

TABLE DES MATIERES

SECTION 0

	Pages
Page de garde	0-1
Validité - Révisions	0-2
Enregistrement des révisions	0-3
Table des matières Section 0	0-4
Liste des pages du manuel de vol	0-5
Liste des révisions du manuel de vol	0-9
Table des matières du manuel de vol	0-11

LISTE DES PAGES DU MANUEL DE VOL

SECTION 0

0-1	AP	Ed. 1
0-2 à 0-4	N.A.P	Ed. 1
0-5 à 0-7	AP	Ed. 1 Rév. 4
0-8	N.A.P	Ed. 1
0-9	N.A.P	Ed. 1 Rév. 4
0-10 à 0-11	N.A.P	Ed. 1

SECTION 1

1-i	N.A.P	Ed. 1
1-1 à 1-2	N.A.P	Ed. 1
1-3	N.A.P	Ed. 1 Rév. 3
1-4 à 1-5	N.A.P	Ed. 1
1-6 à 1-7	N.A.P	Ed. 1 Rév. 3
1-8	N.A.P	Ed. 1 Rév. 2
1-9 à 1-14	N.A.P	Ed. 1

SECTION 2

2-i	AP	Ed. 1
2-1	AP	Ed. 1
2-2	AP	Ed. 1 Rév. 3
2-3 à 2-8	AP	Ed. 1
2-9	AP	Ed. 1 Rév. 2
2-10 à 2-11	AP	Ed. 1

SECTION 3

3-1 à 3-5	AP	Ed. 1
3-1	AP	Ed. 1 Rév. 3
3-2 à 3-16	AP	Ed. 1

SECTION 0

MANUEL DE VOL
PIPER AIRCRAFT CORPORATION
AVION WARRIOR II PA-28-161

SECTION 4

4-i à 4-ii	AP	Ed. 1
4-1 à 4-3	AP	Ed. 1
4-4 à 4-6	AP	Ed. 1 Rév. 3
4-7 à 4-12	AP	Ed. 1
4-13 à 4-15	AP	Ed. 1 Rév. 3
4-16 à 4-25	AP	Ed. 1

SECTION 5

5-i	N.AP	Ed. 1
5-1 à 5-7	N.AP	Ed. 1
5-8	N.AP	Ed. 1 Rév. 3
5-9 à 5-11	N.AP	Ed. 1
5-12 à 5-13	AP	Ed. 1
5-14 à 5-29	N.AP	Ed. 1

SECTION 6

6-i	N.AP	Ed. 1
6-1 à 6-9	N.AP	Ed. 1
6-9a à 6-9b	N.AP	Ed. 1
6-10	N.AP	Ed. 1
6-11	N.AP	Ed. 1 Rév. 2
6-12 à 6-15	N.AP	Ed. 1
6-16	N.AP	Ed. 1 Rév. 2
6-17	N.AP	Ed. 1

SECTION 7

7-i	N.AP	Ed. 1
7-1 à 7-3	N.AP	Ed. 1
7-4	N.AP	Ed. 1 Rév. 3
7-5 à 7-9	N.AP	Ed. 1
7-10	N.AP	Ed. 1 Rév. 3
7-11	N.AP	Ed. 1 Rév. 4
7-12 à 7-21	N.AP	Ed. 1
7-22	N.AP	Ed. 1 Rév. 4
7-23	N.AP	Ed. 1 Rév. 2
7-24 à 7-26	N.AP	Ed. 1

SECTION 8

8-i	N.AP	Ed. 1
8-1	N.AP	Ed. 1
8-2	N.AP	Ed. 1 Rév. 2
8-3 à 8-10	N.AP	Ed. 1
8-11	N.AP	Ed. 1 Rév. 3
8-12	N.AP	Ed. 1
8-13 à 8-14	N.AP	Ed. 1 Rév. 3
8-15 à 8-18	N.AP	Ed. 1

SECTION 9

9-i	N.AP	Ed. 1 Rév. 4
9-1 à 9-2	N.AP	Ed. 1
9-3 à 9-6	AP	Ed. 1
9-7 à 9-10	AP	Ed. 1
9-11 à 9-14	N.AP	Ed. 1
9-15 à 9-20	AP	Ed. 1
9-21 à 9-26	N.AP	Ed. 1
9-27 à 9-46	AP	Ed. 1
9-47 à 9-72	AP	Ed. 1
9-73 à 9-77		Ed. 1 Rév. 4

SECTION 10

10-i	N.AP	Ed. 1
10-1 à 10-2	N.AP	Ed. 1

NOTA : AP : approuvé DGAC
N.AP : non approuvé DGAC
Ed. 1 : Edition 1 (comprend la Révision 1)
Rév. x : Révision x

Approuvé DGAC
le

22 OCT. 1985

L'Ingénieur en Chef
Chef du Bureau Certification

P. LAPASSE



PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

LISTE DES REVISIONS DU MANUEL DE VOL

Numéro et code de révision	Pages révisées	Description de la révision	Date de signature des autorités
1 (PR821015)	4-21, 4-22, 5-18, 6-5, 7-10.	Modifications incorporées à l'origine dans l'Édition 1.	FAA : 15 oct. 82 DGAC : 6 mai 83
2 (PR830715)	1-8, 2-9, 6-11, 6-16, 7-23, 8-2.	Incorporation de modifications	FAA : 15 juil. 83 DGAC : 14 fév. 84
3 (PR840628)	1-3, 1-6, 1-7, 2-2, 3-1, 4-4 à 4-6, 4-13 à 4-15, 5-8, 7-4, 7-10, 7-11, 8-11, 8-13, 8-14.	Incorporation de modifications	FAA : 28 juin 84 DGAC : 22 oct. 86
4 (PR850712)	7-11, 7-22, 9-1, 9-73 à 9-77.	Incorporation de modifications	FAA : 23 sept. 85 DGAC : 22 oct. 86

Ce manuel est traduit du manuel approuvé FAA, «REPORT : VB-1180».

SECTION 0

MANUEL DE VOI
PIPER AIRCRAFT CORPORATION
AVION WARRIOR II PA-28-161

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

RAPPORT : VB-1226
Q-10

EDITION 1

TABLE DES MATIERES
DU MANUEL DE VOL

SECTION 1	GENERALITES
SECTION 2	LIMITATIONS
SECTION 3	PROCEDURES D'URGENCE
SECTION 4	PROCEDURES NORMALES
SECTION 5	PERFORMANCES
SECTION 6	MASSE ET CENTRAGE
SECTION 7	DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DE L'AVION ET DE SES INSTALLATIONS
SECTION 8	OPERATIONS DE PISTE, ENTRETIEN COURANT ET PERIODIQUE DE L'AVION
SECTION 9	SUPPLEMENTS
SECTION 10	CONSEILS D'UTILISATION

TABLE DES MATIERES

SECTION I

GENERALITES

Paragraphes	Pages
1.1 Introduction	1-1
1.3 Moteurs	1-3
1.5 Hélices	1-3
1.7 Carburant	1-3
1.9 Huile	1-4
1.11 Masses maximales	1-4
1.13 Masses de l'avion standard	1-4
1.15 Zones à bagages	1-4
1.17 Charges spécifiques	1-4
1.19 Symboles, abréviations et terminologie	1-5
1.21 Facteurs de conversion	1-11

SECTION I
GENERALITES

1.1 INTRODUCTION

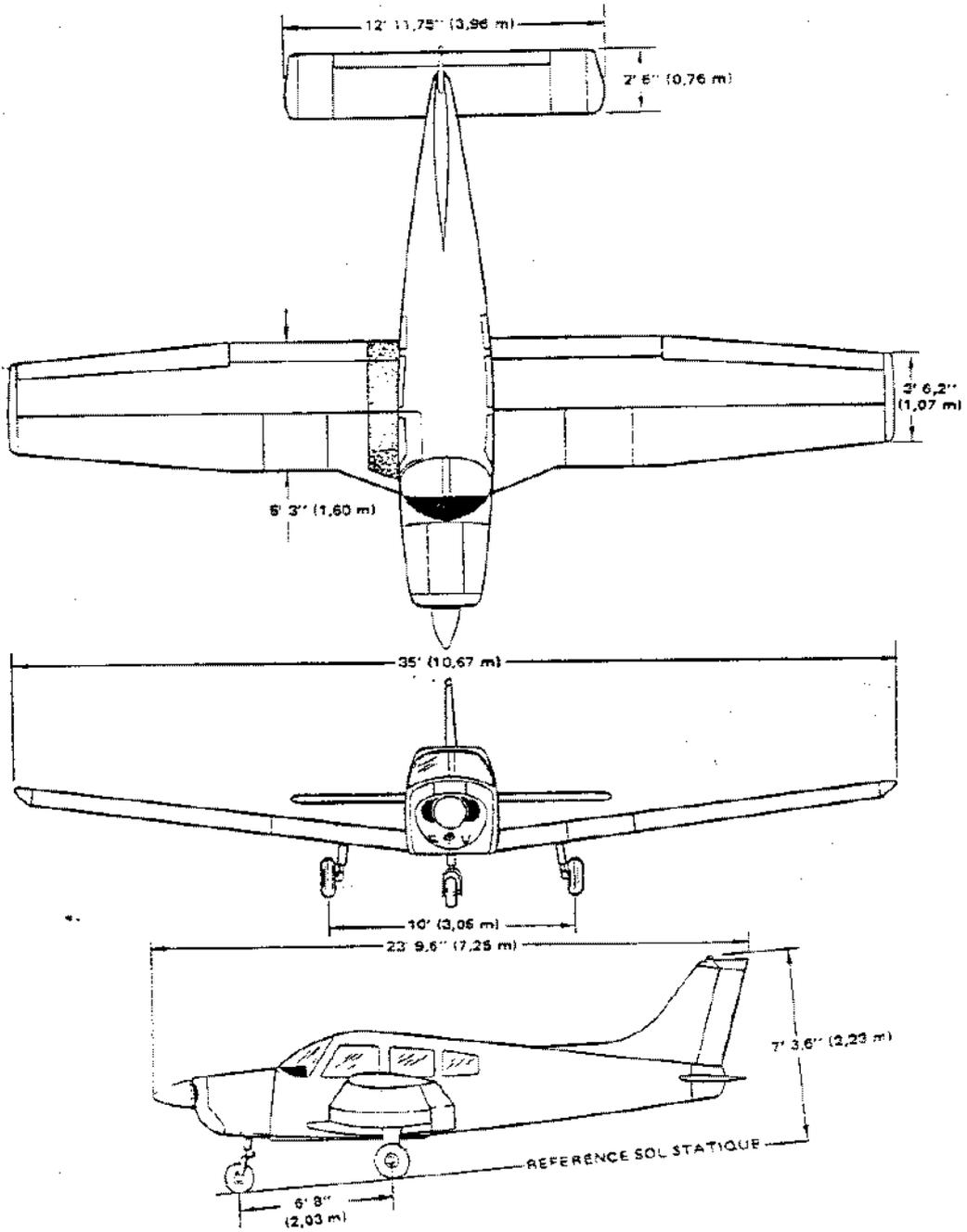
Le présent manuel de vol est conçu pour offrir au pilote l'utilité maximale en tant que guide d'exploitation. Il contient les renseignements exigés par la réglementation en vigueur à fournir au pilote. Il renferme également des données supplémentaires fournies par l'avionneur.

Ce manuel n'est pas conçu pour remplacer une formation de pilote suffisante et qualifiée, la connaissance des consignes de navigabilité en vigueur, des règlements aéronautiques ou circulaires d'information applicables. Il n'est pas destiné à servir de guide en vue de la formation de pilote élémentaire ou de manuel d'entraînement et ne doit pas être utilisé à des fins d'exploitation s'il n'est pas tenu à jour.

Le problème du respect des conditions de navigabilité de l'avion incombe au propriétaire ; celui de la garantie des conditions de sécurité incombe au commandant de bord. Le pilote est également responsable du respect des limitations d'utilisation spécifiées par les repères des instruments, les plaquettes et le présent manuel.

Bien que la disposition de ce manuel ait pour but d'en augmenter l'utilité en vol, il ne devra pas servir uniquement de document de référence utilisé à l'occasion. Il appartiendra au pilote d'étudier l'ensemble du manuel pour se familiariser avec les limitations, les performances, les procédures et les caractéristiques de manœuvre de l'avion avant le vol.

Le manuel a été divisé en sections numérotées (en chiffres arabes) munies chacune d'un intercalaire à onglet permettant de s'y reporter rapidement. Les Sections «Limitations» et «Procédures d'urgence» ont été placées en tête des Sections «Procédures normales», «Performances» et autres de manière à faciliter l'accès aux renseignements qui peuvent être nécessaires en vol. La Section «Procédures d'urgence» a été munie d'un intercalaire à onglet rouge pour permettre de s'y reporter immédiatement. Un accroissement de volume du manuel a été prévu grâce à l'omission voulue de certains numéros de paragraphes, de figures, de repères et à des pages portant la mention «laissée en blanc intentionnellement».



PLAN TROIS VUES

Figure 1-1

1.3 MOTEURS

a) Nombre de moteurs	1
b) Motoriste	Lycoming
c) Numéro de modèle du moteur	O-320-D2A ou O-320-D3G
d) Puissance nominale	100 hp (162 ch)
e) Régime nominal	2700 tr/mn
f) Alésage	5,125 in (130,175 mm)
g) Course	3,875 in (98,425 mm)
h) Cylindrée	319,8 cu.in (5240,6 cm ³)
i) Taux de compression	8,5/1
j) Type de moteur	Quatre cylindres, à prise directe, cylindres opposés à plat, à refroidissement par air

1.5 HELICES

a) Nombre d'hélices	1
b) Fabricant	Sensenich
c) Modèle	74DM6-0-60
d) Nombre de pales	2
e) Diamètre de l'hélice	
1) maximal	74 in (1,880 m)
2) minimal	72 in (1,829 m)
f) Type d'hélice	A pas fixe

1.7 CARBURANT

ESSENCE AVIATION UNIQUEMENT

a) Capacité totale de carburant	50 US gal (189 l)
b) Capacité totale de carburant utilisable	48 US gal (182 l)
c) Carburant	
1) Indice d'octane minimal	Aviation 100 vert ou 100LL bleu
2) Carburants de remplacement	Se reporter aux «Exigences applicables au carburant» de la Section 8 «Opérations de piste et entretien»

1.9 HUILE

- | | | |
|---|--------|---|
| a) Capacité d'huile | | 8 US qt (7.6 l) |
| b) Spécification de l'huile | | Se reporter à la dernière édition
de l'Instruction d'entretien
Lycoming 1014. |
| c) Viscosité de l'huile en fonction de la
température ambiante moyenne pour le démarrage | | |
| | Unique | Multiple |
| 1) Au-dessus de 60 °F (16 °C) | SAE 50 | SAE 40 ou 50 |
| 2) De 30 à 90 °F (-1 à 32 °C) | SAE 40 | SAE 40 |
| 3) De 0 à 70 °F (-18 à 21 °C) | SAE 30 | SAE 40 ou
20W-30 |
| 4) Au-dessous de 10 °F (-12 °C) | SAE 20 | SAE 20W-30 |

1.11 MASSES MAXIMALES

- | | | |
|--|-------------------|------------------|
| | Normale | Utilitaire |
| a) Masse maximale au décollage | 2440 lb (1107 kg) | 2020 lb (916 kg) |
| b) Masse maximale sur l'aire de trafic | 2447 lb (1110 kg) | 2027 lb (919 kg) |
| c) Masse maximale à l'atterrissage | 2440 lb (1107 kg) | 2020 lb (916 kg) |
| d) Masse maximale dans
la soute à bagages | 200 lb (91 kg) | 0 |

1.13 MASSES DE L'AVION STANDARD

Se reporter à la Figure 6-5 en ce qui concerne la masse à vide standard et la charge utile.

1.15 ZONES A BAGAGES

- | | |
|-----------------------|----------------------------------|
| a) Volume de la soute | 24 cu.ft (0,680 m ³) |
| b) Largeur de l'accès | 22 in (0,559 m) |
| c) Hauteur de l'accès | 20 in (0,508 m) |

1.17 CHARGES SPECIFIQUES

- | | |
|---------------------|--|
| a) Charge alaire | 14,4 lb/sq.ft (70,31 kg/m ²) |
| b) Charge au cheval | 15,3 lb/hp (6,85 kg/ch) |

1.19 SYMBOLES, ABREVIATIONS ET TERMINOLOGIE

Les définitions suivantes sont celles des symboles, des abréviations et de la terminologie utilisés d'un bout à l'autre de ce manuel et celles pouvant revêtir une signification opérationnelle supplémentaire pour le pilote.

a) Terminologie et symboles généraux concernant la vitesse

Anglais	Français	
CAS	V _c	Vitesse conventionnelle : vitesse indiquée d'un avion, corrigée de l'erreur de position et de l'erreur instrumentale. La vitesse conventionnelle est égale à la vitesse vraie en atmosphère type et au niveau de la mer.
KCAS	V _c ...kt	Vitesse conventionnelle exprimée en «knots».
GS	V _{sol}	Vitesse sol : vitesse d'un avion par rapport au sol.
IAS	V _i	Vitesse indiquée : vitesse d'un avion telle qu'elle est affichée par l'anémomètre, corrigée de l'erreur instrumentale. Les valeurs de V _i qui figurent dans le présent manuel supposent une erreur instrumentale nulle.
KIAS	V _i ...kt	Vitesse indiquée exprimée en «knots».
M	M	Nombre de Mach : rapport de la vitesse vraie à la vitesse du son.
TAS	V _v	Vitesse vraie : vitesse de l'avion par rapport à l'air non perturbé. Egale à V _c corrigée de l'altitude, de la température et de la compressibilité.
V _A	V _A	Vitesse de manœuvre : vitesse maximale à laquelle les commandes de vol peuvent être braquées à fond sans entraîner de surcharge de l'avion.
V _{FE}	V _{FE}	Vitesse maximale volets sortis : vitesse la plus élevée admissible lorsque les volets sont sortis sur une position prescrite.

V_{NE}/M_{NE}	V_{NE}/M_{NE}	Vitesse ou nombre de Mach à ne jamais dépasser : vitesse limite qui ne peut être dépassée à aucun moment.
V_{NO}	V_{NO}	Vitesse maximale de croisière compte tenu de la résistance de la structure : vitesse qui ne sera pas dépassée, sauf en air calme et, dans ce cas, seulement avec prudence.
V_S	V_S	Vitesse de décrochage ou vitesse minimale de vol stabilisé à laquelle l'avion peut être contrôlé.
V_{SO}	V_{SO}	Vitesse de décrochage ou vitesse minimale de vol stabilisé à laquelle l'avion peut être contrôlé en configuration d'atterrissage.
V_X	V_X	Vitesse de perte de montée optimale : vitesse qui permet le gain d'altitude le plus important sur la distance horizontale la plus courte possible.
V_Y	V_Y	Vitesse de taux de montée optimal : vitesse qui permet le gain d'altitude le plus important dans le temps le plus court possible.

5. Terminologie concernant la météorologie

ISA	ISA	Atmosphère type internationale, dans laquelle : L'air est un gaz parfait sec ; La température au niveau de la mer est de 15 degrés Celsius (59 degrés Fahrenheit) ; La pression au niveau de la mer est de 29,92 inches (760 mm) de mercure (1013,2 mbar) ; Le gradient de température entre le niveau de la mer et l'altitude à laquelle la température est de $-56,5^{\circ}\text{C}$ ($-69,7^{\circ}\text{F}$) a pour valeur $-0,00198^{\circ}\text{C}$ ($-0,003564^{\circ}\text{F}$) par foot ($-0,0065^{\circ}\text{C}$ ($-0,0117^{\circ}\text{F}$) par mètre) et zéro au-dessus de cette altitude.
OAT	t air	Température extérieure ambiante : température statique de l'air libre obtenue à partir soit de lectures de température faites en vol soit de renseignements fournis par des moyens météorologiques au sol, corrigée de l'erreur instrumentale et des effets de la compressibilité.

Altitude pression indiquée	Chiffre correspondant à la lecture réelle faite sur un altimètre dont l'échelle barométrique a été calée sur 29,92 inches (760 mm) de mercure (1013,2 mbar).
Altitude pression	Altitude mesurée à partir de la pression standard au niveau de la mer (29,92 inches (760 mm) de mercure) par un altimètre barométrique. C'est l'altitude pression indiquée corrigée de l'erreur de position et de l'erreur instrumentale. Dans le présent manuel, les erreurs instrumentales d'altimètre sont supposées nulles.
Pression à la station	Pression atmosphérique réelle à l'altitude du terrain.
Vent	Les vitesses du vent figurant comme variables sur les graphiques du présent manuel sont à interpréter comme les composantes vent debout ou vent arrière des vents signalés.
c) Terminologie concernant la puissance	
Puissance de décollage	Puissance maximale admissible pour le décollage.
Puissance maximale continue	Puissance maximale admissible de façon continue.
Puissance de montée maximale	Puissance maximale admissible en montée.
Puissance de croisière maximale	Puissance maximale admissible en croisière.
d) Instruments moteur	
Indicateur TGE	Indicateur de température des gaz d'échappement.

e) Terminologie concernant les performances de l'avion et la préparation des vols

Pente de montée	Rapport démontré de la variation d'altitude pendant une partie de la montée à la distance horizontale parcourue dans le même intervalle de temps.
Vitesse de vent de travers démontrée	La vitesse de vent de travers démontrée est la valeur de la composante transversale de la vitesse du vent pour laquelle un contrôle suffisant de l'avion au cours du décollage et de l'atterrissage a été réellement démontré lors des essais de certification.
Distance accélération-arrêt	Distance nécessaire pour accélérer un avion jusqu'à une vitesse spécifiée puis, en supposant qu'un moteur tombe en panne au moment où cette vitesse est atteinte, pour amener l'avion jusqu'à l'arrêt complet.
Tronçon de route	Partie d'une route, dont chaque extrémité est identifiée par : 1) un point géographique ; ou 2) un point où peut être établi un relèvement radio précis.

f) Terminologie concernant la masse et le centrage

Plan de référence	Plan vertical imaginaire à partir duquel toutes les distances horizontales sont mesurées pour les besoins du centrage.
Station	Emplacement situé le long du fuselage de l'avion repéré habituellement par l'expression de la distance qui le sépare du plan de référence.
Bras	Distance horizontale du plan de référence au centre de gravité (C.G.) d'un organe.

Moment	Produit de la masse d'un organe par le bras correspondant (On se sert du moment divisé par une constante pour simplifier les calculs de centrage en réduisant le nombre de chiffres).
Centre de gravité	Point par rapport auquel un avion serait en équilibre s'il était suspendu. Sa distance par rapport au plan de référence s'obtient en divisant le moment total par la masse totale de l'avion.
Bras de levier	Bras obtenu en additionnant les différents moments de l'avion et en divisant cette somme par la masse totale.
Limites de centrage	Positions extrêmes du centre de gravité à l'intérieur desquelles l'avion doit être utilisé à une masse donnée.
Carburant utilisable	Carburant disponible pour la préparation du vol.
Carburant inutilisable	Carburant restant après exécution d'un essai de panne sèche conformément aux règlements officiels.
Masse à vide standard	Masse de l'avion standard y compris le carburant inutilisable, le plein de liquides de fonctionnement et le plein d'huile.
Masse à vide de base	Masse à vide standard plus les équipements optionnels.
Charge marchande	Masse des occupants, du fret et des bagages.
Charge utile	Différence entre la masse au décollage, ou la masse sur l'aire de trafic, suivant le cas, et la masse à vide de base.
Masse maximale sur l'aire de trafic	Masse maximale homologuée pour la manœuvre au sol (Elle comprend la masse de carburant nécessaire à la mise en route, au roulage et au point fixe).

Masse maximale au
décollage

Masse maximale homologuée au début de la course de décollage.

Masse maximale à
l'atterrissage

Masse maximale homologuée à l'impact à l'atterrissage.

Masse maximale
sans carburant

Masse maximale à l'exclusion du carburant utilisable.

1.21 FACTEURS DE CONVERSION

<u>MULTIPLIER</u>		<u>PAR</u>	<u>POUR OBTENIR</u>	
British Thermal Unit	(BTU)	0,2519958	des kilocalories	(kcal)
Cubic foot	(cu.ft)	0,028317	des mètres cubes	(m ³)
Cubic inch	(cu.in)	16,387064	des centimètres cubes	(cm ³)
Foot	(ft)	0,3048	des mètres	(m)
Foot per minute	(ft/mn)	0,00508	des mètres par seconde	(m/s)
Foot-pound	(ft.lb)	0,135582 0,138255	des mètres-décanewtons des mètres-kilogrammes	(m.daN) (m.kg)
Gallon (US)	(US gal)	3,785	des litres	(l)
Horsepower	(hp)	1,01387	des chevaux-vapeur	(ch)
Inch	(in)	25,40 0,0254	des millimètres des mètres	(mm) (m)
Inch of mercury	(in Hg)	25,40	des millimètres de mercure	(mm Hg)
Inch-pound	(in.lb)	0,112985 0,011521	des mètres-newtons des mètres-kilogrammes	(m.N) (m.kg)
Knot	(kt)	1,852	des kilomètres par heure	(km/h)
Nautical mile	(NM)	1,852	des kilomètres	(km)

SECTION 1
GENERALITES

MANUEL DE VOL
PIPER AIRCRAFT CORPORATION
AVION WARRIOR II PA-28-161

Pound	(lb)	0,453592	des kilogrammes	(kg)
Pound per horsepower	(lb/hp)	0,447387	des kilogrammes par cheval-vapeur	(kg/ch)
Pound per square foot	(lb/sq.ft)	4,88243	des kilogrammes par mètre carré	(kg/m ²)
Pound per square inch	(psi ou lb/sq.in)	0,0689476	des bars	(bar)
Quart - US)	(US qt)	0,94635	des litres	(l)
Square foot	(sq.ft)	0,092903	des mètres carrés	(m ²)
Square inch	(sq.in)	6,4516	des centimètres carrés	(cm ²)
Yard	(yd)	0,9144	des mètres	(m)

<u>MULTIPLIER</u>		<u>PAR</u>	<u>POUR OBTENIR</u>	
Bar	(bar)	14,503768	des pounds per square inch	(psi ou lb/sq.in)
Centimètre carré	(cm ²)	0,1550	des square inches	(sq.in)
Centimètre cube	(cm ³)	0,06102	des cubic inches	(cu.in)
Cheval-vapeur	(ch)	0,98632	des horsepower	(hp)
Kilocalorie	(kcal)	3,9683	des British Thermal Units	(BTU)
Kilogramme	(kg)	2,204622	des pounds	(lb)
Kilogramme par cheval-vapeur	(kg/ch)	2,2352	des pounds per horsepower	(lb/hp)
Kilogramme par mètre carré	(kg/m ²)	0,2048	des pounds per square foot	(lb/sq.ft)
Kilomètre	(km)	0,53996	des nautical miles	(NM)
Kilomètre par heure	(km/h)	0,53996	des knots	(kt)
Litre	(l)	0,264172	des gallons (US)	(US gal)
		1,05669	des quarts (US)	(US qt)
Mètre	(m)	3,280840	des feet	(ft)
		39,37	des inches	(in)
		1,0936	des yards	(yd)
Mètre carré	(m ²)	10,76391	des square feet	(sq.ft)
Mètre cube	(m ³)	35,3147	des cubic feet	(cu.ft)

SECTION 1
GENERALITES

MANUEL DE VOL
PIPER AIRCRAFT CORPORATION
AVION WARRIOR II PA-28-161

Mètre-kilogramme	(m.kg)	7,23301 86,798	des foot-pounds des inch-pounds	(ft.lb) (in.lb)
Mètre-newton	(m.N)	8,8507	des inch-pounds	(in.lb)
Mètre-décanewton	(m.daN)	7,37561	des foot-pounds	(ft.lb)
Mètre par seconde	(m/s)	196,8504	des feet per minute	(ft/mn)
Millimètre	(mm)	0,03937	des inches	(in)
Millimètre de mercure	(mm Hg)	0,03937	des inches of mercury	(in Hg)

TABLE DES MATIERES

SECTION 2
LIMITATIONS

Paragraphes	Pages
2.1 Généralités	2-1
2.3 Limitations de vitesses	2-1
2.5 Repères de l'anémomètre	2-2
2.7 Limitations du groupe propulseur	2-2
2.9 Repères des instruments moteur	2-3
2.11 Limites de masses	2-3
2.13 Limites de centrage	2-4
2.15 Limites de manœuvres	2-4
2.17 Limites de facteurs de charge en vol	2-5
2.19 Liste des équipements exigés en fonction des types d'utilisation	2-5
2.21 Limitations de carburant	2-6
2.25 Plaquettes	2-7
2.27 Plaquettes d'utilisation	2-10
2.29 Bases de certification	2-11

SECTION 2
LIMITATIONS

2.1 GENERALITES

Cette section présente les limitations d'utilisation approuvées par les Services officiels, les repères des instruments, le code des couleurs et les plaquettes de base nécessaires pour l'utilisation du Warrior II et de ses systèmes.

Cet appareil doit être utilisé comme un avion de la catégorie normale ou de la catégorie utilitaire en respectant les limitations d'utilisation énoncées sous la forme de plaquettes et de repères ainsi que celles données dans la présente section et dans ce manuel.

Les limitations correspondant aux systèmes et équipements optionnels qui nécessitent des suppléments au manuel peuvent être trouvées dans la Section 9 («Suppléments»).

2.3 LIMITATIONS DE VITESSES

VITESSE	Vi	Vc
Vitesse à ne jamais dépasser (V_{NE}) – Ne dépasser en aucun cas cette vitesse.	kt 160 km/h 296	153 283
Vitesse maximale de croisière compte tenu de la résistance de la structure (V_{NO}) – Ne pas dépasser cette vitesse, sauf en air calme, et dans ce cas, seulement avec prudence.	kt 126 km/h 233	122 226
Vitesse maximale volets sortis (V_{FE}) – Ne pas dépasser cette vitesse avec les volets sortis.	kt 103 km/h 191	100 185

VITESSE	Vi	Vc
Vitesse de manœuvre (V _A) – Ne pas braquer les commandes à fond ou brutalement au-dessus de cette vitesse.	111	108
Masse totale 2440 lb (1107 kg)	206	200
	88	89
Masse totale 1531 lb (694 kg)	163	165
	163	165

ATTENTION

La vitesse de manœuvre diminue avec la diminution de masse car les effets des forces aérodynamiques sont accentués. Une interpolation linéaire est possible pour les masses totales intermédiaires. La vitesse de manœuvre ne devra pas être dépassée en air agité.

2.5 REPERES DE L'ANEMOMETRE

REPERES	Vi
Trait rouge radial (à ne jamais dépasser)	160
	296
Secteur jaune (plage de prudence - air calme seulement)	126 à 160
	233 à 296
Secteur vert (plage d'utilisation normale)	50 à 126
	93 à 233
Secteur blanc (volets sortis)	44 à 103
	81 à 191

2.7 LIMITATIONS DU GROUPE PROPULSEUR

a) Nombre de moteurs	1
b) Motoriste	Lycoming
c) Numéro de modèle du moteur	O-320-D2A ou O-320-D3G
d) Limites d'utilisation du moteur	
1) Puissance maximale	160 hp (162 ch)
2) Régime maximal	2700 tr/mn
3) Température d'huile maximale	245 °F (118 °C)
e) Pression d'huile	
Minimale (trait rouge)	25 psi (1,72 bar)
Maximale (trait rouge)	100 psi (6,89 bar)
f) Pression de carburant	
Minimale (trait rouge)	0,5 psi (0,03 bar)
Maximale (trait rouge)	8 psi (0,55 bar)
g) Indice d'octane minimal du carburant (ESSENCE AVIATION UNIQUEMENT)	Aviation 100 ou 100LL

h) Nombre d'hélices	1
i) Fabricant d'hélice	Sensenich
j) Modèle d'hélice	74DM6-0-60
k) Diamètre d'hélice	
Minimal	72 in (1,829 m)
Maximal	74 in (1,880 m)
l) Tolérance d'hélice (Régime en conditions statiques à la position maximale de la manette des gaz) Aucune tolérance supplémentaire permise.	2450 > N > 2350 tr/mn

2.9 REPERES DES INSTRUMENTS MOTEURS

a) Tachymètre	
Secteur vert (plage d'utilisation normale)	500 à 2700 tr/mn
Trait rouge (puissance maximale continue)	2700 tr/mn
b) Température d'huile	
Secteur vert (plage d'utilisation normale)	75 à 245 °F (24 à 118 °C)
Trait rouge (maximum)	245 °F (118 °C)
c) Pression d'huile	
Secteur vert (plage d'utilisation normale)	60 à 90 psi (4,14 à 6,21 bar)
Secteur jaune (plage de prudence) (ralenti)	25 à 60 psi (1,72 à 4,14 bar)
Secteur jaune (réchauffage au sol)	90 à 100 psi (6,21 à 6,89 bar)
Trait rouge (minimum)	25 psi (1,72 bar)
Trait rouge (maximum)	100 psi (6,89 bar)
d) Pression de carburant	
Secteur vert (plage d'utilisation normale)	0,5 à 8 psi (0,03 à 0,55 bar)
Trait rouge (minimum)	0,5 psi (0,03 bar)
Trait rouge (maximum)	8 psi (0,55 bar)

2.11 LIMITES DE MASSES

	Normale	Utilitaire
a) Masse maximale	2440 lb (1107 kg)	2020 lb (916 kg)
b) Masse maximale sur l'aire de trafic	2447 lb (1110 kg)	2027 lb (919 kg)
c) Masse maximale de bagages	200 lb (91 kg)	

NOTA

Se reporter à la Section 5 («Performances») qui donne la masse maximale compte tenu des performances.

2.13 LIMITES DE CENTRAGE

a) Catégorie normale

Masse		Limite avant		Limite arrière	
		Distance en arrière de la référence		Distance en arrière de la référence	
lb	kg	in	m	in	m
2440	1107	88,3	2,243	93,0	2,362
1950	885	83,0	2,108	93,0	2,362
et moins					

b) Catégorie utilitaire

Masse		Limite avant		Limite arrière	
		Distance en arrière de la référence		Distance en arrière de la référence	
lb	kg	in	m	in	m
1950	885	83,0	2,108	93,0	2,362
et moins					
2020	916	83,8	2,129	93,0	2,362

NOTA

Variation linéaire entre les points donnés.

La référence est située à 78,4 in (1,991 m) en avant de l'intersection interne des sections droite et effilée du bord d'attaque de voilure.

Il incombe au propriétaire de l'avion et au pilote de s'assurer que l'avion est correctement chargé. Voir la Section 6 («Masse et centrage») pour les instructions relatives à un chargement correct.

2.15 LIMITES DE MANOEUVRES

- a) Catégorie normale : toutes manœuvres acrobatiques, y compris les vrilles, interdites.
b) Catégorie utilitaire : manœuvres autorisées pour des angles d'inclinaison supérieurs à 60° :

	Vitesse initiale	
	kt	km/h
Virages serrés	111	206
Huits lents	111	206
Chandelles	111	206

2.17 LIMITES DE FACTEURS DE CHARGE EN VOL

	Normale	Utilitaire
a) Facteur de charge positif (maximal)	3,8 g	4,4 g
b) Facteur de charge négatif (maximal)	Aucune manœuvre en vol inversé n'est autorisée	

2.19 LISTE DES EQUIPEMENTS EXIGES EN FONCTION DES TYPES D'UTILISATION

Cet avion peut être utilisé en VFR (Règles de vol à vue) de jour ou de nuit ou en IFR (Règles de vol aux instruments) de jour ou de nuit lorsque les équipements appropriés sont installés et en état de fonctionnement.

La liste d'équipements ci-dessous définit les systèmes et équipements sur lesquels est basée la certification de type pour chaque type d'utilisation et qui doivent être installés et en état de fonctionnement pour le type d'utilisation particulier indiqué. Lorsque certains des équipements et/ou systèmes de la liste ne sont pas en état de fonctionnement, certaines utilisations peuvent toutefois être autorisées dans certaines conditions et suivant les dispositions définies par une «Liste d'équipements minimaux» (LEM) à jour et approuvée DGAC, liste dont la date est identique ou postérieure à celle du présent Manuel de vol approuvé DGAC et qui est autorisée dans le cadre de règles d'utilisation prévoyant l'emploi d'une LEM.

- a) VFR de jour
 - 1) Anémomètre
 - 2) Altimètre
 - 3) Compas magnétique
 - 4) Tachymètre
 - 5) Indicateur de pression d'huile
 - 6) Indicateur de température d'huile
 - 7) Indicateur de pression de carburant
 - 8) Indicateur de jaugeur carburant - pour chaque réservoir
 - 9) Voltmètre/ampèremètre
 - 10) Indicateur de compensateurs de profondeur et de direction
 - 11) Alternateur
 - 12) Ceinture/bretelle - pour chaque occupant

- b) VFR de nuit
 - 1) Tous les équipements exigés pour le VFR de jour
 - 2) Feux de position
 - 3) Eclairage des instruments
 - 4) Feux anticollision (à éclats)

SECTION 2
LIMITATIONS

MANUEL DE VOL
PIPER AIRCRAFT CORPORATION
AVION WARRIOR II PA-28-161

- c) IFR de jour
 - 1) Tous les équipements exigés pour le VFR de jour
 - 2) Pompe à vide
 - 3) Indicateur de dépression gyros

- d) IFR de nuit
 - 1) Tous les équipements exigés pour le VFR de jour et de nuit
 - 2) Tous les équipements exigés pour l'IFR de jour

NOTA

La liste des systèmes et équipements ci-dessus ne comprend pas les instruments de vol spécifiques ni les équipements de communication/navigation exigés par les règlements en vigueur en France suivant les conditions d'utilisation.

2.21 LIMITATIONS DE CARBURANT

- a) Capacité totale 50 US gal (189 l)
- b) Carburant inutilisable 2 US gal (7,6 l)
Il a été établi que le carburant inutilisable de cet avion, pour les assiettes de vol critiques, est de 1 US gal (3,8 l) dans chaque aile.
- c) Carburant utilisable 48 US gal (182 l)
Il a été établi que le carburant utilisable de cet avion est de 24 US gal (91 l) par réservoir de voilure.

2.25 PLAQUETTES

Bien en vue du pilote :

«THIS AIRPLANE MUST BE OPERATED AS A NORMAL OR UTILITY CATEGORY AIRPLANE IN COMPLIANCE WITH THE OPERATING LIMITATIONS STATED IN THE FORM OF PLACARDS, MARKINGS AND MANUALS.»

(«CET APPAREIL DOIT ETRE UTILISE COMME UN AVION DE LA CATEGORIE NORMALE OU UTILITAIRE EN RESPECTANT LES LIMITATIONS D'UTILISATION ENONCEES SOUS FORME DE PLAQUETTES, DE REPERES ET DE MANUELS.»)

«ALL MARKINGS AND PLACARDS ON THIS AIRPLANE APPLY TO ITS OPERATION AS A UTILITY CATEGORY AIRPLANE. FOR NORMAL AND UTILITY CATEGORY OPERATION, REFER TO THE PILOT'S OPERATING HANDBOOK.»

(«SUR CET APPAREIL, TOUS LES REPERES ET TOUTES LES PLAQUETTES S'APPLIQUENT A SON UTILISATION EN TANT QU'AVION DE LA CATEGORIE UTILITAIRE. POUR L'UTILISATION EN CATEGORIE NORMALE ET UTILITAIRE, SE REPORTER AU MANUEL DE VOL.»)

«NO ACROBATIC MANEUVERS ARE APPROVED FOR NORMAL CATEGORY OPERATIONS. SPINS ARE PROHIBITED FOR NORMAL AND UTILITY CATEGORY.»

(«AUCUNE MANOEUVRE ACROBATIQUE N'EST AUTORISEE POUR L'UTILISATION EN CATEGORIE NORMALE. LES VRILLES SONT INTERDITES EN CATEGORIE NORMALE ET UTILITAIRE.»)

Bien en vue du pilote :

TAKEOFF CHECK LIST

Fuel on proper tank	Seat backs erect
Electric fuel pump on	Fasten belts/harness
Engine gauges checked	Trim tab - set
Flaps - set	Controls - free
Carb. heat off	Door - latched
Mixture set	Air Conditioner off
Primer locked	

LISTE DE VERIFICATIONS AU DECOLLAGE

Carburant sur réservoir approprié	Dossiers de sièges droits
Pompe à carburant électrique sur marche	Ceintures/bretelles attachées
Instruments moteur vérifiés	Compensateur - Régulé
Volets - Réglés	Commandes - Libres
Réchauffage carburateur coupé	Porte - Verrouillée
Mélange réglé	Conditionnement d'air sur arrêt
Pompe d'amorçage verrouillée	

LANDING CHECK LIST

Fuel on proper tank	Flaps - set (White Arc)
Mixture rich	Fasten belts/harness
Electric fuel pump on	Air Conditioner off
Seat backs erect	

LISTE DE VERIFICATIONS A L'ATTERRISSAGE

Carburant sur réservoir approprié	Volets - Réglés (secteur blanc)
Mélange riche	Ceintures/bretelles attachées
Pompe à carburant électrique sur marche	Conditionnement d'air sur arrêt
Dossiers de sièges droits	

Dans les listes qui précèdent, la vérification du conditionnement d'air sur arrêt n'est obligatoire que pour les avions équipés d'une installation de conditionnement d'air.

SECTION 2
LIMITATIONS

MANUEL DE VOL
PIPER AIRCRAFT CORPORATION
AVION WARRIOR II PA-28-161

Bien en vue du pilote et au voisinage du tableau de commande de conditionnement d'air lorsque l'avion est équipé de cette installation :

«WARNING - AIR CONDITIONER MUST BE OFF TO INSURE NORMAL TAKEOFF CLIMB PERFORMANCE.»

(«ATTENTION-DANGER - LE CONDITIONNEMENT D'AIR DOIT ETRE SUR ARRET POUR ASSURER DES PERFORMANCES DE MONTEE NORMALES AU DE-COLLAGE.»)

A proximité du verrou supérieur de porte :

«ENGAGE LATCH BEFORE FLIGHT.»

(«VERROUILLER AVANT VOL.»)

A l'intérieur de la porte de soute à bagages :

«BAGGAGE MAXIMUM 200 LBS»

(«BAGAGES 91 kg MAXIMUM»)

«UTILITY CATEGORY OPERATION - NO BAGGAGE OR AFT PASSENGERS ALLOWED. NORMAL CATEGORY OPERATION - SEE PILOT'S OPERATING HANDBOOK WEIGHT AND BALANCE SECTION FOR BAGGAGE AND AFT PASSENGER LIMITATIONS.»

«UTILISATION CATEGORIE UTILITAIRE - LES BAGAGES ET PASSAGERS ARRIERE NE SONT PAS AUTORISES. UTILISATION CATEGORIE NORMALE - VOIR LES LIMITATIONS APPLICABLES AUX BAGAGES ET AUX PASSAGERS ARRIERE A LA SECTION «MASSE ET CENTRAGE» DU MANUEL DE VOL.»)

Bien en vue du pilote :

« $V_A = 111$ KIAS AT 2440 # (SEE A.F.M.)»

(« $V_A = V_i : 111$ kt (206 km/h)
A 1107 kg (VOIR MANUEL DE VOL)»)

«UTILITY CATEGORY OPERATION - NO AFT PASSENGERS ALLOWED.»

(«UTILISATION CATEGORIE UTILITAIRE - LES PASSAGERS ARRIERE NE SONT PAS AUTORISES.»)

«DEMO. X-WIND 17 KTS.»

(«COMPOSANTE VENT DE TRAVERS DEMONTREE - 31 km/h.»)

Bien en vue du pilote, quand le nécessaire d'adaptation aux basses températures du radiateur d'huile est en place :

«OIL COOLER WINTERIZATION PLATE TO BE REMOVED WHEN AMBIENT TEMPERATURE EXCEEDS 50 °F.»

(«DEPOSE DU CACHE D'ADAPTATION AUX BASSES TEMPERATURES DU RADIATEUR D'HUILE LORSQUE LA TEMPERATURE AMBIANTE DEPASSE 10 °C.»)

Bien en vue du pilote :

«UTILITY CATEGORY OPERATION ONLY

(«UTILISATION CATEGORIE UTILITAIRE SEULEMENT

- 1) NO AFT PASSENGERS ALLOWED.
- 2) ACROBATIC MANEUVERS ARE LIMITED TO THE FOLLOWING :

- 1) LES PASSAGERS ARRIERE NE SONT PAS AUTORISES.
- 2) MANOEUVRES ACROBATIQUES LIMITEES COMME SUIV :

ENTRY SPEED

VITESSE INITIALE

SPINS PROHIBITED
 STEEP TURNS
 LAZY HEIGHTS
 CHANDELLES

111 KIAS
 111 KIAS
 111 KIAS»

VRILLES INTERDITES
 VIRAGES SERRES
 HUISS LENTS
 CHANDELLES

Vi : 111 kt (206 km/h)
 Vi : 111 kt (206 km/h)
 Vi : 111 kt (206 km/h)»

Bien en vue du pilote :

«WARNING - TURN OFF STROBE LIGHTS WHEN IN CLOSE PROXIMITY TO GROUND OR DURING FLIGHT THROUGH CLOUD, FOG OR HAZE.»

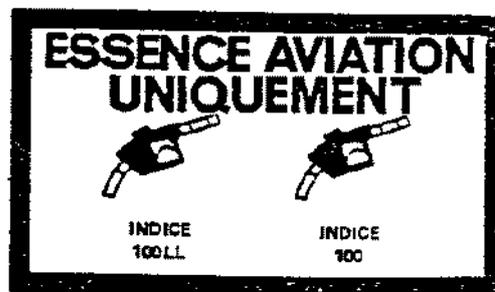
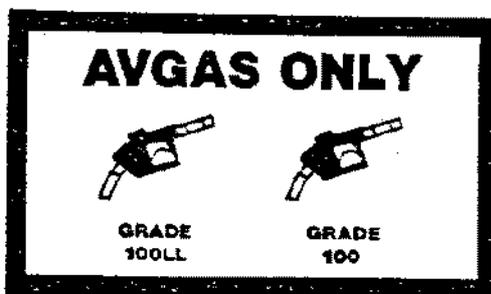
(«ATTENTION-DANGER - COUPER LES FEUX A ECLATS A PROXIMITE IMMEDIATE DU SOL OU AU COURS DE VOL DANS LES NUAGES, LE BROUILLARD OU LA BRUME.»)

A proximité des bouchons de remplissage des réservoirs de carburant :

«FUEL - 100 or 100LL AVIATION GRADE»

(«CARBURANT - QUALITE AVIATION 100 ou 100LL»)

A proximité des bouchons de remplissage des réservoirs de carburant (N° de série 28-8316037 et suivants) :



2.27 PLAQUETTES D'UTILISATION

Suivant les équipements installés, une des plaquettes ci-dessous devra être apposée sur le tableau de bord, bien en vue du pilote :

Avion autorisé VFR de jour :

- «CONDITIONS D'UTILISATION
- VFR DE JOUR
- CONDITIONS GIVRANTES INTERDITES»

Avion autorisé VFR de jour et VFR de nuit :

- «CONDITIONS D'UTILISATION
- VFR DE JOUR ET DE NUIT
- CONDITIONS GIVRANTES INTERDITES»

Avion autorisé VFR de jour et IFR de jour :

- «CONDITIONS D'UTILISATION
- VFR DE JOUR
- IFR DE JOUR
- CONDITIONS GIVRANTES INTERDITES»

Avion autorisé VFR de jour, VFR de nuit, IFR de jour :

- «CONDITIONS D'UTILISATION
- VFR DE JOUR ET DE NUIT
- IFR DE JOUR
- CONDITIONS GIVRANTES INTERDITES»

Avion autorisé VFR de jour, VFR de nuit, IFR de jour, IFR de nuit :

- «CONDITIONS D'UTILISATION
- VFR DE JOUR ET DE NUIT
- IFR DE JOUR ET DE NUIT
- CONDITIONS GIVRANTES INTERDITES»

2.29 BASES DE CERTIFICATION

US :

Navigabilité : Réglementation CAR 3 mise en vigueur le 15 mai 1956 à jour de l'amendement 3-2 ; paragraphe 3.387 (d) de l'amendement 3-4 ; paragraphes 3.304 et 3.705 de l'amendement 3-7 ; réglementation FAR 23.959 de l'amendement 23-7. Démonstration d'un niveau de sécurité équivalent à la réglementation CAR 3.757.

Nuisances : Réglementation FAR 36 mise en vigueur le 1er décembre 1969, à jour de l'amendement 36-4.

Françaises :

Navigabilité : Identiques aux bases de certification US.

Nuisances : Arrêté du 30 juillet 1975
Arrêté du 3 avril 1980

TABLE DES MATIERES
SECTION 3
PROCEDURES D'URGENCE

Paragraphes	Pages
3.1 Généralités	3-1
3.3 Liste de vérifications d'urgence	3-3
Incendie moteur à la mise en route	3-3
Perte de puissance moteur au décollage	3-3
Perte de puissance moteur en vol	3-3
Atterrissage sans moteur	3-4
Incendie en vol	3-4
Perte de pression d'huile	3-5
Perte de pression de carburant	3-5
Température d'huile excessive	3-5
Pannes du circuit électrique	3-5
Consommation électrique excessive	3-5
Sortie de vrille	3-6
Porte ouverte	3-6
Irrégularité de fonctionnement du moteur	3-7
Givrage du carburateur	3-7
3.5 Procédures d'urgence développées (généralités)	3-9
3.7 Incendie moteur à la mise en route	3-9
3.9 Perte de puissance moteur au décollage	3-9
3.11 Perte de puissance moteur en vol	3-10
3.13 Atterrissage sans moteur	3-11
3.15 Incendie en vol	3-11
3.17 Perte de pression d'huile	3-12
3.19 Perte de pression de carburant	3-12
3.21 Température d'huile excessive	3-13
3.23 Pannes du circuit électrique	3-13
3.24 Consommation électrique excessive	3-13
3.25 Sortie de vrille	3-14

TABLE DES MATIERES

SECTION 3 (suite)

Paragraphes	Pages
3.27 Porte ouverte	3-14
3.29 Givrage du carburateur	3-15
3.31 Irrégularité de fonctionnement du moteur	3-15

SECTION 3
PROCEDURES D'URGENCE

3.1 GENERALITES

Les procédures recommandées pour faire face aux différents types d'urgences et de situations critiques sont présentées dans cette section. Toutes les procédures d'urgence exigées (règlements en vigueur) et celles nécessaires pour garantir l'utilisation de l'avion telle qu'elle est déterminée par ses caractéristiques d'utilisation et de conception sont présentées.

Les procédures d'urgence correspondant aux systèmes et équipements optionnels qui nécessitent des suppléments au manuel sont présentées dans la Section 9 («Suppléments»).

La première partie de cette section se compose d'une liste succincte de vérifications d'urgence donnant une liste des manœuvres à exécuter pour faire face aux situations critiques en n'accordant que peu d'importance au fonctionnement des systèmes.

Le reste de la section est consacré aux procédures d'urgence développées avec des renseignements supplémentaires, afin de permettre au pilote de mieux comprendre les procédures.

Ces procédures sont préconisées à titre de ligne de conduite pour faire face à la situation particulière décrite mais ne remplacent en aucun cas le bon sens et un jugement sain. Les pilotes doivent se familiariser avec les procédures données dans cette section et être prêts à prendre les mesures appropriées en cas d'urgence.

La plupart des procédures d'urgence de base, les atterrissages sans moteur par exemple, font partie de l'entraînement normal du pilote. Bien que ces urgences soient traitées dans cette section, ces renseignements ne sont pas destinés à remplacer cet entraînement, mais seulement à servir de document de référence et de révision et à donner des renseignements sur des procédures qui ne sont pas les mêmes sur tous les avions. Il est conseillé au pilote de revoir les procédures d'urgence standard périodiquement pour les connaître à fond.

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

3.3 LISTE DE VERIFICATIONS D'URGENCE

INCENDIE MOTEUR A LA MISE EN ROUTE

Démarrateur Entraîner le moteur
Mélange Sur étouffoir
Manette des gaz Avancer
Pompe à carburant électrique «OFF» («ARRET»)
Sélecteur carburant «OFF» («ARRET»)
Evacuer l'avion si l'incendie persiste

PERTE DE PUISSANCE MOTEUR AU DECOLLAGE

Si la longueur de piste restante est suffisante pour permettre un atterrissage normal, atterrir droit devant.

Si la longueur de piste restante est insuffisante :
Maintenir une vitesse de sécurité.
N'effectuer qu'un léger virage pour éviter les obstacles.
Volets en fonction de la situation.

Si l'altitude atteinte est suffisante pour une tentative de remise en route :

Maintenir une vitesse de sécurité
Sélecteur carburant Passer sur un réservoir
contenant du carburant
Pompe à carburant électrique Vérifier sur «ON» («MARCHE»)
Mélange Vérifier sur «RICH» («RICHE»)
Réchauffage carburateur «ON» («MARCHE»)
Pompe d'amorçage Verrouillée
Si la puissance n'est pas rétablie, appliquer la procédure «Atterrissage sans moteur».

PERTE DE PUISSANCE MOTEUR EN VOL

Sélecteur carburant Passer sur un réservoir
contenant du carburant
Pompe à carburant électrique «ON» («MARCHE»)
Mélange «RICH» («RICHE»)
Réchauffage carburateur «ON» («MARCHE»)
Instruments moteur Vérifier s'ils indiquent
la cause de la perte de puissance
Pompe d'amorçage Vérifier qu'elle est verrouillée
Si la pression de carburant indiquée est nulle, vérifier la position du sélecteur de carburant pour s'assurer
qu'il est sur un réservoir contenant du carburant.

Après rétablissement de la puissance :

Rechauffage carburateur «OFF» («ARRET»)
Pompe à carburant électrique «OFF» («ARRET»)

Si la puissance n'est pas rétablie, prendre les dispositions pour l'atterrissage sans moteur.
Compenser pour V_i : 73 kt (135 km/h)

ATTERRISSAGE SANS MOTEUR

Repérer un terrain convenable.

Etablir une descente en spirale.

1000 ft (305 m) au-dessus du sol au point vent arrière pour l'approche d'atterrissage normale.

Lorsque le terrain peut être atteint sans problème, ralentir à V_i : 63 kt (117 km/h) pour obtenir une distance d'atterrissage minimale.

L'impact doit normalement être effectué à la vitesse la plus faible possible avec les pleins volets.

À l'instant d'amorcer l'atterrissage :

Armage «OFF» («ARRET»)
Contact général «OFF» («ARRET»)
Sélecteur carburant «OFF» («ARRET»)
Mélange Sur étouffoir
Ceintures et bretelles Serrer

INCENDIE EN VOL

Origine de l'incendie Vérifier

Incendie d'origine électrique (fumée dans la cabine) :

Contact général «OFF» («ARRET»)
Aérateurs Ouvrir
Chauffage de la cabine «OFF» («ARRET»)
Atterrir le plus tôt possible.

Incendie moteur :

Sélecteur carburant «OFF» («ARRET»)
Manette des gaz «CLOSED» («REDUITS A FOND»)
Mélange Sur étouffoir
Pompe à carburant électrique Vérifier sur «OFF» («ARRET»)
Chauffage «OFF» («ARRET»)
Dégivrage «OFF» («ARRET»)

Appliquer la procédure «ATTERRISSAGE SANS MOTEUR».

PERTE DE PRESSION D'HUILE

Atterrir le plus tôt possible et rechercher la cause.
Prendre les dispositions pour l'atterrissage sans moteur.

PERTE DE PRESSION DE CARBURANT

Pompe à carburant électrique «ON» («MARCHE»)
Sélecteur carburant Vérifier qu'il est sur un réservoir plein

TEMPERATURE D'HUILE EXCESSIVE

Atterrir sur l'aérodrome le plus proche et étudier le problème.
Prendre les dispositions pour l'atterrissage sans moteur.

PANNES DU CIRCUIT ELECTRIQUE

Voyant «ALT» («ALTERNATEUR») allumé : Vérifier pour confirmer
Ampèremètre la panne d'alternateur

Si l'ampèremètre indique un débit nul : «OFF» («ARRET»)
Interrupteur «ALT» («ALTERNATEUR»)

Réduire la consommation électrique au minimum : Vérifier et réenclicher
Disjoncteur «ALT» («ALTERNATEUR») à la demande
Interrupteur «ALT» («ALTERNATEUR») «ON» («MARCHE»)

Si l'alimentation n'est pas rétablie : «OFF» («ARRET»)
Interrupteur «ALT» («ALTERNATEUR»)

Si le débit de l'alternateur ne peut pas être rétabli, réduire la consommation électrique et atterrir le plus tôt possible. La batterie est la seule source restante d'alimentation électrique.

CONSOMMATION ELECTRIQUE EXCESSIVE (Dépassant de plus de 20 A la consommation électrique connue)

Interrupteur «ALT» («ALTERNATEUR») «ON» («MARCHE»)
Interrupteur «BAT» («BATTERIE») «OFF» («ARRET»)

Si la consommation de l'alternateur est réduite :
Consommation électrique Réduire au minimum
atterrir le plus tôt possible.

NOTA

Par suite de l'augmentation de la tension d'alimentation et des parasites radioélectriques, le fonctionnement avec interrupteur d'alternateur sur «ON» («MARCHE») et interrupteur de batterie sur «OFF» («ARRET») doit être limité aux cas de panne du circuit électrique.

Si la consommation de l'alternateur n'est pas réduite :
Interrupteur «ALT» («ALTERNATEUR») «OFF» («ARRET»)
Interrupteur «BAT» («BATTERIE») A la demande
atterrir le plus tôt possible. S'attendre à une panne électrique totale.

SORTIE DE VRILLE

Manette des gaz Sur ralenti
Gauchissement Au neutre
Palonnier A fond dans le sens
opposé à la rotation
Volant A fond vers l'avant
Palonnier Au neutre (lorsque
la rotation s'arrête)
Volant A la demande pour revenir
progressivement à l'assiette de vol horizontal

PORTE OUVERTE

Si le verrou supérieur et le verrou latéral sont tous les deux ouverts, la porte s'entrebaille vers l'arrière réduisant ainsi légèrement la vitesse.

Pour fermer la porte en vol :
Ralentir l'avion à V_i : 89 kt (165 km/h)
Aérateurs de cabine Fermer
Glacé de mauvais temps Ouvrir

- Si le verrou supérieur est ouvert Verrouiller
Si le verrou latéral est ouvert Tirer sur l'accoudoir tout en
amenant la poignée du verrou sur
la position verrouillée
- Si les deux verrous sont ouverts Verrouiller le verrou latéral
puis le verrou supérieur

IRREGULARITE DE FONCTIONNEMENT DU MOTEUR

- Réchauffage carburateur «ON» («MARCHE»
- Après une minute, si l'irrégularité de fonctionnement persiste :
- Réchauffage carburateur «OFF» («ARRET»
Mélange Régler pour que le moteur
tourne le plus rond possible
- Pompe à carburant électrique «ON» («MARCHE»
Sélecteur carburant Changer de réservoir
- Instruments moteur Vérifier
Contact de magnétos Sur «L» («GAUCHE») puis sur «R» («DROITE»
puis sur «BOTH» («LES DEUX»

Si le résultat est satisfaisant sur l'une ou l'autre des magnétos, poursuivre le vol à puissance réduite sur cette magnéto avec le mélange sur plein «RICH» («RICHE») jusqu'au premier aérodrome disponible.

Prendre les dispositions pour l'atterrissage sans moteur.

GIVRAGE DU CARBURATEUR

- Réchauffage carburateur «ON» («MARCHE»
Mélange Régler pour que le moteur
tourne le plus rond possible

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

3.5 PROCEDURES D'URGENCE DEVELOPPEES (GENERALITES)

Les paragraphes suivants sont présentés en vue de fournir au pilote des renseignements complémentaires pour lui permettre de mieux comprendre la séquence des opérations recommandées et la cause probable d'une situation d'urgence.

3.7 INCENDIE MOTEUR A LA MISE EN ROUTE

Les incendies moteur à la mise en route sont généralement dus à un amorçage excessif. La première mesure pour tenter d'éteindre l'incendie est d'essayer de mettre le moteur en route et d'aspirer l'excès de carburant à l'intérieur du circuit d'admission.

Si l'incendie se déclare avant que le moteur ne soit en route, ramener la commande de mélange sur étouffoir, avancer la manette des gaz et faire tourner le moteur sur le démarreur. Cette mesure a pour but de tenter d'aspirer les flammes à l'intérieur du moteur.

Si le moteur a démarré, continuer de le faire tourner afin d'essayer de faire rentrer les flammes à l'intérieur du moteur.

Dans l'un ou l'autre cas (ci-dessus), si l'incendie persiste plus de quelques secondes, il faudra l'éteindre par les moyens extérieurs disponibles les plus appropriés.

Si une méthode de lutte contre l'incendie extérieure doit être utilisée, il faut mettre le sélecteur de carburant sur «OFF» («ARRET») et la commande de mélange sur étouffoir.

3.9 PERTE DE PUISSANCE MOTEUR AU DECOLLAGE

Les mesures appropriées à prendre si une perte de puissance se produit au décollage dépendront des circonstances et de la situation particulière.

Si la longueur de piste restante est suffisante pour effectuer un atterrissage normal, atterrir droit devant.

Si la longueur de piste restante est insuffisante, maintenir une vitesse de sécurité et, si nécessaire, n'effectuer qu'un léger virage pour éviter les obstacles. Utiliser les volets en fonction des circonstances. Normalement, l'impact doit se faire avec les pleins volets.

Si l'altitude atteinte est suffisante pour une tentative de remise en route, maintenir une vitesse de sécurité et passer le sélecteur de carburant sur un autre réservoir contenant du carburant. Vérifier la pompe à carburant électrique afin de s'assurer qu'elle est sur «ON» («MARCHE») et s'assurer que le mélange est sur «RICH» («RICHE»). Le réchauffage de carburateur doit être sur «ON» («MARCHE»), et la pompe d'amorçage doit être verrouillée.

Si la panne de moteur a été provoquée par l'épuisement du carburant, la permutation des réservoirs de carburant ne rétablira pas la puissance tant que les canalisations de carburant vides ne se seront pas remplies. Ceci peut demander jusqu'à 10 secondes.

Si la puissance n'est pas rétablie, appliquer la procédure «Atterrissage sans moteur» (Se reporter à la liste de vérifications d'urgence et au paragraphe 3.13).

3.11 PERTE DE PUISSANCE MOTEUR EN VOL

La perte totale de puissance moteur est d'ordinaire due à l'interruption du débit de carburant et le rétablissement de la puissance s'effectue peu après le rétablissement du débit de carburant. Si la perte de puissance se produit à basse altitude, la première mesure est de prendre les dispositions pour un atterrissage forcé (Se reporter au paragraphe 3.13). Une vitesse indiquée égale ou supérieure à 73 kt (135 km/h) doit être maintenue.

Si l'altitude le permet, passer le sélecteur de carburant sur un autre réservoir contenant du carburant et mettre la pompe à carburant électrique en service. Mettre la commande de mélange sur «RICH» («RICHE») et le réchauffage de carburateur sur «ON» («MARCHE»). Vérifier si les instruments moteur indiquent la cause de la perte de puissance. Vérifier la pompe d'amorçage pour s'assurer qu'elle est verrouillée. Si la pression de carburant indiquée est nulle, vérifier la position du sélecteur de réservoir afin de s'assurer qu'il est sur un réservoir contenant du carburant.

Après rétablissement de la puissance, placer le réchauffage de carburateur sur «OFF» («ARRET») et couper la pompe à carburant électrique.

Si les opérations ci-dessus ne permettent pas le rétablissement de la puissance, prendre les dispositions pour un atterrissage forcé.

Si le temps le permet, mettre le contact d'allumage sur «L» («GAUCHE»), puis sur «R» («DROITE») et le ramener sur «BOTH» («LES DEUX»). Placer la manette des gaz et la manette de mélange sur différents réglages. Ceci peut rétablir la puissance si le problème concerne un enrichissement ou un appauvrissement excessif du mélange ou une obstruction partielle du circuit carburant. Essayer les autres réservoirs de carburant. L'élimination d'une certaine quantité d'eau contenue dans le carburant peut parfois demander un certain temps, le fait de laisser le moteur tourner en moulinet peut permettre de rétablir la puissance. Si la perte de puissance est due à la présence d'eau, les pressions de carburant indiquées seront normales.

Si la panne de moteur a été provoquée par l'épuisement du carburant, la permutation des réservoirs de carburant ne rétablira pas la puissance tant que les canalisations de carburant vides ne se seront pas remplies. Ceci peut demander jusqu'à 10 secondes.

Si la puissance n'est pas rétablie, appliquer la procédure «Atterrissage sans moteur» (Se reporter à la liste des vérifications d'urgence et au paragraphe 3.13).

3.13 ATERRISSAGE SANS MOTEUR

En cas de perte de puissance en altitude, compenser l'avion pour la pente de plané optimale (V_i : 73 kt - 135 km/h) et rechercher un terrain convenable. Si les mesures prises pour rétablir la puissance restent sans effet, et si le temps le permet, regarder sur les cartes s'il n'existe pas d'aérodrome dans le voisinage immédiat ; si l'altitude est suffisante, il peut être possible d'atterrir sur l'un d'eux. Le pilote doit si possible signaler ses difficultés et ses intentions par radio aux Services officiels. Lorsqu'un autre pilote ou un passager se trouve à bord, le laisser s'en charger.

Après avoir repéré un terrain convenable, établir une descente en spirale autour de ce terrain. Essayer d'arriver à 1000 ft (305 m) au-dessus du sol au point vent arrière pour effectuer une approche d'atterrissage normale. Lorsque le terrain peut être atteint sans problème, ralentir à V_i : 63 kt (117 km/h) pour obtenir la distance d'atterrissage minimale. L'excédent d'altitude peut être perdu en élargissant le circuit, en utilisant les volets, en effectuant des glissades ou en combinant ces différents moyens.

L'impact doit normalement s'effectuer à la vitesse la plus faible possible.

Au moment d'amorcer l'atterrissage, mettre le contact général et le contact d'allumage sur «OFF» («ARRET»). Les volets peuvent être utilisés à la demande. Mettre le robinet sélecteur de carburant sur «OFF» («ARRET») et ramener la commande de mélange sur étouffoir. Les ceintures et les bretelles doivent être serrées. L'impact doit normalement s'effectuer à la vitesse la plus faible possible.

3.15 INCENDIE EN VOL

L'existence d'un incendie est décelée par la fumée, l'odeur et la chaleur dans la cabine. Il est essentiel d'identifier rapidement l'origine de l'incendie à l'aide des lectures des instruments, de la nature de la fumée ou d'autres indications, car les mesures à prendre diffèrent assez dans chaque cas.

Rechercher d'abord l'origine de l'incendie.

Si l'on identifie un incendie d'origine électrique (fumée dans la cabine), il faut mettre le contact général sur «OFF» («ARRET»). Il faut ouvrir les aérateurs de cabine et couper le chauffage. Atterrir le plus tôt possible.

En cas d'incendie du moteur, mettre le sélecteur de carburant sur «OFF» («ARRET») et réduire les gaz à fond. La commande de mélange doit être sur étouffoir. Couper la pompe à carburant électrique. Dans tous les cas il faut mettre le chauffage et le dégivrage sur «OFF» («ARRET»). Si l'utilisation des équipements de radiocommunication n'est pas nécessaire, mettre le contact général sur «OFF» («ARRET»). Appliquer la procédure «Atterrissage sans moteur».

NOTA

La probabilité d'un incendie moteur en vol est extrêmement faible. La procédure indiquée a un caractère général et, dans une telle situation d'urgence, le facteur déterminant pour la conduite à tenir doit être le jugement du pilote.

3.17 PERTE DE PRESSION D'HUILE

La perte de pression d'huile peut être partielle ou totale. Une perte partielle de la pression d'huile indique d'ordinaire un défaut de fonctionnement du système de régulation de la pression d'huile et il faut atterrir le plus tôt possible afin d'en rechercher la cause et pour éviter la détérioration du moteur.

La perte totale de l'indication de pression d'huile peut signifier l'épuisement de l'huile ou être le résultat d'un manomètre défectueux. Dans les deux cas, se diriger vers l'aérodrome le plus proche et se tenir prêt à effectuer un atterrissage forcé. S'il ne s'agit pas d'un défaut de fonctionnement du manomètre, l'arrêt du moteur peut se produire brusquement. Maintenir l'altitude jusqu'au moment où un atterrissage sans moteur puisse être effectué. Ne pas modifier le régime sans nécessité car ceci peut brusquer la perte totale de puissance.

Suivant les circonstances, il peut être plus prudent d'effectuer un atterrissage en campagne tant que la puissance est encore disponible, particulièrement lorsqu'aucun aérodrome n'est à proximité et qu'il est manifeste par d'autres indications, brusques accroissements de température ou dégagement de vapeur d'huile, que la perte de pression d'huile est réelle.

Si l'arrêt du moteur se produit, appliquer la procédure «Atterrissage sans moteur».

3.19 PERTE DE PRESSION DE CARBURANT

En cas de perte de la pression de carburant, mettre la pompe à carburant électrique en service et vérifier que le sélecteur de carburant est sur un réservoir plein.

S'il ne s'agit pas d'un réservoir vide, atterrir le plus tôt possible et faire vérifier la pompe moteur à carburant et le circuit carburant.

3.21 TEMPERATURE D'HUILE EXCESSIVE

Une indication de température d'huile anormalement élevée peut être provoquée par un faible niveau d'huile, une obstruction du radiateur d'huile, des joints de déflecteurs détériorés ou défectueux, un indicateur défectueux ou par d'autres causes. Atterrir le plus tôt possible sur un aérodrome approprié et faire rechercher la cause.

Une élévation constante et rapide de la température d'huile est un signe de défaut. Atterrir sur l'aérodrome le plus proche et demander à un mécanicien d'étudier le problème. Surveiller sur le manomètre de pression d'huile s'il ne se produit pas une perte de pression concomitante.

3.23 PANNES DU CIRCUIT ELECTRIQUE

La perte du débit de l'alternateur est indiquée par une lecture nulle sur l'ampèremètre. Avant d'appliquer la procédure ci-après, s'assurer que la lecture est bien nulle, et non pas simplement un faible débit, en mettant en service un équipement électrique comme le phare d'atterrissage par exemple. Si l'on n'observe aucune augmentation de la lecture de l'ampèremètre, on peut soupçonner une panne de l'alternateur.

Il faut réduire autant que possible la consommation électrique. Vérifier que les disjoncteurs d'alternateur ne sont pas déclenchés.

L'opération suivante consiste à tenter de réenclencher le relais de surtension. Ceci s'effectue en plaçant l'interrupteur «ALT» («ALTERNATEUR») sur «OFF» («ARRET») pendant 1 seconde puis à le remettre sur «ON» («MARCHE»). Si le défaut est le résultat d'une surtension momentanée (tension égale ou supérieure à 16,5 V), cette procédure rétablira la lecture normale de l'ampèremètre.

Si l'ampèremètre indique toujours un débit NUL, ou si l'alternateur ne reste pas réenclenché, mettre l'interrupteur «ALT» («ALTERNATEUR») sur «OFF» («ARRET»), ne conserver qu'une consommation électrique minimale et atterrir le plus tôt possible. Toute la consommation électrique est fournie par la batterie.

3.24 CONSOMMATION ELECTRIQUE EXCESSIVE (Dépassant de plus de 20 A la consommation électrique connue)

Un débit d'alternateur anormalement élevé (dépassant de plus de 20 A la consommation électrique connue pour les conditions d'utilisation) peut provenir soit d'une batterie faible, soit d'un défaut de la batterie ou de toute autre consommation électrique anormale. Si la cause provient de la batterie qui est faible, l'indication devrait commencer à diminuer et tendre vers la normale dans les 5 minutes. Si la surcharge persiste, essayer de réduire la consommation en coupant les équipements non-essentiels.

Mettre l'interrupteur de batterie sur «OFF» («ARRET») ; l'indication de l'ampèremètre doit diminuer. Remettre l'interrupteur de batterie sur «ON» («MARCHE») et continuer à surveiller l'ampèremètre. Si le débit de l'alternateur ne diminue pas dans les 5 minutes, mettre l'interrupteur de batterie sur «OFF» («ARRET») et atterrir le plus tôt possible. Toute la consommation électrique est fournie par l'alternateur.

NOTA

Par suite de l'augmentation de la tension d'alimentation et des parasites radioélectriques, le fonctionnement avec interrupteur d'alternateur sur «ON» («MARCHE») et interrupteur de batterie sur «OFF» («ARRET») doit être limité aux cas de panne du circuit électrique.

3.25 SORTIE DE VRILLE

Les vrilles intentionnelles sont interdites dans le cas du présent avion. En cas de mise en vrille involontaire, ramener immédiatement la manette des gaz sur la position de ralenti tout en mettant le gauchissement au neutre.

Mettre alors du pied à fond dans le sens opposé à la rotation et ensuite amener le volant à fond vers l'avant. Lorsque la rotation s'arrête, mettre le palonnier au neutre et ramener doucement le volant en arrière à la demande afin de revenir progressivement à l'assiette de vol horizontal.

3.27 PORTE OUVERTE

La porte de la cabine du Warrior II est à double verrouillage, aussi les chances de la voir s'ouvrir d'elle-même en vol à la fois en haut et sur le côté sont-elles faibles. Cependant, si vous oubliez le verrou supérieur ou si vous n'enclenchez pas à fond le verrou latéral, la porte peut s'ouvrir partiellement d'elle-même. Ceci se produit d'ordinaire au décollage ou peu après. Une porte partiellement ouverte n'affecte pas les caractéristiques de vol normales et l'atterrissage normal peut être effectué avec la porte ouverte.

Si les deux verrous, supérieur et latéral, sont ouverts, la porte s'entrebaille vers l'arrière et la vitesse est de ce fait légèrement réduite.

Pour fermer la porte en vol, ralentir l'avion à V_1 : 89 kt (165 km/h), fermer les aérateurs de cabine et ouvrir la glace de mauvais temps. Si le verrou supérieur est ouvert, le verrouiller. Si le verrou latéral est ouvert, tirer sur l'accoudoir tout en ramenant la poignée du verrou sur la position verrouillée. Si les deux verrous sont ouverts, fermer le verrou latéral puis le verrou supérieur.

3.29 GIVRAGE DU CARBURATEUR

Dans certaines conditions atmosphériques humides lorsque la température est comprise entre - 5 et 20 °C, la formation de glace dans le circuit d'admission est possible, même en été. Ce fait est dû à la vitesse élevée de l'air traversant le venturi du carburateur et au refroidissement de l'air provoqué par la vaporisation du carburant.

Pour éviter ceci, il est prévu un réchauffage du carburateur destiné à compenser le refroidissement dû à la vaporisation. En cas de givrage du carburateur, utiliser le plein réchauffage du carburateur. Régler le mélange pour que le moteur tourne le plus rond possible.

3.31 IRREGULARITE DE FONCTIONNEMENT DU MOTEUR

L'irrégularité de fonctionnement du moteur est généralement due au givrage du carburateur, givrage qui est signalé par une chute du régime et qui peut s'accompagner d'une légère perte de vitesse ou d'altitude. Si le pilote laisse la glace s'accumuler en trop grande quantité, le rétablissement de la pleine puissance peut devenir impossible, c'est pourquoi une réaction rapide s'impose.

Mettre le réchauffage de carburateur sur «ON» («MARCHE») (Voir NOTA). Le régime décroît légèrement et l'irrégularité de fonctionnement du moteur s'accroît. Attendre la réduction de l'irrégularité de fonctionnement du moteur ou une augmentation du régime signalant l'élimination de la glace. Si aucun changement ne se produit au bout d'une minute environ, remettre le réchauffage de carburateur sur «OFF» («ARRET»).

Si le fonctionnement du moteur est toujours irrégulier, régler le mélange pour que le moteur tourne le plus rond possible. Le moteur tourne irrégulièrement si le mélange est trop riche ou trop pauvre. Il faut mettre en service la pompe à carburant électrique et passer le sélecteur de carburant sur l'autre réservoir afin de voir s'il s'agit d'un problème de contamination du carburant. Vérifier que les lectures des instruments moteur sont normales. Si des lectures de ces instruments sont anormales, agir en conséquence. Passer le contact de magnétos sur «L» («GAUCHE») puis sur «R» («DROITE») et le ramener sur «BOTH» («LES DEUX»). Si le résultat est satisfaisant sur l'une ou l'autre des magnétos, poursuivre le vol à puissance réduite sur cette magnéto avec le mélange sur plein «RICH» («RICHE») jusqu'à l'atterrissage sur le premier aérodrome disponible.

Si l'irrégularité de fonctionnement persiste, prendre les dispositions pour un atterrissage de précaution à l'initiative du pilote.

NOTA

Un réchauffage partiel du carburateur peut être plus néfaste que pas de réchauffage du tout ; en effet il peut entraîner la fonte d'une partie de la glace, glace qui se reforme dans le circuit d'admission. C'est pourquoi, lorsque l'on utilise le réchauffage du carburateur, toujours employer le plein réchauffage et, une fois la glace éliminée, ramener la commande à fond en position froide.

TABLE DES MATIERES
SECTION 4
PROCEDURES NORMALES

Paragraphes	Pages
4.1 Généralités	4-1
4.3 Vitesses de sécurité	4-2
4.5 Liste de vérifications normales	4-3
Préparation	4-3
Visite avant vol	4-4
Avant mise en route du moteur	4-6
Mise en route du moteur à froid	4-6
Mise en route du moteur à chaud	4-6
Mise en route d'un moteur noyé	4-7
Mise en route sur alimentation extérieure	4-7
Réchauffage	4-7
Roulage au sol	4-7
Vérifications au point fixe	4-8
Avant décollage	4-8
Décollage	4-8
Montée	4-10
Croisière	4-10
Descente	4-10
Approche et atterrissage	4-11
Arrêt du moteur	4-11
Stationnement	4-11
4.7 Procédures normales développées (généralités)	4-11
4.9 Visite avant vol	4-13
4.11 Avant mise en route du moteur	4-13
4.13 Mise en route du moteur	4-13
4.15 Réchauffage du moteur	4-13
4.17 Roulage au sol	4-13
4.19 Vérifications au point fixe	4-13

TABLE DES MATIERES

SECTION 4 (suite)

Paragraphes	Pages
4.21 Avant décollage.....	4-19
4.23 Décollage.....	4-20
4.25 Montée.....	4-21
4.27 Croisière.....	4-21
4.29 Descente.....	4-22
4.31 Approche et atterrissage.....	4-23
4.33 Arrêt du moteur.....	4-24
4.35 Stationnement.....	4-24
4.37 Décrochages.....	4-25
4.39 Utilisation en atmosphère agitée.....	4-25
4.41 Masse et centrage.....	4-25

SECTION 4
PROCEDURES NORMALES

4.1 GENERALITES

Cette section décrit les procédures recommandées pour l'utilisation normale des avions Warrior II. Toutes les procédures exigées (réglementation en vigueur) et celles nécessaires pour l'utilisation de l'avion et déterminées par ses caractéristiques d'utilisation et de conception sont présentées.

Les procédures normales, correspondant aux systèmes et équipements optionnels qui nécessitent des suppléments au manuel, sont présentées dans la Section 9 («Suppléments»).

Ces procédures sont données à titre de document de référence et de révision et pour fournir des renseignements sur des procédures qui ne sont pas les mêmes pour tous les avions. Les pilotes doivent se familiariser avec les procédures données dans cette section pour les connaître à fond.

La première partie de cette section se compose d'une liste succincte de vérifications fournissant un ordre d'exécution pour l'utilisation normale en n'accordant que peu d'importance au fonctionnement des systèmes.

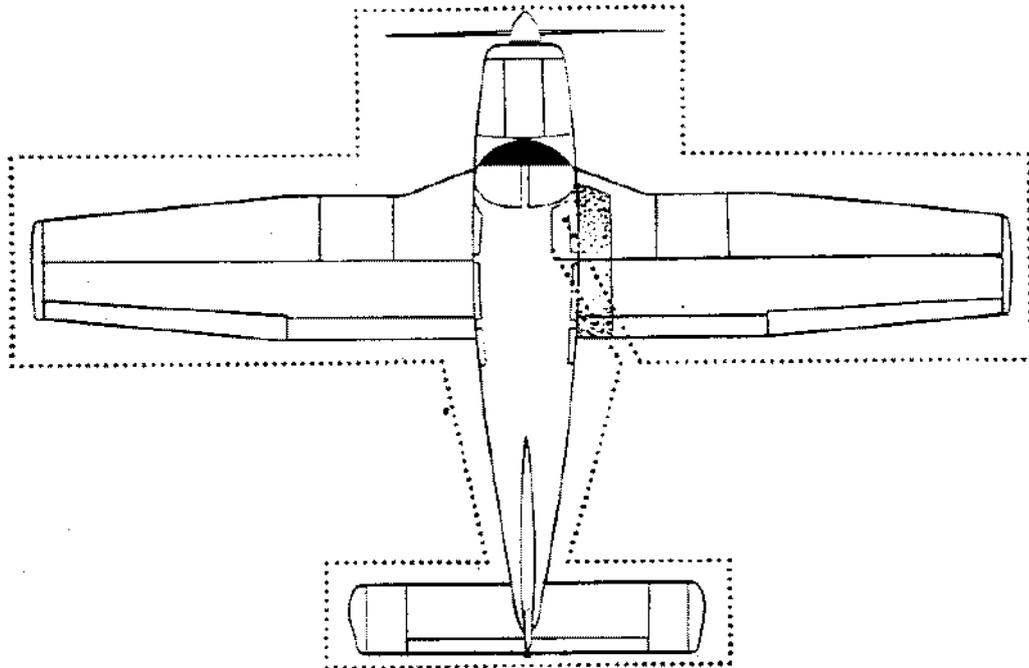
Le reste de la section est consacré aux procédures normales développées qui fournissent des renseignements et des explications détaillés sur les procédures et sur la façon de les exécuter. Cette partie de la section n'est pas destinée à une utilisation en vol compte tenu de la longueur des explications. Seule la liste de vérifications succincte doit être utilisée en vol.

4.3 VITESSES DE SECURITE

Les vitesses suivantes sont celles qui sont importantes pour l'utilisation de l'avion. Ces chiffres sont valables pour des avions standards exploités à la masse maximale en conditions normales au niveau de la mer.

Les performances d'un avion spécifique peuvent différer des chiffres publiés en fonction des équipements installés, de l'état du moteur, de l'avion et des équipements, des conditions atmosphériques et de la technique de pilotage.

	Vi	
	kt	km/h
a) Vitesse de taux de montée optimal	79	146
b) Vitesse de pente de montée optimale	63	117
c) Vitesse d'utilisation en atmosphère agitée (voir paragraphe 2.3)	111	206
d) Vitesse maximale volets sortis	103	191
e) Vitesse d'approche finale (40° de volets)	63	117
f) Vitesse maximale de vent de travers démontrée	17	31



VISITE EXTERIEURE

Figure 4-1

4.5 LISTE DE VERIFICATIONS NORMALES

PREPARATION

Etat de l'avionEn état de vol, documents à bord
Conditions météoSatisfaisantes
BagagesPesés, rangés et arrimés
Masse et centrageDans les limites
NavigationPréparée
Cartes et équipements de navigationA bord
Performances et distance franchissableCalculées et sûres

VISITE AVANT VOL

POSTE DE PILOTAGE

Volant	Débloquer les ceintures
Equipements électroniques	«OFF» («ARRET»)
Frein de parking	Mis
Interrupteurs électriques	«OFF» («ARRET»)
Contact de magnétos	«OFF» («ARRET»)
Mélange	Etouffoir
Contact général	«ON» («MARCHE»)
Jaugeurs de carburant	Vérifier
Tableau d'alarme	Vérifier
Contact général	«OFF» («ARRET»)
Commandes de vol	Vérifier
Volets	Vérifier
Compensateurs	Vérifier, régler au neutre
Purge de circuit de pression totale	PURGER, fermer
Purge de circuit de pression statique	PURGER, fermer
Glaces	Vérifier, nettoyer
Barre de remorquage	Ranger
Bagages	Arrimer
Porte de soute à bagages	Fermer, verrouiller

AILE DROITE

Aile	Exempte de glace, de neige et de gelée blanche
Gouvernes	Vérifier l'absence d'interférence ; exemptes de glace, de neige et de gelée blanche
Charnières	Vérifier l'absence d'interférence
Déperditeurs de potentiel	Vérifier
Saumon d'aile et feux	Vérifier
Réservoir de carburant	Vérifier le plein visuellement ; verrouiller le bouchon
Puisard de réservoir de carburant	Purger, vérifier l'absence d'eau, de sédiments et la conformité du carburant
Mise à l'air libre de carburant	Dégagée
Saisine et cale	Enlever
Amortisseur de train principal	Gonflage correct (4,50 in - 114,3 mm)
Pneumatique	Vérifier
Sabot de frein et disque	Vérifier
Entrée d'air frais	Dégagée

FUSELAGE AVANT

Carburant et huile	Vérifier l'absence de fuites
Capotage	Fixer
Pare-brise	Nettoyer
Hélice et casserole	Vérifier
Entrées d'air	Dégagées
Courroie d'alternateur	Vérifier la tension
Phare d'atterrissage	Vérifier
Cale de roue avant	Enlever
Amortisseur de train avant	Gonflage correct (3,25 in - 82,6 mm)
Pneumatique de roue avant	Vérifier
Huile	Vérifier le niveau
Jauge	Correctement en place
Filtre à carburant	Purger, vérifier l'absence d'eau, de sédiments et la conformité du carburant

AILE GAUCHE

Aile	Exempte de glace, de neige et de gelée blanche
Entrée d'air frais	Dégagée
Amortisseur de train principal	Gonflage correct (4,50 in - 114,3 mm)
Pneumatique	Vérifier
Sabot de frein et disque	Vérifier
Réservoir de carburant	Vérifier le plein visuellement ; verrouiller le bouchon
Puisard de réservoir de carburant	Purger, vérifier l'absence d'eau, de sédiments et la conformité du carburant
Mise à l'air libre de carburant	Dégagée
Saisine et cale	Enlever
Tube de Pitot	Déposer la housse ; orifices dégagés
Saumon et feux	Vérifier
Gouvernes	Vérifier l'absence d'interférence ; exemptes de glace, de neige et de gelée blanche
Charnières	Vérifier l'absence d'interférence
Déperditeurs de potentiel	Vérifier

FUSELAGE

Antennes	Vérifier
Empennage	Exempt de glace, de neige et de gelée blanche

**SECTION 4
PROCEDURES NORMALES**

**MANUEL DE VOL
PIPER AIRCRAFT CORPORATION
AVION WARRIOR II PA-28-161**

Entrée d'air frais	Dégagée
Empennage horizontal monobloc et volet compensateur	Vérifier l'absence d'interférence
Saisine	Déposer
Contact général	«ON» («MARCHE»)
Eclairage du poste de pilotage	Vérifier
Feux de navigation et à éclats	Vérifier
Avertisseur de décrochage	Vérifier
Réchauffage de tube de Pitot	Vérifier
Tous interrupteurs	«OFF» («ARRET»)
Passagers	A bord
Porte de cabine	Fermer et verrouiller
Ceintures et bretelles	Attacher ; vérifier l'enrouleur à inertie

AVANT MISE EN ROUTE DU MOTEUR

Freins	Mis
Réchauffage carburateur	A fond sur «OFF» («ARRET»)
Sélecteur de carburant	Réservoir désiré
Equipements radio	«OFF» («ARRET»)

MISE EN ROUTE DU MOTEUR A FROID

Manette des gaz	Décollée de 1/2 cm
Contact général	«ON» («MARCHE»)
Pompe à carburant électrique	«ON» («MARCHE»)
Mélange	Plein «RICH» («RICHE»)
Démarrreur	Embrayer
Manette des gaz	Régler
Pression d'huile	Vérifier

Si le moteur ne démarre pas dans les 10 s, amorcer et répéter la procédure de mise en route.

MISE EN ROUTE DU MOTEUR A CHAUD

Manette des gaz	Décollée de 1 cm
Contact général	«ON» («MARCHE»)
Pompe à carburant électrique	«ON» («MARCHE»)
Mélange	Plein «RICH» («RICHE»)
Démarrreur	Embrayer

Manette des gaz Régler
Pression d'huile Vérifier

MISE EN ROUTE D'UN MOTEUR NOYE

Manette des gaz A fond sur l'avant
Contact général «ON» («MARCHE»)
Pompe à carburant électrique «OFF» («ARRÊT»)
Mélange Etouffoir
Démarreur Embrayer
Commande de mélange Avancer
Manette des gaz Réduire
Pression d'huile Vérifier

MISE EN ROUTE SUR ALIMENTATION EXTERIEURE

Contact général «OFF» («ARRÊT»)
Tous équipements électriques «OFF» («ARRÊT»)
Bornes Brancher
Fiche d'alimentation extérieure Enficher sur
le fuselage
Appliquer la procédure normale de mise en route
Manette des gaz Régler au plus
faible régime possible
Fiche d'alimentation extérieure Débrancher
du fuselage
Contact général «ON» («MARCHE») ; vérifier l'ampèremètre
Pression d'huile Vérifier

RECHAUFFAGE

Manette des gaz Régler de 800 à 1200 tr/mn

ROULAGE AU SOL

Cales Enlevées
Zone de roulage Dégagée
Manette des gaz Avancer lentement
Freins Vérifier
Orientation roue avant Vérifier

VERIFICATIONS AU POINT FIXE

Manette des gaz	Régler à 2000 tr/mn
Magnétos	Chute maxi 175 tr/mn ; différence maxi 50 tr/mn
Dépression	4,8 à 5,1 in Hg (121,9 à 129,5 mm Hg)
Température d'huile	Vérifier
Pression d'huile	Vérifier
Climatiseur	Vérifier
Tableau d'alarme	Vérifier par pression
Réchauffage carburateur	Vérifier
La température moteur pour le décollage est atteinte lorsque le moteur répond franchement sans ratés à la mise des gaz.	
Pompe à carburant électrique	«OFF» («ARRET»)
Pression de carburant	Vérifier
Manette des gaz	Réduire

AVANT DECOLLAGE

Contact général	«ON» («MARCHE»)
Instruments de vol	Vérifier
Sélecteur de carburant	Réservoir approprié
Pompe à carburant électrique	«ON» («MARCHE»)
Instruments moteur	Vérifier
Réchauffage carburateur	«OFF» («ARRET»)
Dossiers de sièges	Droits
Commande de mélange	Régler
Pompe d'amorçage	Verrouiller
Ceintures/bretelles	Attachées/vérifier
Sièges inoccupés	Ceintures attachées bien serrées
Volets	Régler
Compensateur	Régler
Commandes	Libres
Portes	Verrouiller
Climatiseur	«OFF» («ARRET»)

DECOLLAGE

NORMAL

Volets Régler
Compensateur Régler
Accélérer jusqu'à Vi : 45 à 55 kt (83 à 102 km/h)
Voiant Pression arrière pour
cabrer à l'assiette de montée

DECOLLAGE AVEC 0° DE VOLETS

Volets «UP» («RENTRES»)
Accélérer jusqu'à Vi : 40 à 52 kt (74 à 96 km/h) (suivant la masse)
Voiant Pression arrière pour
cabrer à l'assiette de montée
Accélérer jusqu'à Vi : 44 à 57 kt (81 à 106 km/h) (suivant la masse) et maintenir cette vitesse jusqu'au franchissement de l'obstacle, puis poursuivre la montée initiale à Vi : 79 kt (146 km/h).

DECOLLAGE AVEC 25° DE VOLETS

Volets 25° (deuxième cran)
Accélérer jusqu'à Vi : 40 à 52 kt (74 à 96 km/h) (suivant la masse)
Voiant Pression arrière pour
cabrer à l'assiette de montée
Accélérer jusqu'à Vi : 44 à 57 kt (81 à 106 km/h) (suivant la masse) et maintenir cette vitesse jusqu'au franchissement de l'obstacle, puis poursuivre la montée initiale à Vi : 79 kt (146 km/h).
Volets Rentrer lentement

TERRAIN MEUBLE, FRANCHISSEMENT D'OBSTACLE

Volets 25° (deuxième cran)
Accélérer et décoller la roue avant aussitôt que possible. Décoller à la vitesse la plus faible possible. Accélérer juste au-dessus du sol jusqu'à Vi : 52 kt (96 km/h) afin de monter à la hauteur de franchissement de l'obstacle. Poursuivre la montée en accélérant jusqu'à la vitesse de taux de montée optimal de Vi : 79 kt (146 km/h).
Volets Rentrer lentement

TERRAIN MEUBLE, SANS FRANCHISSEMENT D'OBSTACLE

Volets 25° (deuxième cran)
Accélérer et décoller la roue avant aussitôt que possible. Décoller à la vitesse la plus faible possible. Accélérer juste au-dessus du sol jusqu'à la vitesse de taux de montée optimal de Vi : 79 kt (146 km/h).
Volets Rentrer lentement

MONTEE

Taux optimal (volets rentrés) Vi : 79 kt (146 km/h)
Pente optimale (volets rentrés) Vi : 63 kt (117 km/h)
En route Vi : 87 kt (161 km/h)
Pompe à carburant électrique «OFF» («ARRET») à l'altitude désirée

CROISIERE

Se reporter aux graphiques de performances et au Manuel de l'exploitant Avco-Lycoming
Puissance maximale normale 75 %
Puissance Régler conformément au tableau des régimes
Mélanges Régler

DESCENTE

NORMALE

Manette des gaz Régler à 2500 tr/mn
Vitesse Vi : 126 kt (233 km/h)
Mélanges Riche
Réchauffage carburateur «ON» («MARCHE») si nécessaire

SANS MOTEUR

Réchauffage carburateur «ON» («MARCHE») si nécessaire
Manette des gaz Réduire à fond
Vitesse A la demande
Mélanges A la demande
Reprise du moteur Confirmer toutes les 30 secondes en avançant la manette des gaz

APPROCHE ET ATERRISSAGE

Sélecteur de carburant.....	Réservoir approprié
Dossiers de sièges.....	Droits
Ceintures/bretelles.....	Attacher/Vérifier
Pompe à carburant électrique.....	«ON» («MARCHE»)
Commande de mélange.....	Régler
Volets.....	Régler à Vi : 103 kt (191 km/h) maxi
Climatiseur.....	«OFF» («ARRET»)
Compensateurs réglés à Vi : 70 kt (130 km/h)	
Vitesse d'approche finale (volets 40°).....	Vi : 63 kt (117 km/h)

ARRET DU MOTEUR

Volets.....	Rentrer
Pompe à carburant électrique.....	«OFF» («ARRET»)
Climatiseur.....	«OFF» («ARRET»)
Equipements radio.....	«OFF» («ARRET»)
Manette des gaz.....	A fond vers l'arrière
Mélange.....	Sur étouffoir
Magnétos.....	«OFF» («ARRET»)
Contact général.....	«OFF» («ARRET»)

STATIONNEMENT

Frein de parking.....	Mis
Volant.....	Bloquer à l'aide des ceintures
Volets.....	Complètement rentrés
Cales de roues.....	En place
Saisines.....	Fixer

4.7 PROCEDURES NORMALES DEVELOPPEES (GENERALITES)

Les paragraphes suivants sont destinés à fournir des renseignements et des explications détaillés sur les procédures normales nécessaires à l'utilisation sûre de l'avion.

4.9 VISITE AVANT VOL

PREPARATION

L'avion doit faire l'objet d'une visite avant vol et d'une visite extérieure soignées. Les opérations avant vol doivent comprendre une vérification des documents de bord requis et de l'état opérationnel de l'avion, un calcul des limites de masse et de centrage, des distances de décollage et d'atterrissage et des performances en vol. Un briefing météo pour le trajet prévu sera obtenu et les autres facteurs relatifs à la sécurité du vol seront vérifiés avant le décollage.

ATTENTION

La position des volets doit être vérifiée avant de monter à bord de l'avion. Les volets doivent être placés en position «UP» («RENTRES») pour leur permettre de se verrouiller et de supporter un poids sur le marchepied.

POSTE DE PILOTAGE

En entrant dans le poste de pilotage, débloquer les ceintures maintenant le volant, mettre tous les équipements électroniques sur «OFF» («ARRET») et mettre le frein de parking. S'assurer que tous les interrupteurs électriques et le contact de magnétos sont sur «OFF» («ARRET») et que la commande de mélange est sur étouffoir. Mettre le contact général sur «ON» («MARCHE»), vérifier sur les jaugeurs de carburant que le carburant embarqué est suffisant et vérifier que le tableau d'alarme s'allume. Mettre le contact général sur «OFF» («ARRET»). Vérifier le fonctionnement correct des commandes de vol principales et des volets et mettre les compensateurs au neutre. Ouvrir les purges des circuits de pression totale et de pression statique afin d'éliminer l'humidité accumulée dans les canalisations. Vérifier la propreté des glaces. Ranger correctement la barre de remorquage et les bagages et les arrimer. Fermer et verrouiller la porte de soute à bagages.

AILE DROITE

Commencer la visite extérieure par le bord de fuite de l'aile droite en vérifiant que l'aile et les gouvernes sont exemptes de glace, de gelée blanche, de neige ou autres substances étrangères. Vérifier l'absence de détérioration du volet, de l'aileron et des charnières et l'absence d'interférence dans leur fonctionnement. Les déperditeurs de potentiel doivent être solidement fixés et en bon état. Vérifier l'absence de détérioration du saumon d'aile et des feux.

Ouvrir le bouchon du réservoir de carburant et vérifier visuellement la couleur du carburant et la quantité qui doit correspondre à l'indication du jaugeur de carburant, verrouiller correctement le bouchon. La mise à l'air libre de réservoir de carburant doit être dégagée.

Purger le réservoir de carburant par l'intermédiaire de sa purge rapide située au fond dans le coin arrière interne du réservoir, en prenant soin de purger une quantité de carburant suffisante pour assurer l'élimination totale de l'eau et des sédiments. Le circuit carburant doit être purgé chaque jour avant le premier vol et après chaque ravitaillement, et la conformité du carburant doit être vérifiée.

ATTENTION

Après toute purge de carburant, bien s'assurer qu'il n'existe pas de risques d'incendie avant de démarrer le moteur.

Déposer la saisine et enlever la cale.

Effectuer ensuite une vérification du train d'atterrissage. Vérifier le gonflage correct de l'amortisseur. La longueur apparente de l'amortisseur doit être de $4,50 \pm 0,25$ in ($114,3 \pm 6,4$ mm) sous une charge statique normale. Vérifier l'absence de coupures sur le pneu, vérifier son usure et s'assurer qu'il est correctement gonflé. Vérifier visuellement le sabot de frein et le disque.

Vérifier l'absence de corps étrangers dans l'entrée d'air frais.

FUSELAGE AVANT

Vérifier l'état général du fuselage avant, rechercher les fuites d'huile ou de liquide et vérifier la bonne fixation du capotage. Vérifier le pare-brise et le nettoyer si nécessaire. Vérifier l'hélice et la casserole pour s'assurer de l'absence d'entailles, de criques ou autres défauts pouvant nuire au bon fonctionnement. Les entrées d'air doivent être dégagées ; vérifier la tension correcte de la courroie de l'alternateur. Le phare d'atterrissage doit être propre et intact.

Enlever la cale et vérifier le gonflage correct de l'amortisseur de train avant, la longueur apparente de l'amortisseur doit être de $3,25 \pm 0,25$ in ($82,6 \pm 6,4$ mm) sous une charge statique normale. Vérifier l'absence de coupures sur le pneu, vérifier son usure et s'assurer qu'il est correctement gonflé. Vérifier les joints des déflecteurs du moteur. Vérifier le niveau d'huile en s'assurant que la jauge est bien remise en place.

Ouvrir le filtre à carburant, situé sur le côté gauche de la cloison pare-feu, pendant une durée suffisante pour éliminer les accumulations d'eau et de sédiments, et vérifier la conformité du carburant.

AILE GAUCHE

L'aile doit être exempte de glace, de gelée blanche, de neige ou autres substances étrangères. Vérifier l'absence de corps étrangers dans l'entrée d'air frais et enlever la cale. Vérifier le gonflage correct de l'amortisseur de train principal, la longueur apparente de l'amortisseur doit être de $4,50 \pm 0,25$ in ($114,3 \pm 6,4$ mm) sous une charge statique normale. Vérifier le pneu, le sabot de frein et le disque.

Ouvrir le bouchon du réservoir de carburant et vérifier visuellement la couleur du carburant. La quantité doit correspondre à l'indication du jaugeur de carburant. Verrouiller correctement le bouchon. La mise à l'air libre de réservoir de carburant doit être dégagée. Purger une quantité de carburant suffisante pour assurer l'élimination totale de l'eau et des sédiments, et vérifier la conformité du carburant.

Déposer la saisine et enlever la cale. Déposer la housse du tube de Pitot situé à l'intrados de l'aile. S'assurer que les orifices sont dégagés et exempts d'obstructions. Vérifier l'absence de détérioration du saumon d'aile et des feux. Vérifier l'absence de détérioration de l'aileron, du volet et des charnières et l'absence d'interférence dans leur fonctionnement, et vérifier que les déperditeurs de potentiel sont solidement fixés et en bon état.

FUSELAGE

Vérifier l'état et la fixation des antennes. L'empennage doit être exempt de glace, de gelée blanche, de neige ou autres substances étrangères et l'entrée d'air frais, sur le côté du fuselage, doit être exempte de corps étrangers. Vérifier l'absence de détérioration de l'empennage horizontal monobloc et du volet compensateur et l'absence d'interférence dans leur fonctionnement, le volet compensateur doit se déplacer dans le même sens que l'empennage horizontal monobloc. Déposer la saisine.

Au retour dans le poste de pilotage, une vérification du fonctionnement de l'éclairage intérieur, des feux extérieurs, de l'avertisseur de décrochage et du réchauffage de tube de Pitot doit alors être effectuée. Mettre le contact général et les interrupteurs appropriés sur «ON» («MARCHE»). Vérifier l'éclairage du tableau de bord et l'éclairage général supérieur. Constater visuellement le bon fonctionnement des feux extérieurs. Sur le bord d'attaque de l'aile gauche, soulever le détecteur d'avertisseur de décrochage et

constater que l'avertisseur sonore retentit. Avec l'interrupteur de réchauffage de tube de Pitot sur «ON» («MARCHE»), le tube de Pitot devient chaud au toucher. Une fois effectuées ces vérifications, remettre le contact général et tous les interrupteurs en position «OFF» («ARRET»).

Faire embarquer les passagers et fermer et verrouiller la porte de cabine. Attacher les ceintures et les bretelles. Vérifier le dispositif de retenue de la bretelle à enrouleur à inertie en la tirant. Attacher les ceintures des sièges inoccupés.

4.11 AVANT MISE EN ROUTE DU MOTEUR

Avant la mise en route du moteur, les freins doivent être mis et la manette de réchauffage de carburateur doit être amenée à fond sur la position «OFF» («ARRET»). Le sélecteur de carburant est alors placé sur le réservoir désiré. S'assurer que tous les équipements radio sont sur «OFF» («ARRET»).

4.13 MISE EN ROUTE DU MOTEUR

a) Mise en route du moteur à froid

Décoller la manette des gaz de 1/2 cm environ. Mettre le contact général et la pompe à carburant électrique sur «ON» («MARCHE»).

Amener la commande de mélange sur plein «RICH» («RICHE») et embrayer le démarreur en tournant le contact de magnétos dans le sens horaire. Lorsque le moteur démarre, relâcher le contact de magnétos et régler la manette des gaz au régime désiré.

Si le moteur ne démarre pas dans les 5 à 10 secondes, débrayer le démarreur, amorcer le moteur et répéter la procédure de mise en route.

b) Mise en route du moteur à chaud

Décoller la manette des gaz de 1 cm environ. Mettre le contact général et la pompe à carburant électrique sur «ON» («MARCHE»). Mettre la commande de mélange sur plein «RICH» («RICHE») et embrayer le démarreur en tournant le contact de magnétos dans le sens horaire. Lorsque le moteur démarre, relâcher le contact de magnétos et régler la manette des gaz au régime désiré.

c) Mise en route d'un moteur noyé

La manette des gaz doit être à fond SUR L'AVANT. Mettre le contact général sur «ON» («MARCHE») et la pompe à carburant électrique sur «OFF» («ARRET»). Mettre la commande de mélange sur étouffoir et embrayer le démarreur en tournant le contact de magnétos dans le sens horaire. Lorsque le moteur démarre, relâcher le contact de magnétos, avancer la commande de mélange et réduire les gaz.

d) Mise en route du moteur sur alimentation extérieure

Un dispositif optionnel baptisé Piper External Power ou «PEP» (prise de parc Piper) permet à l'utilisateur de lancer le moteur à l'aide d'une batterie extérieure sans avoir à mettre la batterie de bord en circuit.

Mettre le contact général sur «OFF» («ARRET») et tous les équipements électriques sur «OFF» («ARRET»). Brancher le conducteur ROUGE du câble volant, du nécessaire «PEP» (prise de parc Piper), sur la borne POSITIVE (+) d'une batterie extérieure de 12 V et le conducteur NOIR sur la borne NEGATIVE (-). Enficher la fiche du câble volant dans la prise située sur le fuselage. Noter qu'une fois la fiche enfichée, le circuit électrique est fermé. Appliquer ensuite la technique de mise en route normale.

Lorsque le moteur tourne, réduire au plus faible régime possible afin de réduire l'arc de rupture, puis débrancher le câble volant de l'avion. Mettre le contact général sur «ON» («MARCHE») et vérifier le débit de l'alternateur sur l'ampèremètre. NE PAS EFFECTUER LE VOL SI L'INDICATION DE DEBIT DE L'ALTERNATEUR EST NULLE.

NOTA

Dans toutes les opérations normales utilisant les câbles volants «PEP» (prise de parc Piper), le contact général doit être sur «OFF» («ARRET»); cependant, il est possible d'utiliser la batterie de bord en parallèle en mettant le contact général sur «ON» («MARCHE»). On obtient ainsi une capacité d'entraînement du moteur de durée accrue, mais le débit n'augmente pas.

ATTENTION

Il faut prendre des précautions car, si la batterie de bord est à plat, la tension de l'alimentation extérieure peut chuter au niveau de la tension de la batterie de bord. Ce fait peut être vérifié en mettant momentanément sur «ON» («MARCHE») le contact général pendant que le démarreur est embrayé. Si la vitesse d'entraînement augmente, la tension de la batterie de bord est supérieure à celle de l'alimentation extérieure.

Lorsque le moteur tourne rond, avancer la manette des gaz jusqu'à 800 tr/mn. Si l'aiguille du manomètre de pression d'huile ne décolle pas dans les 30 secondes, arrêter le moteur et rechercher le défaut. Par temps froid, l'aiguille peut demander quelques secondes de plus pour décoller. Si le moteur ne démarre pas, se reporter au Manuel d'utilisation Lycoming, Pannes moteur et remèdes.

Les recommandations des fabricants de démarreurs limitent l'utilisation de ces dernières à des périodes d'entraînement de 30 secondes séparées par des périodes de repos de 2 minutes. Des périodes d'entraînement de durée supérieure réduiraient la durée de vie du démarreur.

4.15 RECHAUFFAGE DU MOTEUR

Le réchauffage du moteur est à effectuer entre 800 et 1200 tr/mn et ne doit pas dépasser 2 minutes par temps chaud à 4 minutes par temps froid. Eviter le fonctionnement prolongé au ralenti à faible régime, car cette pratique peut entraîner l'encrassement des bougies.

Le décollage peut être effectué dès que les vérifications au point fixe sont terminées, sous réserve de pouvoir avancer la manette des gaz jusqu'en position plein gaz sans provoquer de retour de flamme ni de ratés et sans réduction de la pression d'huile du moteur.

Ne pas faire tourner le moteur à un régime élevé au cours d'un point fixe ou d'un roulage effectué sur un sol recouvert de pierres, de gravier ou de tout type de matériau épars pouvant endommager les pales d'hélice.

4.17 ROULAGE AU SOL

Avant d'être habilité à rouler l'avion au sol, le personnel de piste devra être instruit et autorisé par une personne qualifiée agréée par le propriétaire. S'assurer que la zone de roulage et celle affectée par le souffle de l'hélice sont dégagées.

Mettre les gaz lentement pour commencer à rouler. Avancer de quelques mètres et freiner pour juger de l'efficacité des freins. Pendant le roulage, effectuer de légers virages pour s'assurer de l'efficacité du dispositif d'orientation.

Lors du passage près de bâtiments ou d'objets fixes, vérifier la garde en bouts d'ailes. Si possible, placer un observateur à l'extérieur de l'avion.

Quand le roulage s'effectue sur un sol inégal, éviter les trous et les ornières.

Ne pas faire tourner le moteur à un régime élevé au cours d'un point fixe ou d'un roulage effectué sur un sol recouvert de pierres, de gravier ou de tout type de matériau épars pouvant endommager les pales d'hélice.

4.19 VERIFICATIONS AU POINT FIXE

La vérification des magnétos doit être effectuée à 2000 tr/mn. La chute de régime sur l'une ou l'autre des magnétos ne doit pas être supérieure à 175 tr/mn et la différence entre les deux magnétos ne doit pas dépasser 50 tr/mn. La durée de fonctionnement sur une magnéto ne doit pas dépasser 10 secondes.

Vérifier le manomètre de dépression ; il doit indiquer 4,8 à 5,1 in Hg (121,9 à 129,5 mm Hg) à 2000 tr/mn.

Vérifier les voyants du tableau d'alarme à l'aide du poussoir d'essai. Vérifier également le climatiseur.

Le réchauffage de carburateur est également à vérifier avant le décollage afin de s'assurer du bon fonctionnement de la commande et pour éliminer le givre éventuellement formé au cours du roulage. Eviter le fonctionnement prolongé au sol avec réchauffage de carburateur sur «ON» («MARCHE»), l'air n'étant plus filtré.

La pompe à carburant électrique doit être mise sur «OFF» («ARRET») après la mise en route ou pendant le réchauffage afin de s'assurer que la pompe moteur fonctionne. Avant le décollage, il faut remettre cette pompe électrique sur «ON» («MARCHE») pour prévenir une perte de puissance au décollage en cas de défaillance de la pompe moteur. Vérifier la température et la pression d'huile. La température peut être longue à monter si le moteur tourne pour la première fois de la journée. La température moteur est suffisante pour le décollage lorsque le moteur répond franchement sans ratés à la mise des gaz.

4.21 AVANT DECOLLAGE

Tous les aspects de chaque décollage particulier doivent être examinés avant d'appliquer la procédure de décollage.

S'assurer que le contact général est sur «ON» («MARCHE»). Vérifier et régler à la demande l'ensemble des instruments de vol. Vérifier le sélecteur de carburant afin de s'assurer qu'il est sur le réservoir approprié (contenant le plus de carburant). Mettre la pompe à carburant électrique sur «ON» («MARCHE») et vérifier les instruments moteur. Le réchauffage de carburateur doit être sur la position «OFF» («ARRET»).

Tous les dossiers de sièges doivent être droits et les ceintures et bretelles doivent être attachées. Vérifier le dispositif de retenue de la bretelle à enrouleur à inertie en la tirant. Attacher les ceintures bien serrées autour des sièges inoccupés.

Régler la commande de mélange et s'assurer que la pompe d'amorçage est bien verrouillée.

NOTA

Mettre la commande de mélange sur plein «RICH» («RICHE»), mais un appauvrissement minimal est autorisé pour obtenir un fonctionnement régulier du moteur pour les décollages à haute altitude.

Manœuvrer et régler les volets et le compensateur. S'assurer que le débattement et la réponse des commandes de vol sont corrects. Toutes les portes doivent être correctement fermées et verrouillées. Sur les modèles dotés du conditionnement d'air, le climatiseur doit être sur «OFF» («ARRET») pour assurer les performances de décollage normales.

4.23 DECOLLAGE (Voir les graphiques de la Section 5)

La technique normale de décollage est classique. Le compensateur doit être réglé légèrement en arrière du neutre, le réglage exact étant déterminé en fonction du chargement de l'avion. Laisser l'avion accélérer jusqu'à V_i : 45 à 55 kt (83 à 102 km/h), suivant la masse de l'avion, puis ramener doucement le volant pour cabrer à l'assiette de montée. Le fait de décoller prématurément la roue avant ou de cabrer exagérément aura pour résultat de retarder le décollage. Une fois décollé, laisser légèrement tomber le nez afin de permettre à l'avion d'accélérer jusqu'à la vitesse de montée désirée.

Les décollages s'effectuent normalement sans volets ; toutefois, pour les décollages sur terrain court ou dans des conditions difficiles, comme sur piste en herbe drue ou sur terrain meuble, les distances totales peuvent être notablement réduites en utilisant 25° de volets et en cabrant à une vitesse plus faible.

Un décollage sur terrain court s'effectue sans volets et en mettant plein gaz avant le lâcher des freins ; décoller à V_i : 40 à 52 kt (74 à 96 km/h) (suivant la masse), accélérer jusqu'à V_i : 44 à 57 kt (81 à 106 km/h) (suivant la masse) et maintenir cette vitesse jusqu'au franchissement de l'obstacle, puis poursuivre la montée initiale à V_i : 79 kt (146 km/h).

Un décollage sur terrain court avec franchissement d'obstacle s'effectue en commençant par sortir 25° de volets. Mettre plein gaz avant le lâcher des freins, accélérer jusqu'à V_i : 40 à 52 kt (74 à 96 km/h) (suivant la masse) puis cabrer. Accélérer jusqu'à V_i : 44 à 57 kt (81 à 106 km/h) (suivant la masse) et maintenir cette vitesse jusqu'au franchissement de l'obstacle. Après franchissement de l'obstacle, accélérer jusqu'à V_i : 79 kt (146 km/h) et rentrer alors lentement les volets.

Le décollage sur terrain meuble avec franchissement d'obstacle nécessite l'utilisation de 25° de volets. Laisser l'avion accélérer et décoller la roue avant aussitôt que possible, puis décoller à la vitesse la plus faible possible. Accélérer juste au-dessus du sol jusqu'à V_i : 52 kt (96 km/h) afin de monter à la hauteur de franchissement de l'obstacle. Poursuivre la montée tout en accélérant jusqu'à la vitesse de taux de montée optimal de V_i : 79 kt (146 km/h), et rentrer lentement les volets.

Pour le décollage sur terrain meuble sans obstacle à franchir, sortir 25° de volets, laisser l'avion accélérer et décoller la roue avant aussitôt que possible. Décoller à la vitesse la plus faible possible. Accélérer juste au-dessus du sol jusqu'à la vitesse de taux de montée optimal de V_i : 79 kt (146 km/h), et rentrer les volets au cours de la montée initiale.

4.25 MONTEE

Le taux de montée optimal à la masse maximale s'obtient à V_i : 79 kt (146 km/h). La pente de montée optimale peut s'obtenir à V_i : 63 kt (117 km/h). Aux masses inférieures à la masse maximale, ces vitesses sont légèrement réduites. La vitesse recommandée pour la montée en route est de V_i : 87 kt (161 km/h). Celle-ci permet d'obtenir une meilleure vitesse d'avancement et améliore la visibilité vers l'avant au cours de la montée.

Une fois atteinte l'altitude désirée, la pompe à carburant électrique peut être coupée.

4.27 CROISIERE

En croisière, la vitesse et le rendement sont fonction de plusieurs facteurs comprenant le régime, l'altitude, la température, le chargement et les équipements dont est doté l'avion.

La puissance normale de croisière est de 55 à 75 % de la puissance nominale du moteur. Les vitesses qui peuvent être obtenues aux différentes altitudes et aux différents régimes se déterminent à partir des graphiques de performances fournis dans la Section 5.

L'utilisation de la commande de mélange en vol de croisière permet de réduire la consommation de carburant de façon importante, tout en réduisant les dépôts de plomb en cas d'utilisation d'un carburant de remplacement. Le mélange doit être sur plein «RICH» («RICHE») en cas d'utilisation d'une puissance supérieure à 75 %, et il doit être appauvri en vol de croisière avec une puissance utilisée égale ou inférieure à 75 %.

Pour appauvrir le mélange afin d'obtenir les performances de croisière à la puissance optimale, mettre la commande de mélange à fond sur l'avant, régler la manette des gaz légèrement au-dessous (35 $\frac{r}{\text{min}}$ environ) du régime de croisière désiré, puis rechercher le maximum du régime en appauvrissant le mélange. Si nécessaire, régler le régime final au moyen de la manette des gaz.

Pour la croisière économique optimale, une procédure simplifiée d'appauvrissement a été mise au point, permettant d'obtenir le rendement optimal du moteur de manière logique et précise. Les performances de croisière économique optimale sont obtenues avec la manette des gaz à fond sur l'avant. Pour obtenir le régime de croisière désiré, mettre la manette des gaz et la commande de mélange à fond sur l'avant, en prenant soin de ne pas dépasser le régime maximal admissible du moteur, puis amorcer l'appauvrissement du mélange. Le régime augmente légèrement, puis commence à décroître. Poursuivre l'appauvrissement jusqu'à ce que le régime moteur de croisière désiré soit atteint. Pour un régime donné, cette procédure permet d'obtenir l'économie de carburant optimale et la distance franchissable maximale. Lors de l'utilisation de cette procédure, voir la rubrique ATTENTION ci-après.

ATTENTION

Le fonctionnement prolongé aux puissances supérieures à 75 % avec mélange appauvri peut entraîner la détérioration du moteur. Au cours de l'appauvrissement au-dessous de 6000 ft (1829 m), lors de l'établissement du mélange de croisière économique optimale, prendre soin de ne pas rester plus de 15 secondes dans la plage des puissances supérieures à 75 %. Au-dessus de 6000 ft (1829 m), le moteur est incapable de délivrer une puissance supérieure à 75 %.

Toujours se rappeler que la pompe à carburant électrique doit être mise en service avant d'effectuer la permutation de réservoirs et qu'il faut la laisser tourner un court instant après la permutation. Dans le but de maintenir une compensation latérale optimale de l'avion au cours du vol de croisière, il faut utiliser alternativement le carburant de chacun des réservoirs. Il est recommandé d'utiliser le carburant de l'un des réservoirs pendant l'heure qui suit le décollage, puis celui de l'autre réservoir pendant deux heures ; repasser ensuite sur le premier réservoir dont l'autonomie en carburant restante est d'environ 1 heure 1/2 si le plein des réservoirs était complet au décollage. Le deuxième réservoir contient alors environ 1/2 heure de carburant. Ne pas complètement assécher les réservoirs en vol. La pompe à carburant électrique doit normalement être sur «OFF» («ARRET») de façon à permettre la manifestation immédiate de tout défaut de fonctionnement de la pompe moteur à carburant. A tout moment en vol, l'apparition de signes de défaut d'alimentation en carburant doit être interprétée comme une possibilité d'épuisement du carburant et, à ce moment, il faut immédiatement passer le sélecteur de carburant sur l'autre réservoir et l'interrupteur de la pompe à carburant électrique doit être mis sur la position «ON» («MARCHE»).

4.29 DESCENTE

NORMALE

Pour obtenir les performances données par la Figure 5-31, utiliser la descente avec moteur. Régler la manette des gaz à 2500 tr/mn, la commande de mélange sur plein «RICH» («RICHE») et maintenir une vitesse de V_i : 126 kt (233 km/h). En cas de givrage du carburateur, utiliser le plein réchauffage du carburateur.

SANS MOTEUR

S'il est nécessaire d'effectuer une descente prolongée sans moteur et qu'existe un risque de conditions de givrage, utiliser le plein réchauffage du carburateur avant de réduire les gaz. Réduire les gaz et appauvrir le mélange à la demande. La reprise du moteur doit être confirmée environ toutes les 30 secondes en avançant partiellement la manette des gaz puis en réduisant les gaz (décrassage du moteur). Enrichir le mélange à la mise en palier, régler le régime à la demande et couper le réchauffage du carburateur, sauf en cas de risque de conditions de givrage.

4.31 APPROCHE ET ATERRISSAGE (Voir les graphiques de la Section 5)

Vérifier le sélecteur de carburant afin de s'assurer qu'il est sur le réservoir approprié (contenant le plus de carburant) et vérifier que les dossiers des sièges sont droits. Il faut attacher les ceintures et les bretelles et vérifier leur enrouleur à inertie.

Mettre la pompe à carburant électrique sur «ON» («MARCHE») et le climatiseur sur «OFF» («ARRÊT»). La commande de mélange doit être réglée sur la position plein «RICH» («RICHE»).

Il faut compenser l'avion à une vitesse d'approche initiale de V_i : 70 kt (130 km/h) environ, avec une vitesse d'approche finale de V_i : 63 kt (117 km/h) avec 40° de volets. La sortie des volets peut s'effectuer à la demande aux vitesses égales ou inférieures à V_i : 103 kt (191 km/h).

La commande de mélange doit rester en position plein «RICH» («RICHE») afin d'assurer l'accélération maximale en cas de nécessité de remise de gaz. Le réchauffage de carburateur ne doit pas être utilisé, sauf en cas de signes de givrage du carburateur, car son emploi entraîne une réduction de puissance qui peut présenter un danger en cas de remise de gaz. Le fonctionnement à plein gaz avec réchauffage de carburateur peut entraîner l'apparition du phénomène de détonation.

Le braquage de volets utilisé pour l'atterrissage et la vitesse de l'avion à l'impact sur la piste doivent être adaptés au terrain d'atterrissage et aux conditions de vent et de chargement de l'avion. La bonne technique consiste généralement à utiliser pour l'impact une vitesse de sécurité aussi faible que possible compatible avec les conditions présentes sur le terrain.

D'ordinaire, la meilleure technique pour les atterrissages courts et à faible vitesse est d'utiliser les pleins volets et une puissance suffisante pour maintenir la vitesse désirée et la trajectoire d'approche. La commande de mélange doit être sur plein «RICH» («RICHE»), le sélecteur de carburant sur le réservoir contenant le plus de carburant et la pompe à carburant électrique sur «ON» («MARCHE»). Réduire la vitesse pendant l'arrondi et réaliser l'impact à la limite de la vitesse de décrochage. Après l'impact, maintenir la roue avant décollée le plus longtemps possible. Au fur et à mesure que l'avion ralentit, laisser le nez descendre doucement puis freiner. Le freinage est plus efficace lorsque les volets sont rentrés et en appliquant une pression arrière au volant, ce qui fait reposer la majeure partie de la masse de l'avion sur les roues principales. En cas de fort vent, particulièrement par fort vent de travers, il peut être souhaitable d'effectuer l'approche à une vitesse supérieure à la normale avec un braquage réduit ou nul des volets.

4.33 ARRET DU MOTEUR

A l'initiative du pilote, il faut rentrer les volets et mettre la pompe à carburant électrique sur «OFF» («ARRET»). Le climatiseur et les équipements radio doivent être mis sur «OFF» («ARRET») et le moteur arrêté en déverrouillant la commande de mélange et en ramenant cette commande sur étouffoir. La manette des gaz doit rester à fond sur l'arrière afin d'éviter les vibrations du moteur pendant l'arrêt. Ensuite, mettre le contact de magnétos et le contact général sur «OFF» («ARRET»).

NOTA

En cas d'utilisation de carburants de remplacement, il y a lieu de faire tourner le moteur à 1200 tr/mn pendant une minute avant de l'arrêter afin d'éliminer tout carburant non brûlé.

NOTA

Les volets doivent être mis en position «UP» («RENTRES») pour que le marchepied de volet puisse supporter un poids. Les passagers doivent être informés en conséquence.

4.35 STATIONNEMENT

Si nécessaire, l'avion peut être déplacé au sol à l'aide de la barre de remorquage de roue avant livrée avec chaque avion et qui est fixée derrière les sièges arrière. Les commandes de gauchissement et de profondeur doivent être bloquées en passant la ceinture de siège dans le volant et en la serrant fermement. Les volets sont verrouillés lorsqu'ils sont en position «UP» («RENTRES») et il faut les laisser dans cette position.

Des saisines peuvent être fixées sur les anneaux prévus sous chaque aile et sur le patin de queue. Le gouvernail de direction est immobilisé par ses accouplements au dispositif d'orientation de la roue avant et, normalement, ne nécessite pas de fixation.

4.37 DECROCHAGES

Les caractéristiques de décrochage sont classiques. L'approche d'un décrochage est indiquée par un avertisseur sonore de décrochage qui est déclenché entre 5 et 10 kt (9 et 19 km/h) au-dessus de la vitesse de décrochage. Un léger tremblement de la cellule et un tangage modéré peuvent également précéder le décrochage.

La vitesse de décrochage à la masse maximale, sans moteur et avec les pleins volets, est V_i : 44 kt (81 km/h). Avec les volets rentrés, cette vitesse est supérieure. La perte d'altitude au cours des décrochages varie de 100 à 275 ft (30 à 84 m) suivant la configuration et la puissance.

NOTA

L'avertisseur de décrochage ne fonctionne pas lorsque le contact général est sur «OFF» («ARRET»).

Au cours de la visite avant vol, il faut vérifier l'avertisseur de décrochage en mettant le contact général sur «ON» («MARCHE»), en soulevant le détecteur d'avertisseur de décrochage et en contrôlant le déclenchement de l'avertisseur sonore. Le contact général doit être remis sur «OFF» («ARRET») une fois cette vérification effectuée.

4.39 UTILISATION EN ATMOSPHERE AGITEE

En conformité avec les saines pratiques d'utilisation employées à bord de tous les avions, une réduction de la vitesse à la vitesse de manœuvre est recommandée en cas de pénétration en atmosphère agitée, ou si celle-ci est prévue, afin de réduire les charges structurales entraînées par les rafales ou pour tenir compte des augmentations involontaires de vitesse qui peuvent se produire sous l'effet de la turbulence ou à la suite de distractions entraînées par les conditions (Voir paragraphe 2.3).

4.41 MASSE ET CENTRAGE

Il incombe au propriétaire et au pilote de s'assurer qu'en vol l'avion reste à l'intérieur du domaine de masse et de centrage admissible.

Pour les données de masse et de centrage, se reporter à la Section 6 («Masse et centrage»).

TABLE DES MATIERES

SECTION 5
PERFORMANCES

Paragraphes	Pages
5.1 Généralités	5-1
5.3 Introduction aux performances et à la préparation des vols	5-1
5.5 Exemple de préparation d'un vol	5-3
5.6 Niveaux de bruit	5-8
5.7 Graphiques de performances	5-9
Liste des figures	5-9

SECTION 5 PERFORMANCES

5.1 GENERALITES

La totalité des renseignements exigés (réglementation en vigueur) et complémentaires concernant les performances applicables à l'avion Warrior II sont donnés dans cette section.

Les renseignements concernant les performances, correspondant aux systèmes ou aux équipements optionnels qui nécessitent des suppléments au manuel, sont présentés dans la Section 9 («Suppléments»).

5.3 INTRODUCTION AUX PERFORMANCES ET A LA PREPARATION DES VOLS

Les renseignements concernant les performances contenus dans cette section sont basés sur les résultats de mesures obtenus lors d'essais en vol, ramenés aux conditions standards OACI et développés analytiquement en fonction des divers paramètres de masse, d'altitude, de température, etc.

Aucun facteur correctif n'intervient dans les graphiques de performances qui ne tiennent pas compte des degrés variables de compétence des pilotes ni de l'état mécanique de l'avion. Il est cependant possible de reproduire ces performances en appliquant les procédures mentionnées sur un avion correctement entretenu.

Les effets de conditions non prises en considération sur les graphiques, tels que celui d'une surface de piste meuble ou en herbe sur les performances de décollage et d'atterrissage, ou celui des vents en altitude sur les performances de croisière et de distance franchissable, doivent être évalués par le pilote. L'autonomie peut se ressentir gravement des procédures d'appauvrissement incorrectes, et il est recommandé de vérifier en vol le débit et le niveau du carburant.

NE PAS OUBLIER ! Pour obtenir les performances données par les graphiques, appliquer les procédures qu'ils indiquent.

SECTION 5
PERFORMANCES

MANUEL DE VOL
PIPER AIRCRAFT CORPORATION
AVION WARRIOR II PA-28-161

Le paragraphe 5.5 («Exemple de préparation d'un vol») décrit une préparation de vol détaillée utilisant les graphiques de performances de la présente section. Chaque graphique est accompagné d'un exemple particulier indiquant la manière de s'en servir.

ATTENTION-DANGER

Dans la préparation des vols, ne pas utiliser de renseignements concernant les performances obtenus par extrapolation en dehors des limites indiquées sur le graphique utilisé.

5.5 EXEMPLE DE PREPARATION D'UN VOL

a) Chargement de l'avion

La première opération dans la préparation d'un vol est de calculer la masse et le centrage de l'avion à l'aide des renseignements donnés dans la Section 6 («Masse et centrage») de ce manuel.

La masse à vide de base de l'avion en état d'origine à la délivrance du Certificat de navigabilité a été portée sur la Figure 6-5. En cas de modification quelconque de l'avion affectant la masse et le centrage, il conviendra de se reporter au Livret avion et au «Dossier de masse et de centrage» (Figure 6-7) pour déterminer la masse à vide de base actuelle de l'avion.

Utiliser la «Fiche de chargement - Masse et centrage» (Figure 6-11) et le graphique «Masse et limites de centrage» (Figure 6-15) pour déterminer la masse totale de l'avion et la position du centre de gravité.

Après une utilisation correcte des renseignements fournis, les masses suivantes sont applicables à l'exemple de préparation d'un vol :

La masse à l'atterrissage ne peut être déterminée tant que la masse de carburant à utiliser n'a pas été calculée (Se reporter au poste g) 1)).

1) Masse à vide de base	1391 lb (631 kg)
2) Occupants (4 x 170 lb - 4 x 77 kg)	680 lb (308 kg)
3) Bagages et fret	50 lb (23 kg)
4) Carburant (6 lb/US gal x 30 - 0,72 kg/l x 114)	180 lb (82 kg)
5) Masse au décollage	2301 lb (1044 kg)
6) Masse à l'atterrissage	
a) 5) moins g) 1) (2301 lb moins 136,8 lb - 1044 kg moins 62 kg)	2164,2 lb (982 kg)

La masse au décollage est inférieure au maximum de 2440 lb (1107 kg) et les calculs de masse et de centrage ont démontré que le centre de gravité est dans les limites autorisées.

b) Décollage et atterrissage

Maintenant que le chargement de l'avion est établi, il faut examiner tous les aspects du décollage et de l'atterrissage.

Il faut prendre connaissance de l'ensemble des conditions présentes sur l'aérodrome de départ et sur l'aérodrome de destination, les évaluer et les entretenir pendant toute la durée du vol.

Appliquer les conditions sur l'aérodrome de départ et la masse au décollage au graphique approprié des performances de décollage (Figures 5-7 et 5-9, ou 5-11 et 5-13) pour déterminer la longueur de piste nécessaire pour le décollage et la distance de décollage avec franchissement d'obstacle.

Les calculs de distance d'atterrissage s'effectuent de la même manière à l'aide des conditions présentes sur l'aérodrome de destination et, lorsqu'elle est calculée, de la masse à l'atterrissage.

Les conditions et calculs dans l'exemple de vol sont énumérés ci-dessous. Les distances de décollage et d'atterrissage nécessaires dans l'exemple de vol se trouvent bien inférieures aux longueurs de pistes disponibles.

	Aérodrome de départ	Aérodrome de destination
1) Altitude pression	1500 ft (457 m)	2500 ft (762 m)
2) Température	27 °C	24 °C
3) Composante de vent	15 kt (28 km/h) (vent debout)	Nulle
4) Longueur de piste disponible	4800 ft (1463 m)	7600 ft (2316 m)
5) Piste nécessaire	2100 ft (640 m)*	1135 ft (346 m)**

NOTA

Les autres graphiques de performances utilisés dans le présent exemple de préparation d'un vol supposent un vent nul. Le pilote doit tenir compte de l'effet des vents en altitude lors du calcul des performances de montée, de croisière et de descente.

*Se reporter à la Figure 5-9

**Se reporter à la Figure 5-35

c) Montée

L'opération suivante dans la préparation d'un vol est d'établir les éléments nécessaires du tronçon de montée.

La valeur de l'altitude pression de croisière désirée et celle de la température extérieure ambiante correspondante sont les premiers paramètres à prendre en considération pour le calcul des éléments de montée à partir du graphique «Carburant, temps et distance de montée» (Figure 5-19). Une fois calculés le carburant, le temps et la distance correspondant aux valeurs d'altitude de croisière et de température extérieure ambiante, appliquer au graphique (Figure 5-19) les conditions présentes sur le terrain de départ. Soustraire maintenant les valeurs relevées sur le graphique pour les conditions sur le terrain de départ de celles correspondant à l'altitude pression de croisière.

Les valeurs résultantes sont les éléments carburant, temps et distance réels du tronçon de montée de la préparation du vol, éléments corrigés en fonction de l'altitude pression et de la température du terrain.

Les valeurs suivantes ont été calculées en appliquant les directives ci-dessus à l'exemple de préparation d'un vol.

- | | |
|---|---------------------|
| 1) Altitude pression de croisière | 5000 ft (1524 m) |
| 2) Température extérieure ambiante de croisière | 16 °C |
| 3) Temps de montée (12,0 mn moins 3,0 mn) | 9,0 mn* |
| 4) Distance de montée (16,0 NM moins 4,0 NM - 30 km moins 7 km) | 12,0 NM (23 km)* |
| 5) Carburant de montée (3 US gal moins 1,0 US gal - 11,4 l moins 3,8 l) | 2,0 US gal (7,6 l)* |

d) Descente

Les données de descente seront calculées avant les données de croisière afin d'obtenir la distance de descente permettant d'établir la distance totale de croisière.

A l'aide de l'altitude pression et de la température extérieure ambiante de croisière, calculer le carburant, le temps et la distance de descente de base (Figure 5-31). Ces chiffres doivent être corrigés en fonction de l'altitude pression et de la température du terrain à l'aérodrome de destination. Pour déterminer la valeur des corrections nécessaires, utiliser les conditions d'altitude pression et de température présentes sur l'aérodrome de destination comme paramètres pour

*Se reporter à la Figure 5-19

entrer sur le graphique (Figure 5-31) et relever les valeurs de carburant, de temps et de distance. Soustraire maintenant les valeurs obtenues à partir des conditions du terrain des valeurs obtenues à partir des conditions de croisière pour calculer les valeurs réelles de carburant, de temps et de distances nécessaires pour la préparation du vol.

Les valeurs obtenues par l'utilisation correcte des graphiques, pour le tronçon de descente de l'exemple, sont indiquées ci-après.

- | | |
|---|---------------------|
| 1) Temps de descente (7,5 mn moins 4,5 mn) | 3,0 mn* |
| 2) Distance de descente
(13,5 NM moins 8,0 NM - 25 km moins 15 km) | 5,5 NM (10 km)* |
| 3) Carburant de descente
(1,0 US gal moins 0,5 US gal - 3,8 l moins 1,9 l) | 0,5 US gal (1,9 l)* |

e) Croisière

Pour calculer la distance totale de croisière, à partir de la distance totale à parcourir pendant le vol, soustraire la distance de montée et la distance de descente calculées précédemment. Se reporter au Manuel de l'exploitant Avco Lycoming approprié pour le choix du régime de croisière. Les valeurs d'altitude pression et de température établies et le régime de croisière choisi doivent maintenant être utilisés pour calculer la vitesse vraie sur le graphique «Performances de croisière» (Figure 5-21 ou 5-23).

Calculer le débit carburant de croisière correspondant au régime de croisière à partir des renseignements donnés dans le Manuel de l'exploitant Avco Lycoming.

Le temps de croisière se calcule en divisant la distance de croisière par la vitesse de croisière, le carburant de croisière se calculant en multipliant le débit carburant de croisière par le temps de croisière.

Les résultats des calculs de croisière pour le tronçon de croisière de l'exemple de préparation d'un vol sont les suivants :

- | | |
|---|-------------------|
| 1) Distance totale | 300 NM (556 km) |
| 2) Distance de croisière | |
| e) 1) moins c) 4) moins d) 2) (300 NM moins 12 NM | |
| moins 5,5 NM - 556 km moins 23 km et moins 10 km) | 282,5 NM (523 km) |

*Se reporter à la Figure 5-31

- | | |
|---|--|
| 3) Puissance de croisière (mélange économique optimal) | 75 % de la puissance nominale (2625 tr/mn) |
| 4) Vitesse de croisière | V _v = 118 kt (219 km/h)* |
| 5) Débit carburant de croisière | 8,5 US gal/h (32,2 l/h) |
| 6) Temps de croisière | |
| e)2) divisé par e)4) (282,5 NM divisés par 118 kt - 523 km divisés par 219 km/h) | 2,39 h |
| 7) Carburant de croisière | |
| e)5) multiplié par e)6) (8,5 US gal/h multipliés par 2,39 h - 32,2 l/h multipliés par 2,39 h) | 20,3 US gal (77 l) |

d) Temps de vol total

Le temps de vol total se détermine par addition du temps de montée, du temps de descente et du temps de croisière. Ne pas oublier ! Les temps relevés dans les graphiques de montée et de descente sont donnés en minutes et doivent être convertis en heures avant de les additionner au temps de croisière.

Le temps de vol suivant est nécessaire pour l'exemple de préparation d'un vol.

- | | |
|----------------------------------|--------|
| 1) Temps de vol total | |
| e)3) plus d)1) plus e)6) | |
| (0,15 h plus 0,05 h plus 2,39 h) | 2,59 h |

e) Carburant total nécessaire

Déterminer le carburant total nécessaire par addition du carburant de montée, du carburant de descente et du carburant de croisière. Lorsque le carburant total exprimé en US gal (l) est déterminé, multiplier cette valeur par 6 lb/US gal (0,72 kg/l) pour déterminer la masse totale de carburant utilisée pendant le vol.

Les calculs de carburant total de l'exemple de préparation d'un vol sont présentés ci-dessous/

- | | |
|--|----------------------|
| 1) Carburant total nécessaire | |
| e)5) plus d)3) plus e)7) | |
| (2,0 US gal plus 0,5 US gal plus 20,3 US gal - 7,6 l plus 1,9 l plus 77 l) | 22,8 US gal (86,5 l) |
| (22,8 US gal multipliés par 6 lb/US gal - 86,5 l multipliés par 0,72 kg/l) | 136,8 lb (62 kg) |

*Se reporter à la Figure 5-23

5.6 NIVEAUX DE BRUIT

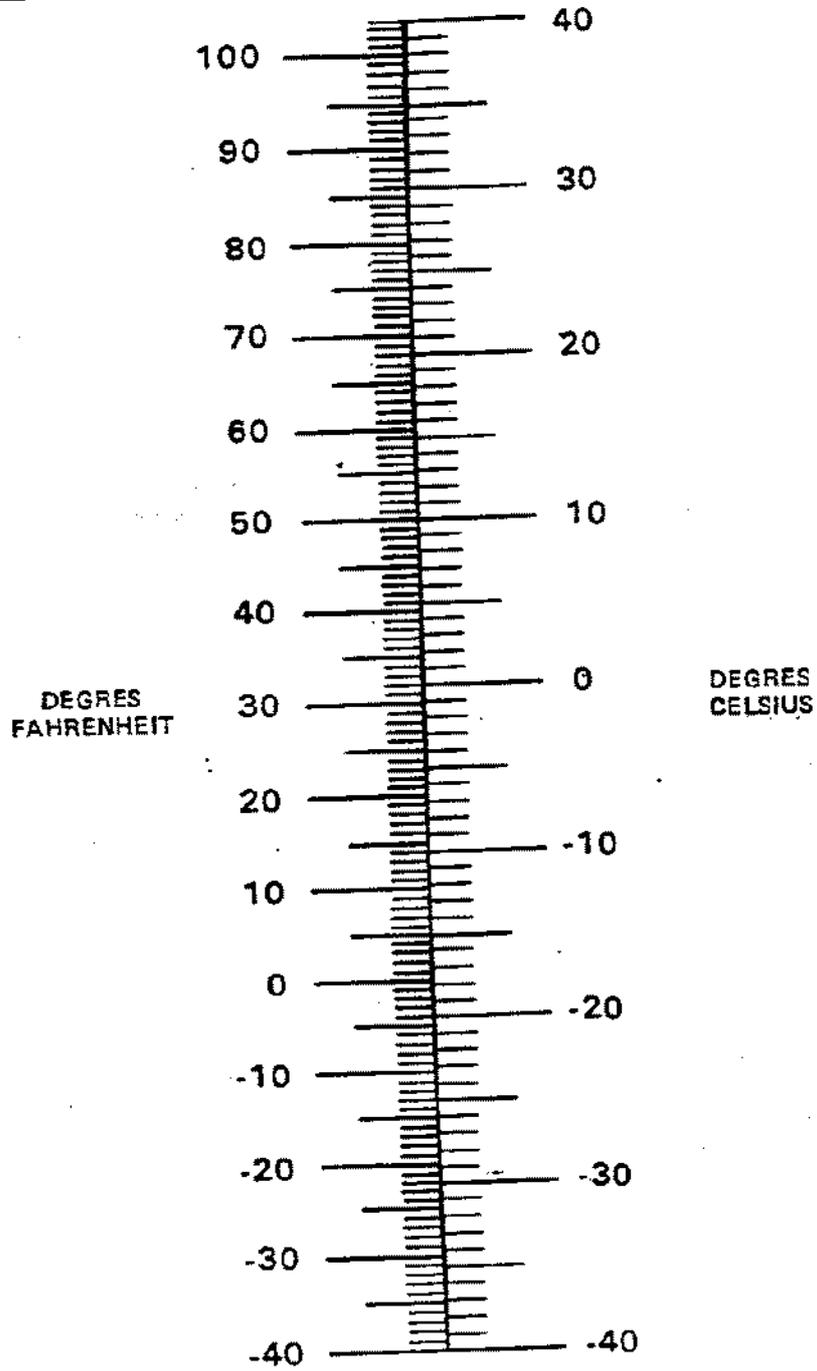
Le niveau de bruit de cet avion est de 72,9 dB(A).

5.7 GRAPHIQUES DE PERFORMANCES

LISTE DES FIGURES

Figures	Pages
5-1 Conversion des températures	5-11
5-3 Etalonnage du circuit anémométrique	5-12
5-5 Vitesse de décrochage	5-13
5-7 Course au décollage avec 0° de volets	5-14
5-9 Performances de décollage avec 0° de volets	5-15
5-11 Course au décollage avec 25° de volets	5-16
5-13 Performances de décollage avec 25° de volets	5-17
5-15 Performances du moteur	5-18
5-17 Performances de montée	5-19
5-19 Carburant, temps et distance de montée	5-20
5-21 Performances de croisière à la puissance optimale	5-21
5-23 Performances de croisière économique optimale	5-22
5-25 Distance franchissable au mélange de puissance optimale	5-23
5-27 Distance franchissable au mélange économique optimal	5-24
5-29 Autonomie	5-25
5-31 Carburant, temps et distance de descente	5-26
5-33 Performances de plané	5-27
5-35 Distance d'atterrissage	5-28
5-37 Distance de roulement à l'atterrissage	5-29

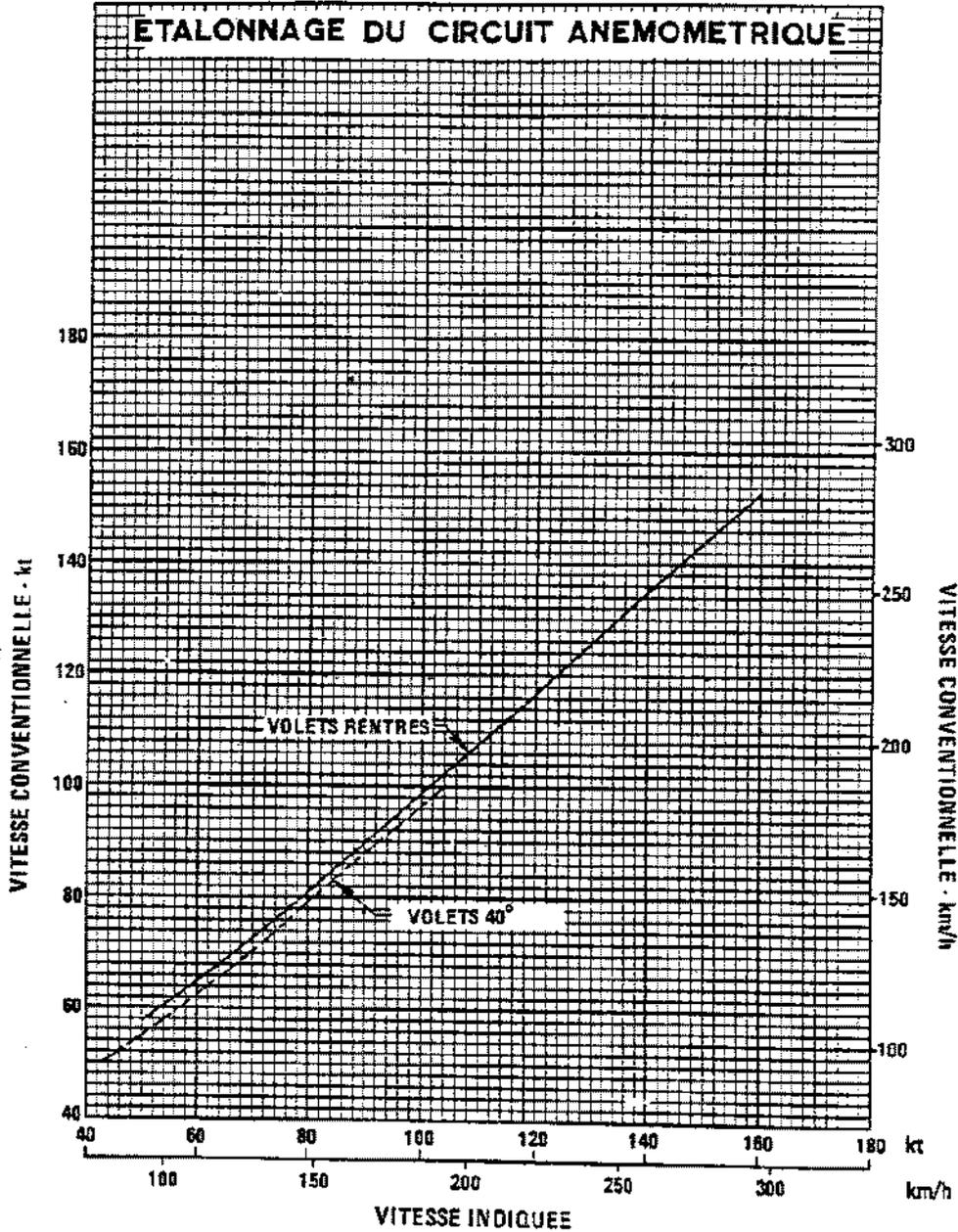
PAGE LAISSE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT



CONVERSION DES TEMPERATURES

Figure 5-1

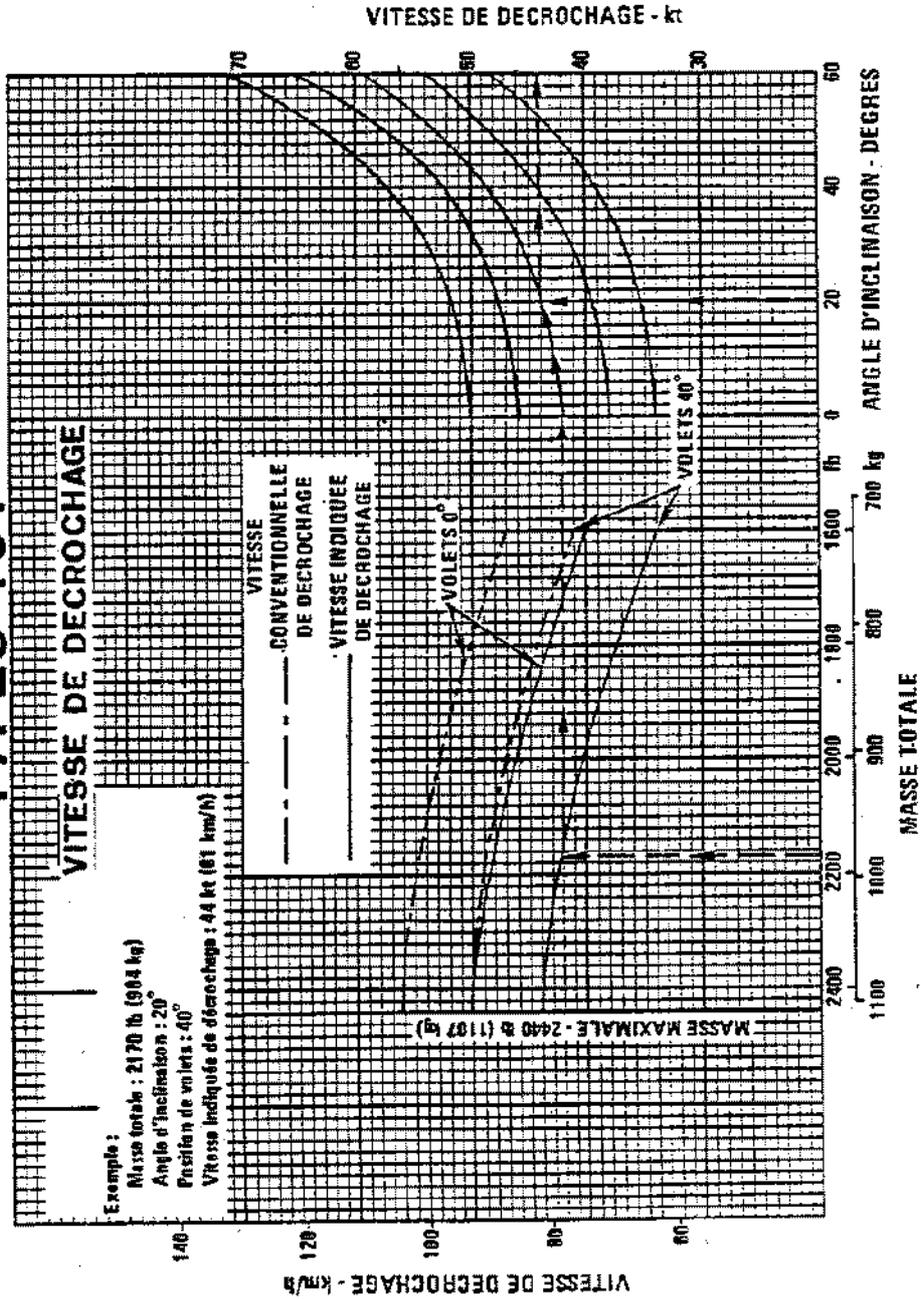
PA-28-161



ETALONNAGE DU CIRCUIT ANEMOMETRIQUE

Figure 5-3

PA-28-161



VITESSE DE DECRICHAGE

Figure 5-5

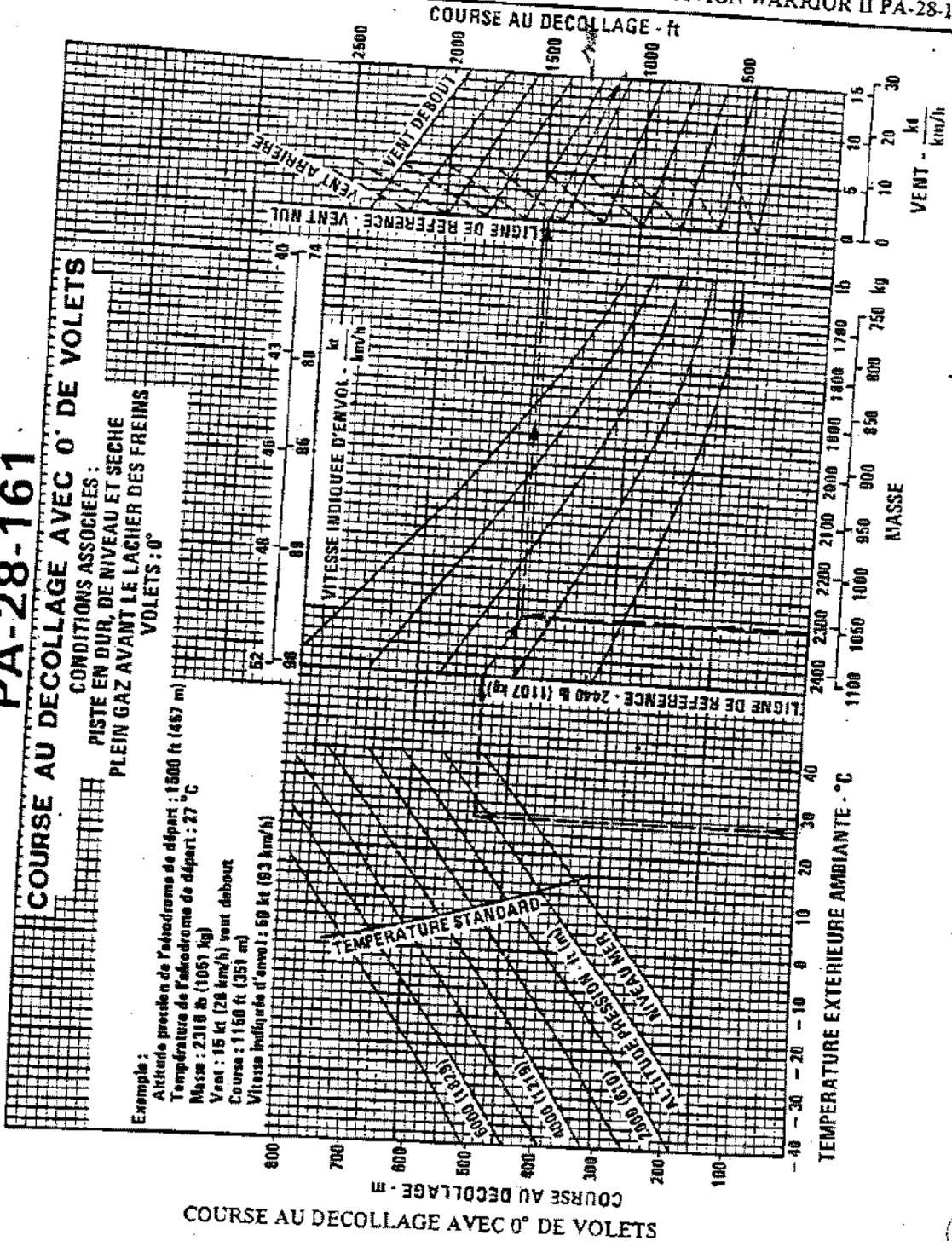
PA-28-161

COURSE AU DECOLLAGE AVEC 0° DE VOILETS

CONDITIONS ASSOCIEES:
PISTE EN DUR, DE NIVEAU ET SECHE
PLEIN GAZ AVANT LE LACHER DES FREINS
VOILETS: 0°

Exemple:

- Altitude pression de l'aérodrome de départ : 1600 ft (487 m)
- Température de l'aérodrome de départ : 27 °C
- Masse : 2316 lb (1051 kg)
- Vent : 15 kt (28 km/h) vent debout
- Course : 1150 ft (351 m)
- Vitesse indiquée d'envol : 68 kt (83 km/h)



COURSE AU DECOLLAGE AVEC 0° DE VOILETS

Figure 5-7

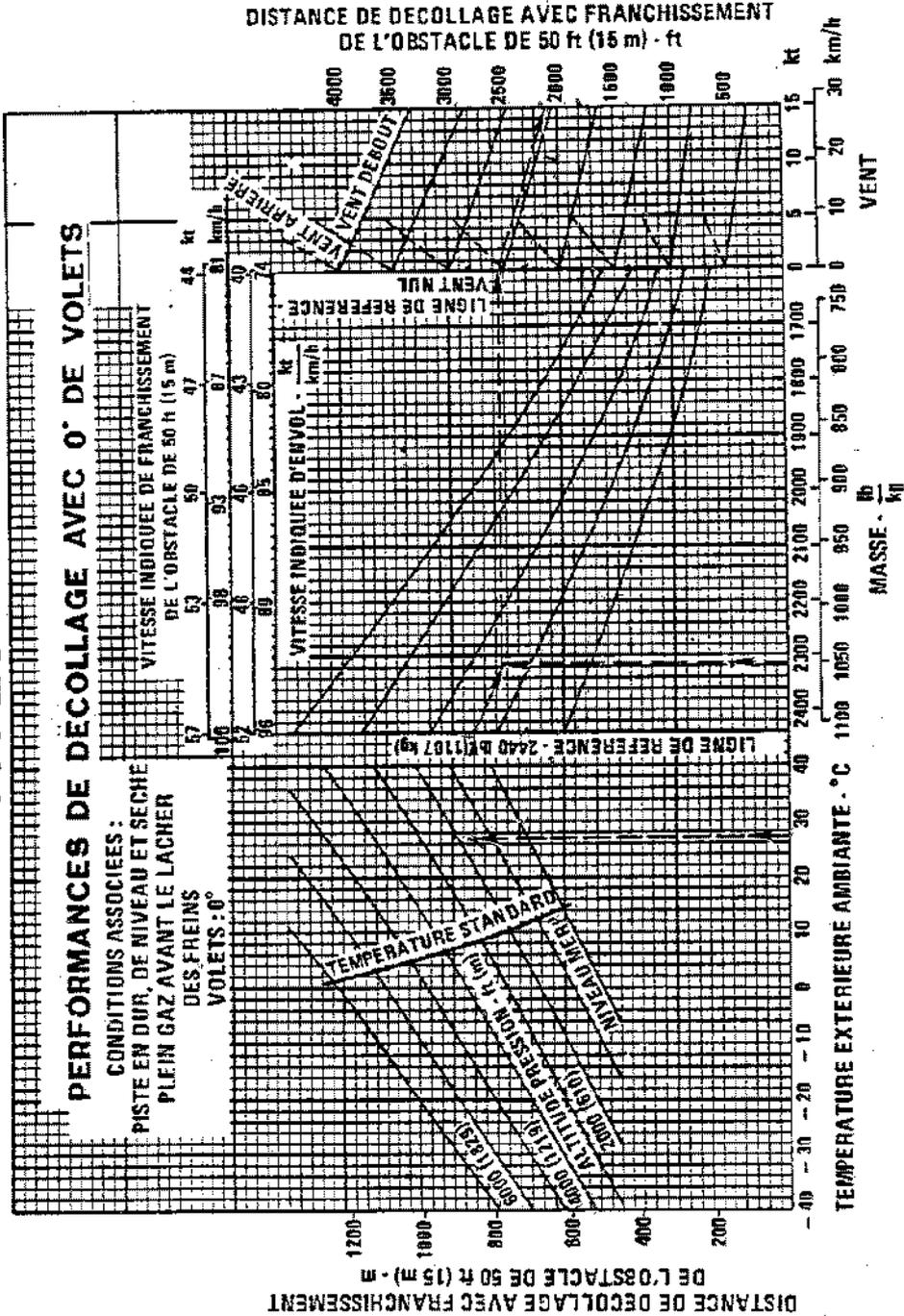
PA-28-161

PERFORMANCES DE DECOLLAGE AVEC 0° DE VOILETS

CONDITIONS ASSOCIEES:
 PISTE EN DUR, DE NIVEAU ET SECHE
 PLEIN GAZ AVANT LE LACHER
 DES FREINS
 VOILETS : 0°

VITESSE INDIQUEE DE FRANCHISSEMENT
 DE L'OBSTACLE DE 50 ft (15 m)

DISTANCE DE DECOLLAGE AVEC FRANCHISSEMENT
 DE L'OBSTACLE DE 50 ft (15 m) - ft

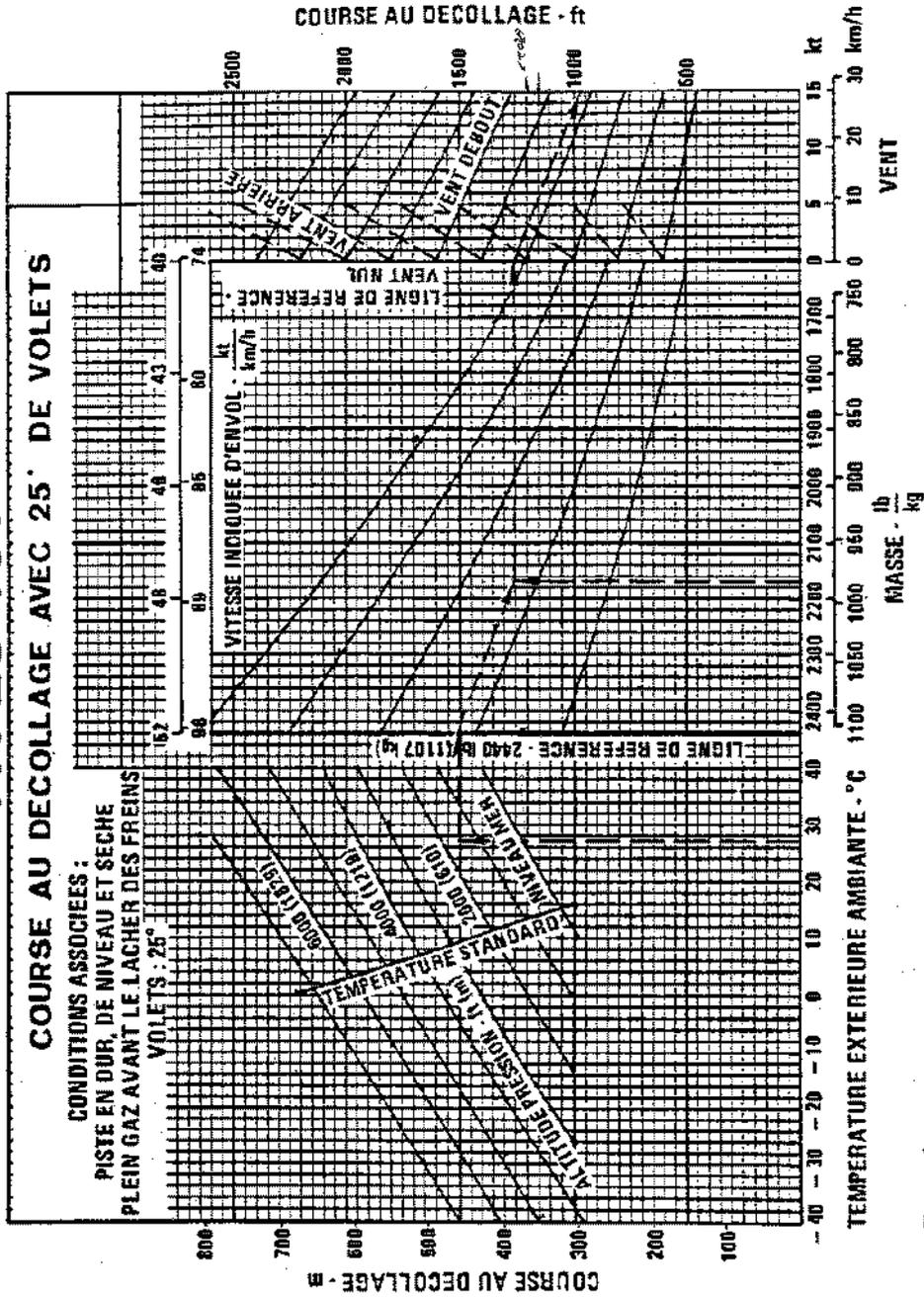


PERFORMANCES DE DECOLLAGE AVEC 0° DE VOILETS

Figure 5-9

Exemple :
 Altitude pression de l'aérodrome de départ : 1500 ft (457 m)
 Température de l'aérodrome de départ : 27 °C
 Masse : 2316 lb (1051 kg)
 Vent : 15 kt (28 km/h) vent debout
 Distance de franchissement de l'obstacle de 50 ft (15 m) : 2100 ft (640 m)
 Vitesse indiquée d'envol : 50 kt (93 km/h)
 Vitesse indiquée de franchissement de l'obstacle : 55 kt (102 km/h)

PA-28-161



Exemple :
 Altitude pression de l'aérodrome de départ : 1500 ft (457 m)
 Température de l'aérodrome de départ : 27 °C
 Masse : 2175 lb (987 kg)
 Vent : 15 kt (28 km/h) vent debout
 Course : 975 ft (297 m)
 Vitesse indiquée d'envol : 48 kt (89 km/h)

COURSE AU DECOLLAGE AVEC 25° DE VOILETS

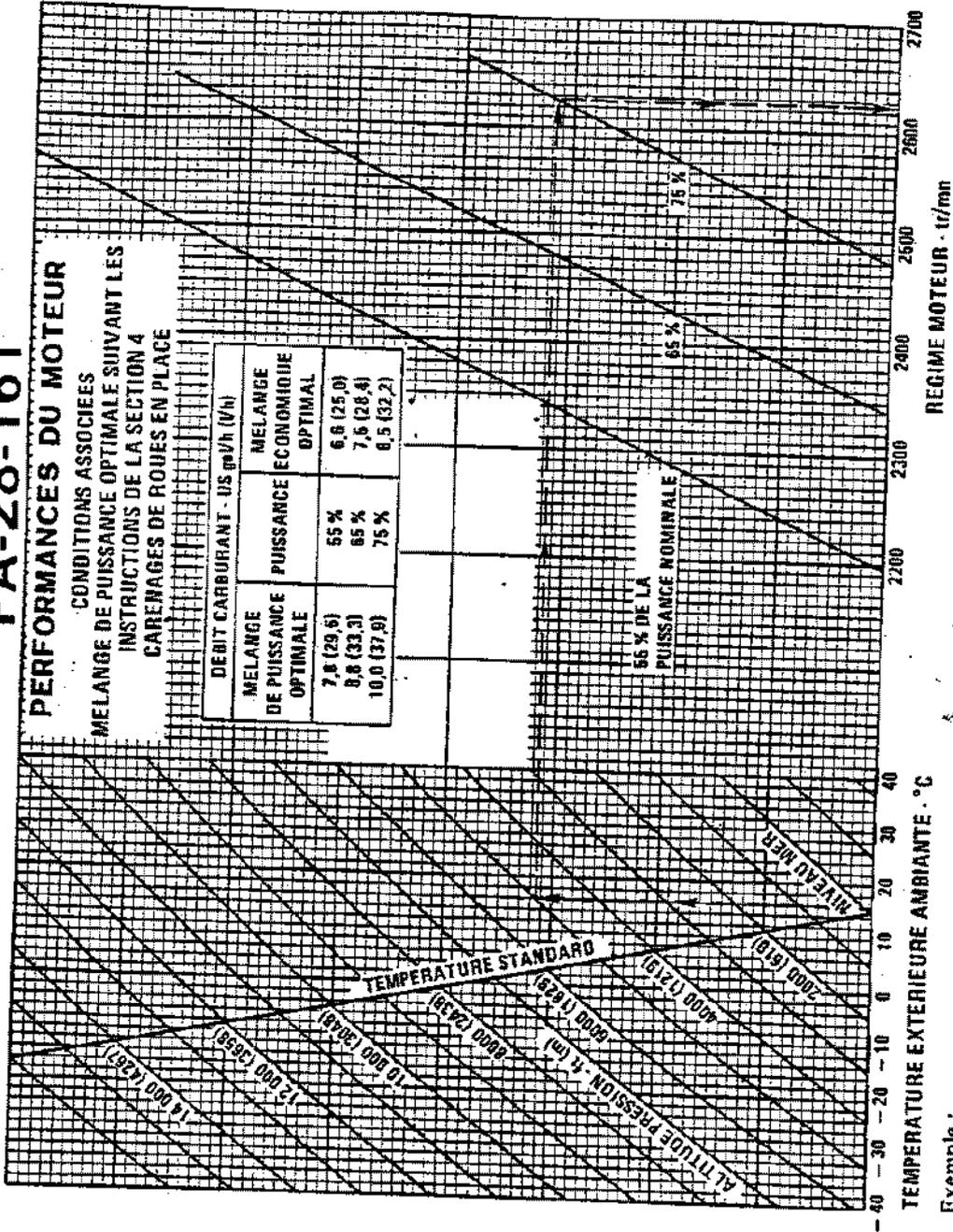
Figure 5-11

PA-28-161

PERFORMANCES DU MOTEUR

CONDITIONS ASSOCIEES
MELANGE DE PUISSANCE OPTIMALE SUIVANT LES
INSTRUCTIONS DE LA SECTION 4
CARENAGES DE ROUES EN PLACE

DEBIT CARBURANT - US gal/h (l/h)	
MELANGE DE PUISSANCE OPTIMALE	MELANGE ECONOMIQUE OPTIMAL
7,8 (29,6)	6,6 (25,0)
8,8 (33,3)	7,5 (28,4)
10,0 (37,9)	8,5 (32,2)



Exemple :
Altitude pression de croisière : 5000 ft (1524 m)
Température extérieure ambiante de croisière : 16 °C
PUISSANCE DE CROISIÈRE : 75 %
Régime moteur : 2625 tr/min

Débit carburant : 10,0 US gal/h (37,9 l/h) au mélange de puissance optimale, 8,5 US gal/h (32,2 l/h) au mélange économique optimal

PERFORMANCES DU MOTEUR

Figure 5-15

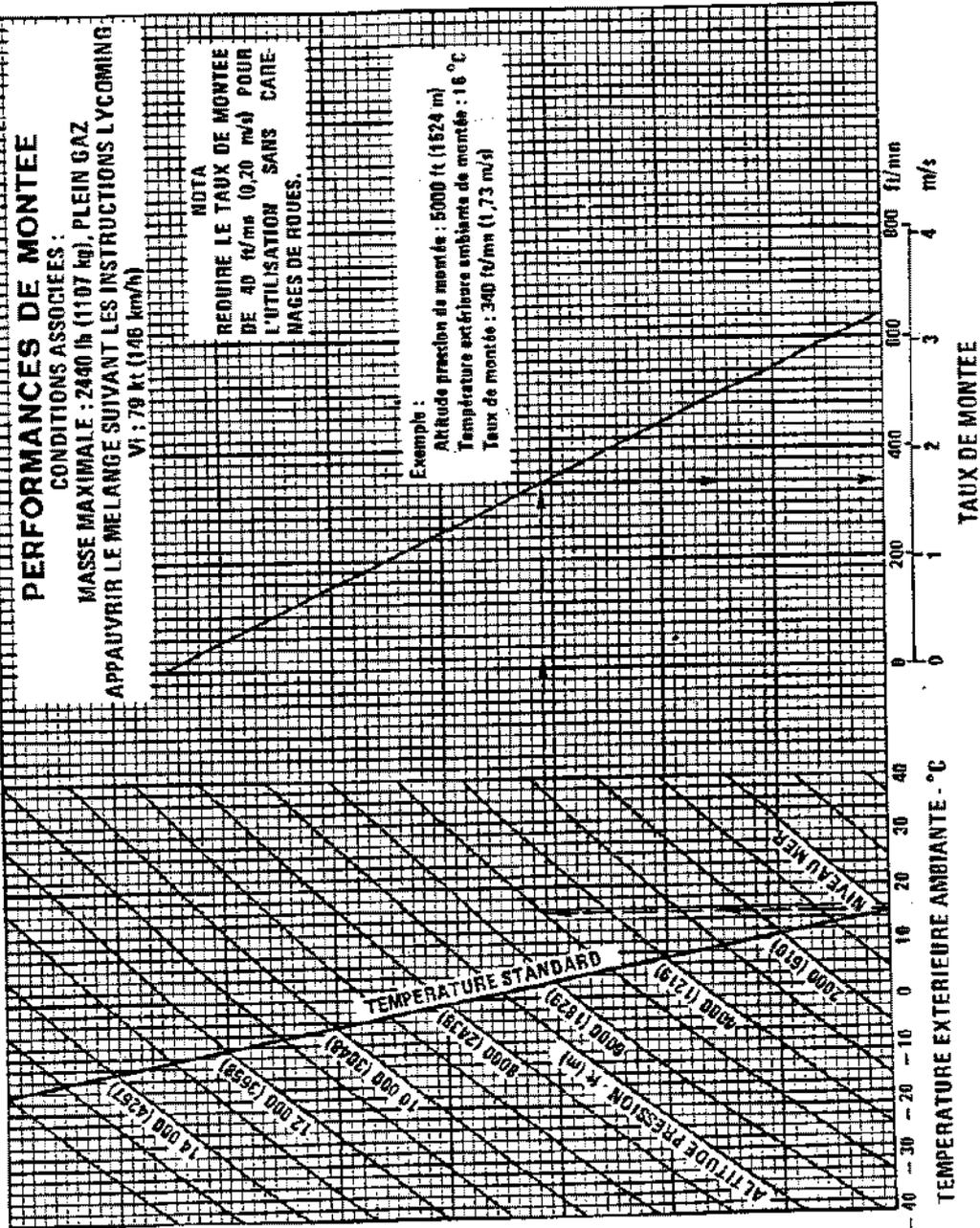
PA-28-161

PERFORMANCES DE MONTEE

CONDITIONS ASSOCIEES :
 MASSE MAXIMALE : 2400 lb (1107 kg), PLEIN GAZ
 APPAUVRIR LE MELANGE SUIVANT LES INSTRUCTIONS LYCOMING
 VI : 79 kt (146 km/h)

NOTA
 REDUIRE LE TAUX DE MONTEE
 DE 40 ft/mn (0.20 m/s) POUR
 L'UTILISATION SANS CARE-
 NAGES DE ROUES.

Exemple :
 Altitude pression de montée : 5000 ft (1524 m)
 Température extérieure ambiante de montée : 16 °C
 Taux de montée : 340 ft/mn (1.73 m/s)



PERFORMANCES DE MONTEE

Figure 5-17

PA-28-161

CARBURANT, TEMPS ET DISTANCE DE MONTEE

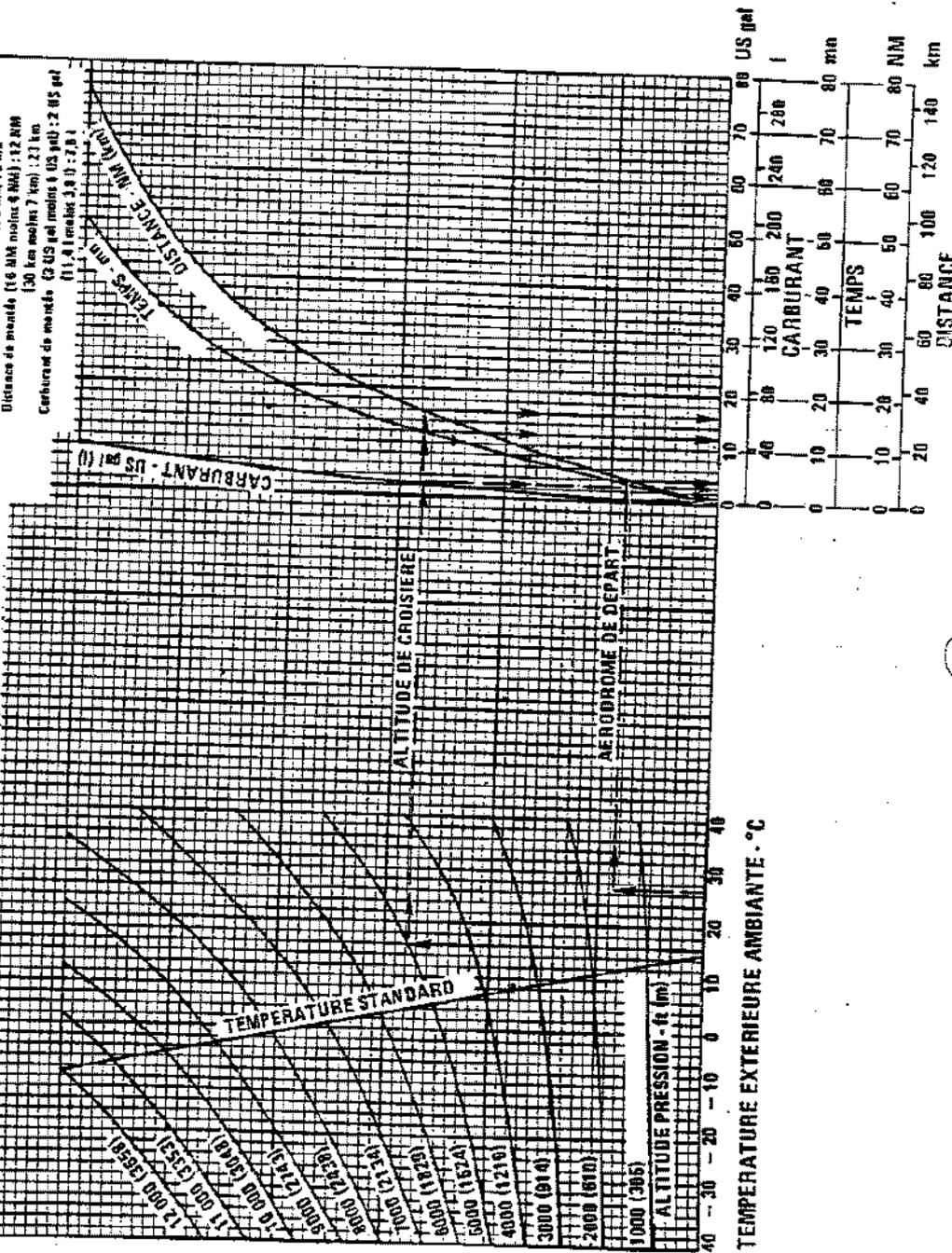
CONDITIONS ASSOCIEES :

MASSE : 2440 lb (1107 kg), VOILETS : 0°, PLEIN GAZ

MELANGE : APPAUVRI SUIVANT LES INSTRUCTIONS LYCOMING

VI : 79 kt (146 km/h) VENT NUL

Exemple :
Altitude pression de l'aérodrome de départ : 1500 ft (457 m)
Température de l'aérodrome de départ : 27 °C
Altitude pression de croisière : 5000 ft (1524 m)
Température extérieure ambiantes de croisière : 16 °C
Temps de montée (12 mm moteur à 2 min) : 8 min
Distance de montée (16 NM moteur à 2 min) : 12 NM
Carburant de montée (3 US gal moteur à 2 min) : 2.85 gal (11,4 litres J31) : 2,8 l



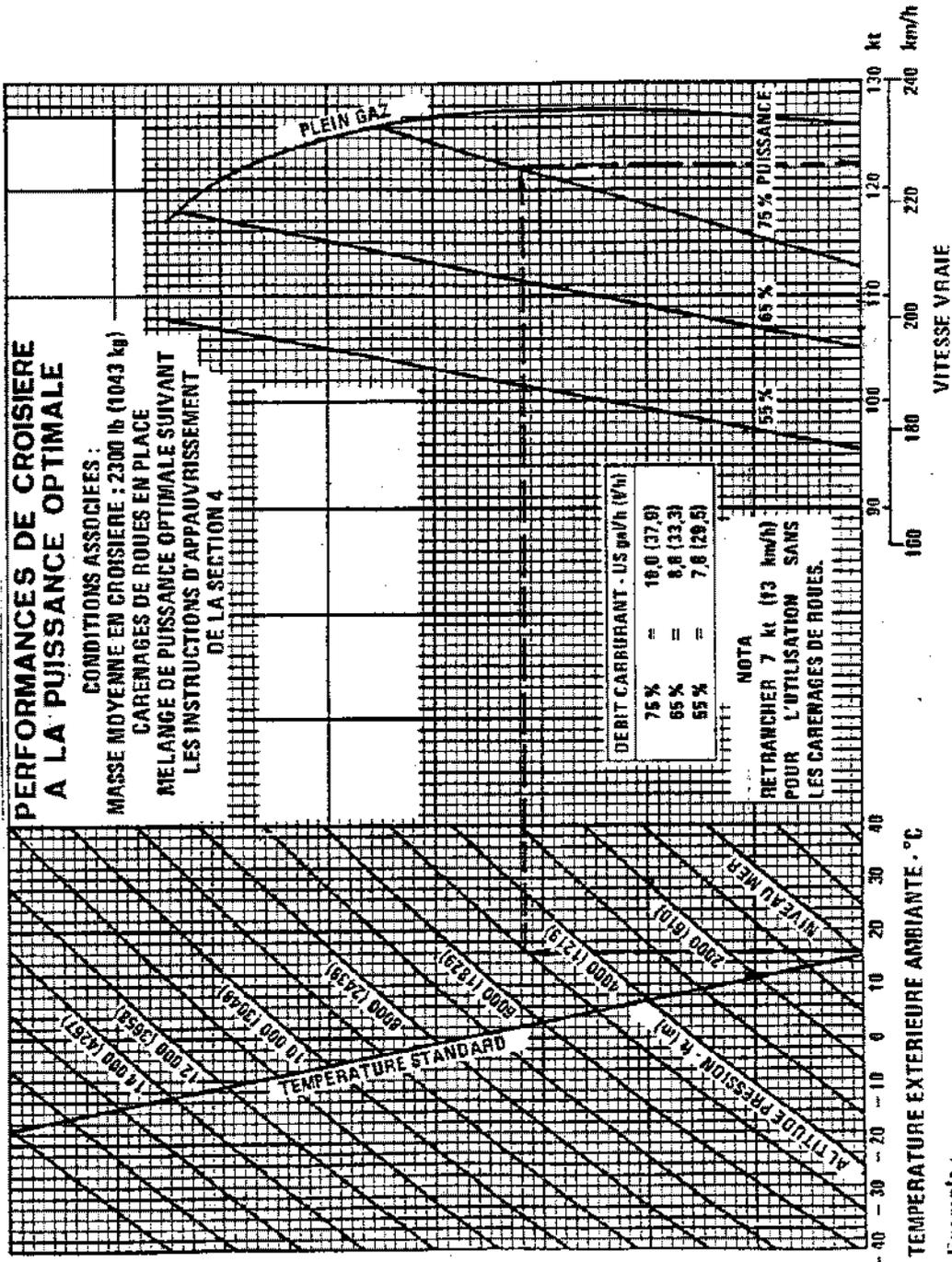
CARBURANT, TEMPS ET DISTANCE DE MONTEE

Figure 5-19

PA-28-161

PERFORMANCES DE CROISIERE
 A LA PUISSANCE OPTIMALE

CONDITIONS ASSOCIEES :
 MASSE MOYENNE EN CROISIERE : 2300 lb (1043 kg)
 CARENAGES DE ROUES EN PLACE
 MELANGE DE PUISSANCE OPTIMALE SUIVANT
 LES INSTRUCTIONS D'APPAUVRISSMENT
 DE LA SECTION 4



Exemple :
 Altitude pression de croisière : 5000 ft (1524 m)
 Température extérieure ambiante de croisière : 16 °C
 Puissance de croisière : 75 % au mélange de puissance optimale
 Vitesse vraie de croisière : 122,5 kt (227 km/h)

PERFORMANCES DE CROISIERE A LA PUISSANCE OPTIMALE

Figure 5-21

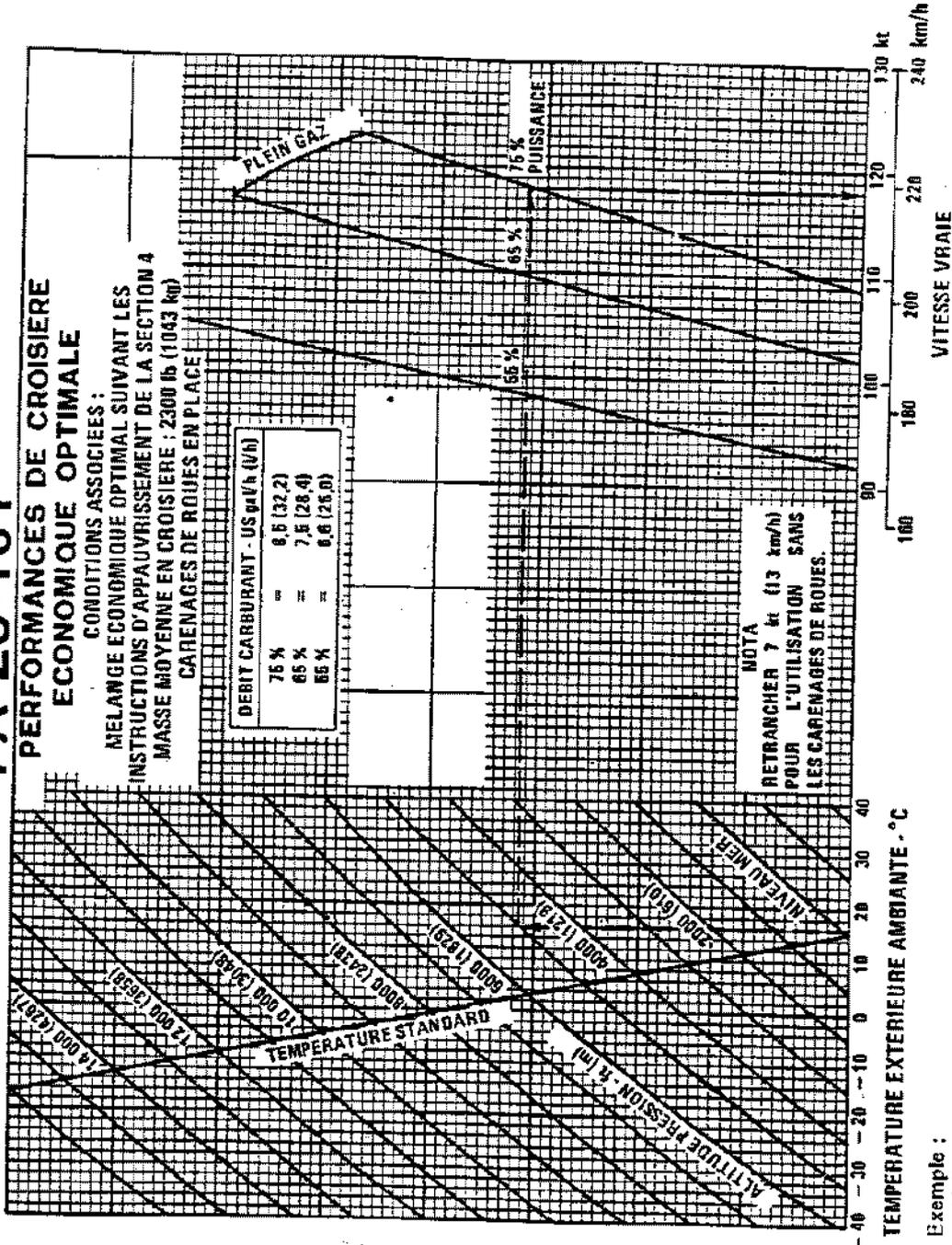
PA-28-161

PERFORMANCES DE CROISIERE ECONOMIQUE OPTIMALE

CONDITIONS ASSOCIEES :
MELANGE ECONOMIQUE OPTIMAL SUIVANT LES
INSTRUCTIONS D'APPAUVRISSMENT DE LA SECTION 4
MASSE MOYENNE EN CROISIERE : 2300 lb (1043 kg)
CARENAGES DE ROUES EN PLACE

DEBIT CARBURANT - US gal/h (l/h)	
75 %	6.6 (32.2)
85 %	7.8 (28.4)
88 %	8.6 (26.0)

NOTA
RETRANCHER 7 kt (13 km/h)
POUR L'UTILISATION SANS
LES CARENAGES DE ROUES.

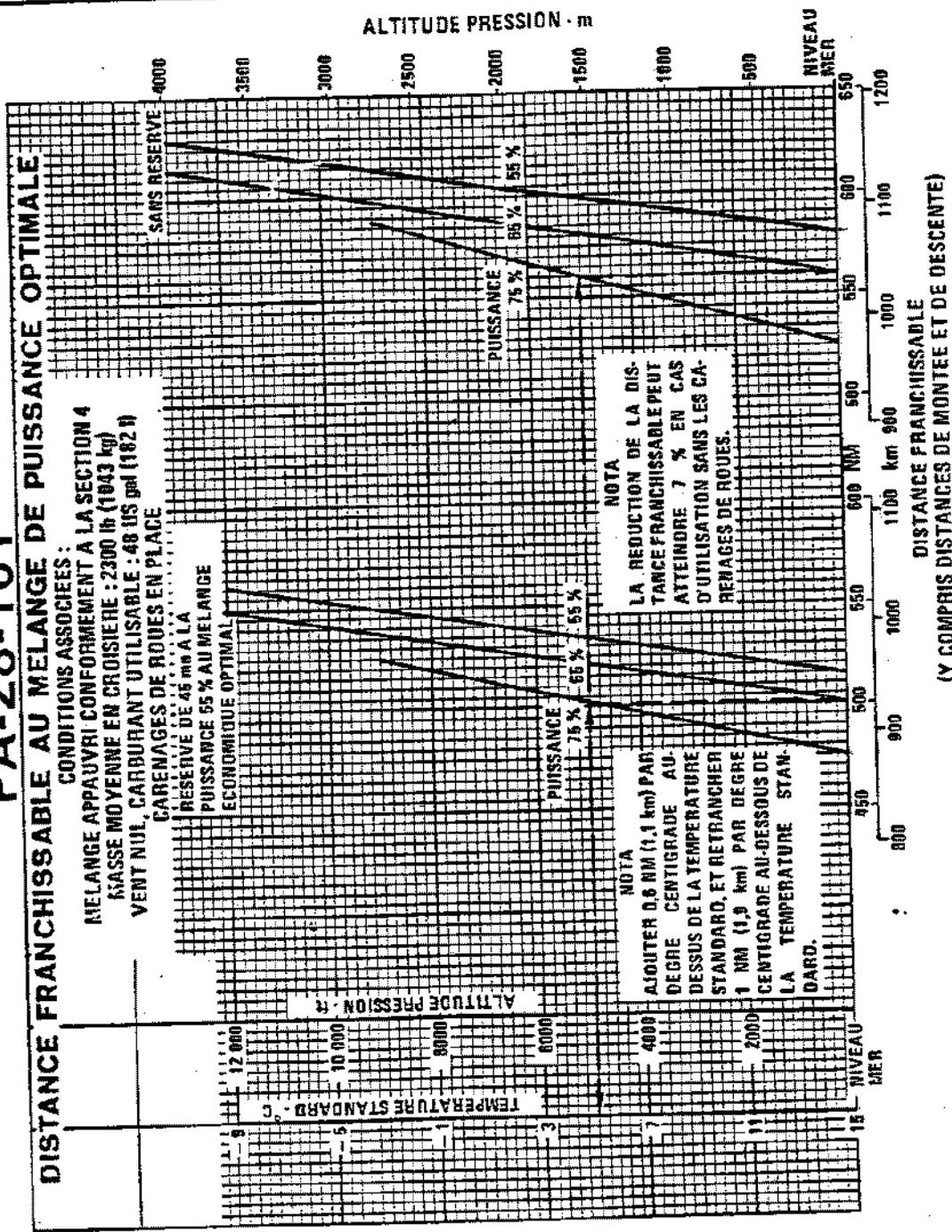


Exemple :
Altitude pression de croisière : 5000 ft (1524 m)
Température extérieure ambiante de croisière : 16 °C
Puissance de croisière : 75 % au mélange économique optimal
Vitesse vraie de croisière : 118 kt (219 km/h)

PERFORMANCES DE CROISIERE ECONOMIQUE OPTIMALE

Figure 5-23

PA-28-161



Exemple :
 Altitude pression de croisière : 5000 ft (1524 m)
 Température extérieure ambiante de croisière : 16 °C
 (11 °C au-dessous de la température standard)
 Puissance de croisière : 75 % au mélange de puissance optimale

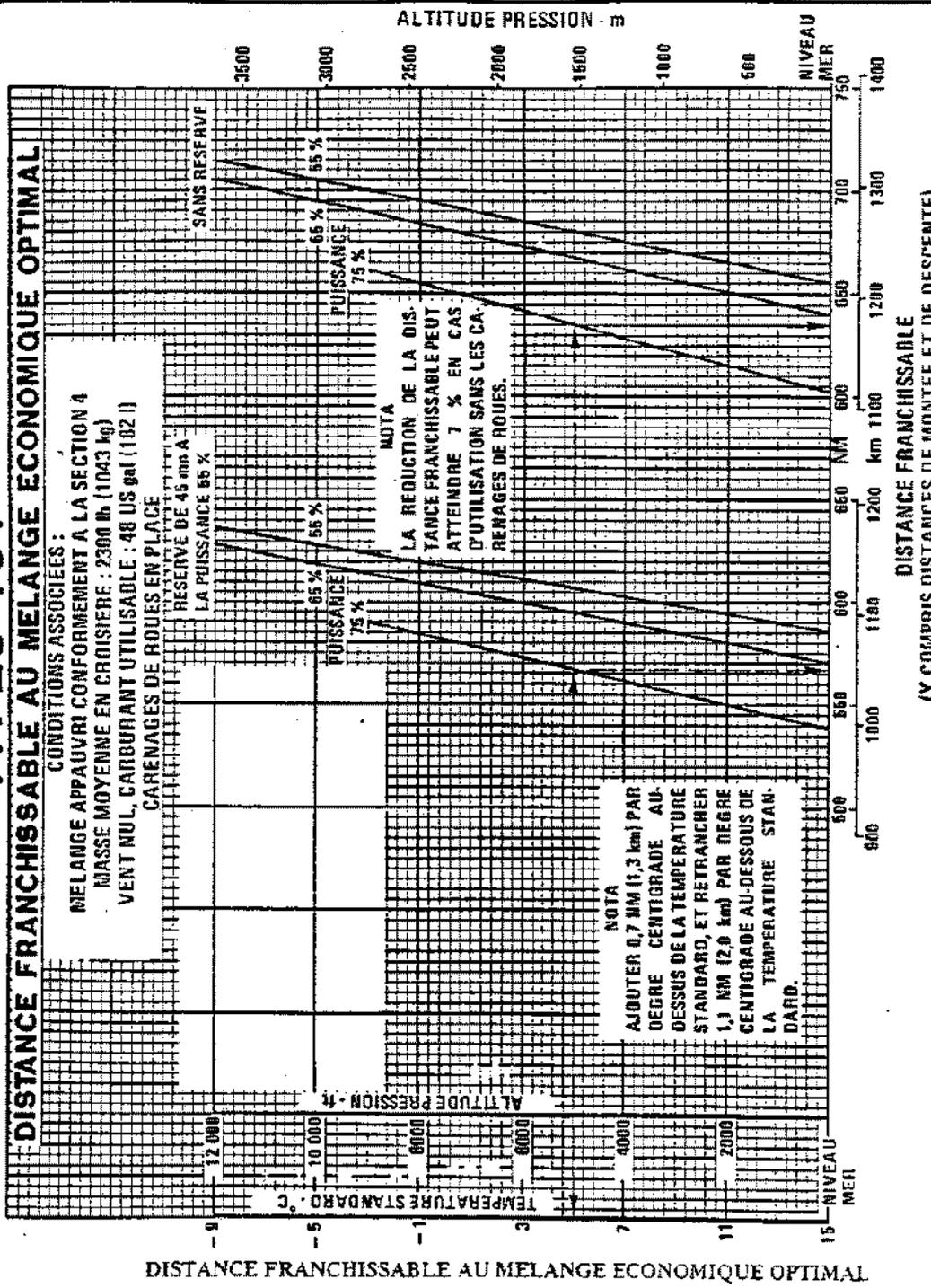
Distance franchissable avec réserve de 45 mib à la puissance 55 % :
 $501 + (0,6 \times 11) = 507,6 \text{ NM } (928 + (1,1 \times 11) = 940 \text{ km})$

Distance franchissable sans réserve :
 $561 + (0,6 \times 11) = 567,6 \text{ NM } (1039 + (1,1 \times 11) = 1051 \text{ km})$

DISTANCE FRANCHISSABLE AU MELANGE DE PUISSANCE OPTIMALE

Figure 5-25

PA-28-161



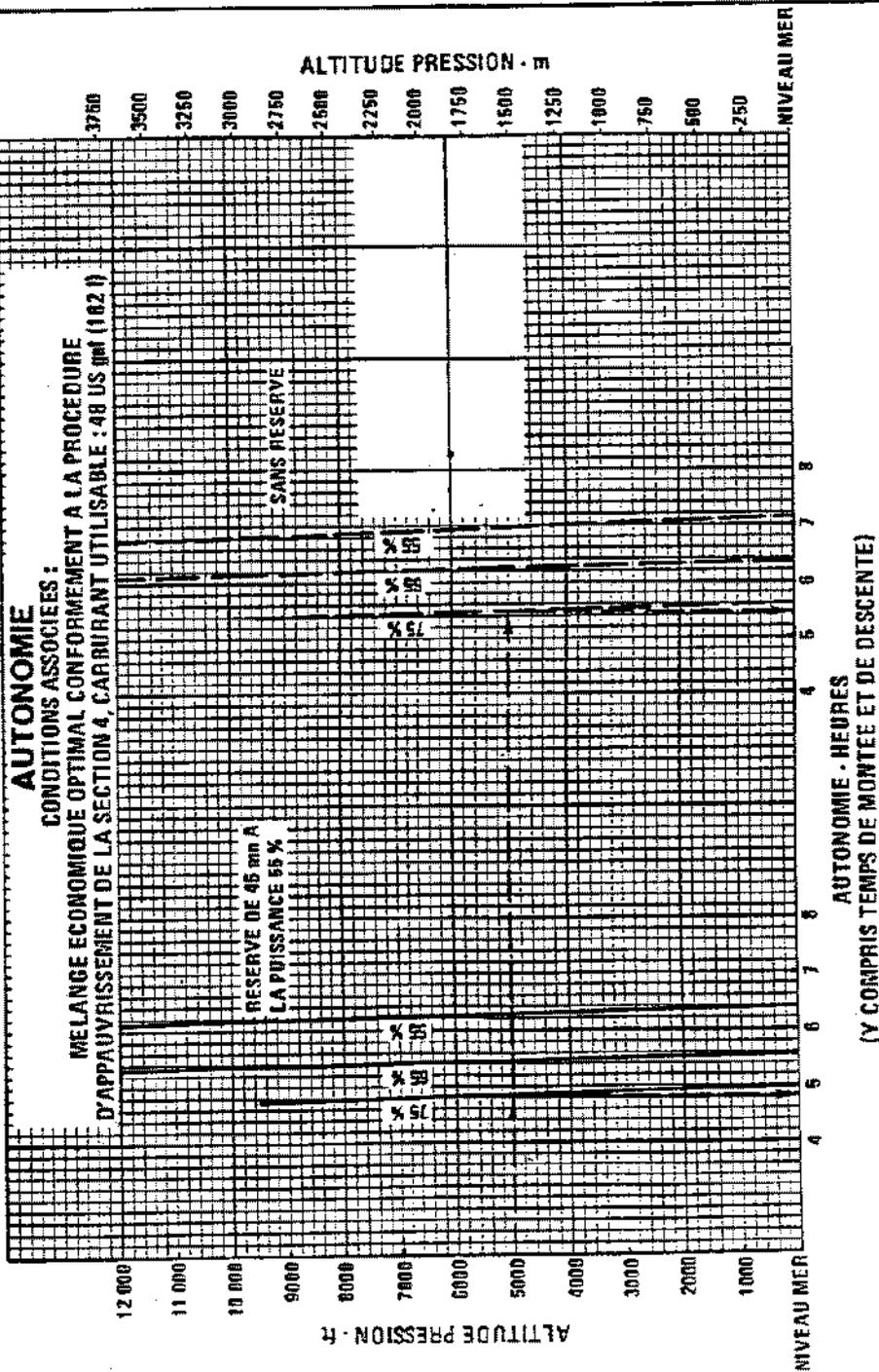
Exemple :
 Altitude pression de croisière : 5000 ft (1524 m)
 Température extérieure ambiante de croisière : 16 °C
 (11 °C au-dessus de la température standard)
 Puissance de croisière : 75 % au mélange économique optimal

Distance franchissable avec réserve de 45 mph à la puissance 95 % :
 $567 + (0,7 \times 11) = 574,7 \text{ NM } (1050 + (1,3 \times 11)) = 1064 \text{ km}$

Distance franchissable le sans réserve :
 $635 + (0,7 \times 11) = 642,7 \text{ NM } (1176 + (1,3 \times 11)) = 1190 \text{ km}$

Figure 5-27

PA-28-161

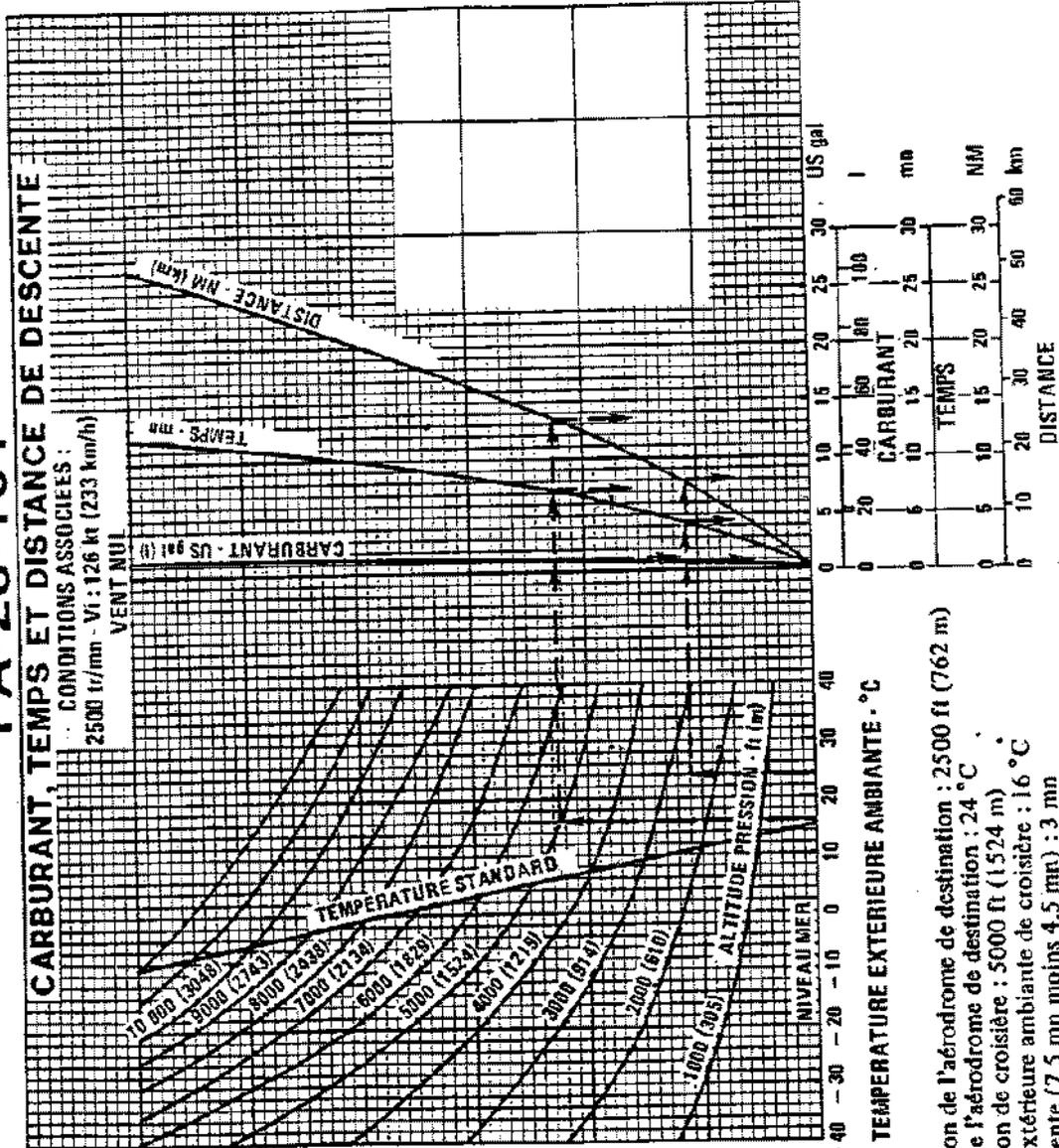


AUTONOMIE

Figure 5-29

Exemple :
 Altitude pression de croisière : 5000 ft (1524 m)
 Puissance de croisière : 75 % au mélange économique optimal
 Autonomie avec réserve de 45 mm à la puissance 55 % : 4,85 h
 Autonomie sans réserve : 5,45 h

PA-28-161

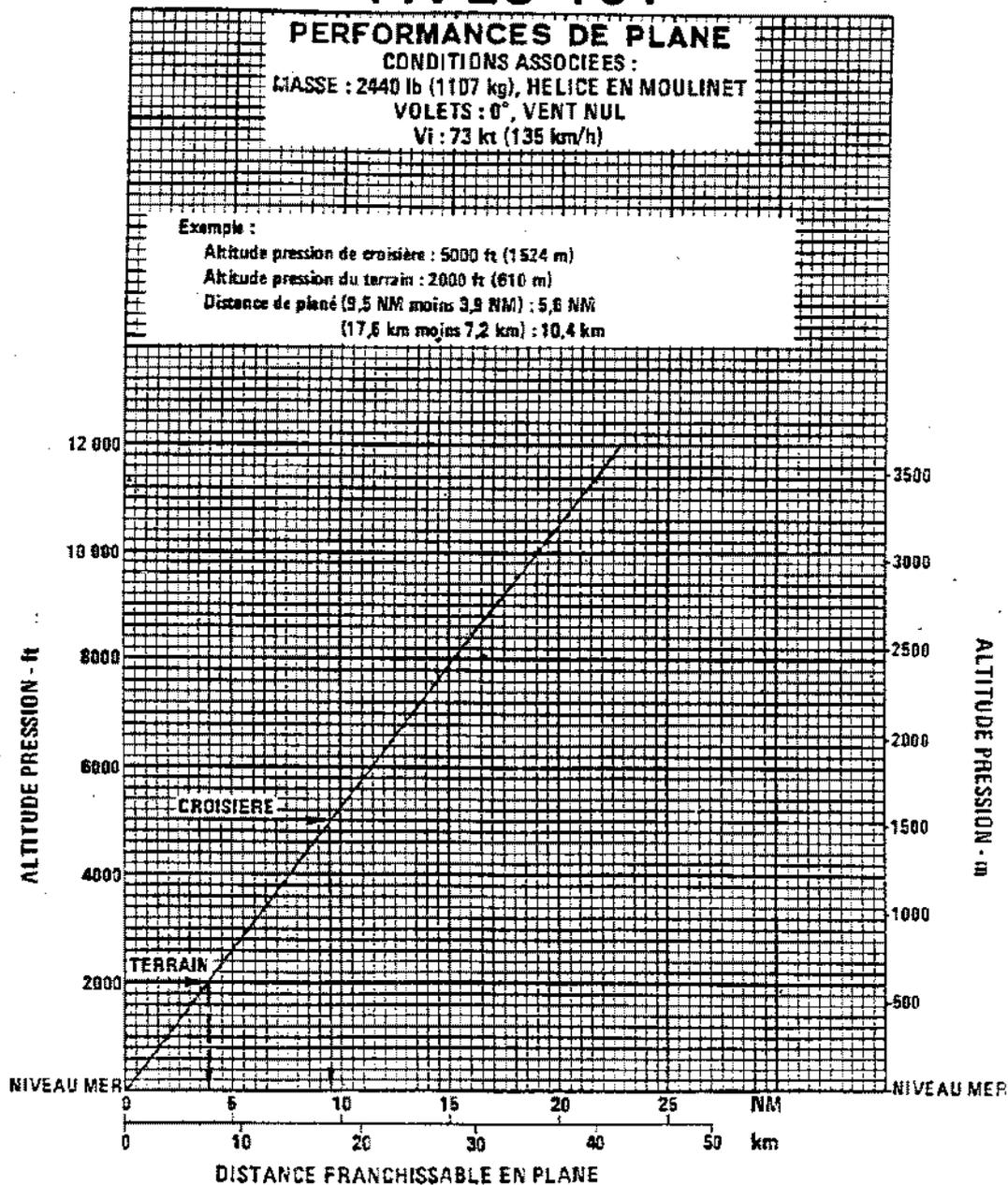


Exemple :
 Altitude pression de l'aérodrome de destination : 2500 ft (762 m)
 Température de l'aérodrome de destination : 24 °C
 Altitude pression de croisière : 5000 ft (1524 m)
 Température extérieure ambiante de croisière : 16 °C
 Temps de descente (7,5 mn moins 4,5 nm) : 3 mn
 Distance de descente (13,5 NM moins 8 NM) : 5,5 NM
 (25 km moins 15 km) : 10 km
 Carburant de descente (1 US gal moins 0,5 US gal) : 0,5 US gal
 (3,8 l moins 1,9 l) : 1,9 l

CARBURANT, TEMPS ET DISTANCE DE DESCENTE

Figure 5-31

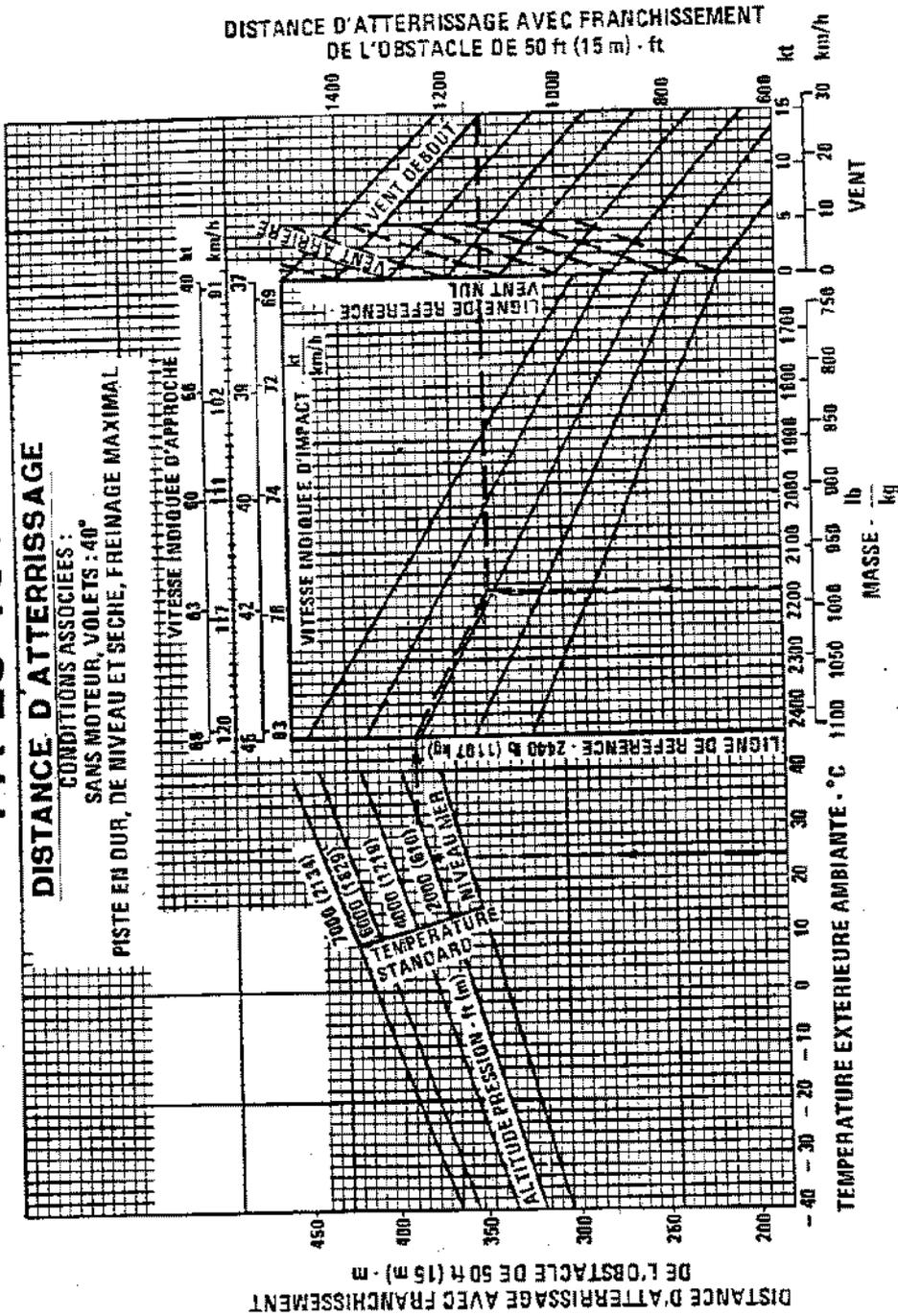
PA-28-161



PERFORMANCES DE PLANE

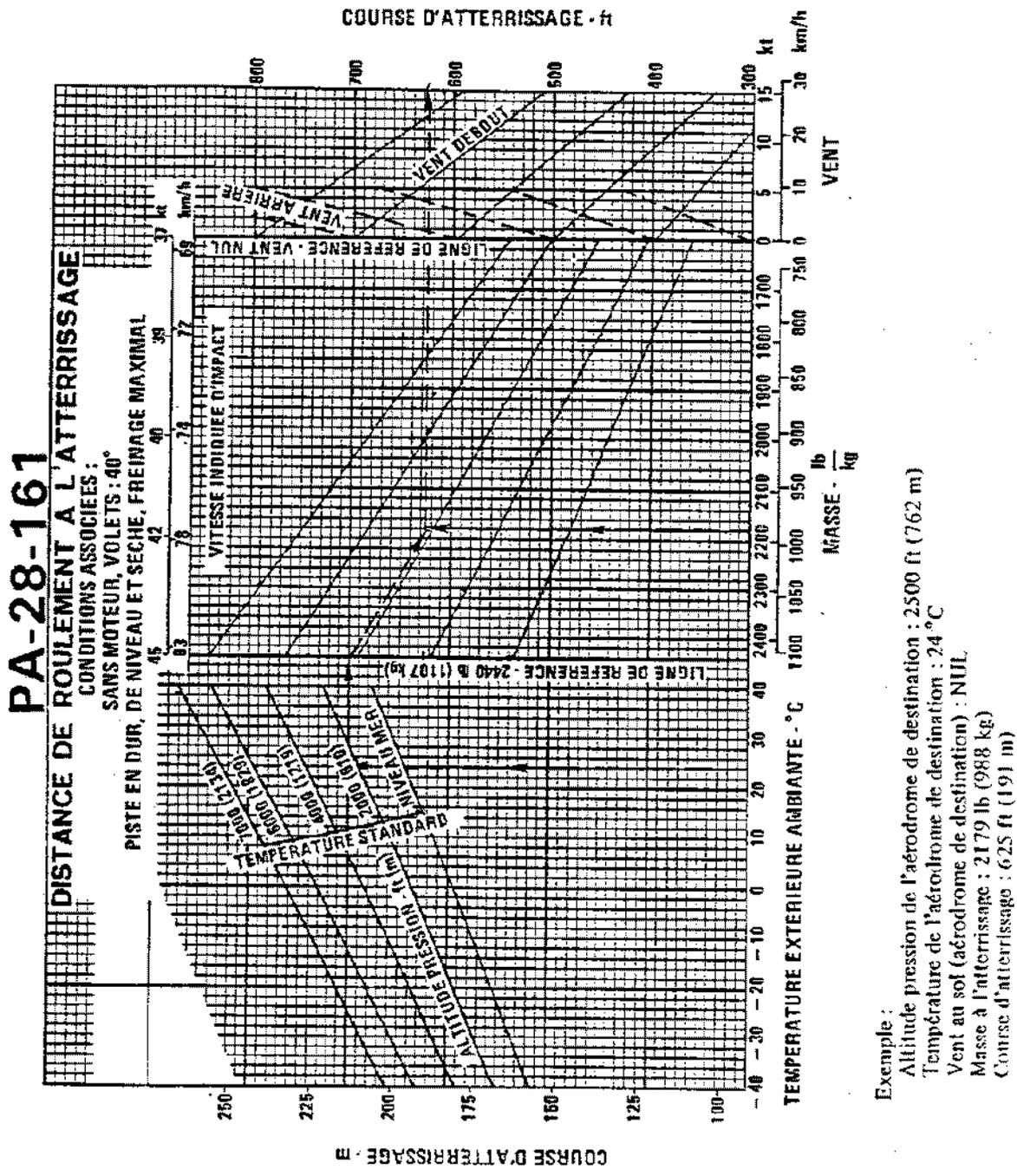
Figure 5-33

PA-28-161



Exemple :
 Altitude de l'aérodrome de destination : 2500 ft (762 m)
 Température de l'aérodrome de destination : 24 °C
 Vent au sol (aérodrome de destination) : NUL
 Masse à l'atterrissage : 2179 lb (988 kg)
 Distance d'atterrissage avec franchissement de l'obstacle de 50 ft (15 m) : 1135 ft (346 m)

Figure 5-35



Exemple :
 Altitude pression de l'aérodrome de destination : 2500 ft (762 m)
 Température de l'aérodrome de destination : 24 °C
 Vent au sol (aérodrome de destination) : NUL
 Masse à l'atterrissage : 2179 lb (988 kg)
 Course d'atterrissage : 625 ft (191 m)

TABLE DES MATIERES

SECTION 6

MASSE ET CENTRAGE

Paragraphes	Pages
6.1 Généralités	6-1
6.3 Méthodes de pesée de l'avion	6-2
6.5 Données et dossier de masse et de centrage	6-6
6.7 Détermination de la masse et du centrage pour le vol	6-11
6.9 Mode d'emploi du calculateur de masse et de centrage	6-15
Liste des équipements (Etat 240-0009)	Fournie avec documentation avion

SECTION 6
MASSE ET CENTRAGE

6.1 GENERALITES

Afin de tirer profit des performances et des caractéristiques de vol dont l'avion est doté de par sa conception, il doit être exploité de façon que sa masse et l'emplacement de son centre de gravité soient dans les limites d'utilisation autorisées (domaine de centrage). Bien que l'avion offre une souplesse de chargement, il ne peut pas être exploité avec le nombre maximal de passagers adultes, le plein de carburant et la masse de bagages maximale. Cette souplesse de chargement implique une responsabilité. Avant un décollage, le pilote doit s'assurer que l'avion est chargé dans les limites du domaine de chargement.

Un chargement incorrect entraîne des conséquences pour n'importe quel avion. Un avion surchargé ne décollera pas, ne montera pas et ne croisera pas aussi bien qu'un avion correctement chargé. Plus l'avion sera lourdement chargé, plus ses performances de montée seront réduites.

Le centrage est un facteur déterminant pour les caractéristiques de vol. Dans tout avion, si le centrage est trop avant, il peut être difficile de cabrer au décollage ou à l'atterrissage. Si le centrage est trop arrière, l'avion peut se cabrer prématurément au décollage ou être sujet à l'autocabrage au cours de la montée. La stabilité longitudinale sera réduite. Cet état peut mener aux décrochages involontaires et même aux vrilles, la sortie de vrille devenant plus difficile au fur et à mesure du déplacement du centre de gravité en arrière de la limite autorisée.

Toutefois, un avion correctement chargé aura le comportement prévu. Avant la délivrance du Certificat de navigabilité, l'avion est pesé afin de calculer sa masse à vide de base et l'emplacement du centre de gravité (La masse à vide de base correspond à la masse à vide standard de l'avion plus les équipements optionnels). A l'aide de la masse à vide de base et de l'emplacement du centre de gravité, le pilote peut facilement déterminer la masse et le centrage de l'avion chargé en calculant la masse totale et le moment, puis en déterminant alors si ceux-ci se trouvent à l'intérieur du domaine autorisé.

La masse à vide de base et l'emplacement du centre de gravité sont enregistrés dans la «Fiche de données de masse et de centrage» (Figure 6-5) et dans le «Dossier de masse et de centrage» (Figure 6-7). Toujours utiliser les valeurs actuelles. Chaque fois qu'un nouvel équipement est ajouté ou que des travaux de modification sont effectués, il incombe au responsable des travaux de calculer la nouvelle masse à vide de base et le nouvel emplacement du centre de gravité et de les inscrire dans le Livret avion (Rapport de pesée) et dans le «Dossier de masse et de centrage». Le propriétaire doit s'assurer que cette opération a été effectuée et visée par les Services officiels.

Un calcul de masse et de centrage est nécessaire pour la détermination de la quantité de carburant ou de bagages qu'il est possible d'embarquer de façon à rester dans les limites de centrage admissibles. Vérifier les calculs avant de compléter le plein de carburant afin d'éviter un chargement incorrect.

Les pages suivantes sont des copies des fiches utilisées pour la pesée d'un avion en usine et pour le calcul de la masse à vide de base, de l'emplacement du centre de gravité et de la charge utile. Noter que la charge utile comprend le carburant utilisable, les bagages, le fret et les passagers. Après ces fiches, on trouvera la méthode de calcul de la masse et du centrage au décollage.

6.3 METHODES DE PESEE DE L'AVION

Au moment de la délivrance du Certificat de navigabilité, Piper Aircraft Corporation établit la masse à vide de base et l'emplacement du centre de gravité de chaque avion. Ces données sont fournies par la Figure 6-5.

La dépose ou l'addition d'équipements ou des modifications de l'avion peuvent affecter la masse à vide de base et l'emplacement du centre de gravité. On trouvera ci-dessous une méthode de pesée permettant de déterminer cette masse à vide de base et l'emplacement du centre de gravité :

- a) Préparation
 - 1) S'assurer que tous les éléments cochés sur la «Liste des équipements» de l'avion sont montés à bord à l'emplacement convenable.
 - 2) Avant la pesée, débarrasser l'avion de l'excès de saletés, de graisse ou d'humidité ainsi que des éléments étrangers tels que chiffons et outillages.

- 3) Vidanger le carburant. Ouvrir ensuite toutes les purges carburant de manière à vidanger tout le carburant résiduel. Faire tourner le moteur sur chaque réservoir jusqu'à ce que tout le carburant non vidangeable soit consommé et que le moteur s'arrête. Ajouter ensuite la quantité de carburant inutilisable (2,0 US gal - 7,6 l au total, 1 US gal - 3,8 l à chaque aile).

ATTENTION

Après la vidange totale du circuit carburant, le plein des réservoirs de carburant nécessite de faire tourner le moteur pendant 3 minutes au minimum à 1000 tr/mn sur chaque réservoir afin de s'assurer de l'élimination de l'air dans les tuyauteries d'alimentation en carburant.

- 4) Faire le plein complet d'huile.
 - 5) Placer les sièges pilote et copilote au quatrième (4ème) cran en arrière de la position avant. Rentrer les volets à fond et mettre toutes les gouvernes au neutre. La barre de remorquage doit se trouver à l'endroit convenable et les portes d'accès et de soutes à bagages doivent être fermées.
 - 6) Peser l'avion à l'intérieur d'un bâtiment fermé afin d'éviter que le vent ne fausse les indications des bascules.
- b) Mise à niveau
- 1) L'avion reposant sur les bascules, bloquer les pistons d'amortisseurs de train principal en position de sortie maximale.
 - 2) Effectuer la mise à niveau de l'avion (Se reporter Figure 6-3) en dégonflant le pneu de la roue avant afin de centrer la bulle du niveau.

SECTION 6
 MASSE ET CENTRAGE

MANUEL DE VOL
 PIPER AIRCRAFT CORPORATION
 AVION WARRIOR II PA-28-161

c) Pesée : masse à vide de base de l'avion

L'avion étant à niveau et les freins desserrés, noter la masse indiquée par chacune des bascules. Déduire la tare, le cas échéant, de chaque lecture.

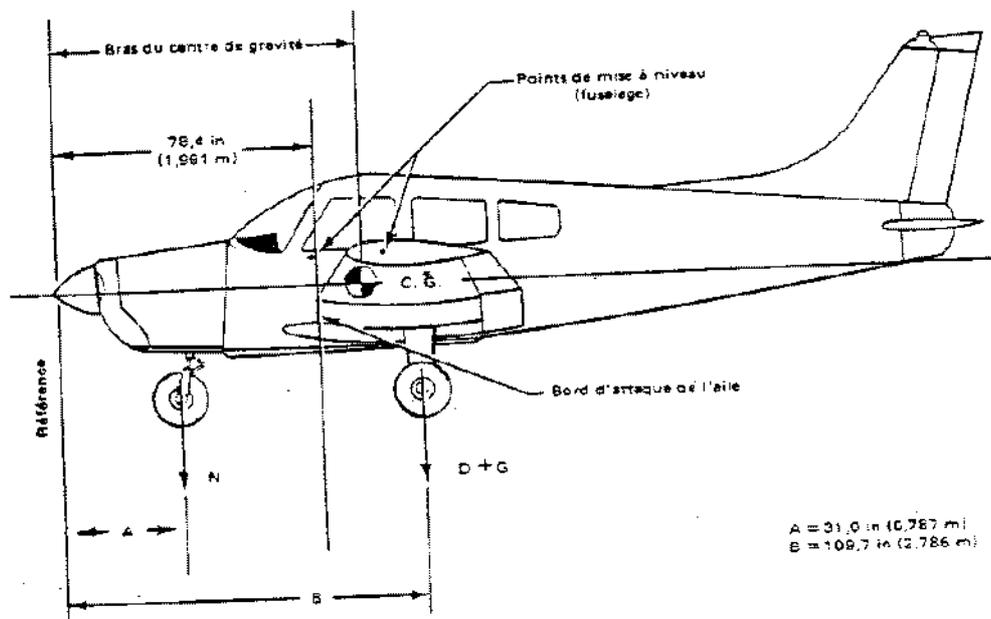
Emplacement de bascule et symbole	Indication de la bascule		Tare		Masse nette	
	lb	kg	lb	kg	lb	kg
Roue avant (N)						
Roue principale droite (D)						
Roue principale gauche (G)						
Masse à vide de base (résultant des pesées) (M)						

FICHE DE PESEE

Figure 6-1

d) Centre de gravité à la masse à vide de base

- 1) Les données géométriques ci-dessous s'appliquent à l'avion PA-28-161 lorsqu'il est à niveau.
 Se reporter au paragraphe 6.3 b) «Mise à niveau».



SCHEMA DE MISE A NIVEAU

Figure 6-3

- 2) Le centrage à la masse à vide de base (résultant des pesées, y compris les équipements optionnels, le plein d'huile et le carburant inutilisable) peut être déterminé à l'aide de la formule suivante :

$$\text{Bras du centre de gravité} = \frac{N(A) + (D + G)(B)}{M} \text{ en in. (m)}$$

Dans laquelle : $M = N + D + G$

6.5 DONNEES ET DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE

La masse à vide de base, l'emplacement du centre de gravité et la charge utile indiqués sur la Figure 6-5 concernent l'avion en état d'origine à la délivrance du Certificat de navigabilité. Ces chiffres ne s'appliquent qu'à l'avion particulier identifié par le N° de série et le N° d'immatriculation indiqués.

La masse à vide de base de l'avion en état d'origine à la délivrance du Certificat de navigabilité a été inscrite dans le «Dossier de masse et de centrage» (Figure 6-7). Cette fiche a pour but de présenter la situation actuelle de la masse à vide de base de l'avion ainsi qu'un historique complet des modifications antérieures. Toute modification ou tout changement dans les équipements montés à demeure affectant la masse et le moment doivent être inscrits dans le «Dossier de masse et de centrage» et dans la «Liste des équipements».

AVION WARRIOR II PA-28-161

N° de série de l'avion _____
 N° d'immatriculation _____
 Date _____

MASSE A VIDE DE BASE DE L'AVION

Éléments	Masse		Bras de levier en arrière de la référence		Moment	
	lb	kg	in	m	in.lb	m.kg
Masse à vide standard* réelle calculée						
Equipements optionnels						
Masse à vide de base						

*La masse à vide standard comprend le plein complet d'huile et 2,0 US gal (7,6 l) de carburant inutilisable.

CHARGE UTILE DE L'AVION - UTILISATION CATEGORIE NORMALE

	Masse sur l'aire de trafic	—	Masse à vide de base	=	Charge utile
Catégorie normale	2447 lb	—	lb	=	lb
	(1110 kg)	—	(kg)	=	(kg)
Catégorie utilitaire	2027 lb	—	lb	=	lb
	(919 kg)	—	(kg)	=	(kg)

LA MASSE A VIDE DE BASE, L'EMPLACEMENT DU CENTRE DE GRAVITE ET LA CHARGE UTILE CI-DESSUS CONCERNENT L'AVION EN ETAT D'ORIGINE A LA DELIVRANCE DU CERTIFICAT DE NAVIGABILITE. SE REPORTER AU DOSSIER AVION APPROPRIE LORSQUE DES MODIFICATIONS ONT ETE EFFECTUEES.

FICHE DE DONNEES DE MASSE ET DE CENTRAGE

Figure 6-5

SECTION 6
MASSE ET CENTRAGE

MANUEL DE VOL
PIPER AIRCRAFT CORPORATION
AVION WARRIOR II PA-28-161

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

PA-28-161	Serial Number	Description of Article or Modification	Registration Number		Page Number	
			Added (+) Removed (-)	Weight Change	Running Basic Empty Weight	Moment / 100
Date	Item No.		Wt. (Lb.)	Arm (In.)	Wt. (Lb.)	Moment / 100
		As licensed				

DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE

Figure 6-7

SECTION 6
MASSE ET CENTRAGE

MANUEL DE VOL
PIPER AIRCRAFT CORPORATION
AVION WARRIOR II PA-28-161

PA-28-161	Serial Number	Description of Article or Modification	Added (+)		Removed (-)		Registration Number			Page Number		
			Wt. (Lb.)	Arm (In.)	Moment / 100	Wt. (Lb.)	Arm (In.)	Moment / 100	Running Basic Empty Weight	Moment / 100	Date	Item No.

DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE (suite)

Figure 6-7 (suite)

PA-28-161	N° de série		N° d'immatriculation			N° de page		
	Date	Repre te	Désignation des équipements ou des modifications	Ajoutée (+) Retranchée (-)	Masse (kg)	Bras (m)	Mom./100 (m.kg)	Masse à vide de base actuelle
			A la délivrance du Certificat de navigabilité					

DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE

Figure 6-7a

PA-28-161	N° de série	N° d'immatriculation			N° de page				
		Date	Répère	Designation des équipements ou des modifications	Ajoutée (+) Retraçhée (-)	Masse à vide de base actuelle			
Masse (kg)	Bras (m)					Mom./100 (m.kg)	Masse (kg)	Mom./100 (m.kg)	

DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE (suite)

Figure 6-7a (suite)

6.7 DETERMINATION DE LA MASSE ET DU CENTRAGE POUR LE VOL

- Ajouter la masse de tous les éléments à charger à la masse à vide de base.
- Utiliser le «Graphique de chargement» (Figure 6-13) pour déterminer le moment de tous les éléments à embarquer dans l'avion.
- Ajouter le moment de tous les éléments à charger au moment de masse à vide de base.
- Diviser le moment total par la masse totale afin de déterminer l'emplacement du centre de gravité.
- En utilisant les chiffres obtenus à l'opération a) et à l'opération d) (ci-dessus), déterminer l'emplacement du point d'intersection sur le graphique de «Masse et limites de centrage» (Figure 6-15). Si le point se trouve à l'intérieur du domaine de centrage, le chargement répond aux exigences de masse et de centrage.

	Masse		Bras de levier en arrière de la référence		Moment	
	lb	kg	in	m	in.lb	m.kg
Masse à vide de base	1500,0	680,4	85,9	2,182	128 850	1484,6
Pilote et passager avant	340,0	154,2	80,5	2,045	27 370	315,3
Passagers (sièges arrière)*	340,0	154,2	118,1	3,000	40 154	462,6
Carburant (48 US gal - 182 l maximum)	267,0	121,1	95,0	2,413	25 365	292,2
Bagages (200 lb - 91 kg maximum)*			142,8	3,627		
Masse sur l'aire de trafic (catégorie normale : 2447 lb - 1110 kg, catégorie utilitaire : 2027 lb - 919 kg, maximum)	2447,0	1109,9	90,6	2,302	221 739	2554,7
Allocation de carburant pour la mise en route, le roulage et le point fixe	- 7	- 3,2	95,0	2,413	- 665	- 7,7
Masse au décollage (catégorie normale : 2440 lb - 1107 kg, catégorie utilitaire : 2020 lb - 916 kg, maximum)	2440,0	1106,7	90,6	2,301	221 074	2547,0

Le centre de gravité dans cet exemple de problème de chargement est à 90,6 in (2,301 m) en arrière de la référence. Déterminer ce point (90,6 in - 2,301 m) sur le graphique de «Masse et limites de centrage». Ce point se trouvant à l'intérieur du domaine de masse et de centrage, le chargement répond aux exigences de masse et de centrage.

IL INCOMBE AU PILOTE ET AU PROPRIETAIRE DE L'AVION DE S'ASSURER QUE L'AVION EST CORRECTEMENT CHARGE.

*Utilisation catégorie utilitaire : les bagages et passagers arrière ne sont pas autorisés.

EXEMPLE DE PROBLEME DE CHARGEMENT (CATEGORIE NORMALE)

Figure 6-9

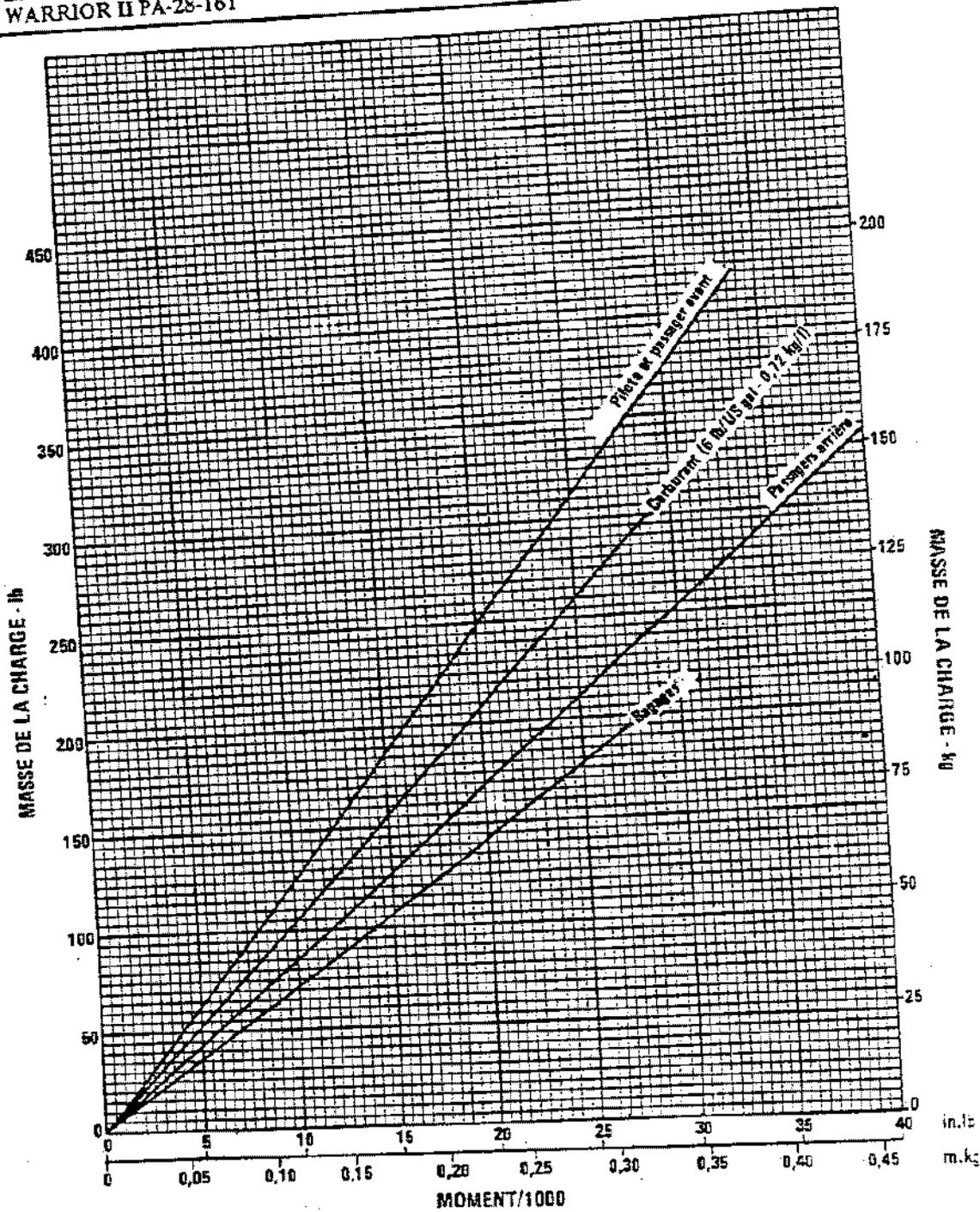
	Masse		Bras de levier en arrière de la référence		Moment	
	lb	kg	in	m	in.lb	m.kg
Masse à vide de base						
Pilote et passager avant			80,5	2,045		
Passagers (sièges arrière)*			118,1	3,000		
Carburant (48 US gal - 182 l maximum)			95,0	2,413		
Bagages (200 lb - 91 kg maximum)*			142,8	3,627		
Masse sur l'aire de trafic (catégorie normale : 2447 lb - 1110 kg, catégorie utilitaire : 2027 lb - 919 kg, maximum)						
Allocation de carburant pour la mise en route, le roulage et le point fixe	- 7	- 3,2	95,0	2,413	- 665	- 7,7
Total avion chargé (catégorie normale : 2440 lb - 1107 kg, catégorie utilitaire : 2020 lb - 916 kg, maximum)						

Les totaux doivent se trouver dans les limites de masse et de centrage autorisées. Il incombe au propriétaire de l'avion et au pilote de s'assurer que l'avion est correctement chargé. Le centrage à la masse à vide de base est noté sur la «Fiche de données de masse et de centrage» (Figure 6-5). Si l'avion a été modifié, se reporter au «Dossier de masse et de centrage» en ce qui concerne ce renseignement.

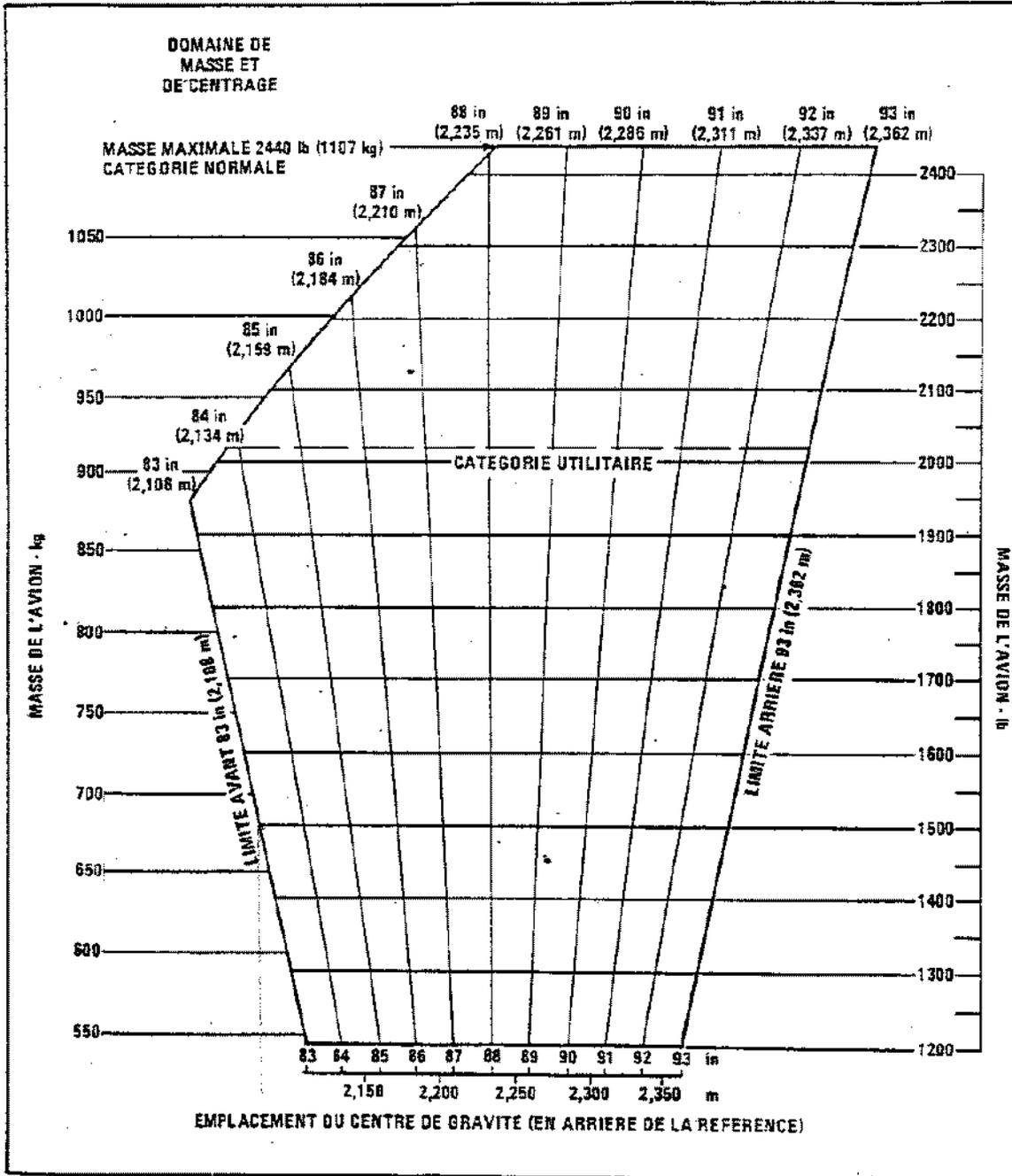
*Utilisation catégorie utilitaire : les bagages et passagers arrière ne sont pas autorisés.

FICHE DE CHARGEMENT - MASSE ET CENTRAGE

Figure 6-11



GRAPHIQUE DE CHARGEMENT
 Figure 6-13



MASSE ET LIMITES DE CENTRAGE

Figure 6-15

6.9 MODE D'EMPLOI DU CALCULATEUR DE MASSE ET DE CENTRAGE

Ce calculateur est fourni pour permettre au pilote, rapidement et commodément, de :

- a) Déterminer la masse totale et l'emplacement du centre de gravité.
- b) Décider comment il doit modifier son chargement si son premier calcul de chargement n'est pas à l'intérieur du domaine admissible.

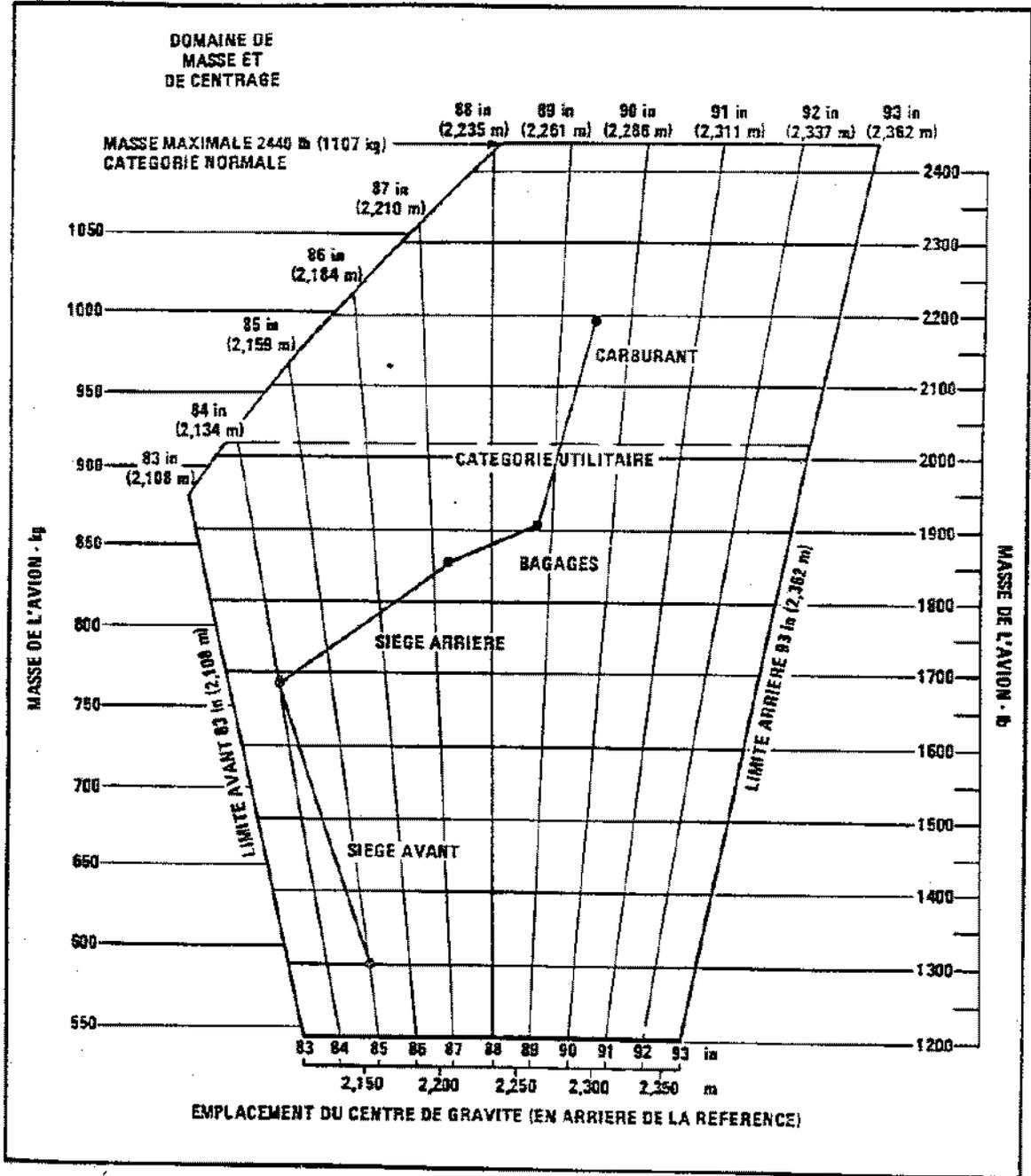
L'exposition prolongée au soleil peut entraîner la déformation ou la mise hors d'usage du calculateur par la chaleur. L'acquisition de calculateurs de remplacement peut s'effectuer auprès des vendeurs et distributeurs Piper.

Le point «masse à vide de base et centre de gravité correspondant» peut être tiré de la «Fiche de données de masse et de centrage» (Figure 6-5), du «Dossier de masse et de centrage» (Figure 6-7) ou du dernier Rapport de pesée.

Le calculateur permet à l'utilisateur d'ajouter graphiquement les masses et les moments correspondants. Le résultat de l'augmentation ou de la réduction de la charge utile s'observe aisément. Le calculateur ne permet pas de traiter les cas dans lesquels le fret est chargé à d'autres emplacements que les sièges ou les soutes à bagages.

Un mode d'emploi succinct est donné sur le calculateur lui-même. Pour l'utiliser, porter d'abord sur la grille le point d'intersection de la masse et de l'emplacement du centre de gravité de base. Ce point peut être porté d'une façon plus ou moins permanente car il ne variera pas jusqu'à ce que l'avion soit modifié. Ensuite, placer sur ce point l'extrémité zéro de l'une des fentes de chargement. A l'aide d'un crayon, tirer un trait le long de la fente jusqu'à la masse qui sera transportée à cet emplacement. Puis, sur l'extrémité de ce trait, placer l'extrémité zéro de la fente suivante et tirer un autre trait représentant la masse qui sera située à cette même position. Lorsque toutes les charges ont été tracées de cette manière, l'extrémité de la ligne segmentée détermine la charge totale et l'emplacement du centre de gravité de l'avion au décollage. Si ce point n'est pas à l'intérieur du domaine admissible, il sera nécessaire de réduire le carburant, les bagages ou le nombre des passagers et/ou de redistribuer les bagages et les passagers de façon que le point final soit à l'intérieur du domaine de masse et de centrage.

La consommation du carburant n'affecte pas de façon significative l'emplacement du centre de gravité.



EXEMPLE

EXEMPLE

Un exemple montrera comment utiliser le calculateur de masse et de centrage.

Supposons une masse et un emplacement de centre de gravité de base respectivement de 1300 lb (590 kg) à 85,00 in (2,159 m). On désire transporter un pilote et 3 passagers. Deux hommes pesant 180 et 200 lb (82 et 91 kg) occuperont les sièges avant et deux enfants pesant 80 et 100 lb (36 et 45 kg) s'assiéront à l'arrière. Deux valises, pesant 25 lb (11 kg) et 20 lb (9 kg) respectivement, seront transportées dans la soute arrière. On désire embarquer 48 US gal (182 l) de carburant. Ce chargement est-il à l'intérieur du domaine d'utilisation sûre ?

- a) Placer, sur la grille du calculateur, un point correspondant à 1300 lb (590 kg) et à 85,00 in (2,159 m) pour représenter l'avion de base (Voir la figure).
- b) Faire glisser le transparent à fentes de façon que le point se trouve sous le zéro de la fente correspondant aux sièges avant.
- c) Tirer un trait en remontant dans la fente jusqu'à la position correspondant à $180 + 200 = 380$ lb ($82 + 91 = 173$ kg) et marquer un point.
- d) Continuer à déplacer le transparent et porter les points pour tenir compte de la masse se trouvant sur les sièges arrière ($80 + 100$ lb - $36 + 45$ kg), dans la soute à bagages (45 lb - 20 kg) et dans les réservoirs de carburant (288 lb - 131 kg).
- e) Comme on peut le voir sur la figure, le point final indique une masse totale de 2193 lb (995 kg), avec un centrage à 89,44 in (2,272 m). Ce point est bien à l'intérieur du domaine de masse et de centrage.

Au fur et à mesure de la consommation du carburant, la masse et le centrage se déplacent le long du trait correspondant au carburant et restent à l'intérieur du domaine de masse et de centrage pour l'atterrissage.

TABLE DES MATIERES
SECTION 7
DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT
DE L'AVION ET DE SES INSTALLATIONS

Paragraphes	Pages
7.1 L'avion	7-1
7.3 Cellule	7-1
7.5 Moteur et hélice	7-2
7.7 Train d'atterrissage	7-4
7.9 Commandes de vol	7-5
7.11 Commandes moteur	7-6
7.13 Circuit carburant	7-8
7.15 Circuit électrique	7-10
7.17 Circuit de dépression	7-13
7.19 Tableau de bord	7-15
7.21 Circuit anémométrique	7-18
7.23 Installation de chauffage et de ventilation	7-21
7.25 Particularités de la cabine	7-21
7.27 Zone à bagages	7-22
7.29 Avertisseur de décrochage	7-22
7.31 Finition	7-22
7.33 Prise de part Piper	7-23
7.35 Balise de détresse	7-23
7.37 Installation de conditionnement d'air	7-25
7.39 Installation de détection du givrage carburateur	7-26

SECTION 7

DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DE L'AVION ET DE SES INSTALLATIONS

7.1 L'AVION

Le Warrior II est un avion monomoteur monoplane, à aile basse de forme semi-effilée, de construction entièrement métallique à train d'atterrissage fixe. Il possède un aménagement offrant quatre places et une capacité de chargement de 200 lb (91 kg).

7.3 CELLULE

La structure résistante, à l'exception du bâti moteur en tube d'acier, des jambes de train d'atterrissage en acier et de zones isolées, est réalisée en alliage d'aluminium. Les plastiques légers sont largement utilisés pour les extrémités (les saumons des ailes, le capotage du moteur, etc.) et, dans l'ensemble de l'avion, pour les éléments constitutifs ne participant pas à la résistance de la structure.

Le fuselage est une structure semi-monocoque classique. L'avion est doté, sur le côté droit, d'une porte de cabine pour l'embarquement et le débarquement, et d'une porte de soute à bagages à l'arrière du siège arrière.

L'aile est de forme semi-effilée classique comportant une section aérodynamique NACA 65, 415 à écoulement laminaire. Les ailes en porte-à-faux sont fixées sur le fuselage, de chaque côté, par introduction des extrémités de raccordement des longerons principaux à l'intérieur de la liaison de longerons formant caisson, liaison qui est solidaire de la structure du fuselage. La structure caisson de liaison de longerons, située sous le siège arrière, réalise en fait un longeron principal d'un seul tenant. Les ailes sont également fixées de chaque côté du longeron principal par l'intermédiaire d'un longeron avant auxiliaire et d'un longeron arrière. Le longeron arrière, qui supporte les charges de couple et de traînée, assure en plus un support de fixation pour les volets et les ailerons. Les volets hypersustentateurs, à quatre positions, sont commandés mécaniquement par l'intermédiaire d'une manette située entre les deux sièges avant. Lorsqu'il est complètement rentré, le volet droit se verrouille dans cette position afin d'assurer un marche-pied permettant l'accès à la cabine. Chaque aile comporte un réservoir de carburant.

L'empennage est constitué d'un plan fixe vertical, d'un empennage horizontal monobloc entièrement mobile et d'un gouvernail de direction. L'empennage horizontal monobloc comprend un antiservo compensateur qui améliore la stabilité et assure la compensation en profondeur. Ce volet compensateur se déplace dans le même sens que l'empennage horizontal monobloc, mais avec un débattement plus important.

7.5 MOTEUR ET HELICE

Le PA-28-161 est propulsé par un moteur à quatre cylindres opposés à plat, à entraînement direct, d'une puissance nominale de 160 hp (162 ch) à 2700 tr/mn. Il est équipé d'un démarreur, d'un alternateur 14 volts 60 ampères, d'un allumage blindé, de deux magnétos, d'une prise de mouvement de pompe à vide, d'une pompe à carburant et d'un filtre à air d'admission humide à mousse de polyuréthane.

Pour les visites, le compartiment moteur est accessible par des panneaux latéraux s'ouvrant vers le haut et situés de chaque côté du capotage du moteur. Le capotage du moteur est une structure en porte-à-faux fixée sur la cloison pare-feu. Le bâti moteur est réalisé en tube d'acier et comporte des suspensions dynafocales pour atténuer les vibrations.

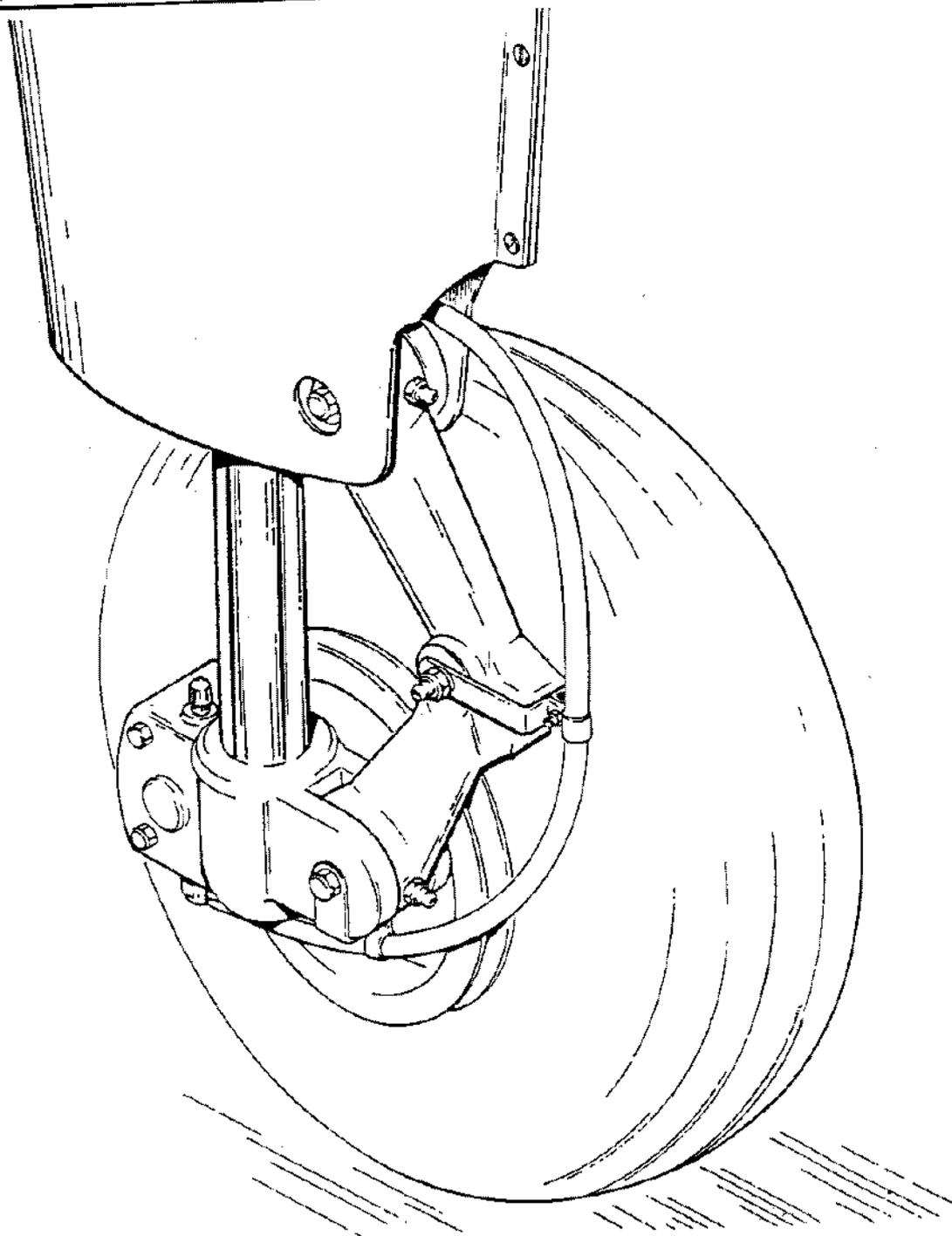
Le système d'échappement est réalisé en acier inoxydable et comporte un double silencieux avec enveloppes de réchauffage pour assurer l'alimentation en air chaud de la cabine, du circuit de dégivrage et du dispositif de dégivrage de carburateur.

Un radiateur d'huile est situé sur le côté arrière gauche du moteur et il est monté sur les déflecteurs du moteur. L'air de refroidissement du moteur, qui est prélevé dans la section avant du capotage moteur et canalisé par les déflecteurs, est utilisé pour le radiateur d'huile du côté gauche. Un cache pour basses températures est prévu afin de réduire l'écoulement d'air pendant l'utilisation hivernale (Se reporter à la Section 8).

L'air destiné au moteur pénètre de chaque côté de l'hélice par des ouvertures ménagées dans le capot avant, puis il est canalisé autour du moteur et du radiateur d'huile par les déflecteurs du moteur. L'air destiné à l'enveloppe de silencieux est également prélevé à partir du capotage avant et un conduit le dirige vers l'enveloppe. L'air d'admission du carburateur pénètre par une prise d'air débordant à l'avant du capotage inférieur droit et il traverse un filtre humide au polyuréthane avant d'être dirigé vers la chambre d'air du carburateur. L'air chaud arrive à la chambre d'air du carburateur par l'intermédiaire d'une gaine souple reliée à l'enveloppe de réchauffage.

L'avion est équipé d'une hélice à pas fixe en équipement standard. L'hélice a un diamètre de 74 in (1,880 m) et un pas de 60 in (1,524 m). La section de référence du pas est prise à 75 % du diamètre. L'hélice est réalisée en alliage d'aluminium.

Pour obtenir le rendement maximal du moteur et le potentiel maximal entre révisions, le pilote devra lire et appliquer les procédures recommandées par le Manuel de l'exploitant Lycoming concernant ce moteur.



ENSEMBLE ROUE PRINCIPALE

Figure 7-1

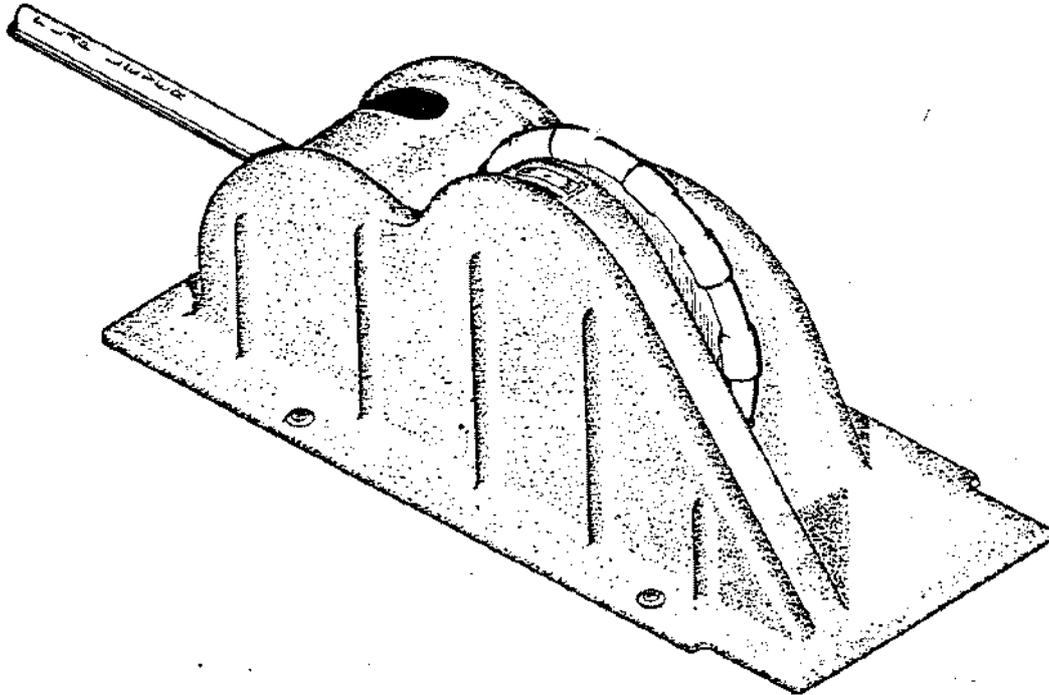
7.7 TRAIN D'ATTERRISSAGE

Le PA-28-161 à train d'atterrissage fixe est équipé d'une roue Cleveland de 5.00 x 5 sur le train avant et d'une roue Cleveland de 6.00 x 6 sur chaque train principal (Figure 7-1). Des ensembles frein hydraulique monodisque Cleveland équipent le train d'atterrissage principal. Le train avant est doté d'un pneu de 5.00 x 5 à quatre plis alors que les roues principales sont dotées de pneus de 6.00 x 6 à quatre plis. A la masse maximale, les pneus du train d'atterrissage principal exigent une pression de gonflage de 24 psi (1,7 bar) et le pneu du train d'atterrissage avant une pression de gonflage de 30 psi (2,1 bar).

Un dispositif à ressort est incorporé à l'ensemble tube de torsion des pédales de palonnier pour assurer la compensation de direction. Sur le mécanisme d'orientation du train avant, une boîte à ressort réduit les efforts d'orientation et amortit les chocs et les à-coups au cours du roulage au sol. Le train avant est orientable sur un arc de 30° de part et d'autre de l'axe à l'aide des pédales de palonnier et des freins. Sur les avions nouveau modèle, la boîte à ressort du mécanisme d'orientation du train avant est supprimée et le train est orientable sur un arc de 20° de part et d'autre de l'axe. Le train avant comprend également un amortisseur de shimmy.

Les trois jambes de train sont du type oléopneumatique, avec une longueur apparente normale de 3,25 in (82,6 mm) pour le train avant et de 4,50 (114,3 mm) pour le train principal sous une charge statique normale.

Les freins sont commandés par des pédales de freins fixées sur les pédales de palonnier ou bien à l'aide d'un levier de frein à main et d'un maître-cylindre situés dessous et derrière la partie centrale du tableau de bord inférieur. Les cylindres de freins se trouvent au-dessus de chaque pédale, à côté du levier de frein à main. Le réservoir hydraulique du circuit de freinage est monté sur la face avant de la cloison pare-feu à la partie supérieure gauche. Le frein de parking est incorporé au maître-cylindre et on le serre en ramenant le levier de frein en arrière et en appuyant sur le bouton monté sur le côté gauche de la poignée. Pour desserrer le frein de parking, tirer le levier de frein vers l'arrière de manière à libérer le cliquet et laisser la poignée se rabattre vers l'avant (Se reporter à la Figure 7-5).



PUPITRE DES COMMANDES DE VOL

Figure 7-3

7.9 COMMANDES DE VOL

Des commandes de vol doubles sont montées en équipement standard. Les commandes de vol assurent la manoeuvre des gouvernes par l'intermédiaire d'un système à câbles.

Le plan horizontal est du type empennage monobloc entièrement mobile et est équipé d'un volet compensateur monté sur le bord de fuite. Ce volet remplit une double fonction en assurant les efforts de commande de compensation et de commande en tangage. Le volet compensateur est manoeuvré à partir d'un volant de commande de compensateur situé sur le pupitre de commande se trouvant entre les sièges avant (Figure 7-3). La rotation du volant vers l'avant donne une compensation à piquer et la rotation vers l'arrière donne une compensation à cabrer.

Le gouvernail de direction est de type classique et comporte un compensateur de direction. Le mécanisme de compensation est un dispositif à rappel au neutre par ressort. La commande de compensateur est située sur le côté droit du pupitre, sous le bloc manettes (Se reporter à la Figure 7-5). La rotation de la commande de compensateur dans le sens horaire donne une compensation vers la droite et la rotation anti-horaire donne une compensation vers la gauche.

L'avion PA-28-161 est doté de volets à commande manuelle. Les volets sont équilibrés et le retour en position «UP» («RENTRES») s'effectue sous l'action d'un ressort. La commande est située entre les deux sièges avant sur le pupitre de commande (Figure 7-3) et assure la sortie des volets par l'intermédiaire d'un câble de commande. Pour sortir les volets, tirer le sélecteur vers le haut jusqu'à la position de volets de 10, 25 ou 40 degrés désirée. Pour les rentrer, appuyer sur le bouton situé à l'extrémité du sélecteur et baisser la commande. A la sortie ou à la rentrée des volets, il se produit une modification de l'assiette en tangage de l'avion. Cette assiette en tangage peut être corrigée soit à l'aide du compensateur de profondeur, soit par un effort accru au volant. Lorsque les volets sont en position «UP» («RENTRES»), le volet droit, qui est doté d'un mécanisme de verrouillage à arc-boutement, sert de marche-pied.

NOTA

Le volet droit ne supporte une charge que s'il est à fond en position «UP» («RENTRE»). Avant d'utiliser le volet comme marche-pied, s'assurer que les volets sont en position «UP» («RENTRES»).

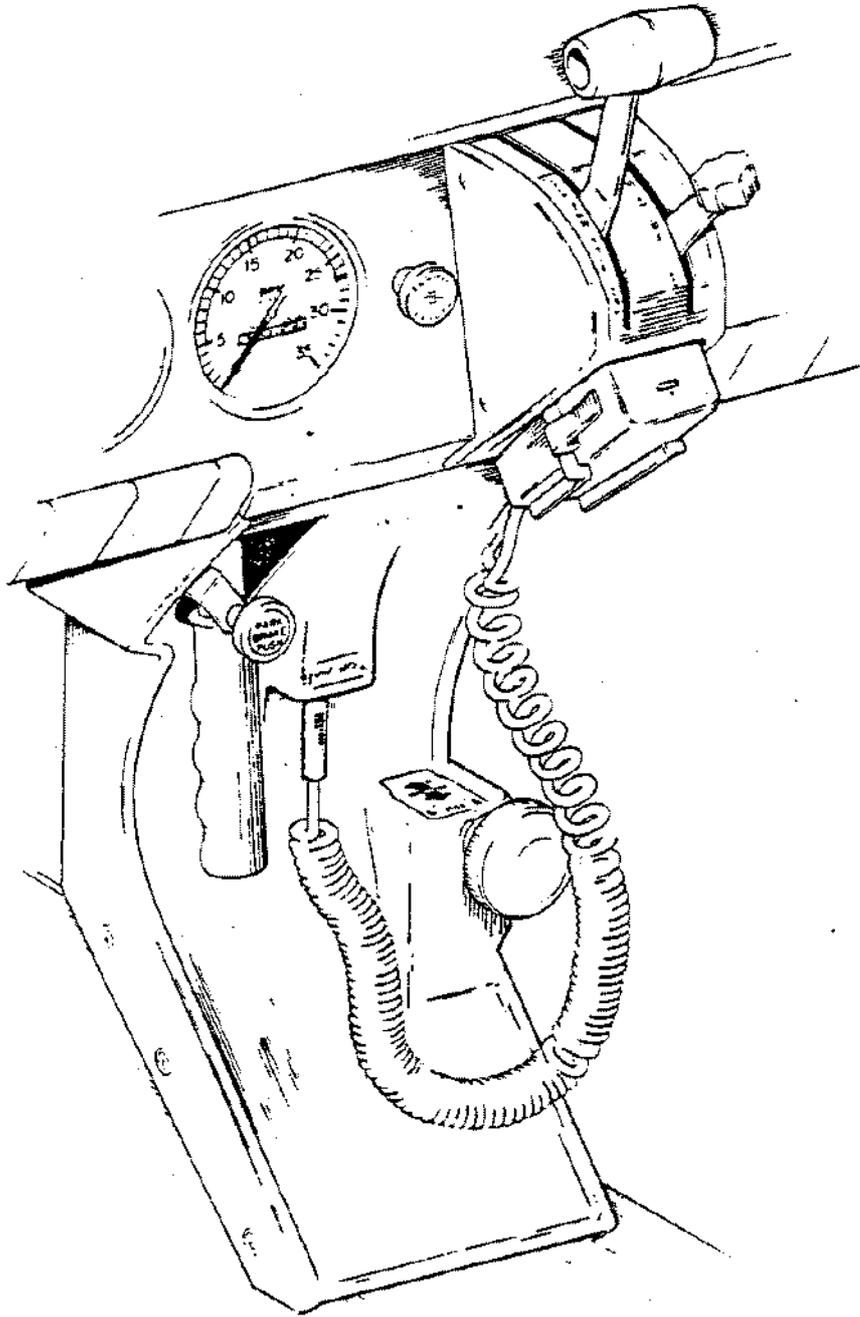
7.11 COMMANDES MOTEUR

Les commandes moteur se composent d'une manette de commande des gaz et d'une manette de commande de mélange. Ces commandes sont situées sur le bloc manettes, situé lui-même à la partie inférieure et au centre du tableau de bord (Figure 7-5), où elles sont à la portée du pilote et du copilote. Ces commandes utilisent des câbles de commande gainés de téflon afin de réduire le frottement et le grippage.

La manette des gaz est utilisée pour régler le régime du moteur. La manette de commande de mélange est utilisée pour régler le dosage de l'air par rapport au carburant. L'arrêt du moteur s'obtient en plaçant la manette de commande de mélange en position plein pauvre. Pour les informations relatives à la procédure d'appauvrissement, voir le Manuel de l'exploitant de Avco-Lycoming.

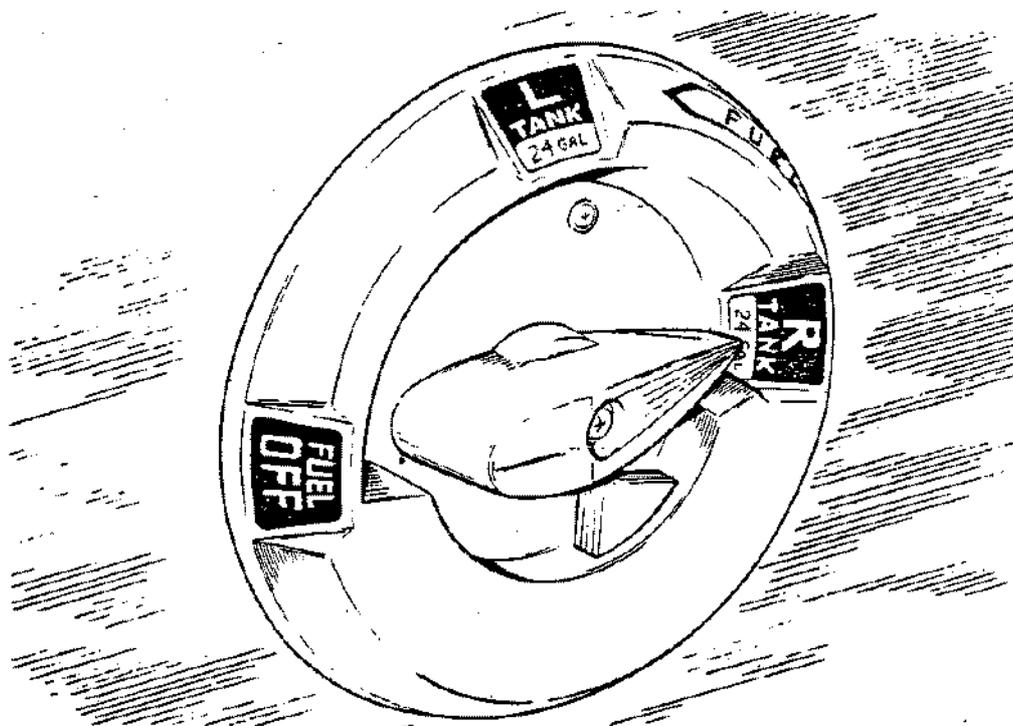
La manette de serrage située sur le côté droit du bloc manettes permet d'accroître ou de diminuer le serrage qui maintient les commandes des gaz et de mélange ou bien de bloquer ces commandes dans la position choisie.

La manette de commande du réchauffage de carburateur se trouve sur le tableau de bord, à droite du bloc manettes. La commande comporte deux positions repérées «ON» («MARCHE») (position basse) et «OFF» («ARRET») (position haute).



BLOC MANETTES ET PUPITRE

Figure 7-5



SELECTEUR DE CARBURANT

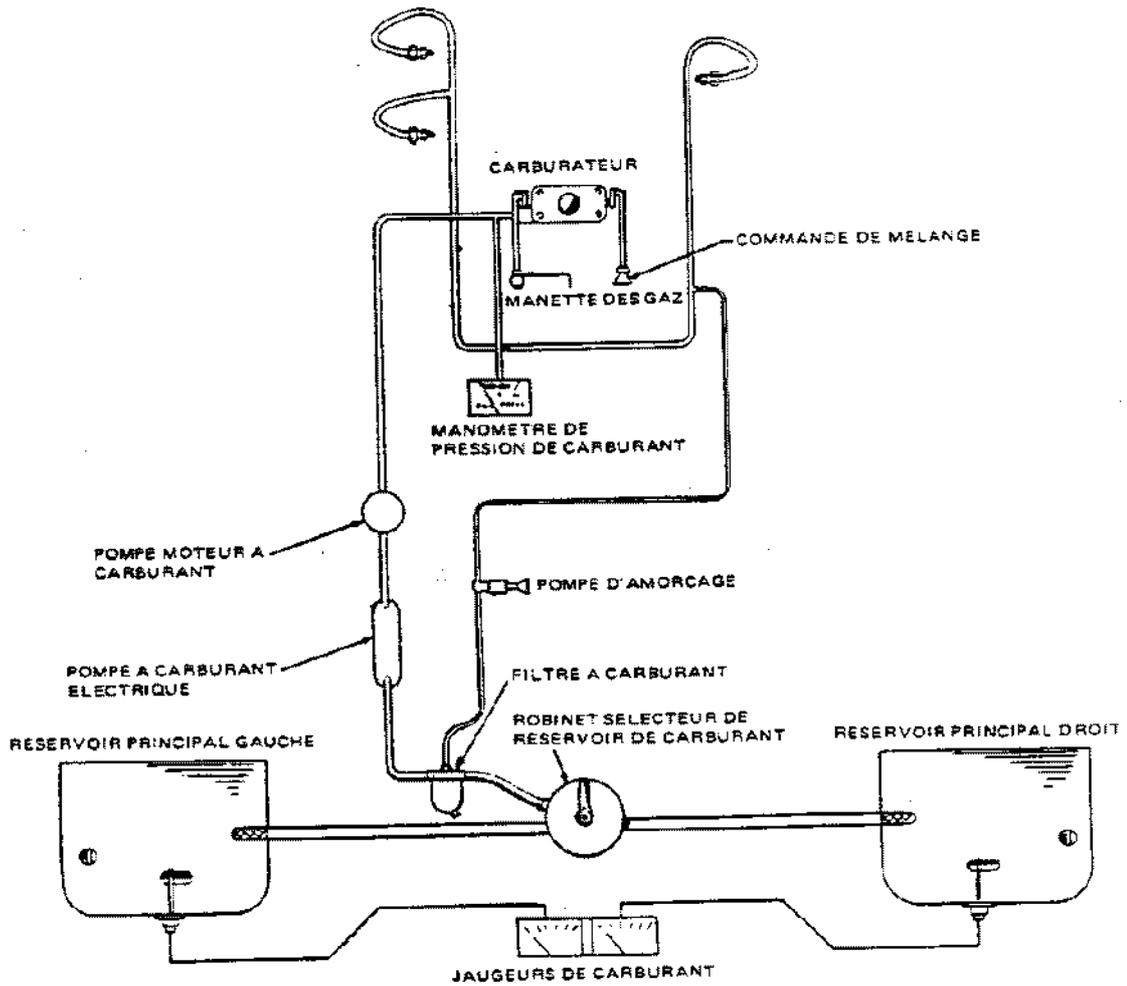
Figure 7-7

7.13 CIRCUIT CARBURANT

Le carburant est stocké dans deux réservoirs de carburant de 25 US gal (94,5 l) (24 US gal - 91 l utilisables), ce qui donne à l'avion une capacité totale de 50 US gal (189 l) (48 US gal - 182 l utilisables). Chaque réservoir est doté d'un indicateur de col de remplissage qui facilite l'évaluation du carburant restant dans les réservoirs lorsqu'ils ne sont pas pleins. A la base de l'indicateur, la capacité utilisable est de 17 US gal (64 l). Les réservoirs sont fixés sur le bord d'attaque de chaque aile par vis et plaquettes à écrou, montage qui permet leur dépose aux fins d'entretien et de visite.

Le sélecteur de réservoir de carburant (Figure 7-7) est situé sur le panneau latéral gauche en avant du siège du pilote. Il faut appuyer sur le poussoir, se trouvant sur le cache du sélecteur, et le maintenir enfoncé tout en amenant la manette sur la position «OFF» («ARRET»). Le poussoir se libère automatiquement lorsque l'on ramène la manette en position «ON» («MARCHE»).

Une pompe à carburant électrique auxiliaire est prévue en cas de défaillance de la pompe moteur à carburant. La pompe électrique doit être sur «ON» («MARCHE») pour tous les décollages et atterrissages et lorsque l'on change de réservoir. L'interrupteur de la pompe à carburant est situé sur le tableau d'interrupteurs qui se trouve au-dessus du bloc manettes.



SCHEMA DE PRINCIPE DU CIRCUIT CARBURANT

Figure 7-9

Les purges du circuit carburant doivent être ouvertes tous les jours avant le premier vol afin de vérifier l'absence d'eau et de sédiments et la conformité du carburant. Chaque réservoir comporte une purge individuelle située au fond dans le coin arrière interne. Le filtre à carburant, situé sur la face avant de la cloison pare-feu à la partie inférieure gauche, comporte une purge qui est accessible de l'extérieur au niveau du fuselage avant. Il faut également purger le filtre avant le premier vol de la journée. Se reporter à la Section 8 en ce qui concerne l'ensemble des consignes de purge du circuit carburant.

Des bouchons antivol sont offerts en option pour tous les orifices de remplissage des réservoirs. Les bouchons de réservoirs de carburant et les portes de cabine et de soute à bagages utilisent la même clé.

Les jaugeurs de carburant et le manomètre de pression de carburant sont montés dans un bloc d'instruments situé du côté gauche du tableau de bord, à la droite du volant (Se reporter à la Figure 7-15).

Pour faciliter la mise en route du moteur, il existe un dispositif optionnel d'injection au démarrage. La pompe d'amorçage est située immédiatement à gauche du bloc manettes (Se reporter à la Figure 7-5).

7.15 CIRCUIT ELECTRIQUE

Le circuit électrique comprend un alternateur 14 volts 60 ampères, une batterie de 12 volts, un régulateur de tension, un relais de surtension et un relais de contact général (Figure 7-11). La batterie se trouve dans un bac monté du côté droit sur la face avant de la cloison pare-feu. Le régulateur de tension et le relais de surtension sont situés derrière le tableau de bord, à l'avant sur le côté gauche du fuselage.

Les interrupteurs électriques sont situés à droite de la partie centrale du tableau de bord (Se reporter à la Figure 7-15) et les disjoncteurs à la partie inférieure du tableau de bord droit (Se reporter à la Figure 7-13). Un interrupteur à rhéostat, situé sur le côté gauche du tableau d'interrupteurs, commande les feux de navigation et l'éclairage des équipements radio. L'interrupteur identique, situé sur le côté droit, met en service et règle l'intensité de l'éclairage du tableau de bord.

Les accessoires électriques standards comprennent un démarreur, une pompe à carburant électrique, un avertisseur de décrochage, un allume-cigares, les jaugeurs de carburant, un ampèremètre et un tableau d'alarme.

ATTENTION

Ne pas utiliser les prises d'allume-cigares pour l'alimentation d'appareils autres que les allume-cigares livrés avec l'avion. L'enfichage dans ces prises de tout autre appareil peut en provoquer la détérioration.

Le tableau d'alarme comporte les voyants d'alternateur et de baisse de pression d'huile. Lorsque l'installation gyroscopique optionnelle est installée, le tableau d'alarme comporte également un voyant de baisse de dépression. Le seul but des voyants du tableau d'alarme est d'alerter le pilote d'un éventuel défaut de fonctionnement d'une installation afin que celui-ci vérifie et surveille l'indicateur de l'installation concernée pour déterminer si une action nécessaire s'impose ou le moment où elle doit intervenir.

Les accessoires électriques optionnels comprennent les feux de navigation, les feux de reconnaissance de bouts d'ailes, le feu anticollision, le phare d'atterrissage, l'éclairage des instruments et le plafonnier de cabine. Des circuits sont prévus pour l'adaptation d'équipements de communication et de navigation supplémentaires.

Une lampe, montée en équipement optionnel dans le tableau supérieur, assure l'éclairage des instruments et du poste de pilotage pour les vols de nuit. Cette lampe est commandée par un interrupteur à rhéostat qui lui est contigu. Une fenêtre d'éclairage est ménagée dans le verre ; elle sert de lampe à cartes et est commandée par un interrupteur contigu.

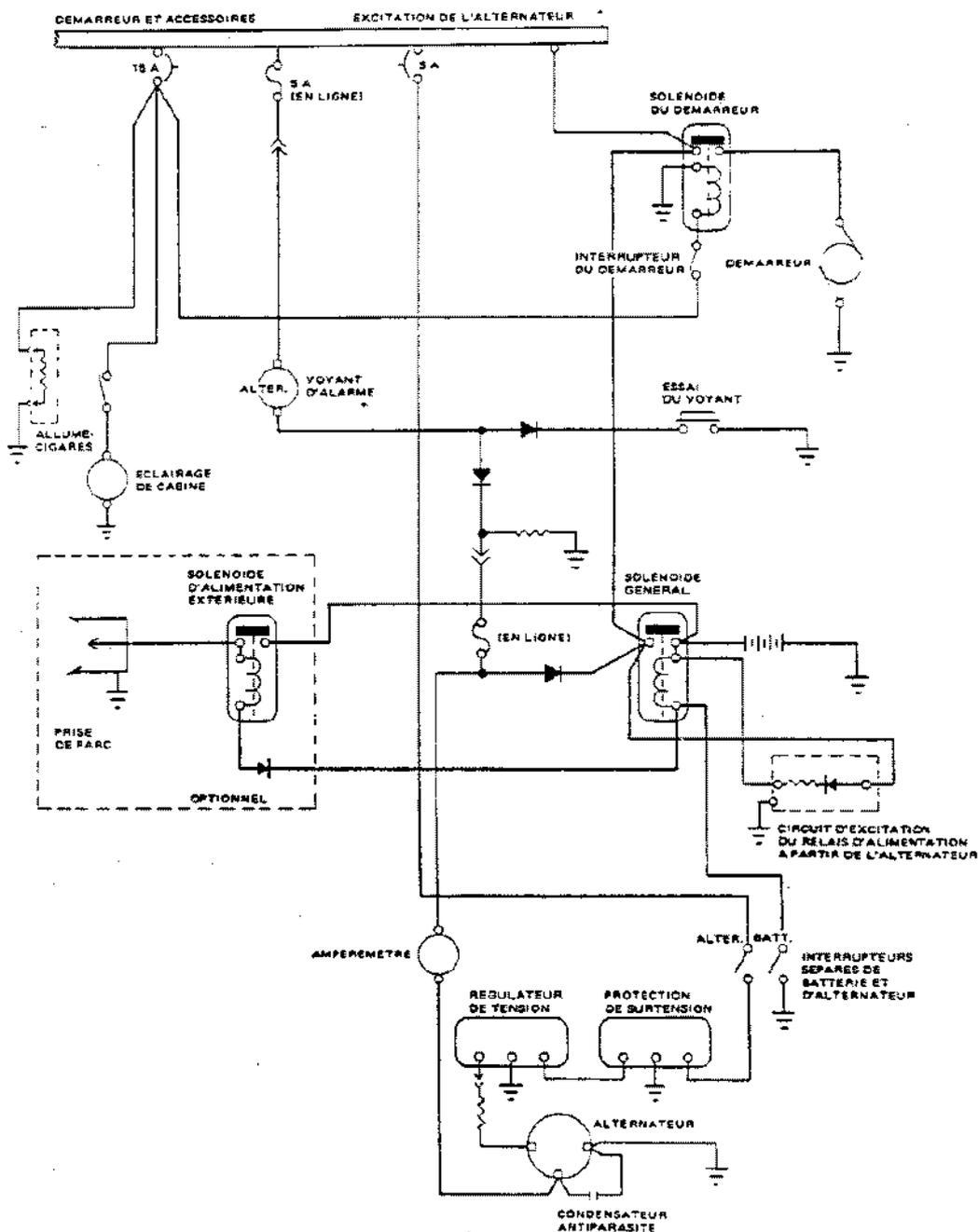
ATTENTION—DANGER

Les feux anticollision ne doivent pas être utilisés en vol dans les nuages, le brouillard ou la brume, la lumière réfléchie pouvant entraîner une perte d'orientation dans l'espace. Ne pas utiliser les feux à éclats à proximité immédiate du sol comme lors du roulage, au décollage et à l'atterrissage.

A la différence des circuits des génératrices antérieures, l'ampèremètre, tel qu'il est monté, n'indique pas l'intensité de décharge de la batterie ; il indique plutôt, en ampères, la charge électrique qui est demandée à l'alternateur. La totalité de l'équipement électrique étant coupé, et le contact général étant sur «ON» («MARCHE»), l'ampèremètre indique le régime de charge de la batterie. Au fur et à mesure de la mise en circuit de chacun des équipements électriques, l'ampèremètre indique l'intensité totale absorbée par tous les équipements, y compris la batterie. Par exemple, la charge moyenne continue pour le vol de nuit avec les équipements radio en service est d'environ 30 ampères. L'ampèremètre indique alors cette valeur de 30 ampères, plus 2 ampères correspondant à une batterie à pleine charge, en permanence dans ces conditions de vol. L'intensité qu'affiche l'ampèremètre indique instantanément si le fonctionnement du circuit de l'alternateur est normal, car cette intensité doit être égale à l'intensité totale absorbée par les équipements électriques qui sont en fonction.

En ce qui concerne les manœuvres et procédures anormales et/ou d'urgence, se reporter à la Section 3.

Une installation optionnelle de feux de reconnaissance de bouts d'ailes se compose de deux feux (un dans chaque saumon d'aile) et est commandée par un interrupteur double à basculeur de phare d'atterrissage/feux de reconnaissance monté sur le tableau d'interrupteurs.



SCHEMA DE PRINCIPE DE L'ALTERNATEUR ET DU DEMARREUR

Figure 7-11

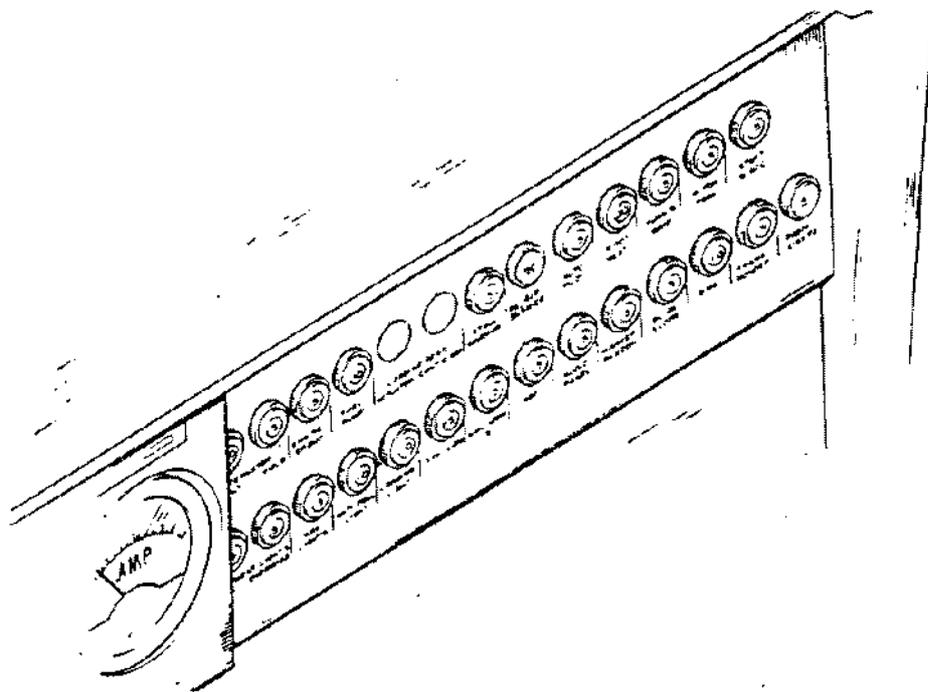


TABLEAU DE DISJONCTEURS

Figure 7-13

7.17 CIRCUIT DE DÉPRESSION*

Le circuit de dépression assure le fonctionnement des instruments gyroscopiques pneumatiques. Ceux-ci, lorsqu'ils sont installés, comprennent le conservateur de cap et l'horizon gyroscopique. Le circuit se compose d'une pompe à vide entraînée par le moteur, d'un régulateur de dépression, d'un filtre et des canalisations nécessaires.

La pompe à vide est une pompe sèche. Une prise de mouvement à cisaillement protège la pompe d'une possible détérioration. En cas de cisaillement de la prise de mouvement, le fonctionnement des gyros n'est plus assuré.

Le manomètre de dépression, monté à l'extrême droite du tableau de bord, fournit un moyen de contrôle au pilote en ce qui concerne le fonctionnement du circuit de dépression. Une baisse constante de la dépression dans le circuit pendant une période prolongée peut dénoter un filtre ou des tamis encrassés, une possibilité de gommage du régulateur de dépression ou de fuite dans le circuit (Un voyant de baisse de dépression est prévu sur le tableau d'alarme). Une dépression nulle peut indiquer un cisaillement de la prise de mouvement de la pompe, une pompe défectueuse ou une possibilité de défaut.

*Équipement optionnel

EDITION 1

RAPPORT : VB-1226
7-13

SECTION 7
DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT

MANUEL DE VOL
PIPER AIRCRAFT CORPORATION
AVION WARRIOR II PA-28-161

du manomètre ou d'écrasement de sa canalisation. Lorsque l'indication du manomètre s'écarte de la normale, le pilote doit faire vérifier le circuit par un mécanicien afin de prévenir les risques de détérioration des éléments du circuit ou la mise hors service éventuelle de ce circuit.

Le circuit est doté d'un régulateur de dépression afin de protéger les gyros. La soupape est tarée de manière à obtenir une dépression comprise entre 4,8 et 5,1 in Hg (121,9 et 129,5 mm Hg), ce tarage assurant une dépression suffisante pour faire fonctionner tous les gyros à leur vitesse de rotation nominale. La détérioration des gyros résulterait de tarages supérieurs et les gyros seraient douteux avec un tarage inférieur. Le régulateur est situé derrière le tableau de bord. L'indication du manomètre de dépression, même lorsque le tarage est correct, peut être faible à très haute altitude (au-dessus de 12 000 ft - 3658 m) et aux faibles régimes moteur (d'ordinaire en approche ou lors d'évolutions à l'entraînement). Ce fait est normal et ne doit pas être considéré comme un défaut de fonctionnement.

7.19 TABLEAU DE BORD

Le tableau de bord (Figure 7-15) est conçu pour recevoir les instruments et les équipements électroniques nécessaires pour le vol à vue et pour le vol aux instruments.

Les équipements radio et les disjoncteurs sont situés respectivement à la partie supérieure et à la partie inférieure du tableau de bord droit ; ils comportent des circuits prévus pour l'adjonction d'équipements radio optionnels. Un interrupteur général optionnel pour les équipements radio est situé près du sommet du tableau de bord entre les deux groupes d'équipements radio. Il commande l'alimentation de tous les équipements radio en coupure par le contact général de l'avion. Il est également prévu un interrupteur de barre de secours permettant d'assurer une alimentation auxiliaire de la barre des équipements électroniques en cas de panne du circuit de l'interrupteur général des équipements radio. L'interrupteur de barre de secours est situé derrière et à la base du garde-jambes droit, à gauche du tableau de disjoncteurs. Un bloc d'instruments moteur se trouve à droite du volant du pilote et comprend un manomètre de pression de carburant, les jaugeurs de carburant des réservoirs principaux droit et gauche, un indicateur de température d'huile et un manomètre de pression d'huile.

Les instruments montés en équipement standard comprennent un compas, un anémomètre, un tachymètre, un altimètre, un ampèremètre, un bloc d'instruments moteur et un tableau d'alarme. Le compas est monté sur le montant du pare-brise, bien en vue du pilote. Le tableau d'alarme est monté à la partie supérieure du tableau de bord et a pour but d'avertir le pilote d'un éventuel défaut de fonctionnement des circuits d'alternateur, de pression d'huile et de dépression.

Les options disponibles en ce qui concerne les instruments du tableau de bord comprennent un manomètre de dépression, un variomètre, un horizon gyroscopique, un conservateur de cap, une montre, un anémomètre compensé et un contrôleur ou un coordonnateur de virage. L'horizon gyroscopique et le conservateur de cap sont à dépression et utilisent une pompe à vide montée sur le moteur, le contrôleur de virage étant électrique. Le manomètre de dépression est situé à l'extrême droite du tableau de bord.

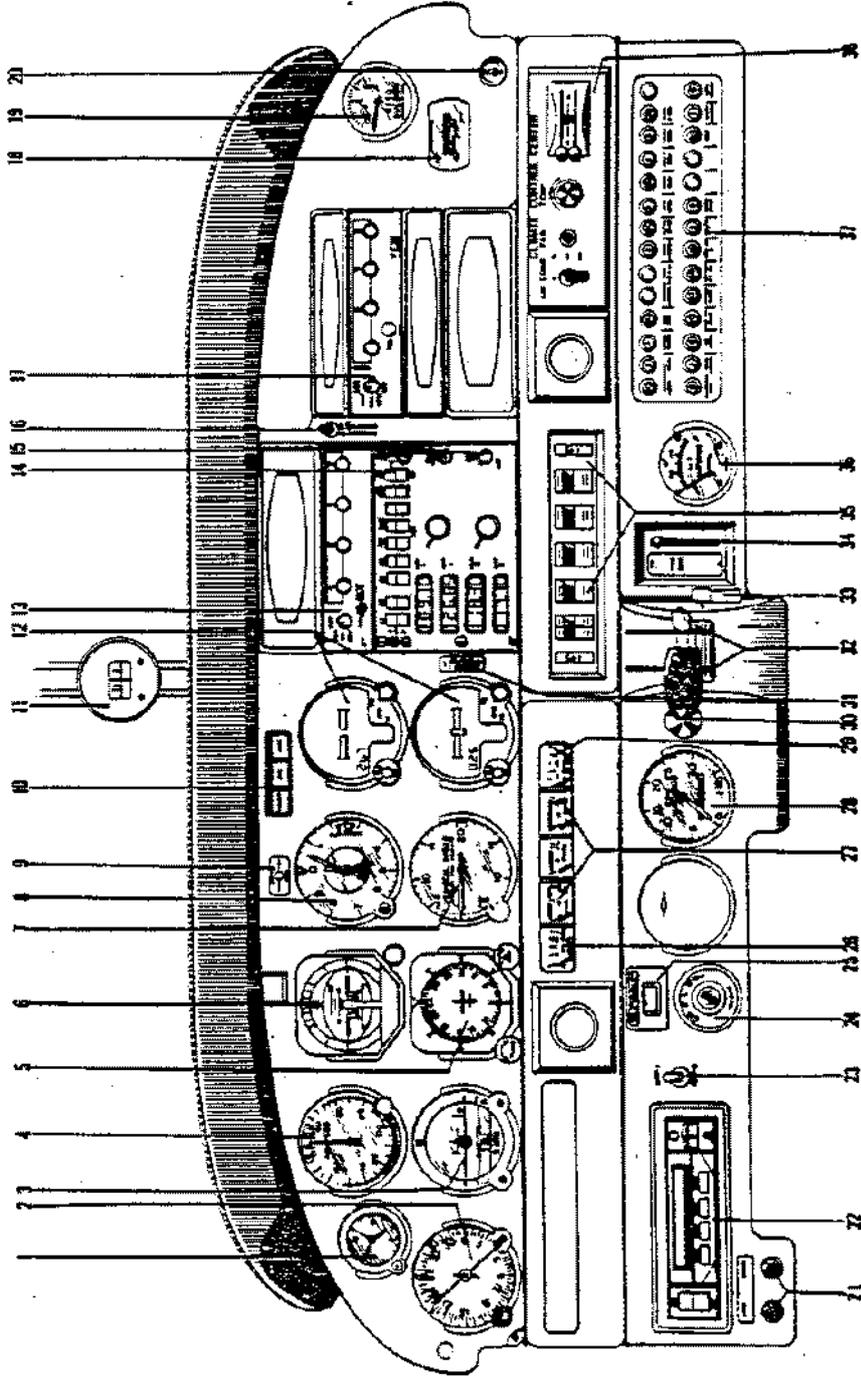


TABLEAU DE BORD TYPE

Figure 7-15

1.	MONTRE	20.	ALLUME-CIGARES
2.	RADIOCOMPAS	21.	PRISES DE MICROPHONE ET DE CASQUE
3.	CONTROLEUR DE VIRAGE	22.	BOITE DE COMMANDE DU PILOTE AUTOMATIQUE
4.	ANEMOMETRE	23.	SELECTEUR DE RECEPTEUR DE NAVIGATION
5.	CONSERVATEUR DE CAP	24.	CONTACT DE MAGNETOS/DEMARREUR
6.	HORIZON GYROSCOPIQUE	25.	COMMANDE DE COMPENSATEUR DE PROFONDEUR
7.	VARIOMETRE	26.	JAUGEUR DE CARBURANT GAUCHE
8.	ALTIMETRE	27.	BLOC D'INSTRUMENTS MOTEUR
9.	POUSOIR D'ESSAI DU TABLEAU D'ALARME	28.	TACHYMETRE
10.	TABLEAU D'ALARME	29.	JAUGEUR DE CARBURANT DROIT
11.	COMPAS MAGNETIQUE	30.	POMPE D'AMORCAGE
12.	INDICATEURS DE NAVIGATION	31.	VOYANT D'ALARME DE VOLET DE CLIMATISEUR
13.	TRANSPORTEUR	32.	BLOC MANETTES
14.	TABLEAU D'ECOUTE	33.	MANETTE DE SERRAGE
15.	EQUIPEMENTS ELECTRONIQUES	34.	COMMANDE DE RECHAUFFAGE DU CARBURATEUR
16.	EQUIPEMENTS RADIO	35.	TABLEAU D'INTERUPTEURS
17.	RECEPTEUR DE RADIOCOMPAS	36.	(CONTACT GENERAL ET ACCESSOIRES)
18.	COMPTEUR HORAIRE	37.	AMPERMETRE
19.	MANOMETRE DE DEPRESSION GYROS	38.	TABLEAU DE DISJONCTEURS
			TABLEAU D'HABITABILITE

TABLEAU D'ALARME TYPE

Figure 7-15 (suite)

7.21 CIRCUIT ANEMOMETRIQUE

Le circuit fournit la pression totale et la pression statique pour l'anémomètre, l'altimètre et le variomètre optionnel (Figure 7-17).

La pression totale et la pression statique sont prélevées par un tube de Pitot monté à l'intrados de l'aile gauche et elles sont transmises aux instruments du tableau de bord par les canalisations de pression totale et de pression statique passant dans l'aile et dans le fuselage.

Une prise de pression statique de secours est disponible en équipement optionnel. Le robinet de commande se trouve sous le tableau de bord, du côté gauche. Lorsque l'on place le robinet sur la position de secours, l'altimètre, le variomètre et l'anémomètre utilisent l'air de la cabine comme source de pression statique. Pour l'utilisation de la source de pression statique de secours, il faut fermer la fenêtre de mauvais temps et les aérateurs de cabine et mettre en service le réchauffage et le dégivrage de cabine. L'erreur de l'altimètre est inférieure à 50 ft (15 m), sauf indication contraire (plaquette).

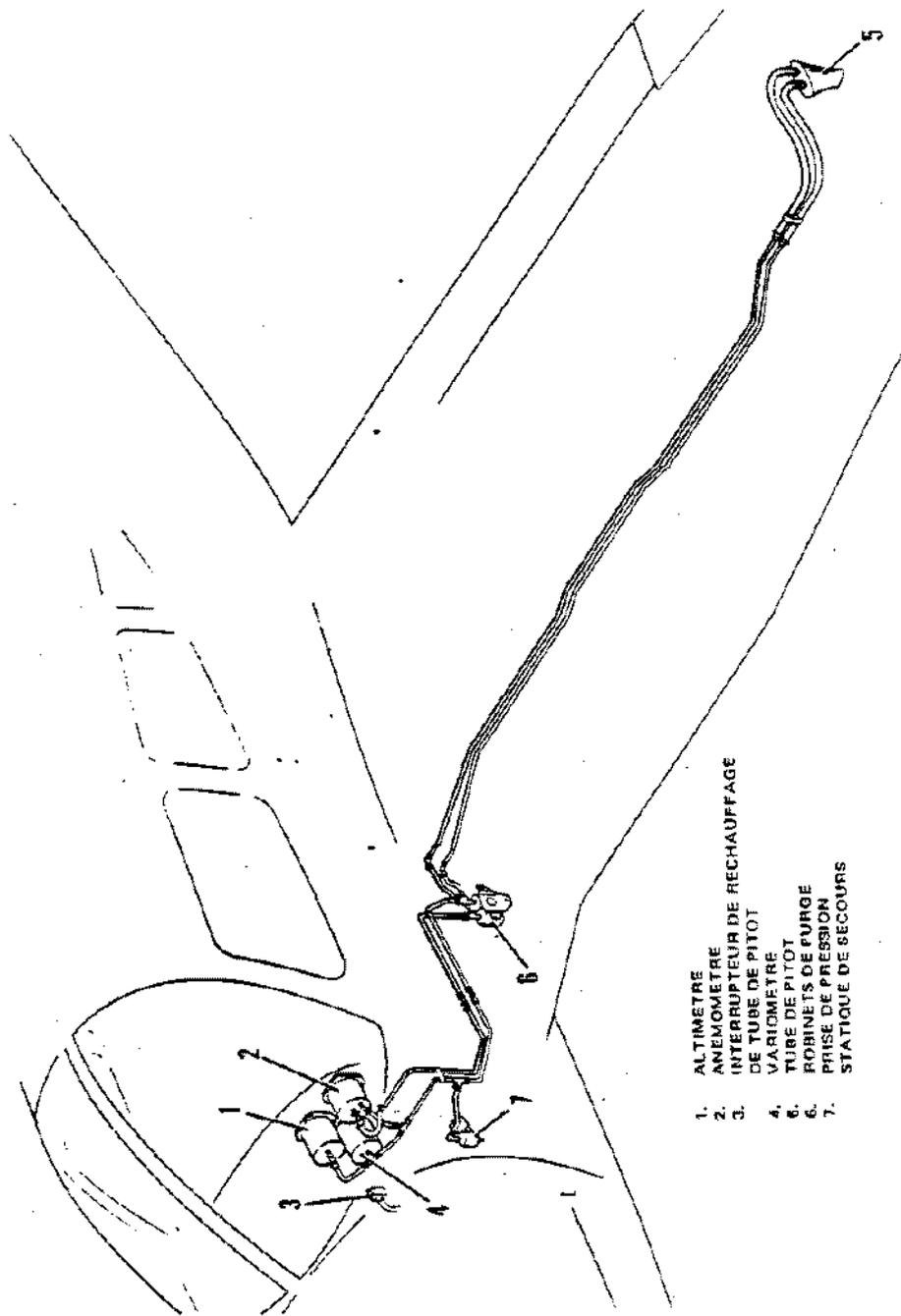
Les canalisations de pression totale et de pression statique peuvent être purgées par l'intermédiaire de robinets de purge individuels situés à l'intérieur du fuselage, à la partie inférieure côté gauche.

Un tube de Pitot réchauffé, qui prévient les problèmes posés par le givrage et les fortes pluies, existe en équipement optionnel. L'interrupteur du réchauffage du tube de Pitot est situé sur le tableau d'interrupteurs se trouvant à gauche du volant droit.

Afin d'empêcher les insectes et la pluie de pénétrer par les orifices de pression totale et de pression statique, une housse doit être placée sur le tube de Pitot. Une obturation partielle ou totale du tube de Pitot entraînera une lecture fantaisiste ou nulle des instruments.

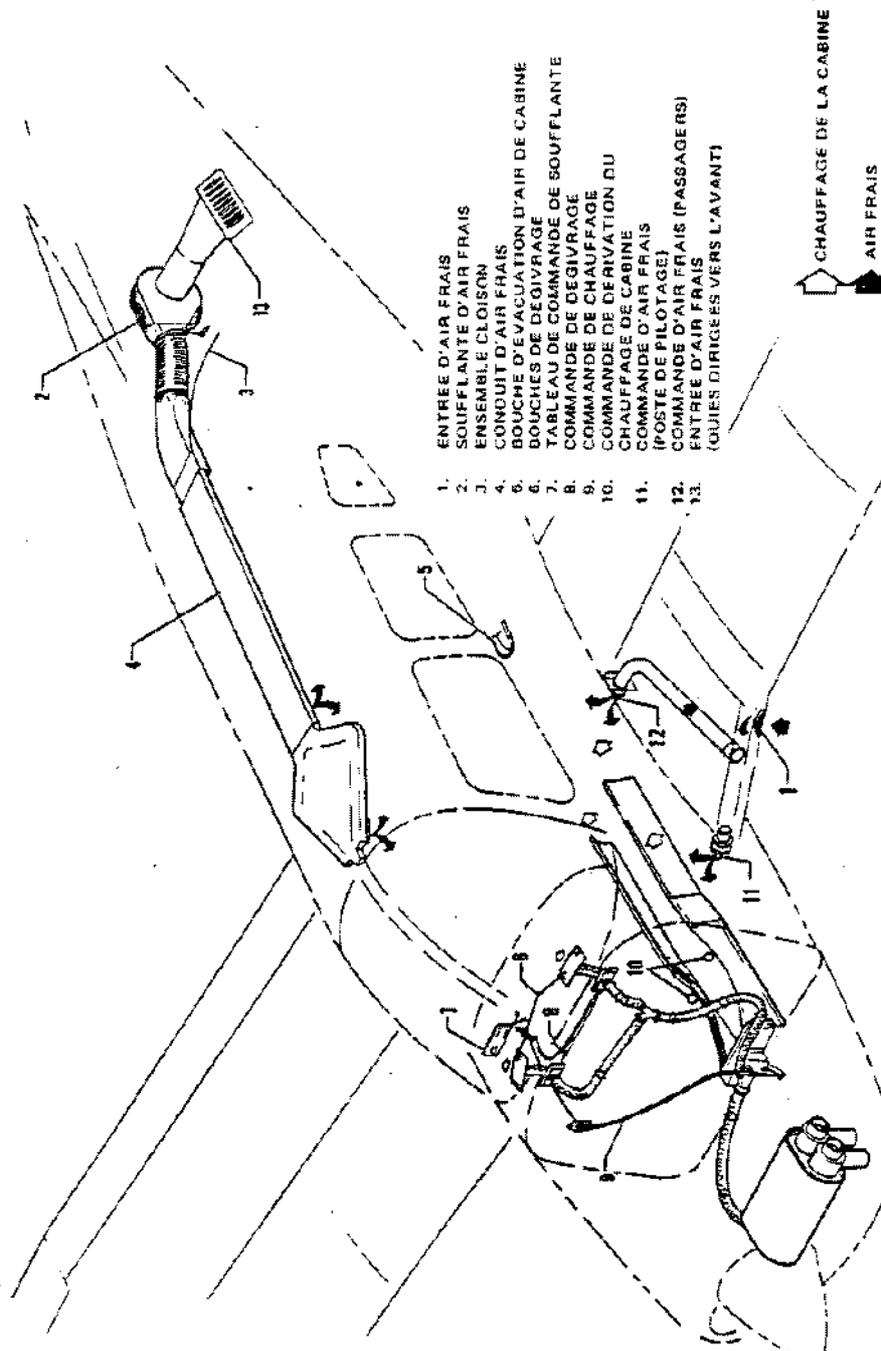
NOTA

Au cours de la visite avant vol, s'assurer que la housse de tube de Pitot a été déposée.



CIRCUIT ANEMOMETRIQUE

Figure 7-17



INSTALLATION DE CHAUFFAGE ET DE VENTILATION

Figure 7-19

7.23 INSTALLATION DE CHAUFFAGE ET DE VENTILATION

Le réchauffage nécessaire à l'intérieur de la cabine et à l'installation de dégivrage est fourni à partir d'une enveloppe fixée sur le silencieux (Figure 7-19). L'intensité du chauffage se règle à l'aide des commandes situées à l'extrême droite du tableau de bord.

Le débit d'air entre sièges avant et arrière peut se régler par l'intermédiaire des commandes de dérivation du chauffage situées de chaque côté du pupitre sur le dessus des conduits de chauffage.

ATTENTION

Lorsque le chauffage de la cabine est en service, il se produit un échauffement du revêtement des conduits de chauffage. Ce fait peut entraîner des brûlures si on laisse les bras ou les jambes trop près des bouches ou du revêtement des conduits de chauffage.

Les entrées d'air frais sont situées dans les bords d'attaque des ailes, près du fuselage. Au niveau de l'emplacement de chacun des sièges avant se trouve une bouche d'air frais réglable située sur le côté de la cabine, près du plancher. Les aérateurs des sièges arrière sont optionnels. L'air de la cabine est évacué par une bouche située sous le siège arrière.

Une installation optionnelle de ventilation au plafond, avec bouches au-dessus de chaque siège, est également disponible. En option supplémentaire, pour faciliter la circulation de l'air frais sur les modèles non dotés de l'installation de conditionnement d'air, il existe une soufflante d'air de cabine destinée à refouler l'air par l'installation de ventilation au plafond. Cette soufflante est mise en œuvre par un commutateur de ventilation qui peut occuper quatre positions : «OFF» («ARRET»), «LOW» («FAIBLE»), «MED» («MOYENNE») et «HIGH» («FORTE»). Ce commutateur se trouve sur le côté droit du tableau de bord groupé avec les commandes de chauffage et de dégivrage.

7.25 PARTICULARITES DE LA CABINE

Pour faciliter l'embarquement et le débarquement, et pour le confort du pilote ou passager, les sièges avant sont réglables longitudinalement. Le siège avant droit bascule vers l'avant pour permettre un accès plus facile aux sièges arrière. L'aménagement intérieur de la cabine comprend une glace de mauvais temps pilote, des cendriers et des accoudoirs sur chaque siège avant, deux pochettes à documents et des pochettes sur les dossiers des sièges avant.

Les sièges avant peuvent recevoir un appui-tête et un réglage vertical optionnels.

Des bretelles avec enrouleurs à inertie sont fournies pour chacun des occupants des sièges avant et, suivant l'année modèle, elles sont comprises dans l'équipement standard ou offertes en option pour les occupants des sièges arrière. La vérification de l'enrouleur à inertie peut s'effectuer en tirant la bretelle d'un coup sec et en contrôlant le blocage de l'enrouleur sur cette action. Cette caractéristique de blocage empêche la bretelle de se dérouler et maintient l'occupant en place. Pour les mouvements normaux, la bretelle se déroule et s'enroule à la demande. Les bretelles doivent être utilisées systématiquement au décollage, à l'atterrissage et dans tous les cas d'urgence en vol.

7.27 ZONE A BAGAGES

Une zone à bagages de 24 cu.ft (0,68 m³) de volume, située derrière le siège arrière, est accessible directement par la cabine ou bien son chargement s'effectue par une grande porte de soute à bagages extérieure de 20 x 22 in (0,51 x 0,56 m) située sur le côté droit du fuselage. La capacité de chargement maximale est de 200 lb (91 kg). Cette zone est dotée de sangles d'arrimage qui doivent toujours être utilisées.

NOTA

Il incombe au pilote, une fois les bagages embarqués, de s'assurer que le centrage de l'avion tombe à l'intérieur de la plage admissible (Voir la Section «Masse et centrage»).

7.29 AVERTISSEUR DE DECROCHAGE

L'approche d'un décrochage est indiquée par un avertisseur sonore situé derrière le tableau de bord. L'avertisseur se déclenche entre 5 et 10 kt (9 et 19 km/h) au-dessus de la vitesse de décrochage.

7.31 FINITION

Toutes les surfaces extérieures sont revêtues d'une couche de primaire d'accrochage, puis enduites d'une laque acrylique. Pour conserver son aspect attrayant à la finition, des bombes de taille économique pour retouches de peinture sont disponibles auprès des vendeurs Piper.

Une finition polyuréthane est disponible en option.

7.33 PRISE DE PARC PIPER*

Une installation de démarrage optionnelle baptisée Piper External Power ou «PEP» (prise de parc Piper) est accessible par la prise située sur le côté droit du fuselage, à l'avant de l'aile. Une batterie extérieure peut être branchée sur cette prise, permettant ainsi à l'utilisateur de lancer le moteur sans avoir à mettre la batterie de bord en circuit. Les instructions inscrites sur la plaquette située sur le cache de la prise doivent être suivies avant d'utiliser une source extérieure. En ce qui concerne les instructions pour l'utilisation de la prise de parc Piper, voir la Section 4, «Procédures normales», «MISE EN ROUTE SUR ALIMENTATION EXTERIEURE».

7.35 BALISE DE DETRESSE*

Un emplacement pour la balise de détresse est prévu dans la partie arrière du fuselage, immédiatement au-dessous du bord d'attaque de l'empennage horizontal monobloc et elle est accessible par une plaquette située sur le côté droit du fuselage. Cette plaquette est fixée par trois vis nylon à tête fendue facilitant la dépose ; la dépose de ces vis est aisée à l'aide de toutes sortes d'articles courants tels que pièce de monnaie, clé, lame de couteau, etc... Si, dans un cas d'urgence, aucun outil n'est disponible, les têtes des vis peuvent être arrachées par tous les moyens.

Pour le fonctionnement de la balise de détresse, se reporter aux notices de fonctionnement fournies par les fabricants.

*Equipement optionnel

EDITION 1
REVISION 2

RAPPORT : VB-1226
7-23

SECTION 7
DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT

MANUEL DE VOL
PIPER AIRCRAFT CORPORATION
AVION WARRIOR II PA-28-161

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

RAPPORT : VB-1226
7-24

EDITION 1

7.37 INSTALLATION DE CONDITIONNEMENT D'AIR*

L'installation de conditionnement d'air est une installation à recirculation. Les éléments principaux comprennent un évaporateur, un condenseur, un compresseur, une soufflante, des commutateurs et une commande de température.

L'évaporateur est situé derrière le côté arrière gauche de la soute à bagages. Cet évaporateur rafraîchit l'air utilisé dans l'installation de conditionnement d'air.

Le condenseur est monté sur une prise d'air escamotable située à la partie inférieure du fuselage et à l'arrière de la zone de la soute à bagages. La prise d'air sort lorsque le climatiseur est en service et rentre dans l'alignement du fuselage lorsque l'installation est coupée.

Le compresseur est monté sur le côté inférieur droit avant du moteur. Il est doté d'un embrayage électrique qui embraye ou débraye automatiquement le compresseur de son système d'entraînement par courroie.

Une soufflante électrique est montée sur la face arrière du panneau arrière de la cabine. L'air est aspiré à partir de la zone à bagages, au travers de l'évaporateur, par la soufflante qui le distribue par un conduit au plafond vers les bouches individuelles situées à proximité de chaque passager.

Les commutateurs et la commande de température sont situés sur le côté inférieur droit du tableau de bord, sur le tableau d'habitabilité. La commande de température ajuste la température de la cabine à la valeur désirée. La rotation de la commande dans le sens horaire augmente le rafraîchissement, la rotation dans le sens antihoraire le diminue.

Le commutateur de vitesse de rotation de la soufflante et l'interrupteur «ON-OFF» («MARCHE-ARRET») du conditionnement d'air se trouvent du côté interne à la commande de température. La soufflante peut être utilisée indépendamment du conditionnement d'air ; cependant, elle doit être en service pour l'utilisation du climatiseur. La mise sur «OFF» («ARRET») de l'interrupteur ou du commutateur provoque le débrayage du compresseur et la rentrée du volet de condenseur. On doit ressentir l'effet de rafraîchissement de l'air dans la minute qui suit la mise en service du climatiseur.

NOTA

Si, au bout de 5 minutes, le fonctionnement de l'installation n'est pas manifeste, la couper jusqu'à ce que le défaut soit corrigé.

*Équipement optionnel

EDITION 1

RAPPORT : VB-1226
7-25

Le commutateur «FAN» («SOUFFLANTE») permet l'utilisation de celle-ci, le climatiseur n'étant pas en service, afin d'aider au besoin à la circulation de l'air dans la cabine. Les positions «LOW» («FAIBLE»), «MED» («MOYENNE») ou «HIGH» («FORTE») peuvent être choisies afin de refouler l'air par les bouches du conduit situé au plafond. Ces bouches peuvent être réglées ou fermées individuellement par chaque occupant pour ajuster l'effet de rafraîchissement.

Le voyant «DOOR OPEN» («VOLET OUVERT») est situé à gauche du bloc des équipements radio en face du pilote. Le voyant s'allume lorsque le volet de condenseur est ouvert et ne s'éteint qu'à la fermeture du volet.

Un disjoncteur du tableau de disjoncteurs protège le circuit électrique de l'installation de conditionnement d'air.

Lorsque la manette des gaz est en position plein gaz, elle sollicite un microcontacteur qui provoque le débrayage du compresseur et la rentrée de la prise d'air. Cette action permet d'obtenir la puissance maximale et le taux de montée maximal. Le fonctionnement de la soufflante est maintenu et l'air reste frais pendant environ une minute. Lorsque l'on ramène la manette des gaz d'environ 1/2 cm, l'embrayage réembraye, la prise d'air sort et fournit à nouveau de l'air sec et frais.

7.39 INSTALLATION DE DETECTION DU GIVRAGE CARBURATEUR*

Une installation de détection du givrage du carburateur est disponible en option.

Cette installation comprend une boîte de commande montée sur le tableau de bord, une sonde de détection montée dans le carburateur et un voyant d'alarme rouge qui signale la présence de glace dans le carburateur. En présence de glace, appliquer le plein réchauffage carburateur. Se reporter au paragraphe «Givrage du carburateur» de la Section 3, «Procédures d'urgence». Le réglage de l'installation pour la détection du point critique de givrage s'effectue en plaçant d'abord le contact général de l'avion sur «ON» («MARCHE»), puis en mettant le boîtier de détection de givrage sur «ON» («MARCHE»). Tourner le bouton de sensibilité à fond dans le sens antihoraire, ce qui provoque l'allumage du voyant de givrage carburateur. Ramener alors le bouton de sensibilité (sens horaire) de manière à obtenir tout juste l'extinction du voyant de givrage. Cette opération permet de déterminer le réglage limite.

ATTENTION-DANGER

Cet instrument n'est approuvé qu'en tant qu'équipement optionnel et les procédures de vol ne doivent pas être basées sur son emploi.

*Equipement optionnel

TABLE DES MATIERES

SECTION 8

OPERATIONS DE PISTE, ENTRETIEN COURANT ET PERIODIQUE DE L'AVION

Paragraphes	Pages
8.1 Généralités	8-1
8.3 Périodicités de visite de l'avion	8-2
8.5 Entretien préventif	8-3
8.7 Transformations de l'avion	8-4
8.9 Opérations de piste	8-5
8.11 Filtre à air du moteur	8-7
8.13 Entretien du circuit de freinage	8-8
8.15 Entretien du train d'atterrissage	8-8
8.17 Entretien de l'hélice	8-10
8.19 Exigences applicables à l'huile	8-11
8.21 Circuit carburant	8-11
8.23 Gonflage des pneumatiques	8-14
8.25 Entretien de la batterie	8-14
8.27 Nettoyage	8-15
8.29 Utilisation par temps froid	8-18

SECTION 8

OPERATIONS DE PISTE, ENTRETIEN COURANT ET PERIODIQUE DE L'AVION

8.1 GENERALITES

Cette section expose les directives générales relatives aux opérations de piste et à l'entretien courant et périodique de l'avion Warrior II.

Chaque propriétaire doit rester en contact étroit avec son vendeur ou son distributeur Piper et avec le Centre d'entretien Piper homologué pour obtenir les derniers renseignements relatifs à son avion et pour profiter du service après-vente Piper.

Piper Aircraft Corporation veille constamment à ce que le propriétaire tire le meilleur rendement de son avion et le garde dans le meilleur état mécanique. C'est pourquoi Piper Aircraft diffuse de temps en temps des Bulletins de service, des Lettres d'entretien et des Lettres «rechanges d'entretien» relatives à l'avion.

Les Bulletins de service revêtent une importance spéciale et doivent être satisfaits dans les meilleurs délais. Ces derniers sont envoyés aux derniers propriétaires recensés, aux distributeurs et aux vendeurs. Selon la nature du bulletin, des allocations de matériel et de main d'œuvre peuvent être prévues, et seront précisées dans le corps du bulletin.

Les Lettres d'entretien traitent des améliorations du produit et des conseils d'entretien applicables à l'avion. Elles sont envoyées aux vendeurs, aux distributeurs et, occasionnellement (à la discrétion de l'usine), aux derniers propriétaires recensés pour qu'ils puissent correctement entretenir l'avion et le tenir au dernier standard de modification. Les propriétaires doivent accorder une grande attention aux renseignements contenus dans les Lettres d'entretien.

Les Lettres «rechanges d'entretiens» font part de l'amélioration de pièces, de lots et d'équipements optionnels qui n'étaient pas disponibles à l'origine et peuvent présenter un intérêt pour le propriétaire.

Si un propriétaire ne fait pas entretenir son avion par un Centre d'entretien Piper homologué, il devra périodiquement consulter un vendeur ou un distributeur Piper pour trouver les renseignements les plus récents lui permettant de tenir son avion au dernier standard.

Piper Aircraft Corporation dispose d'un service d'abonnement aux Bulletins de service, Lettres d'entretien et Lettres «rechanges d'entretien». Ce service est offert aux personnes intéressées comme les propriétaires, les pilotes et les mécaniciens moyennant un prix insignifiant et peut être dispensé par l'intermédiaire des vendeurs et distributeurs Piper.

Un Manuel d'entretien, un Catalogue des pièces ainsi que les mises à jour à ces deux documents peuvent être obtenus auprès des vendeurs et distributeurs Piper. Toute correspondance relative à l'avion doit comporter le modèle et le numéro de série de l'avion pour garantir une réponse correcte.

8.3 PERIODICITES DE VISITE DE L'AVION

Les Services officiels publient occasionnellement des consignes de navigabilité s'appliquant à des groupes spécifiques d'avions. Ce sont des modifications impératives qui doivent être satisfaites dans un temps limite fixé. Le propriétaire doit périodiquement consulter son vendeur ou son mécanicien cellule et moteur Piper pour vérifier s'il possède la dernière consigne de navigabilité publiée relative à son avion.

L'entretien de l'avion doit être assuré conformément au programme approuvé par les Services officiels.

Plusieurs moyens permettent l'analyse spectrographique de l'huile. A condition d'être utilisé intelligemment, ce procédé permet une bonne vérification de l'état interne du moteur. Pour que ce procédé soit précis, des échantillons d'huile doivent être envoyés à intervalles réguliers, et les filtres à air d'admission doivent être nettoyés ou changés régulièrement.

8.5 ENTRETIEN PREVENTIF

L'entretien préventif doit être assuré conformément à la réglementation en vigueur en tenant compte de la documentation fournie par le constructeur.

8.7 TRANSFORMATIONS DE L'AVION

Aucune modification ou transformation des équipements ou de la cellule n'est autorisée sans l'accord des Services officiels.

Le propriétaire ou le pilote est tenu de s'assurer que les documents de bord suivants sont à bord de l'avion et en règle.

Documents devant être constamment dans l'avion :

- 1) Certificat de navigabilité de l'avion en cours de validité.
- 2) Certificat d'immatriculation de l'avion.
- 3) Certificat d'exploitation d'installation radioélectrique si l'avion est équipé d'émetteurs.
- 4) Manuel de vol.
- 5) Rapport de pesée comprenant la liste des équipements avion.
- 6) Livret d'aéronef.

Bien qu'il ne soit pas exigé que les livrets cellule et moteur soient à bord de l'avion, ils doivent pouvoir être présentés sur demande. Les livrets doivent être complets et à jour. Des registres bien tenus permettront de réduire le coût de l'entretien en donnant au mécanicien des renseignements sur ce qui a été et sur ce qui n'a pas été fait.

8.9 OPERATIONS DE PISTE

a) Remorquage

L'avion peut être déplacé au sol en utilisant la barre de remorquage de roue avant, qui est rangée dessous le rebord avant de la soute à bagages, ou un tracteur qui n'endommagera pas l'ensemble d'orientation du train avant ou n'exercera pas d'efforts excessifs sur celui-ci. La fourche du train avant est dotée de pattes de remorquage qui lui sont solidaires.

ATTENTION

Au cours du remorquage avec un tracteur, ne pas dépasser les limites de braquage du train avant de part et d'autre, sous peine d'endommager le train avant et le mécanisme d'orientation.

ATTENTION

Ne pas remorquer l'avion lorsque les commandes sont bloquées.

Dans le cas où l'utilisation de câbles de remorquage est nécessaire, les câbles doivent être attachés sur les deux jambes de train principal, le plus haut possible sur les tubes. Les câbles doivent être suffisamment longs pour laisser une marge d'au moins 15 ft (4,57 m) par rapport à la pointe avant, ou à la pointe arrière, et une personne qualifiée doit prendre place sur le siège du pilote afin de maintenir le contrôle en utilisant les freins.

b) Roulage au sol

Avant d'être habilité à rouler l'avion au sol, le personnel de piste devra être instruit et autorisé par une personne qualifiée agréée par le propriétaire. L'instruction et le contrôle porteront sur les opérations de mise en route et d'arrêt du moteur et sur les techniques de roulage au sol. Après s'être assuré que la zone de roulage et celle affectée par le souffle de l'hélice sont dégagées, mettre les gaz pour commencer à rouler et procéder aux vérifications suivantes :

- 1) Avancer de quelques mètres et freiner pour juger de l'efficacité des freins.
- 2) Pendant le roulage, effectuer de légers virages pour s'assurer de l'efficacité du dispositif d'orientation.
- 3) Lors du passage près de bâtiments ou d'objets fixes, vérifier la garde en bouts d'ailes. Si possible placer un observateur à l'extérieur de l'avion.

- 4) Quand le roulage s'effectue sur un sol inégal, éviter les trous et les ornières.
- 5) Ne pas faire tourner le moteur à un régime élevé au cours d'un point fixe ou d'un roulage effectué sur un sol recouvert de pierres, de gravier ou de tout type de matériau épars pouvant endommager les pales d'hélice.

c) Stationnement

Pour stationner l'avion, s'assurer qu'il est suffisamment protégé contre des conditions météorologiques défavorables et qu'il ne présente pas de danger pour les autres avions. Pour un stationnement de durée indéterminée ou de nuit, il est recommandé d'amarrer solidement l'avion.

- 1) Pour stationner l'avion, l'orienter face au vent si possible.
- 2) Mettre le frein de parking en tirant le levier de frein vers l'arrière et en appuyant sur le bouton de la poignée. Pour desserrer le frein de parking, tirer la poignée vers l'arrière de manière à libérer le cliquet, puis la laisser se rabattre vers l'avant.

ATTENTION

Faire attention au moment du serrage du frein de parking lorsque les freins ont chauffé ou par temps froid lorsque l'humidité peut provoquer leur gel.

- 3) Les commandes de gauchissement et de profondeur doivent être bloquées avec la ceinture avant et utiliser des cales pour caler les roues correctement.

d) Amarrage

L'avion doit être amarré pour assurer son immobilisation, sa sécurité et sa protection. Les procédures suivantes seront utilisées pour garantir un amarrage convenable de l'avion :

- 1) Orienter l'avion face au vent si possible.
- 2) Rentrer les volets.
- 3) Immobiliser les ailerons et l'empennage horizontal monobloc en passant la ceinture de siège dans le volant et en la serrant fermement.
- 4) Caler les roues.

- 5) Fixer des saisines sur les anneaux d'amarrage de voilure et sur le patin de queue en leur faisant faire un angle de 45° environ avec le sol. Lorsque les saisines utilisées ne sont pas en matière synthétique, laisser un mou suffisant pour éviter la détérioration de l'avion dans le cas où les saisines viendraient à se contracter.

ATTENTION

Faire des nœuds de chaise simples, des nœuds plats ou des nœuds coulants bloqués. Ne pas faire de nœuds coulants simples.

NOTA

En cas de fort vent, prendre des précautions supplémentaires : fixer des saisines sur les fourches de train d'atterrissage et immobiliser le gouvernail de direction.

- 6) Mettre en place une housse de tube de Pitot si on dispose d'une telle housse. Ne pas omettre de déposer cette housse avant vol.
- 7) Verrouiller les portes de cabine et de soute à bagages lorsque l'avion n'est pas gardienné.

8.11 FILTRE A AIR DU MOTEUR

Le filtre à air humide à mousse de polyuréthane doit être examiné au moins toutes les 50 heures. En cas d'utilisation dans des conditions extrêmement défavorables, un examen plus fréquent du filtre peut s'avérer nécessaire. Le filtre, à jeter après usage, est bon marché et il faut en avoir un sous la main afin de pouvoir procéder rapidement au remplacement.

a) Dépose du filtre à air du moteur

Le filtre est situé à l'avant du compartiment moteur, du côté droit à la partie inférieure ; il peut être déposé en procédant de la manière suivante :

- 1) Ouvrir le côté droit du capotage du moteur.
- 2) Desserrer les quatre attaches quart de tour de fixation du cache de filtre à air.
- 3) Détacher le cache et déposer le filtre.
- 4) Examiner le filtre. Remplacer immédiatement tout filtre exagérément sale ou présentant la moindre détérioration.

b) Pose du filtre à air du moteur

Lors du remplacement du filtre, poser le filtre en effectuant les opérations dans l'ordre inverse de la dépose.

8.13 ENTRETIEN DU CIRCUIT DE FREINAGE

Le circuit de freinage est rempli de liquide hydraulique pour freins MIL-H-5606 (à base d'huile minérale). Le niveau du liquide doit être vérifié périodiquement ou à chaque visite de 50 heures et il doit être refait à la demande. Le réservoir du circuit de freinage est situé sur la cloison pare-feu, dans le compartiment moteur. Si le plein complet du circuit doit être refait, l'effectuer avec du liquide sous pression à partir du côté frein du circuit. De cette façon l'air sera éliminé du circuit.

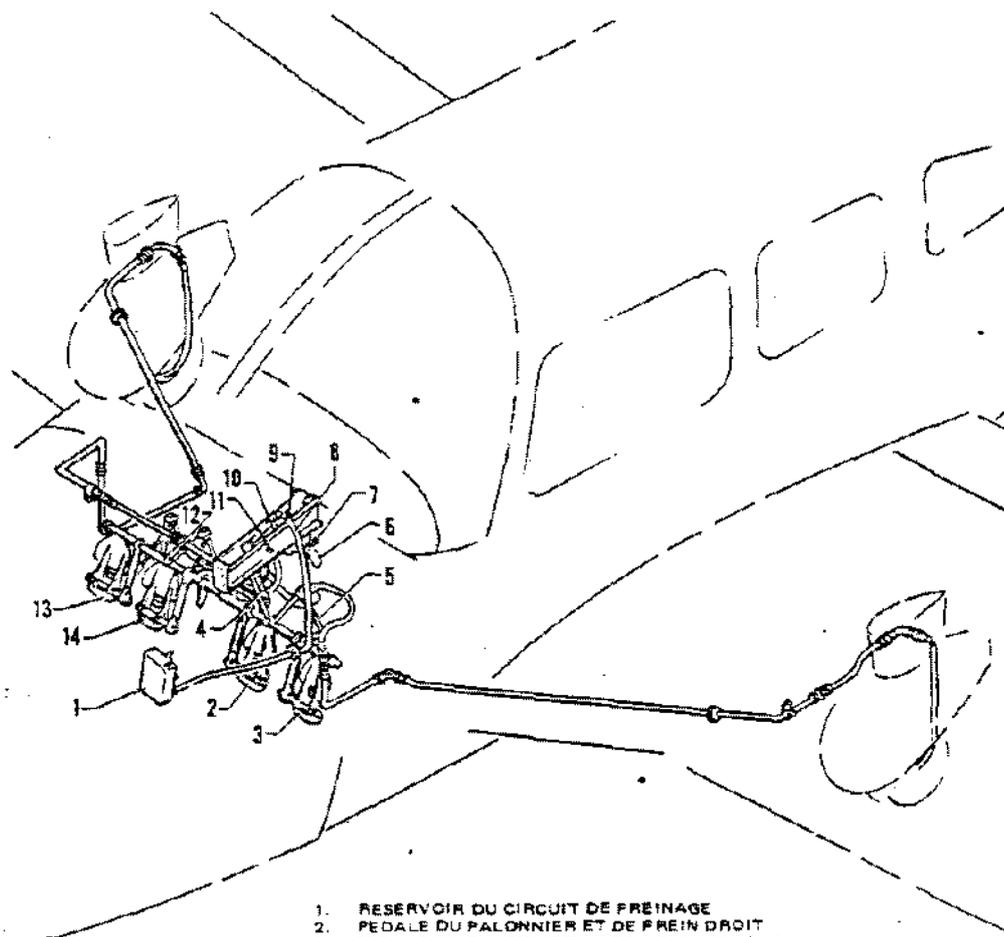
Aucun réglage du jeu des freins n'est nécessaire. Si, après une utilisation prolongée, l'usure des sabots de freins devient excessive, il faut les remplacer par des segments neufs.

8.15 ENTRETIEN DU TRAIN D'ATERRISSAGE

Le train d'atterrissage principal utilise des roues de 6.00 x 6 et le train avant reçoit une roue de 5.00 x 5. Les trois pneus sont à 4 plis, de type III avec chambre (Se reporter au paragraphe 8.23).

La dépose des roues s'effectue en enlevant le cache-moyeu, la goupille fendue, l'écrou de fusée et les deux boulons maintenant les segments de frein. Repérer le pneu et la roue pour leur remontage ; procéder alors au démontage en dégonflant le pneu, en déposant les 3 boulons d'assemblage de la roue et en séparant les deux demi-roues.

Les amortisseurs oléopneumatiques du train d'atterrissage doivent être entretenus suivant les instructions portées sur les éléments. Sous la charge statique normale, le gonflage des amortisseurs oléopneumatiques du train principal doit correspondre à une longueur apparente du tube de piston de l'amortisseur de $4,50 \pm 0,25$ in ($114,3 \pm 6,4$ mm), cette longueur apparente doit être de $3,25 \pm 0,25$ in ($82,6 \pm 6,4$ mm) pour le train avant. Si la longueur apparente d'un amortisseur de train est inférieure à celle requise, déterminer si la cause en est due à un manque d'air ou à un manque d'huile en mettant au préalable l'avion sur vérins. Enfoncer l'obus de la valve afin de laisser l'air s'échapper de la chambre du caisson d'amortisseur. Déposer le bouchon de remplissage et remonter lentement l'amortisseur en compression maximale. Si le niveau de liquide de l'amortisseur est satisfaisant, le liquide apparaît dans le fond de l'orifice du bouchon de remplissage et l'amortisseur n'a dans ce cas besoin que d'un gonflage correct.



1. RESERVOIR DU CIRCUIT DE FREINAGE
2. PEDALE DU PALONNIER ET DE FREIN DROIT
3. PEDALE DU PALONNIER ET DE FREIN GAUCHE
4. CYLINDRE DE FREIN DROIT
5. CYLINDRE DE FREIN GAUCHE
6. POIGNEE DE FREIN
7. POUSSOIR DE LIBERATION DE LA POIGNEE
8. CANALISATION D'ARRIVEE
9. AXE DE CHAPE
10. ENSEMBLE MAITRE-CYLINDRE
11. ENSEMBLE BOULON
12. TUBE DE TORSION
13. PEDALE DU PALONNIER ET DE FREIN DROIT DU COPILOTE
14. PEDALE DU PALONNIER ET DE FREIN GAUCHE DU COPILOTE

CIRCUIT DE FREINAGE

Figure 8-1

Si le liquide hydraulique se trouve à un niveau inférieur au fond de l'orifice du bouchon de remplissage, il y a lieu de refaire le niveau du liquide. Remettre en place le bouchon, l'obus de valve étant déposé, et fixer un tuyau en plastique souple et transparent sur la tige de la valve du bouchon de remplissage en plongeant l'autre extrémité du tuyau dans un récipient contenant du liquide hydraulique. Comprimer et détendre à fond l'amortisseur à plusieurs reprises, ce qui aspire le liquide contenu dans le récipient et expulse l'air de la chambre de l'amortisseur. Pour permettre au liquide de pénétrer dans la chambre inférieure du caisson d'amortisseur de train principal, il faut désaccoupler le compas pour autoriser une extension minimale de 10 in (254 mm) de l'amortisseur (Le désaccouplement du compas de train avant n'est pas nécessaire). Ne pas permettre une extension de l'amortisseur supérieure à 12 in (305 mm). Lorsque les bulles d'air cessent de circuler dans le tuyau, comprimer l'amortisseur à fond et vérifier à nouveau le niveau du liquide. Reposer l'obus de la valve et le bouchon de remplissage et, s'il a été désaccouplé, remettre en place le compas de train principal.

Le niveau de liquide étant correct dans le caisson d'amortisseur, brancher une pompe pour amortisseur sur la valve d'air et, l'avion reposant sur ses roues, gonfler l'amortisseur oléopneumatique de manière à obtenir la hauteur correcte.

Dans la mise sur vérins de l'avion pour l'entretien du train d'atterrissage ou tout autre entretien, il faut utiliser deux vérins hydrauliques et une retenue de queue. Avant de procéder à la mise sur vérins de l'avion, lester la retenue de queue à sa base avec une masse minimale de 250 lb (113 kg). Les vérins hydrauliques sont à placer sous les appuis de vérins situés à l'intrados des ailes ; monter les vérins jusqu'à amener le patin de queue au droit à hauteur du point de fixation de la retenue de queue. Une fois cette dernière fixée et le lest mis en place, poursuivre la montée des vérins afin d'amener l'avion à la hauteur désirée.

8.17 ENTRETIEN DE L'HELICE

La casserole et le plateau arrière doivent être fréquemment nettoyés et visités pour vérifier l'absence de criques. Avant chaque vol, l'hélice doit faire l'objet d'une visite pour vérifier l'absence d'entailles, d'éraflures ou de corrosion. Si l'hélice présente ce genre de détériorations, il faut la faire réparer aussitôt que possible par un mécanicien spécialisé ; en effet, une entaille ou éraflure crée une zone de contraintes accrues qui peut conduire à la formation de criques graves ou à la perte d'un bout de pale. La face arrière des pales doit être peinte en noir mat à la demande afin de prévenir l'éblouissement. Afin de prévenir la corrosion, les surfaces de l'hélice doivent être nettoyées et cirées périodiquement.

8.19 EXIGENCES APPLICABLES A L'HUILE

La capacité d'huile du moteur est de 8 US qt (7,6 l), la quantité minimale pour un fonctionnement sûr étant de 2 US qt (1,9 l). Il est recommandé de vidanger et de remplacer l'huile toutes les 50 heures, et plus fréquemment lorsque les conditions d'utilisation sont défavorables. La périodicité de la vidange d'huile peut être dépassée jusqu'à 100 % sur les moteurs équipés d'un filtre à huile à passage intégral (du type à cartouche) pourvu que l'élément filtrant soit remplacé toutes les 50 heures de fonctionnement et que le carburant utilisé ait l'indice d'octane spécifié. En cas d'utilisation d'un carburant d'indice différent de l'indice d'octane nominal spécifié pour le groupe propulseur, se reporter à la dernière édition de la Lettre d'entretien Lycoming N° L185 et de l'Instruction d'entretien Lycoming N° 1014 pour de plus amples renseignements et en ce qui concerne les opérations d'entretien recommandées. Les qualités d'huile ci-après sont recommandées aux températures indiquées.

Température extérieure moyenne pour le démarrage	Viscosité unique	Viscosité multiple
Au-dessus de 60 °F (16 °C)	SAE 50	SAE 40 ou SAE 50
De 30 à 90 °F (- 1 à 32 °C)	SAE 40	SAE 40
De 0 à 70 °F (- 18 à 21 °C)	SAE 30	SAE 40 ou 20W-30
Au-dessous de 10 °F (- 12 °C)	SAE 20	SAE 20W-30

8.21 CIRCUIT CARBURANT

a) Entretien courant du circuit carburant

A chaque visite de 50 heures, les tamis du filtre à carburant, de la pompe à carburant électrique et de l'arrivée au carburateur doivent être nettoyés.

b) Exigences applicables au carburant (ESSENCE AVIATION UNIQUEMENT)

Le carburant de qualité aviation pour le PA-28-161 doit avoir un indice d'octane minimal de 100. Etant donné que l'utilisation de carburants d'indice d'octane inférieur peut entraîner très rapidement des détériorations sérieuses du moteur, la garantie du moteur se trouve invalidée par une telle utilisation.

Dans les cas où l'on ne dispose pas d'un carburant d'indice d'octane 100 ou 100LL (à faible teneur en plomb), le carburant commercial d'indice 100/130 doit être utilisé (Voir le Tableau de comparaison des indices d'octane des carburants). Se reporter à la dernière édition de l'Instruction d'entretien Lycoming N° 1070 pour de plus amples renseignements.

Le tableau ci-dessous donne un résumé des indices d'octane actuels ainsi que les désignations antérieures des carburants.

TABEAU DE COMPARAISON DES INDICES D'OCTANE DES CARBURANTS

Indices d'octane des carburants commerciaux antérieurs (suivant ASTM-D910 ***)			Indices d'octane des carburants commerciaux actuels (suivant ASTM-D910-75 ***)				Indices d'octane des carburants militaires actuels (suivant MIL-G-5572E *** amendement N° 3)				
Indice d'octane	Couleur	Teneur maxi. en plomb tétraéthyle		Indice d'octane	Couleur	Teneur maxi. en plomb tétraéthyle		Indice d'octane	Couleur	Teneur maxi. en plomb tétraéthyle	
		ml/US gal	ml/l			ml/US gal	ml/l			ml/US gal	ml/l
80/87	rouge	0,5	0,13	80	rouge	0,5	0,13	80/87	rouge	0,5	0,13
91/98	bleu	2,0	0,53	*100LL	bleu	2,0	0,53	néant	néant	néant	néant
100/130	vert	3,0	0,79	100	vert	**3,0	0,79	100/130	vert	**3,0	0,79
115/145	violet	4,6	1,22	néant	néant	néant	néant	115/145	violet	4,6	1,22

- - Dans certains pays en dehors des Etats-Unis, le carburant d'indice d'octane 100LL (à faible teneur en plomb) est actuellement coloré en vert et porte la désignation « 100L ».
- ** - Les carburants commerciaux d'indice 100 et d'indice 100/130 (tous deux colorés en vert) ayant une teneur en plomb tétraéthyle jusqu'à 4 ml/US gal (1,06 ml/l) sont approuvés pour emploi dans tous les moteurs certifiés pour emploi avec un carburant d'indice d'octane 100/130.
- *** - ASTM (American Society for Testing Materials) : Société Américaine pour l'essai des matériaux.
MIL : Spécifications militaires américaines.

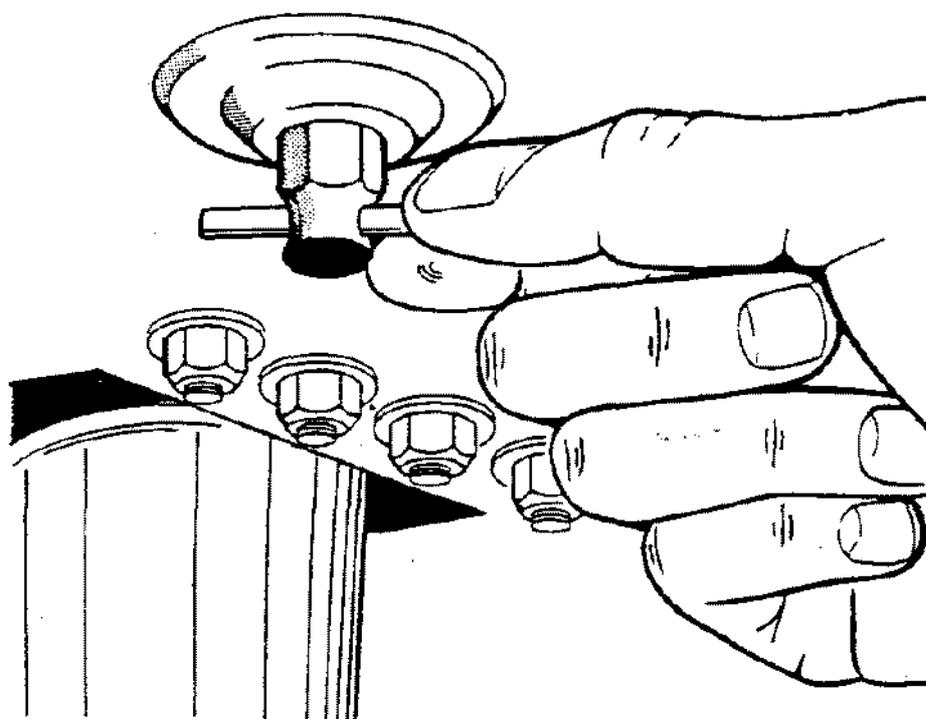
L'utilisation de l'avion est approuvée avec additif antiglace dans le carburant. L'additif antiglace éventuellement utilisé doit répondre à la spécification MIL-I-27686 ; il doit être mélangé uniformément au carburant au cours du ravitaillement, ne doit pas dépasser 0,15 % en volume du complément de carburant ; la proportion d'additif mélangée ne devant pas être inférieure à 0,10 % en volume pour garantir son efficacité. Une proportion de 1,5 fl.oz pour 10 US gal de carburant (1,17 ml d'additif par litre de carburant) devrait convenir. Utiliser un doseur fourni par le fabricant d'additif. Suivre attentivement les consignes de mélange ou de dosage du fabricant en tenant compte des renseignements contenus dans la présente section.

ATTENTION

S'assurer de bien déverser l'additif dans l'écoulement de carburant. L'écoulement de l'additif doit commencer après et cesser avant celui du carburant. Ne pas laisser l'additif concentré entrer en contact avec les surfaces peintes de l'avion ou les surfaces intérieures des réservoirs.

Certains carburants contiennent déjà des additifs antiglace incorporés en raffinerie, et aucun autre mélange n'est à effectuer.

L'utilisation d'un additif dans le carburant ne dispense pas des opérations de purge du circuit carburant avant vol.



PURGE DE CARBURANT

Figure 8-3

c) Plein des réservoirs de carburant

Observer toutes les mesures de sécurité requises lors de la manipulation de l'essence. Le carburant est stocké dans deux réservoirs de 25 US gal (94,5 l) (24 US gal - 91 l utilisables).

d) Purge du filtre à carburant des puisards et des canalisations

Les puisards de réservoir et le filtre du circuit carburant doivent être purgés chaque jour avant le premier vol et après un ravitaillement pour éviter l'accumulation des impuretés telles que l'eau et les sédiments et pour vérifier la conformité du carburant. Chaque réservoir de carburant comporte une purge rapide individuelle située au fond dans le coin arrière interne du réservoir. Le filtre à carburant est équipé d'une purge rapide située sur le coin inférieur avant de la cloison pare-feu. Il faut purger en premier les puisards de chacun des réservoirs. Purger ensuite le filtre à carburant à deux reprises, en changeant à chaque fois de réservoir à l'aide du robinet sélecteur de carburant.

A chaque purge de carburant, laisser couler une quantité de carburant suffisante pour assurer l'élimination des impuretés. Recueillir ce carburant dans un récipient approprié, l'examiner afin de s'assurer de l'absence d'impuretés et de vérifier la conformité du carburant, puis jeter le carburant.

ATTENTION

Après toute purge de carburant, bien s'assurer qu'il n'existe pas de risques d'incendie avant de démarrer le moteur.

Après la purge, vérifier la fermeture totale de chacune des purges rapides et s'assurer que ces purges ne présentent pas de fuites.

e) Vidange du circuit carburant

La majeure partie du carburant du circuit peut être vidangée en ouvrant le robinet situé du côté interne de chaque réservoir de carburant. Pousser vers le haut les bras du robinet de purge et tourner dans le sens antihoraire pour maintenir le robinet ouvert. Le carburant résiduel du circuit peut être vidangé au niveau de la cuve de filtre. Chaque réservoir peut être vidangé séparément en fermant le robinet sélecteur et en ouvrant le robinet de purge du réservoir concerné.

8.23 CONFLAGE DES PNEUMATIQUES

Afin d'obtenir une durée de vie maximale des pneumatiques, les maintenir gonflés à la pression appropriée : 30 psi (2,1 bar) pour le train avant, 24 psi (1,7 bar) pour le train principal. Les pneus et les roues sont équilibrés avant la première mise en place ; il ne faut donc pas, au remontage, dissocier un ensemble pneu, roue et chambre. Des roues déséquilibrées peuvent entraîner de violentes vibrations du train d'atterrissage ; c'est pourquoi, si de nouveaux éléments sont mis en service, il peut être nécessaire de rééquilibrer les roues équipées de leurs pneus. Lors de la vérification de la pression des pneus, en examiner l'usure et s'assurer de l'absence de coupures, de meurtrissures et de glissement.

8.25 ENTRETIEN DE LA BATTERIE

On accède à la batterie de 12 volts en relevant le capot supérieur droit et en déposant le couvercle du bac batterie, qui est monté sur la face avant de la cloison pare-feu, du côté droit. Le bac batterie est muni d'un tube de drainage qui est normalement fermé par un bouchon ; ce tube doit être ouvert de temps en temps pour évacuer le liquide qui a pu s'y accumuler.

La batterie doit être vérifiée pour s'assurer que le niveau du liquide est correct. NE PAS dépasser les séparateurs. NE PAS refaire les niveaux de la batterie avec de l'acide, utiliser seulement de l'eau. Une vérification avec un pèse-acide permettra de déterminer le pourcentage de charge de la batterie.

Si la charge de la batterie n'est pas complète, la recharger en commençant au régime de 4 ampères et en terminant au régime de 2 ampères. Les recharges rapides ne sont pas recommandées.

8.27 NETTOYAGE

a) Nettoyage du compartiment moteur

Avant de nettoyer le compartiment moteur, placer un morceau de ruban adhésif sur les orifices de mise à l'air libre des magnétos pour empêcher toute pénétration de solvant.

- 1) Placer un grand bac sous le moteur pour recevoir les produits d'écoulement.
- 2) Le capotage moteur étant déposé, vaporiser ou brosser le moteur avec un solvant ou un mélange de solvant et de dégraissant. Afin d'éliminer les dépôts importants d'impuretés et de graisse, il peut être nécessaire de brosser les surfaces qui ont été vaporisées.

ATTENTION

Ne pas vaporiser de solvant dans l'alternateur, la pompe à vide, le démarreur ou les entrées d'air.

- 3) Laisser le solvant au contact du moteur pendant 5 à 10 minutes. Nettoyer ensuite le moteur en le rinçant avec un supplément de solvant et laisser sécher.

ATTENTION

Ne pas faire fonctionner le moteur jusqu'à ce que le solvant se soit évaporé ou ait été éliminé.

- 4) Déposer les rubans de protection des magnétos.
- 5) Lubrifier les commandes, les surfaces d'appui, etc., en suivant les indications du tableau de graissage du Guide de maintenance PA-28-161.

b) Nettoyage du train d'atterrissage

Avant de nettoyer le train d'atterrissage, protéger l'ensemble roue et frein avec un masque en plastique ou en un matériau semblable.

- 1) Placer un bac sous le train pour recevoir les produits d'écoulement.
- 2) Vaporiser ou brosser le train à la demande avec un solvant ou avec un mélange de solvant et de dégraissant. En cas de dépôts importants d'impuretés et de graisse, il peut être nécessaire de brosser les surfaces qui ont été vaporisées afin de les nettoyer.
- 3) Laisser le solvant au contact du train pendant 5 à 10 minutes. Rincer ensuite le train avec un supplément de solvant et laisser sécher.
- 4) Enlever le masque de protection de la roue et le bac de récupération.
- 5) Lubrifier le train en suivant les indications du tableau de graissage du Guide de maintenance PA-28-161.

c) Nettoyage des surfaces extérieures

L'avion doit être lavé avec une solution d'eau et de savon doux. L'utilisation d'abrasifs durs ou de savons ou de détergents alcalins sur des surfaces peintes ou en plastique risque de provoquer des rayures ou la corrosion des surfaces métalliques. Recouvrir les surfaces sur lesquelles une solution de nettoyage pourrait entraîner des détériorations. Pour laver l'avion, utiliser la méthode suivante :

- 1) Laver à grande eau les saletés qui ne sont pas incrustées ou collées.
- 2) Appliquer la solution de nettoyage avec un chiffon doux, une éponge ou une brosse à poils doux.
- 3) Pour enlever les taches dues aux gaz d'échappement, laisser la solution agir plus longtemps sur la surface.
- 4) Pour enlever les taches d'huile et de graisse tenaces, utiliser un chiffon doux imbibé de naphte.
- 5) Rincer toutes les surfaces soigneusement.
- 6) Toute bonne cire pour automobiles peut être utilisée pour préserver les surfaces peintes. Des chiffons doux ou une peau de chamois doivent être employés pour empêcher les rayures au cours du nettoyage ou du polissage. Une couche de cire plus épaisse sur les bords d'attaque réduira les problèmes d'abrasion dans ces zones.

d) Nettoyage du pare-brise et des fenêtres

- 1) Enlever avec de l'eau propre sur les surfaces extérieures les traces de saleté, la boue et les autres particules qui ne sont pas incrustées.

- 2) Laver avec du savon doux et de l'eau chaude ou un produit de nettoyage pour plastique d'avion. Frotter, sans appuyer d'un mouvement rectiligne avec un chiffon doux ou une éponge.
- 3) Enlever les traces d'huile et de graisse avec un chiffon imbibé de kérosène.

ATTENTION

Ne pas utiliser d'essence, d'alcool, de benzène, de tétrachlorure de carbone, de diluant, d'acétone, ou de produits de nettoyage pour fenêtres en aérosol.

- 4) Après le nettoyage des surfaces en plastique, appliquer une fine couche de cire à polir dure. Frotter légèrement avec un chiffon doux. Ne pas faire de mouvements circulaires.
 - 5) Une rayure importante du plastique peut être éliminée en l'adoucissant avec du rouge à polir. Lisser les deux lèvres et appliquer de la cire.
- e) Nettoyage de la garniture de plafond, des panneaux latéraux et des sièges
- 1) Nettoyer la garniture de plafond, les panneaux latéraux et les sièges avec une brosse à poils durs et, au besoin, en utilisant un aspirateur.
 - 2) Une garniture salie, à l'exception du cuir, peut être nettoyée avec un bon produit de nettoyage pour garnitures adapté au matériau. Suivre avec soin le mode d'emploi du fabricant. Eviter de détrempier ou de frotter trop fort.

ATTENTION

Les produits de nettoyage à base de solvant nécessitent une ventilation convenable.

- 3) Le cuir doit être nettoyé avec du savon spécial pour selles ou avec du savon doux pour les mains et de l'eau.
- f) Nettoyage des moquettes

Pour nettoyer les moquettes, enlever d'abord les saletés qui ne sont pas incrustées ou collées en utilisant une balayette ou un aspirateur. Utiliser un produit de nettoyage à sec ininflammable pour les souillures et les taches tenaces. Les moquettes de plancher peuvent être déposées et nettoyées comme n'importe quelle moquette d'appartement.

8.29 UTILISATION PAR TEMPS FROID

Pour l'utilisation par temps froid, un cache d'adaptation aux basses températures se pose sur l'ouverture d'entrée d'air du radiateur d'huile. Ce cache doit être mis en place lorsque la température ambiante atteint 50 °F (10 °C) ou moins. Déposer le cache, et le ranger dans le poste de pilotage, lorsque la température ambiante dépasse 50 °F (10 °C).

Pour l'utilisation par temps froid il est recommandé de monter un nécessaire optionnel d'adaptation aux basses températures pour le tube de reniflard moteur. Ce nécessaire est disponible chez votre Vendeur/Distributeur Piper.

TABLE DES MATIERES

SECTION 9
SUPPLEMENTS

Paragraphes		Pages
9.1	Généralités	9-1
9.2	Terminologie	9-1
1	Compensateur de profondeur électrique Piper	(4 pages) 9-3
2	Installation de conditionnement d'air	(4 pages) 9-7
3	Montre de volant Piper	(4 pages) 9-11
4	Pilote automatique Century 21	(6 pages) 9-15
5	Système de navigation KNS 80	(6 pages) 9-21
6	Système de pilotage série KAP 100	(20 pages) 9-27
7	Système de pilotage série KAP 150	(26 pages) 9-47
8	Circuit de dépression auxiliaire	(5 pages) 9-73

TABLE DES MATIERES

SECTION 9

SUPPLEMENTS

Paragraphes		Pages
9.1	Généralités	9-1
9.2	Terminologie	9-1
1	Compensateur de profondeur électrique Piper	(4 pages) 9-3
2	Installation de conditionnement d'air	(4 pages) 9-7
3	Montre de volant Piper	(4 pages) 9-11
4	Pilote automatique Century 21	(6 pages) 9-13
5	Système de navigation KNS 80	(6 pages) 9-21
6	Système de pilotage série KAP 100	(20 pages) 9-27
7	Système de pilotage série KAP 150	(26 pages) 9-47
8	Circuit de dépression auxiliaire	(5 pages) 9-73

SECTION 9
SUPPLEMENTS

9.1 GENERALITES

La présente section fournit, sous forme de suppléments, les renseignements nécessaires à une utilisation efficace de l'avion lorsque celui-ci est doté d'un ou de plusieurs des différents systèmes et équipements optionnels non livrés avec l'avion standard.

Tous les suppléments fournis dans la présente section sont numérotés à suivre en tant que partie intégrante du présent manuel. Les renseignements que renferme chaque supplément ne s'appliquent que lorsque l'équipement concerné est monté sur l'avion.

9.2 TERMINOLOGIE

Les termes techniques utilisés dans les suppléments concernant les pilotes automatiques sont ceux définis par l'arrêté N° 76-260 du 12 août 1976.

A certains de ces termes correspondent d'autres termes encore employés, par exemple :

- Alignement de descente : glide slope
- Alignement de piste : localizer
- Indicateur de situation horizontale (H.S.I.) : plateau de route

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

MANUEL DE VOL
APPROUVE DGAC

SUPPLEMENT N° 1
CONCERNANT

LE COMPENSATEUR DE PROFONDEUR ELECTRIQUE PIPER

Le présent supplément doit être joint au Manuel de vol approuvé DGAC lorsque l'avion est doté du compensateur de profondeur électrique Piper conformément au plan Piper N° 67496-3. Les renseignements renfermés ci-après ne complètent ou n'annulent et remplacent le Manuel de vol de base approuvé DGAC que dans les domaines énumérés ci-après. En ce qui concerne les renseignements relatifs aux limitations, aux procédures et aux performances non présentés dans le présent supplément, se reporter au Manuel de vol de base approuvé DGAC.

SECTION 1 - GENERALITES

Le présent supplément fournit les renseignements nécessaires à l'utilisation de l'avion lorsque celui-ci est doté du compensateur de profondeur électrique optionnel Piper. Les renseignements que renferme le présent supplément sont à utiliser conjointement avec l'ensemble du manuel.

SECTION 2 - LIMITATIONS

Les limitations ne sont pas modifiées.

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

- a) En cas de mauvais fonctionnement, mettre le poussoir de compensateur de profondeur, situé sur le tableau de bord, dans la position de débrayage.
- b) En cas d'urgence, le compensateur de profondeur électrique peut être contré à l'aide du compensateur de profondeur manuel.
- c) En configuration de croisière, un mauvais fonctionnement peut provoquer une modification de 10° de l'assiette longitudinale et une variation d'altitude de 200 ft (61 m).
- d) En configuration d'approche, un mauvais fonctionnement peut provoquer une modification de 5° de l'assiette longitudinale et une perte d'altitude de 50 ft (15 m).

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

Le compensateur électrique peut être mis en service ou hors service par l'intermédiaire d'un poussoir situé au-dessus du contact d'allumage. Lorsque le compensateur électrique est en service, le réglage du compensateur de profondeur peut s'effectuer soit en manœuvrant le volant de commande manuelle du compensateur de profondeur, soit en actionnant le commutateur de commande de compensateur situé sur le volant pilote.

SECTION 5 - PERFORMANCES

Les performances ne sont pas modifiées.

SECTION 6 - MASSE ET CENTRAGE

Les équipements optionnels installés en usine sont compris dans les données de masse et de centrage à la délivrance du Certificat de navigabilité de la Section 6 du Manuel de vol de base.

SECTION 7 - DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT

La description et le fonctionnement ne sont pas modifiés.

SECTION 9
~~SUPPLEMENT 1~~

MANUEL DE VOL
PIPER AIRCRAFT CORPORATION
AVION WARRIOR II PA-28-161

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

RAPPORT : VB-1226
9-6, 4/4

EDITION 1

MANUEL DE VOL
APPROUVE DGAC
SUPPLEMENT N° 2
CONCERNANT
L'INSTALLATION DE CONDITIONNEMENT D'AIR

Le présent supplément doit être joint au Manuel de vol approuvé DGAC lorsque l'avion est doté de l'installation de conditionnement d'air conformément au plan Piper N° 99575-4. Les renseignements renfermés ci-après ne complètent ou n'annulent et remplacent le Manuel de vol de base approuvé DGAC que dans les domaines énumérés ci-après. En ce qui concerne les renseignements relatifs aux limitations, aux procédures et aux performances non présentés dans le présent supplément, se reporter au Manuel de vol de base approuvé DGAC.

SECTION 1 - GENERALITES

Le présent supplément fournit les renseignements nécessaires à une utilisation efficace de l'avion lorsque celui-ci est doté de l'installation de conditionnement d'air optionnelle. Les renseignements que renferme le présent supplément sont à utiliser conjointement avec l'ensemble du manuel.

SECTION 2 - LIMITATIONS

- a) Afin d'assurer les performances de montée maximales, le conditionnement d'air doit être mis sur «OFF» («ARRET») manuellement avant le décollage afin de débrayer le compresseur et de rentrer le volet de condenseur. Le conditionnement d'air doit également être mis sur «OFF» («ARRET») manuellement avant l'approche d'atterrissage dans l'éventualité d'une remise de gaz.

- b) Plaquettes

Bien en vue du pilote et au voisinage des commandes du conditionnement d'air lorsque l'avion est équipé de cette installation :

«WARNING - AIR CONDITIONER MUST BE OFF TO INSURE NORMAL TAKEOFF CLIMB PERFORMANCE.»

(«ATTENTION-DANGER - LE CONDITIONNEMENT D'AIR DOIT ETRE SUR ARRET POUR ASSURER DES PERFORMANCES DE MONTEE NORMALES AU DECOLLAGE.»)

Bien en vue du pilote, à droite des instruments moteur (voyant de volet de condenseur) :

«AIR COND DOOR OPEN.»

(«VOLET COND. D'AIR OUVERT.»)

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

Les procédures d'urgence ne sont pas modifiées.

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

Avant le décollage, le bon fonctionnement du conditionnement d'air doit être vérifié de la manière suivante :

- a) Vérifier que le contact général de l'avion est sur «ON» («MARCHE»).
- b) Mettre l'interrupteur de commande du conditionnement d'air sur «ON» («MARCHE») et le commutateur de la soufflante sur l'une des positions d'utilisation. Le voyant «AIR COND DOOR OPEN» («VOLET COND. D'AIR OUVERT») s'allume indiquant ainsi la manœuvre correcte du volet de condenseur du conditionnement d'air.
- c) Mettre l'interrupteur de commande du conditionnement d'air sur «OFF» («ARRET»). Le voyant «AIR COND DOOR OPEN» («VOLET COND. D'AIR OUVERT») s'éteint indiquant ainsi que le volet de condenseur du conditionnement d'air est en position rentrée.
- d) Si le fonctionnement du voyant «AIR COND DOOR OPEN» («VOLET COND. D'AIR OUVERT») ne répond pas à la description ci-dessus, ceci dénote un défaut de fonctionnement de l'installation de conditionnement d'air ou de l'ampoule du voyant ; il faut alors procéder à un examen plus approfondi de l'installation avant le vol.

La vérification du fonctionnement ci-dessus peut être effectuée en vol si l'on soupçonne une défaillance.

Le voyant de volet de condenseur se trouve en face du pilote, à droite du bloc d'instruments moteur. Le voyant s'allume lorsque le volet est ouvert et s'éteint lorsque le volet est fermé.

SECTION 5 - PERFORMANCES

N.A.P. L'utilisation du conditionnement d'air entraîne une légère diminution de la vitesse de croisière et de N.A.P. la distance franchissable. La puissance nécessaire à l'entraînement du compresseur est prélevée sur le N.A.P. moteur et la sortie du volet de condenseur provoque une augmentation de la traînée. Normalement, lorsque N.A.P. le conditionnement d'air est coupé, il n'y a pas de différence appréciable des performances de montée, de croisière ou de distance franchissable de l'avion. N.A.P.

NOTA

Afin d'assurer les performances de montée maximales, le conditionnement d'air doit être mis sur «OFF» («ARRET») manuellement avant le décollage afin de débrayer le compresseur et de rentrer le volet de condenseur. Le conditionnement d'air doit également être mis sur «OFF» («ARRET») manuellement avant l'approche d'atterrissage dans l'éventualité d'une remise de gaz.

N.A.P.

Bien que la vitesse de croisière et la distance franchissable ne soient que légèrement affectées par l'utilisation du conditionnement d'air, ces modifications doivent être prises en considération dans la préparation du plan de vol. Pour rester en deçà de la moyenne, les chiffres ci-dessous supposent le fonctionnement continu du compresseur pendant que l'avion est en vol. Ce ne sera le cas que par temps très chaud.

N.A.P. a) La diminution de vitesse vraie est d'environ 4 kt (7 km/h) à tous les régimes.

N.A.P.

b) La réduction de la distance franchissable peut atteindre 32 NM (59 km) pour la capacité de 48 US gal (182 l).

N.A.P.

Les performances de montée ne sont pas compromises de façon appréciable par l'utilisation du conditionnement d'air étant donné que le débrayage du compresseur et la rentrée du volet de condenseur sont commandés l'un et l'autre automatiquement par la manette des gaz avancée en position plein gaz. Lorsque l'on n'utilise pas la position plein gaz, ou en cas de défaut de fonctionnement entraînant le fonctionnement du compresseur et la sortie du volet de condenseur, la réduction prévisible du taux de montée peut atteindre 100 ft/mn (0,5 m/s). En cas de défaut de fonctionnement empêchant la rentrée du volet de condenseur alors que le compresseur est coupé, la réduction prévisible du taux de montée peut atteindre 50 ft/mn (0,25 m/s).

SECTION 6 - MASSE ET CENTRAGE

Les équipements optionnels installés en usine sont compris dans les données de masse et de centrage à la délivrance du Certificat de navigabilité de la Section 6 du Manuel de vol de base.

SECTION 7 - DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT

La description et le fonctionnement ne sont pas modifiés.

MANUEL DE VOL
APPROUVE DGAC
SUPPLEMENT N° 3
CONCERNANT
LA MONTRE DE VOLANT PIPER

Le présent supplément doit être joint au Manuel de vol approuvé DGAC lorsque l'avion est doté de la montre de volant Piper conformément au plan Piper N° 87347-3. Les renseignements renfermés ci-après ne complètent ou n'annulent et remplacent le Manuel de vol de base approuvé DGAC que dans les domaines énumérés ci-après. En ce qui concerne les renseignements relatifs aux limitations, aux procédures et aux performances non présentés dans le présent supplément, se reporter au Manuel de vol de base approuvé DGAC.

SECTION 1 - GENERALITES

Le présent supplément fournit les renseignements nécessaires à l'utilisation de l'avion lorsque celui-ci est doté de la montre de volant Piper optionnelle. Les renseignements que renferme le présent supplément sont à utiliser conjointement avec l'ensemble du manuel.

SECTION 2 - LIMITATIONS

Les limitations ne sont pas modifiées.

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

Les procédures d'urgence ne sont pas modifiées.

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

a) CORRECTIONS

Dans la fonction «CLOCK» («MONTRE»), la mise à l'heure et à la date s'effectue en utilisant le poussoir «RST» («CORRECTION»).

b) MISE A LA DATE

Une pression sur le poussoir «RST» («CORRECTION») entraîne l'affichage de la date avec le mois qui clignote. Le poussoir «ST-SP» («DEPART-ARRET») permet d'avancer le mois, jusqu'à l'affichage du mois exact, soit à la cadence d'un par seconde tant qu'il est enfoncé, soit un par un à chaque pression.

Une nouvelle pression sur le poussoir «RST» («CORRECTION») entraîne le clignotement de la date, la mise à la date s'effectuant de manière identique.

c) MISE A L'HEURE

Appuyer maintenant deux fois sur le poussoir «RST» («CORRECTION») pour faire clignoter les chiffres des heures. La mise à l'heure exacte s'effectue comme décrit précédemment.

Une nouvelle pression sur le poussoir «RST» («CORRECTION») fait maintenant clignoter les chiffres des minutes. Afficher la minute correspondant à la minute ronde qui va suivre de la référence de temps. Effectuer une pression supplémentaire sur le poussoir «RST» («CORRECTION») pour maintenir l'affichage de l'heure. Au signal de la référence de temps, appuyer momentanément sur le poussoir «ST-SP» («DEPART-ARRET») pour assurer le départ du compteur de temps à la seconde exacte.

Si l'avance des minutes n'est pas nécessaire lorsqu'elles clignotent, la montre étant en fonction de correction, une pression sur le poussoir «RST» («CORRECTION») rétablit le fonctionnement normal de la montre sans modifier le chiffre des minutes. Cette caractéristique est pratique lors du changement de fuseau horaire où seule l'heure est à modifier.

- d) AVANCE AUTOMATIQUE DE LA DATE
La fonction calendrier assure l'avance automatique à la date exacte suivant le calendrier perpétuel sur quatre ans. Ajouter manuellement un jour le 29 février des années bissextiles. L'avance à la date exacte est assurée chaque jour à minuit.
- e) ESSAI DE L'AFFICHAGE
La pression simultanée des deux poussoirs «RST» («CORRECTION») et «ST-SP» («DEPART-ARRET») assure la fonction d'essai de l'affichage.

SECTION 5 - PERFORMANCES

Les performances ne sont pas modifiées.

SECTION 6 - MASSE ET CENTRAGE

Les équipements optionnels installés en usine sont compris dans les données de masse et de centrage à la délivrance du Certificat de navigabilité de la Section 6 du Manuel de vol de base.

SECTION 7 - DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT

La description et le fonctionnement ne sont pas modifiés.

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

MANUEL DE VOL
APPROUVE DGAC

SUPPLEMENT N° 4
CONCERNANT

LE PILOTE AUTOMATIQUE CENTURY 21

(Le montage de ce dispositif sera autorisé après approbation par la DGAC)

Le présent supplément doit être joint au Manuel de vol approuvé DGAC lorsque l'avion est doté du pilote automatique Century 21 conformément au certificat de type supplémentaire SA3352SW. Les renseignements renfermés ci-après ne complètent ou n'annulent et remplacent le Manuel de vol de base approuvé DGAC que dans les domaines énumérés ci-après. En ce qui concerne les renseignements relatifs aux limitations, aux procédures et aux performances non présentés dans le présent supplément, se reporter au Manuel de vol de base approuvé DGAC.

SECTION 1 - GENERALITES

Le présent supplément fournit les renseignements nécessaires pour l'utilisation de l'avion lorsque celui-ci est doté du pilote automatique optionnel Century 21 conformément au certificat de type supplémentaire SA3352SW. Les renseignements que renferme le présent supplément sont à utiliser conjointement avec l'ensemble du manuel.

SECTION 2 - LIMITATIONS

- a) Utilisation du pilote automatique interdite au-dessus de V_i : 155 kt (287 km/h).
- b) Pilote automatique sur «OFF» («ARRET») pour le décollage et l'atterrissage.

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

a) PILOTE AUTOMATIQUE

En cas de mauvais fonctionnement du pilote automatique, ou quand le pilote automatique ne répond pas aux ordres, ne pas tenter d'en déterminer la cause. Reprendre le contrôle de l'avion en contrant le pilote automatique et débrayer immédiatement ce dernier en repoussant sur «OFF» («ARRET») l'interrupteur «AP ON-OFF» («MARCHE-ARRET PILOTE AUTOMATIQUE») du programmeur.

Ne pas utiliser le pilote automatique tant que la panne du système n'a pas été déterminée et corrigée.

1) Perte d'altitude en cours de mauvais fonctionnement :

- a. Un mauvais fonctionnement du pilote automatique en cours de montée, de croisière ou de descente, avec un retard de 3 secondes pour amorcer la reprise de contrôle, peut provoquer une inclinaison latérale allant jusqu'à 60° et une perte d'altitude de 320 ft (98 m). Perte d'altitude maximale enregistrée en descente à V_i : 155 kt (287 km/h).
- b. Un mauvais fonctionnement du pilote automatique au cours d'une approche, avec un retard de 1 seconde pour amorcer la reprise de contrôle, peut provoquer une inclinaison latérale allant jusqu'à 15° et une perte d'altitude de 20 ft (6 m). Perte d'altitude maximale mesurée en configuration d'approche avec ou sans couplage.

b) COMPAS

- 1) Utilisation d'urgence avec indicateur de situation horizontale optionnel NSD 360A, asservi et/ou non asservi :

NSD 360A

- a. Apparition du drapeau «HDG» («CAP») :
1. Sur le manomètre d'alimentation d'air (dépression ou pression), vérifier que l'alimentation en air est suffisante (4 in Hg - 102 mm Hg au minimum).
 2. Vérifier le disjoncteur de compas.
 3. Surveiller l'indicateur pour s'assurer de son bon fonctionnement.
- b. Pour mettre la rose de cap hors service - déclencher le disjoncteur et utiliser le compas magnétique pour les données de cap.

NOTA

Si la rose de cap est hors service, le pilote automatique ne doit pas être utilisé.

- c. La rose étant hors service, les indications VOR/ILS sont toujours utilisables ; utiliser le réglage de la rose pour amener celle-ci au cap de l'avion de manière à avoir une présentation correcte.
- d. Panne d'asservissement - (c.-à-d. panne de correction automatique de dérive gyro) :
1. Vérifier que l'inverseur d'asservissement gyro est placé en position N° 1 (Si l'avion est doté de l'inverseur «SLAVE No. 1 - No. 2» («ASSERVISSEMENT N° 1 - N° 2»)) ou en position «SLAVED» («ASSERVI») lorsque l'avion est doté de l'inverseur «SLAVED - FREE GYRO» («GYRO ASSERVI - PUR»).
 2. Vérifier que le drapeau «HDG» («CAP») est effacé.
 3. Vérifier le disjoncteur de compas.
 4. Recaler la rose de cap tout en surveillant l'indicateur d'asservissement.

NOTA

L'aiguille de l'indicateur d'asservissement indique une panne du circuit d'asservissement lorsqu'elle est immobile ou si elle dévie à fond dans l'un ou l'autre sens.

5. Passer sur l'amplificateur d'asservissement N° 2, si l'avion en est doté.
6. Recaler la rose de cap tout en surveillant l'indicateur d'asservissement. Si l'indication de l'asservissement correct n'est pas obtenue, passer en gyroscope pur et recalcr périodiquement la rose qui fonctionne en gyroscope non asservi.

NOTA

En fonction alignement de piste, les flèches «TO-FROM» peuvent rester masquées suivant la conception du convertisseur de navigation utilisé dans l'installation.

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

En ce qui concerne la description du pilote automatique et ses procédures d'utilisation normale, se reporter au Manuel de l'exploitant du pilote automatique Century 21 de Edo-Aire Mitchell, référence N° 68S805, de janvier 1979.

a) PROCEDURES AVANT VOL

NOTA

Pendant la vérification du fonctionnement de l'ensemble, il faut que la tension continue d'alimentation (12,0 Vcc au minimum) et l'alimentation en air des instruments (4,2 in Hg (107 mm Hg) au minimum) soient suffisantes. Pour cette vérification du fonctionnement, il est recommandé de mettre l'avion de niveau et de faire tourner le moteur pour assurer l'alimentation nécessaire.

b) PILOTE AUTOMATIQUE AVEC CONSERVATEUR DE CAP STANDARD

- 1) Embrayer le pilote automatique.
- 2) Le déplacement du volant doit correspondre à l'action de la commande d'ordre «HDG» («CAP»).
- 3) Saisir le volant et surpasser la servocommande de roulis afin de s'assurer de la possibilité de surpassement.
- 4) L'index de cap étant centré, afficher la fonction «NAV» («NAVIGATION») ou «APPR» («APPROCHE») et noter le déplacement du volant dans le sens de l'écart de l'aiguille de l'indicateur VOR.
- 5) Afficher la fonction «REV» («ROUTE INVERSE») et noter le déplacement du volant dans le sens opposé à l'écart de l'aiguille de l'indicateur VOR.
- 6) Débrayer le pilote automatique.
- 7) Vérifier le plein débattement de la commande de gauchissement afin de s'assurer du débrayage total du pilote automatique.

- c) **PILOTE AUTOMATIQUE AVEC COMPAS (NSD 360A)**
(En ce qui concerne les autres types de compas, se reporter aux instructions du fabricant)
- 1) Vérifier la position «SLAVE» («ASSERVI») ou «SLAVE 1» («ASSERVISSEMENT N° 1») ou «2» («N° 2») de l'inverseur d'asservissement, suivant le cas (Les circuits d'asservissement avec sortie sur indicateur radiomagnétique ne sont prévus qu'avec les positions de fonctionnement en gyro asservi et en gyro pur).
 - 2) Faire pivoter la rose de manière à centrer l'aiguille de l'indicateur d'asservissement - Vérifier le cap affiché en le comparant au cap du compas magnétique.
 - 3) Effectuer les vérifications normales du récepteur VOR.
 - 4) Effectuer les opérations 1) à 7) du paragraphe b) de la Section 4, en remplaçant l'index de cap par la flèche de route dans les opérations 4) et 5) pour le contrôle du déplacement du volant par rapport à l'aiguille gauche/droite. L'index de cap est sans action lorsqu'une des fonctions «NAV» («NAVIGATION»), «APPR» («APPROCHE») ou «REV» («ROUTE INVERSE») est affichée.
- d) **PROCEDURE EN VOL**
- 1) Compenser l'avion en fonction des conditions de vol existantes (tous les axes).
 - 2) Amener l'index de cap au cap désiré. Embrayer le pilote automatique.
 - 3) Au cours des évolutions - Commander l'avion en utilisant l'index de cap (Fonction «HDG» («CAP»)).
 - 4) Pour l'utilisation en navigation, afficher les fonctions à la demande en fonction de l'utilisation en cours et conformément à la description des fonctions donnée dans le Manuel de l'exploitant du Century 21.

SECTION 5 - PERFORMANCES

Les performances ne sont pas modifiées.

SECTION 6 - MASSE ET CENTRAGE

Les équipements optionnels installés en usine sont compris dans les données de masse et de centrage à la délivrance du Certificat de navigabilité de la Section 6 du Manuel de vol de base.

SECTION 7 - DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT

La description et le fonctionnement ne sont pas modifiés.

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

MANUEL DE VOL
APPROUVE DGAC

SUPPLEMENT N° 5
CONCERNANT
LE SYSTEME DE NAVIGATION KNS 80

Le présent supplément doit être joint au Manuel de vol approuvé DGAC lorsque l'avion est doté du système de navigation King KNS 80 conformément au plan Piper N° 36979(). Les renseignements renfermés ci-après ne complètent ou n'annulent et remplacent le Manuel de vol de base approuvé DGAC que dans les domaines énumérés ci-après. En ce qui concerne les renseignements relatifs aux limitations, aux procédures et aux performances non présentés dans le présent supplément, se reporter au Manuel de vol de base approuvé DGAC.

SECTION 1 - GENERALITES

Le présent supplément fournit les renseignements nécessaires à l'utilisation de l'avion lorsque celui-ci est doté du système de navigation optionnel KNS 80. Les renseignements que renferme le présent supplément sont à utiliser conjointement avec l'ensemble du manuel.

SECTION 2 - LIMITATIONS

Les limitations ne sont pas modifiées.

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

Les procédures d'urgence ne sont pas modifiées.

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

a) UTILISATION DU SYSTEME KNS 80

L'utilisation du système KNS 80 s'effectue suivant les trois fonctions de base suivantes : a) VOR, b) navigation à couverture de surface ou c) ILS. Pour passer d'une fonction à une autre, enfoncer le poussoir approprié, sauf pour la fonction ILS sur laquelle le système passe automatiquement lorsqu'une fréquence ILS est introduite dans les données du point tournant PRIS EN COMPTE. La fonction s'affiche sous la forme d'un pavé qui s'allume au-dessus du poussoir. En plus des fonctions VOR standard et navigation à couverture de surface en route («RNV ENR»), le KNS 80 est doté d'une fonction VOR à largeur de route constante ou parallèle («VOR PAR») et d'une fonction approche en navigation à couverture de surface («RNV APR»). Pour faire passer l'ensemble sur l'une de ces fonctions secondaires, appuyer une deuxième fois, suivant le cas, sur le poussoir «VOR» ou sur le poussoir «RNAV» («NAVIGATION A COUVERTURE DE SURFACE»). Les pressions répétées sur le poussoir «VOR» font passer le système alternativement sur les fonctions VOR et VOR parallèle, tandis que les pressions répétées sur le poussoir «RNAV» («NAVIGATION A COUVERTURE DE SURFACE») font passer le système alternativement sur les fonctions navigation à couverture de surface en route et approche en navigation à couverture de surface.

b) COMMANDES

- 1) **POUSSOIR «VOR»**
Bouton poussoir à position instable.
Lors de l'utilisation du système dans l'une des fonctions de navigation à couverture de surface, ce poussoir enfoncé fait passer le système en fonction VOR. Autrement, ce poussoir fait passer le système de l'une à l'autre des fonctions VOR et VOR parallèle.
- 2) **POUSSOIR «RNAV» («NAVIGATION A COUVERTURE DE SURFACE»)**
Bouton poussoir à position instable.
Lors de l'utilisation du système dans l'une des fonctions VOR, ce poussoir enfoncé fait passer le système en fonction navigation à couverture de surface en route. Autrement, ce poussoir fait passer le système de l'une à l'autre des fonctions navigation à couverture de surface en route et approche en navigation à couverture de surface.
- 3) **POUSSOIR «HOLD» («MAINTIEN»)**
Bouton poussoir à deux positions.
Ce poussoir enfoncé interdit le passage de l'équipement mesureur de distance sur une nouvelle station en cas de changement de la fréquence VOR. La libération de ce poussoir s'obtient par une nouvelle pression et permet le passage de l'équipement mesureur de distance sur la station associée à la station VOR.
- 4) **POUSSOIR «USE» («PRISE EN COMPTE»)**
Bouton poussoir à position instable.
Permet au point tournant pris en compte de prendre la même valeur que le point tournant affiché et fait passer l'affichage des données en fonction «FRQ» («FREQUENCE»).
- 5) **POUSSOIR «DSP» («AFFICHAGE»)**
Bouton poussoir à position instable.
Fait progresser de 1 le point tournant affiché et fait passer l'affichage des données en fonction «FRQ» («FREQUENCE»).
- 6) **POUSSOIR «DATA» («DONNEES»)**
Bouton poussoir à position instable.
Fait passer l'affichage des données de point tournant de «FRQ» («FREQUENCE») à «RAD» («RADIAL»), puis à «DST» («DISTANCE»), puis le fait retourner à «FRQ» («FREQUENCE»).

- 7) **COMMANDE «OFF/PULL ID» («ARRET/IDENTIFICATION - TIRER»)**
a. Tourner dans le sens antihoraire pour couper l'alimentation du système KNS 80.
b. Tourner dans le sens horaire pour augmenter le niveau d'écoute.
c. Tirer la commande pour l'écoute des signaux d'identification de station VOR.
- 8) **COMMANDE D'INTRODUCTION DES DONNEES**
Deux boutons concentriques. Le bouton central est à deux positions «enfoncé» ou «tiré».
- a. **Données de fréquence**
Le bouton extérieur fait varier le chiffre des unités (MHz).
Un report s'effectue des unités aux dizaines.
Un bouclage s'effectue de 117 à 108.
Le bouton central fait varier la fréquence au pas de 0,05 MHz, quelle que soit sa position «enfoncé» ou «tiré».
- b. **Données de radial**
Le bouton extérieur fait varier le chiffre des dizaines de degrés.
Un report s'effectue des dizaines aux centaines.
Un bouclage s'effectue de 360 degrés à zéro.
Le bouton central en position «enfoncé» fait varier le chiffre des unités (degrés).
Le bouton central en position «tiré» fait varier le chiffre des dixièmes de degré.
- c. **Données de distance**
Le bouton extérieur fait varier le chiffre des dizaines de NM.
Un report s'effectue des dizaines aux centaines.
Un bouclage s'effectue de 200 à zéro.
Le bouton central en position «enfoncé» fait varier le chiffre des unités (NM).
Le bouton central en position «tiré» fait varier le chiffre des dixièmes de NM.
- 9) **BOUTON D'AFFICHAGE DE ROUTE**
Situé sur l'indicateur de déviation de route.
Affichage de la route désirée passant par la station VOR au sol ou par le point tournant.

SECTION 5 - PERFORMANCES

Les performances ne sont pas modifiées.

SECTION 6 - MASSE ET CENTRAGE

Les équipements optionnels installés en usine sont compris dans les données de masse et de centrage à la délivrance du Certificat de navigabilité de la Section 6 du Manuel de vol de base.

SECTION 7 - DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT

La description et le fonctionnement ne sont pas modifiés.

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

MANUEL DE VOL
APPROUVE DGAC

SUPPLEMENT N° 6
CONCERNANT

LE SYSTEME DE PILOTAGE KING SERIE KAP 100

(Le montage de ce dispositif sera autorisé après approbation par la DGAC)

Le présent supplément doit être joint au Manuel de vol approuvé DGAC lorsque l'avion est doté du système de pilotage King série KAP 100 conformément au certificat de type supplémentaire SA1565CE-D. Les renseignements renfermés ci-après ne complètent ou n'annulent et remplacent le Manuel de vol de base approuvé DGAC que dans les domaines énumérés ci-après. En ce qui concerne les renseignements relatifs aux limitations, aux procédures et aux performances non présentés dans le présent supplément, se reporter au Manuel de vol de base approuvé DGAC.

SECTION 1 - GENERALITES

Le présent supplément fournit les renseignements nécessaires à l'utilisation de l'avion lorsque celui-ci est doté du système de pilotage optionnel King série KAP 100. Le système de pilotage doit être utilisé selon les limitations spécifiées ci-après. Les renseignements que renferme le présent supplément sont à utiliser conjointement avec l'ensemble du manuel.

Le présent supplément fait partie intégrante du présent manuel et doit se trouver en permanence dans ce dernier lorsque l'avion est doté du système de pilotage optionnel King série KAP 100.

SECTION 2 - LIMITATIONS

Le pilote automatique doit être sur «OFF» («ARRET») pour le décollage et l'atterrissage.

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

a) SYSTEME AVEC PILOTE AUTOMATIQUE SEUL

- 1) En cas de mauvais fonctionnement du PA : (effectuer les opérations a. et b. simultanément)
 - a. Volant de l'avion - SAISIR FERMEMENT et reprendre le contrôle de l'avion.
 - b. Poussoir «AP ENG» («EMBAYAGE PA») - APPUYER pour débrayer le PA.

b) SYSTEMES AVEC PILOTE AUTOMATIQUE ET COMPENSATEUR ELECTRIQUE MANUEL OPTIONNEL

- 1) En cas de mauvais fonctionnement du PA : (effectuer les opérations a. et b. simultanément)
 - a. Volant de l'avion - SAISIR FERMEMENT et reprendre le contrôle de l'avion.
 - b. Poussoir «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») - APPUYER.
- 2) En cas de mauvais fonctionnement du compensateur électrique manuel :
 - a. Poussoir «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») - APPUYER et MAINTENIR.
 - b. Disjoncteur «PITCH TRIM» («COMPENSATEUR DE PROFONDEUR») - DECLANCHER.
 - c. Avion - REPRENDRE LA COMPENSATION manuellement.

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

a) AVANT VOL (A EFFECTUER AVANT CHAQUE VOL)

- 1) GYROS - Attendre 3 à 4 minutes pour que les gyros atteignent leur vitesse de rotation nominale.
- 2) Interrupteur «RADIO POWER («ALIMENTATION RADIO») - «ON» («MARCHE»).
- 3) POUSSOIR «TEST» («ESSAI») AVANT VOL - APPUYER momentanément et VERIFIER :
 - a. Que tous les annonceurs sont allumés (l'annonceur «TRIM» («COMPENSATEUR») clignote).
 - b. Qu'au bout de 5 secondes environ, tous les annonceurs sont éteints sauf l'annonceur «AP» («PA») qui clignote 12 fois environ puis reste éteint.

NOTA

Si l'annonceur «TRIM» («COMPENSATEUR») reste allumé, l'essai avant vol du compensateur électrique manuel n'est pas satisfaisant. Déclencher le disjoncteur de compensateur de profondeur. Le PA reste utilisable.

- 4) COMPENSATEUR ELECTRIQUE MANUEL (si installé) - L'ESSAYER de la façon suivante :
 - a. Manœuvrer la partie gauche de l'inverseur double vers l'avant et vers l'arrière. Le volant de compensation ne doit pas bouger. Tourner le volant de compensation manuellement de façon à vaincre la résistance opposée par l'embrayage pour vérifier les possibilités de surassement manuel.
 - b. Manœuvrer la partie droite de l'inverseur double vers l'avant et vers l'arrière. Le volant de compensation ne doit pas bouger et l'effort nécessaire pour le mouvoir manuellement doit être normal.
 - c. Appuyer sur le poussoir «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») et le maintenir enfoncé. Le compensateur électrique manuel ne doit fonctionner ni à cabrer ni à piquer.
- 5) PA - EMBRAYER en appuyant sur le poussoir «AP ENG» («EMBRAYAGE PA»).
- 6) VOLANT - MANOEUVRER à droite et à gauche pour vérifier que le PA peut être surpassé.
- 7) Poussoir «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») - APPUYER. Vérifier que le PA se débraye et que toutes les fonctions sont annulées.
- 8) COMPENSATEUR - REGLER sur la position de décollage.

b) UTILISATION DU PA

- 1) Avant décollage
Poussoir «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») - APPUYER.

- 2) Embrayage du PA
Poussoir «AP ENG» («EMBRAYAGE PA»)- APPUYER. Vérifier que l'annonceur «AP» («PA») s'allume. En l'absence de sélection d'une autre fonction, le PA est asservi à la fonction ailes horizontales.
- 3) Changements de cap
 - a. Changements de cap manuels
 1. Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT»)- APPUYER et FAIRE VENIR l'avion au cap désiré.
 2. Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT»)- RELACHER. Le PA maintient l'avion ailes horizontales.

NOTA

En fonction ailes horizontales, le cap de l'avion peut varier si l'avion est mal compensé.

- b. Maintien de cap
 1. Bouton sélecteur de cap - POSITIONNER L'INDEX sur le cap désiré.
 2. Sélecteur de fonction «HDG» («CAP»)- APPUYER. Vérifier que l'annonceur «HDG» («CAP») est ALLUME. Le PA fait automatiquement virer l'avion vers le cap affiché.
 - c. Virages commandés (fonction maintien de cap en service)
Bouton sélecteur de cap - AMENER L'INDEX sur le cap désiré. Le PA fait automatiquement virer l'avion vers le nouveau cap affiché.
- 4) Couplage navigation
 - a. Avion équipé d'un indicateur de situation horizontale
 1. Flèche de route - POSITIONNER sur la route désirée.

NOTA

Si l'avion est équipé d'un sélecteur de récepteur de navigation «NAV 1/NAV 2», afficher la route désirée avec le sélecteur d'azimut en cas de sélection du récepteur de navigation N° 2.

2. Bouton sélecteur de cap - POSITIONNER L'INDEX pour obtenir l'angle d'interception désiré.

3. Sélecteur de fonction «NAV» («NAVIGATION») - APPUYER.
Si la barre d'écart de route est à plus de 2 à 3 points : l'avion continue en fonction cap (ou ailes horizontales si la fonction cap n'est pas sélectionnée) et l'annonceur «NAV» («NAVIGATION») clignote ; lorsque le point d'interception calculé est atteint, la fonction cap se débraye, l'annonceur «NAV» («NAVIGATION») s'allume fixe et la route affichée est automatiquement interceptée et suivie.

Si la barre d'écart est à moins de 2 à 3 points : la fonction cap se débraye à la sélection de la fonction navigation, l'annonceur «NAV» («NAVIGATION») s'allume fixe et la séquence interception/poursuite démarre automatiquement.

- b. Avion équipé d'un conservateur de cap
 1. Bouton «OBS» («SELECTEUR D'AZIMUT») - AFFICHER la route désirée.
 2. Sélecteur de fonction «NAV» («NAVIGATION») - APPUYER.
 3. Bouton sélecteur de cap - AMENER L'INDEX en concordance avec la route affichée à l'aide du sélecteur d'azimut.

NOTA

La sélection de la fonction navigation fait passer le mode de fonctionnement latéral de la fonction cap (si sélectionnée) à la fonction ailes horizontales pendant 5 secondes. Un angle d'interception de 45° est alors automatiquement établi, basé sur la position de l'index.

Si la barre d'écart est à plus de 2 à 3 points : la fonction affichée par le PA est la fonction cap (à moins qu'elle ne soit pas sélectionnée) et l'annonceur «NAV» («NAVIGATION») clignote. Lorsque le point d'interception calculé est atteint, l'annonceur «HDG» («CAP») s'éteint, l'annonceur «NAV» («NAVIGATION») s'allume fixe et la route affichée est automatiquement interceptée et suivie.

Si la barre d'écart est à moins de 2 à 3 points : la fonction cap se débraye à la sélection de la fonction navigation, l'annonceur «NAV» («NAVIGATION») s'allume fixe et la séquence interception/poursuite démarre automatiquement.

- 5) Couplage d'approche
- a. Avion équipé d'un indicateur de situation horizontale
 1. Flèche de route - POSITIONNER sur la route désirée.

NOTA

Si l'avion est équipé d'un sélecteur de récepteur de navigation «NAV 1/NAV 2», afficher la route désirée avec le sélecteur d'azimut en cas de sélection du récepteur de navigation N° 2.

2. Bouton sélecteur de cap - POSITIONNER L'INDEX pour obtenir l'angle d'interception désiré.
3. Sélecteur de fonction «APR» («APPROCHE») - APPUYER.
Si la barre d'écart de route est à plus de 2 à 3 points : l'avion continue en fonction cap (ou ailes horizontales si la fonction cap n'est pas sélectionnée) et l'annonceur «APR» («APPROCHE») clignote ; lorsque le point d'interception calculé est atteint, la fonction cap se débraye, l'annonceur «APR» («APPROCHE») s'allume fixe et la route affichée est automatiquement interceptée et suivie.

Si la barre d'écart est à moins de 2 à 3 points : la fonction cap se débraye à la sélection de la fonction approche, l'annonceur «APR» («APPROCHE») s'allume fixe et la séquence interception/poursuite démarre automatiquement.

- b. Avion équipé d'un conservateur de cap
 1. Bouton «OBS» («SELECTEUR D'AZIMUT») - AFFICHER l'axe d'approche désiré.
 2. Sélecteur de fonction «APR» («APPROCHE») - APPUYER.
 3. Bouton sélecteur de cap - AMENER l'index en concordance avec la route affichée à l'aide du sélecteur d'azimut.

NOTA

La sélection de la fonction approche fait passer le mode de fonctionnement latéral de la fonction cap (si sélectionnée) à la fonction ailes horizontales pendant 5 secondes. Un angle d'interception de 45° est alors automatiquement établi, basé sur la position de l'index.

Si la barre d'écart est à plus de 2 à 3 points : la fonction affichée par le PA est la fonction cap (à moins qu'elle ne soit pas sélectionnée) et l'annonceur «APR» («APPROCHE») clignote. Lorsque le point d'interception calculé est atteint, l'annonceur «HDG» («CAP») s'éteint, l'annonceur «APR» («APPROCHE») s'allume fixe et la route affichée est automatiquement interceptée et suivie.

Si la barre d'écart est à moins de 2 à 3 points : la fonction cap se débraye à la sélection de la fonction approche, l'annonceur «APR» («APPROCHE») s'allume fixe et la séquence interception/poursuite démarre automatiquement.

- 6) Couplage d'approche sur faisceau arrière
 - a. Avion équipé d'un indicateur de situation horizontale
 1. Flèche de route - POSITIONNER sur le cap de rapprochement du faisceau avant de l'ILS.

NOTA

Si l'avion est équipé d'un sélecteur de récepteur de navigation «NAV 1/NAV 2», afficher le cap de rapprochement du faisceau avant de l'ILS avec le sélecteur d'azimut en cas de sélection du récepteur de navigation N° 2.

2. Bouton sélecteur de cap - POSITIONNER L'INDEX pour obtenir l'angle d'interception désiré.
3. Sélecteur de fonction «BC» («FAISCEAU ARRIERE») - APPUYER.
Si la barre d'écart de route est à plus de 2 à 3 points : l'avion continue en fonction cap (ou ailes horizontales si la fonction cap n'est pas sélectionnée), l'annonceur «BC» («FAISCEAU ARRIERE») est allumé fixe et l'annonceur «APR» («APPROCHE») clignote. Lorsque le point d'interception calculé est atteint, la fonction cap se débraye, les annonceurs «BC» («FAISCEAU ARRIERE») et «APR» («APPROCHE») s'allument fixe et la route affichée est automatiquement interceptée et suivie.

Si la barre d'écart est à moins de 2 à 3 points : la fonction cap se débraye à la sélection de la fonction faisceau arrière, les annonceurs «APR» («APPROCHE») et «BC» («FAISCEAU ARRIERE») s'allument fixe et la séquence interception/poursuite démarre automatiquement.

- b. Avion équipé d'un conservateur de cap
 1. Bouton «OBS» («SELECTEUR D'AZIMUT») - AFFICHER le cap de rapprochement du faisceau avant de l'ILS.
 2. Sélecteur de fonction «BC» («FAISCEAU ARRIERE») - APPUYER.

3. Bouton sélecteur de cap - AMENER l'index au cap de rapprochement du faisceau avant de l'ILS.

NOTA

La sélection de la fonction faisceau arrière fait passer le mode de fonctionnement latéral de la fonction cap (si sélectionnée) à la fonction ailes horizontales pendant 5 secondes. Un angle d'interception de 45° est alors automatiquement établi, basé sur la position de l'index.

Si la barre d'écart est à plus de 2 à 3 points : les fonctions indiquées par le PA sont les fonctions cap et faisceau arrière ; l'annonceur «APR» («APPROCHE») clignote. Lorsque le point d'interception calculé est atteint, l'annonceur «HDG» («CAP») s'éteint, l'annonceur «APR» («APPROCHE») s'allume fixe et la route affichée est automatiquement interceptée et suivie.

Si la barre d'écart est à moins de 2 à 3 points : la fonction cap se débraye à la sélection de la fonction faisceau arrière, les annonceurs «BC» («FAISCEAU ARRIERE») et «APR» («APPROCHE») s'allument fixe et la séquence interception/poursuite démarre automatiquement.

- 7) Approche manquée
 - a. Poussoir «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») - APPUYER pour débrayer le PA.
 - b. APPROCHE MANQUEE - EFFECTUER.
 - c. Poussoir «AP ENG» («EMBAYAGE PA») - APPUYER (si l'on désire utiliser le PA). Vérifier l'allumage de l'annonceur «AP» («FA»).
- 8) Avant atterrissage
Poussoir «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») - APPUYER pour débrayer le PA.

SECTION 5 - PERFORMANCES

Les performances ne sont pas modifiées.

SECTION 6 - MASSE ET CENTRAGE

Les équipements optionnels installés en usine sont compris dans les données de masse et de centrage à la délivrance du Certificat de navigabilité de la Section 6 du Manuel de vol de base.

SECTION 7 - DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT

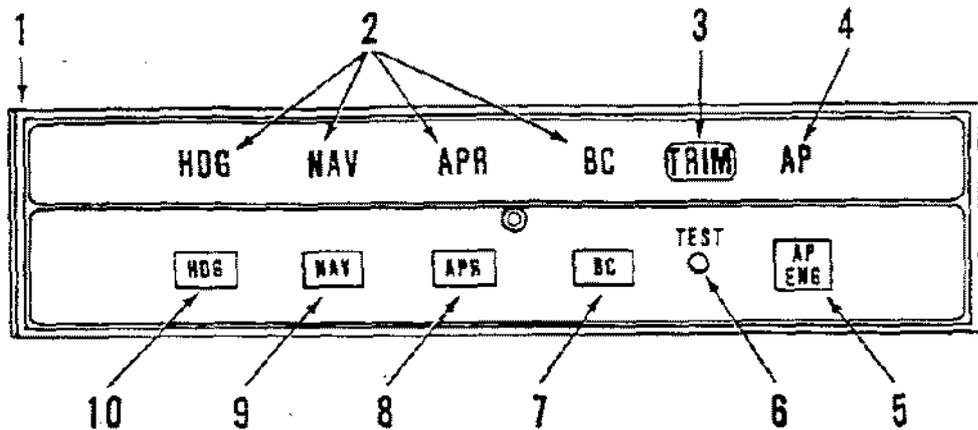
Le montage sur cet avion du pilote automatique KAP 100 est certifié avec un contrôle suivant l'axe de roulis. Les différents instruments et les commandes nécessaires à l'utilisation du pilote automatique KAP 100 sont décrits dans les figures 7-1 à 7-11.

Le pilote automatique KAP 100 est doté d'une commande électrique de compensateur de profondeur optionnelle conçue de manière à pouvoir supporter en vol tout type de défaut isolé. Tout défaut de compensation est signalé de façon visuelle et sonore.

Un dispositif de blocage empêche l'embrayage du PA tant que l'essai avant vol du système n'est pas satisfaisant.

Les causes suivantes entraînent le débrayage automatique du PA :

- a) Panne d'alimentation.
- b) Panne interne du système de pilotage.
- c) Avec le système KCS 55A, une panne de compas (apparition du drapeau «HDG» («CAP»)) entraîne le débrayage du PA lorsqu'une fonction utilisant les informations de cap est embrayée. Si le drapeau «HDG» («CAP») est visible, seule la fonction ailes horizontales du PA peut être sélectionnée.
- d) Des vitesses angulaires de roulis supérieures à 16 degrés par seconde entraînent le débrayage du PA sauf si le poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») est maintenu enfoncé.



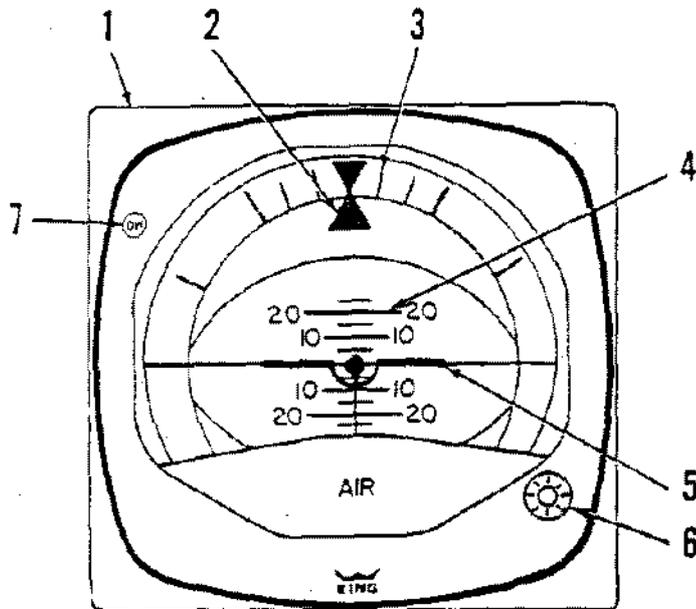
CALCULATEUR DE PILOTE AUTOMATIQUE KC 190

Figure 7-1

1. CALCULATEUR DE PILOTE AUTOMATIQUE KAP 100 - Calculateur de PA complet, y compris les annonceurs de fonctions et les commandes du système.
2. ANNONCIATEURS DE FONCTIONS - S'allument lors de la sélection d'une fonction au moyen du sélecteur correspondant (poussoir à action alternée).
3. ANNONCIATEUR «TRIM» («COMPENSATEUR») - S'allume en permanence quand le compensateur n'est pas alimenté ou si l'essai avant vol du système n'a pas été effectué. L'annonceur «TRIM» («COMPENSATEUR»), situé sur le côté droit du calculateur, clignote, accompagné par une alarme sonore, en présence de tout mauvais fonctionnement du compensateur de profondeur manuel (fonctionnement du compensateur sans ordre).
4. ANNONCIATEUR «AP» («PA») - S'allume en permanence dès que le PA est embrayé. Clignote 12 fois environ chaque fois que le PA est débrayé (doublé par une alarme sonore de 2 secondes).
5. POUSSOIR «AP ENG» («EMBAYAGE PA») - Une pression sur le poussoir embraye le PA si toutes les conditions logiques sont satisfaites.

Figure 7-1 (suite)

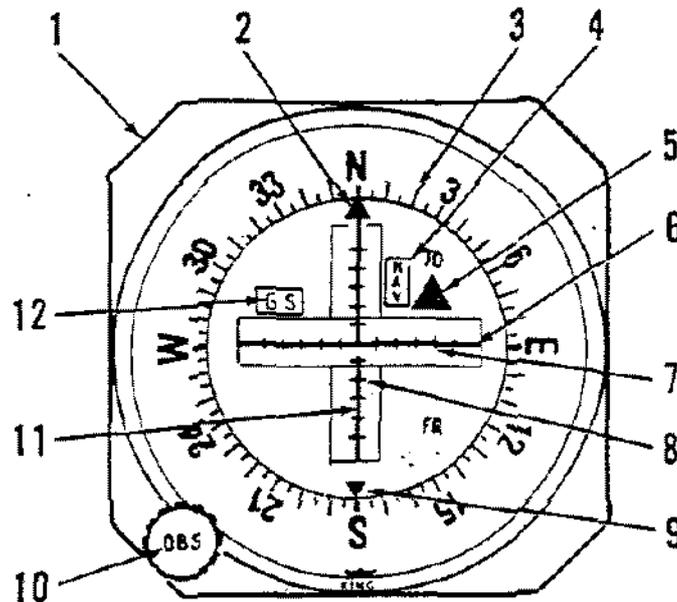
6. **POUSOIR «TEST» («ESSAI») AVANT VOL** - Une pression momentanée sur ce poussoir déclenche la séquence d'essai avant vol, à savoir : allumage automatique de tous les annonciateurs, essai du système de surveillance de cadence de roulis, vérification de la tension de commande du compensateur manuel, vérification du système de surveillance du compensateur électrique manuel et essai de tous les circuits logiques de validité et de coupure. Si l'essai avant vol est satisfaisant, l'annonciateur «AP» («PA») clignote pendant 6 secondes environ (le clignotement de l'annonciateur est accompagné d'une alarme sonore). Le PA ne peut pas être embrayé tant que l'essai avant vol n'est pas satisfaisant.
7. **SELECTEUR DE FONCTION «BC» («FAISCEAU ARRIERE»)** - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction approche sur faisceau arrière. Le fonctionnement de cette fonction est identique à celui de la fonction approche, à l'exception de la réponse aux signaux d'alignement de piste qui est inversée.
8. **SELECTEUR DE FONCTION «APR» («APPROCHE»)** - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction approche. Cette fonction permet l'interception sous tous les angles (avec un indicateur de situation horizontale) ou donne un angle d'interception fixe de 45° (avec un conservateur de cap), et assure l'interception et la poursuite automatiques du faisceau de signaux VOR, de navigation à couverture de surface ou d'alignements de piste. En poursuite, le gain de la fonction approche est supérieur à celui de la fonction navigation. L'annonciateur «APR» («APPROCHE») clignote tant que la séquence d'interception automatique n'est pas déclenchée.
9. **SELECTEUR DE FONCTION «NAV» («NAVIGATION»)** - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction navigation. Cette fonction permet l'interception sous tous les angles (avec un indicateur de situation horizontale) ou donne un angle d'interception fixe de 45° (avec un conservateur de cap), et assure l'interception et la poursuite automatiques du faisceau de signaux VOR, de navigation à couverture de surface ou d'alignements de piste. L'annonciateur «NAV» («NAVIGATION») clignote tant que la séquence d'interception automatique n'est pas déclenchée.
10. **SELECTEUR DE FONCTION «HDG» («CAP»)** - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction cap qui ordonne à l'avion de virer pour prendre et maintenir le cap affiché au moyen de l'index de cap sur le conservateur de cap ou l'indicateur de situation horizontale. Un nouveau cap peut être affiché à tout instant, et l'avion vient au nouveau cap avec un angle d'inclinaison latérale maximal de 20° environ. La sélection de la fonction cap annule les fonctions de poursuite navigation, approche ou faisceau arrière.



GYRO DE VERTICALE KG 258

Figure 7-3

1. GYRO DE VERTICALE KG 258 - C'est un gyroscope pneumatique qui indique l'assiette de l'avion comme un horizon gyroscopique classique.
2. INDEX D'ASSIETTE EN ROULIS - Indique l'assiette en roulis de l'avion par rapport à l'échelle d'assiette en roulis.
3. ECHELLE D'ASSIETTE EN ROULIS - Echelle graduée à 0, ± 10 , ± 20 , ± 30 , ± 60 et ± 90 degrés.
4. ECHELLE D'ASSIETTE EN TANGAGE - Se déplace par rapport à la maquette pour indiquer l'assiette en tangage. Echelle graduée à 0, ± 5 , ± 10 , ± 15 , ± 20 et ± 25 degrés.
5. MAQUETTE - Sert de symbole fixe de l'avion. Les assiettes en tangage et en roulis de l'avion sont matérialisées par la position relative de la maquette fixe et du fond mobile.
6. BOUTON DE REGLAGE MAQUETTE - Permet le réglage manuel de la maquette pour le vol en palier en fonction des différentes conditions de chargement.
7. ANNONCIATEUR «DH» («HAUTEUR DE DECISION») - Annonciateur optionnel utilisable avec le radioaltimètre optionnel de bord.



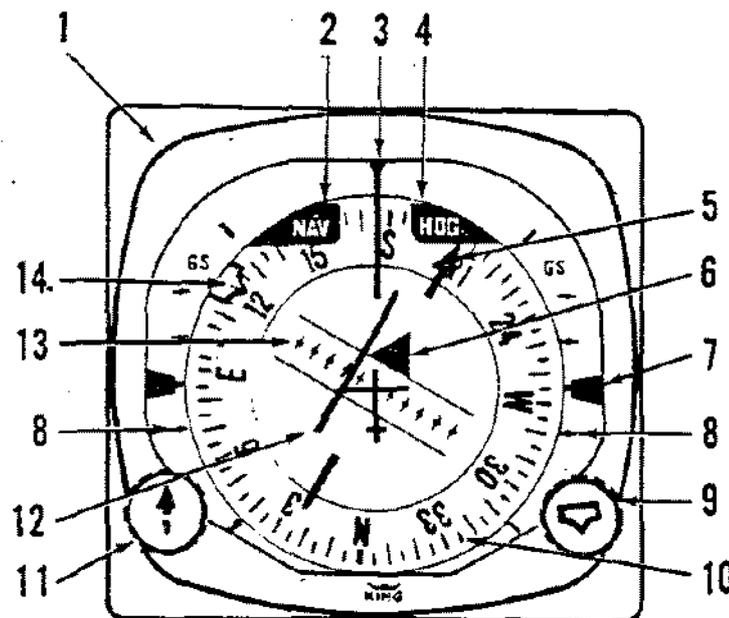
INDICATEUR VOR/ILS
 KI 204/206 (TYPE)

Figure 7-5

1. INDICATEUR VOR/ILS - Donne une représentation rectiligne de l'écart par rapport à un radial VOR ou un alignement de piste et par rapport à un alignement de descente.
2. INDEX DE ROUTE - Indique la route VOR affichée.
3. ROSE - Indique la route VOR affichée par l'index de route.
4. DRAPEAU «NAV» («NAVIGATION») - Le drapeau est visible lorsque le signal du récepteur de navigation n'est pas bon. Lorsque ce drapeau est visible sur l'indicateur de navigation (indicateur de déviation de route ou KI 525A), le fonctionnement du PA n'est pas affecté. Le pilote doit surveiller l'absence de drapeaux «NAV» («NAVIGATION») sur les indicateurs de navigation pour s'assurer que les informations de navigation que poursuit le PA sont valides.
5. DRAPEAU D'INDICATEUR «TO-FROM» - Indique la direction de la station VOR par rapport à la route affichée.
6. AIGUILLE D'ECART D'ALIGNEMENT DE DESCENTE - Indique l'écart par rapport à l'alignement de descente de l'ILS.
7. ECHELLE D'ECART DE ROUTE - Le déplacement de 5 points à pleine échelle de la barre d'écart de route représente un écart par rapport à l'axe du faisceau de $\pm 10^\circ$ en VOR, $\pm 2,5^\circ$ en alignement de piste, 5 NM (9,3 km) en navigation à couverture de surface, 1,25 NM (2,3 km) en approche en navigation à couverture de surface.

Figure 7-5 (suite)

8. ECHELLE D'ALIGNEMENT DE DESCENTE - Indique l'écart par rapport à l'axe du faisceau d'alignement de descente. Le déplacement de 5 points à pleine échelle de l'aiguille d'écart d'alignement de descente représente un écart de 0,7° au-dessus ou au-dessous de l'axe du faisceau d'alignement de descente.
9. INDEX DE ROUTE INVERSE - Indique l'inverse de la route VOR affichée.
10. BOUTON «OBS» («SELECTEUR D'AZIMUT») - Commande la rotation de la rose pour l'affichage de la route.
11. AIGUILLE D'ECART DE ROUTE - Indique l'écart de route par rapport à la route VOR ou à l'axe d'alignement de piste affiché.
12. DRAPEAU «GS» («ALIGNEMENT DE DESCENTE») - Le drapeau est visible lorsque le signal du récepteur d'alignement de descente n'est pas bon.



INDICATEUR DE SITUATION HORIZONTALE KI 525A

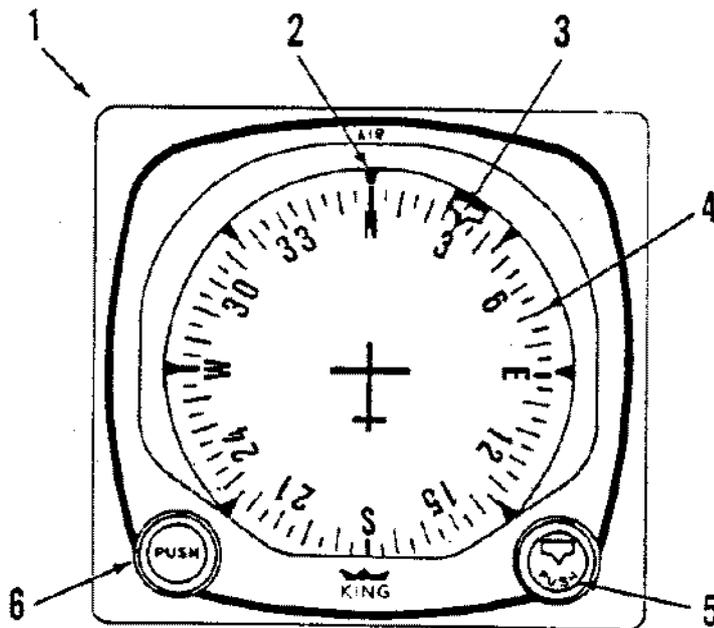
Figure 7-7

Figure 7-7 (suite)

1. **INDICATEUR DE SITUATION HORIZONTALE KI 525A** - Présente une vue panoramique de l'écart de l'avion par rapport aux radials VOR ou aux faisceaux d'alignement de piste. Il donne également les écarts d'alignement de descente et la référence de cap par rapport au nord magnétique.
2. **DRAPEAU «NAV» («NAVIGATION»)** - Le drapeau est visible lorsque le signal du récepteur de navigation n'est pas bon. Lorsque ce drapeau est visible sur l'indicateur de navigation (indicateur de déviation de route ou KI 525A), le fonctionnement du PA n'est pas affecté. Le pilote doit surveiller l'absence de drapeaux «NAV» («NAVIGATION») sur les indicateurs de navigation pour s'assurer que les informations de navigation que poursuit le PA sont valides.
3. **LIGNE DE FOI** - Indique le cap magnétique de l'avion sur la rose (10).
4. **DRAPEAU D'ALARME «HDG» («CAP»)** - Lorsque le drapeau est visible, le cap affiché n'est pas utilisable. Si ce drapeau apparaît alors qu'une fonction latérale (cap, navigation, approche ou approche sur faisceau arrière) est sélectionnée, le PA se débraye. Le PA peut être réembrayé en fonction ailes horizontales pure. Utiliser le poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») pour manœuvrer l'avion latéralement.
5. **FLECHE DE ROUTE** - Indique le radial VOR ou l'axe d'alignement de piste affiché sur la rose (10). Le radial VOR ou l'axe d'alignement de piste reste affiché sur la rose (10) lorsque cette dernière tourne.
6. **DRAPEAU D'INDICATEUR «TO-FROM»** - Indique la direction de la station VOR par rapport à la route affichée.
7. **AIGUILLES DOUBLES D'ALIGNEMENT DE DESCENTE** - Indiquent sur l'échelle d'alignement de descente (8) l'écart de l'avion par rapport à l'axe du faisceau d'alignement de descente. Lorsqu'elles sont visibles, ces aiguilles indiquent que le signal d'alignement de descente reçu est utilisable.
8. **ECHELLES D'ALIGNEMENT DE DESCENTE** - Indiquent l'écart par rapport à l'axe du faisceau d'alignement de descente. Le déplacement de 2 points à pleine échelle de la barre d'écart d'alignement de descente représente un écart de 0,7° au-dessus ou au-dessous de l'axe du faisceau d'alignement de descente.
9. **BOUTON SELECTEUR DE CAP** () - Sa rotation permet de positionner l'index de cap (14) sur la rose (10). L'index tourne avec la rose.
10. **ROSE** - Tourne pour indiquer le cap de l'avion par rapport à la ligne de foi (3) sur l'indicateur de situation horizontale.
11. **BOUTON SELECTEUR DE ROUTE** - Sa rotation permet de positionner la flèche de route (5) sur la rose (10).
12. **BARRE D'ECART DE ROUTE** - La partie centrale de la flèche de route se déplace latéralement pour indiquer la position relative de l'avion par rapport à la route sélectionnée. L'indication fournie est exprimée en degrés d'écart angulaire par rapport aux radials VOR et aux faisceaux d'alignement de piste ou en milles marins de part et d'autre des routes de navigation à couverture de surface.

Figure 7-7 (suite)

13. ECHELLE D'ECART DE ROUTE - Le déplacement de 5 points à pleine échelle de la barre d'écart de route représente un écart par rapport à l'axe du faisceau de $\pm 10^\circ$ en VOR, $\pm 2,5^\circ$ en alignement de piste, 5 NM (9,3 km) en navigation à couverture de surface, 1,25 NM (2,3 km) en approche en navigation à couverture de surface.
14. INDEX DE CAP - Commandé par le bouton () (9) pour afficher le cap désiré.

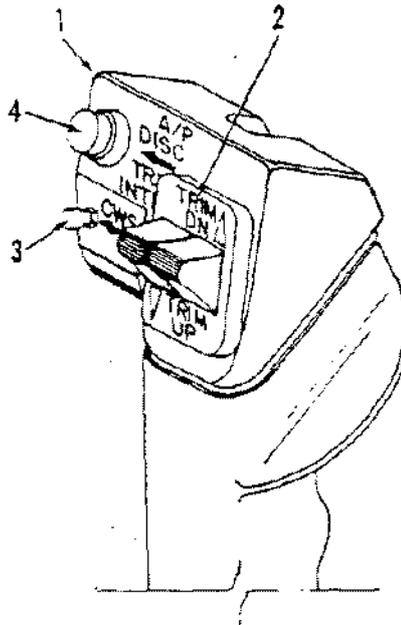


CONSERVATEUR DE CAP NON ASSERVI KG 107

Figure 7-9

Figure 7-9 (suite)

1. CONSERVATEUR DE CAP NON ASSERVI KG 107 - Gyroscopie pneumatique qui donne au pilote une indication visuelle stable du cap de l'avion.
2. LIGNE DE FOI - Indique le cap magnétique de l'avion sur la rose (4).
3. INDEX DE CAP - Commandé par le bouton () (5) pour afficher le cap désiré.
4. ROSE - Tourne pour indiquer le cap de l'avion par rapport à la ligne de foi (2) sur le conservateur de cap.
5. BOUTON SELECTEUR DE CAP () - Sa rotation permet de positionner l'index de cap (3) sur la rose (4). L'index tourne avec la rose.
6. BOUTON DE RECALAGE GYRO «PUSH» («POUSSER») - Enfoncé, ce bouton permet au pilote de faire tourner manuellement la rose (4) pour la recalibrer sur le cap magnétique indiqué par le compas magnétique. La rose d'un gyro non asservi doit être recalibrée périodiquement pour compenser les erreurs de précession du gyro.



BOITIER DE COMMANDES DE VOLANT DU PILOTE AUTOMATIQUE

Figure 7-11

1. BOITIER DE COMMANDES DE VOLANT DU PILOTE AUTOMATIQUE - Boîtier en plastique moulé monté sur la corne gauche du volant pilote et permettant la fixation de 3 commandes associées au PA et au compensateur électrique manuel (n'est utilisé qu'avec le compensateur électrique manuel optionnel).
2. INVERSEURS DE COMMANDE DE COMPENSATEUR ELECTRIQUE MANUEL - Ensemble de deux inverseurs dans lequel l'inverseur gauche commande l'alimentation d'embrayage du servomoteur du compensateur et l'inverseur droit commande le sens de rotation du servomoteur. Les deux inverseurs doivent être manœuvrés pour permettre le fonctionnement du compensateur manuel dans le sens désiré.
3. POUSSOIR «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - Enfoncé, permet au pilote de contrôler l'avion manuellement (la pression sur le poussoir débraye le servomoteur) sans annulation des fonctions sélectionnées.
4. POUSSOIR «AP DISC/TRIM INTER» («DELAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») - Une pression sur ce poussoir puis son relâchement débraye le PA et annule tous ses modes de fonctionnement. Le maintien de la pression sur le poussoir coupe toute alimentation du compensateur électrique (arrêt du mouvement du compensateur), débraye le PA et annule tous ses modes de fonctionnement.

La fonction du CONTACT «MASTER» («GENERAL») de l'avion est inchangée et ce dernier peut être utilisé en cas d'urgence pour couper l'alimentation électrique de tous les systèmes de pilotage pendant que la panne est localisée.

L'interrupteur «RADIO POWER» («ALIMENTATION RADIO») alimente la barre des équipements électroniques des disjoncteurs radio et du disjoncteur du PA.

Les disjoncteurs suivants sont utilisés pour protéger les éléments suivants du pilote automatique King KAP 100 :

«AUTOPILOT» («PILOTE AUTOMATIQUE») - Alimente le KC 190, le servomoteur de roulis du PA et le disjoncteur de compensateur de profondeur.

«PITCH TRIM» («COMPENSATEUR DE PROFONDEUR») - Alimente le compensateur électrique manuel de profondeur optionnel.

«COMP-SYSTEM» («COMPAS») - Alimente le compas optionnel KCS 55A.

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

MANUEL DE VOL
APPROUVE DGAC

SUPPLEMENT N° 7
CONCERNANT

LE SYSTEME DE PILOTAGE KING SERIE KAP 150

(Le montage de ce dispositif sera autorisé après approbation par la DGAC)

Le présent supplément doit être joint au Manuel de vol approuvé DGAC lorsque l'avion est doté du système de pilotage King série KAP 150 conformément au certificat de type supplémentaire SA1565CE-D. Les renseignements renfermés ci-après ne complètent ou n'annulent et remplacent le Manuel de vol de base approuvé DGAC que dans les domaines énumérés ci-après. En ce qui concerne les renseignements relatifs aux limitations, aux procédures et aux performances non présentés dans le présent supplément, se reporter au Manuel de vol de base approuvé DGAC.

SECTION 1 - GENERALITES

Le présent supplément fournit les renseignements nécessaires à l'utilisation de l'avion lorsque celui-ci est doté du système de pilotage optionnel King série KAP 150. Le système de pilotage doit être utilisé selon les limitations spécifiées ci-après. Les renseignements que renferme le présent supplément sont à utiliser conjointement avec l'ensemble du manuel.

Le présent supplément fait partie intégrante du présent manuel et doit se trouver en permanence dans ce dernier lorsque l'avion est doté du système de pilotage optionnel King série KAP 150.

SECTION 2 - LIMITATIONS

- a) Pendant l'utilisation du PA, un pilote doit être assis au poste pilote gauche, ceinture de sécurité attachée.
- b) Le PA doit être sur «OFF» («ARRET») pour le décollage et l'atterrissage.
- c) Le système n'est homologué que pour l'utilisation en Catégorie I (fonction approche sélectionnée).
- d) Sortie maximale des volets pendant l'utilisation du PA : 10° (premier cran).
- e) Vitesse maximale d'utilisation du PA - V_i : 140 kt (259 km/h).

NOTA

Conformément aux recommandations des Services officiels, l'utilisation de la fonction maintien d'altitude n'est pas recommandée en vol en turbulence sévère.

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

- a) En cas de mauvais fonctionnement du PA : (effectuer les opérations 1 et 2 simultanément)
 - 1) Volant de l'avion - SAISIR FERMEMENT et reprendre le contrôle de l'avion.
 - 2) Poussoir «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») - APPUYER et MAINTENIR.
 - 3) Poussoir «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») - RELACHER tout en observant le volant du compensateur de profondeur. S'il est en mouvement, appliquer la procédure de mauvais fonctionnement du compensateur électrique.

- b) En cas de mauvais fonctionnement du compensateur électrique (compensateur électrique manuel ou compensation automatique) :
- 1) Poussoir «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») - APPUYER et MAINTENIR pendant toute la reprise de contrôle.
 - 2) Disjoncteur «PITCH TRIM» («COMPENSATEUR DE PROFONDEUR») - DECLANCHER.
 - 3) Avion - REPRENDRE LA COMPENSATION manuellement.

ATTENTION

En cas de débrayage du PA après un mauvais fonctionnement du compensateur, maintenir le volant fermement ; la force à exercer sur le volant pour maintenir l'avion en vol en palier peut atteindre 45 lb (20 kg).

Pertes d'altitude maximales à la suite d'un mauvais fonctionnement du PA :

Configurations	Pertes d'altitude
Croisière, montées, descente	400 ft (122 m)
Manceuvre	110 ft (34 m)
Approche	80 ft (24 m)

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

a) AVANT VOL (A EFFECTUER AVANT CHAQUE VOL)

- 1) GYROS - Attendre 3 à 4 minutes pour que les gyros atteignent leur vitesse de rotation nominale.
- 2) Interrupteur «RADIO POWER» («ALIMENTATION RADIO») - «ON» («MARCHE»).
- 3) POUSSOIR «TEST» («ESSAI») AVANT VOL - APPUYER momentanément et VERIFIER :
 - a. Que tous les annonceurs sont allumés (l'annonceur «TRIM» («COMPENSATEUR») clignote).
 - b. Qu'au bout de 5 secondes environ, tous les annonceurs sont éteints sauf l'annonceur «AP» («PA») qui clignote 12 fois environ puis reste éteint.

NOTA

Si l'annonceur «TRIM» («COMPENSATEUR») reste allumé, l'essai avant vol du compensateur automatique n'est pas satisfaisant. Déclencher les disjoncteurs du PA. Le compensateur électrique manuel ne peut pas être utilisé.

- 4) COMPENSATEUR ELECTRIQUE MANUEL - L'ESSAYER de la façon suivante :
 - a. Manœuvrer la partie gauche de l'inverseur vers l'avant et vers l'arrière. Le volant de compensation ne doit pas bouger. Tourner le volant de compensation manuellement de façon à vaincre la résistance opposée par l'embrayage pour vérifier les possibilités de surpassement manuel.
 - b. Manœuvrer la partie droite de l'inverseur vers l'avant et vers l'arrière. Le volant de compensation ne doit pas bouger et l'effort nécessaire pour le mouvoir manuellement doit être normal.
 - c. Appuyer sur le poussoir «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») et le maintenir enfoncé. Le compensateur électrique manuel ne doit fonctionner ni à cabrer ni à piquer.
 - 5) DIRECTEUR DE VOL (KFC 150 SEULEMENT) - EMBRAYER en appuyant sur le poussoir «FD» («DIRECTEUR DE VOL») ou «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT»).
 - 6) PA - EMBRAYER en appuyant sur le poussoir «AP ENG» («EMBRAYAGE PA»).
 - 7) VOLANT - MANOEUVRER vers l'avant, l'arrière, à gauche, à droite pour vérifier que le PA peut être surpassé.
 - 8) Poussoir «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») - APPUYER - Vérifier que le PA se débraye et que toutes les fonctions du directeur de vol sont annulées.
 - 9) COMPENSATEUR - REGLER sur la position de décollage.
- b) UTILISATION DU PA
- 1) Avant décollage
Poussoir «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») - APPUYER.
 - 2) Embrayage du PA
 - a. Sélecteur de fonction «FD» («DIRECTEUR DE VOL») (KFC 150 seulement) - APPUYER.
 - b. Poussoir «AP ENG» («EMBRAYAGE PA») - APPUYER. Vérifier que l'annonceur «AP» («PA») s'allume. En l'absence de sélection d'une autre fonction, le PA est asservi aux fonctions ailes horizontales et maintien de l'assiette en tangage.
 - 3) Montée ou descente
 - a. Utilisation du poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT»)
 1. Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - APPUYER et MANOEUVRER à cabrer ou à piquer pour obtenir l'assiette désirée.
 2. Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - RELACHER. Le PA maintient l'assiette en tangage dans les limites de + 15° ou - 10°.

- b. Utilisation de la correction verticale
 - 1. Inverseur de CORRECTION VERTICALE - APPUYER soit à cabrer soit à piquer pour modifier l'assiette de l'avion à la cadence de 0,7 degré par seconde jusqu'aux limites de tangage de + 15° ou - 10°.
 - 2. Inverseur de CORRECTION VERTICALE - RELACHER lorsque l'assiette désirée est atteinte. Le PA maintient l'assiette en tangage désirée.

- 4) Maintien d'altitude
 - a. Sélecteur de fonction «ALT» («ALTITUDE») - APPUYER. Vérifier l'allumage de l'annonceur «ALT» («ALTITUDE»). Le PA maintient l'altitude pression sélectionnée.

 - b. Changements d'altitude sélectionnée
 - 1. Avec le poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») (méthode recommandée pour les changements d'altitude supérieurs à 100 ft (30 m))
Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - APPUYER et rejoindre l'altitude pression désirée en agissant manuellement sur le volant.

Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - RELACHER lorsque l'altitude pression désirée est atteinte. Le PA maintient l'altitude pression désirée.
 - 2. Avec l'inverseur de correction verticale (méthode recommandée pour les changements d'altitude inférieurs à 100 ft (30 m))
Inverseur de CORRECTION VERTICALE - APPUYER soit à cabrer soit à piquer. Le système de correction verticale modifie l'altitude à la cadence de 600 ± 100 ft/mn (3,05 ± 0,51 m/s).

Inverseur de CORRECTION VERTICALE - RELACHER lorsque l'altitude pression désirée est atteinte. Le PA maintient l'altitude pression désirée.

- 5) Changements de cap
 - a. Changements de cap manuels
 - 1. Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - APPUYER et FAIRE VENIR l'avion au cap désiré.
 - 2. Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - RELACHER. Le PA maintient l'avion ailes horizontales.

NOTA

En fonction ailes horizontales, le cap de l'avion peut varier si l'avion est mal compensé.

- b. Maintien de cap
 - 1. Bouton sélecteur de cap - POSITIONNER L'INDEX sur le cap désiré.
 - 2. Sélecteur de fonction «HDC» («CAP») - APPUYER. Vérifier que l'annonceur «HDC» («CAP») est ALLUME. Le PA fait automatiquement virer l'avion vers le cap affiché.
 - c. Virages commandés (fonction maintien de cap en service)
Bouton sélecteur de cap - AMENER L'INDEX sur le cap désiré. Le PA fait automatiquement virer l'avion vers le nouveau cap affiché.
- 6) Couplage navigation
- a. Avion équipé d'un indicateur de situation horizontale
 - 1. Flèche de route - POSITIONNER sur la route désirée.

NOTA

Si l'avion est équipé d'un sélecteur de récepteur de navigation «NAV 1/NAV 2», afficher la route désirée avec le sélecteur d'azimut en cas de sélection du récepteur de navigation N° 2.

- 2. Bouton sélecteur de cap - POSITIONNER L'INDEX pour obtenir l'angle d'interception désiré.
 - 3. Sélecteur de fonction «NAV» («NAVIGATION») - APPUYER.
Si la barre d'écart de route est à plus de 2 à 3 points : l'avion continue en fonction cap (ou ailes horizontales si la fonction cap n'est pas sélectionnée) et l'annonceur «NAV» («NAVIGATION») clignote ; lorsque le point d'interception calculé est atteint, la fonction cap se débraye, l'annonceur «NAV» («NAVIGATION») s'allume fixe et la route affichée est automatiquement interceptée et suivie.

Si la barre d'écart est à moins de 2 à 3 points : la fonction cap se débraye à la sélection de la fonction navigation, l'annonceur «NAV» («NAVIGATION») s'allume fixe et la séquence interception/poursuite démarre automatiquement.
- b. Avion équipé d'un conservateur de cap
 - 1. Bouton «OBS» («SELECTEUR D'AZIMUT») - AFFICHER la route désirée.
 - 2. Sélecteur de fonction «NAV» («NAVIGATION») - APPUYER.

3. Bouton sélecteur de cap - AMENER L'INDEX en concordance avec la route affichée à l'aide du sélecteur d'azimut.

NOTA

La sélection de la fonction navigation fait passer le mode de fonctionnement latéral de la fonction cap (si sélectionnée) à la fonction ailes horizontales pendant 5 secondes. Un angle d'interception de 45° est alors automatiquement établi, basé sur la position de l'index.

Si la barre d'écart est à plus de 2 à 3 points : la fonction affichée par le PA est la fonction cap (à moins qu'elle ne soit pas sélectionnée) et l'annonceur «NAV» («NAVIGATION») clignote. Lorsque le point d'interception calculé est atteint, l'annonceur «HDG» («CAP») s'éteint, l'annonceur «NAV» («NAVIGATION») s'allume fixe et la route affichée est automatiquement interceptée et suivie.

Si la barre d'écart est à moins de 2 à 3 points : la fonction cap se débraye à la sélection de la fonction navigation, l'annonceur «NAV» («NAVIGATION») s'allume fixe et la séquence interception/poursuite démarre automatiquement.

- 7) Couplage d'approche
 - a. Avion équipé d'un indicateur de situation horizontale
 1. Flèche de route - POSITIONNER sur la route désirée.

NOTA

Si l'avion est équipé d'un sélecteur de récepteur de navigation «NAV 1/NAV 2», afficher la route désirée avec le sélecteur d'azimut en cas de sélection du récepteur de navigation N° 2.

2. Bouton sélecteur de cap - POSITIONNER L'INDEX pour obtenir l'angle d'interception désiré.
3. Sélecteur de fonction «APR» («APPROCHE») - APPUYER.
Si la barre d'écart de route est à plus de 2 à 3 points : l'avion continue en fonction cap (ou ailes horizontales si la fonction cap n'est pas sélectionnée) et l'annonceur «APR» («APPROCHE») clignote ; lorsque le point d'interception calculé est atteint, la fonction cap se débraye, l'annonceur «APR» («APPROCHE») s'allume fixe et la route affichée est automatiquement interceptée et suivie.

Si la barre d'écart est à moins de 2 à 3 points : la fonction cap se débraye à la sélection de la fonction approche, l'annonceur «APR» («APPROCHE») s'allume fixe et la séquence interception/poursuite démarre automatiquement.

- b. Avion équipé d'un conservateur de cap
 1. Bouton «OBS» («SELECTEUR D'AZIMUT») - AFFICHER l'axe d'approche désiré.
 2. Sélecteur de fonction «APR» («APPROCHE») - APPUYER.
 3. Bouton sélecteur de cap - AMENER l'index en concordance avec la route affichée à l'aide du sélecteur d'azimut.

NOTA

La sélection de la fonction approche fait passer le mode de fonctionnement latéral de la fonction cap (si sélectionnée) à la fonction ailes horizontales pendant 5 secondes. Un angle d'interception de 45° est alors automatiquement établi, basé sur la position de l'index.

Si la barre d'écart est à plus de 2 à 3 points : la fonction affichée par le PA est la fonction cap (à moins qu'elle ne soit pas sélectionnée) et l'annonceur «APR» («APPROCHE») clignote. Lorsque le point d'interception calculé est atteint, l'annonceur «HDG» («CAP») s'éteint, l'annonceur «APR» («APPROCHE») s'allume fixe et la route affichée est automatiquement interceptée et suivie.

Si la barre d'écart est à moins de 2 à 3 points : la fonction cap se débraye à la sélection de la fonction approche, l'annonceur «APR» («APPROCHE») s'allume fixe et la séquence interception/poursuite démarre automatiquement.

- 8) Couplage d'approche sur faisceau arrière
 - a. Avion équipé d'un indicateur de situation horizontale
 1. Flèche de route - POSITIONNER sur le cap de rapprochement du faisceau avant de l'ILS.

NOTA

Si l'avion est équipé d'un sélecteur de récepteur de navigation «NAV 1/NAV 2», afficher le cap de rapprochement du faisceau avant de l'ILS avec le sélecteur d'azimut en cas de sélection du récepteur de navigation N° 2.

2. Bouton sélecteur de cap - POSITIONNER L'INDEX pour obtenir l'angle d'interception désiré.
3. Sélecteur de fonction «BC» («FAISCEAU ARRIERE») - APPUYER.
Si la barre d'écart de route est à plus de 2 à 3 points : l'avion continue en fonction cap (ou ailes horizontales si la fonction cap n'est pas sélectionnée), l'annonceur «BC» («FAISCEAU ARRIERE») est allumé fixe et l'annonceur «APR» («APPROCHE») clignote. Lorsque le point d'interception calculé est atteint, la fonction cap se débraye, l'annonceur «APR» («APPROCHE») s'allume fixe et la route affichée est automatiquement interceptée et suivie.

Si la barre d'écart est à moins de 2 à 3 points : la fonction cap se débraye à la sélection de la fonction faisceau arrière, les annonceurs «APR» («APPROCHE») et «BC» («FAISCEAU ARRIERE») s'allument fixe et la séquence interception/poursuite démarre automatiquement.

- b. Avion équipé d'un conservateur de cap
 1. Bouton «OBS» («SELECTEUR D'AZIMUT») - AFFICHER le cap de rapprochement du faisceau avant de l'ILS.
 2. Sélecteur de fonction «BC» («FAISCEAU ARRIERE») - APPUYER.
 3. Bouton sélecteur de cap - AMENER l'index au cap de rapprochement du faisceau avant de l'ILS.

NOTA

La sélection de la fonction faisceau arrière fait passer le mode de fonctionnement latéral de la fonction cap (si sélectionnée) à la fonction ailes horizontales pendant 5 secondes. Un angle d'interception de 45° est alors automatiquement établi, basé sur la position de l'index.

Si la barre d'écart est à plus de 2 à 3 points : les fonctions indiquées par le PA sont les fonctions cap (à moins qu'elle ne soit pas sélectionnée) et faisceau arrière ; l'annonceur «APR» («APPROCHE») clignote. Lorsque le point d'interception calculé est atteint, l'annonceur «HDG» («CAP») s'éteint, les annonceurs «BC» («FAISCEAU ARRIERE») et «APR» («APPROCHE») s'allument fixe et la route affichée est automatiquement interceptée et suivie.

Si la barre d'écart est à moins de 2 à 3 points : la fonction cap se débraye à la sélection de la fonction faisceau arrière, les annonceurs «BC» («FAISCEAU ARRIERE») et «APR» («APPROCHE») s'allument fixe et la séquence interception/poursuite démarre automatiquement.

9) Couplage alignement de descente

NOTA

Le couplage de l'alignement de descente est inhibé lors de l'utilisation de la fonction navigation ou approche sur faisceau arrière. Le couplage de l'alignement de descente s'effectue automatiquement en fonction approche.

- a. Fonction approche - EMBRAYER.
- b. Une fois l'avion centré sur l'alignement de descente - VERIFIER l'allumage de l'annonceur «GS» («ALIGNEMENT DE DESCENTE»).

NOTA

Le PA peut intercepter l'alignement de descente par dessus ou par dessous le faisceau pendant l'utilisation de la fonction maintien d'assiette en tangage ou maintien d'altitude.

10) Approche manquée

- a. Poussoir «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») - APPUYER pour débrayer le PA.
- b. APPROCHE MANQUEE - EFFECTUER.
- c. Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - APPUYER (KFC 150 seulement) à la demande pour utiliser la fonction directeur de vol pendant la manœuvre de remise de gaz.
- d. Poussoir «AP ENG» («EMBRAYAGE PA») - APPUYER (si l'on désire utiliser le PA). Vérifier l'allumage de l'annonceur «AP» («PA»).

NOTA

Si l'on désire suivre le faisceau ILS en éloignement au cours de la procédure d'approche manquée, utiliser la fonction navigation pour éviter un couplage accidentel de l'alignement de descente.

- 11) Avant atterrissage
Poussoir «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR»)-
APPUYER pour débrayer le PA.

c) UTILISATION DU DIRECTEUR DE VOL (SYSTEMES KFC 150 SEULEMENT)

NOTA

Les fonctions du directeur de vol sont les mêmes que celles utilisées pour le PA avec les différences suivantes : le PA n'est pas embrayé et le pilote doit manœuvrer l'avion pour satisfaire aux ordres du directeur de vol.

SECTION 5 - PERFORMANCES

Les performances ne sont pas modifiées.

SECTION 6 - MASSE ET CENTRAGE

Les équipements optionnels installés en usine sont compris dans les données de masse et de centrage à la délivrance du Certificat de navigabilité de la Section 6 du Manuel de vol de base.

SECTION 7 - DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT

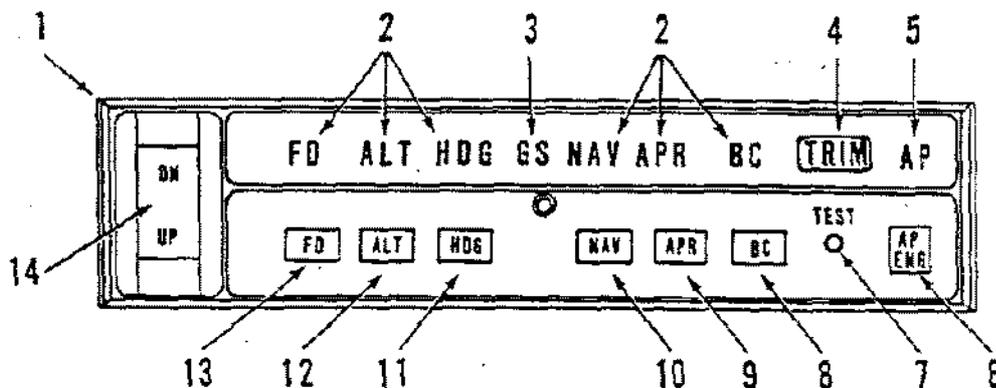
Le montage sur cet avion du système de pilotage automatique série 150 est certifié avec un contrôle deux axes, tangage et roulis. Les différents instruments et les commandes nécessaires à l'utilisation du système 150 sont décrits dans les figures 7-1 à 7-15.

Le système de pilotage automatique série 150 est doté d'une commande électrique de compensateur de profondeur qui assure la compensation automatique pendant le fonctionnement du PA et sert de compensateur électrique manuel pour le pilote. La commande est conçue de manière à pouvoir supporter en vol tout type de défaut isolé. Tout défaut de compensation est signalé de façon visuelle et sonore.

Un dispositif de blocage empêche l'embrayage du PA tant que l'essai avant vol du système n'est pas satisfaisant.

Les causes suivantes entraînent le débrayage automatique du PA :

- a) Panne d'alimentation.
- b) Panne interne du système de pilotage.
- c) Avec le système KCS 55A, une panne de compas (apparition du drapeau «HDG» («CAP»)) entraîne le débrayage du PA lorsqu'une fonction utilisant les informations de cap est embrayée. Si le drapeau «HDG» («CAP») est visible, le PA peut être réembrayé en fonction ailes horizontales associée à toute fonction verticale.
- d) Des vitesses angulaires de roulis supérieures à 16 degrés par seconde entraînent le débrayage du PA sauf si le poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») est maintenu enfoncé.
- e) Des vitesses angulaires de tangage supérieures à 6 degrés par seconde entraînent le débrayage du PA sauf si le poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») est maintenu enfoncé.



CALCULATEUR DE PILOTE AUTOMATIQUE ET DE DIRECTEUR DE VOL KC 192

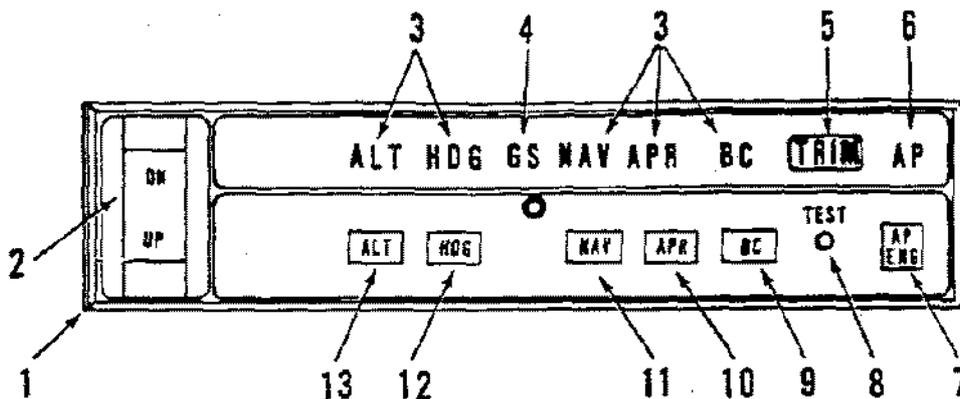
Figure 7-1

Figure 7-1 (suite)

1. CALCULATEUR DE PILOTE AUTOMATIQUE KC 192 DE SYSTEME KFC 150 - Calculateur de PA et de directeur de vol complet, y compris les annonceurs de fonctions et les commandes du système.
2. ANNONCIATEURS DE FONCTIONS - S'allument lors de la sélection d'une fonction au moyen du sélecteur correspondant (poussoir à action alternée) ou lors de l'embrayage automatique de la fonction alignement de descente.
3. ANNONCIATEUR «GS» («ALIGNEMENT DE DESCENTE») - S'allume en permanence quand le PA est couplé au signal d'alignement de descente. Clignote en cas de perte du signal d'alignement de descente (drapeau «GS» («ALIGNEMENT DE DESCENTE») sur l'indicateur de déviation de route ou absence d'aiguilles d'alignement de descente sur le KI 525A). Le PA repasse en fonction maintien d'assiette en tangage. En cas de retour d'un signal d'alignement de descente utilisable en moins de six secondes, le PA repasse automatiquement en fonction alignement de descente. En l'absence d'un signal utilisable en moins de six secondes, le PA reste sur la fonction maintien d'assiette en tangage jusqu'au retour d'un signal d'alignement de descente utilisable et au franchissement de l'alignement de descente par l'avion, point où se reproduit le couplage.
4. ANNONCIATEUR «TRIM» («COMPENSATEUR») - S'allume en permanence quand le compensateur n'est pas alimenté ou si l'essai avant vol du système n'a pas été effectué. L'annonceur «TRIM» («COMPENSATEUR») clignote, accompagné par une alarme sonore, chaque fois qu'est détecté un défaut du compensateur manuel. L'annonceur «TRIM» («COMPENSATEUR») s'allume et reste fixe, accompagné d'un signal sonore continu, pour tout défaut de fonctionnement de la compensation automatique. La surveillance du système de compensation automatique s'exerce pour les pannes suivantes : fonctionnement du servomoteur sans ordre ; non fonctionnement du servomoteur après un ordre ; fonctionnement du servomoteur dans le mauvais sens. Le disjoncteur de compensateur peut être momentanément déclenché pour couper le signal sonore continu, mais l'annonceur «TRIM» («COMPENSATEUR») reste allumé. Le compensateur électrique manuel peut être utilisé, mais le PA ne doit pas être embrayé.
5. ANNONCIATEUR «AP» («PA») - S'allume en permanence dès que le PA est embrayé. Clignote 12 fois environ chaque fois que le PA est débrayé (doublé par une alarme sonore de 2 secondes).
6. POUSSOIR «AP ENG» («EMBRAYAGE PA») - Une pression sur le poussoir embraye le PA si toutes les conditions logiques sont satisfaites.
7. POUSSOIR «TEST» («ESSAI») AVANT VOL - Une pression momentanée sur ce poussoir déclenche la séquence d'essai avant vol, à savoir : allumage automatique de tous les annonceurs, essai des systèmes de surveillance de cadence de tangage et de roulis, essai du système de surveillance de défauts de compensation automatique, vérification de la tension de commande du compensateur manuel et essai de tous les circuits logiques de validité et de coupure. Si l'essai avant vol est satisfaisant, l'annonceur «AP» («PA») clignote pendant 6 secondes environ (le clignotement de l'annonceur est accompagné d'une alarme sonore). Le PA ne peut pas être embrayé tant que l'essai avant vol n'est pas satisfaisant.

Figure 7-1 (suite)

8. **SELECTEUR DE FONCTION «BC» («FAISCEAU ARRIERE»)** - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction approche sur faisceau arrière. Le fonctionnement de cette fonction est identique à celui de la fonction approche, à l'exception de la réponse aux signaux d'alignement de piste qui est inversée. Le couplage de l'alignement de descente est inhibé en fonction approche sur faisceau arrière.
9. **SELECTEUR DE FONCTION «APR» («APPROCHE»)** - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction approche. Cette fonction permet l'interception sous tous les angles (avec un indicateur de situation horizontale) ou donne un angle d'interception fixe de 45° (avec un conservateur de cap), et assure l'interception et la poursuite automatiques du faisceau de signaux VOR, de navigation à couverture de surface ou d'alignements de piste, plus le couplage de l'alignement de descente dans le cas d'un ILS. En poursuite, le gain de la fonction approche est supérieur à celui de la fonction navigation. L'annonceur «APR» («APPROCHE») clignote tant que la séquence d'interception automatique n'est pas déclenchée.
10. **SELECTEUR DE FONCTION «NAV» («NAVIGATION»)** - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction navigation. Cette fonction permet l'interception sous tous les angles (avec un indicateur de situation horizontale) ou donne un angle d'interception fixe de 45° (avec un conservateur de cap), et assure l'interception et la poursuite automatiques du faisceau de signaux VOR, de navigation à couverture de surface ou d'alignements de piste. L'annonceur «NAV» («NAVIGATION») clignote tant que la séquence d'interception automatique n'est pas déclenchée.
11. **SELECTEUR DE FONCTION «HDG» («CAP»)** - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction cap qui ordonne à l'avion de virer pour prendre et maintenir le cap affiché au moyen de l'index de cap sur le conservateur de cap ou l'indicateur de situation horizontale. Un nouveau cap peut être affiché à tout instant, et l'avion vient au nouveau cap avec un angle d'inclinaison latérale maximal de 20° environ. La sélection de la fonction cap annule les fonctions de poursuite navigation, approche ou faisceau arrière.
12. **SELECTEUR DE FONCTION «ALT» («ALTITUDE»)** - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction maintien d'altitude qui ordonne à l'avion de maintenir l'altitude pression existant au moment de la sélection. L'embrayage peut s'effectuer en montée, en descente ou en vol en palier. En fonction approche, le maintien d'altitude se débraye automatiquement à l'interception de l'alignement de descente.
13. **SELECTEUR DE FONCTION «FD» («DIRECTEUR DE VOL»)** - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction directeur de vol (avec calculateur de pilote automatique KC 292 seulement), fait apparaître la barre d'ordre sur le KI 256 et donne un ordre de maintien ailes horizontales et de l'assiette en tangage. La fonction directeur de vol doit être sélectionnée avant l'embrayage du PA.
14. **INVERSEUR DE CORRECTION VERTICALE** - C'est un basculeur rappelé par ressort en position centrale et permettant de donner des ordres à cabrer et à piquer ; en fonction maintien d'altitude, permet de corriger l'altitude à la cadence de 500 ft/mn (2,5 m/s) ; si la fonction est différente de maintien d'altitude, permet de corriger l'assiette en tangage à la cadence de 0,7 degré par seconde. Son utilisation annule le couplage de l'alignement de descente. L'avion doit franchir l'alignement de descente pour permettre le recouplage de l'alignement de descente.



CALCULATEUR DE PILOTE AUTOMATIQUE KC 191

Figure 7-3

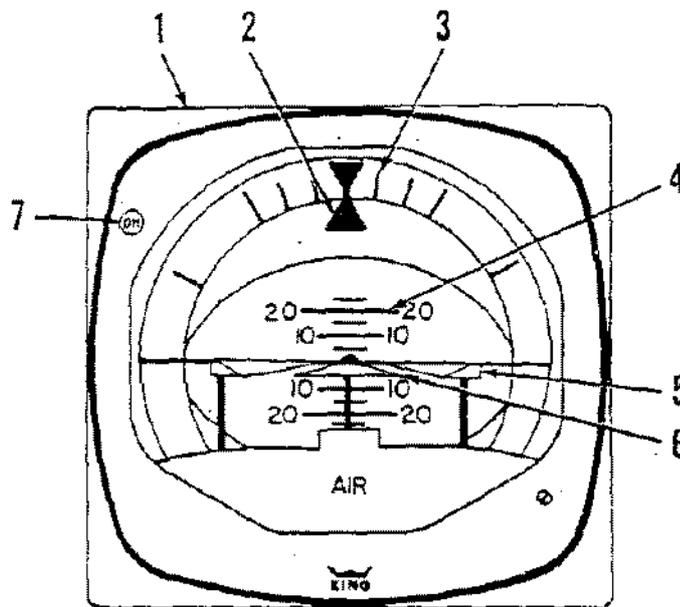
1. CALCULATEUR DE PILOTE AUTOMATIQUE KC 191 DE SYSTEME KFC 150 - Calculateur de PA et de directeur de vol complet, y compris les annonceurs de fonctions et les commandes du système.
2. INVERSEUR DE CORRECTION VERTICALE - C'est un basculeur rappelé par ressort en position centrale et permettant de donner des ordres à cabrer et à piquer ; en fonction maintien d'altitude, permet de corriger l'altitude à la cadence de 500 ft/mn (2,5 m/s) ; si la fonction est différente de maintien d'altitude, permet de corriger l'assiette en tangage à la cadence de 0,7 degré par seconde. Son utilisation annule le couplage de l'alignement de descente. L'avion doit franchir l'alignement de descente pour permettre le recouplage de l'alignement de descente.
3. ANNONCIATEURS DE FONCTIONS - S'allument lors de la sélection d'une fonction au moyen du sélecteur correspondant (poussoir à action alternée) ou lors de l'embrayage automatique de la fonction alignement de descente.
4. ANNONCIATEUR «GS» («ALIGNEMENT DE DESCENTE») - S'allume en permanence quand le PA est couplé au signal d'alignement de descente. Clignote en cas de perte du signal d'alignement de descente (drapeau «GS» («ALIGNEMENT DE DESCENTE») sur l'indicateur de déviation de route ou absence d'aiguilles d'alignement de descente sur le KI 525A). Le PA repasse en fonction maintien d'assiette en tangage. En cas de retour d'un signal d'alignement de descente utilisable en moins de six secondes, le PA repasse automatiquement en fonction alignement de descente. En l'absence d'un signal utilisable en moins de six secondes, le PA reste sur la fonction maintien d'assiette en tangage jusqu'au retour d'un signal d'alignement de descente utilisable et au franchissement de l'alignement de descente par l'avion, point où se reproduit le couplage.

Figure 7-3 (suite)

5. ANNONCIATEUR «TRIM» («COMPENSATEUR») - S'allume en permanence quand le compensateur n'est pas alimenté ou si l'essai avant vol du système n'a pas été effectué. L'annonceur «TRIM» («COMPENSATEUR») clignote, accompagné par une alarme sonore, chaque fois qu'est détecté un défaut du compensateur manuel. L'annonceur «TRIM» («COMPENSATEUR») s'allume et reste fixe, accompagné d'un signal sonore continu, pour tout défaut de fonctionnement de la compensation automatique. La surveillance du système de compensation automatique s'exerce pour les pannes suivantes : fonctionnement du servomoteur sans ordre ; non fonctionnement du servomoteur après un ordre ; fonctionnement du servomoteur dans le mauvais sens. Le disjoncteur de compensateur peut être momentanément déclenché pour couper le signal sonore continu, mais l'annonceur «TRIM» («COMPENSATEUR») reste allumé. Le compensateur électrique manuel peut être utilisé, mais le PA ne doit pas être embrayé.
6. ANNONCIATEUR «AP» («PA») - S'allume en permanence dès que le PA est embrayé. Clignote 12 fois environ chaque fois que le PA est débrayé (doublé par une alarme sonore de 2 secondes).
7. POUSSOIR «AP ENG» («EMBAYAGE PA») - Une pression sur le poussoir embraye le PA si toutes les conditions logiques sont satisfaites.
8. POUSSOIR «TEST» («ESSAI») AVANT VOL - Une pression momentanée sur ce poussoir déclenche la séquence d'essai avant vol, à savoir : allumage automatique de tous les annonceurs, essai des systèmes de surveillance de cadence de tangage et de roulis, essai du système de surveillance de défauts de compensation automatique, vérification de la tension de commande du compensateur manuel et essai de tous les circuits logiques de validité et de coupure. Si l'essai avant vol est satisfaisant, l'annonceur «AP» («PA») clignote pendant 6 secondes environ (le clignotement de l'annonceur est accompagné d'une alarme sonore). Le PA ne peut pas être embrayé tant que l'essai avant vol n'est pas satisfaisant.
9. SELECTEUR DE FONCTION «BC» («FAISCEAU ARRIERE») - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction approche sur faisceau arrière. Le fonctionnement de cette fonction est identique à celui de la fonction approche, à l'exception de la réponse aux signaux d'alignement de piste qui est inversée. Le couplage de l'alignement de descente est inhibé en fonction approche sur faisceau arrière.
10. SELECTEUR DE FONCTION «APR» («APPROCHE») - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction approche. Cette fonction permet l'interception sous tous les angles (avec un indicateur de situation horizontale) ou donne un angle d'interception fixe de 45° (avec un conservateur de cap), et assure l'interception et la poursuite automatiques du faisceau de signaux VOR, de navigation à couverture de surface ou d'alignement de piste, plus le couplage de l'alignement de descente dans le cas d'un ILS. En poursuite, le gain de la fonction approche est supérieur à celui de la fonction navigation. L'annonceur «APR» («APPROCHE») clignote tant que la séquence d'interception automatique n'est pas déclenchée.

Figure 7-3 (suite)

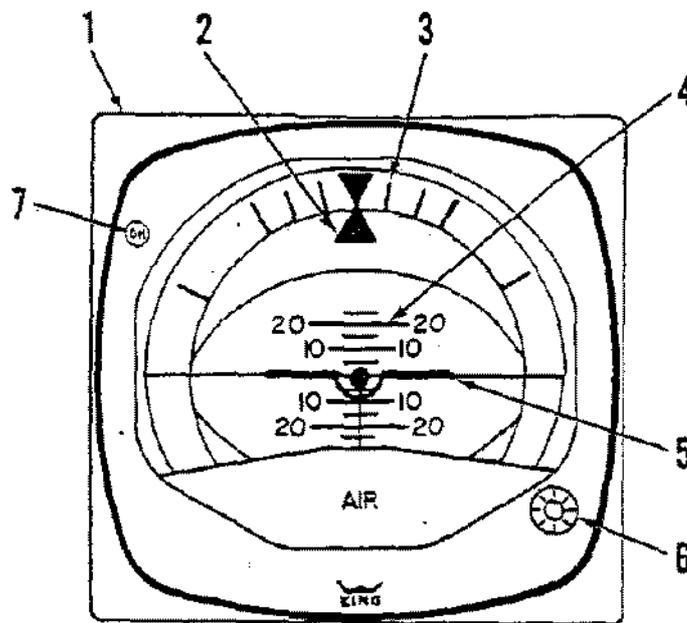
11. **SELECTEUR DE FONCTION «NAV» («NAVIGATION»)** - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction navigation. Cette fonction permet l'interception sous tous les angles (avec un indicateur de situation horizontale) ou donne un angle d'interception fixe de 45° (avec un conservateur de cap), et assure l'interception et la poursuite automatiques du faisceau de signaux VOR, de navigation à couverture de surface ou d'alignements de piste. L'annonceur «NAV» («NAVIGATION») clignote tant que la séquence d'interception automatique n'est pas déclenchée.
12. **SELECTEUR DE FONCTION «HDG» («CAP»)** - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction cap qui ordonne à l'avion de virer pour prendre et maintenir le cap affiché au moyen de l'index de cap sur le conservateur de cap ou l'indicateur de situation horizontale. Un nouveau cap peut être affiché à tout instant, et l'avion vient au nouveau cap avec un angle d'inclinaison latérale maximal de 20° environ. La sélection de la fonction cap annule les fonctions de poursuite navigation, approche ou faisceau arrière.
13. **SELECTEUR DE FONCTION «ALT» («ALTITUDE»)** - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction maintien d'altitude qui ordonne à l'avion de maintenir l'altitude pression existant au moment de la sélection. L'embrayage peut s'effectuer en montée, en descente ou en vol en palier. En fonction approche, le maintien d'altitude se débraye automatiquement à l'interception de l'alignement de descente.



INDICATEUR DE DIRECTEUR DE VOL KI 256

Figure 7-5

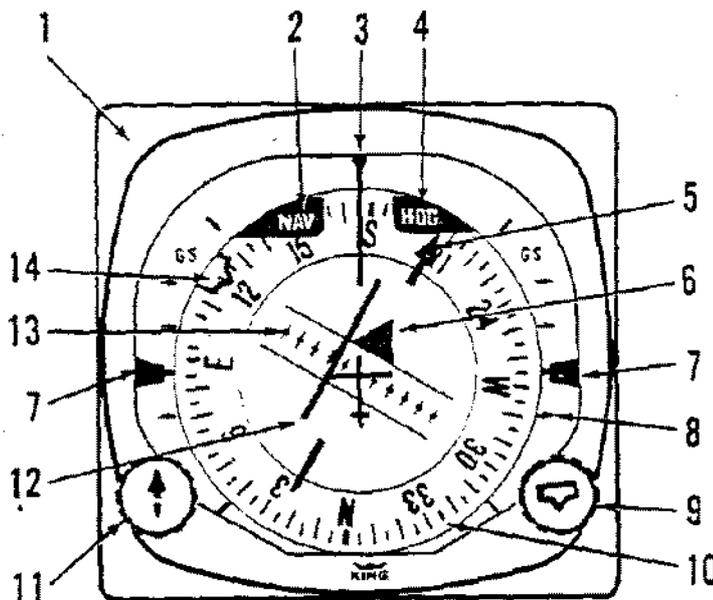
1. INDICATEUR DE DIRECTEUR DE VOL KI 256 - Indique l'assiette de l'avion comme un horizon gyroskopique classique et présente les ordres pour l'utilisation du directeur de vol. Le gyroscope de l'indicateur est pneumatique.
2. INDEX D'ASSIETTE EN ROULIS - Indique l'assiette en roulis de l'avion par rapport à l'échelle d'assiette en roulis.
3. ECHELLE D'ASSIETTE EN ROULIS - Echelle graduée à 0, ± 10, ± 20, ± 30, ± 60 et ± 90 degrés.
4. ECHELLE D'ASSIETTE EN TANGAGE - Se déplace par rapport à la maquette pour indiquer l'assiette en tangage. Echelle graduée à 0, ± 5, ± 10, ± 15, ± 20 et ± 25 degrés.
5. BARRE D'ORDRE - Présente les ordres de guidage calculés par rapport à la maquette. La barre d'ordre n'est visible que si la fonction directeur de vol est sélectionnée. La barre d'ordre est escamotée chaque fois que le système est inutilisable ou qu'une fonction du directeur de vol n'est pas embrayée.
6. MAQUETTE D'INDICATEUR DE DIRECTEUR DE VOL - Les assiettes en tangage et en roulis de l'avion sont matérialisées par la position relative de la maquette fixe et du fond mobile. Pendant l'utilisation du directeur de vol, piloter en alignant la maquette et la barre d'ordre pour satisfaire aux ordres du directeur de vol.
7. ANNONCIATEUR «DH» («HAUTEUR DE DECISION») - Annonceur optionnel utilisable avec le radioaltimètre optionnel de bord.



GYRO DE VERTICALE KG 258

Figure 7-7

1. GYRO DE VERTICALE KG 258 - C'est un gyroscope pneumatique qui indique l'assiette de l'avion comme un horizon gyroscopique classique.
2. INDEX D'ASSIETTE EN ROULIS - Indique l'assiette en roulis de l'avion par rapport à l'échelle d'assiette en roulis.
3. ECHELLE D'ASSIETTE EN ROULIS - Echelle graduée à 0, ± 10 , ± 20 , ± 30 , ± 60 et ± 90 degrés.
4. ECHELLE D'ASSIETTE EN TANGAGE - Se déplace par rapport à la maquette pour indiquer l'assiette en tangage. Echelle graduée à 0, ± 5 , ± 10 , ± 15 , ± 20 et ± 25 degrés.
5. MAQUETTE - Sert de symbole fixe de l'avion. Les assiettes en tangage et en roulis de l'avion sont matérialisées par la position relative de la maquette fixe et du fond mobile.
6. BOUTON DE REGLAGE MAQUETTE - Permet le réglage manuel de la maquette pour le vol en palier en fonction des différentes conditions de chargement.
7. ANNONCIATEUR «DH» («HAUTEUR DE DECISION») - Annonceur optionnel utilisable avec le radioaltimètre optionnel de bord.



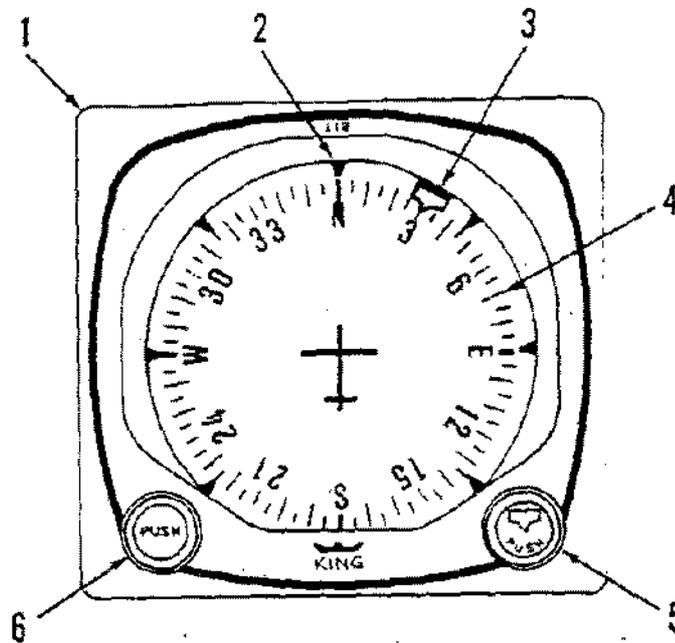
INDICATEUR DE SITUATION HORIZONTALE KI 525A

Figure 7-9

1. INDICATEUR DE SITUATION HORIZONTALE KI 525A - Présente une vue panoramique de l'écart de l'avion par rapport aux radials VOR ou aux faisceaux d'alignement de piste. Il donne également les écarts d'alignement de descente et la référence de cap par rapport au nord magnétique.
2. DRAPEAU «NAV» («NAVIGATION») - Le drapeau est visible lorsque le signal du récepteur de navigation n'est pas bon. Lorsque ce drapeau est visible sur l'indicateur de navigation (indicateur de déviation de route ou KI 525A), le fonctionnement du PA n'est pas affecté. Le pilote doit surveiller l'absence de drapeaux «NAV» («NAVIGATION») sur les indicateurs de navigation pour s'assurer que les informations de navigation que poursuivent le PA et/ou le directeur de vol sont valides.
3. LIGNE DE FOI - Indique le cap magnétique de l'avion sur la rose (10).
4. DRAPEAU D'ALARME «HDG» («CAP») - Lorsque le drapeau est visible, le cap affiché n'est pas utilisable. Si ce drapeau apparaît alors qu'une fonction latérale (cap, navigation, approche ou approche sur faisceau arrière) est sélectionnée, le PA se débraye. Le PA peut être réembrayé en fonction ailes horizontales pure associée à toute fonction verticale. Utiliser le poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») pour manœuvrer l'avion latéralement.

Figure 7-9 (suite)

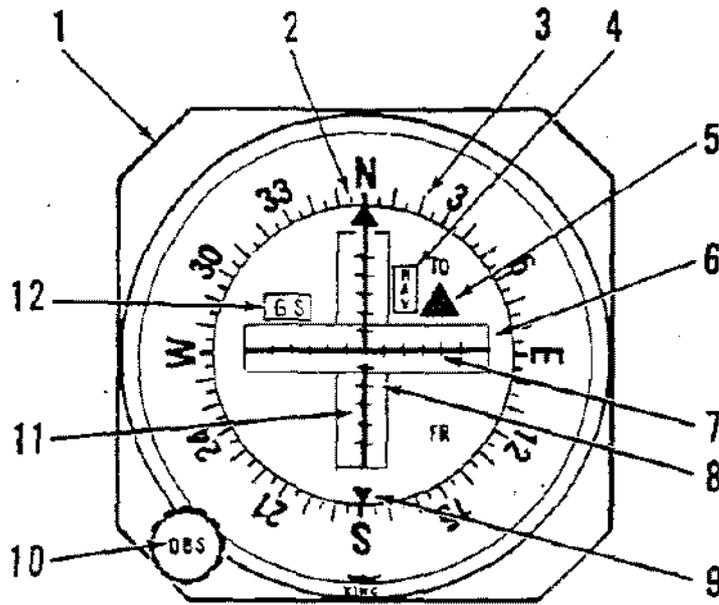
5. **FLECHE DE ROUTE** - Indique le radial VOR ou l'axe d'alignement de piste affiché sur la rose (10). Le radial VOR ou l'axe d'alignement de piste reste affiché sur la rose (10) lorsque cette dernière tourne.
6. **DRAPEAU D'INDICATEUR «TO-FROM»** - Indique la direction de la station VOR par rapport à la route affichée.
7. **AIGUILLES DOUBLES D'ALIGNEMENT DE DESCENTE** - Indiquent sur l'échelle d'alignement de descente (8) l'écart de l'avion par rapport à l'axe du faisceau d'alignement de descente. Lorsqu'elle sont visibles, ces aiguilles indiquent que le signal d'alignement de descente est utilisable. Les aiguilles sont escamotées en cas de perte du signal d'alignement de descente.
8. **ECHELLES D'ALIGNEMENT DE DESCENTE** - Indiquent l'écart par rapport à l'axe du faisceau d'alignement de descente. Le déplacement de 2 points à pleine échelle de la barre d'écart d'alignement de descente représente un écart de $0,7^\circ$ au-dessus ou au-dessous de l'axe du faisceau d'alignement de descente.
9. **BOUTON SELECTEUR DE CAP** () - Sa rotation permet de positionner l'index de cap (14) sur la rose (10). L'index tourne avec la rose.
10. **ROSE** - Tourne pour indiquer le cap de l'avion par rapport à la ligne de foi (3) sur l'indicateur de situation horizontale.
11. **BOUTON SELECTEUR DE ROUTE** - Sa rotation permet de positionner la flèche de route (5) sur la rose (10).
12. **BARRE D'ECART DE ROUTE** - La partie centrale de la flèche de route se déplace latéralement pour indiquer la position relative de l'avion par rapport à la route sélectionnée. L'indication fournie est exprimée en degrés d'écart angulaire par rapport aux radials VOR et aux faisceaux d'alignement de piste ou en milles marins de part et d'autre des routes de navigation à couverture de surface.
13. **ECHELLE D'ECART DE ROUTE** - Le déplacement de 5 points à pleine échelle de la barre d'écart de route représente un écart par rapport à l'axe du faisceau de : $\pm 10^\circ$ en VOR, $\pm 2,5^\circ$ en alignement de piste, 5 NM (9,3 km) en navigation à couverture de surface, 1,25 NM (2,3 km) en approche en navigation à couverture de surface.
14. **INDEX DE CAP** - Commandé par le bouton () (9) pour afficher le cap désiré.



CONSERVATEUR DE CAP NON ASSERVI KG 107

Figure 7-11

1. CONSERVATEUR DE CAP NON ASSERVI KG 107 - Gyroscopie pneumatique qui donne au pilote une indication visuelle stable du cap de l'avion.
2. LIGNE DE FOI - Indique le cap magnétique de l'avion sur la rose (4).
3. INDEX DE CAP - Commandé par le bouton () (5) pour afficher le cap désiré.
4. ROSE - Tourne pour indiquer le cap de l'avion par rapport à la ligne de foi (2) sur le conservateur de cap.
5. BOUTON SELECTEUR DE CAP () - Sa rotation permet de positionner l'index de cap (3) sur la rose (4). L'index tourne avec la rose.
6. BOUTON DE RECALAGE GYRO «PUSH» («POUSSER») - Enfoncé, ce bouton permet au pilote de faire tourner manuellement la rose (4) pour la recalibrer sur le cap magnétique indiqué par le compas magnétique. La rose d'un gyro non asservi doit être recalée périodiquement pour compenser les erreurs de précession du gyro.



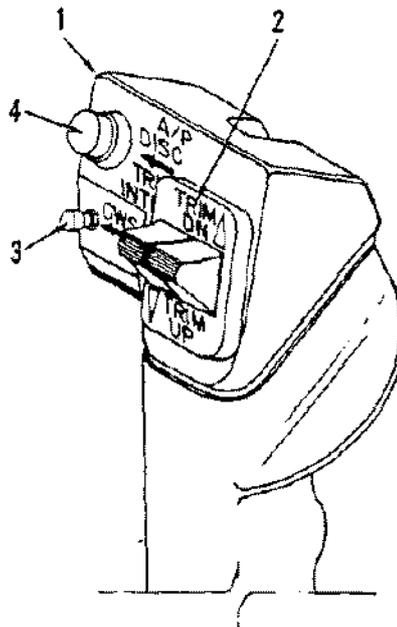
INDICATEUR VOR/ILS
 KI 204/206 (TYPE)

Figure 7-13

1. INDICATEUR VOR/ILS - Donne une représentation rectiligne de l'écart par rapport à un radial VOR ou un alignement de piste et par rapport à un alignement de descente.
2. INDEX DE ROUTE - Indique la route VOR affichée.
3. ROSE - Indique la route VOR affichée par l'index de route.
4. DRAPEAU «NAV» («NAVIGATION») - Le drapeau est visible lorsque le signal du récepteur de navigation n'est pas bon. Lorsque ce drapeau est visible sur l'indicateur de navigation (indicateur de déviation de route ou KI 525A), le fonctionnement du PA n'est pas affecté. Le pilote doit surveiller l'absence de drapeaux «NAV» («NAVIGATION») sur les indicateurs de navigation pour s'assurer que les informations de navigation que poursuivent le PA et/ou le directeur de vol sont valides.
5. DRAPEAU D'INDICATEUR «TO-FROM» - Indique la direction de la station VOR par rapport à la route affichée.
6. AIGUILLE D'ECART D'ALIGNEMENT DE DESCENTE - Indique l'écart par rapport à l'alignement de descente de l'ILS.
7. ECHELLE D'ECART DE ROUTE - Le déplacement de 5 points à pleine échelle de la barre d'écart de route représente un écart par rapport à l'axe du faisceau de $\pm 10^\circ$ en VOR, $\pm 2,5^\circ$ en alignement de piste, 5 NM (9,3 km) en navigation à couverture de surface, 1,25 NM (2,3 km) en approche en navigation à couverture de surface.

Figure 7-13 (suite)

8. ECHELLE D'ALIGNEMENT DE DESCENTE - Indique l'écart par rapport à l'axe du faisceau d'alignement de descente. Le déplacement de 5 points à pleine échelle de l'aiguille d'écart d'alignement de descente représente un écart de $0,7^{\circ}$ au-dessus ou au-dessous de l'axe du faisceau d'alignement de descente.
9. INDEX DE ROUTE INVERSE - Indique l'inverse de la route VOR affichée.
10. BOUTON «OBS» («SELECTEUR D'AZIMUT») - Commande la rotation de la rose pour l'affichage de la route.
11. AIGUILLE D'ECART DE ROUTE - Indique l'écart de route par rapport à la route VOR ou à l'axe d'alignement de piste affiché.
12. DRAPEAU «GS» («ALIGNEMENT DE DESCENTE») - Le drapeau est visible lorsque le signal du récepteur d'alignement de descente n'est pas bon.



BOITIER DE COMMANDES DE VOLANT DU PILOTE AUTOMATIQUE

Figure 7-15

Figure 7-15 (suite)

1. **BOITIER DE COMMANDES DE VOLANT DU PILOTE AUTOMATIQUE** - Boîtier en plastique moulé monté sur la corne gauche du volant pilote et permettant la fixation de 3 commandes associées au PA et au compensateur électrique manuel.
2. **INVERSEURS DE COMMANDE DE COMPENSATEUR ELECTRIQUE MANUEL** - Ensemble de deux inverseurs dans lequel l'inverseur gauche commande l'alimentation d'embrayage du servomoteur du compensateur et l'inverseur droit commande le sens de rotation du servomoteur. Les deux inverseurs doivent être manœuvrés pour permettre le fonctionnement du compensateur manuel dans le sens désiré. Lorsque le PA est embrayé, le fonctionnement du compensateur électrique manuel débraye automatiquement le PA.
3. **POUSSOIR «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT»)** - Enfoncé, permet au pilote de contrôler l'avion manuellement (la pression sur le poussoir débraye les servomoteurs) sans annulation des fonctions sélectionnées. Embraye la fonction directeur de vol si elle ne l'est pas déjà. Synchronise automatiquement le directeur de vol/PA sur l'assiette en tangage existant au relâchement du poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») ou sur l'altitude pression existant en cas d'utilisation de la fonction maintien d'altitude. Annule le couplage de l'alignement de descente. L'avion doit franchir l'alignement de descente pour permettre le recouplage de l'alignement de descente.
4. **POUSSOIR «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR»)** - Une pression sur ce poussoir puis son relâchement débraye le PA et annule tous les modes de fonctionnement du directeur de vol. Le maintien de la pression sur le poussoir coupe toute alimentation du compensateur électrique (arrêt du mouvement du compensateur), débraye le PA et annule tous les modes de fonctionnement du directeur de vol.

La fonction du CONTACT «MASTER» («GENERAL») de l'avion est inchangée et ce dernier peut être utilisé en cas d'urgence pour couper l'alimentation électrique de tous les systèmes de pilotage pendant que la panne est localisée.

L'interrupteur «RADIO POWER» («ALIMENTATION RADIO») alimente la barre des équipements électroniques des disjoncteurs radio et du disjoncteur du PA.

Les disjoncteurs suivants sont utilisés pour protéger les éléments suivants du pilote automatique King série 150 :

«AUTOPILOT» («PILOTE AUTOMATIQUE») - Alimente le calculateur KC 192 ou KC 191, les servomoteurs de tangage et de roulis du PA et le disjoncteur de compensateur de profondeur.

«PITCH TRIM» («COMPENSATEUR DE PROFONDEUR») - Alimente le système de compensation automatique et le compensateur électrique manuel de profondeur.

«COMP-SYSTEM» («COMPAS») - Alimente le compas optionnel KCS 55A.

MANUEL DE VOL
APPROUVE DGAC
SUPPLEMENT N° 8
CONCERNANT
LE CIRCUIT DE DEPRESSION AUXILIAIRE

Le présent supplément doit être joint au Manuel de vol approuvé DGAC lorsque l'avion est doté du circuit de dépression auxiliaire Piper installé conformément au plan Piper N° 87773-2. Les renseignements renfermés ci-après ne complètent ou n'annulent et remplacent les renseignements du Manuel de vol de base approuvé DGAC que dans les domaines énumérés ci-après. En ce qui concerne les renseignements relatifs aux limitations, aux procédures et aux performances non présentés dans le présent supplément, se reporter au Manuel de vol de base approuvé DGAC.

SECTION 1 - GENERALITES

Le présent supplément fournit les renseignements nécessaires à l'utilisation de l'avion lorsque celui-ci est doté du circuit de dépression auxiliaire Piper optionnel. Les renseignements que renferme le présent supplément sont à utiliser conjointement avec l'ensemble du manuel.

SECTION 2 - LIMITATIONS

- a) Le circuit de dépression auxiliaire est limité à la seule fonction de secours, ne pas décoller si la pompe à vide sèche entraînée par le moteur est en panne.
- b) Interrompre le vol aux instruments si la dépression tombe au-dessous de 4,8 in Hg (122 mm Hg).
- c) Retirer du service le groupe pompe/moteur et le compteur horaire après 500 heures de fonctionnement cumulées ou après 10 ans, suivant la première des deux échéances.

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

PERTE DE DEPRESSION

- a) Voyants «VAC» («DEPRES.») d'alarme de baisse de dépression et «VAC OFF» («ARRET DEPRES.») allumés :
Manomètre de dépression Vérifier pour confirmer la panne de la pompe
- b) Si le manomètre de dépression indique moins de 4,5 in Hg (114 mm Hg) :
Poussoir de dépression auxiliaire Appuyer sur «AUX ON» («AUXI-MARCHE»)
Vérifier que le manomètre de dépression indique entre 4,8 et 5,2 in Hg (122 et 132 mm Hg), que les voyants d'alarme «VAC» («DEPRES.») et «VAC OFF» («ARRET DEPRES.») sont éteints et que le voyant «AUX ON» («AUXI-MARCHE») est allumé.

ATTENTION

L'erreur du compas peut être supérieure à 10° lorsque le circuit de dépression auxiliaire est en service.

- c) Surveiller la consommation électrique - Vérifier sur l'ampèremètre que la capacité de l'alternateur n'est pas dépassée. Si nécessaire, couper les équipements électriques non essentiels.
- d) Atterrir dès que cela est possible afin de faire réparer le circuit principal.

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

a) Vérification avant vol

1. Mettre l'interrupteur de batterie sur «ON» («MARCHE») et vérifier que le voyant «VAC OFF» («ARRETER DEPRES») est allumé.

NOTA

En raison de l'alimentation électrique qu'exige la pompe à vide auxiliaire, il est conseillé de procéder aux vérifications ci-après avec le moteur en fonctionnement.

2. Mettre en marche la pompe à vide auxiliaire, vérifier que le voyant «AUX ON» («AUXI-MARCHE») est allumé et contrôler la consommation électrique (15 A environ) sur l'ampère-mètre.
3. Arrêter la pompe à vide auxiliaire et vérifier que le voyant «AUX ON» («AUXI-MARCHE») est éteint.

b) Vérification en vol - Avant de commencer le vol aux instruments :

1. Couper les équipements électriques non essentiels.
2. Mettre en marche la pompe à vide auxiliaire, vérifier que le voyant «AUX ON» («AUXI-MARCHE») est allumé et contrôler la consommation électrique (15 A environ) sur l'ampère-mètre.
3. Arrêter la pompe à vide auxiliaire et vérifier que le voyant «AUX ON» («AUXI-MARCHE») est éteint, puis reprendre le vol normal.

NOTA

Pour obtenir la durée de vie maximale, éviter d'utiliser la pompe à vide auxiliaire de façon continue en dehors des cas d'urgence.

SECTION 5 - PERFORMANCES

Les performances ne sont pas modifiées.

SECTION 6 - MASSE ET CENTRAGE

Les équipements optionnels installés en usine sont compris dans les données de masse et de centrage à la délivrance du Certificat de navigabilité de la Section 6 du Manuel de vol de base.

SECTION 7 - DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT

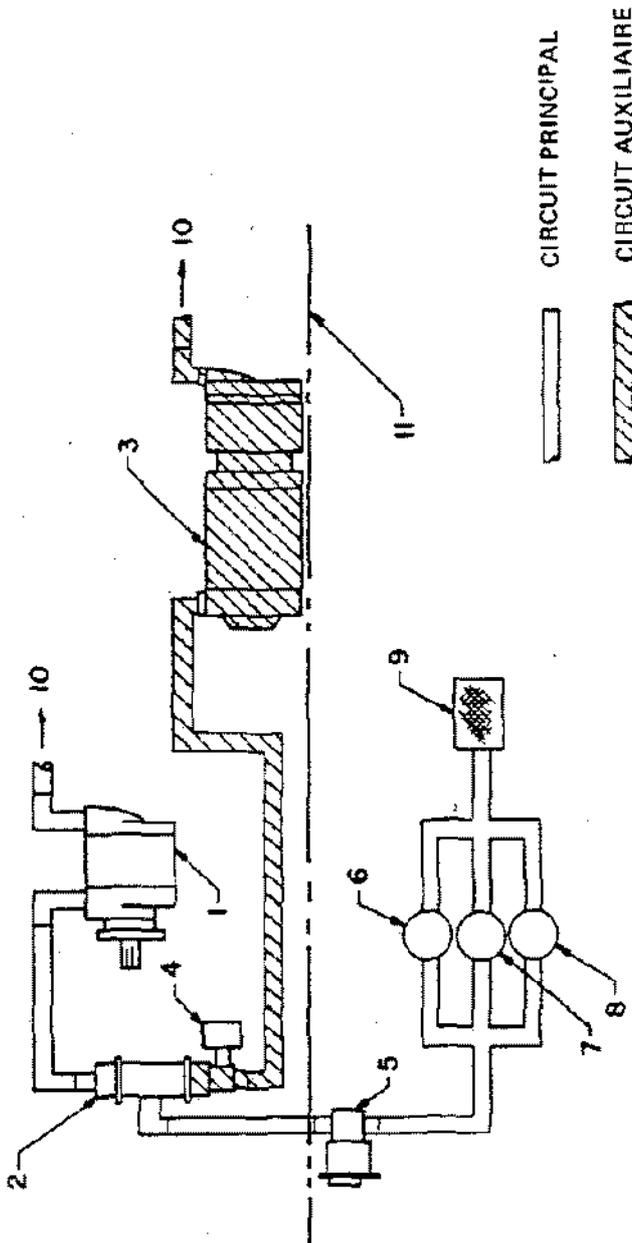
Le circuit de la pompe à vide sèche auxiliaire assure une source d'énergie pneumatique indépendante de secours pour le fonctionnement des instruments de vol gyroscopiques en cas de panne de la pompe à vide entraînée par le moteur.

La pompe auxiliaire est montée sur la face avant de la cloison pare-feu, et elle est reliée au circuit principal au niveau d'un collecteur situé en aval du régulateur de dépression. L'isolement l'un par rapport à l'autre des circuits principal et auxiliaire est réalisé par des clapets antiretour situés de chaque côté du collecteur. Le manoccontact du circuit de dépression principal est situé sur le régulateur et il détecte la dépression alimentant les gyros.

Un interrupteur de commande, repéré «AUX VAC» («DEPRES. AUXI.»), du circuit de la pompe auxiliaire est situé sur le côté droit du tableau de bord, près du manomètre de dépression. L'interrupteur de commande est un poussoir à actions marche-arrêt alternées.

Le poussoir de l'interrupteur comporte deux annonceurs séparés repérés «VAC OFF» («ARRET DEPRES.») et «AUX ON» («AUXI.-MARCHE»). L'annonceur «VAC OFF» («ARRET DEPRES.») est commandé par le manoccontact du circuit de dépression principal et est éclairé par un voyant ambre lorsque la pompe moteur est en panne ou lorsque la dépression du circuit tombe au-dessous du niveau de déclenchement du manoccontact. L'annonceur «AUX ON» («AUXI.-MARCHE») est commandé par un manoccontact situé sur le collecteur et est éclairé par un voyant bleu lorsque la pompe auxiliaire fonctionne et crée une dépression dans le circuit. Lorsque la pompe à vide fonctionne à haute altitude, ou si l'étanchéité à l'air du circuit n'est pas parfaite, le voyant «AUX ON» («AUXI.-MARCHE») peut ne pas s'allumer. Ceci indique que la dépression du circuit reste inférieure au niveau de déclenchement du manoccontact du voyant «AUX ON» («AUXI.-MARCHE»), bien que la pompe auxiliaire fonctionne. Il n'est pas prévu de test par pression des voyants ; vérifier que les ampoules ne sont pas grillées si les voyants ne s'allument pas comme prévu, remplacer les ampoules par des ampoules MS25237-330 et effectuer un nouvel essai du circuit.

La protection du circuit électrique est assurée par un disjoncteur de 20 A dans le circuit du moteur de la pompe, et par un disjoncteur de 5 A dans le circuit des voyants. Ces disjoncteurs sont montés sur le tableau de disjoncteurs.



- 7. HORIZON GYROSCOPIQUE
- 8. CONSERVATEUR DE CAP
- 9. FILTRE
- 10. EVACUATION A L'EXTERIEUR
- 11. CLOISON PARE-FEU

- 1. POMPE A VIDE SECHE ENTRAINEE PAR LE MOTEUR
- 2. ENSEMBLE COLLECTEUR ET CLAPETS ANTIRETOUR
- 3. POMPE A VIDE SECHE ELECTRIQUE AUXILIAIRE
- 4. MANOCONTACT
- 5. REGULATEUR DE DEPRESSION ET MANOCONTACT
- 6. MANOMETRE DE DEPRESSION

SCHEMA DE PRINCIPE DU CIRCUIT DE DEPRESSION

TABLE DES MATIERES
SECTION 10
CONSEILS D'UTILISATION

Paragraphes	Pages
10.1 Généralités	10-1
10.3 Conseils d'utilisation	10-1

SECTION 10
CONSEILS D'UTILISATION

10.1 GENERALITES

La présente section fournit des conseils particulièrement précieux dans l'utilisation de l'avion Warrior II.

10.3 CONSEILS D'UTILISATION...

- a) *Apprendre à compenser pour le décollage de sorte qu'il suffise d'exercer sur le volant une très légère pression vers l'arrière pour décoller l'avion du sol.*
- b) La vitesse indiquée optimale pour le décollage est d'environ 55 kt (102 km/h) dans les conditions normales. Chercher à cabrer l'avion pour le décoller du sol à une vitesse trop faible entraîne une réduction des possibilités de contrôle de celui-ci en cas de panne de moteur.
- c) La sortie des volets peut être effectuée jusqu'à V_1 : 103 kt (191 km/h). Afin de réduire les charges de manœuvre des volets, il est souhaitable de réduire la vitesse de l'avion à une valeur inférieure avant de sortir les volets. Le marchepied de volets ne peut supporter un poids tant que les volets sont un tant soit peu sortis. Il faut placer les volets en position «UP» («RENTRES») pour leur permettre de se verrouiller et de supporter un poids sur le marchepied.
- d) Avant de chercher à réenclencher un disjoncteur, le laisser refroidir pendant 2 à 5 minutes.
- e) Avant le démarrage du moteur, vérifier que tous les interrupteurs d'équipements radioélectriques, tous les interrupteurs d'éclairage et l'interrupteur de réchauffage de tube de Pitot sont sur «OFF» («ARRET») de façon à ne pas provoquer une surcharge électrique lors de l'enclenchement du démarreur.
- f) Les feux anticollision ne doivent pas être utilisés en vol dans les nuages, le brouillard ou la brume, la lumière réfléchie pouvant entraîner une perte d'orientation dans l'espace. Ne pas utiliser les feux à éclats à proximité immédiate du sol comme lors du roulage, au décollage et à l'atterrissage.

SECTION 10
CONSEILS D'UTILISATION

MANUEL DE VOL
PIPER AIRCRAFT CORPORATION
AVION WARRIOR II PA-28-161

- g) Les pédales de palonnier sont supportées par un tube de torsion qui traverse le fuselage. Le pilote doit se familiariser avec cette disposition afin de placer convenablement ses pieds sur les pédales de palonnier pour éviter d'être gêné par le tube de torsion dans le débattement du palonnier ou dans la manœuvre des pédales de frein.
- h) Afin de participer à l'effort pour éviter les accidents, les pilotes doivent se procurer et étudier les renseignements relatifs à la sécurité que mettent à leur disposition les publications FAA telles que réglementations, circulaires d'information, «Aviation News», «Airmen's Information Manual» et documents sur la sécurité.
- i) Les glissades ou dérapages prolongés, entraînant une perte d'altitude supérieure à 2000 ft (610 m), ou autres évolutions inhabituelles ou brusques pouvant provoquer la mise à sec de l'orifice de sortie carburant doivent être évités, une interruption du débit de carburant pouvant se produire lorsque le réservoir en service n'est pas plein.
- j) Le lancement du moteur à la main n'est pas recommandé ; toutefois, s'il est nécessaire de lancer le moteur à la main, cette opération ne doit être tentée que par le personnel exercé. Placer le contact de magnétos sur «LEFT» («GAUCHE») pendant les opérations de lancement afin de réduire le risque de contre-allumage. Mettre le contact d'allumage sur la position «BOTH» («LES DEUX») lorsque le moteur tourne.