 09.11.1975

Numéro de Série **2256**

Immatriculation **F-GNNL**

VISA D G A C

Sections approuvées:
2, 3, 4 et Section 5
page 5.02. Sauf
limitation acoustique

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

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

Cette édition est applicable à partir d... incl...

L DR 400/140 B

Page de garde ..... Edition 6 Révision 1 Novembre 1993
i ..... Edition 6 Révision 1 Novembre 1993
ii ..... Edition 6 Avril 1992
iii ..... Edition 6 Révision 1 Novembre 1993
0.01 à 0.05 ..... Edition 6 Avril 1992
0.06 page blanche ..... Edition 6 Avril 1992
1.01 ..... Edition 6 Avril 1992
1.02 ..... Edition 6 Révision 1 Novembre 1993
1.03 à 1.04 ..... Edition 6 Avril 1992
1.05 ..... Edition 6 Révision 1 Novembre 1993
1.06 à 1.07 ..... Edition 6 Avril 1992
1.08 ..... Edition 6 Révision 1 Novembre 1993
1.09 ..... Edition 6 Avril 1992
1.10 à 1.11 ..... Edition 6 Révision 1 Novembre 1993
1.12 à 2.05 ..... Edition 6 Avril 1992
2.06 ..... Edition 6 Révision 1 Novembre 1993
2.07 ..... Edition 6 Avril 1992
2.08 ..... Edition 6 Révision 1 Novembre 1993
2.09 à 3.05 ..... Edition 6 Avril 1992
3.06 ..... Edition 6 Révision 1 Novembre 1993
3.07 à 3.09 ..... Edition 6 Avril 1992
3.10 page blanche ..... Edition 6 Avril 1992
4.01 ..... Edition 6 Avril 1992
4.02 page blanche ..... Edition 6 Avril 1992
4.03 à 5.01 ..... Edition 6 Avril 1992
5.02 ..... Edition 6 Révision 1 Novembre 1993
5.03 à 5.07 ..... Edition 6 Avril 1992
5.08 page blanche ..... Edition 6 Avril 1992
6.01 à 7.01 ..... Edition 6 Avril 1992
7.02 page blanche ..... Edition 6 Avril 1992
7.04 ..... Edition 6 Avril 1992
7.05 ..... Edition 6 Révision 1 Novembre 1993
7.06 page blanche ..... Edition 6 Avril 1992
7.07 à 7.30 ..... Edition 6 Avril 19

VOLS EN CATEGORIE U INTERDITS

TABLE DES MATIERES

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

Rév. n°	Description	Pages modifiées	Date	Visa
1	A partir du N/S 2211 Modifications: Tableau de bord Réservoir Mesure de bruit Corrections	Page de garde i, iii, 1.02, 1.05, 1.08, 1.10, 1.11, 2.06, 2.08, 3.06, 7.05 , 5.02,	11.93	16 NOV 1993 DIRECTION GENERALE DE L'AVIATION CIVILE SERVICE DE LA FORMATION AERONAUTIQUE L'Ingénieur d'Etudes et de Fabrications B. CARRETTE

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

LISTE DES ABREVIATIONS RADIO

ADF ..... Automatic Direction Finder
(Radio compas)

ATC..... Air Traffic Control
(Transpondeur)

COM ..... Communication Transceiver
(Emetteur-récepteur de communications)

DME,..... Distance Measuring Equipment
(Equipement de mesure de distance)

ELT ..... Emergency Locator Transmitter
(Balise de détresse)

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)

AUDIO ..... Audio Control Panel
(Sélecteur d'écoute)

VFR..... Visual Flight Rules
(Règles de vol à vue)

VHF ..... Very High Frequency

VOR ..... Visual Omni-Range (beacon)
(Radio-phare omni-directionnel)

FACTEURS DE CONVERSION

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

Kilomètres	X	0.539	=	Mille nautique
mètres	X	3.281	=	Pied
mètres	X	39.37	=	inches
millimètres	X	0.03937	=	inches
mètre/seconde	X	197	=	Pied/minute
litres	X	0.264	=	gallons (US)
litres	X	0.220	=	gallons (Imp)
litres	X	1.057	=	quarts (US)
km/h	X	0.539	=	Noeuds
bar	X	14.51	=	psi
mbar	X	0.02953	=	in.Hg
kg	X	2.205	=	lb
°C	X	9/5 + 32	=	°F

TABLEAU DE CONVERSION PRESSION BAROMETRIQUE

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

→mbar ou hPa

→In. Hg

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

RAPPEL:

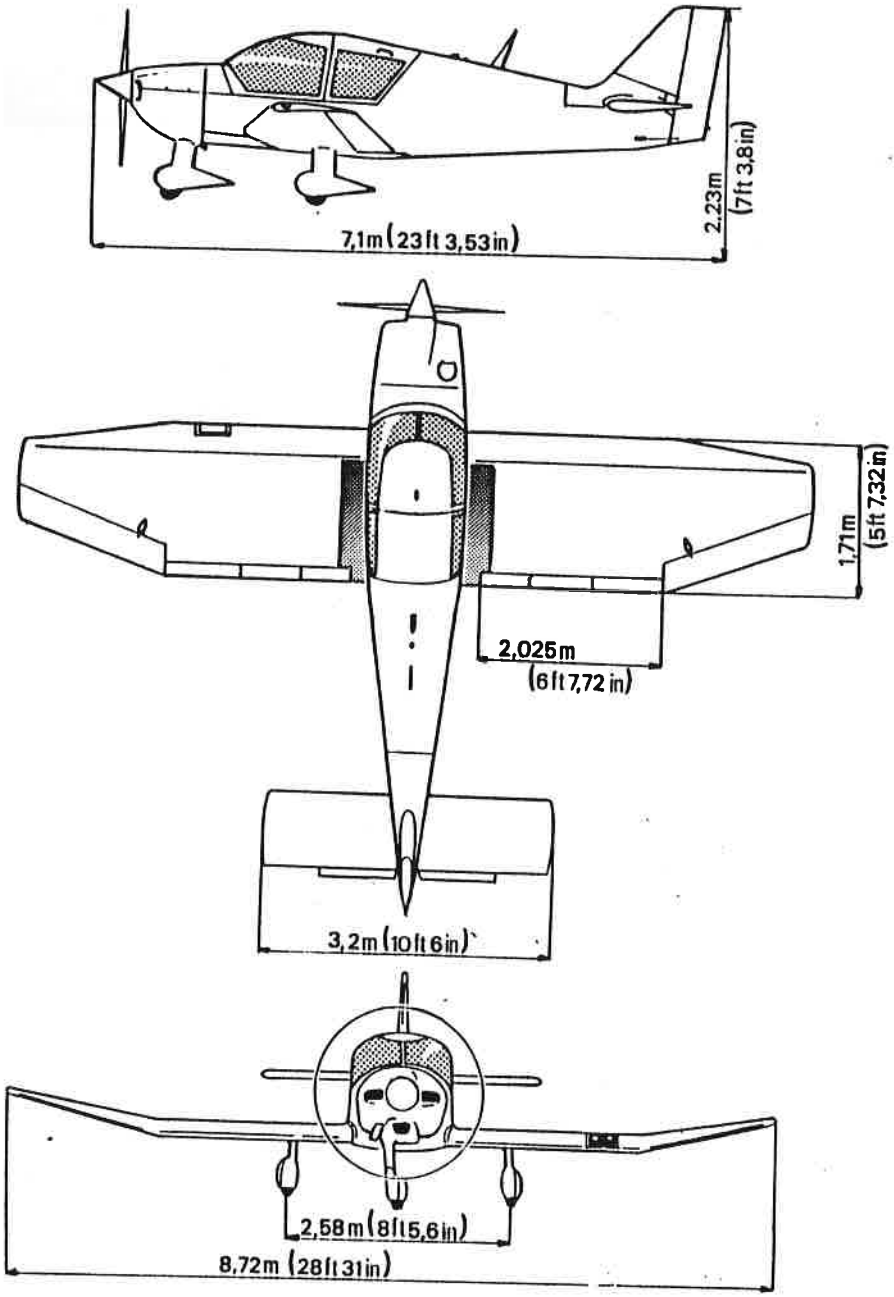
Pression standard 1013.2 mbar ou hPa est égale à 29.92 In.Hg

PAGE LAISSEE BLANCHE INTENTIONNELLEMENT

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 1.04
Groupe motopropulseur 1.05
Hélice 1.06
Circuit de carburant 1.07
Carburant 1.08
Huile 1.08
Equipement cabine 1.10
Climatisation et ventilation 1.12
Circuit électrique 1.13


7,1m (23ft 3,53in)
2,23m (7ft 3,8in)
1,71m (5ft 7,32in)
2,025m (6ft 7,72in)
3,2m (10ft 6in)
2,58m (8ft 5,6in)
8,72m (28ft 31in)

ENCOMBREMENT GENERAL

Envergure maximum ..... (28 ft 7.3 in) 8.72 m
Longueur totale ..... (23 ft 3.5 in) 7.10 m
Hauteur totale ..... (7 ft 3.79 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 verrière coulissante.

VOILURE

Surface portante ..... (146.40 sq ft) 13.6 m^2
Profil ..... NACA 43013.5 modifié
Allongement 5.35
Dièdre en bout d'aile ..... 14°

AILERONS

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

Les ailerons sont équilibrés statiquement.

VOLETS DE COURBURE

Surface (par volet) ..... (3.55 sq ft) 0.33 m^2
Envergure (par volet) ..... (6 ft 7.72 in) 2.025 m

EMPENNAGE HORIZONTAL

Surface totale (gouverne) ..... (31 sq ft) 2.88 m^2
dont surface anti-tab ..... (2.8 sq ft) 0.26 m^2
Envergure ..... (10 ft 6 in) 3.20 m

EMPENNAGE VERTICAL

Surface totale ..... (17.55 sq ft) 1.63 m^2
Surface de la dérive ..... (10.76 sq ft) 1 m^2
Surface de la gouverne ..... (6.78 sq ft) 0.63 m^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

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

Train d'atterrissage avant

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

Atterrisseurs principaux

Pression pneus ..... (29 psi) 2 bar
Pression amortisseurs ..... (87 psi) 6 bar

FREINS

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

Huile de circuit hydraulique ..... MIL.H.5606 - A
Norme AIR 3520

GROUPE MOTOPROPULSEUR

Moteur

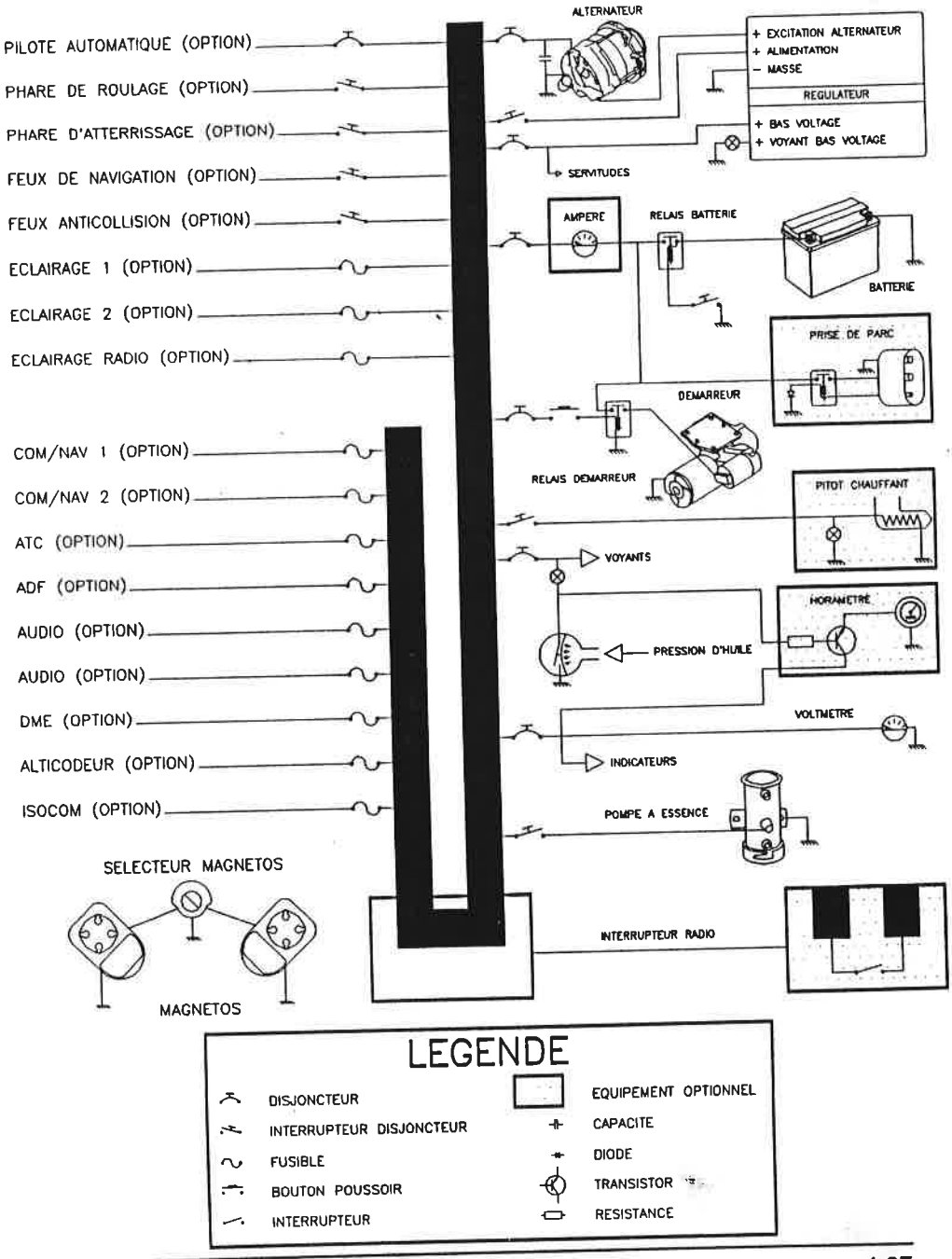
Marque ..... LYCOMING
Type O-320-D2A
Nombre de cylindres 4
Puissance maximale ..... (160 HP) à 2700 tr/mn

HELICE

MARQUE	SENSENICH
TYPE	74 DM6 S5-2-64
DIAMETRE	1.83 m (72 in)*
PAS	64 in
REGIME MINI PLEIN GAZ NIVEAU MER	2200 tr/mn

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

SCHEMA DU CIRCUIT ELECTRIQUE



LEGENDE

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

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 optionnel de 50 l (11 imp/13.2 us gal).

HUILE **

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

Pendant les 50 premières heures de fonctionnement:
Huile minérale pure

Après les 50 premières heures de fonctionnement:
Huile dispersante

Qualités

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

* Se référer à la Service Instruction Lycoming n° 1070 à sa dernière édition.
** Se référer à la Service Instruction Lycoming n° 1014 à sa dernière édition.

SCHEMA DU CIRCUIT DE CARBURANT

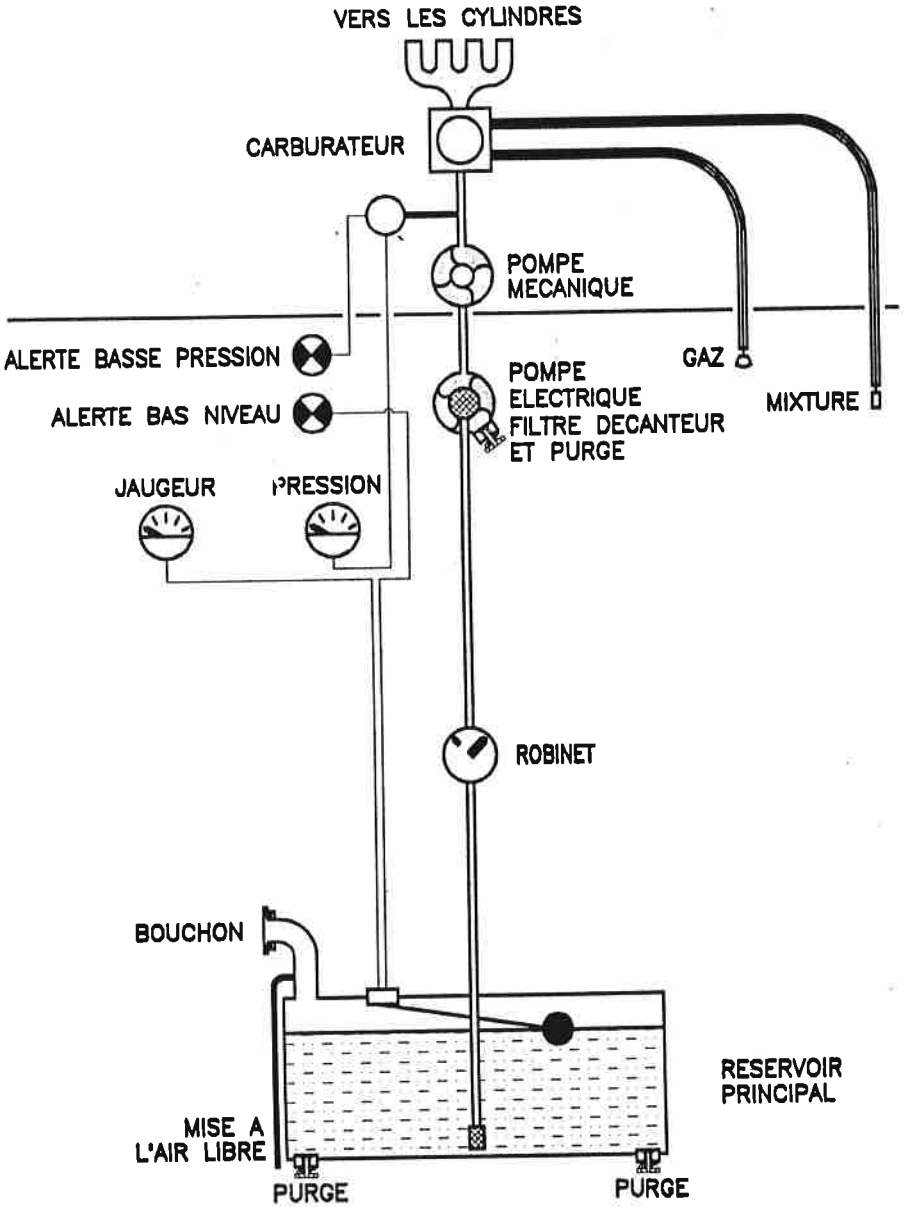
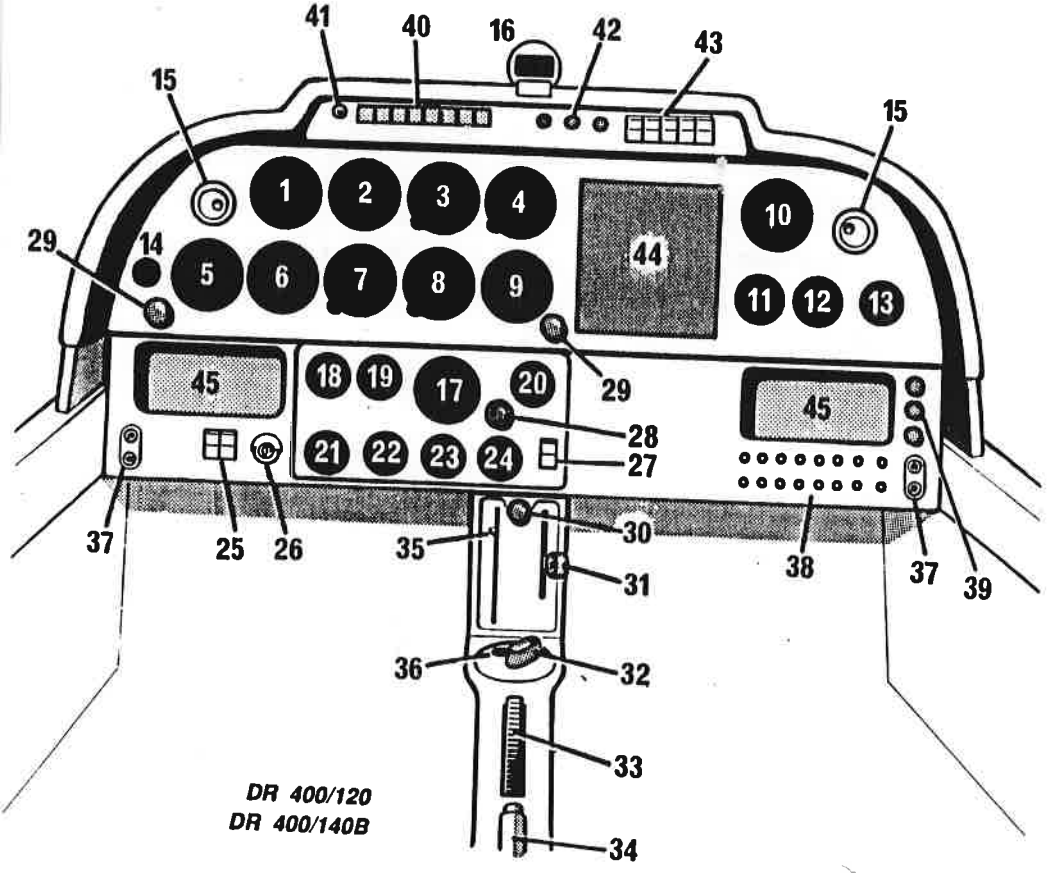


PLANCHE DE BORD

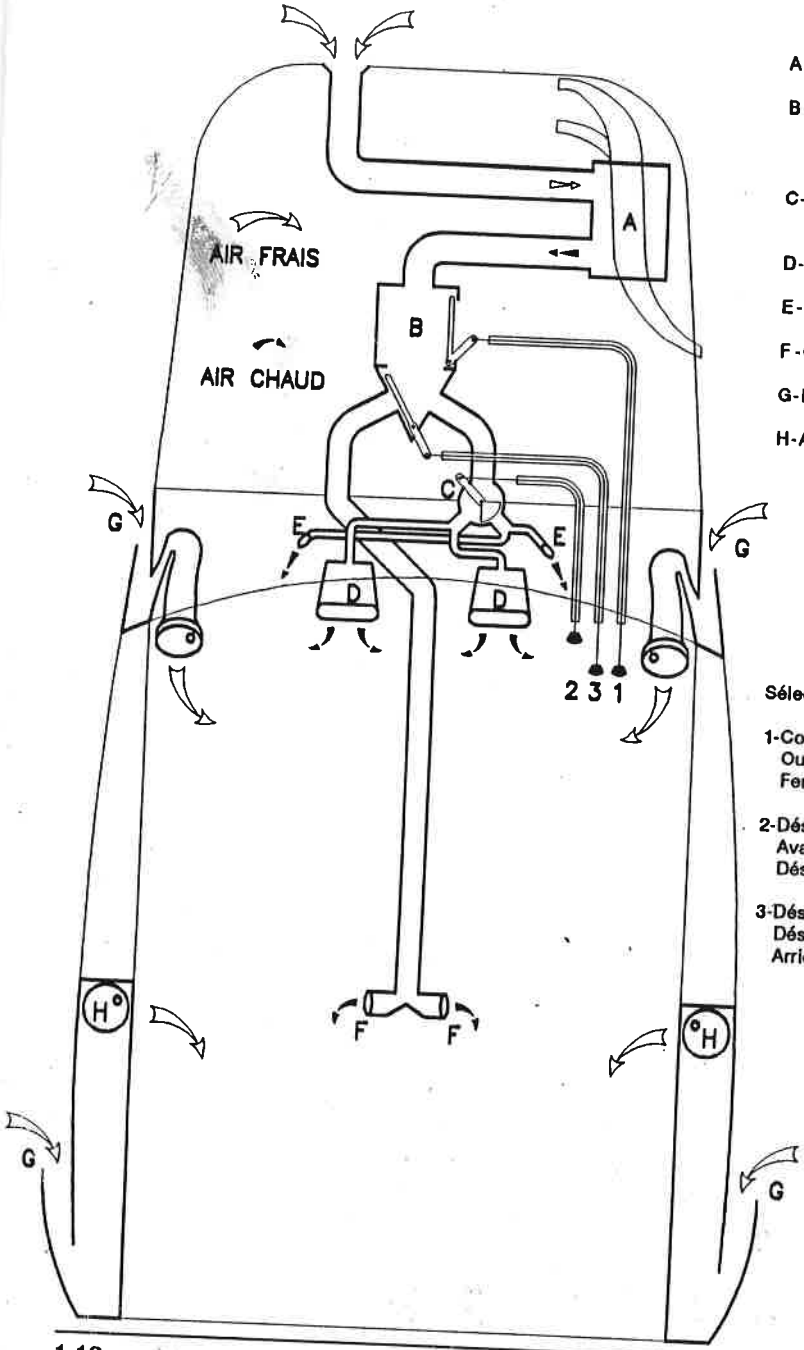


1..... Anémomètre
2..... Horizon (opt.)
3..... Altimètre
4..... Equipement optionnel
5..... Equipement optionnel
6..... Indicateur de virage (option)
7..... Conservateur de cap (option)
8..... Variomètre (opt.)
9..... Equipement optionnel
10..... Equipement optionnel
11..... Equipement optionnel
12..... Equipement optionnel
13..... Equipement optionnel
14..... Indicateur de dépression (option)
15..... Aérateurs
16..... Compas
17..... Tachymètre
18..... Indicateur pression d'huile
19..... Indicateur température d'huile
20..... Indicateur pression d'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)

CLIMATISATION ET VENTILATION



A - Collecteur échangeur

B - Boîte de distribution chaud et de sélection Avant-Arrière

C - Boîtier de sélection Désembuage avant

D - Buse de désembuage

E - Chauffage Avant

F - Chauffage Arrière

G - Entrée d'air frais

H - Aérateur orientable

Sélecteurs de chauffage

1 - Commande chauffage:
Ouvert.....(Tirer)
Fermé.....(Pousser)

2 - Désembuage Avant-Arrière:
Avant.....(Tirer)
Désembuage.....(Pousser)

3 - Désembuage Avant-Arrière:
Désembuage Avant...(Tirer)
Arrière .....(Pousser)

SECTION 2 LIMITATIONS

TABLE DES MATIERES

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

NOTE

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

BASES DE CERTIFICATION

L'avion DR 400/140 B a été certifié le 09.11.75 en catégorie "NORMALE" et "UTILITAIRE" conformément aux conditions techniques suivantes:

- Conditions générales du règlement AIR 2050 suivant mise à jour du 6 juin 1966.
- Conditions complémentaires pour conformité à FAR Part 23 Amendement 7.
- Conditons 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	99 - 260	53 - 140
Arc blanc	Vso - Vfe	87 - 170	47 - 92

FACTEURS DE CHARGE LIMITE A LA MASSE MAXIMALE AUTORISEE

(2006 lb) 910 kg (catégorie "U")

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

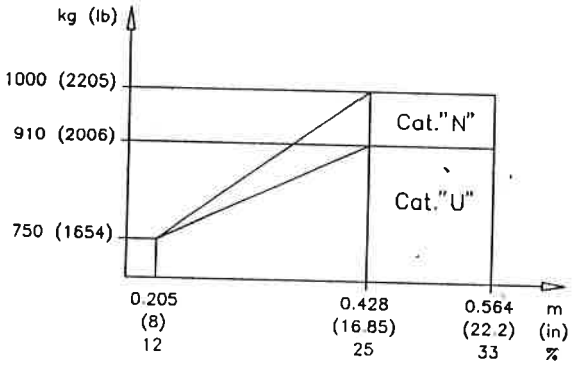
(2205 lb) 1000 kg (catégorie "N")

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

MASSES MAXIMALES AUTORISEES

	Cat. "U"	Cat."N"
Au décollage	(2006 lb) 910 kg	(2205 lb) 1000 kg
A l'atterrissage	(2006 lb) 910 kg	(2205 lb) 1000 kg

CENTRAGE



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

PLAN DE CHARGEMENT

(Voir également centrogramme, section 6)

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

	Masse kg (lb)	Bras de levier m (in)
Sièges Avant	2 x 77 (2 x 170)	0.36 - 0.46 (14) - (18)
Sièges Arrière (*)	2 x 77 (2 x 170)	1.19 (47)
Essence Réservoir principal	72 (159)	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 ..... 30 sec.
Régime maximum (trait rouge) ..... 2700 tr/mn
Température culasse maxi (trait rouge) ..... (500°F) 260 °C

REPERES SUR LE TACHYMETRE

Arc vert ..... 2000 à 2700 tr/mn
Trait rouge ..... 2700 tr/mn

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
Pression normale ..... (0.5 à 8 psi) 35 à 550 mbar

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 6.5 bar
Pression mini ralenti (trait rouge) ..... (25 psi) 1.70 bar
Pression maxi à froid et au décollage (trait rouge) ..... (115 psi) 7.9 bar
Capacité totale du moteur ..... (8 US quarts) 7.5 l
Capacité consommable ..... (6 US quarts) 5.7 l
Qualités ..... voir page 1.08

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

LIMITES DE CHARGEMENT

Nombre d'occupants:
Sièges avant 2
Sièges arrière 2

Coffre à bagages:
Masse maxi autorisée .....(88 lb) 40 kg

LIMITES D'EMPLOI DANS LA CATÈGORIE "U"

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

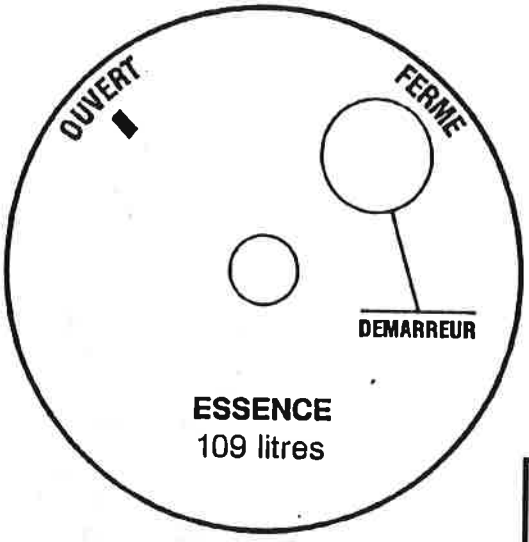
- Virages serrés (60°)
- Huit paresseux
- Chandelles
- Vol en limite de décrochage

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

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

CET AVION DOIT ETRE UTILISE EN CATEGORIE *NORMALE* OU *UTILITAIRE*, CONFORMEMENT AU MANUEL DE VOL APPROUVE PAR LES SERVICES OFFICIELS.
SUR CET AVION, TOUS LES REPERES ET PLAQUES INDICATRICES SONT RELATIFS A SON UTILISATION EN CATEGORIE *NORMALE*.
POUR L'UTILISATION EN CATEGORIE *UTILITAIRE*, SE REFERER AU MANUEL DE VOL.
AUCUNE MANOEUVRE ACROBATIQUE N'EST AUTORISEE POUR L'UTILISATION EN CATEGORIE NORMALE.

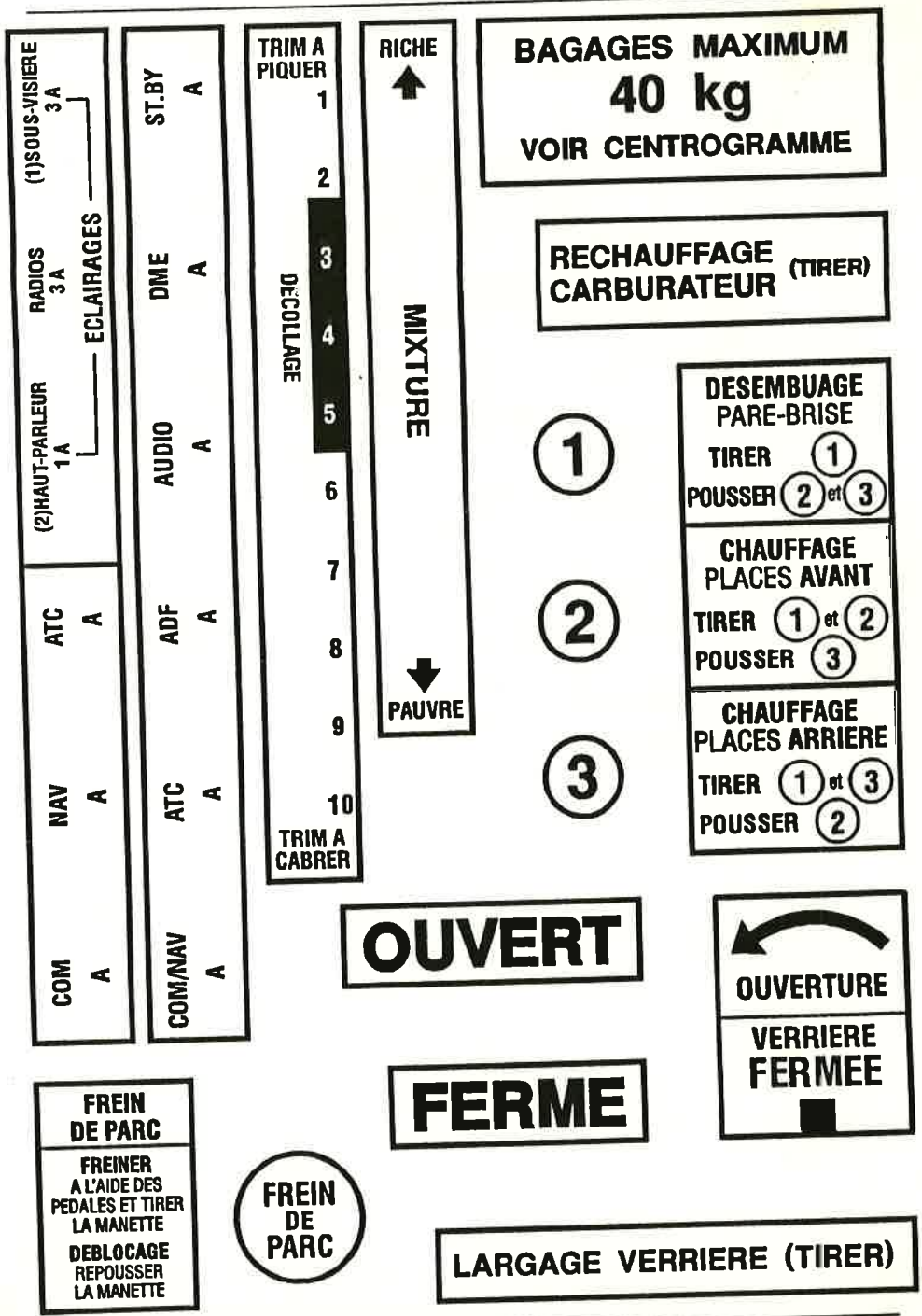
VITESSE DE MANOEUVRE: 215 km/h - 116 kt
VRILLES INTERDITES • CONDITIONS DE VOL VFR DE JOUR EN ZONE NON GIVRANTE • INTERDICTION DE FUMER

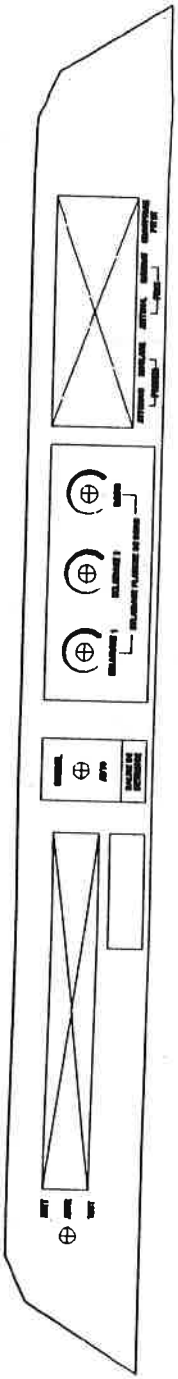


AVGAS 100 LL
110 litres

NE PAS TOUCHER

NE PAS MONTER


(1)SOUS-VISIERE 3 A
RADIOS 3 A
ECLAIRAGES
(2)HAUT-PARLEUR 1 A
COM A
NAV A
ATC A
ST.BY A
DME A
AUDIO A
ADF A
COM/NAV A
ATC A
TRIM A PIQUER
1
2
DECOLLAGE
3
4
5
6
7
8
9
10
TRIM A CABRER
RICHE
MIXTURE
PAUVRE
BAGAGES MAXIMUM
40 kg
VOIR CENTROGRAMME
RECHAUFFAGE CARBURATEUR (TIRER)
1
DESEMBUAGE PARE-BRISE
TIRER 1
POUSSER 2 et 3
2
CHAUFFAGE PLACES AVANT
TIRER 1 et 2
POUSSER 3
3
CHAUFFAGE PLACES ARRIERE
TIRER 1 et 3
POUSSER 2
OUVERT
OUVERTURE
VERRIERE FERMEE
FERME
FREIN DE PARC
FREINER A L'AIDE DES PEDALES ET TIRER LA MANETTE
DEBLOCAGE REPOUSSER LA MANETTE
FREIN DE PARC
LARGAGE VERRIERE (TIRER)



PRESSION DE GONFLAGE TRAIN PRINCIPAL	
PNEU	2 bar
AMORTISSEUR	6 bar

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

BAT | ALT

POMPE ELEC

MICRO CASQUE

INDICATEURS

SERVITUDES

VOYANTS

DEMARREUR

ATTENTION
LIQUIDE FREIN
AIR 3520
OTAN H 515

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, moteur en marche 3.04
Incendie 3.04
Vibrations et irrégularités de fonctionnement du moteur 3.06
Panne d'alimentation en huile 3.06
Givrage 3.07
Panne de génération électrique 3.08
Vrilles involontaires 3.08
Panne sur commande de profondeur 3.09

PANNE MOTEUR AU DECOLLAGE (roulage)

S'il reste suffisamment de piste:

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

S'il ne reste pas suffisamment de piste:

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

PANNE MOTEUR IMMEDIATEMENT APRES LE DECOLLAGE

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

NOTE IMPORTANTE

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

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

PANNE MOTEUR EN VOL

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

- Prendre la vitesse de meilleure finesse, volets rentrés 145 km/h (78 kt). Dans ces conditions et sans vent, l'avion parcourt environ 9,3 fois son altitude.

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

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

Si l'hélice est calée, actionner le démarreur.

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

ATTERRISSAGE FORCE EN CAMPAGNE, MOTEUR EN PANNE

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

Finale

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

ATTERRISSAGE DE PRECAUTION EN CAMPAGNE, MOTEUR EN MARCHE

Reconnaître le terrain choisi, en effectuant au besoin plusieurs passages à basse vitesse (130 km/h - 70 kt) volets en position décollage (1er cran), puis faire une approche de précaution de 120 km/h (65 kt), volets en position atterrissage (2e cran).

En finale, déverrouiller la verrière.

Avant de toucher le sol

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

NOTE: EN CAS DE BLOCAGE DE LA VERRIERE

Poignée de verrière en position "ouvert".

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

INCENDIE

Feu moteur au sol, à la mise en route

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

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

Si le feu persiste

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

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

Feu moteur en vol

Robinet essence ..... fermé
Manette des gaz ..... plein gaz (pousser) jusqu'à l'arrêt moteur
Mixture ..... étouffoir (vers le bas)
Pompe électrique ..... arrêt
Excitation alternateur ..... coupé
Chauffage cabine et ventilation ..... coupés
Adopter une vitesse de finesse maxi ..... (78 kt) 145 km/h

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

Ne pas essayer de remise en route du moteur

Feu dans la cabine

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

Pour éliminer les fumées, ouvrir à fond la ventilation.

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

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

Atterrir rapidement si le feu persiste.

VIBRATIONS ET IRREGULARITES DE FONCTIONNEMENT DU MOTEUR

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

- Un givrage au carburateur: voir plus loin paragraphe "GIVRAGE"

- Un mélange règlé trop riche ou trop pauvre: règler la mixture (voir section 4)

- La présence d'impuretés dans le circuit carburant: vérifier la pression d'essence. Mettre en fonction la pompe électrique

- Une défaillance d'allumage: contacts magnétos sur "L", puis sur "R", puis retour sur "Both". Sélectionner la position procurant le meilleur fonctionnement du moteur et rejoindre le terrain le plus proche à régime réduit, mixture règlée 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: 135 km/h (73 kt).

REMARQUES

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

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

PANNE DE GENERATION ELECTRIQUE

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

Si le voyant ambre s'allume

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

Si la panne persiste

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

NOTE

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

VRILLE INVOLONTAIRE

En cas de vrille, appliquer la procédure suivante:
- Manette des gaz ..... réduit (tirer)
- Direction ..... à fond contre le sens de rotation
- Profondeur ..... 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 (déconnection accidentelle):

- Stabiliser l'avion en vol horizontal, volets rentrés, à 130 km/h (70 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

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 4.07
Roulage 4.08
Point fixe 4.08
Avant le décollage 4.09
Décollage 4.09
Montée 4.10
Croisière 4.10
Descente 4.12
Atterrissage 4.12
Arrêt moteur 4.13
Utilisation du frein de parc 4.14

PAGE LAISSEE BLANCHE INTENTIONNELLEMENT

CHARGEMENT

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

VITESSES D'UTILISATION NORMALE

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

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

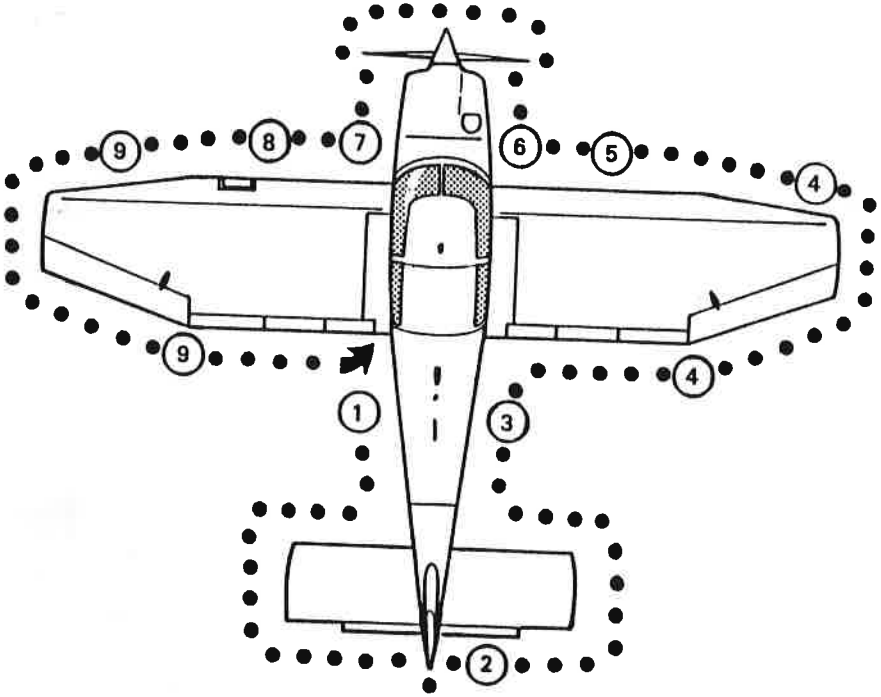
- Vitesse optimale de montée
  volets en position décollage (1er cran) ..... (78 kt) 145 km/h
  volets rentrés ..... (86 kt) 160 km/h

- Vitesse de meilleure pente de montée
  volets en position décollage (1er cran) ..... (70 kt) 130 km/h
  volets rentrés ..... (70 kt) 130 km/h

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

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

- Vitesse d'atterrissage (approche finale)
  volets en position atterrissage (2^{e} cran) ..... (62 kt) 115 km/h



INSPECTION PRE-VOL

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

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

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

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

VERIFICATION INTERIEURE DE LA CABINE AVANT MISE EN ROUTE

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

DEMARRAGE DU MOTEUR

Procédure normale

Réchauffage carburateur ..... froid (pousser)
Mixture ..... plein riche (vers le haut)
Feu anti-collision si installé (option) ..... marche
Jaugeurs ..... vérifiés
Robinet essence ..... fonctionnement vérifié, ouvert
Sélecteur magnéto ..... position L
Pompe électrique ..... marche
Manette des gaz ...effectuer 2 ou 3 injections puis manette 1/4 en avant
Zone hélice ..... dégagée
Démarreur ..... marche (30 sec. maxi)
Quand le moteur démarre le sélecteur magnéto ..... L+R ("Both")

Procédure moteur chaud

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

Procédure par temps froid

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

Moteur "noyé"

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

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

ATTENTION

Eviter d'utiliser le démarreur pendant plus de 30 secondes. Attendre au moins une minute avant de procéder à un nouveau démarrage.

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

APRES MISE EN MARCHE DU MOTEUR

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

Radio, Instruments navigation ..... marche, réglés
Altimètre ..... règlé
Indicateur de dépression si installé (option) ..... Vérifié

ROULAGE

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

POINT FIXE

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

Vérification magnétos

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

Vérification réchauffage carburateur

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

Vérification mixture

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

Vérification ralenti

Manette des gaz ..... 600 à 650 tr/mn

AVANT LE DECOLLAGE

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

DECOLLAGE

Décollage normal

Régime mini plein gaz ..... 2200 tr/mn
Vitesse de décollage ..... (54 kt) 100 km/h
Vitesse de montée initiale ..... (65 kt) 120 km/h

Après franchissement des obstacles,

Diminuer la pente de montée pour obtenir ..... (78 kt) 145 km/h
Pompe électrique ..... arrêt
Pression essence ..... vérifiée (plage verte)
Volets ..... rentrés

Décollage court

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

Décollage par vent de travers

Volets ..... (1er cran) position décollage
Ailerons ..... dans le vent
Décoller à une vitesse légèrement supérieure à la vitesse indiquée pour un décollage normal.
Annuler la dérive de façon classique (inclinaison maximale près du sol: 15°)

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

MONTEE

Montée normale (volets rentrés)

Prendre la vitesse de montée 160 km/h (86 kt); 140 km/h (75 kt) au plafond.

Au dessus de 5000 ft, règler 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), ou avec les volets rentrés.

NOTE

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

CROISIERE

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

Utilisation de la commande de mixture

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

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

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

Règlage de la mixture en croisière après stabilisation:

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

NOTE

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

ENRICHIR TOUJOURS LE MELANGE AVANT UNE AUGMENTATION DE PUISSANCE.

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

Mixture ..... plein riche (vers le haut)
Pompe électrique ..... marche
Réchauffage carburateur à la demande .....plein chaud ou plein froid
Cabine (sièges, ceintures) .....vérifiés
Volets .....au dessous de 170 km/h (92 kt)(1er cran) position décollage
Vitesse .....(81 kt) 150 km/h
Trim de profondeur ..... réglé
Stabilisateur de roulis ou P.A. (si équipé) ..... coupé

Finale

Réchauffage carburateur ..... froid (pousser)
Volets ....au dessous de 150 km/h (81 kt)(2^{e} cran) position atterrissage
Vitesse d'approche .....(62 kt) 115 km/h
Trim de profondeur .....règlé

ATTERRISSAGE

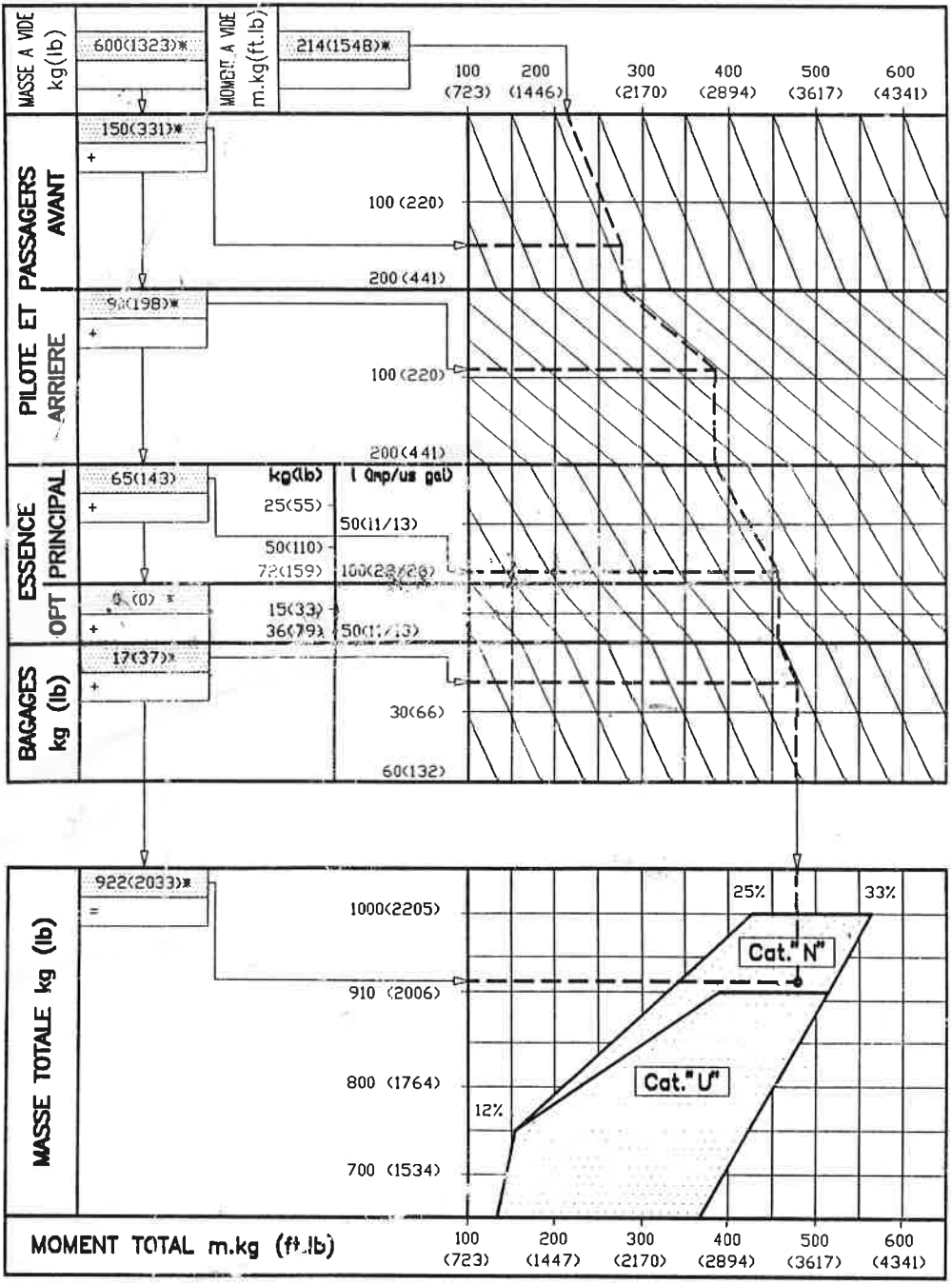
Atterrissage court

Volets ..... (2^{e} cran) position atterrissage
Vitesse d'approche ..... (règlée à la manette des gaz)(62 kt) 115 km/h
Après prise de contact, freiner énergiquement en maintenant la profondeur cabrée et en rentrant les volets.

SECTION 6 MASSE ET CENTRAGE

TABLE DES MATIERES

Centrogramme 6.02
Utilisation du centrogramme 6.03


MASSE A VIDE kg(lb)
600(1323)*
MOMENT A VIDE m.kg(ft.lb)
214(1548)*
100 (723)
200 (1446)
300 (2170)
400 (2894)
500 (3617)
600 (4341)
PILOTE ET PASSAGERS AVANT
150(331)*
+
100 (220)
200 (441)
ARRIERE
(198)*
+
100 (220)
200 (441)
ESSENCE
PRINCIPAL
65(143)
+
kg(lb)
l Amp/us gal
25(55)
50(11/13)
50(110)
72(159)
100(22/26)
OPT
(0) *
+
15(33)
36(79)
50(11/13)
BAGAGES kg (lb)
17(37)*
+
30(66)
60(132)
MASSE TOTALE kg (lb)
922(2033)*
=
1000(2205)
910 (2006)
800 (1764)
700 (1534)
25%
33%
Cat."N"
Cat."U"
12%
MOMENT TOTAL m.kg (ft.lb)
100 (723)
200 (1447)
300 (2170)
400 (2894)
500 (3617)
600 (4341)

SECTION 5 - PERFORMANCES

Limitation acoustique

Conformément à l'arrêté du 19.02.1987, le niveau de bruit admissible pour l'avion DR 400/140 B correspondant à la masse totale de certification de (2205 lb) 1000 kg, est de 73.3 dB (A).

Le niveau de bruit déterminé dans les conditions fixées par l'arrêté précité à la puissance maximale continue est de 64.7dB(A).

L'avion DR 400/140 B a reçu le certificat de type de limitation de nuisance n° N45.

Performances de décollage

A la masse maximale de 1000 kg (2205 lb),
Par vent nul, volets 1er cran, moteur plein gaz

Vitesse de décollage ..... (54 kt) 100 km/h
Vitesse de passage 15 m (50 ft) ..... (65 kt) 120 km/h

ALTITUDE (ft)	TEMPERATURE °C (°F)	MASSE 1000 kg (2205 lb)				MASSE 800 kg (1764 lb)			
		Distance de roulement		Distance de décollage passage 15m(50ft)		Distance de roulement		Distance de décollage passage 15m(50ft)	
		m	(ft)	m	(ft)	m	(ft)	m	(ft)
0	- 5 (23) Std = 15 (59) 35 (95)	215 245 270	(706) (804) (886)	435 485 535	(1428) (1591) (1756)	125 135 150	(411) (443) (493)	245 265 290	(804) (870) (952)
4000	- 13 (7) Std = 7 (45) 27 (81)	290 330 365	(952) (1083) (1198)	580 645 720	(1903) (2117) (2363)	165 180 200	(542) (591) (657)	320 350 385	(1050) (1149) (1264)
8000	- 21 (-6) Std = - 1 (30) 19 (66)	390 445 500	(1280) (1461) (1641)	780 870 975	(2560) (2855) (3199)	225 245 275	(739) (804) (903)	415 465 515	(1362) (1526) (1690)

SECTION 2 - LIMITATIONS

Les limitations de la Section 2 sont les mêmes à l'exception de celles spécifiées ci-après:

Limitations moteur

Régime maximum ..... 2500 tr/mn
Régime maximum continu ..... 2500 tr/mn

Repères sur le tachymètre

Arc vert ..... 2000 à 2500 tr/mn
Trait rouge ..... 2500 tr/mn

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

Les procédures d'urgence sont les mêmes que celles de la Section 3.

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

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

Décollage normal

Régime mini plein gaz ..... 2300 tr/mn

Décollage court

Mettre plein gaz freins serrés
puis lacher les freins ..... mini 2300 tr/mn

SECTION 1 - DESCRIPTION

Les données de la Section 1 sont les mêmes à l'exception de celles spécifiées ci-aprés:

Moteur

Puissance maximale ..... (155 cv) 2500 tr/mn
Puissance maximale continue ..... (155 cv) 2500 tr/mn

Hélice

MARQUE	SENSENICH
TYPE	74 DM6 S5-2-60
DIAMETRE	1.83 m (72 in)
PAS	60 in
REGIME MINI PLEIN GAZ NIVEAU MER	2300 tr/mn

ADDITIF 5	HELICE SENSENICH 74 DM6 S5-2-60

TABLE DES MATIERES

Section 1 Description 7.26
Section 2 Limitations 7.27
Section 3 Procédures d'urgence 7.27
Section 4 Procédures normales 7.27
Section 5 Performances 7.28

Performances en palier

A la masse maximale de 1000 kg (2205 lb).
En atmosphère standard.
Au réglage mixture optimale.
Carburant utilisable 100 l (49.72 imp/26.4 US gal).
Sans réserve de carburant.
Par vent nul.

REGIME		ALTITUDE	CONSOMMATION			VITESSE PROPRE		AUTONOMIE	DISTANCE	
%	rpm	Zp (ft)	l/h	gal/h imp	us	km/h	kt	h.mm	km	Nm
67.5	2500	2000	30.8	6.77	8.12	216	116	3.14	700	378
65.0	2500	5500	29.6	6.52	7.82	216	116	3.22	729	393
62.5	2500	8500	28.5	6.27	7.52	215	116	3.30	754	406
61.0	2500	10500	27.8	6.12	7.34	214	115	3.35	769	414

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

Les procédures normales sont les mêmes que celles de la Section 4.

SECTION 5 - PERFORMANCES

Le régime maximal de 2500 tr/mn ne peut être atteint qu'en palier, car le DR 400/140 B est équipé d'une hélice à pas fixe.

Les performances de la section 5 sont les mêmes à l'exception de celles spécifiées ci-après.

Limitations acoustiques

Conformément à l'arrêté du 19.02.1987, le niveau de bruit admissible pour l'avion DR 400/140 B correspondant à la masse totale de (2205 lb) 1000 kg est de 73.3 dB(A).

Le niveau de bruit déterminé dans les conditions fixées par l'arrêté précité à la puissance maximale continue est de 64.2 dB(A).

L'avion DR 400/140 B a reçu le certificat de type de limitation de nuisance n° N45.

Cet additif s'applique à l'hélice SENSENICH 74 DM6 S5-2-64 uniquement.

SECTION 1 - DESCRIPTION

Le but de la limitation du régime maximum du moteur à 2500 tr/mn est d'abaisser le niveau de bruit émis par le DR 400/140 B.

Les données de la Section 1 sont les mêmes à l'exception de celles spécifiées ci-aprés:

Moteur

Puissance maximale ..... (160 cv) 2700 tr/mn
Puissance maximale continue ..... (155 cv) 2500 tr/mn

SECTION 2 - LIMITATIONS

Les limitations de la Section 2 sont les mêmes à l'exception de celles spécifiées ci-après:

Limitations moteur

Régime maximum ..... 2700 tr/mn
Régime maximum continu ..... 2500 tr/mn

Repères sur le tachymètre

Arc vert ..... 2000 à 2500 tr/mn
Trait rouge ..... 2700 tr/mn

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

Les procédures d'urgence sont les mêmes que celles de la Section 3.

ADDITIF 4 REDUCTION DU BRUIT

TABLE DES MATIERES

Section 1 Description 7.22
Section 2 Limitations 7.22
Section 3 Procédures d'urgence 7.22
Section 4 Procédures normales 7.23
Section 5 Performances 7.23

Procédure d'engagement du pilote automatique en vol

1- Attitude avion ..... ailes horizontales

2- Bouton "ROLL" ..... centré

3- Commutateur du mode cap "HDG" ..... "HDG OFF"

4- Commutateur du pilote automatique ..... "A/P ON"

5- Sélecteur de Mode ..... "HDG"

6- Sélecteur de cap ..... centré

7- Commutateur du mode cap "HDG" ..... "HDG ON"

8- Sélectionner le mode de fonctionnement désiré

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

Procédure d'approche finale

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

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

SECTION 5 - PERFORMANCES

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

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

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

1- Dépression ..... arc vert

2- Commutateur de pilote automatique ..... "A/P OFF"

3- Commutateur du mode cap (HDG) ..... "HDG OFF"

4- Sélecteur de Mode ..... "HDG"

5- Bouton ROLL ..... centré

6- Gyro Directionnel ..... centré

7- Commutateur de pilote automatique ..... "A/P ON"

8- Tourner le bouton "ROLL" ..... "L" puis "R"
(constater que le manche répond dans la bonne direction)

9- Commutateur de mode cap (HDG) ..... "HDG ON"

10- Tourner le sélecteur de cap ..... à droite puis à gauche
(constater la réaction du pilote automatique. En l'absence d'effort aérodynamique, la réaction est continue)

11- Surpasser au manche le pilote automatique .. à droite puis à gauche
(la force nécessaire doit être de 7 kg (15 lbs) environ)

12- Avant le décollage ..... "A/P OFF"

SECTION 2 - LIMITATIONS

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

Les limitations suivantes spécifiques au pilote automatique doivent être ajoutées:

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

IMPORTANT

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

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

En cas de mauvais fonctionnement du pilote automatique:

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

NOTE

Le pilote automatique peut être surpassé sans aucune détérioration du système

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

3- Tirer le disjoncteur du pilote automatique et ne pas tenter de le remettre en route

En cas de défaillance du circuit pneumatique:

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

Mode "NAV" Ce mode effectue les mêmes fonctions que le mode "OMNI" et selon le même mode opératoire.
Le mode "NAV" introduit cependant un retard qui réduit les réactions aux faibles déplacements de l'aiguille du VOR.
Le mode "NAV" est recommandé en navigation ou à chaque fois que la réponse du pilote automatique aux faibles déviations de l'aiguille du VOR devient excessive.
Le mode "NAV" ne doit pas être utilisé pendant l'approche du VOR où les réactions dynamiques proportionnelles du mode "OMNI" sont nécessaires.

Mode "LOC NORM" Dans ce mode, la sensibilité du système est ajustée pour la largeur du faisceau du "Localizer" (5° au lieu de 20° pour le VOR) et permet des manoeuvres sans acoups d'interception, de suivi de cap et une meilleure optimisation.
Les interceptions à 45° sont automatiques avec une interception tangentielle avant la balise extérieure et une correction automatique du vent de travers.
Le cap désiré doit être sélectionné sur le Gyro Directionnel comme dans le mode "OMNI".

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

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

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

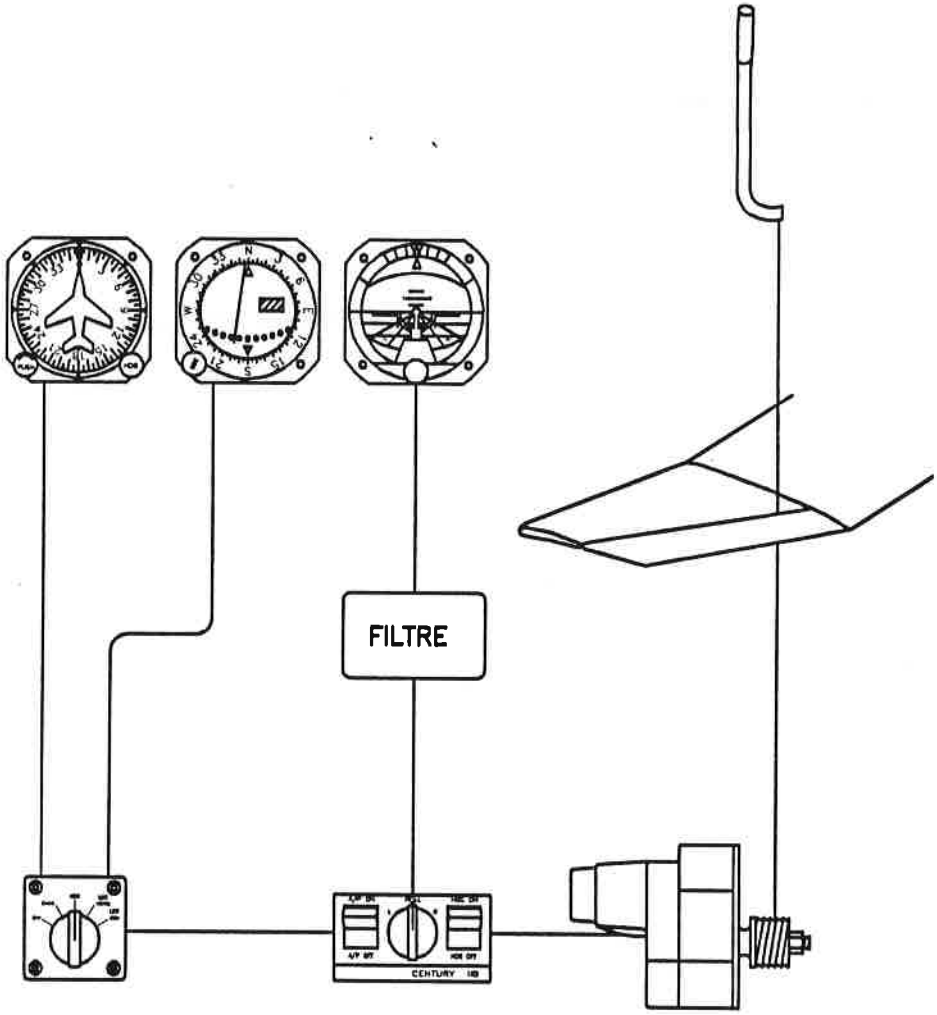
Dirige le pilote automatique en navigation VOR et ILS.

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.

SCHEMA DU PILOTE AUTOMATIQUE CENTURY II B



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 optionnel est installé).

ADDITIF 3 PILOTE AUTOMATIQUE CENTURY II B

TABLE DES MATIERES

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

Roulage

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

Avant le décollage

- dépression instruments ..... vérifiée
- VHF ..... essai
- VOR ou radio compas ..... essai
- chauffage désembuage .....à la demande
- feu d'atterrissage ..... marche

Alignement

- calage du directionnel

Décollage

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

Montée et croisière

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

Atterrissage

- feu d'atterrissage ..... marche
- feu de roulage ..... marche

Après l'arrêt du moteur

- feux ..... coupés

SECTION 5 - PERFORMANCES

Les performances de la Section 5 ne sont pas affectées.

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 ..... vérifié
- feu d'atterrissage ..... vérifié
- feu deroulage ..... vérifié
- éclairage cabine ..... vérifié
- éclairage tableau de bord ..... vérifié
- inverseur jour/nuit ..... vérifié
- présence à bord d'une torche électrique de secours ..... vérifié

Eclairage

- enclencher l'éclairage 2
- ajuster à l'aide de l'éclairage 1 selon bèsoin

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

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

Panne éclairage 1

- éclairage 2 ..... marche
- fusible éclairage 1 ..... vérifié

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

Panne de phares

- interrupteur disjoncteur de phares ..... vérifié

Panne batterie

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

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

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

SECTION 1 - DESCRIPTION

Le DR 400/140 B 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 DR 400/140 B 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:

- Horizon artificiel
- Indicateur de virage
- Indicateur gyroscopique de direction
- Variomètre
- Feu anti-collision
- Feu de navigation
- Feu de roulage
- Feu d'atterrissage
- Eclairage planche de bord
- Fusibles de rechange
- Torche électrique
- VHF 1 (cat. 2)
- VOR (cat. 2) ou radio compas automatique (cat. 2)
- Plaquette VFR de nuit

SECTION 2 - LIMITATIONS

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

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

ADDITIF 2 VFR DE NUIT

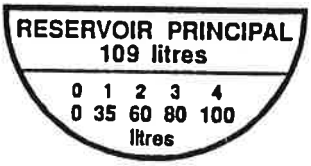
TABLE DES MATIERES

Section 1 Description 7.08
Section 2 Limitations 7.08
Section 3 Procédures d'urgence 7.09
Section 4 Procédures normales 7.10
Section 5 Performances 7.12

PAGE LAISSEE BLANCHE INTENTIONNELLEMENT

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 des pages 2.08, 2.09 et 2.10.



SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

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

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

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

SECTION 5 - PERFORMANCES

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

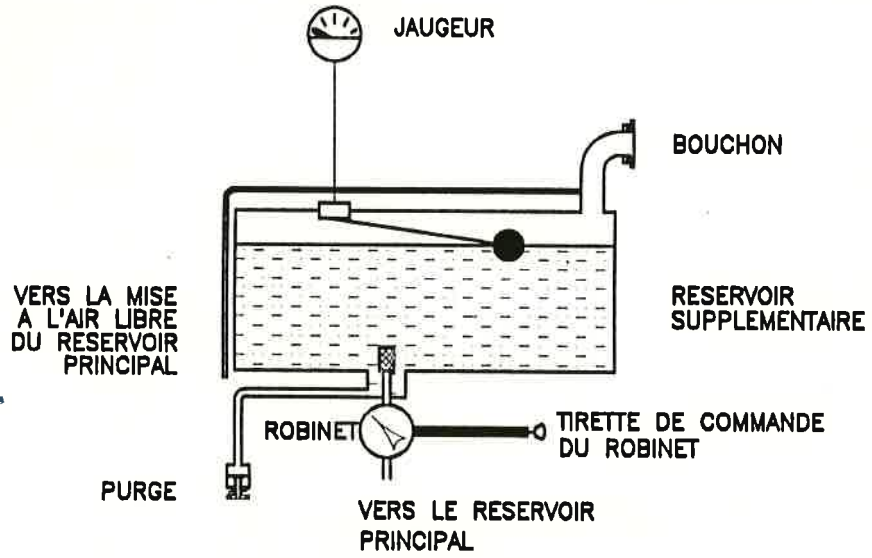
SECTION 1 - DESCRIPTION

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.

capacité ..... (11 imp/3,2 us gal) 50 l
bras de levier ..... (63 in) 1,61 m

NOTA

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



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

PAGE LAISSEE BLANCHE INTENTIONNELLEMENT

SECTION 7 ADDITIFS

TABLE DES MATIERES

Additif 1 Réservoir supplémentaire 7.03
Additif 2 VFR de nuit 7.07
Additif 3 Pilote automatique Century II B 7.13
Additif 4 Réduction du bruit 7.21
Additif 5 Hélice Sensenich 74 DM6 S5-2-60 ..... 7.25

PAGE LAISSEE BLANCHE INTENTIONNELLEMENT

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 1000 kg (2205 lb) en catégorie "N" et 910 kg (2206 lb) en catégorie "U".

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

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

EXEMPLE *

Moment à vide	(1548 ft.lb) 214 m.kg
Masse à vide	(1323 lb) 600 kg
Pilote + passager AV	(331 lb) 150 kg
Passagers AR	(198 lb) 90 kg
Essence 90 l (24 imp/20 us gal)	(143 lb) 65 kg
Bagages	(37.48 lb) 17 kg
MASSE TOTALE	(2033 lb) 922 kg

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

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

*** ATTENTION**

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

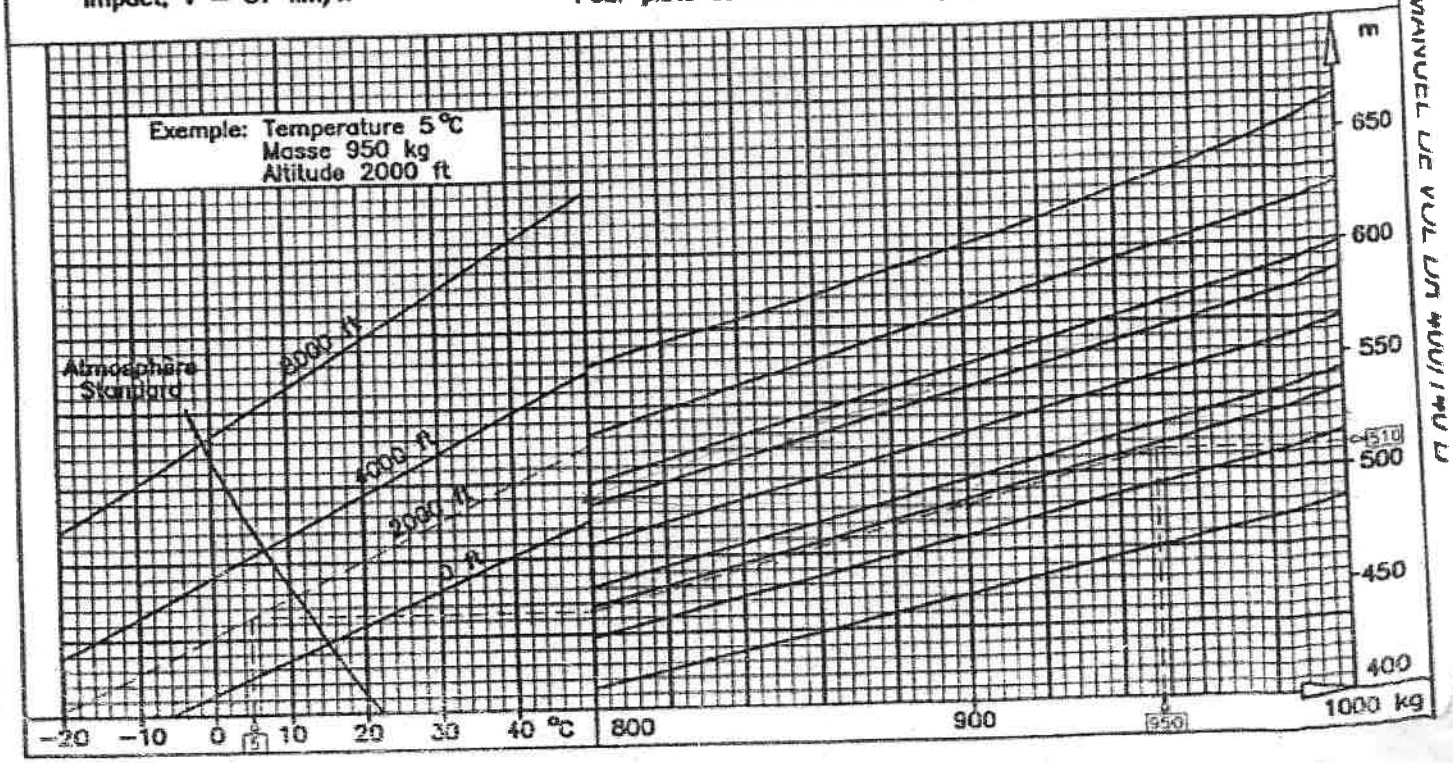
PERFORMANCES D'ATTERRISSAGE

Par vent nul
Volets 2e cran
Gaz réduits
Piste en dur sèche et plane
Passage des 15 m, V = 115 km/h
Impact, V = 87 km/h

Influence du vent de face: Pour 10 kt multiplier par 0,79
Pour 20 kt multiplier par 0,64
Pour 30 kt multiplier par 0,53

Influence du vent arriere : Par tranche de 2 kt, rajouter 10%

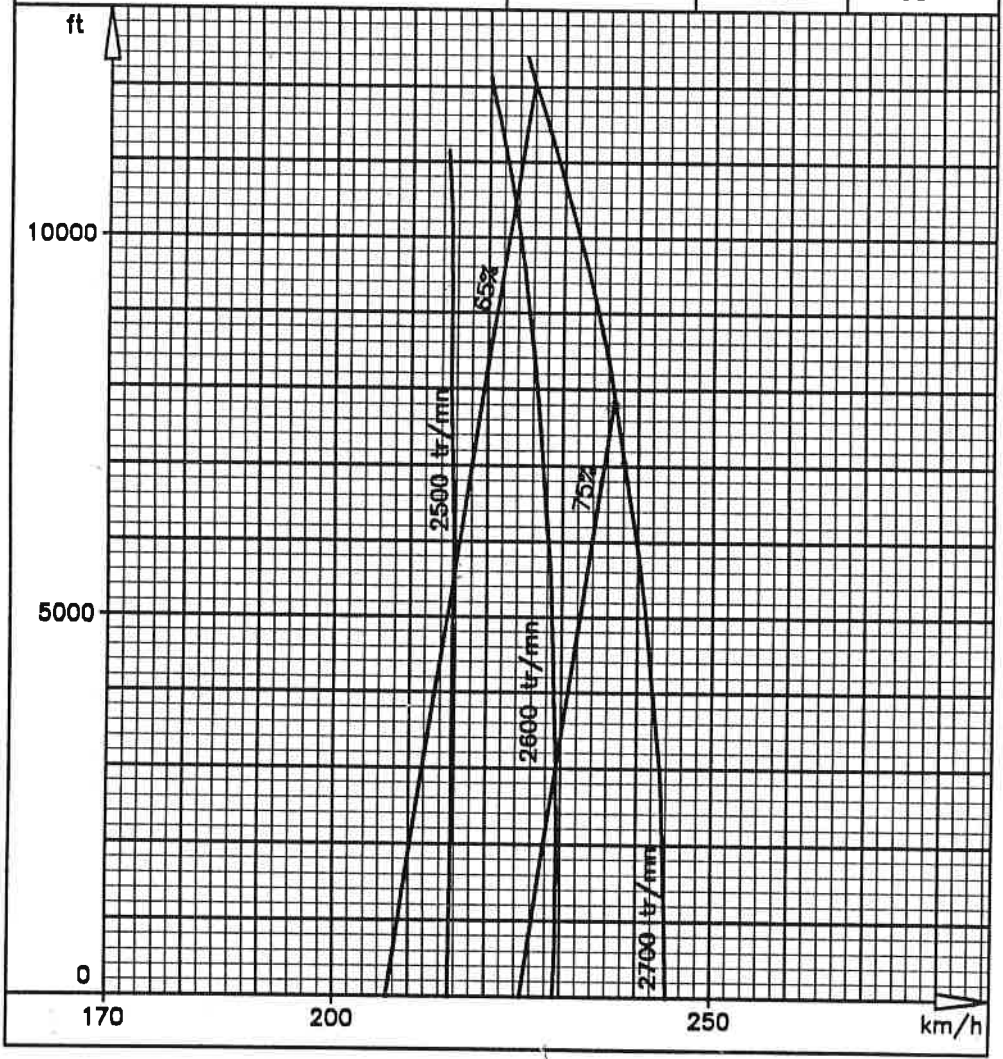
Pour piste sèche en herbe, rajouter 15%



PERFORMANCES EN PALIER

A la masse maximale 1000 kg
En atmosphère standard
Par vent nul
Plein riche

REGIME	CONSOMMATION EN l/h	
	75%	65%
2700	39,3	34,7
2600	38,3	33,8
2500	---	33



PERFORMANCES DE MONTEE

1) Volets position décollage 1er cran:

A la masse maximale de 1000 kg (2205 lb) en atmosphère standard

Vitesse de meilleur taux de montée ..... (78 kt) 145 km/h
Vitesse de meilleur angle de montée ..... (70 kt) 130 km/h

Influence de la température:

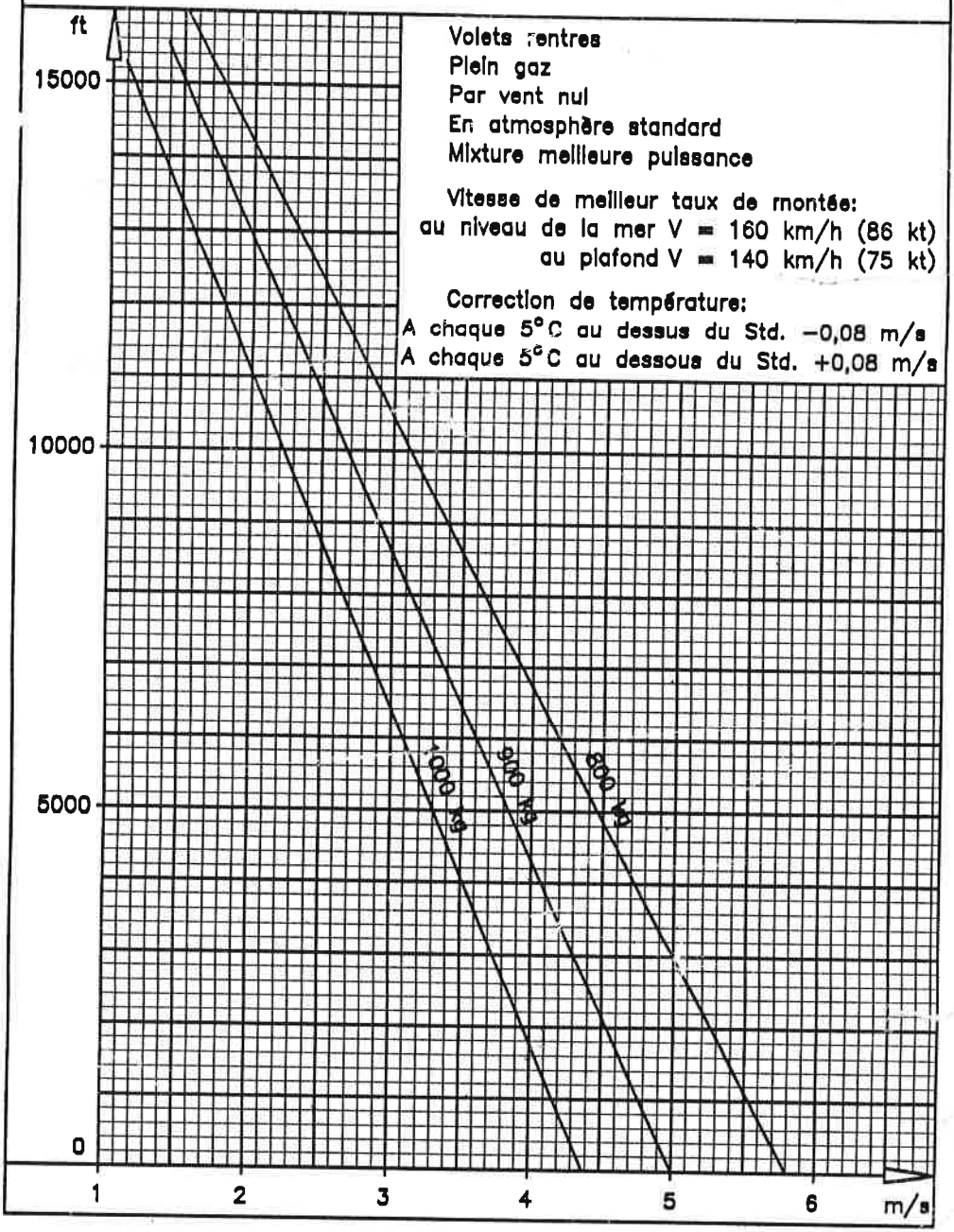
Chaque 10°C au dessus du standard, abaisser le plafond de 1000 ft et diminuer la vitesse ascensionnelle de 0.24 m/s (47 ft/mn).

Performances en plané

Moteur coupé, l'avion plane 9,3 fois sa hauteur à 145 km/h (78 kt) par vent nul.

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

PERFORMANCES DE MONTEE



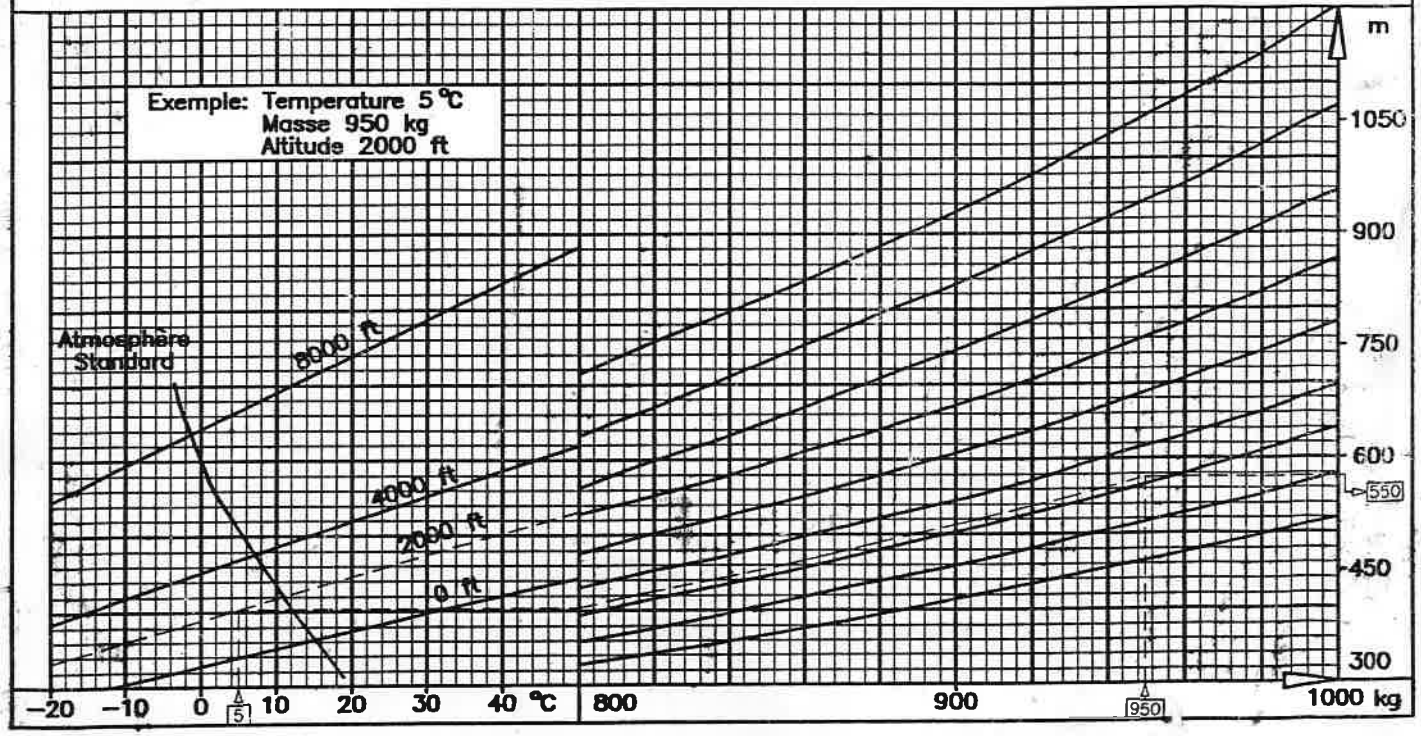
PERFORMANCES DE DECOLLAGE

Par vent nul
Volets 1er cran
Plein gaz
Piste en dur sèche et plane
Passage des 15 m, V = 120 km/h
Décollage, V = 100 km/h

Influence du vent de face: Pour 10 kt multiplier par 0,79
Pour 20 kt multiplier par 0,64
Pour 30 kt multiplier par 0,53

Influence du vent arrière : Par tranche de 2 kt, rajouter 10%

Pour piste sèche en herbe, rajouter 15%



LIMITATION ACOUSTIQUE

Conformément à l'arrêté du 19.02.1987, le niveau de bruit admissible pour l'avion DR 400/140 B correspondant à la masse totale de (2205 lb) 1000 kg est de -- 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 -- dB(A).

L'avion DR 400/140 B a reçu le certificat de type de limitation de nuisance n° N45.

CALIBRATION DE L'INSTALLATION ANEMOMETRIQUE

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

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

NOTE

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

VITESSES DE DECROCHAGE

Moteur réduit, masse: 1000 kg (2205 lb)	km/h (kt)		
Inclinaison de l'avion	0°	30°	60°
Volets rentrés	99 (54)	106 (58)	140 (76)
Volets 1er cran, position décollage	93 (51)	99 (54)	131 (71)
Volets 2^{e} cran, position atterrissage	87 (47)	93 (51)	123 (67)

SECTION 5 PERFORMANCES

TABLE DES MATIERES

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

UTILISATION DU FREIN DE PARC

Frein bloqué

Appuyer sur les deux pédales, maintenir la pression et tirer la commande de frein de parc.
Relacher les pédales, la tirette doit rester en position haute.

Frein débloqué

Pousser la commande de frein de parc

Atterrissage par vent de travers ou par fortes rafales

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

Remise de gaz

Réchauffage carburateur coupé (poussé) ..... vérifié
Mannette des gaz ..... plein gaz (pousser)
Vitesse ..... (65 kt) 120 km/h
Volets ..... ramener progressivement en position décollage (1er cran)
Pente de montée ..... (75 kt) 140 km/h

APRES ATTERRISSAGE

Pompe électrique ..... arrêt
Volets ..... rentrés
Instruments de navigation ..... arrêt

ARRET MOTEUR

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

Après l'arrêt du moteur

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

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

1. GENERALITES

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

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

On trouve en particulier le CO dans les gaz d'échappement de l'avion. La cabine étant chauffée par l'air qui a circulé autour des tuyauteries d'échappement, une crique dans ces tuyauteries peut entraîner la pénétration de CO en cabine.
Par mesure de précaution, l'installation en cabine d'un détecteur de CO dans le champ visuel du pilote est recommandée.

2. LIMITATIONS

Sans changement.

3. PROCEDURES D'URGENCE

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

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

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

4. PROCEDURES NORMALES

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

5. PERFORMANCES

Non affectées.

6. MASSE ET CENTRAGE

Non affectées.

SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL DR - 400

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

APPLICABILITE

Type d'avion	Modèles	Modification constructeur
DR300	tous modèles	n°041204
DR400	tous modèles	n°041204
ATL	tous modèles	n°041204
R3000	tous modèles	n°041204
DR220	tous modèles	n°041204
DR221	tous modèles	n°041204
DR200		n°041204
DR250	tous modèles	n°041204
DR253	tous modèles	n°041204
HR100	tous modèles	n°041204
R1180T - R1180TD		n°041204
CAP10, CAP10B		n°041204
CAP20, CAP20L/S 200, CAP21, CAP230, CAP231, CAP231EX, CAP232		n°041204

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

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

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

Applicabilité — *Applicability*

Type et modèle d'avion *Aircraft type and model*		Modification constructeur *Manufacturer change*
Avions ROBIN	**DR400** 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 — *Approval*

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

Liste des pages en vigueur — *List of effective pages*

Pages	Date
1 à *(to)* 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.

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

0. GENERALITES

Section non affectée.

0. GENERAL

No change.

1. DESCRIPTION

Section non affectée.

1. DESCRIPTION

No change.

2. LIMITATIONS

Section non affectée.

2. LIMITATIONS

No change.

3. PROCEDURES D'URGENCES

Section non affectée.

3. EMERGENCY PROCEDURES

No change.

4. PROCEDURES NORMALES

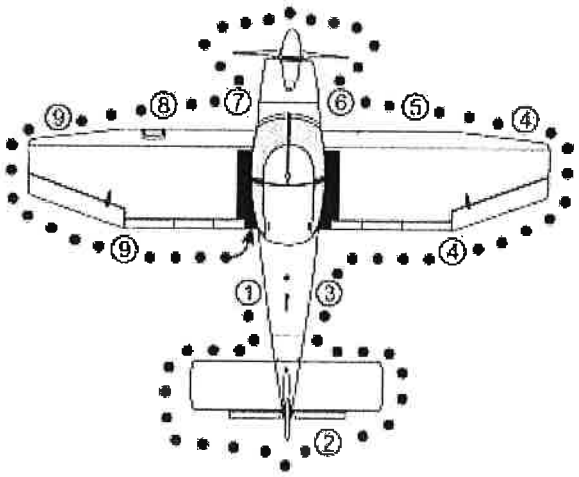
Les procédures normales sont les mêmes que celles de la Section 4 à l'exception de celles spécifiées ci-dessous :

4. NORMAL PROCEDURES

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

INSPECTION PREVOL

PRE-FLIGHT INSPECTION



5_____

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

8_____

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

ROULAGE

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

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

5 _____

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

8 _____

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

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.

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

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

Effectuer les virages à faible allure, le braquage du palonnier en bout de course 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.*

For aircraft equipped with a central brake control:

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

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

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

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

8. MANŒUVRE ENTRETIEN MAINTENANCE

Section non affectée.

For aircraft equipped with brake pedals:

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

8. MAINTENANCE PROCEDURE

No change

Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

Gama Aviation

Gama Aviation

ENGINEERING

Gama Aviation (Engineering) Ltd
Fairoaks Airport
Chobham
WOKING, GU24 8HU
United Kingdom

T +44 1276 857888
F +44 1276 857510

www.gamaaviation.com

Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

AFMS-1211

Flight Manual Reference:

Aircraft Type: **DR300/400 Series**

Aircraft Registration No: F-GNMZ

Aircraft Serial Number: 2256

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

ADDITIONAL LIMITATIONS AND INFORMATION FOR CERTIFICATION

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

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

INTELLIGENT AVIATION– SINCE 1983

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

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

Table of Contents

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

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

1 GENERAL

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

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

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

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

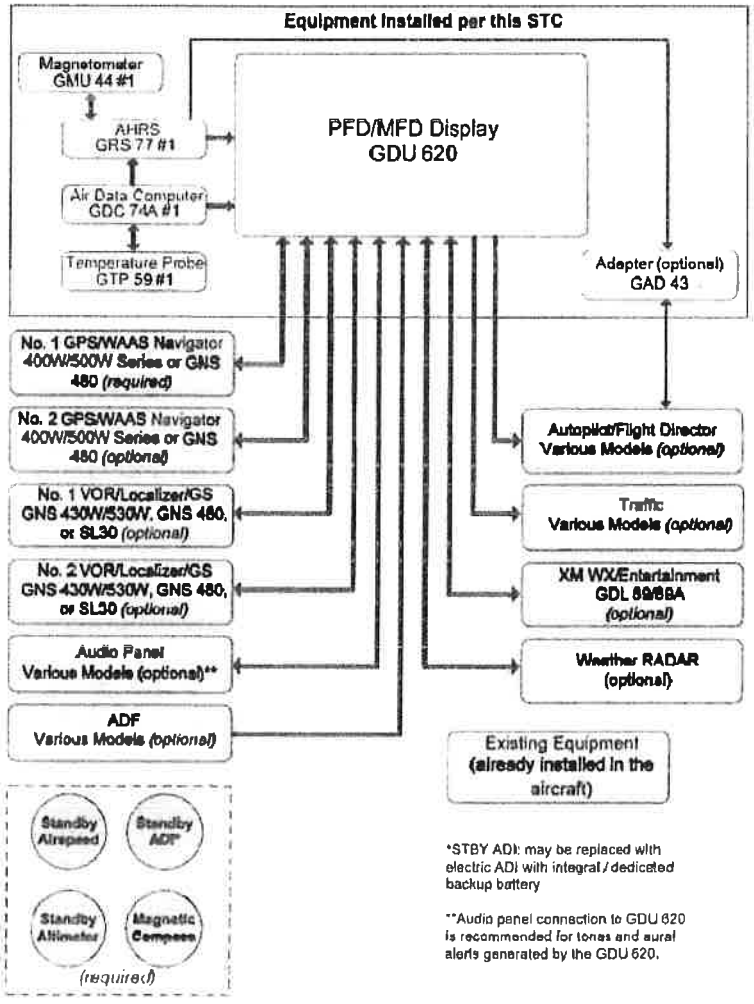


Figure 1: Single G500 PFD Operational block diagram.

1.2 Aircraft Options

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

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

2 Limitations

2.1 System Software Requirements

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

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

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

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

2.2 AHRS Operational Area

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

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

1) North of 65° North latitude between longitude 75° W and 120° W

2) North of 70° North latitude between longitude 70° W and 128° W

3) North of 70° North latitude between longitude 85° E and 114° E

4) South of 55° South latitude between longitude 120° E and 165° E

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

2.3 Standby Instruments

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

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

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

2.4 Synthetic Vision Technology

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

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

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

2.5 Pilot's Cockpit Reference Guide

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

2.6 Kinds of Operations

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

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

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

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

2.7 Chartview

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

2.8 Moving Map

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

2.9 Database Cards

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

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

2.10 Magnetic Variation Operational Area

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

2.11 Navigation Angle

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

2.12 AHRS Normal Operating Mode

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

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

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

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

2.13 Airspeed Limitation and Indicator Markings

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

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

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

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

3 Emergency Procedures

3.1 Emergency Procedures

3.1.1 PFD 1 Failure

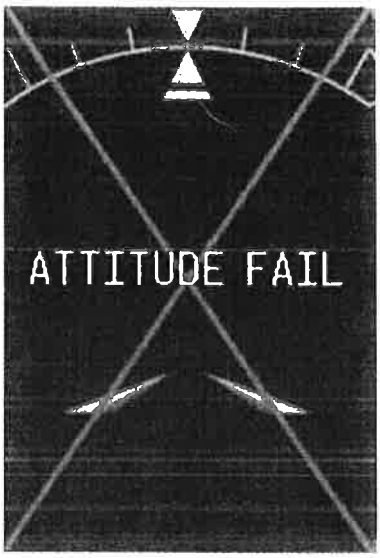
PFD 1 failure is indicated by the loss of displayed information on the PFD, including blank, frozen, or unresponsive display.

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

3.1.2 AHRS Failure

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

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



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

3.1.3 Air Data Computer (ADC) Failure

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

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

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

NOTE

ALT NO COMP and IAS NO COMP alerts will be present

3.1.4 Loss of Electrical Power

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

3.2 Abnormal Procedures

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

3.2.1 Heading Failure

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

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

If GPS track is not available:

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

CAUTION

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

3.2.2 GPS Data Failure

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

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

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

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

If alternate GPS source is not available:

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

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

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

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

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

3.2.4 Synthetic Vision (SVT) Failure

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

To turn off SVT:

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

3.2.5 Loss of Primary Flight Instrument Data

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

3.2.6 Electrical Load Shedding

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

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

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

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

3.3 Warnings, Cautions, and Advisories

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

NOTE

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

3.3.1 Warning annunciations - Red

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

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

3.3.2 Caution annunciations – Yellow

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

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

3.3.3 Advisories – White

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

4 Normal Procedures

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

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

4.1 PFD Knob & PFD Soft Keys

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

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

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

4.2 MFD Knobs & MFD Soft Keys

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

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

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

4.3 Altitude Synchronization

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

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

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

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

CAUTION

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

4.5 Synthetic Vision Technology

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

5 Performance

No Change.

6 Weight and Balance

See Current Weight and Balance Data.

7 Airplane and System Descriptions

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

7.1 SYSTEM POWER SOURCES

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

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

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

7.2 NAVIGATION SOURCES

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

7.3 SYNTHETIC VISION TECHNOLOGY

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

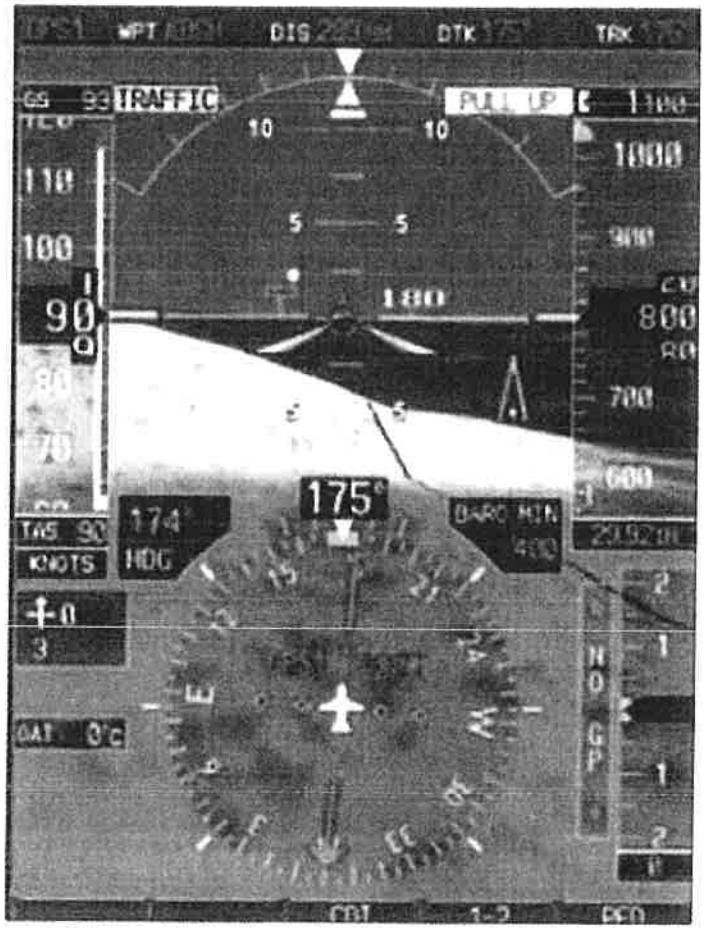
The SVT system may be turned on or off, as desired. To access the synthetic vision system soft-key menu, press the PFD soft-key on the GDU 620, followed by the SYN VIS soft-key. Synthetic vision terrain, horizon headings, and airport signs can be toggled on and off from this menu. Press the BACK soft-key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

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

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

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

A typical SVT display is shown below:



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

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

• **Obstacles**; obstacles such as towers, including buildings over 200 AGL that are within the depicted synthetic terrain field of view and within 1000 feet vertically of the aircraft.

• **Flight Path Marker (FPM)**; an indication of the current lateral and vertical path of the aircraft. The FPM is always displayed when synthetic terrain is selected for display.

• **Traffic**; a display on the PFD indicating the position of other aircraft detected by a traffic system interfaced to the G500/G600 system.

• **Horizon Line**; a white line indicating the true horizon is always displayed on the SVT display.

• **Horizon Heading**; a pilot selectable display of heading marks displayed just above the horizon line on the PFD.

• **Airport Signs**; pilot selectable "signposts" displayed on the synthetic terrain display indicating the position of nearby airports that are in the G500/G600 database.

• **Runway Highlight**; a highlighted presentation of the location and orientation of the runway(s) at the destination airport.

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

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

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

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

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

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

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

7.5 PFD KNOB & PFD SOFT KEYS

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

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

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

7.6 MFD KNOBS & MFD SOFT KEYS

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

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

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

7.7 AUTOPILOT INTERFACE

7.7.1 Basic autopilot interface

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

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

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

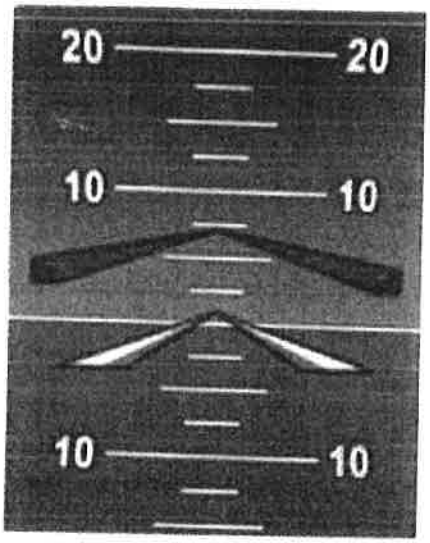
Changing the navigation sources displayed on the HSI (by pressing the CDI button or the 1-2 button) may result in some autopilots disconnecting or entering a wings level mode.

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

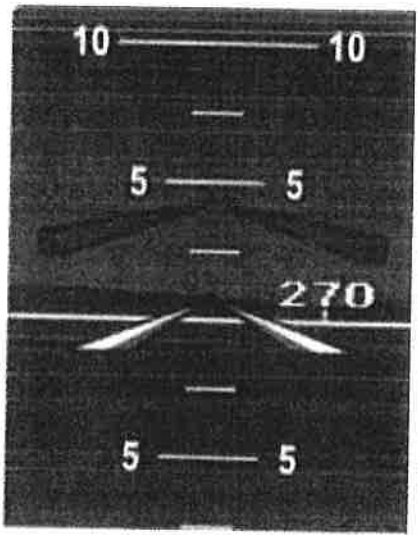
7.7.2 Flight Director display (where installed).

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

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



SVT Off



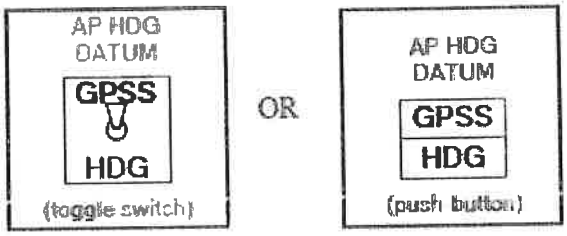
SVT On

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

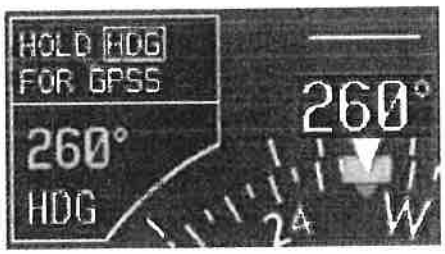
If an S-Tec 55X autopilot is installed, the Altitude Alerter in the G500 system may be used as an Altitude Pre-Selector for the autopilot. The G500 system does not control the rate or pitch of the climb; it only communicates the approaching altitude to the autopilot computer. The Altitude Bug Setting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

7.7.4 GPSS emulated via HDG mode

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



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



GPSS OFF

GPSS ON

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

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

NAV STATUS STYLE 1

NAV STATUS STYLE 2

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

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

7.8 AUDIO PANEL

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

7.9 TRAFFIC SYSTEMS

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

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

7.10 COURSE POINTER AUTO SLEWING

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

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

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

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

7.11 TERRAIN DISPLAY

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

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

7.12 DATABASE CARDS

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

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

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

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

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

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

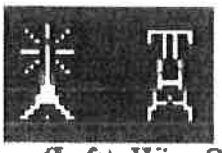
The airport directory database contains information on landing facilities, such as operating house, services available, and transportation/lodging resources.

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

7.13 Depiction of Obstacles and Wires

NOTE

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



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

7.13.1 Dedicated Terrain Page

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

7.13.2 Map Page

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

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

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

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

EASA Approved AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT

GTX 33X and GTX 3X5 Transponders for ADS-B

Dwg. Number: 190-00734-16 Rev. 1

This Supplement is Applicable to the Following Manuals:

190-00734-15

This Supplement must be attached to the FAA Approved STC Airplane Flight Manual Supplement when the GARMIN GTX 33X or GTX 3X5 transponder is installed in accordance with STC SA01714WI. The information contained herein supplements the information of the STC Airplane Flight Manual Supplement. For Limitations, Procedures, and Performance information not contained in this Supplement consult the basic Pilot's Operating Handbook, FAA Approved Airplane Flight Manual and the FAA Approved STC Airplane Flight Manual Supplement.

Airplane Serial Number: 2256

Airplane Registration Number: F-GNNL

Signed By: _____

For Manager, Seattle Aircraft Certification Office
Federal Aviation Administration

Date: 02/08/2017

EASA Approval No. 10060873

© Copyright 2016-2017
GARMIN Ltd. or its subsidiaries
All Rights Reserved

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

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

GARMIN International, Inc
Log of Revisions

EASA Approved AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT

GTX 33X and GTX 3X5 Transponders for ADS-B

REV NO.	PAGE NO(S)	DESCRIPTION	DATE OF APPROVAL	EASA APPROVED
1	ALL	Original Issue	02.08.2017	EASA Approval No 10060873 Signed by Ed Kolano Seattle ACO

This page intentionally left blank.

Table of Contents

Section 1. - General	**6**
Section 2. - Limitations	**6**
Section 3. – Emergency Procedures	**6**
Section 4. – Normal Procedures	**6**
Section 5. - Performance	**6**
Section 6. – Weight and Balance	**6**
Section 7. – Systems Description	**6**

Section 1. - General

The information in this supplement is EASA-approved material and must be attached to the FAA Approved STC Airplane Flight Manual Supplement, (P/N: 190-00734-15) when the airplane has been modified by installation of the GARMIN GTX 33X or GTX 3X5 Transponder in accordance with STC SA01714WI.
This EASA approved Airplane Flight Manual Supplement is required in addition to the FAA approved Airplane Flight Manual Supplement, (P/N: 190-00734-15).

The GTX 33X (GTX 33/330/33D/330D) meets the requirements in CS-ACNS for ADS-B (Automatic Dependent Surveillance-Broadcast) and ELS.

The GTX 3X5 (GTX 335/335R/345/345R) meets the requirements in CS-ACNS for ADS-B (Automatic Dependent Surveillance-Broadcast) and ELS.

Section 2. - Limitations

2.1 Portable Electronic Devices

Bluetooth functionality in Class IV aircraft is not approved under this STC and must be disabled. Additional approval is required to enable Bluetooth functionality for this class of aircraft.
The Connext interface and data provided by the GTX to a PED is not approved to replace required aircraft equipment. The data presented on the PED may not have the required integrity to be used as the sole source of information to base tactical or strategic decision making.
Use of the Connext interface during critical phases of flight by the pilot flying is prohibited.

Section 3. – Emergency Procedures

No Change

Section 4. – Normal Procedures

No Change

Section 5. - Performance

No Change

Section 6. – Weight and Balance

No Change

Section 7. – Systems Description

No Change

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

FAA APPROVED

AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT
or
SUPPLEMENTAL AIRPLANE FLIGHT MANUAL
for the
Garmin GTX 33X and GTX 3X5 Transponders with ADS-B
as installed in

DR400-160B
Make and Model Airplane

Registration Number: F-GNVL Serial Number: 2256

This document serves as an FAA Approved Airplane Flight Manual Supplement or Supplemental Airplane Flight Manual when the GTX 33X or GTX 3X5 with ADS-B is installed in accordance with Supplemental Type Certificate SA01714WI. This document must be incorporated into the FAA Approved Airplane Flight Manual or provided as an FAA Approved Supplemental Airplane Flight Manual.

The information contained herein supplements the FAA approved Airplane Flight Manual. For limitations, procedures, loading and performance information not contained in this document, refer to the FAA approved Airplane Flight Manual, markings, or placards.

FAA Approved By: Erik Frisk

Erik Frisk
ODA STC Unit Administrator
Garmin International, Inc.
ODA-240087-CE

Date: 21-DEC-2017

LOG OF REVISIONS				
	Page			
Revision Number	Date	Number	Description	FAA Approved
1	05/01/2013	All	Complete Supplement	*Robert Murray* Robert Murray ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CE Date: *05/01/2013*
2	03/08/2016	All	New supplement format with GTX 3X5 added.	*Michael Warren* Michael Warren ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CE Date: *03/08/2016*
3	12/07/2017	All	Updated SW versions and removed section 3.2.3. Updated section 2.2 Corrected PED FAR reference and additional minor corrections.	See cover page

Table of Contents

SECTION		PAGE
Section 1. GENERAL		**4**
1.1	GTX 33X	4
1.2	GTX 3X5	6
1.3	Capabilities	8
1.4	Installation Configuration	8
1.5	Definitions	11
Section 2. LIMITATIONS		**12**
2.1	Minimum Equipment	12
2.2	ADS-B Out	12
2.3	TIS Traffic Display with User Navigation Angle	12
2.4	Applicable System Software	13
2.5	Pressure Altitude Broadcast Inhibit (PABI)	13
2.6	Datalinked Weather Display (GTX 345 Only)	13
2.7	Portable Electronic Devices	13
Section 3. EMERGENCY PROCEDURES		**14**
3.1	Emergency Procedures	14
3.2	Abnormal Procedures	14
Section 4. NORMAL PROCEDURES		**15**
4.1	Unit Power On	15
4.2	Before Takeoff	16
Section 5. PERFORMANCE		**16**
Section 6. WEIGHT AND BALANCE		**16**
Section 7. SYSTEM DESCRIPTION		**17**
7.1	GTX TIS Behavior	17
7.2	GTX 345R and G950/1000 No Bearing Traffic Alerts	17

Section 1. GENERAL

1.1 GTX 33X

The Garmin GTX 33X family consists of the GTX 330 ES and GTX 33 ES (Non-Diversity Mode S Transponders) and the GTX 330D ES and GTX 33D ES (Diversity Mode S Transponders). The ES option of any of the transponders provides ADS-B extended squitter functionality.

All Garmin GTX 33X transponders are a radio transmitter/receiver that operates on radar frequencies, receiving ground radar or TCAS interrogations at 1030 MHz and transmitting a coded response of pulses to ground-based radar on a frequency of 1090 MHz. Each unit is equipped with IDENT capability to initiate the SPI (special position identification) pulse for 18 seconds and will reply to ATCRBS Mode A, Mode C and Mode S All-Call interrogation. Interfaces to the GTX 33X are shown in the following block diagrams.

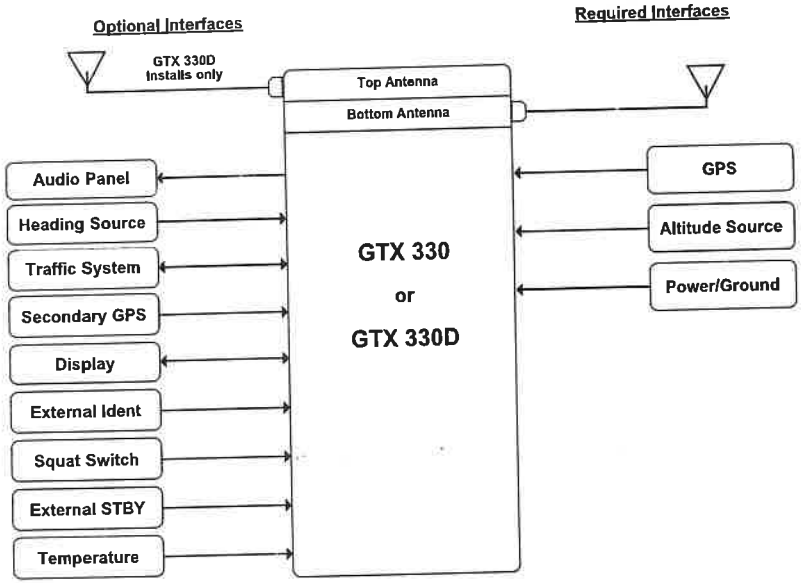


Figure 1 – GTX 330 or GTX 33D Interface Summary

Section 7. SYSTEM DESCRIPTION

The Garmin GTX 330 and GTX 3X5 Pilot's Guides, part numbers, and revisions listed below contain additional information regarding GTX system description, control, and function.

Title	Part Number	Revision
GTX 330 Pilot's Guide	190-00207-00	Rev. G (or later)
GTX 3X5 Pilot's Guide	190-01499-00	Rev. A (or later)

Pilot's Guides for interfaced displays, part numbers and revisions listed below, provide additional operating information for the Garmin GTX 33 and GTX 3X5R.

Title	Part Number	Revision
Garmin GTN 725/750 Pilot's Guide	190-01007-03	Rev. E (or later)
Garmin GTN 625/635/650 Pilot's Guide	190-01004-03	Rev. E (or later)
GNS 480 Pilot's Guide	190-00502-00	Rev. D (or later)
GTX 3X5 Series Transponder G1000 Pilot's Guide	190-01499-01	Rev. A (or later)

7.1 GTX TIS Behavior

The TIS Standby/Operate controls for GTX 33/330 and GTX 335 units only function when the aircraft is airborne.

7.2 GTX 345R and G950/1000 No Bearing Traffic Alerts

No visual indication is provided for no bearing traffic alerts. Only an aural indication of the no bearing traffic alert is provided. If an aural alert for no bearing traffic has been previously issued, a "no bearing traffic clear" aural indication will be provided once all traffic alerts are resolved.

All aural alerts are inhibited below 500' AGL, therefore a "no bearing traffic clear" aural may not be heard in a landing or touch and go flight scenario.

4.2 Before Takeoff

For GTX 330 installations:

ADS-B TX..... **VERIFY ON**
NO ADSB..... **EXTINGUISHED**

For GTX 3X5 installations:

1090ES TX CTL..... **VERIFY ON**
NO 1090ES TX ..... **EXTINGUISHED**

NOTE

The ADS-B TX or 1090ES TX CTL must be turned on and the NO ADS-B or NO 1090ES TX Annunciation (or associated display annunciations) must be **EXTINGUISHED** for the system to meet the requirements specified in 14 CFR 91.227. This system must be operational in certain airspaces after January 1, 2020 as specified by 14 CFR 91.225.

Section 5. PERFORMANCE

No change.

Section 6. WEIGHT AND BALANCE

See current weight and balance data.

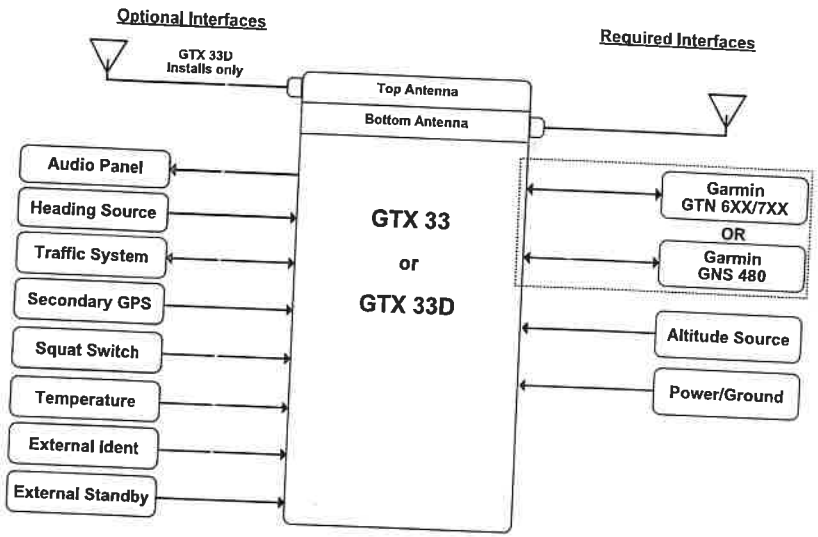


Figure 2 – GTX 33 or GTX 33D Interface Summary

The GTX 33X performs the following functions:

- Transmission of ADS-B out data on 1090 extended squitter (1090 MHz)
  - Integration of data from internal and external sources to transmit the following data per 14 CFR 91.227:
    - GPS Position, Altitude, and Position Integrity
    - Ground Track and/or Heading, Ground Speed, and Velocity Integrity
    - Air Ground Status
    - Flight ID, Call Sign, ICAO Registration Number
    - Capability and Status Information
    - Transponder Squawk Codes between 0000-7777.
    - Emergency Status
    - IDENT - initiates SPI (special position identification) pulse for 18 seconds
  - Pressure Altitude Broadcast Inhibit
- Reception of TIS-A traffic data from a ground station
- Provides TIS-A traffic alerting to the pilot via interfaced display and audio output

1.2 GTX 3X5

The Garmin GTX 3X5 family consists of the GTX 335, 335R, 345, and 345R transponders. The functional differences between each of these transponders are described in Table 1.

Function	GTX 335	GTX 335 w/GPS	GTX 335R	GTX 335R w/GPS	GTX 345	GTX 345 w/GPS	GTX 345R	GTX 345R w/GPS
Panel mount	x	x			x	x		
Remote mount			x	x			x	x
Mode S	x	x	x	x	x	x	x	x
ADS-B (out)	x	x	x	x	x	x	x	x
ADS-B Traffic					x	x	x	x
FIS-B					x	x	x	x
Internal GPS		x		x		x		x
Bluetooth					x	x	x	x
Optional Garmin Altitude Encoder	x	x	x	x	x	x	x	x

Table 1 – GTX 3X5 Unit Configurations

Interfaces to the GTX 3X5 are shown in Figure 3.

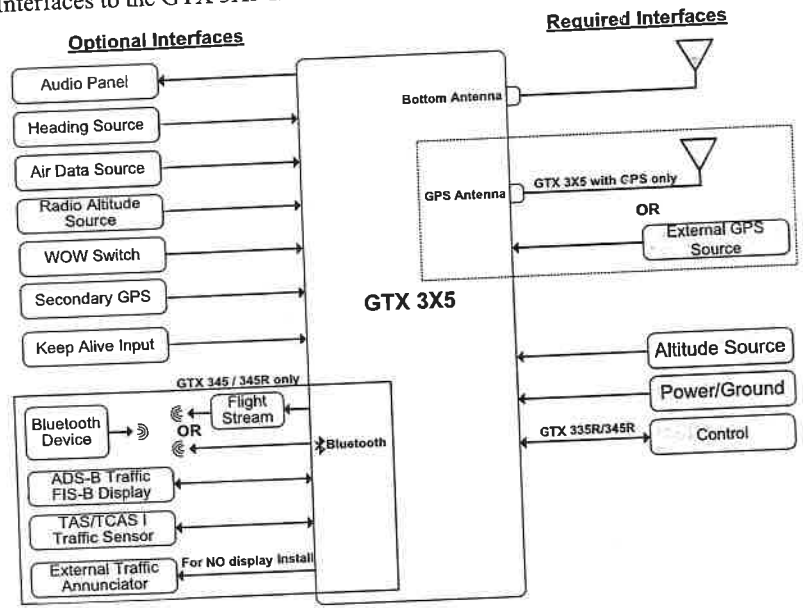


Figure 3 – GTX 3X5 Interface Summary

Section 4. NORMAL PROCEDURES

The procedures described below are specific only to the panel mounted GTX 330 or GTX 3X5 transponders. Cockpit Reference Guides and Pilot Guides for interfaced remote control displays will provide additional operating information specific to the displays or other traffic systems.

ADS-B Out functionality resides within the GTX transponders thereby providing a single point of entry for Mode 3/A code, Flight ID, IDENT functionality and activating or deactivating emergency status for both transponder and ADS-B Out functions. Details on performing these procedures are located in the GTX 330/330D Pilot's Guide and GTX 3X5 Series Transponder Pilot's Guide.

4.1 Unit Power On

For GTX 330 installations:

GTX Mode ..... **VERIFY ALT**
NO ADSB ..... **CONSIDERED**

For GTX 3X5 installations:

GTX Mode ..... **VERIFY ALT**
NO 1090ES TX ..... **CONSIDERED**

NOTE

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

Section 3. EMERGENCY PROCEDURES

3.1 Emergency Procedures

No Change.

3.2 Abnormal Procedures

3.2.1 LOSS OF AIRCRAFT ELECTRICAL POWER GENERATION

XPDR Circuit Breaker..... **PULL**

Transponder and ADS-B Out functions will no longer be available.

NOTE

This guidance is supplementary to any guidance provided in the POH or AFM for the installed aircraft for loss of power generation.

3.2.2 LOSS OF GPS/SBAS POSITION DATA

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

For GTX 330 installations:

NO ADSB annunciator illuminated:

Interfaced GPS position sources..... **VERIFY VALID POSITION**

For GTX 3X5 installations:

NO 1090ES TX annunciator illuminated:

Interfaced GPS position sources..... **VERIFY VALID POSITION**

For GTX 33 and GTX 3X5R installations:

Reference Display Device documentation for applicable annunciation:

Interfaced GPS position sources..... **VERIFY VALID POSITION**

The GTX 3X5 performs the following functions:

- Transmission of ADS-B out data on 1090 extended squitter (1090 MHz)
  - Integration of data from internal and external sources to transmit the following data per 14 CFR 91.227:
    - GPS Position, Altitude, and Position Integrity
    - Ground Track and/or Heading, Ground Speed, and Velocity Integrity
    - Air Ground Status
    - Flight ID, Call Sign, ICAO Registration Number
    - Capability and Status Information
    - Transponder Squawk Codes between 0000-7777.
    - Emergency Status
    - IDENT - initiates SPI (special position identification) pulse for 18 seconds
  - Pressure Altitude Broadcast Inhibit

The GTX 335 performs the following additional functions:

- Reception of TIS-A traffic data from a ground station
- Provide TIS-A traffic alerting to the pilot via interfaced display and audio output.

The GTX 345 performs the following additional functions:

- Reception of ADS-B In data on 1090 MHz
  - ADS-B (Data directly from another transmitting aircraft)
  - ADS-R (Rebroadcast of ADS-B data from a ground station)
- Reception of ADS-B In data on UAT (978 MHz)
  - ADS-B (Data directly from another transmitting aircraft)
  - ADS-R (Rebroadcast of ADS-B data from a ground station)
  - TIS-B (Broadcast of secondary surveillance radar) (SSR) derived traffic information from a ground station.
  - FIS-B (Broadcast of aviation data from a ground station)
- Provide ADS-B traffic information and alerting to the pilot via an interfaced display

- Correlation and consolidation of traffic data from multiple traffic sources
- Aural and visual traffic alerting

- Provide FIS-B data to the pilot via an interfaced display
  - Graphical and textual weather products
    - NEXRAD
    - PIREPs
    - AIRMET/SIGMETs
    - METARs
    - TAFs
    - Winds Aloft
  - Aviation Data
    - TFRs
    - NOTAMs

1.3 Capabilities

The Garmin GTX 33X and GTX 3X5 as installed in this aircraft have been shown to meet the equipment requirements of 14 CFR § 91.227 when operating in accordance with sections 2.1 and 2.2 of this supplement.

1.4 Installation Configuration

This aircraft is equipped with a GTX 33X and/or GTX 3X5 with the following interfaces/ features:

2.4 Applicable System Software

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

The Main GTX software version is displayed on the splash screen during start up for the GTX 330 and GTX 3X5 panel mounted units, and the External LRU or System page on the interfaced remote control display for remotely mounted GTX transponders.

Software Item	**Software Version** *(or later FAA Approved versions for this STC)*
GTX 33X Main SW Version	8.04
GTX 3X5 Main SW Version	2.12

Table 3 - Software Versions

2.5 Pressure Altitude Broadcast Inhibit (PABI)

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

2.6 Datalinked Weather Display (GTX 345 Only)

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

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

Do not rely solely upon datalink services to provide Temporary Flight Restriction (TFR) or Notice to Airmen (NOTAM) information.

2.7 Portable Electronic Devices

This STC does not relieve the operator from complying with the requirements of 91.21 or any other operational regulation regarding portable electronic devices.

Section 2. LIMITATIONS

2.1 Minimum Equipment

The GTX 33X and GTX 3X5 must have the following system interfaces fully functional in order to be compliant with the requirements for 14 CFR 91.227 ADS-B Out operations:

Interfaced Equipment	Number Installed	Number Required
Uncorrected Pressure Altitude Source	1	1
GPS SBAS Position Source	1 or more	1
Remote Control Display (for remotely mounted transponders)	1 or more	1

Table 2 – Required Equipment

2.2 ADS-B Out

The GTX 33X and GTX 3X5 only comply with 14 CFR 91.227 for ADS-B Out when all required functions are operational. When the system is not operational, ADS-B Out transmit failure messages will be present on the remote control display interface, or the GTX 330 or GTX 3X5 panel display. If a Gables 7534 controller is being used the ADS-B equipment failure condition will be annunciated on the Gables display "Transponder Fail" while the ADS-B Out Position failure will be annunciated by the remotely installed "ADS-B POSN FAIL" Annunciator.

2.3 TIS Traffic Display with User Navigation Angle

Display of TIS traffic from a GTX 33/330 or GTX 335 is not permitted with an interfacing display configured for a navigation angle of "user".

Equipment Installed:

Transponder #1	Transponder #2 (if installed)
☐ GTX 330	☐ GTX 330
☐ GTX 330D	☐ GTX 330D
☐ GTX 33	☐ GTX 33
☐ GTX 33D	☐ GTX 33D
☐ GTX 335	☐ GTX 335
☐ GTX 335R	☐ GTX 335R
☐ GTX 345	☐ GTX 345
☐ GTX 345R	☐ GTX 345R

Interfaced GPS/SBAS Position Source(s):

GPS #1	GPS #2 (if installed)
☐ Internal	☐ Internal
☐ GTN 6XX/7XX Series	☐ GTN 6XX/7XX Series
☐ GNS 400W/500W Series	☐ GNS 400W/500W Series
☐ GNS 480	☐ GNS 480
☐ GIA 63W	☐ GIA 63W
☐ GDL 88 (GTX 330 only)	☐ GDL 88 (GTX 330 only)

Interfaced Pressure Altitude Source:

Pressure Altitude Source #1	Pressure Altitude Source #2 (if installed)
☐_____	☐_____
☐ Garmin Altitude Encoder	☐ Garmin Altitude Encoder

Interfaced Remote Control Display (Required for remotely mounted GTX variants):

Transponder #1 Remote Control Display	Transponder #2 Remote Control Display (if installed)
☐ GTN 6XX/7XX	☐ GTN 6XX/7XX
☐ GNS 480	☐ GNS 480
☐ G950/1000 Display	☐ G950/1000 Display
☐ Gables 7534 Controller	☐ Gables 7534 Controller

Interfaced Active Traffic System:

☐ None

☐ TCAD

☐ TAS/TCAS

NOTE

If the system includes all of the following components:

- GTX 345R,
- G950/1000 Display, and
- TCAD or TAS/TCAS

Then the aircraft is no longer equipped with a TSO compliant active TCAD, TAS or TCAS system. Any operational requirement to be equipped with such system is no longer met.

1.5 Definitions

The following terminology is used within this document:

ADS-B: Automatic Dependent Surveillance-Broadcast

AFM: Airplane Flight Manual

AFMS: Airplane Flight Manual Supplement

ATCRBS: Air Traffic Control Radar Beacon System

CFR: Code of Federal Regulations

ES: Extended Squitter

GNSS: Global Navigation Satellite System

GNS: Garmin Navigation System

GPS: Global Positioning System

GTX: Garmin Transponder

GTN: Garmin Touchscreen Navigator

ICAO: International Civil Aviation Organization

LRU: Line Replaceable Unit

PABI: Pressure Altitude Broadcast Inhibit

POH: Pilot Operating Handbook

SBAS: Satellite-Based Augmentation System

SW: Software

TCAS: Traffic Collision Avoidance System

TIS: Traffic Information Service

TX: Transmit