

**MANUEL
DE VOL
PA-28R-201
AVION PIPER ARROW
N° DE SERIE 2837001 ET SUIVANTS**

**CONSTRUCTEUR: PIPER AIRCRAFT
CORPORATION**

**APPROUVE PAR LA DIRECTION
GENERALE DE L'AVIATION CIVILE**

le: 4 SEP. 1989

**CERTIFICAT DE NAVIGABILITE
DE TYPE U.S. N°: 2A13**

**CERTIFICAT DE NAVIGABILITE
DE TYPE FRANCAIS N°: IM 22**

**NUMERO DE SERIE
DE L'AVION: 2837060**

**IMMATRICULATION
DE L'AVION: F-GIDD**

RAPPORT: VB-1397



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

CE DOCUMENT DOIT SE TROUVER EN PERMANENCE DANS L'AVION

VALIDITE

La validité de ce manuel se limite à l'avion Piper PA-28R-201 identifié par le numéro de série et le numéro d'immatriculation figurant sur le recto de la couverture de ce manuel.

REVISIONS

A l'exception de la «Liste des équipements», ce manuel de vol sera tenu à jour par le moyen de révisions distribuées aux propriétaires d'avions. La «Liste des équipements» est mise à jour au moment de la délivrance du Certificat de navigabilité par le constructeur, et il incombe au propriétaire de la maintenir à jour par la suite.

Ces révisions consisteront en renseignements nécessaires pour la mise à jour du texte du présent manuel et/ou pour y ajouter des données concernant des équipements supplémentaires pour cet avion.

I. Révisions

On distribuera des feuilles de révision chaque fois qu'il le faudra sous forme de remplacements de pages ou de suppléments à insérer dans le manuel comme indiqué ci-dessous :

1. Les pages de révision ne remplaceront que les pages portant le même numéro.
2. Insérer les pages supplémentaires dans l'ordre numérique convenable dans chaque section.
3. Insérer les pages dont le numéro est suivi d'une minuscule immédiatement après la page portant le même numéro.

II. Identification des parties révisées

Chaque page du manuel porte une date en bas de page indiquant la date de l'édition 1 et la date de la dernière révision. Un trait noir vertical tracé dans la marge extérieure de chaque page révisée au niveau des portions révisées, ajoutées ou supprimées permet d'identifier les textes et illustrations révisés. Un trait vertical à côté du numéro de page indique qu'une page entière a été modifiée ou ajoutée.

Les traits noirs verticaux n'indiquent que les révisions en vigueur. Les corrections d'erreurs typographiques ou grammaticales ou le déplacement d'un passage sur une page ne sont pas identifiés par un symbole.

III. Désignations des parties non approuvées par la DGAC

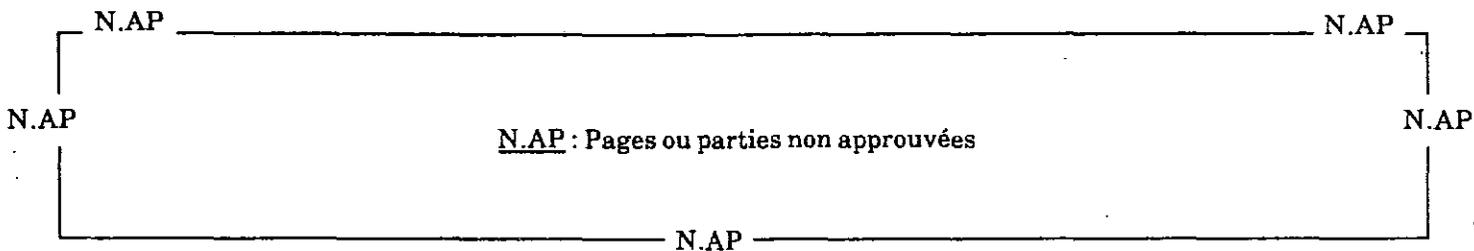


TABLE DES MATIERES

SECTION 0

	Pages
Page de garde	0-1
Validité - Révisions	0-2
Enregistrement des révisions	0-4
Table des matières Section 0	0-5
Liste des pages du manuel de vol	0-6
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 0-5	N.AP	Ed. 1
0-6 à 0-8	AP	Ed. 1
0-9 à 0-12	N.AP	Ed. 1

SECTION 1

1-i	N.AP	Ed. 1
1-1 à 1-14	N.AP	Ed. 1

SECTION 2

2-i	AP	Ed. 1
2-1 à 2-10	AP	Ed. 1

SECTION 3

3-i à 3-ii	AP	Ed. 1
3-1 à 3-20	AP	Ed. 1

SECTION 4

4-i à 4-iii	AP	Ed. 1
4-1 à 4-28	AP	Ed. 1

LISTE DES PAGES DU MANUEL DE VOL (Suite)

SECTION 5

5-i	N.AP	Ed. 1
5-1 à 5-11	N.AP	Ed. 1
5-12 à 5-13	AP	Ed. 1
5-14	N.AP	Ed. 1
5-15 à 5-20	AP	Ed. 1
5-21 à 5-31	N.AP	Ed. 1
5-32 à 5-33	AP	Ed. 1

SECTION 6

6-i	N.AP	Ed. 1
6-1 à 6-8	N.AP	Ed. 1
6-8a à 6-8b	N.AP	Ed. 1
6-9 à 6-12	N.AP	Ed. 1

SECTION 7

7-i	N.AP	Ed. 1
7-1 à 7-32	N.AP	Ed. 1

SECTION 8

8-i	N.AP	Ed. 1
8-1 à 8-18	N.AP	Ed. 1

SECTION 0

LISTE DES PAGES DU MANUEL DE VOL (Suite)

SECTION 9

9-i	Ed. 1
9-1	Ed. 1
9-2	Ed. 1
9-3 à 9-6	Ed. 1
9-7 à 9-9	Ed. 1
9-10	Ed. 1
9-11 à 9-16	Ed. 1
9-17 à 9-20	Ed. 1
9-21 à 9-34	Ed. 1
9-35 à 9-54	Ed. 1
9-55 à 9-82	Ed. 1
9-83 à 9-90	Ed. 1

SECTION 10

10-i	Ed. 1
10-1 à 10-2	Ed. 1

Approuvé DGAC
le

- 4 SEP 1989



NOTA : Ed. 1 : Edition 1
Rév. x : Révision x

LISTE DES REVISIONS DU MANUEL DE VOL

Numéro et code de révision	Pages révisées	Description de la révision	Date de signature des autorités

Ce manuel est traduit du manuel approuvé FAA, «REPORT : VB-1365».

LISTE DES REVISIONS DU MANUEL DE VOL (Suite)

Numéro et code de révision	Pages révisées	Description de la révision	Date de signature des autorités

Ce manuel est traduit du manuel approuvé FAA, «REPORT : VB-1365».

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

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

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	1-4
1.9 Huile	1-4
1.11 Masses maximales	1-5
1.13 Masses de l'avion standard	1-5
1.15 Zone à bagages	1-5
1.17 Charges spécifiques	1-5
1.19 Symboles, abréviations et terminologie	1-6
1.21 Facteurs de conversion	1-13

SECTION 1
GENERALITES

1.1 INTRODUCTION

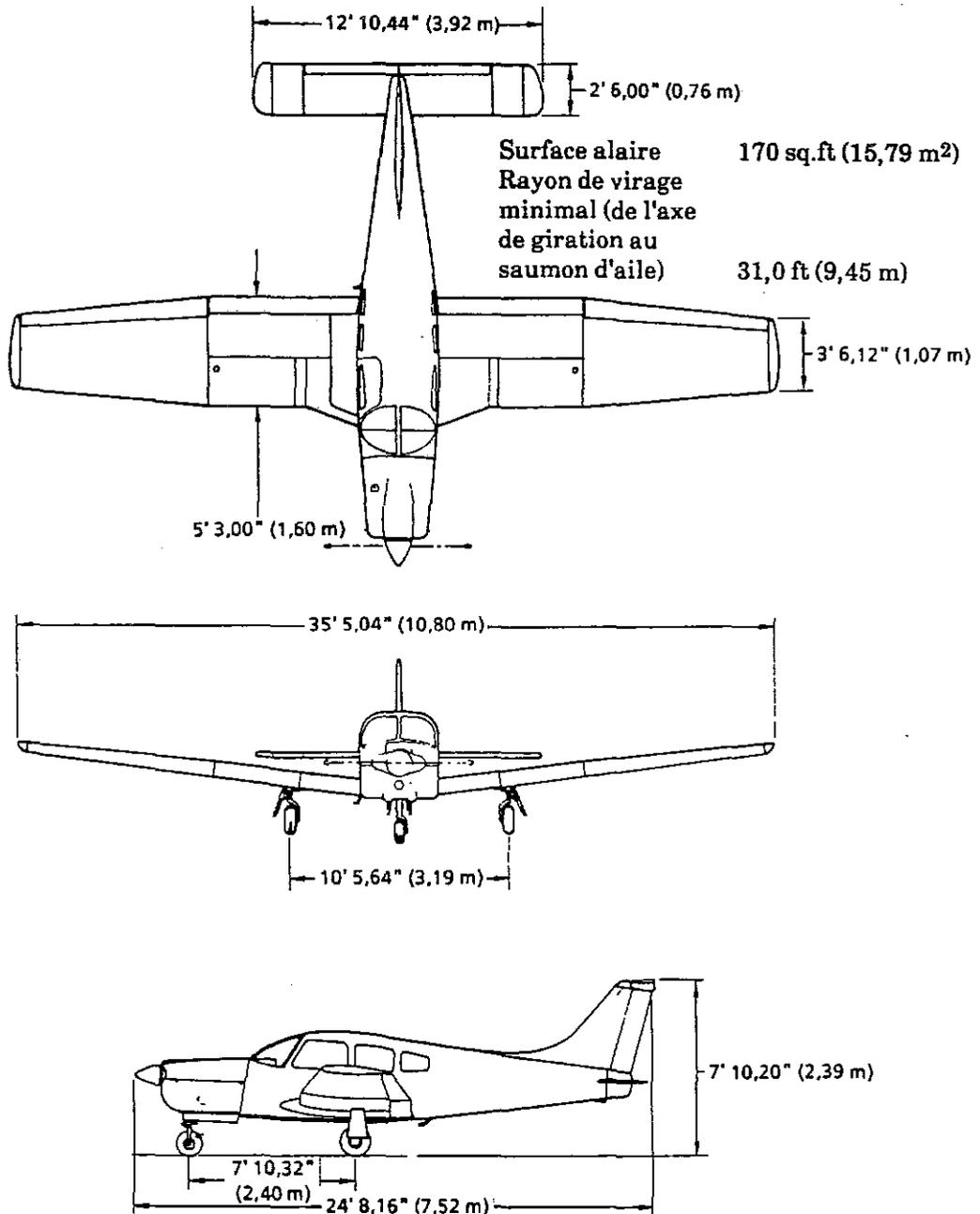
Le présent Manuel de vol est conçu pour offrir au pilote l'utilité maximale en tant que guide d'exploitation. Il contient les renseignements exigés par la réglementation en vigueur à fournir au pilote ainsi que des données supplémentaires fournies par l'avionneur et constitue le Manuel de vol approuvé DGAC.

Ce manuel n'est pas conçu pour remplacer une formation de pilote suffisante et qualifiée, la connaissance des directives 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	IO-360-C1C6
d) Puissance nominale	200 hp (203 ch)
e) Régime nominal	2700 tr/mn
f) Alésage	5,125 in (130,175 mm)
g) Course	4,375 in (111,125 mm)
h) Cylindrée	361,0 cu.in (5915,7 cm ³)
i) Taux de compression	8,7/1
j) Type de moteur	Quatre cylindres opposés à plat, à prise directe, à refroidissement par air et injection de carburant

1.5 HELICES

McCAULEY

a) Nombre d'hélices	1
b) Fabricant	McCauley
c) Modèle des pales	90DHA-16
d) Nombre de pales	2
e) Modèle du moyeu	B2D34C213
f) Diamètre de l'hélice	
1) maximal	74 in (1,880 m)
2) minimal	73 in (1,854 m)
g) Type d'hélice	A vitesse constante, à commande hydraulique

1.5 HELICES (Suite)

HARTZELL

- | | |
|-------------------------|--|
| a) Nombre d'hélices | 1 |
| b) Fabricant | Hartzell |
| c) Modèle des pales | F7666A-2R |
| d) Nombre de pales | 2 |
| e) Modèle du moyeu | HC-C2YK-1()F/ |
| f) Diamètre de l'hélice | |
| 1) maximal | 74 in (1,880 m) |
| 2) minimal | 72 in (1,829 m) |
| g) Type d'hélice | A vitesse constante,
à commande hydraulique |

1.7 CARBURANT

- | | |
|--|---|
| a) Capacité totale de carburant | 77 US gal (291 l) |
| b) Capacité totale de carburant utilisable | 72 US gal (273 l) |
| c) Carburant aviation | |
| 1) Indice d'octane minimal | Aviation 100/130 vert
ou 100LL bleu |
| 2) Carburants de remplacement | Se reporter à la dernière mise à jour
de l'Instruction d'entretien Lycoming 1070,
sauf que l'utilisation d'alcool
n'est pas autorisée dans cet avion.
L'additif antigivre MIL-I-27686D
est autorisé. |

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 | Se reporter à la Section 8,
paragraphe 8.19 |

1.11 MASSES MAXIMALES

- | | |
|---|-------------------|
| a) Masse maximale au décollage | 2750 lb (1247 kg) |
| b) Masse maximale à l'atterrissage | 2750 lb (1247 kg) |
| d) Masse maximale dans la soute à bagages | 200 lb (91 kg) |

1.13 MASSES DE L'AVION STANDARD*

- | | |
|---|------------------|
| a) Masse à vide standard : Masse d'un avion standard, y compris le carburant inutilisable, le plein de liquides de fonctionnement et le plein d'huile | 1603 lb (727 kg) |
| b) Charge utile maximale : Différence entre la masse maximale au décollage et la masse à vide standard | 1147 lb (520 kg) |

1.15 ZONE 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 | 16,18 lb/sq.ft (79,00 kg/m ²) |
| b) Charge au cheval | 13,75 lb/hp (6,15 kg/ch) |

*Ces valeurs sont approximatives et varient d'un avion à un autre. Se reporter à la Figure 6-5 en ce qui concerne les valeurs de masse à vide standard et de charge utile à utiliser dans les calculs de centrage intéressant l'avion spécifié.

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.
VA	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.
VFE	V _{FE}	Vitesse maximale volets sortis : vitesse la plus élevée admissible lorsque les volets sont sortis sur une position prescrite.

1.19 SYMBOLES, ABREVIATIONS ET TERMINOLOGIE (Suite)

VLE	VLE	Vitesse maximale train d'atterrissage sorti : vitesse maximale à laquelle un avion peut voler en sécurité lorsque le train d'atterrissage est sorti.
VLO	VLO	Vitesse maximale de manœuvre du train d'atterrissage : vitesse maximale à laquelle le train d'atterrissage peut, en sécurité, être sorti ou rentré.
VNE/MNE	VNE/MNE	Vitesse ou nombre de Mach à ne jamais dépasser : vitesse limite qui ne peut être dépassée à aucun moment.
VNO	VNO	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.
VS	VS	Vitesse de décrochage ou vitesse minimale de vol stabilisé à laquelle l'avion peut être contrôlé.
VSO	VSO	Vitesse de décrochage ou vitesse minimale de vol stabilisé à laquelle l'avion peut être contrôlé en configuration d'atterrissage.
VX	VX	Vitesse de pente de montée optimale : vitesse qui permet le gain d'altitude le plus important sur la distance horizontale la plus courte possible.
VY	VY	Vitesse de taux de montée optimal : vitesse qui permet le gain d'altitude le plus important dans le temps le plus court possible.

1.19 SYMBOLES, ABREVIATIONS ET TERMINOLOGIE (Suite)

b) Terminologie concernant la météorologie

ISA	ISA	Atmosphère type internationale, dans laquelle : 1) L'air est un gaz parfait sec ; 2) La température au niveau de la mer est de 15 degrés Celsius (59 degrés Fahrenheit) ; 3) La pression au niveau de la mer est de 29,92 inches (760 mm) de mercure (1013,2 mbar) ; 4) 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 températures 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		Nombre 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.

1.19 SYMBOLES, ABREVIATIONS ET TERMINOLOGIE (Suite)

c) Terminologie concernant la puissance

Puissance de décollage Puissance maximale admissible pour le décollage.

Puissance maximale continue Puissance maximale admissible de façon continue en vol.

Puissance maximale de montée Puissance maximale admissible en montée.

Puissance maximale de croisière 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.

MEA (Minimum En Route Altitude) Altitude IFR minimale en route.

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 point radio précis.

1.19 SYMBOLES, ABREVIATIONS ET TERMINOLOGIE (Suite)

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 de levier	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 de levier 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 (C.G.)	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 du C.G.	Bras de levier 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.

1.19 SYMBOLES, ABREVIATIONS ET TERMINOLOGIE (Suite)

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.

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

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)
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)

**SECTION 1
GENERALITES**

**MANUEL DE VOL
PIPER AIRCRAFT CORPORATION
AVION ARROW PA-28R-201**

<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 1,05669	des gallons (US) des quarts (US)	(US gal) (US qt)
Mètre	(m)	3,280840 39,37 1,0936	des feet des inches des yards	(ft) (in) (yd)
Mètre carré	(m ²)	10,76391	des square feet	(sq.ft)
Mètre cube	(m ³)	35,3147	des cubic feet	(cu.ft)
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	2-3
2.9 Repères des instruments moteur	2-4
2.11 Limites de masses	2-5
2.13 Limites de centrage	2-5
2.15 Limites de manœuvres	2-5
2.17 Limites de facteurs de charge en vol	2-6
2.19 Limites de types d'utilisation	2-6
2.21 Limitations de carburant	2-6
2.23 Plaquettes	2-7
2.25 Bases de certification	2-10

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 sûre de l'avion Arrow PA-28R-201 et de ses installations.

Les limitations correspondant aux installations 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 (VNE) – Ne dépasser en aucun cas cette vitesse.	kt	183	186	
	km/h	339	344	
Vitesse maximale de croisière compte tenu de la résistance de la structure (VNO) – Ne pas dépasser cette vitesse, sauf en air calme, et dans ce cas, seulement avec prudence.	kt	146	148	
	km/h	270	274	
Vitesse de manœuvre (VA) – Ne pas braquer les commandes à fond ou brutalement au-dessus de cette vitesse.				
	Masse totale 2750 lb (1247 kg)	kt	118	120
		km/h	219	222
Masse totale 1865 lb (846 kg)	kt	96	96	
	km/h	178	178	

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.

2.3 LIMITATIONS DE VITESSES (Suite)

VITESSE		Vi	Vc
Vitesse maximale volets sortis (VFE) – Ne pas dépasser cette vitesse avec les volets sortis.	kt	103	103
	km/h	191	191
Vitesse maximale de sortie du train d'atterrissage – Ne pas dépasser cette vitesse pendant la sortie du train d'atterrissage.	kt	129	130
	km/h	239	241
Vitesse maximale de rentrée du train d'atterrissage – Ne pas dépasser cette vitesse pendant la rentrée du train d'atterrissage.	kt	107	107
	km/h	198	198
Vitesse maximale train d'atterrissage sorti (VLE) – Ne pas dépasser cette vitesse lorsque le train d'atterrissage est sorti.	kt	129	130
	km/h	239	241

2.5 REPERES DE L'ANEMOMETRE

REPERES		Vi
Trait rouge radial (à ne jamais dépasser)	kt	183
	km/h	339
Secteur jaune (plage de prudence - air calme seulement)	kt	146 à 183
	km/h	270 à 339
Secteur vert (plage d'utilisation normale)	kt	60 à 146
	km/h	111 à 270
Secteur blanc (volets sortis)	kt	55 à 103
	km/h	102 à 191

2.7 LIMITATIONS DU GROUPE PROPULSEUR

a) Nombre de moteurs	1
b) Motoriste	Lycoming
c) Numéro de modèle du moteur	IO-360-C1C6
d) Limites d'utilisation du moteur	
1) Puissance maximale	200 hp (203 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) Débit/pression de carburant	21,4 US gal/h (81,0 l/h)
Maximal (trait rouge)	12 psi (0,83 bar)
g) Indice d'octane minimal du carburant	Qualité aviation 100 ou 100LL
h) Nombre d'hélices	1
i) Fabricant d'hélice	McCaughey ou Hartzell
j) Modèle du moyeu et des pales d'hélice	
1) McCaughey	B2D34C213/90DHA-16
2) Hartzell	HC-C2YK-1()F/F7666A-2R
k) Diamètre d'hélice	
1) McCaughey	
Minimal	73 in (1,85 m)
Maximal	74 in (1,88 m)
2) Hartzell	
Minimal	72 in (1,83 m)
Maximal	74 in (1,88 m)
l) Calage du pas d'hélice	
1) McCaughey	
En butée petit pas	12,5 ± 0,2°
En butée grand pas	27,5 ± 0,5°
2) Hartzell	
En butée petit pas	14,0 ± 0,2°
En butée grand pas	29,0 ± 2,0°
m) Limitation régime (hélice McCaughey seulement)	Eviter le fonctionnement continu entre 1500 et 1950 tr/mn avec une pression d'admission inférieure à 15"

2.9 REPERES DES INSTRUMENTS MOTEUR

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 (plage de prudence) (mise en route et réchauffage)	90 à 100 psi (4,14 à 6,89 bar)
Trait rouge (minimum)	25 psi (1,72 bar)
Trait rouge (maximum)	100 psi (6,89 bar)
d) Débit/pression de carburant	
Secteur vert (plage d'utilisation normale)	2 US gal/h (7,6 l/h)/0,05 psi (0,003 bar) à 21,3 US gal/h (80,6 l/h)
Trait rouge (maximum)	21,4 US gal/h (81,0 l/h)/12 psi (0,83 bar)

2.11 LIMITES DE MASSES

- a) Masse maximale 2750 lb (1247 kg)
b) Masse maximale de bagages 200 lb (91 kg)

NOTA

Se reporter à la Section 5 («Performances») pour connaître la masse maximale limitée par les performances.

2.13 LIMITES DE CENTRAGE

Masse		Limite avant Distance en arrière de la référence		Limite arrière Distance en arrière de la référence	
lb	kg	in	m	in	m
2750	1247	88,9	2,258	91,5	2,324
2375	1077	82,0	2,083	91,5	2,324
et moins					

NOTA

Variation linéaire entre les points donnés.

La référence est située à 78,4 in (1,991 m) à l'avant de l'intersection des sections rectangulaire et trapézoïdale 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 MANŒUVRES

Aucune manœuvre acrobatique, y compris les vrilles, n'est autorisée.

2.17 LIMITES DE FACTEURS DE CHARGE EN VOL

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

2.19 LIMITES DE TYPES D'UTILISATION

Les utilisations ci-dessous sont autorisées pour cet avion quand il est équipé suivant les règlements en vigueur en France.

- a) V.F.R. (Règles de vol à vue) de jour
- b) V.F.R. (Règles de vol à vue) de nuit
- c) I.F.R. (Règles de vol aux instruments) de jour
- d) I.F.R. (Règles de vol aux instruments) de nuit
- e) Pas en conditions de givrage

2.21 LIMITATIONS DE CARBURANT

- | | |
|--|-------------------|
| a) Capacité totale | 77 US gal (291 l) |
| b) Carburant inutilisable | 5 US gal (19 l) |
| Il a été établi que le carburant inutilisable de cet avion, pour les assiettes de vol critiques, est de 2,5 US gal (9,5 l) par réservoir de voilure. | |
| c) Carburant utilisable | 72 US gal (273 l) |
| Il a été établi que le carburant utilisable de cet avion est de 36 US gal (136 l) par réservoir de voilure. | |
| d) Le carburant restant lorsque les jaugeurs indiquent zéro ne peut être utilisé en toute sécurité en vol. | |

2.23 PLAQUETTES

Bien en vue du pilote :

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

«THIS AIRCRAFT APPROVED FOR NIGHT I.F.R. NON-ICING FLIGHT WHEN EQUIPPED IN ACCORDANCE WITH FAR 91 OR FAR 135.»

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

«LE VOL AUX INSTRUMENTS, DE NUIT, EN CONDITIONS NON GIVRANTES, EST AUTORISE LORSQUE L'AVION EST EQUIPE CONFORMEMENT AUX REGLEMENTS EN VIGUEUR.»

Les listes de vérifications suivantes au décollage et à l'atterrissage seront placées bien en vue du pilote :

TAKEOFF CHECKLIST

Fuel on Proper tank	Fasten Belts/Harness
Electric Fuel Pump - On	Flaps - Set
Engine Gauges - Checked	Trim Tab - Set
Alternate Air - Closed	Controls - Free
Seat Backs - Erect	Doors - Latched
Mixture - Set	Air Conditioner - Off
Propeller - Set	

LANDING CHECKLIST

Fuel on Proper Tank	Propeller - Set
Seat Backs - Erect	Gear Down
Fasten Belts/Harness	Flaps - Set (White Arc)
Electric Fuel Pump - On	Air Conditioner - Off
Mixture - Rich	

LISTE DE VERIFICATIONS AU DECOLLAGE

Carburant sur réservoir approprié	Bretelles/Harnais - Bloqués
Pompe à carburant électrique - Marche	Volets - Régles
Instruments moteur - Vérifiés	Compensateur - Régulé
Air de secours - Fermé	Commandes - Libres
Dossiers de sièges - Droits	Portes - Verrouillées
Mélange - Régulé	Conditionnement d'air - Arrêt
Hélice - Régulée	

LISTE DE VERIFICATIONS A L'ATTERRISAGE

Carburant sur réservoir approprié	Hélice - Régulée
Dossiers de sièges - Droits	Train sorti
Bretelles/Harnais - Bloqués	Volets - Régles (Arc blanc)
Pompe à carburant électrique - Marche	Conditionnement d'air - Arrêt
Mélange - Riche	

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.

2.23 PLAQUETTES (Suite)

Sur le tableau de bord, bien en vue du pilote :

•MANEUVERING SPEED 118 KIAS
AT 2750 LBS. (SEE P.O.H.)•

(•VITESSE DE MANŒUVRE Vi : 118 kt (219 km/h)
A 1247 kg (VOIR MANUEL DE VOL)•)

Sur le tableau de bord, bien en vue du pilote :

•DEMONSTRATED CROSSWIND COMPONENT 17 KTS•

(•COMPOSANTE VENT DE TRAVERS DEMONTREE
31 km/h•)

Sur le tableau de bord, bien en vue du pilote :

•NO ACROBATIC MANEUVERS, INCLUDING SPINS,
APPROVED•

(•AUCUNE MANŒUVRE ACROBATIQUE, Y COMPRIS
LES VRILLES, N'EST AUTORISEE•)

Sur le tableau de bord, bien en vue du pilote :

•GEAR DOWN 129 KIAS (MAX)•
•GEAR UP 107 KIAS (MAX)•
•EXTENDED 129 KIAS (MAX)•

(•SORTIE TRAIN Vi : 129 kt (239 km/h) (MAXI)•
•RENTREE TRAIN Vi : 107 kt (198 km/h) (MAXI)•
•TRAIN SORTI Vi : 129 kt (239 km/h) (MAXI)•)

Près du levier de sortie de train en secours :

•EMERGENCY DOWN•

(•SORTIE EN SECOURS•)

Près du sélecteur de train :

•GEAR UP 107 KIAS MAX•
•DOWN 129 KIAS MAX•

(•RENTREE TRAIN Vi : 107 kt (198 km/h) MAXI•
•SORTIE TRAIN Vi : 129 kt (239 km/h) MAXI•)

A proximité du verrou supérieur de porte (portes avant et arrière) :

•ENGAGE LATCH BEFORE FLIGHT•

(•VERROUILLER AVANT VOL•)

Sur le tableau de bord, bien en vue du pilote :

•WARNING

(•ATTENTION-DANGER

TURN OFF STROBE LIGHTS WHEN IN CLOSE PROXIMITY
TO GROUND, OR DURING FLIGHT THROUGH CLOUD, FOG
OR HAZE•

COUPER LES FEUX A ECLATS A PROXIMITE IMMEDIATE
DU SOL OU AU COURS DE VOL DANS LES NUAGES, LE
BROUILLARD OU LA BRUME•)

2.23 PLAQUETTES (Suite)

Bien en vue du pilote et au voisinage des commandes 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

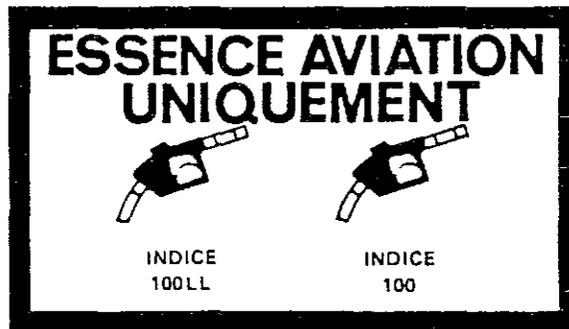
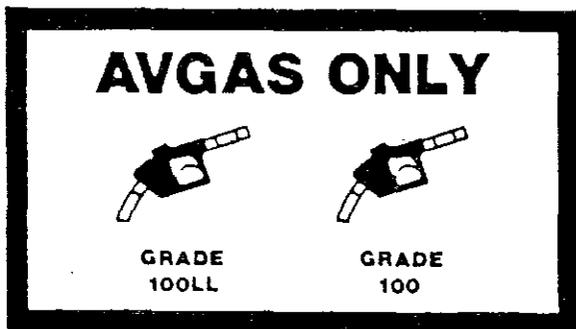
LE CONDITIONNEMENT D'AIR DOIT ETRE SUR ARRET POUR ASSURER DES PERFORMANCES DE MONTEE NORMALES AU DECOLLAGE.▶)

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

•BAGGAGE MAXIMUM 200 LBS. SEE WEIGHT AND BALANCE DATA FOR BAGGAGE LOADING BETWEEN 150 LBS. AND 200 LBS.▶

(•BAGAGES 91 kg MAXIMUM. VOIR LES DONNEES DE MASSE ET DE CENTRAGE POUR LE CHARGEMENT DE BAGAGES ENTRE 68 kg ET 91 kg.▶)

A proximité des bouchons de remplissage des réservoirs de carburant :



Au-dessus des jaugers de carburant :

•FUEL REMAINING WHEN QUANTITY INDICATOR READS ZERO CANNOT BE USED SAFELY IN FLIGHT.▶

(•LE CARBURANT RESTANT LORSQUE LE JAUGEUR INDIQUE ZERO NE PEUT ETRE UTILISE EN TOUTE SECURITE EN VOL.▶)

GPS utilisable en VFR de Jour en
vue du sol ou de l'eau UNIQUEMENT

2.23 PLAQUETTES (Suite)

Sur le tableau de bord, bien en vue du pilote, lorsque l'avion est équipé d'une hélice McCauley :

•AVOID CONTINUOUS OPERATION BETWEEN 1500 AND 1950 RPM BELOW 15" MANIFOLD PRESSURE.▶

(•EVITER LE FONCTIONNEMENT CONTINU ENTRE 1500 ET 1950 tr/mn AVEC UNE PRESSION D'ADMISSION INFÉRIEURE A 15"▶)

Sur la cloison de séparation de la soute à bagages arrière :

•MAXIMUM BAGGAGE 200 LBS. NO HEAVY OBJECTS ON HAT SHELF.▶

(•BAGAGES 91 kg MAXIMUM. PAS D'OBJETS LOURDS SUR LE PORTE-CHAPEAUX.▶)

2.25 BASES DE CERTIFICATION

US :

Réglementation CAR 3 mise en vigueur le 15 mai 1956 à jour de l'amendement 3-2 ; paragraphes 3.304 et 3.705 de l'amendement 3-7 mis en vigueur le 3 mai 1962 ; paragraphes 23.221, 23.959, 23.965, 23.967(e)(2), 23.1091 et 23.1093 de la réglementation FAR 23 amendement 23-16 mise en vigueur le 14 février 1975.

Certificat de type N° 2A13 délivré le 31 octobre 1960. Date de présentation de la demande de certification de type : 14 février 1958.

Autorisation d'option de délégation accordée le 17 juillet 1968 conformément à la réglementation FAR 21, section J.

Françaises :

Identiques aux bases de certification US figurant au premier alinéa du paragraphe ci-dessus.

TABLE DES MATIERES
SECTION 3
PROCEDURES D'URGENCE

Paragraphes	Pages
3.1 Généralités	3-1
3.3 Vitesses de sécurité	3-2
3.5 Liste de vérifications d'urgence	3-3
3.5a Incendie moteur à la mise en route (3.9)	3-3
3.5b Perte de puissance moteur au décollage (3.11)	3-3
3.5c Perte de puissance moteur en vol (3.13)	3-3
3.5d Atterrissage sans moteur (3.15)	3-4
Atterrissage forcé, train sorti (3.15a)	3-4
Atterrissage forcé, train rentré (3.15b)	3-5
3.5e Incendie en vol (3.17)	3-5
3.5f Perte de pression d'huile (3.19)	3-6
3.5g Perte de débit/pression de carburant (3.21)	3-6
3.5h Température d'huile excessive (3.23)	3-6
3.5i Pannes du circuit électrique (3.25)	3-6
3.5j Consommation électrique excessive (3.27)	3-6
3.5k Survitesse de l'hélice (3.29)	3-7
3.5m Sortie de train en secours (3.31)	3-8
3.5n Sortie de vrille (3.33)	3-9
3.5o Porte ouverte (3.35)	3-9
3.5p Irrégularité de fonctionnement du moteur (3.37)	3-9

TABLE DES MATIERES

SECTION 3

PROCEDURES D'URGENCE (Suite)

Paragraphes	Pages
3.7 Procédures d'urgence développées (généralités)	3-11
3.9 Incendie moteur à la mise en route (3.5a)	3-11
3.11 Perte de puissance moteur au décollage (3.5b)	3-11
3.13 Perte de puissance moteur en vol (3.5c)	3-12
3.15 Atterrissage sans moteur (3.5d)	3-13
3.15a Atterrissage forcé, train sorti (3.5d)	3-14
3.15b Atterrissage forcé, train rentré (3.5d)	3-14
3.17 Incendie en vol (3.5e)	3-15
3.19 Perte de pression d'huile (3.5f)	3-15
3.21 Perte de débit/pression de carburant (3.5g)	3-16
3.23 Température d'huile excessive (3.5h)	3-16
3.25 Pannes du circuit électrique (3.5i)	3-16
3.27 Consommation électrique excessive (3.5j)	3-17
3.29 Survitesse de l'hélice (3.5k)	3-18
3.31 Sortie de train en secours (3.5m)	3-18
3.33 Sortie de vrille (3.5n)	3-19
3.35 Porte ouverte (3.5o)	3-19
3.37 Irrégularité de fonctionnement du moteur (3.5p)	3-19

SECTION 3

PROCEDURES D'URGENCE

3.1 GENERALITES

Cette section présente les procédures recommandées pour faire face aux différentes situations d'urgence ou critiques. Toutes les procédures d'urgence exigées par les Services officiels 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 installations et équipements optionnels qui nécessitent des suppléments au manuel sont présentées dans la Section 9 («Suppléments»).

Cette section se divise en deux parties de base. La première partie contient les listes de vérifications d'urgence. Ces listes donnent une séquence d'actions immédiates à exécuter dans les situations critiques en n'accordant que peu d'importance au fonctionnement des installations. Les nombres entre parenthèses après chaque titre de liste de vérifications indiquent où trouver le paragraphe correspondant dans les procédures développées.

La deuxième partie de la section donne les procédures d'urgence développées correspondant aux repères de la liste de vérifications d'urgence. Ces procédures d'urgence développées sont plus complètes de façon à être plus facilement comprises par le pilote. Les nombres entre parenthèses après chaque titre de paragraphe indiquent le paragraphe correspondant de la liste de vérifications.

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

La plupart des procédures d'urgence de base font partie de l'entraînement normal du pilote. Les renseignements présentés dans cette section ne sont pas destinés à remplacer l'entraînement mais à servir de référence pour les procédures applicables à cet avion. Le pilote doit revoir les procédures d'urgence standards périodiquement pour les connaître à fond.

3.3 VITESSES DE SECURITE

3.3a VITESSES DE DECROCHAGE

2750 lb (1247 kg) (train rentré, 0° de volets) Vi : 60 kt (111 km/h)
2750 lb (1247 kg) (train sorti, 40° de volets) Vi : 55 kt (102 km/h)

3.3b VITESSES DE MANŒUVRE

2750 lb (1247 kg) Vi : 118 kt (219 km/h)
1865 lb (846 kg) Vi : 96 kt (178 km/h)

3.3c VITESSE A NE JAMAIS DEPASSER

Vitesse à ne jamais dépasser Vi : 183 kt (339 km/h)

3.3d VITESSE DE PLANE SANS MOTEUR

2750 lb (1247 kg) (train rentré, 0° de volets) Vi : 79 kt (146 km/h)

3.5 LISTE DE VERIFICATIONS D'URGENCE

3.5a INCENDIE MOTEUR A LA MISE EN ROUTE (3.9)

Démarreur ENTRAINER LE MOTEUR
Mélange ETOUFFOIR
Manette des gaz AVANCER
Pompe à carburant électrique «OFF» («ARRET»)
Sélecteur carburant «OFF» («ARRET»)
Evacuer l'avion si l'incendie persiste.

3.5b PERTE DE PUISSANCE MOTEUR AU DECOLLAGE (3.11)

Si la longueur de piste restante est suffisante pour permettre un atterrissage normal, laisser le train sorti et atterrir droit devant.

Si le terrain devant est accidenté, ou s'il est nécessaire de franchir des obstacles :

Sélecteur de train «UP» («RENTRE»)

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

Maintenir une vitesse sûre.

Sélecteur carburant PASSER sur un réservoir
contenant du carburant
Pompe à carburant électrique VERIFIER sur «ON» («MARCHE»)
Mélange VERIFIER sur «RICH» («RICHE»)
Air de secours «OPEN» («OUVERT») à la demande

Si la puissance n'est pas rétablie, appliquer la procédure «Atterrissage sans moteur».

3.5c PERTE DE PUISSANCE MOTEUR EN VOL (3.13)

A basse altitude :

Vitesse MAINTENIR V_i : 79 kt (146 km/h) minimum

Prendre les dispositions pour un atterrissage sans moteur (3.5d).

Si l'altitude le permet :

Sélecteur carburant PASSER sur un réservoir
contenant du carburant

3.5c PERTE DE PUISSANCE MOTEUR EN VOL (3.13) (Suite)

Pompe à carburant électrique «ON» («MARCHE»)
Mélange «RICH» («RICHE»)
Air de secours «OPEN» («OUVERT»)
Instruments moteur VERIFIER s'ils indiquent la cause
de la perte de puissance

Si l'indication de débit/pression de carburant est nulle, vérifier la position du sélecteur de réservoir de carburant pour s'assurer qu'il est sur un réservoir contenant du carburant.

Après rétablissement de la puissance :

Air de secours «CLOSED» («FERME»)
Pompe à carburant électrique «OFF» («ARRET»)

Si la puissance n'est pas rétablie, prendre les dispositions pour un atterrissage sans moteur.

Compenser pour V_i : 79 kt (146 km/h).

3.5d ATERRISSAGE SANS MOTEUR (3.15)

Compenser pour V_i : 79 kt (146 km/h).

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 : 72 kt (133 km/h) pour obtenir une distance d'atterrissage minimale.

Atterrissage forcé, train sorti (3.15a)

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

Avant l'atterrissage :

Sélecteur de train «DOWN» («SORTI»)
Manette des gaz PLEIN REDUIT
Mélange ETOUFFOIR
Allumage «OFF» («ARRET»)
Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE») «OFF» («ARRET»)
Interrupteur «ALTR» («ALTERNATEUR») «OFF» («ARRET»)
Sélecteur carburant «OFF» («ARRET»)
Ceintures et bretelles SERRER

NOTA

Si l'interrupteur général de batterie est sur «OFF» («ARRET»), la rentrée du train est impossible.

3.5d ATERRISSAGE SANS MOTEUR (3.15) (Suite)

Atterrissage forcé, train rentré (3.15b)

Si un atterrissage train rentré est nécessaire, procéder comme suit :

- Volets A LA DEMANDE
 - Manette des gaz PLEIN REDUIT
 - Mélange ETOUFFOIR
 - Allumage «OFF» («ARRET»)
 - Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE») «OFF» («ARRET»)
 - Interrupteur «ALTR» («ALTERNATEUR») «OFF» («ARRET»)
 - Sélecteur carburant «OFF» («ARRET»)
 - Ceintures et bretelles SERRER
- Toucher le sol à la vitesse la plus faible possible.

3.5e INCENDIE EN VOL (3.17)

Origine de l'incendie VERIFIER

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

- Interrupteur «ALTR» («ALTERNATEUR») «OFF» («ARRET»)
 - Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE») «OFF» («ARRET»)
 - Aérateurs OUVERTS
 - Chauffage de la cabine «OFF» («ARRET»)
- Atterrir le plus tôt possible.

Incendie moteur :

- Sélecteur carburant «OFF» («ARRET»)
 - Manette des gaz PLEIN REDUIT
 - Mélange ETOUFFOIR
 - Pompe à carburant électrique VERIFIER sur «OFF» («ARRET»)
 - Chauffage et dégivrage «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.

3.5f PERTE DE PRESSION D'HUILE (3.19)

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

3.5g PERTE DE DEBIT/PRESSION DE CARBURANT (3.21)

Pompe à carburant électrique «ON» («MARCHE»)
Sélecteur carburant VERIFIER sur un réservoir
contenant du carburant

3.5h TEMPERATURE D'HUILE EXCESSIVE (3.23)

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

3.5i PANNES DU CIRCUIT ELECTRIQUE (3.25)

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

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

Réduire la consommation électrique au minimum :
Disjoncteur «ALTNTR FIELD» («EXCITATION ALTERNATEUR») VERIFIER et
REENCLENCHER à la demande

Interrupteur «ALTR» («ALTERNATEUR») «ON» («MARCHE»)

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

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.

3.5j CONSOMMATION ELECTRIQUE EXCESSIVE (Dépassant de plus de 20 A la consommation électrique connue) (3.27)

Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE») «OFF» («ARRET»)

3.5j CONSOMMATION ELECTRIQUE EXCESSIVE (Dépassant de plus de 20 A la consommation électrique connue) (3.27) (Suite)

Si l'indication de l'ampèremètre NE diminue PAS :

Interrupteur «ALTR» («ALTERNATEUR») «OFF» («ARRET»)
Atterrir le plus tôt possible. Appliquer la procédure «Sortie de train en secours» (3.5m) pour sortir le train.

Si l'indication de l'ampèremètre DIMINUE :

Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE») «ON» («MARCHE»)
Ampèremètre SURVEILLER

Si l'indication de l'ampèremètre NE commence PAS à diminuer dans les cinq minutes :

Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE») «OFF» («ARRET»)
Atterrir le plus tôt possible.

ATTENTION

Si la batterie est à plat, sortir le train en appliquant la procédure «Sortie de train en secours». Les voyants de position de train sont inopérants.

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 l'indication de l'ampèremètre COMMENCE à diminuer dans les cinq minutes :

Poursuivre le vol.
Ampèremètre SURVEILLER

3.5k SURVITESSE DE L'HELICE (3.29)

Manette des gaz REDUIRE
Pression d'huile VERIFIER

3.5k SURVITESSE DE L'HELICE (3.29) (Suite)

Commande d'hélice PLEIN GRAND PAS,
puis la régler si la commande agit
Vitesse REDUIRE
Manette des gaz A LA DEMANDE pour rester
au-dessous de 2700 tr/mn

3.5m SORTIE DE TRAIN EN SECOURS (3.31)

NOTA

Se reporter au paragraphe 4.39 en ce qui concerne les différences lors
de la sortie du train en secours à des fins d'entraînement.

Avant d'appliquer la procédure de sortie en secours :

Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE») VERIFIER sur «ON» («MARCHE»)
Interrupteur «ALTR» («ALTERNATEUR») VERIFIER sur «ON» («MARCHE»)
Disjoncteurs VERIFIER
Eclairage du tableau de bord «OFF» («ARRET») (de jour)
Ampoules des voyants de train VERIFIER

Si la sortie et le verrouillage du train ne sont pas confirmés :

Vitesse REDUIRE Vi A MOINS DE 87 kt (161 km/h)
Sélecteur de train «DOWN» («SORTI»)

Si le train n'est toujours pas sorti et verrouillé, mettre le levier de secours sur la position Sortie secours.

Si le train n'est toujours pas sorti et verrouillé, effectuer de brusques embardées en agissant tour à tour
sur chaque pédale de palonnier.

Si le train avant ne se verrouille pas en position sortie malgré l'application de la procédure ci-dessus,
réduire la vitesse à la vitesse sûre la plus faible utilisable avec la puissance la plus faible compatible
avec la sécurité et effectuer les opérations suivantes :

Sélecteur de train «DOWN» («SORTI»)

Si la sortie du train n'est toujours pas confirmée, rentrer le train puis remettre le sélecteur sur «DOWN»
(«SORTI»).

3.5n SORTIE DE VRILLE (3.33)

Palonnier	A FOND DANS LE SENS OPPOSE à la ROTATION
Volant	A FOND VERS L'AVANT TOUT EN METTANT LE GAUCHISSEMENT AU NEUTRE
Manette des gaz	RALENTI
Palonnier	AU NEUTRE (lorsque la rotation s'arrête)
Volant	A LA DEMANDE pour REVENIR PROGRESSIVEMENT A L'ASSIETTE DE VOL HORIZONTAL

3.5o PORTE OUVERTE (3.35)

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 Vi : 87 kt (161 km/h)

Aérateurs de cabine	FERMER
Glace 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 «LATCH» («VERROUILLAGE»)

Si les deux verrous sont ouverts

VERROUILLER LE VERROU
LATERAL, puis le VERROU SUPERIEUR

3.5p IRREGULARITE DE FONCTIONNEMENT DU MOTEUR (3.37)

Mélange	REGLER pour que le MOTEUR TOURNE LE PLUS ROND POSSIBLE
Air de secours	«OPEN» («OUVERT»)
Pompe à carburant électrique	«ON» («MARCHE»)
Sélecteur carburant	CHANGER DE RESERVOIR
Instruments moteur	VERIFIER
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.

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

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

3.7 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.

3.9 INCENDIE MOTEUR A LA MISE EN ROUTE (3.5a)

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 actionner le démarreur pour tenter d'aspirer les flammes à l'intérieur du moteur.

Si le moteur a démarré, le laisser tourner pour tenter d'aspirer les flammes à l'intérieur du moteur.

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

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

3.11 PERTE DE PUISSANCE MOTEUR AU DECOLLAGE (3.5b)

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

Si la longueur de piste restante est suffisante pour effectuer un atterrissage normal, laisser le train sorti et atterrir droit devant.

Si le terrain devant est accidenté, ou s'il est nécessaire de franchir des obstacles, mettre le sélecteur de train sur la position «UP» («RENTRE»).

Si l'altitude atteinte est suffisante pour une tentative de remise en route, maintenir une vitesse sûre et passer le sélecteur de carburant sur un réservoir contenant du carburant. Mettre la pompe à carburant électrique sur «ON» («MARCHE») et s'assurer que le mélange est sur «RICH» («RICHE»). L'air de secours doit être sur «OPEN» («OUVERT»).

3.11 PERTE DE PUISSANCE MOTEUR AU DECOLLAGE (3.5b) (Suite)

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. Cela 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 3.15).

3.13 PERTE DE PUISSANCE MOTEUR EN VOL (3.5c)

La perte totale de puissance moteur est d'ordinaire due à l'interruption de 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 3.15). Une vitesse indiquée égale ou supérieure à 79 kt (146 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 la commande d'air de secours sur «OPEN» («OUVERT»). Vérifier si les instruments moteur indiquent la cause de la perte de puissance. Si l'indication de débit/pression de carburant 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 la commande d'air de secours sur «CLOSED» («FERME») 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. Cela peut rétablir la puissance si le problème est dû à un mélange trop riche ou trop pauvre ou à une obstruction partielle du circuit carburant. Essayer l'autre réservoir 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.

3.13 PERTE DE PUISSANCE MOTEUR EN VOL (3.5c) (Suite)

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. Cela 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 3.15). Compenser l'avion pour V_i : 79 kt (146 km/h).

3.15 ATERRISAGE SANS MOTEUR (3.5d)

En cas de perte de puissance en altitude, compenser l'avion pour la pente de plané optimale (V_i : 79 kt - 146 km/h, conditionnement d'air coupé) 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'aérodromes dans le voisinage immédiat ; si l'altitude est suffisante, il peut être possible d'atterrir sur l'un d'eux. A la pente de plané optimale, le moteur tournant en moulinet et la commande d'hélice étant sur plein GRAND PAS, l'avion parcourra 1,6 NM (3,0 km) par millier de pieds d'altitude. 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 : 72 kt (133 km/h) avec les volets sortis 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.

Le choix de tenter l'atterrissage avec le train rentré ou le train sorti dépend de plusieurs facteurs. Si le terrain choisi est manifestement uni et dur, et si sa longueur est suffisante pour permettre à l'avion de s'arrêter, le train doit être sorti. S'il y a des souches, des pierres ou d'autres obstacles importants sur le terrain, le train sorti assurera une meilleure protection des occupants de l'avion. Cependant, s'il y a des raisons de penser que le terrain est excessivement meuble ou trop court, ou lorsque l'atterrissage s'effectue sur l'eau, même peu profonde, un atterrissage train rentré sera normalement plus sûr et entraînera moins de dommages de l'avion.

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

3.15 ATERRISSAGE SANS MOTEUR (3.5d) (Suite)

3.15a Atterrissage forcé, train sorti (3.5d)

Si l'atterrissage doit être effectué train sorti, sortir le train, réduire les gaz à fond et mettre les interrupteurs de batterie (BATT MASTR) et d'alternateur (ALTR) 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.

NOTA

Si le contact général de batterie est sur «OFF» («ARRET»), la rentrée du train est impossible.

3.15b Atterrissage forcé, train rentré (3.5d)

Si l'atterrissage doit être effectué train rentré, REDUIRE les gaz A FOND et mettre les interrupteurs de batterie (BATT MASTR) et d'alternateur (ALTR) et le contact d'allumage sur «OFF» («ARRET»). Mettre le robinet sélecteur de carburant sur «OFF» («ARRET»). Les ceintures et les bretelles doivent être serrées. L'impact doit normalement s'effectuer à la vitesse la plus faible possible avec les pleins volets.

3.17 INCENDIE EN VOL (3.5e)

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 quelque peu dans chaque cas.

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

Si la présence de fumée dans la cabine indique un incendie d'origine électrique, mettre les interrupteurs de batterie (BATT MASTR) et d'alternateur (ALTR) sur «OFF» («ARRET»), 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. Mettre la commande de mélange sur étouffoir et couper la pompe à carburant électrique. Dans tous les cas, laisser le chauffage et le dégivrage sur «OFF» («ARRET»). Si l'utilisation des équipements de radio-communications n'est pas nécessaire, mettre les interrupteurs de batterie et d'alternateur sur «OFF» («ARRET»). Si le relief le permet, atterrir immédiatement.

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.

3.19 PERTE DE PRESSION D'HUILE (3.5f)

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. Etant donné que le moteur peut s'arrêter brusquement, s'il ne s'agit pas d'un défaut de fonctionnement du manomètre, maintenir l'altitude jusqu'au moment où un atterrissage sans moteur peut être effectué. Ne pas modifier le régime sans nécessité car cela peut accélérer la perte totale de puissance.

3.19 PERTE DE PRESSION D'HUILE (3.5f) (Suite)

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».

3.21 PERTE DE DEBIT/PRESSION DE CARBURANT (3.5g)

La cause la plus probable de perte de débit/de pression de carburant est soit l'épuisement du carburant dans le réservoir sélectionné, soit une panne de la pompe à carburant entraînée par le moteur. En cas de perte du débit/de la pression de carburant, vérifier que le sélecteur de carburant est sur un réservoir contenant du carburant et mettre la pompe à carburant électrique en service.

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.

3.23 TEMPERATURE D'HUILE EXCESSIVE (3.5h)

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 le manomètre pour déceler toute baisse de la pression d'huile.

3.25 PANNES DU CIRCUIT ELECTRIQUE (3.5i)

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 faible, 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.

Réduire autant que possible la consommation électrique. Vérifier que le disjoncteur d'excitation d'alternateur ne s'est pas déclenché.

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

3.25 PANNES DU CIRCUIT ELECTRIQUE (3.5i) (Suite)

Si l'ampèremètre indique toujours un débit NUL, ou si l'alternateur ne reste pas réenclenché, mettre l'interrupteur «ALTR» («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.

3.27 CONSOMMATION ELECTRIQUE EXCESSIVE (Dépassant de plus de 20 A la consommation électrique connue) (3.5j)

Un débit d'alternateur anormalement élevé peut provenir soit d'une batterie faible, soit d'un défaut de la batterie soit de toute autre consommation électrique anormale.

Si un débit anormalement élevé de l'alternateur est observé, mettre l'interrupteur «BATT MASTR» (interrupteur général de batterie) sur «OFF» («ARRET»). Si l'indication de l'ampèremètre NE diminue PAS, mettre l'interrupteur «ALTR» (alternateur) sur «OFF» («ARRET») et atterrir le plus tôt possible. Le train d'atterrissage doit être sorti en appliquant la procédure «Sortie de train en secours» (3.33).

Si, après mise de l'interrupteur «BATT MASTR» sur «OFF», l'indication de l'ampèremètre DIMINUE, mettre l'interrupteur «BATT MASTR» sur «ON» («MARCHE») et continuer de surveiller l'ampèremètre. Si l'indication de l'ampèremètre ne commence pas à diminuer dans les cinq minutes, mettre l'interrupteur «BATT MASTR» sur «OFF» et atterrir le plus tôt possible.

ATTENTION

Si la batterie est à plat, sortir le train en appliquant la procédure «Sortie de train en secours». Les voyants de position de train sont inopérants.

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 l'indication de l'ampèremètre COMMENCE à diminuer dans les cinq minutes suivant la mise de l'interrupteur «BATT MASTR» sur «ON», poursuivre le vol tout en continuant de surveiller l'ampèremètre.

3.29 SURVITESSE DE L'HELICE (3.5k)

La survitesse de l'hélice est provoquée par un défaut de fonctionnement du régulateur d'hélice ou par une baisse de pression d'huile qui permet le pivotement des pales d'hélice vers le plein petit pas.

Si une survitesse de l'hélice se produit, réduire les gaz et vérifier la pression d'huile. Ramener la commande d'hélice sur plein grand pas, puis la régler si elle agit encore. Réduire la vitesse et utiliser la manette des gaz pour maintenir un régime de 2700 tr/mn.

3.31 SORTIE DE TRAIN EN SECOURS (3.5m)

NOTA

Se reporter au paragraphe 4.39 en ce qui concerne les différences lors de la sortie du train en secours à des fins d'entraînement.

Avant de procéder à une sortie de train en secours, s'assurer que les interrupteurs général de batterie (BATT MASTR) et d'alternateur (ALTR) sont sur «ON» («MARCHE») et que les disjoncteurs ne se sont pas déclenchés. De jour, l'éclairage du tableau de bord doit être éteint. Vérifier les voyants de train pour s'assurer de l'absence d'ampoules défectueuses.

Si la sortie et le verrouillage du train ne sont pas confirmés, réduire Vi à moins de 87 kt (161 km/h). Mettre le sélecteur de train sur «DOWN» («SORTI»).

Si le train n'est toujours pas sorti et verrouillé, mettre le levier de sortie de train en secours sur la position «EMERGENCY DOWN» («SORTIE SECOURS»).

Si le train n'est toujours pas sorti et verrouillé, effectuer de brusques embardées en agissant tour à tour sur chaque pédale de palonnier.

Si le train avant ne se verrouille pas en position sortie malgré l'application de la procédure ci-dessus, réduire la vitesse à la vitesse sûre la plus faible utilisable avec la puissance la plus faible compatible avec la sécurité. Mettre le sélecteur de train sur la position «DOWN» («SORTI»). Si la sortie du train n'est toujours pas confirmée, rentrer le train puis remettre le sélecteur sur «DOWN» («SORTI»).

3.33 SORTIE DE VRILLE (3.5n)

Les vrilles intentionnelles sont interdites sur cet avion. En cas de vrille involontaire, mettre immédiatement plein pied contre le sens de rotation. Amener le volant à fond vers l'avant tout en mettant le gauchissement au neutre. REDUIRE les gaz A FOND. Lorsque la rotation s'arrête, mettre le palonnier au neutre et ramener doucement le volant vers l'arrière à la demande afin de revenir progressivement à l'assiette de vol en palier.

3.35 PORTE OUVERTE (3.5o)

La porte de cabine est à double verrouillage ; aussi, les chances qu'elle s'ouvre en vol à la fois en haut et en bas sont-elles faibles. Cependant, si le verrou supérieur est oublié ou si le verrou latéral n'est pas engagé à fond, 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 un 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_i : 87 kt (161 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.

3.37 IRREGULARITE DE FONCTIONNEMENT DU MOTEUR (3.5p)

L'irrégularité de fonctionnement du moteur peut provenir de saletés dans les buses d'injection, du givrage du circuit d'admission ou de problèmes d'allumage.

Régler d'abord le mélange pour que le moteur tourne le plus rond possible. Le moteur tourne irrégulièrement si le mélange est trop riche ou trop pauvre.

Placer la commande d'air de secours sur «OPEN» («OUVERT») puis mettre en service la pompe à carburant électrique.

Passer le sélecteur de carburant sur un 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 certaines lectures sont anormales, agir en conséquence.

3.37 IRREGULARITE DE FONCTIONNEMENT DU MOTEUR (3.5p) (Suite)

Mettre ensuite 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.

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
4.5a Liste de vérifications avant vol (4.9)	4-3
4.5b Liste de vérifications avant mise en route du moteur (4.11)	4-6
4.5c Liste de vérifications de mise en route du moteur (4.13)	4-7
MISE EN ROUTE NORMALE - MOTEUR FROID (4.13a)	4-7
MISE EN ROUTE NORMALE - MOTEUR CHAUD (4.13b)	4-7
MISE EN ROUTE D'UN MOTEUR NOYE (4.13c)	4-7
MISE EN ROUTE DU MOTEUR SUR ALIMENTATION EXTERIEURE (4.13d) ...	4-7
4.5d Liste de vérifications de réchauffage (4.15)	4-8
4.5e Liste de vérifications de roulage au sol (4.17)	4-9
4.5f Liste de vérifications au point fixe (4.19)	4-9
4.5g Liste de vérifications avant décollage (4.21)	4-9
4.5h Liste de vérifications de décollage (4.23)	4-10
TECHNIQUE NORMALE (4.23a)	4-10
TECHNIQUE SUR TERRAIN COURT, FRANCHISSEMENT D'OBSTACLE (4.23b)	4-10
TECHNIQUE SUR TERRAIN MEUBLE (4.23b)	4-11
4.5i Liste de vérifications de montée (4.25)	4-11

TABLE DES MATIERES

SECTION 4

PROCEDURES NORMALES (Suite)

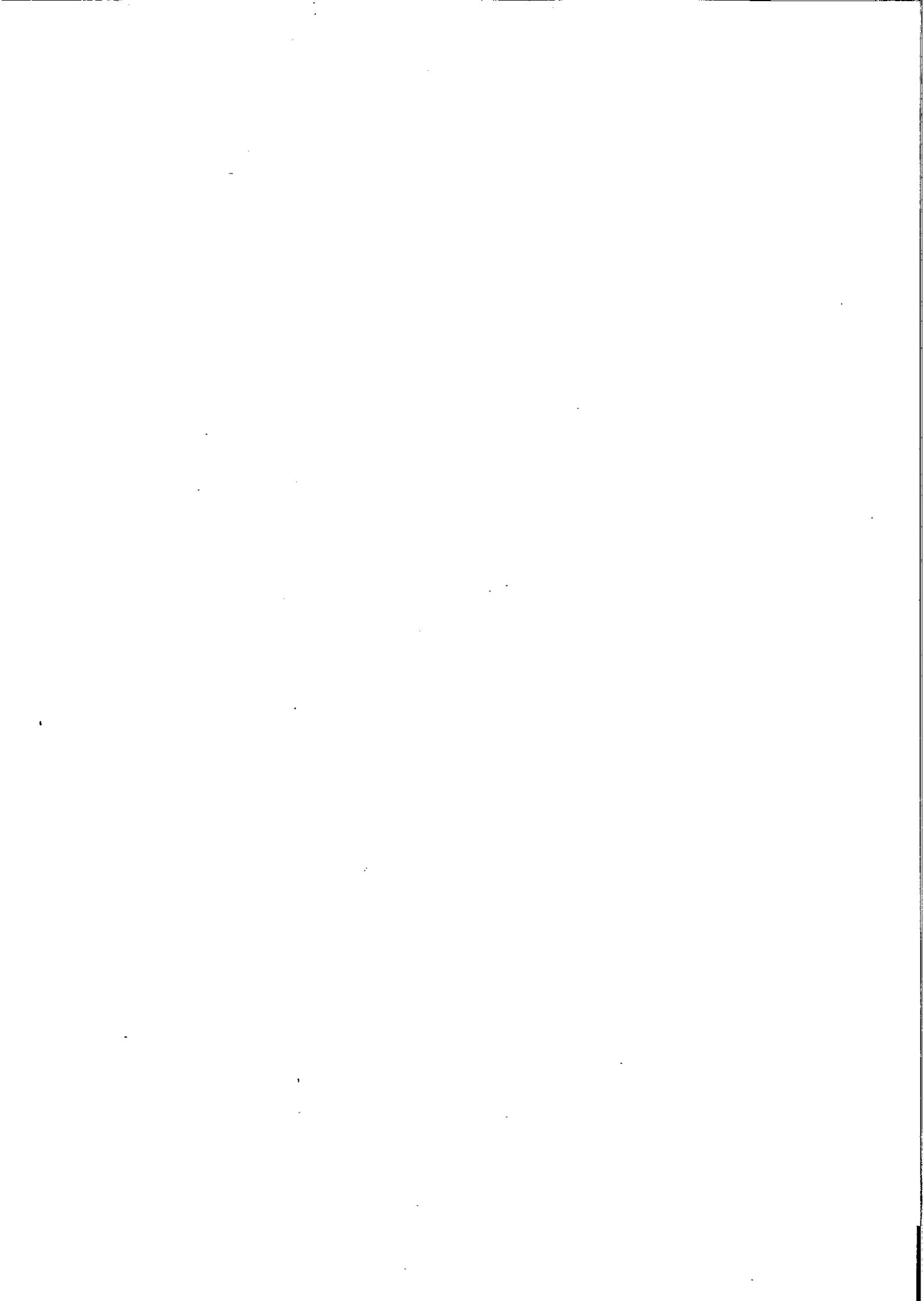
Paragraphes	Pages
4.5j	Liste de vérifications de croisière (4.27) 4-11
4.5k	Liste de vérifications d'approche et atterrissage (4.29) 4-12
4.5m	Liste de vérifications d'arrêt du moteur (4.31) 4-12
4.5n	Liste de vérifications de stationnement (4.33) 4-13
4.7	PROCEDURES NORMALES DEVELOPPEES (GENERALITES) 4-15
4.9	VISITE AVANT VOL (4.5a) 4-15
4.9a	Poste de pilotage (4.5a) 4-15
4.9b	Aile droite (4.5a) 4-15
4.9c	Fuselage avant (4.5a) 4-16
4.9d	Aile gauche (4.5a) 4-17
4.9e	Fuselage (4.5a) 4-17
4.11	AVANT MISE EN ROUTE DU MOTEUR (4.5b) 4-18
4.13	MISE EN ROUTE DU MOTEUR (4.5c) 4-18
4.13a	Mise en route normale - Moteur froid (4.5c) 4-18
4.13b	Mise en route normale - Moteur chaud (4.5c) 4-19
4.13c	Mise en route d'un moteur noyé (4.5c) 4-19
4.13d	Mise en route du moteur sur alimentation extérieure (4.5c) 4-19
4.15	RECHAUFFAGE (4.5d) 4-20
4.17	ROULAGE AU SOL (4.5e) 4-20
4.19	VERIFICATIONS AU POINT FIXE (4.5f) 4-21

TABLE DES MATIERES

SECTION 4

PROCEDURES NORMALES (Suite)

Paragraphes	Pages
4.21 AVANT DECOLLAGE (4.5g)	4-22
4.23 DECOLLAGE (4.5h)	4-22
4.23a Technique normale (4.5h)	4-22
4.23b Techniques sur terrain court, franchissement d'obstacle et sur terrain meuble (4.5h)	4-22
4.25 MONTEE (4.5i)	4-23
4.27 CROISIERE (4.5j)	4-23
4.29 APPROCHE ET ATTERRISSAGE (4.5k)	4-25
4.31 ARRET DU MOTEUR (4.5m)	4-25
4.33 STATIONNEMENT (4.5n)	4-26
4.35 DECROCHAGES	4-26
4.37 UTILISATION EN ATMOSPHERE AGITEE	4-27
4.39 TRAIN D'ATTERRISSAGE	4-27
4.41 MASSE ET CENTRAGE	4-28
4.43 LIMITATION ACOUSTIQUE	4-28



SECTION 4

PROCEDURES NORMALES

4.1 GENERALITES

Cette section décrit les procédures d'utilisation normales de l'avion PA-28R-201, Arrow. Toutes les procédures d'utilisation normales exigées par les Services officiels 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'utilisation normales, correspondant aux installations et équipements optionnels qui nécessitent des suppléments au manuel, sont présentées dans la Section 9 («Suppléments»).

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

Cette section est divisée en deux parties. La première partie se compose d'une liste succincte de vérifications fournissant une séquence d'actions-réactions pour les procédures normales en n'accordant que peu d'importance au fonctionnement des installations. Les nombres entre parenthèses après chaque liste de vérifications indiquent où trouver la procédure développée correspondante.

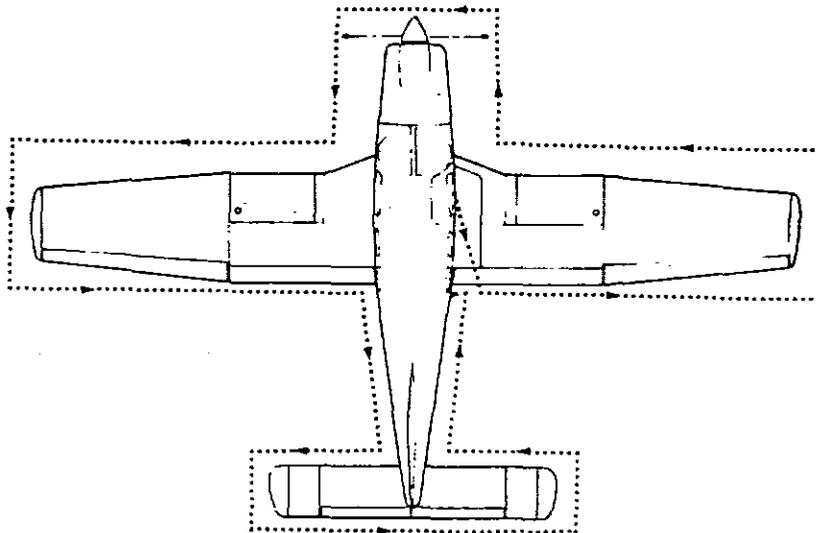
La deuxième partie de cette section est consacrée aux procédures normales développées qui fournissent des renseignements et explications détaillés sur les procédures et sur la façon de les exécuter. Cette partie de la section n'est pas destinée à une utilisation en vol compte tenu de la longueur des explications. Les listes de vérifications succinctes doivent être utilisées au sol et en vol. Les nombres entre parenthèses après chaque titre de paragraphe indiquent où trouver la liste de vérifications correspondante.

4.3 VITESSES DE SECURITE

Les vitesses suivantes sont celles qui sont importantes pour l'utilisation sûre de l'avion. Ces chiffres sont valables pour des avions standard exploités à la masse maximale en conditions standard 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		
Train rentré, volets rentrés	90	167
Train sorti, volets rentrés	78	144
b) Vitesse de pente de montée optimale		
Train rentré, volets rentrés	78	144
Train sorti, volets rentrés	72	133
c) Vitesse d'utilisation en atmosphère agitée (voir paragraphe 2.3)	118	219
d) Vitesse maximale volets sortis	103	191
e) Vitesse d'approche finale (40° de volets)	75	139
f) Vitesse maximale de vent de travers démontrée	17	31



VISITE EXTERIEURE

Figure 4-1

4.5 LISTE DE VERIFICATIONS NORMALES

4.5a Liste de vérifications avant vol (4.9)

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 (4.9a)

Volant	Libérer
Sélecteur de train	«DOWN» («SORTI»)
Frein de parking	SERRER
Equipements électroniques	«OFF» («ARRET»)
Tous interrupteurs	«OFF» («ARRET»)
Mélange	ETOUFFOIR
Contact de magnétos	«OFF» («ARRET»)
Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE»)	«ON» («MARCHE»)

4.5a Liste de vérifications avant vol (4.9) (Suite)

POSTE DE PILOTAGE (4.9a) (Suite)

Jaugeurs de carburant	Vérifier la QUANTITE
Tableau d'alarme	VERIFIER
Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE»)	«OFF» («ARRET»)
Commandes de vol principales	BON FONCTIONNEMENT
Volets	BON FONCTIONNEMENT
Compensateurs	AU NEUTRE
Circuits de pression totale et de pression statique	PURGER
Glaces	Vérifier PROPRES
Documents de bord et Manuel de vol	Vérifier A BORD
Barre de remorquage et bagages	RANGES - ARRIMES
Porte de soute à bagages	FERMER et VERROUILLER

AILE DROITE (4.9b)

Etat des surfaces	EXEMPTES DE GLACE, de NEIGE et de GELEE BLANCHE
Volet et charnières	VERIFIER
Aileron et charnières	VERIFIER
Déperditeurs de potentiel	VERIFIER - BIEN FIXES
Saumon d'aile et feux	VERIFIER
Réservoir de carburant	VERIFIER le plein visuellement - VERROUILLER le bouchon
Mise à l'air libre de réservoir de carburant	DEGAGEE

ATTENTION

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

Puisard de réservoir de carburant	PURGER et VERIFIER l'absence d'eau, de sédiments et la couleur du carburant
Saisine et cale	ENLEVER
Amortisseur de train principal	GONFLAGE CORRECT (2,5 ± 0,25 in - 64 ± 6 mm)
Pneumatique	VERIFIER
Sabot de frein et disque	VERIFIER
Entrée d'air frais	DEGAGEE

4.5a Liste de vérifications avant vol (4.9) (Suite)

FUSELAGE AVANT (4.9c)

Etat général	VERIFIER
Capotage	FIXER
Pare-brise	NETTOYER
Hélice et casserole	VERIFIER
Entrées d'air	DEGAGEES
Courroie d'alternateur	VERIFIER LA TENSION
Phare d'atterrissage	VERIFIER
Cale	ENLEVER
Amortisseur de train avant	GONFLAGE CORRECT (2,75 ± 0,25 in - 70 ± 6 mm)
Pneumatique de roue avant	VERIFIER
Joints de déflecteurs moteur	VERIFIER
Huile	VERIFIER LE NIVEAU
Jauge	CORRECTEMENT EN PLACE

ATTENTION

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

Filtre à carburant	PURGER
--------------------------	--------

AILE GAUCHE (4.9d)

Etat des surfaces	EXEMPTES de GLACE, de NEIGE et de GELEE BLANCHE
Réservoir de carburant	VERIFIER le plein visuellement - VERROUILLER le bouchon
Entrée d'air frais	DEGAGEE
Cale	ENLEVER
Amortisseur de train principal	GONFLAGE CORRECT (2,5 ± 0,25 in - 64 ± 6 mm)
Pneumatique	VERIFIER
Sabot de frein et disque	VERIFIER
Mise à l'air libre de réservoir de carburant	DEGAGEE

ATTENTION

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

4.5a Liste de vérifications avant vol (4.9) (Suite)

AILE GAUCHE (4.9d) (Suite)

Puisard de réservoir de carburant	PURGER et VERIFIER l'absence d'eau, de sédiments et la couleur du carburant
Saisine	ENLEVER
Tube de Pitot	DEPOSER LA HOUSSE - ORIFICE DEGAGE
Saumon d'aile et feux	VERIFIER
Aileron et charnières	VERIFIER
Volet et charnières	VERIFIER
Dépériteurs de potentiel	VERIFIER - BIEN FIXES

FUSELAGE (4.9e)

Antennes	VERIFIER
Prise de pression statique gauche	DEGAGEE
Entrée d'air frais	DEGAGEE
Empennage	EXEMPT de GLACE, de NEIGE et de GELEE BLANCHE
Empennage horizontal monobloc et volet compensateur	VERIFIER
Saisine	ENLEVER
Prise de pression statique droite	DEGAGEE
Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE»)	«ON» («MARCHE»)
Eclairage du poste de pilotage	VERIFIER
Feux de navigation et à éclats	VERIFIER
Phare d'atterrissage	VERIFIER
Avertisseur de décrochage	VERIFIER
Réchauffage de tube de Pitot	VERIFIER
Tous interrupteurs	«OFF» («ARRET»)
Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE»)	«OFF» («ARRET»)
Passagers	A BORD
Porte de cabine	FERMER et VERROUILLER
Ceintures et bretelles	ATTACHER - VERIFIER l'enrouleur à inertie

4.5b Liste de vérifications avant mise en route du moteur (4.11)

AVANT MISE EN ROUTE DU MOTEUR (4.11)

Freins	SERRES
Disjoncteurs	ENCLENCHES
Air de secours	«OFF» («ARRET»)
Hélice	PLEIN PETIT PAS
Equipements électroniques	«OFF» («ARRET»)
Sélecteur de carburant	RESERVOIR DESIRE

4.5c Liste de vérifications de mise en route du moteur (4.13)

MISE EN ROUTE NORMALE - MOTEUR FROID (4.13a)

Manette des gaz	DECOLLEE de 1 cm
Interrupteur «ALTR» («ALTERNATEUR»)	«ON» («MARCHE»)
Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE»)	«ON» («MARCHE»)
Pompe à carburant électrique	«ON» («MARCHE»)
Mélange	«RICH» («RICHE») puis ETOUFFOIR
Démarrreur	EMBRAYER
Mélange	PLEIN RICHE
Manette des gaz	REGLER
Pression d'huile	VERIFIER

MISE EN ROUTE NORMALE - MOTEUR CHAUD (4.13b)

Manette des gaz	DECOLLEE de 1 cm
Interrupteur «ALTR» («ALTERNATEUR»)	«ON» («MARCHE»)
Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE»)	«ON» («MARCHE»)
Pompe à carburant électrique	«ON» («MARCHE»)
Mélange	ETOUFFOIR
Démarrreur	EMBRAYER
Commande de mélange	AVANCER
Manette des gaz	REGLER
Pression d'huile	VERIFIER

MISE EN ROUTE D'UN MOTEUR NOYE (4.13c)

Manette des gaz	A FOND SUR L'AVANT
Interrupteur «ALTR» («ALTERNATEUR»)	«ON» («MARCHE»)
Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE»)	«ON» («MARCHE»)
Pompe à carburant électrique	«OFF» («ARRET»)
Mélange	ETOUFFOIR
Démarrreur	EMBRAYER
Commande de mélange	AVANCER
Manette des gaz	REDUIRE
Pression d'huile	VERIFIER

MISE EN ROUTE DU MOTEUR SUR ALIMENTATION EXTERIEURE (4.13d)

Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE»)	«OFF» («ARRET»)
Interrupteur «ALTR» («ALTERNATEUR»)	«OFF» («ARRET»)
Tous équipements électriques	«OFF» («ARRET»)

4.5c Liste de vérifications de mise en route du moteur (4.13) (Suite)

MISE EN ROUTE DU MOTEUR SUR ALIMENTATION EXTERIEURE (4.13d) (Suite)

Bornes BRANCHER
Fiche d'alimentation extérieure ENFICHER
dans la prise de coque

Appliquer la procédure normale de mise en route.

Manette des gaz REGLER AU PLUS
FAIBLE REGIME POSSIBLE
Fiche d'alimentation extérieure DEBRANCHER
de la prise de coque
Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE») «ON» («MARCHE»)
Interrupteur «ALTR» («ALTERNATEUR») «ON» («MARCHE») - VERIFIER
L'AMPEREMETRE
Pression d'huile VERIFIER

ATTENTION

Il est possible d'utiliser la batterie de bord en parallèle en mettant l'interrupteur de batterie seul sur «ON» («MARCHE»). On obtient ainsi une capacité d'entraînement du moteur de durée accrue, mais le débit n'augmente pas. 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») l'interrupteur de batterie seul 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.

NOTA

Pour toutes les opérations normales avec les câbles volants d'alimentation extérieure, les interrupteurs de batterie et d'alternateur doivent être sur «OFF» («ARRET»).

4.5d Liste de vérifications de réchauffage (4.15)

RECHAUFFAGE (4.15)

Manette des gaz 1400 à 1500 tr/mn

4.5e Liste de vérifications de roulage au sol (4.17)

ROULAGE AU SOL (4.17)

Zone de roulage	DEGAGEE
Frein de parking	DESSERRER
Hélice	PLEIN PETIT PAS
Manette des gaz	AVANCER LENTEMENT
Freins	VERIFIER
Orientation roue avant	VERIFIER

4.5f Liste de vérifications au point fixe (4.19)

VERIFICATIONS AU POINT FIXE (4.19)

Frein de parking	SERRE
Hélice	PLEIN PETIT PAS
Manette des gaz	2000 tr/mn
Magnétos	VERIFIER - 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	VERIFIER
Pression d'huile	VERIFIER
Ampèremètre	VERIFIER
Tableau d'alarme	VERIFIER PAR PRESSION
Commande d'hélice	MANŒVRER ; puis PLEIN PETIT PAS
Air de secours	VERIFIER

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	VERIFIER
Manette des gaz	REDUIRE

4.5g Liste de vérifications avant décollage (4.21)

AVANT DECOLLAGE (4.21)

Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE»)	«ON» («MARCHE»)
Interrupteur «ALTR» («ALTERNATEUR»)	«ON» («MARCHE»)
Instruments de vol	VERIFIER

4.5g Liste de vérifications avant décollage (4.21) (Suite)

AVANT DECOLLAGE (4.21) (Suite)

Sélecteur de carburant	RESERVOIR APPROPRIE
Pompe à carburant électrique	«ON» («MARCHE»)
Instruments moteur	VERIFIER
Air de secours	«CLOSED» («FERME»)
Dossiers de sièges	DROITS
Commande de mélange	REGLER
Commande d'hélice	REGLER
Ceintures/bretelles	ATTACHEES/VERIFIER
Sièges inoccupés	CEINTURES ATTACHEES BIEN SERREES
Volets	REGLER
Compensateur	REGLER
Commandes	LIBRES
Portes	VERROUILLER
Climatiseur	«OFF» («ARRET»)

4.5h Liste de vérifications de décollage (4.23)

TECHNIQUE NORMALE (4.23a)

Volets	REGLER
Compensateur	REGLER
Accélérer jusqu'à Vi : 65 à 75 kt (120 à 139 km/h)	
Volant	Pression arrière pour CABRER sans à-coups à L'ASSIETTE DE MONTEE

TECHNIQUE SUR TERRAIN COURT, FRANCHISSEMENT D'OBSTACLE (4.23b)

Volets	25° (deuxième cran)
Accélérer jusqu'à Vi : 50 à 60 kt (93 à 111 km/h) suivant la masse de l'avion.	
Volant	Pression arrière pour CABRER à L'ASSIETTE DE MONTEE
Une fois décollé, accélérer jusqu'à Vi : 55 à 65 kt (102 à 120 km/h) suivant la masse de l'avion.	
Train	«UP» («RENTRE»)
Accélérer jusqu'à la vitesse de pente de montée optimale volets rentrés Vi : 78 kt (144 km/h), rentrer lentement les volets et poursuivre la montée jusqu'au franchissement de l'obstacle.	
Accélérer jusqu'à la vitesse de taux de montée optimal volets rentrés Vi : 90 kt (167 km/h).	

4.5h Liste de vérifications de décollage (4.23) (Suite)

TECHNIQUE SUR TERRAIN MEUBLE (4.23b)

Volets 25° (deuxième cran)
Accélérer jusqu'à Vi : 50 à 60 kt (93 à 111 km/h) suivant la masse de l'avion.
Volant Pression arrière pour CABRER
à L'ASSIETTE DE MONTEE
Une fois décollé, accélérer jusqu'à Vi : 55 à 65 kt (102 à 120 km/h) suivant la masse de l'avion.
Train «UP» («RENTRE»)
Accélérer jusqu'à la vitesse de taux de montée optimal volets rentrés Vi : 90 kt (167 km/h).
Volets RENTRER LENTEMENT

4.5i Liste de vérifications de montée (4.25)

MONTEE (4.25)

Taux optimal (2750 lb - 1247 kg)
(train rentré) (volets rentrés) Vi : 90 kt (167 km/h)
Taux optimal (2750 lb - 1247 kg)
(train sorti) (volets rentrés) Vi : 78 kt (144 km/h)
Pente optimale (2750 lb - 1247 kg)
(train rentré) (volets rentrés) Vi : 78 kt (144 km/h)
Pente optimale (2750 lb - 1247 kg)
(train sorti) (volets rentrés) Vi : 72 kt (133 km/h)
En route Vi : 104 kt (193 km/h)
Pompe à carburant électrique «OFF» («ARRET») à
l'altitude désirée

4.5j Liste de vérifications de croisière (4.27)

CROISIERE (4.27)

Se reporter aux graphiques de performances, au Manuel de l'exploitant Avco-Lycoming et au tableau
d'affichage de puissance.
Puissance maximale normale 75 %
Puissance REGLER conformément au tableau
d'affichage de puissance
Mélange REGLER

4.5k Liste de vérifications d'approche et atterrissage (4.29)

APPROCHE ET ATTERRISSAGE (4.29)

Sélecteur de carburant	RESERVOIR APPROPRIE
Dossiers de sièges	DROITS
Ceintures/bretelles	ATTACHER
Pompe à carburant électrique	«ON» («MARCHE»)
Commande de mélange	REGLER
Hélice	PLEIN PETIT PAS
Train	«DOWN» («SORTI») - Vi: 129 kt (239 km/h) maxi.
Volets	REGLER - Vi: 103 kt (191 km/h) maxi.
Climatiseur	«OFF» («ARRET»)
Compensateurs réglés pour Vi: 75 kt (139 km/h)	

4.5m Liste de vérifications d'arrêt du moteur (4.31)

ARRET DU MOTEUR (4.31)

ATTENTION

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.

Volets	RENTRE
Pompe à carburant électrique	«OFF» («ARRET»)
Climatiseur	«OFF» («ARRET»)
Equipements électroniques	«OFF» («ARRET»)
Interrupteurs électriques	«OFF» («ARRET»)
Hélice	PLEIN PETIT PAS
Manette des gaz	A FOND VERS L'ARRIERE
Mélange	ETOUFFOIR
Magnétos	«OFF» («ARRET»)
Interrupteur «ALTR» («ALTERNATEUR»)	«OFF» («ARRET»)
Interrupteur «BATT MASTR» («BATTERIE»)	«OFF» («ARRET»)

4.5n Liste de vérifications de stationnement (4.33)

STATIONNEMENT (4.33)

Frein de parking	SERRE
Volets	COMPLETEMENT RENTRES
Volant	BLOQUER à l'aide des ceintures
Cales de roues	EN PLACE
Saisines	FIXER

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

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 (4.5a)

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 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.

4.9a Poste de pilotage (4.5a)

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.

En entrant dans le poste de pilotage, débloquer les ceintures maintenant le volant. Vérifier que le sélecteur de train est sur «DOWN» («SORTI») et serrer le frein de parking. Vérifier que tous les interrupteurs d'équipements électroniques et électriques sont sur «OFF» («ARRET»). Vérifier que le mélange est sur étouffoir et que les contacts de magnétos sont sur «OFF» («ARRET»). Mettre l'interrupteur général de batterie 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 l'interrupteur général de batterie 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 et que les documents de bord exigés et le manuel de vol sont à bord. Ranger correctement la barre de remorquage et les bagages et les arrimer. Fermer et verrouiller la porte de la soute à bagages.

4.9b Aile droite (4.5a)

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.

4.9 VISITE AVANT VOL (4.5a) (Suite)

4.9b Aile droite (4.5a) (Suite)

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.

ATTENTION

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

Prélever un échantillon du carburant du réservoir par la purge rapide située au fond dans le coin arrière interne du réservoir. Prendre soin de purger une quantité de carburant suffisante pour assurer l'élimination totale de l'eau et des sédiments. Vérifier la couleur du carburant. Le circuit carburant doit être purgé chaque jour avant le premier vol et après chaque ravitaillement.

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 $2,5 \pm 0,25$ in (64 ± 6 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.

4.9c Fuselage avant (4.5a)

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 $2,75 \pm 0,25$ in (70 ± 6 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.

4.9 VISITE AVANT VOL (4.5a) (Suite)

4.9c Fuselage avant (4.5a) (Suite)

ATTENTION

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

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.

4.9d Aile gauche (4.5a)

L'aile doit être exempte de glace, de gelée blanche, de neige ou autres substances étrangères. 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. 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 $2,5 \pm 0,25$ in (64 ± 6 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.

ATTENTION

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

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 couleur du carburant.

Déposer la saisine et enlever 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.

4.9e Fuselage (4.5a)

Vérifier l'état et la fixation des antennes et que les orifices de la prise de pression statique côté gauche sont dégagés. L'empennage doit être exempt de glace, de gelée blanche, de neige ou autres substances étrangères. Vérifier que l'entrée d'air frais, sur le côté du fuselage, est dégagée. 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. Vérifier que les orifices de la prise de pression statique côté droit sont dégagés.

4.9 VISITE AVANT VOL (4.5a) (Suite)

4.9e Fuselage (4.5a) (Suite)

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 l'interrupteur général de batterie 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 l'interrupteur général de batterie et tous les interrupteurs électriques en position «OFF» («ARRET»).

Faire embarquer les passagers et fermer et verrouiller la porte de cabine. Attacher les ceintures et les bretelles. Vérifier le fonctionnement de l'enrouleur à inertie en tirant d'un coup sec sur la sangle. Attacher les ceintures des sièges inoccupés.

4.11 AVANT MISE EN ROUTE DU MOTEUR (4.5b)

Avant la mise en route du moteur, serrer le frein de parking. Vérifier que tous les disjoncteurs sont enclenchés et que la commande d'air de secours est sur «OFF» («ARRET»). Mettre la commande d'hélice sur la position plein PETIT PAS. S'assurer que tous les interrupteurs d'équipements électroniques sont sur «OFF» («ARRET»). Mettre le sélecteur de carburant sur le réservoir désiré.

4.13 MISE EN ROUTE DU MOTEUR (4.5c)

4.13a Mise en route normale - Moteur froid (4.5c)

Décoller la manette des gaz de 1 cm environ. Mettre les interrupteurs d'alternateur et général de batterie et la pompe à carburant électrique sur «ON» («MARCHE»). Avancer la commande de mélange vers plein «RICH» («RICHE») jusqu'à ce que l'aiguille du débitmètre de carburant décolle. Le moteur est alors amorcé.

Ramener 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 et avancer la commande de mélange sur plein «RICH» («RICHE») et régler la manette des gaz au régime désiré. Vérifier la pression d'huile.

Si le moteur ne démarre pas dans les 5 à 10 secondes, débrayer le démarreur et réamorcer.

4.13 MISE EN ROUTE DU MOTEUR (4.5c) (Suite)

4.13b Mise en route normale - Moteur chaud (4.5c)

Décoller la manette des gaz de 1 cm environ. Mettre les interrupteurs d'alternateur et général de batterie et la pompe à carburant électrique sur «ON» («MARCHE»). La commande de mélange doit être sur étouffoir. 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 régler la manette des gaz au régime désiré. Vérifier la pression d'huile.

4.13c Mise en route d'un moteur noyé (4.5c)

La manette des gaz doit être à fond SUR L'AVANT. Mettre les interrupteurs d'alternateur et général de batterie sur «ON» («MARCHE») et la pompe à carburant électrique sur «OFF» («ARRET»). La commande de mélange doit être sur étouffoir. 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. Vérifier la pression d'huile.

4.13d Mise en route du moteur sur alimentation extérieure (4.5c)

Un dispositif optionnel d'alimentation extérieure 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 les interrupteurs d'alternateur et général de batterie et tous les équipements électriques sur «OFF» («ARRET»). Brancher le conducteur rouge du câble volant du dispositif d'alimentation extérieure 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 de coque. Noter qu'une fois la fiche enfichée, le circuit électrique est fermé. Appliquer ensuite la technique de mise en route normale.

Une fois le moteur en route, réduire au plus faible régime possible puis débrancher le câble volant de l'avion. Mettre les interrupteurs d'alternateur et général de batterie sur «ON» («MARCHE») et vérifier le débit de l'alternateur sur l'ampèremètre. NE PAS ENTREPRENDRE UN VOL SI LE DEBIT DE L'ALTER-NATEUR EST NUL.

ATTENTION

Il est possible d'utiliser la batterie de bord en parallèle en mettant l'interrupteur de batterie seul sur «ON» («MARCHE»). On obtient ainsi une capacité d'entraînement du moteur de durée accrue, mais le débit n'augmente pas. 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») l'interrupteur de batterie seul 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.

4.13 MISE EN ROUTE DU MOTEUR (4.5c) (Suite)

4.13d Mise en route du moteur sur alimentation extérieure (4.5c) (Suite)

NOTA

Pour toutes les opérations normales avec les câbles volants d'alimentation extérieure, les interrupteurs de batterie et d'alternateur doivent être sur «OFF» («ARRET»).

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 fabricants de démarreurs recommandent que les durées de lancement soient limitées à 30 secondes séparées par des périodes de repos de 2 minutes. Des durées de lancement supérieures réduisent la durée de vie du démarreur.

4.15 RECHAUFFAGE (4.5d)

Le réchauffage du moteur est à effectuer entre 1400 et 1500 tr/mn. Eviter le fonctionnement prolongé 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 mettre pleins 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 (4.5e)

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.

Desserrer le frein de parking et mettre les gaz lentement pour commencer à rouler. Avancer de quelques mètres et freiner pour juger de l'efficacité des freins. Rouler avec l'hélice au plein petit pas. Pendant le roulage, effectuer de légers virages pour s'assurer de l'efficacité du dispositif d'orientation.

4.17 ROULAGE AU SOL (4.5e) (Suite)

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 (4.5f)

Serrer le frein de parking et vérifier que la commande d'hélice est sur plein petit pas. Afficher 2000 tr/mn avec la manette des gaz pour vérifier les magnétos. 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. Réduire les gaz. 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. Vérifier l'ampèremètre pour s'assurer que le débit de l'alternateur est correct.

Vérifier les voyants du tableau d'alarme à l'aide du poussoir d'essai. Vérifier également l'air de secours.

La commande d'hélice doit être manœuvrée sur toute sa course afin d'en vérifier le fonctionnement correct, puis doit être placée sur plein PETIT PAS pour le décollage. Pour obtenir le régime maximal, repousser la commande montée sur le pupitre à fond vers l'avant contre le tableau de bord. Ne pas laisser le régime chuter de plus de 500 tr/mn au cours de cette vérification. Par temps froid, manœuvrer la commande d'hélice de petit pas à grand pas au moins trois fois avant le décollage pour s'assurer de la circulation de l'huile chaude du moteur.

Mettre la pompe à carburant électrique sur «OFF» («ARRET») après la mise en route ou pendant le réchauffage et vérifier l'indicateur de débit/de pression carburant pour s'assurer que la pompe moteur fonctionne. Avant le décollage, remettre la pompe électrique sur «ON» («MARCHE») pour prévenir une perte de puissance au décollage en cas de défaillance de la pompe moteur.

4.21 AVANT DECOLLAGE (4.5g)

Une fois examinés tous les aspects du décollage, la procédure de vérifications avant décollage doit être appliquée.

Vérifier que les interrupteurs d'alternateur et général de batterie sont 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»). Vérifier les instruments moteur. La commande d'air de secours doit être sur la position «CLOSED» («FERME»).

Tous les dossiers de sièges doivent être droits.

Les manettes de mélange et d'hélice doivent être réglées et les ceintures et bretelles attachées. Attacher les ceintures bien serrées autour des sièges inoccupés.

Manœuvrer et régler les volets et les compensateurs. 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 garantir des performances de décollage normales.

4.23 DECOLLAGE (4.5h)

4.23a Technique normale (4.5h)

La technique de décollage normale est classique en ce qui concerne l'avion Arrow. Les volets doivent être rentrés et 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 : 65 à 75 kt (120 à 139 km/h), suivant la masse de l'avion, puis solliciter le volant vers l'arrière pour cabrer à l'assiette de montée.

4.23b Techniques sur terrain court, franchissement d'obstacle et sur terrain meuble (4.5h)

La procédure utilisée pour un décollage sur terrain court avec franchissement d'obstacle, ou pour un décollage sur terrain meuble, diffère légèrement de la technique normale. Les volets doivent être sortis à 25° (second cran). Laisser l'avion accélérer jusqu'à V_i : 50 à 60 kt (93 à 111 km/h), suivant la masse de l'avion, et cabrer l'avion à l'assiette de montée. Une fois décollé, accélérer jusqu'à V_i : 55 à 65 kt (102 à 120 km/h), suivant la masse de l'avion, et rentrer le train. Poursuivre la montée tout en accélérant jusqu'à la vitesse de taux de montée volets rentrés de V_i : 90 kt (167 km/h) s'il n'y a pas d'obstacle, ou 78 kt (144 km/h) si le franchissement d'obstacle est à prendre en considération. Rentrer lentement les volets, cran par cran, tout en poursuivant la montée initiale.

4.25 MONTEE (4.5i)

En montée initiale après le décollage, il est recommandé de ne conserver la vitesse de pente de montée optimale (V_i : 78 kt - 144 km/h) qu'en cas de franchissement d'obstacle. La vitesse de taux de montée optimal (V_i : 90 kt - 167 km/h) doit être conservée, le moteur étant à pleine puissance, jusqu'à une altitude suffisante au-dessus du sol. Aux masses inférieures à la masse maximale, ces vitesses sont légèrement réduites. Une vitesse de montée en route égale ou supérieure à V_i : 104 kt (193 km/h) est également recommandée. Cette vitesse de montée accrue assure un meilleur refroidissement et une usure moindre du moteur, une consommation de carburant et un niveau de bruit dans la cabine réduits ainsi qu'une meilleure visibilité vers l'avant.

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

Pour obtenir les performances présentées dans la Section «Performances» du présent manuel, la pleine puissance (plein gaz et 2700 tr/mn) doit être utilisée.

4.27 CROISIERE (4.5j)

Après la mise en palier pour le vol en croisière, compenser l'avion.

La vitesse de croisière de l'avion Arrow est fonction de nombreux facteurs, à savoir la puissance, l'altitude, la température, le chargement et les équipements installés.

La puissance de croisière maximale normale est égale à 75 % de la puissance nominale du moteur. Lorsque le régime de croisière choisi est inférieur à 2400 tr/mn, la pression d'admission limite en fonctionnement continu, telle que la prescrit le «Manuel de l'exploitant Avco-Lycoming» approprié, doit être respectée.

Pour obtenir la puissance désirée, afficher la pression d'admission et le régime conformément au «Tableau d'affichage de puissance» du présent manuel.

L'utilisation de la commande de mélange en vol de croisière permet de réduire la consommation de carburant de façon importante, particulièrement à haute altitude. Le mélange doit être appauvri en vol de croisière lorsque la puissance utilisée est égale ou inférieure à 75 %. S'il existe le moindre doute sur la puissance utilisée, la commande de mélange doit être sur la position plein RICHE dans tous les cas de vol.

4.27 CROISIERE (4.5j) (Suite)

Pour appauvrir le mélange, déverrouiller la commande et la ramener jusqu'au moment où le fonctionnement du moteur devient irrégulier, ce qui indique que la limite d'appauvrissement est atteinte dans les cylindres les plus défavorisés. Enrichir alors le mélange en repoussant la commande vers le tableau de bord jusqu'au moment où le moteur tourne de nouveau rond. Le débitmètre de carburant donne alors une bonne approximation de la consommation de carburant. Le côté faible de la puissance comme le montre le débitmètre de carburant indique le mélange économique optimal pour ce pourcentage de puissance, tandis que le côté fort indique le mélange de puissance optimale.

Si l'avion est doté de l'indicateur de température des gaz d'échappement optionnel, le pilote dispose d'un moyen plus précis pour réaliser l'appauvrissement. En ce qui concerne cette procédure, se reporter au «Manuel de l'exploitant Avco-Lycoming».

Le pilote doit surveiller les conditions météorologiques pendant le vol en étant attentif à celles pouvant entraîner le givrage. Si le givrage du circuit d'admission est à craindre, mettre la commande d'air de secours sur «ON» («MARCHE»).

Pendant le vol, comptabiliser les durées d'utilisation et le carburant consommé aux différentes puissances pour s'assurer du bon fonctionnement du débitmètre et des jaugeurs de carburant. Si l'indication de débit de carburant est nettement supérieure au carburant effectivement consommé, un injecteur peut être bouché et devoir être nettoyé.

L'installation du train d'atterrissage ne comporte pas de boîtiers d'accrochage mécanique train haut. En cas de mauvais fonctionnement du circuit hydraulique, le train sort par gravité. La vitesse vraie train sorti est égale à environ 75 % de la vitesse train rentré, à toutes les puissances. Tenir compte de cette diminution de vitesse et de distance franchissable dans la préparation de vols prolongés entre aérodromes éloignés ou au-dessus de l'eau.

Dans le but de maintenir une compensation latérale optimale de l'avion en vol de croisière, changer de réservoir toutes les heures.

Toujours se rappeler que la pompe à carburant électrique doit être mise sur «ON» («MARCHE») avant de changer de réservoir et y rester ensuite un certain temps. Pour éviter une sélection précipitée et garantir la continuité du débit, le sélecteur doit être mis sur un autre réservoir avant que le carburant du réservoir en service ne soit épuisé. La pompe à carburant électrique doit normalement être sur «OFF» («ARRET») de façon que tout défaut de fonctionnement de la pompe moteur à carburant soit immédiatement apparent. En cas de manifestation d'indices de manque de carburant à tout moment en vol, l'épuisement du carburant doit être envisagé et le sélecteur de carburant doit être immédiatement mis sur le réservoir le plus plein et la pompe à carburant électrique mise sur «ON» («MARCHE»).

4.29 APPROCHE ET ATERRISAGE (4.5k)

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

Mettre la pompe à carburant électrique sur «ON» («MARCHE»). La commande de mélange doit être réglée sur la position plein «RICH» («RICHE»). Mettre la commande d'hélice sur la position plein PETIT PAS pour faciliter l'application de la pleine puissance pour une remise de gaz en cas d'urgence.

Le train peut être sorti aux vitesses inférieures à V_i : 129 kt (239 km/h). Compenser l'avion pour une vitesse d'approche finale d'environ 75 kt (139 km/h), volets sortis. Les volets peuvent être sortis jusqu'à V_i : 103 kt (191 km/h), si nécessaire. Couper le climatiseur.

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 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.

4.31 ARRET DU MOTEUR (4.5m)

ATTENTION

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.

A l'initiative du pilote, les volets seront rentrés.

4.31 ARRET DU MOTEUR (4.5m) (Suite)

La pompe à carburant électrique, le climatiseur, les équipements radio et tous les interrupteurs électriques doivent être mis sur «OFF» («ARRET»). Mettre la commande d'hélice sur la position plein PETIT PAS. Arrêter le moteur en déverrouillant et en ramenant la commande de mélange 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 les interrupteurs d'alternateur et général de batterie sur «OFF» («ARRET»).

4.33 STATIONNEMENT (4.5n)

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 fixée derrière les sièges arrière. Les volets sont verrouillés lorsqu'ils sont en position «UP» («RENTRES»); les laisser dans cette position. Les commandes de gauchissement et de profondeur doivent être bloquées en passant la ceinture de sécurité dans le volant et en la serrant fermement.

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.

4.35 DECROCHAGES

Les caractéristiques de décrochage de l'avion Arrow 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 de l'avion Arrow, sans moteur et avec les pleins volets, est V_i : 55 kt (102 km/h). Avec les volets rentrés, cette vitesse est supérieure de 5 kt (9 km/h). La perte d'altitude au cours des décrochages peut atteindre 400 ft (122 m) suivant la configuration et la puissance.

NOTA

L'avertisseur de décrochage ne fonctionne pas lorsque l'interrupteur général de batterie est sur «OFF» («ARRET»).

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

4.37 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.

4.39 TRAIN D'ATTERISSAGE

Le pilote doit se familiariser avec la fonction et la signification des voyants de position et d'alarme de train d'atterrissage.

ATTENTION-DANGER

L'interrupteur «NAV LIGHT» («FEUX DE NAVIGATION») doit être sur arrêt pour que la brillance des voyants de train soit maximale en vol de jour. De nuit et lorsque l'interrupteur «NAV LIGHT» est sur marche, la brillance des voyants est automatiquement atténuée.

Le voyant rouge d'alarme de train, situé sur le tableau de bord, et l'avertisseur sonore de train fonctionnent simultanément en vol lorsque les gaz sont réduits au point où la pression d'admission est égale ou inférieure à 14 in Hg environ et que le sélecteur de train n'est pas sur la position «DOWN» («SORTI»). Le voyant rouge d'alarme de train et l'avertisseur sonore fonctionnent également simultanément au sol lorsque l'interrupteur général de batterie est sur «ON» («MARCHE»), que le sélecteur de train est sur «UP» («RENTRE») et que les gaz sont réduits.

Les trois voyants verts, situés sur le tableau de bord, fonctionnent individuellement au verrouillage en position sortie de chacune des jambes de train.

Lors de l'exécution de la procédure Sortie de train en secours (paragraphe 3.31) à des fins d'entraînement, la pompe hydraulique doit être neutralisée en déclenchant le disjoncteur «LANDING GEAR PUMP» («POMPE DE TRAIN») pour pouvoir sortir le train en appliquant la procédure. A l'issue de la procédure, réenclencher le disjoncteur «LANDING GEAR PUMP» pour rétablir le fonctionnement normal du circuit.

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»).

4.43 LIMITATION ACOUSTIQUE

Se reporter au paragraphe 5.4.

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
5.4 Limitation acoustique	5-2
5.5 Exemple de préparation d'un vol	5-3
5.7 Graphiques de performances	5-9
Liste des figures	5-9

SECTION 5 PERFORMANCES

5.1 GENERALITES

La totalité des renseignements exigés par les Services officiels et complémentaires concernant les performances sont donnés dans cette section.

Les renseignements concernant les performances, correspondant aux installations et 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. Ces performances peuvent toutefois être obtenues 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 être gravement affectée par des procédures d'appauvrissement incorrectes, et des vérifications en vol du débit et de la quantité de carburant sont recommandées.

NE PAS OUBLIER! Pour obtenir les performances données par les graphiques, en appliquer les procédures.

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.

5.4 LIMITATION ACOUSTIQUE

Le niveau de bruit certifié de l'avion PA-28R-201 Arrow est de 75,5 dB(A).

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 à la délivrance du Certificat de navigabilité à sa sortie d'usine 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 ont été déterminées pour les besoins de 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 à l'opération g 1)).

1) Masse à vide de base	1890 lb (857 kg)
2) Occupants (2 x 170 lb - 2 x 77 kg)	340 lb (154 kg)
3) Bagages et fret	70 lb (32 kg)
4) Carburant (6 lb/US gal x 51,3 - 0,72 kg/l x 194)	308 lb (140 kg)
5) Mise en route du moteur, roulage et point fixe	- 8 lb (- 3,6 kg)
6) Masse au décollage	2600 lb (1179 kg)
7) Masse à l'atterrissage	
a) 5) moins g) 1) (2600 lb moins 62 lb - 1179 kg moins 28 kg)	2538 lb (1151 kg)

La masse au décollage est inférieure au maximum de 2750 lb (1247 kg) et les calculs de masse et de centrage ont démontré que le centre de gravité est dans les limites autorisées.

5.5 EXEMPLE DE PREPARATION D'UN VOL (Suite)

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 de performances de décollage et de course au décollage (Figures 5-9, 5-11, 5-13 et 5-15) 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	1900 ft (579 m)	1900 ft (579 m)
2) Température	20 °C	20 °C
3) Composante de vent	4 kt (7 km/h)	2 kt (4 km/h)
4) Longueur de piste disponible	3000 ft (914 m)	4600 ft (1402 m)
5) Piste nécessaire	2550 ft (777 m)*	1490 ft (454 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 5-13

**Se reporter à la Figure 5-39

5.5 EXEMPLE DE PREPARATION D'UN VOL (Suite)

c) Montée

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

L'altitude pression de croisière désirée et 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 5-21). Une fois calculés le carburant, le temps et la distance en fonction de l'altitude de croisière et de la température extérieure ambiante, appliquer au graphique (Figure 5-21) les conditions présentes sur le terrain de départ. Soustraire ensuite 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	6000 ft (1829 m)
2) Température extérieure ambiante de croisière	10 °C
3) Carburant de montée (4 US gal moins 1,0 US gal - 15,1 l moins 3,8 l)	3,0 US gal (11,3 l)*
4) Temps de montée (10,0 mn moins 3,5 mn)	6,5 mn*
5) Distance de montée (17 NM moins 6 NM - 31 km moins 11 km)	11 NM (20 km)*

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 5-35). Ces chiffres doivent être corrigés en fonction de l'altitude pression du terrain et de la température 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 variables pour tirer les

*Se reporter à la Figure 5-21

5.5 EXEMPLE DE PREPARATION D'UN VOL (Suite)

valeurs de carburant, de temps et de distance du graphique (Figure 5-35). Soustraire ensuite 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) 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)*
2) Temps de descente (7 mn moins 3 mn)	4 mn*
3) Distance de descente	
(18 NM moins 7,5 NM - 33 km moins 14 km)	10,5 NM (19 km)*

e) Croisière

Pour calculer la distance totale de croisière, soustraire la distance de montée et la distance de descente calculées précédemment de la distance totale à parcourir pendant le vol. Se reporter au Tableau d'affichage de puissance (Figure 5-23) pour le choix de la puissance de croisière. Les valeurs d'altitude pression et de température établies et la puissance de croisière choisie doivent maintenant être utilisées pour calculer la vitesse vraie d'après le graphique «Performances de croisière» (Figure 5-25 ou 5-27).

Pour cet exemple, une puissance de croisière économique optimale de 65 % a été utilisée. Calculer le débit carburant de croisière correspondant à la puissance de croisière d'après les renseignements fournis par le graphique «Distance franchissable - Mélange économique optimal» (Figure 5-31).

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	130 NM (241 km)
2) Distance de croisière	
e)1) moins c)5) moins d)3) (130 NM moins 11 NM moins 10,5 NM - 241 km moins 20,5 km moins 19,5 km)	108,5 NM (201 km)

*Se reporter à la Figure 5-35

5.5 EXEMPLE DE PREPARATION D'UN VOL (Suite)

3) Puissance de croisière (mélange économique optimal)	65 % de la puissance nominale
4) Vitesse de croisière	$V_v = 129 \text{ kt (239 km/h)*}$
5) Débit carburant de croisière	9,2 US gal/h (34,8 l/h)*
6) Temps de croisière e)2) divisé par e)4) (108,5 NM divisés par 129 kt - 201 km divisés par 239 km/h)	0,85 h (51 mn)
7) Carburant de croisière e)5) multiplié par e)6) (9,2 US gal/h multipliés par 0,85 h - 34,8 l/h multipliés par 0,85 h)	7,8 US gal (29,6 l)

f) 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 c)4) plus d)2) plus e)6) (0,11 h plus 0,07 h plus 0,85 h) (6,5 mn plus 4 mn plus 51 mn)	1,03 h ou 61,5 mn
--	-------------------

g) 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 c)3) plus d)1) plus e)7) (2,0 US gal plus 0,5 US gal plus 7,8 US gal - 7,6 l plus 1,9 l plus 29,6 l)	10,3 US gal (39,1 l)
(10,3 US gal multipliés par 6 lb/US gal - (39,1 l multipliés par 0,72 kg/l)	62 lb (28,1 kg)

*Se reporter à la Figure 5-27

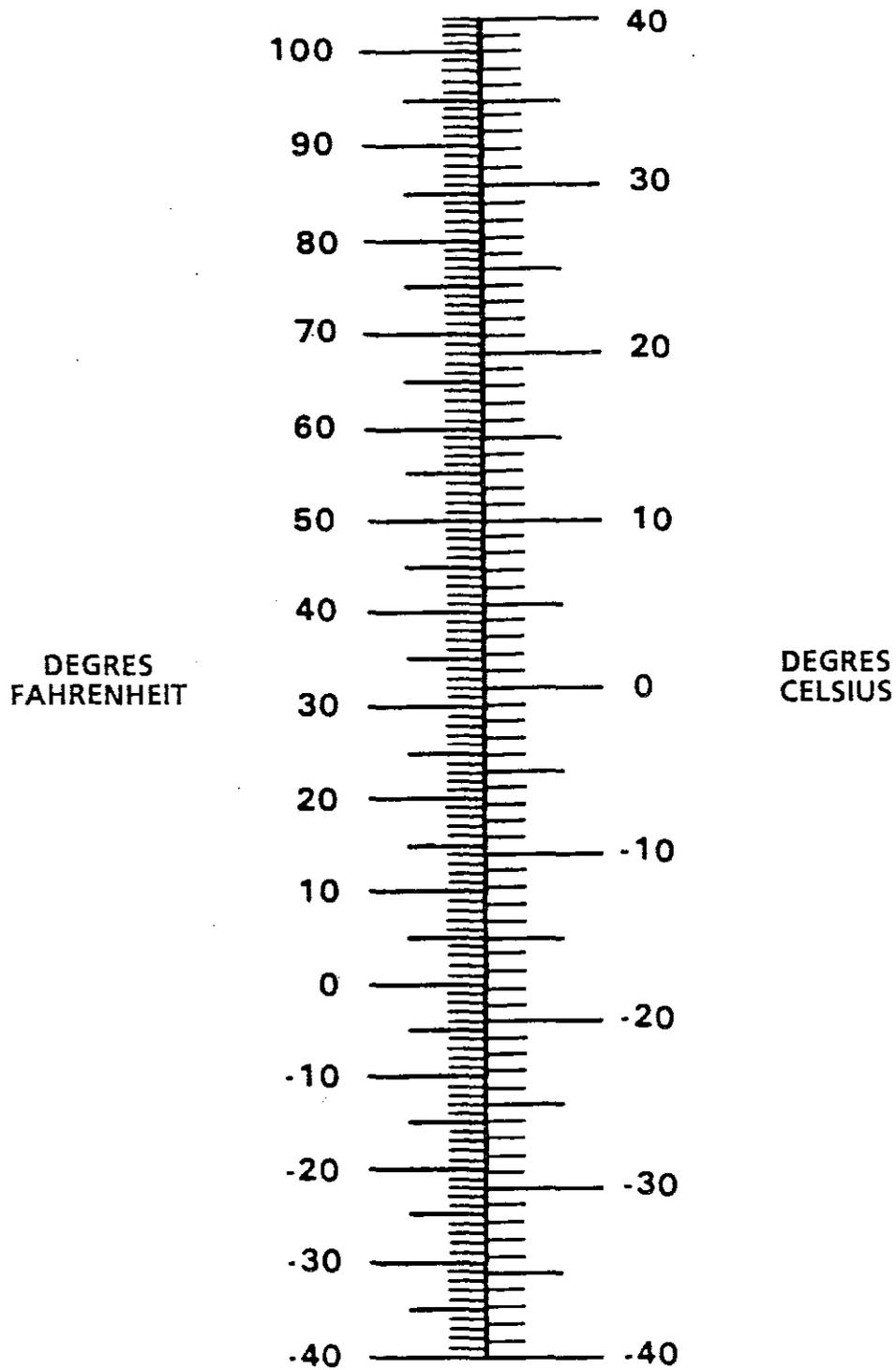
PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

5.7 GRAPHIQUES DE PERFORMANCES

LISTE DES FIGURES

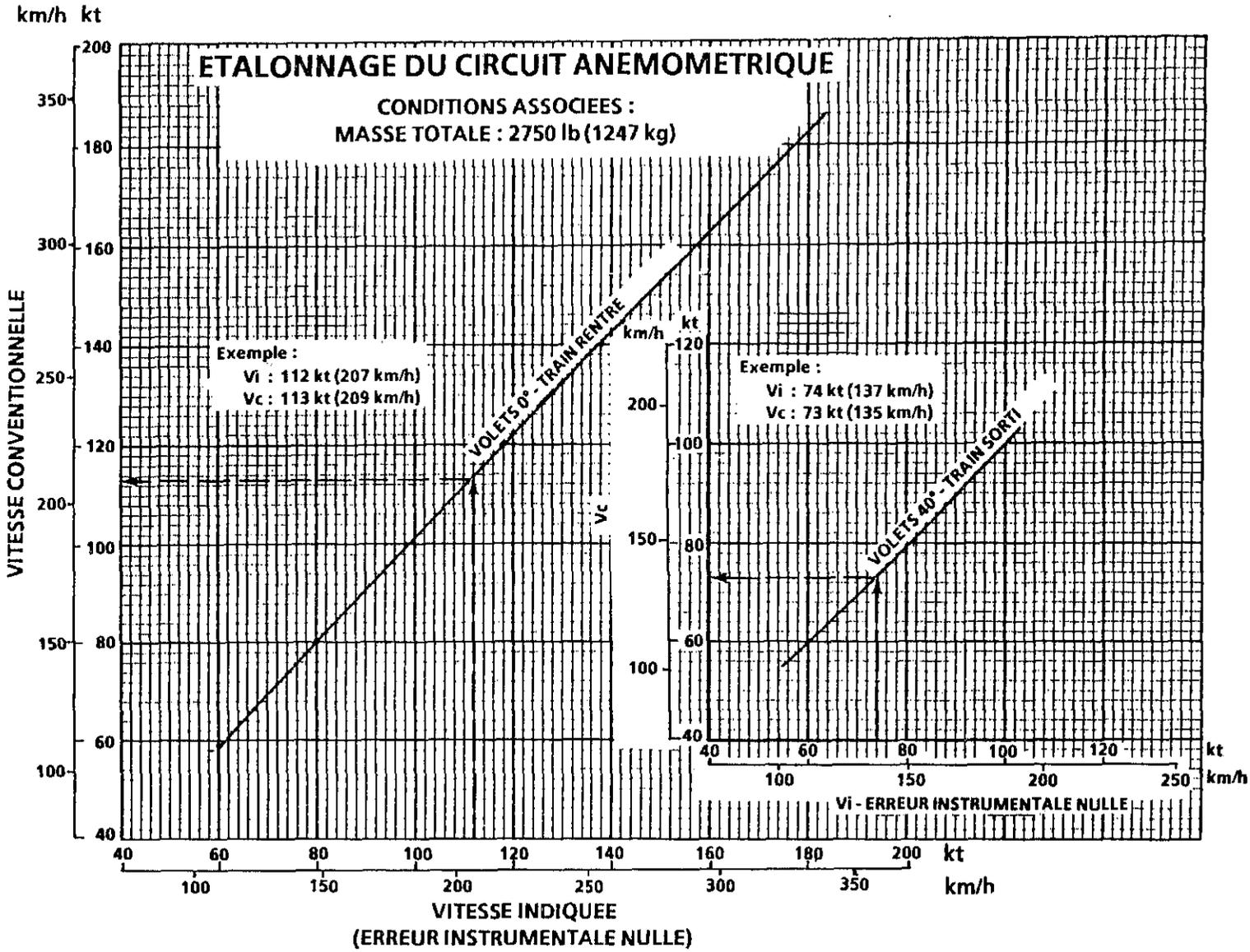
Figures	Pages
5-1 Conversion des températures	5-11
5-3 Etalonnage du circuit anémométrique	5-12
5-5 Vitesse de décrochage sans moteur en fonction de l'angle d'inclinaison	5-13
5-7 Composantes de vent	5-14
5-9 Performances de décollage avec 25° de volets et franchissement de l'obstacle de 50 ft (15 m)	5-15
5-11 Course au décollage avec 25° de volets	5-16
5-13 Performances de décollage avec 0° de volets et franchissement de l'obstacle de 50 ft (15 m)	5-17
5-15 Course au décollage avec 0° de volets	5-18
5-17 Performances de montée train rentré	5-19
5-19 Performances de montée train sorti	5-20
5-21 Carburant, temps et distance de montée	5-21
5-23 Tableau d'affichage de puissance	5-23
5-25 Performances de croisière - Croisière rapide	5-25
5-27 Performances de croisière - Croisière économique	5-26
5-29 Distance franchissable - Mélange de puissance optimale	5-27
5-31 Distance franchissable - Mélange économique optimal	5-28
5-33 Autonomie	5-29
5-35 Carburant, temps et distance de descente	5-30
5-37 Temps et distance de plané	5-31
5-39 Distance d'atterrissage avec franchissement de l'obstacle de 50 ft (15 m)	5-32
5-41 Longueur de roulement à l'atterrissage	5-33

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT.

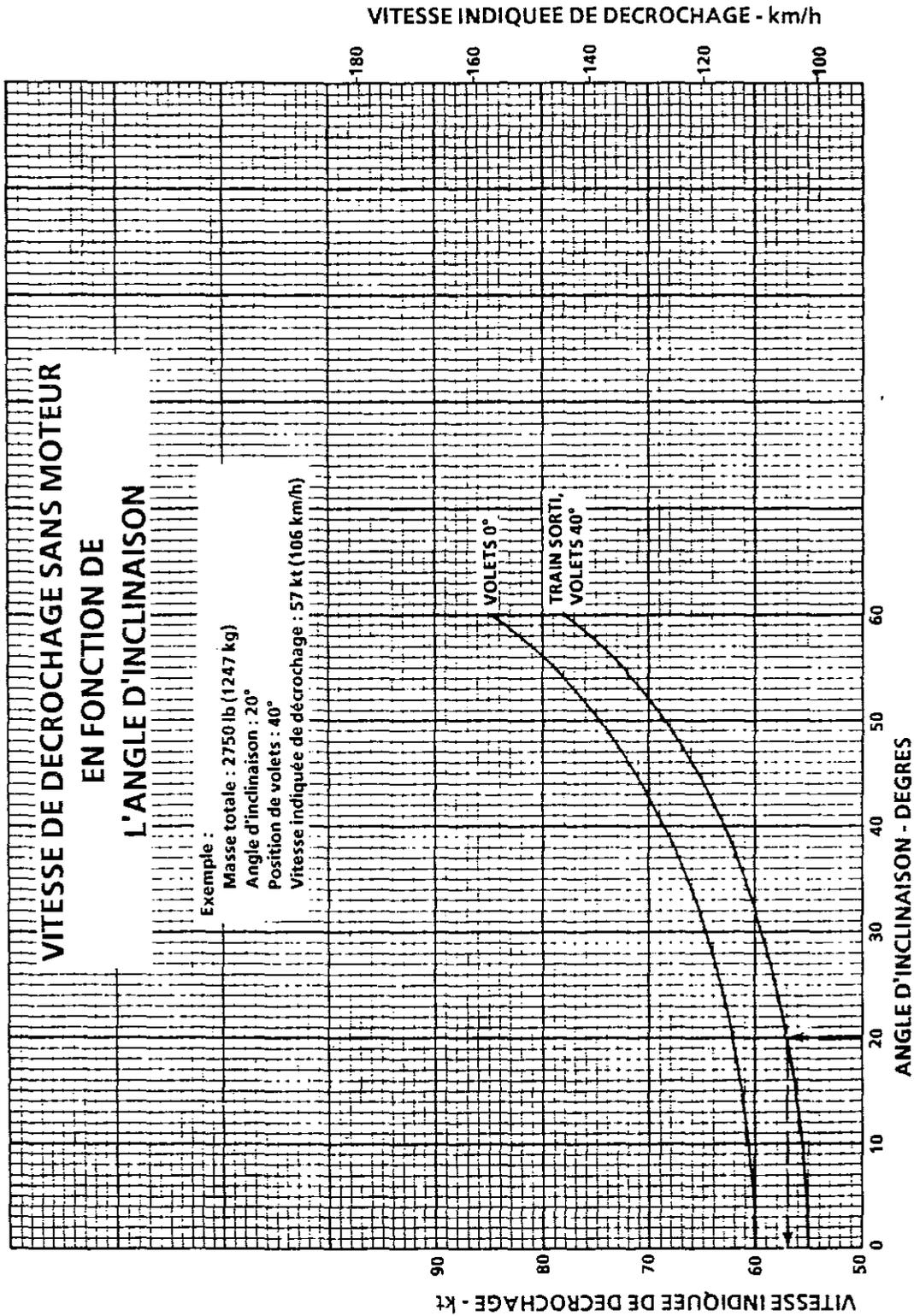


CONVERSION DES TEMPERATURES

Figure 5-1



ETALONNAGE DU CIRCUIT ANEMOMETRIQUE
Figure 5-3



VITESSE DE DECROCHAGE SANS MOTEUR EN FONCTION DE L'ANGLE D'INCLINAISON

Figure 5-5

COMPOSANTES DE VENT

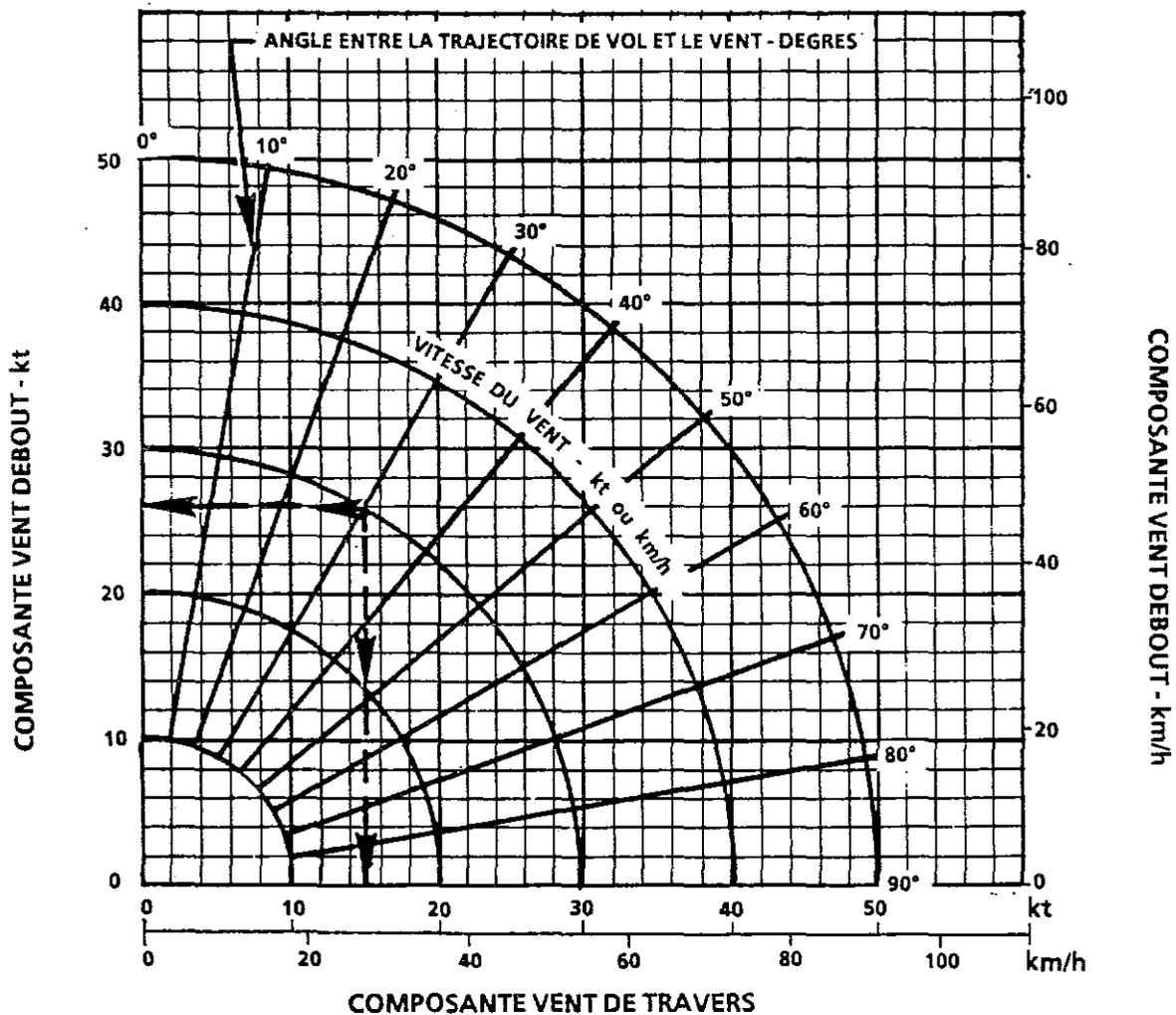
Exemple :

Vitesse du vent : 30 kt (56 km/h)

Angle entre la trajectoire de vol et le vent : 30°

Composante vent debout : 26 kt (48 km/h)

Composante vent de travers : 15 kt (28 km/h)



COMPOSANTES DE VENT

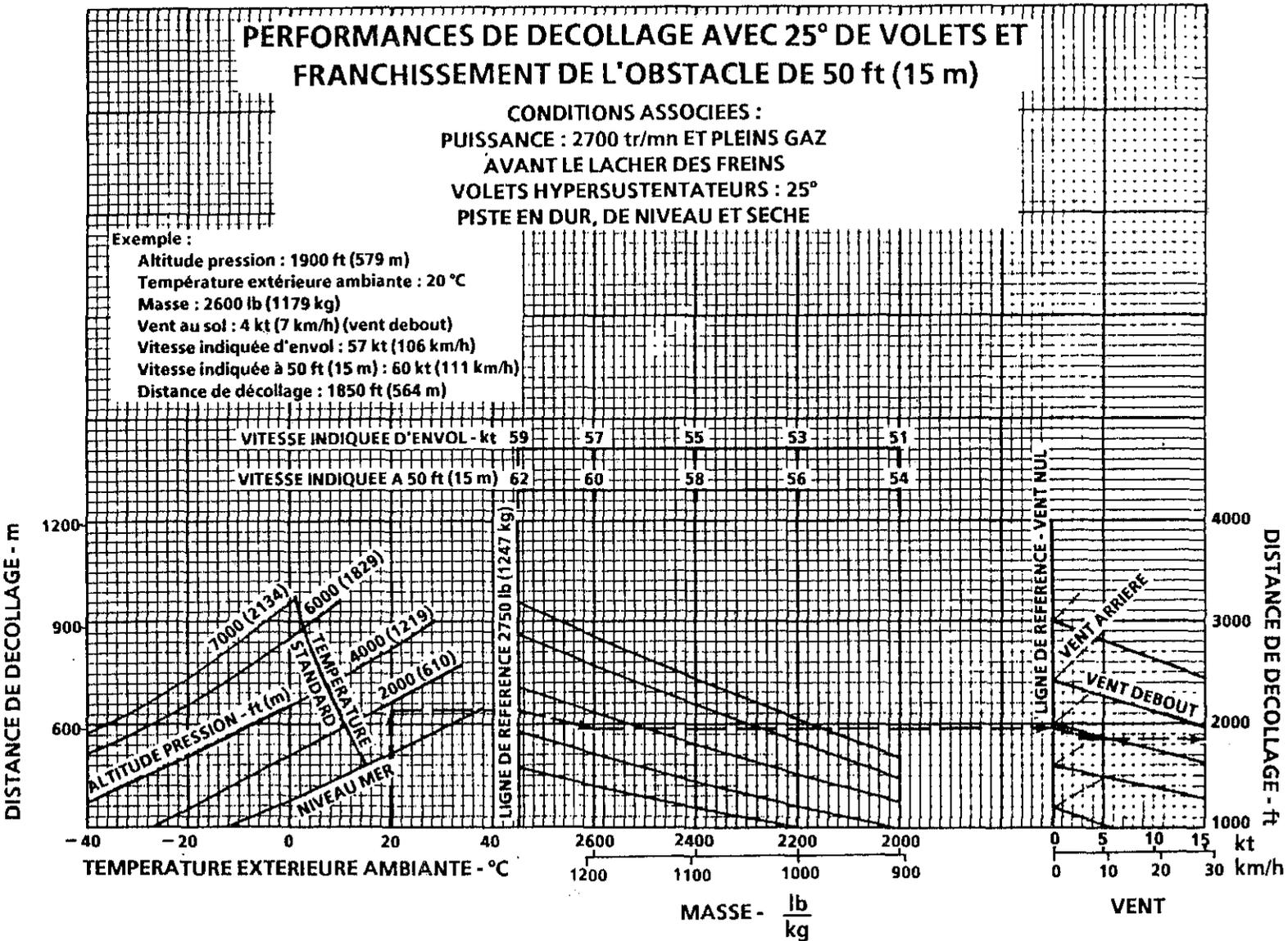
Figure 5-7

**PERFORMANCES DE DECOLLAGE AVEC 25° DE VOLETS ET
 FRANCHISSEMENT DE L'OBSTACLE DE 50 ft (15 m)**

CONDITIONS ASSOCIEES :
 PUISSANCE : 2700 tr/mn ET PLEINS GAZ
 AVANT LE LACHER DES FREINS
 VOLETS HYPERSUSTENTATEURS : 25°
 PISTE EN DUR, DE NIVEAU ET SECHE

Exemple :

- Altitude pression : 1900 ft (579 m)
- Température extérieure ambiante : 20 °C
- Masse : 2600 lb (1179 kg)
- Vent au sol : 4 kt (7 km/h) (vent debout)
- Vitesse indiquée d'envol : 57 kt (106 km/h)
- Vitesse indiquée à 50 ft (15 m) : 60 kt (111 km/h)
- Distance de décollage : 1850 ft (564 m)

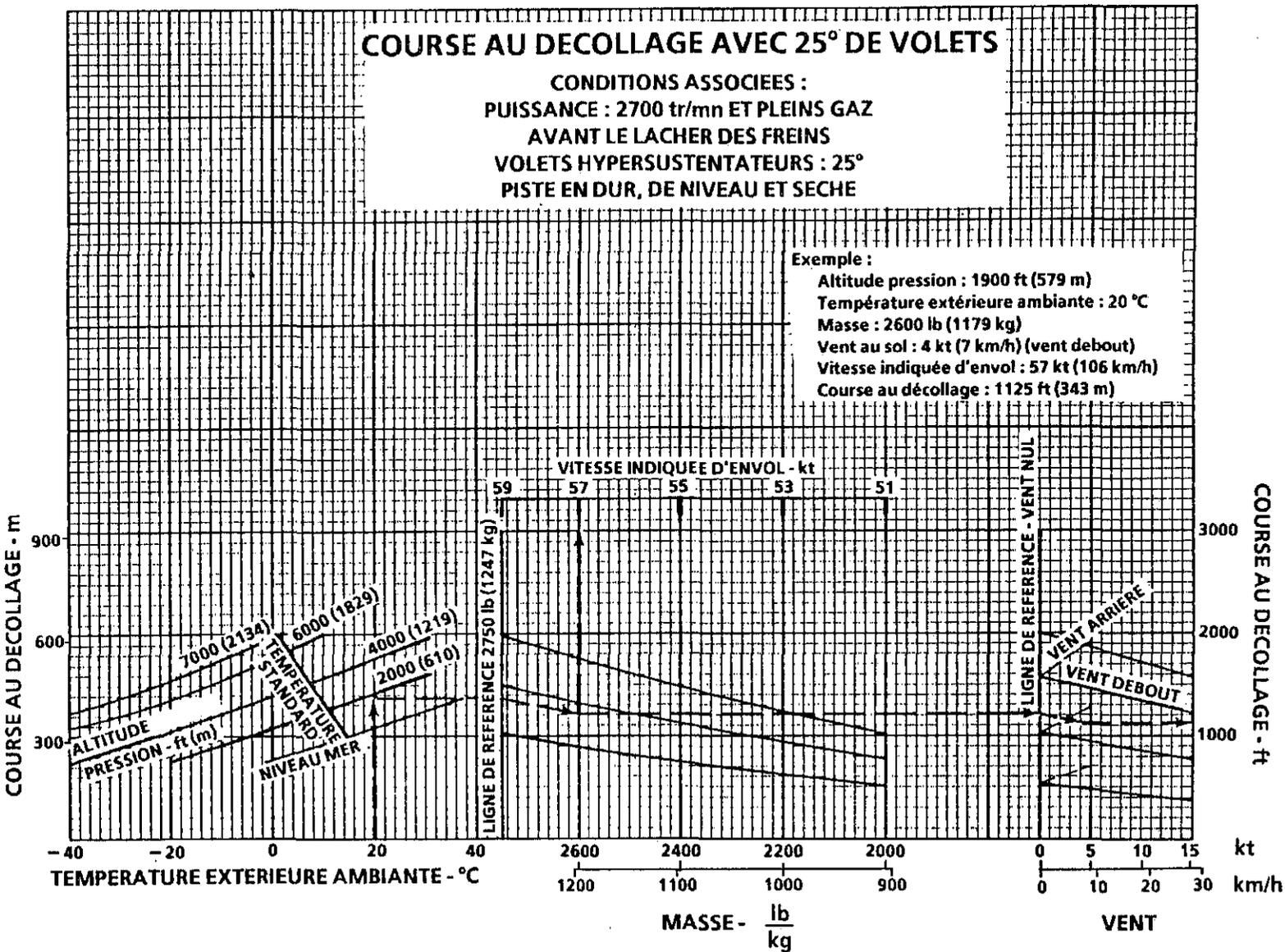


PERFORMANCES DE DECOLLAGE AVEC 25° DE VOLETS
 Figure 5-9

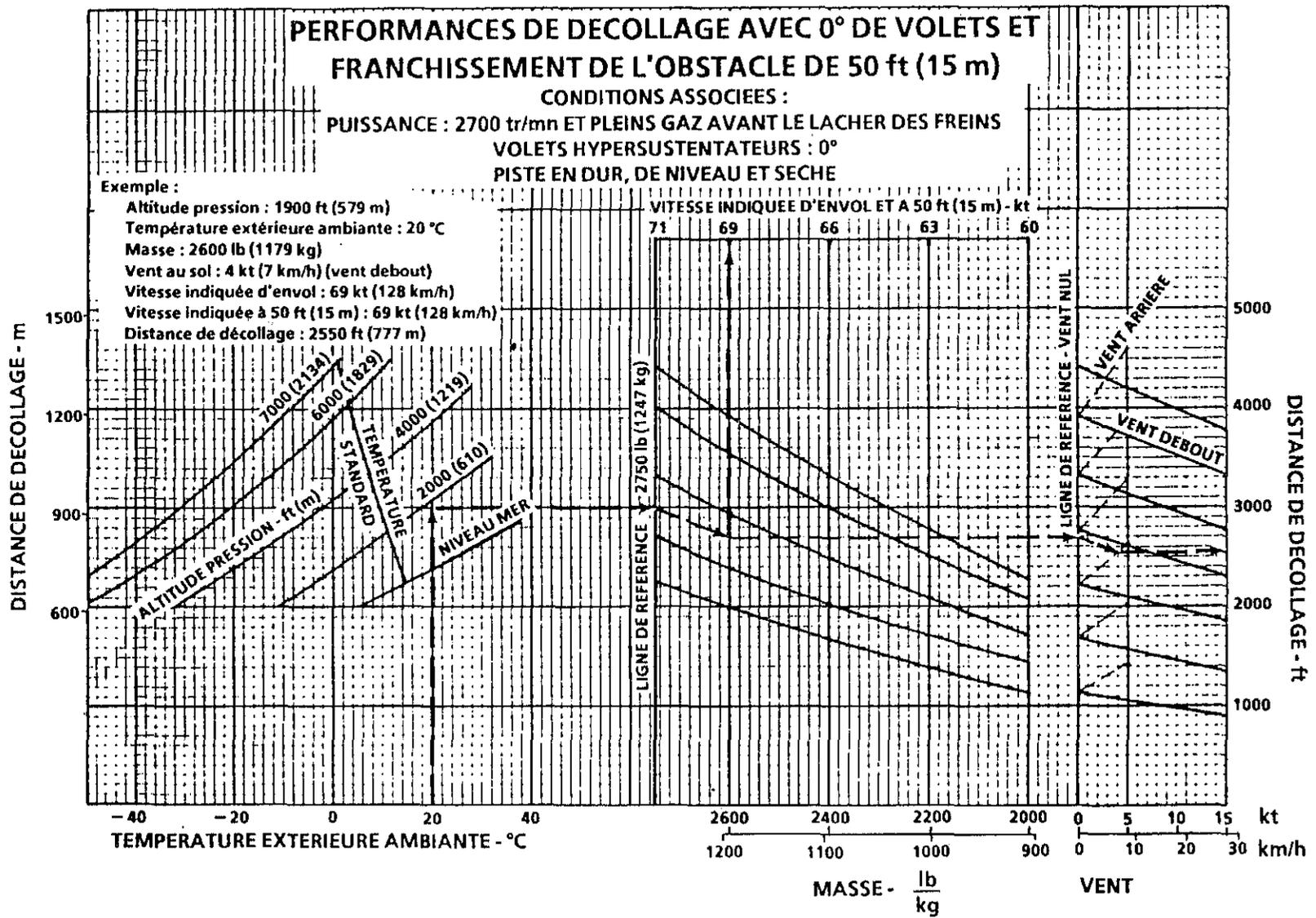
COURSE AU DECOLLAGE AVEC 25° DE VOILETS

CONDITIONS ASSOCIEES :
 PUISSANCE : 2700 tr/mn ET PLEINS GAZ
 AVANT LE LACHER DES FREINS
 VOILETS HYPERSUSTENTATEURS : 25°
 PISTE EN DUR, DE NIVEAU ET SECHE

Exemple :
 Altitude pression : 1900 ft (579 m)
 Température extérieure ambiante : 20 °C
 Masse : 2600 lb (1179 kg)
 Vent au sol : 4 kt (7 km/h) (vent debout)
 Vitesse indiquée d'envol : 57 kt (106 km/h)
 Course au décollage : 1125 ft (343 m)



COURSE AU DECOLLAGE AVEC 25° DE VOILETS
 Figure 5-11



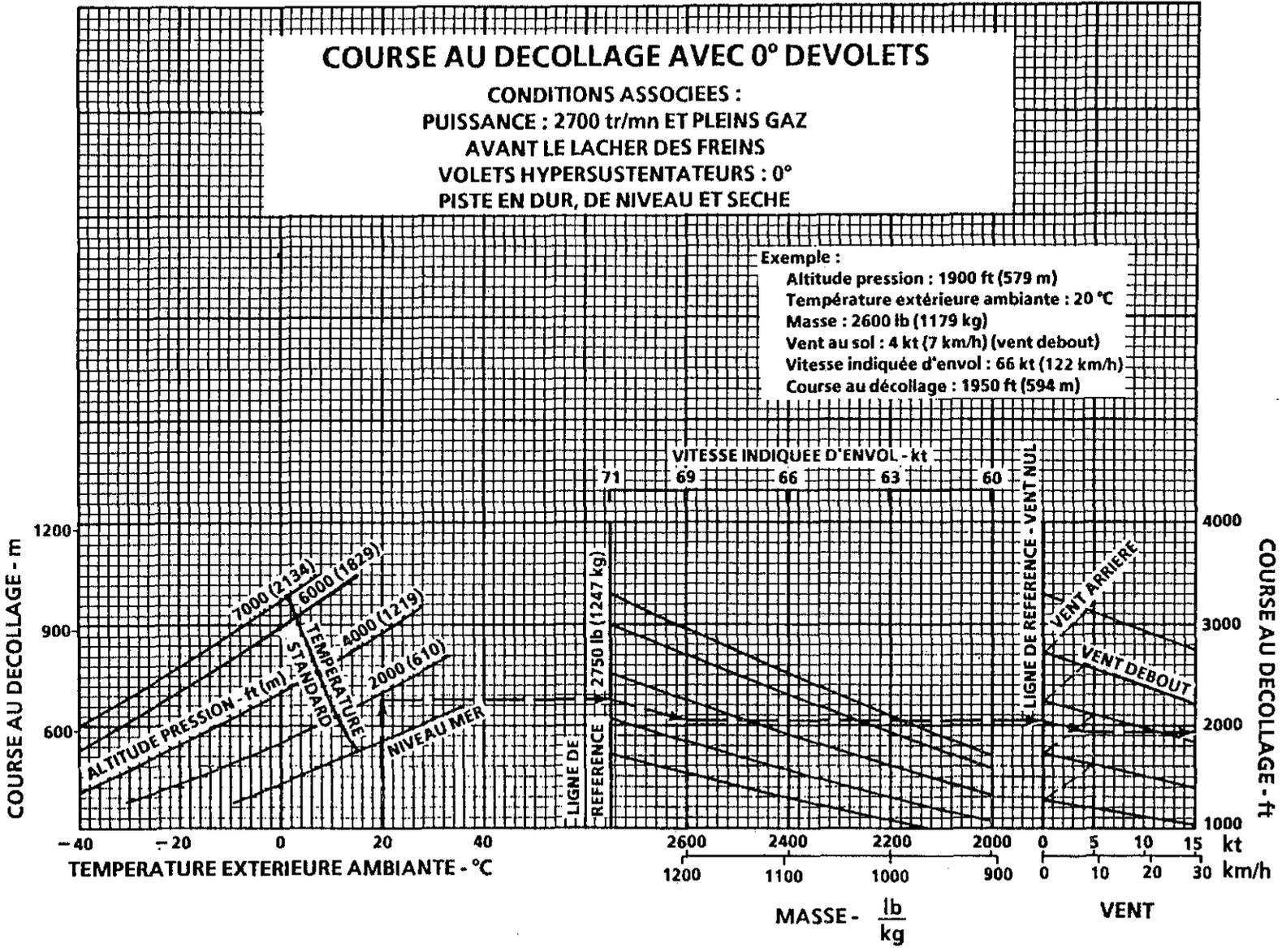
PERFORMANCES DE DECOLLAGE AVEC 0° DE VOILETS

Figure 5-13

COURSE AU DECOLLAGE AVEC 0° DEVOLETS

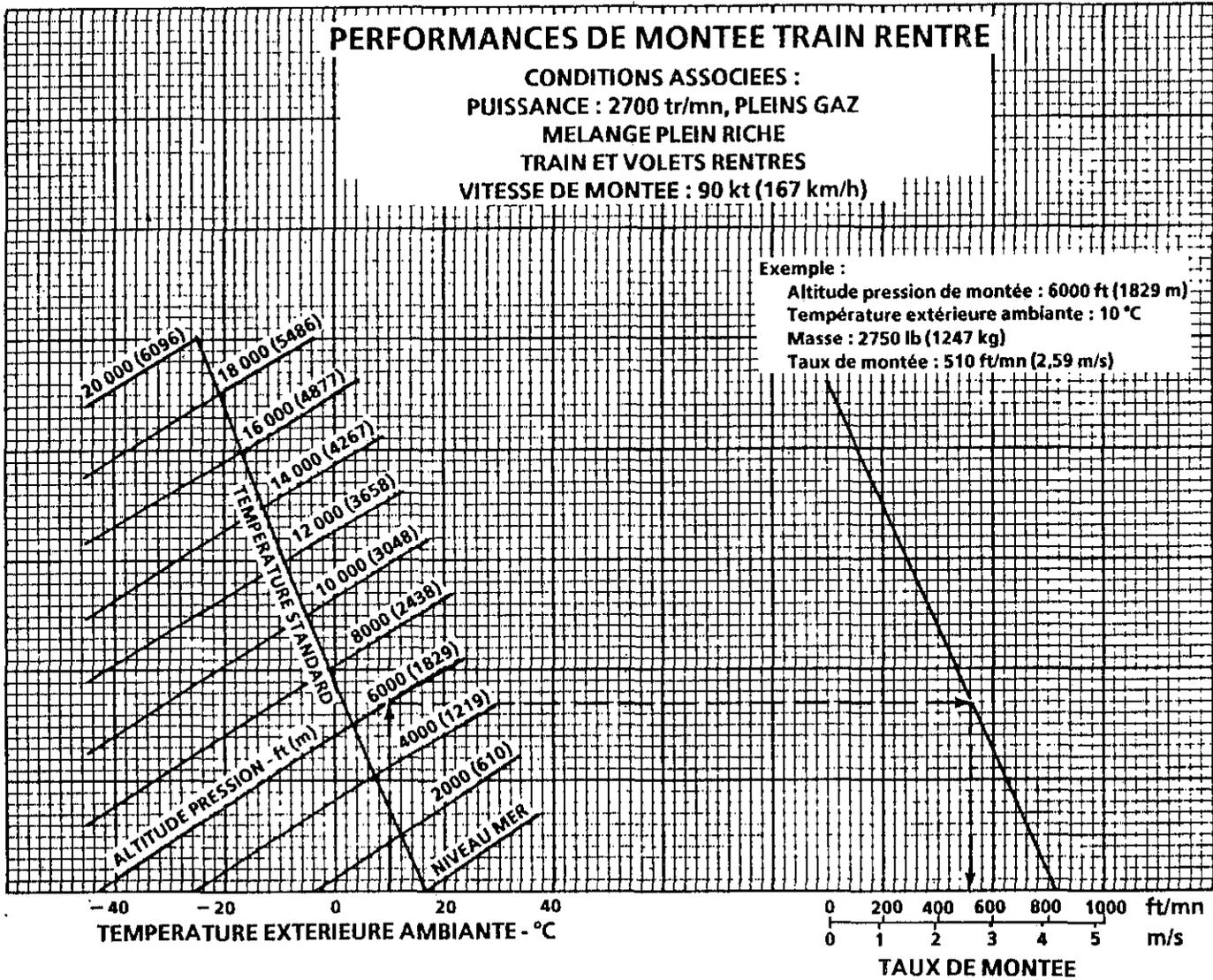
CONDITIONS ASSOCIEES :
 PUISSANCE : 2700 tr/mn ET PLEINS GAZ
 AVANT LE LACHER DES FREINS
 VOILETS HYPERSUSTENTATEURS : 0°
 PISTE EN DUR, DE NIVEAU ET SECHE

Exemple :
 Altitude pression : 1900 ft (579 m)
 Température extérieure ambiante : 20 °C
 Masse : 2600 lb (1179 kg)
 Vent au sol : 4 kt (7 km/h) (vent debout)
 Vitesse indiquée d'envol : 66 kt (122 km/h)
 Course au décollage : 1950 ft (594 m)



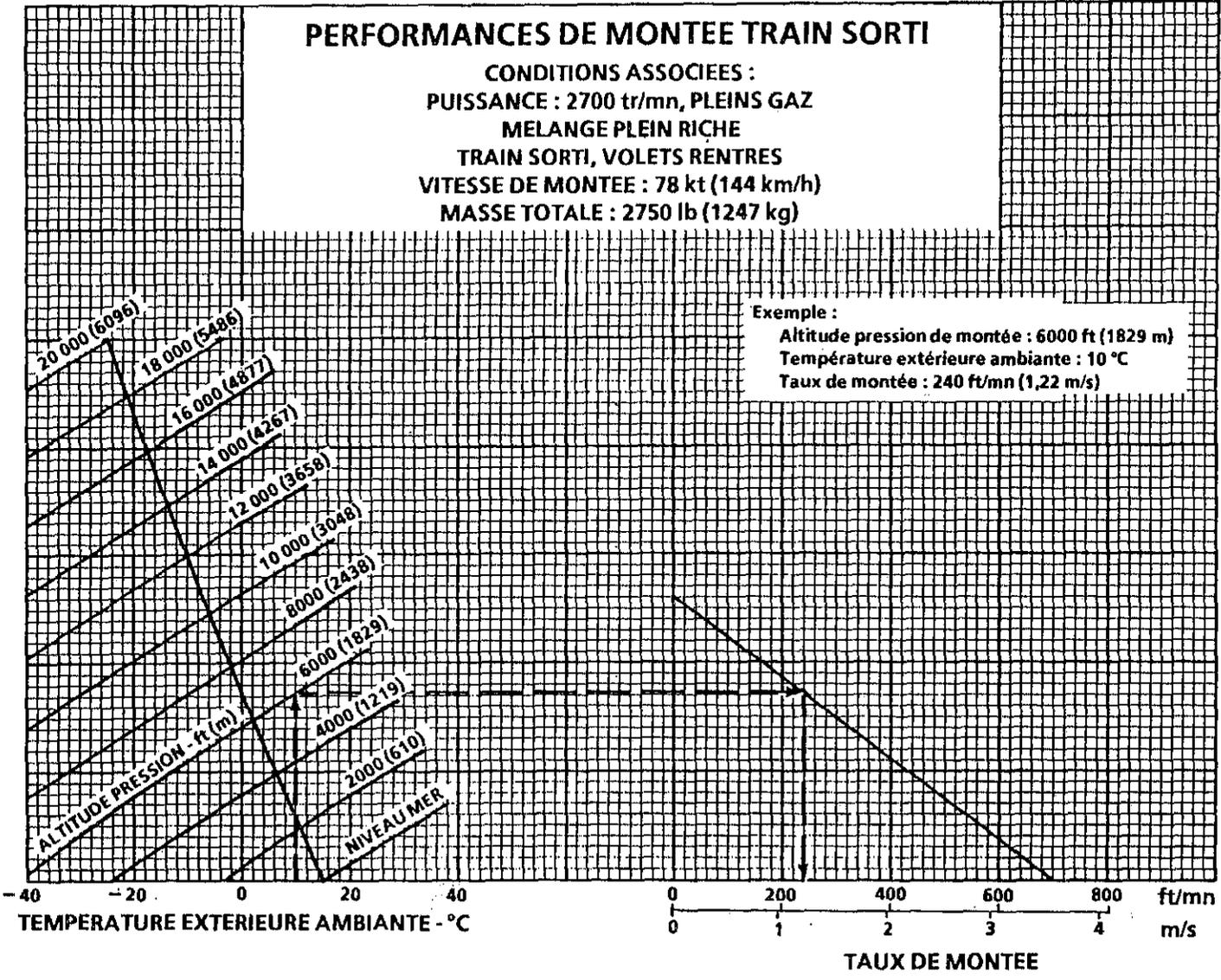
COURSE AU DECOLLAGE AVEC 0° DE VOILETS

Figure 5-15



PERFORMANCES DE MONTEE TRAIN RENTRE

Figure 5-17



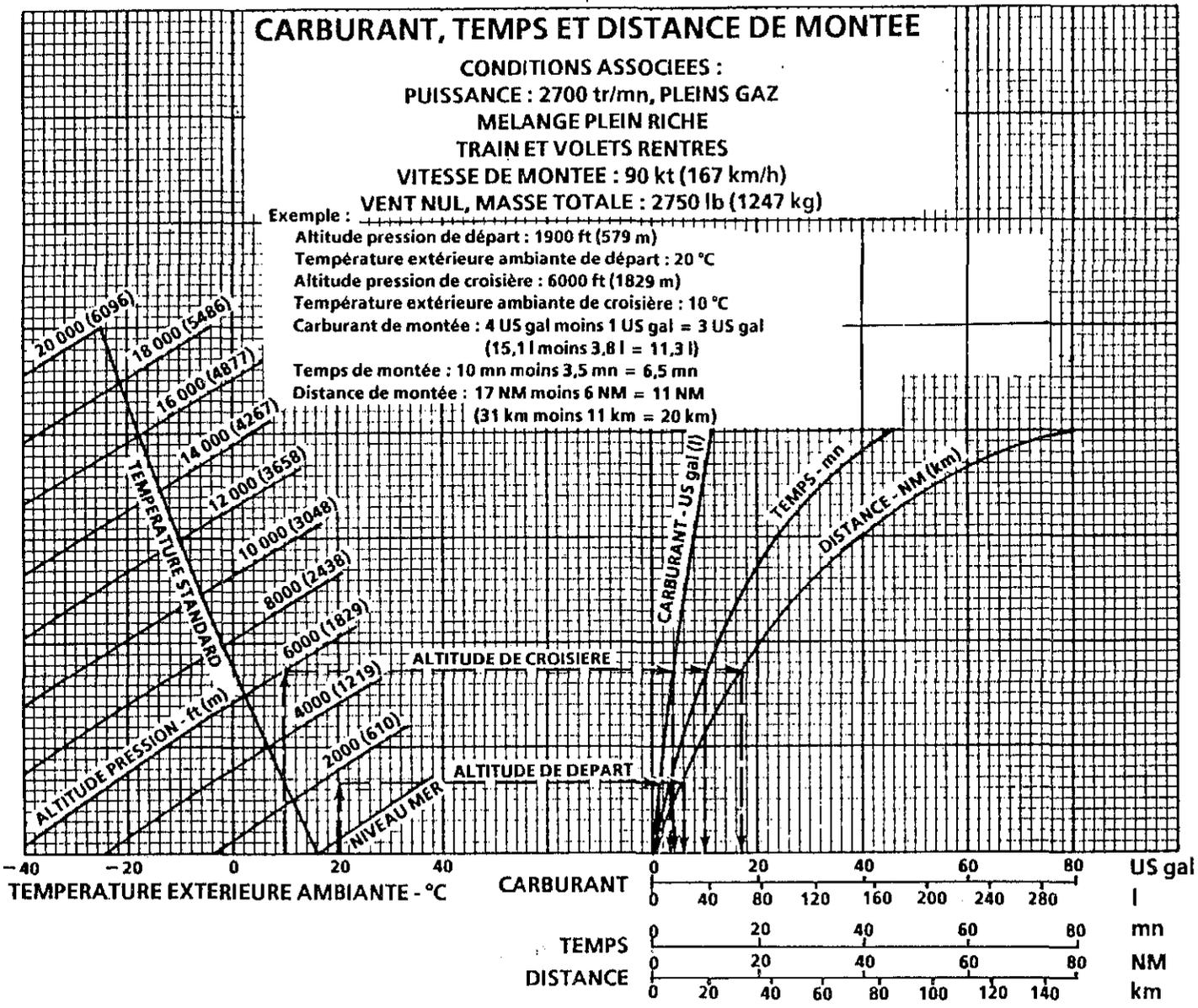
PERFORMANCES DE MONTEE TRAIN SORTI

Figure 5-19

CARBURANT, TEMPS ET DISTANCE DE MONTEE

CONDITIONS ASSOCIEES :
 PUISSANCE : 2700 tr/mn, PLEINS GAZ
 MELANGE PLEIN RICHE
 TRAIN ET VOILETS RENTRES
 VITESSE DE MONTEE : 90 kt (167 km/h)
 VENT NUL, MASSE TOTALE : 2750 lb (1247 kg)

Exemple :
 Altitude pression de départ : 1900 ft (579 m)
 Température extérieure ambiante de départ : 20 °C
 Altitude pression de croisière : 6000 ft (1829 m)
 Température extérieure ambiante de croisière : 10 °C
 Carburant de montée : 4 US gal moins 1 US gal = 3 US gal
 (15,1 moins 3,8 l = 11,3 l)
 Temps de montée : 10 mn moins 3,5 mn = 6,5 mn
 Distance de montée : 17 NM moins 6 NM = 11 NM
 (31 km moins 11 km = 20 km)



CARBURANT, TEMPS ET DISTANCE DE MONTEE

Figure 5-21

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

Tableau d'affichage de puissance - Moteur de 200 hp (203 ch) Lycoming modèle de série IO-360-C
installé sur le PA-28R-201, Arrow

Altitude pression		Température standard		110 hp (112 ch) - 55 % de la puissance nominale Régime et P.A.		130 hp (132 ch) - 65 % de la puissance nominale Régime et P.A.		150 hp (152 ch) - 75 % de la puissance nominale Régime et P.A.	Altitude pression	
ft	m	°F	°C	2100	2400	2100	2400	2400	ft	m
Niveau mer		59	15	22,9	20,4	25,9	22,9	25,5	Niveau mer	
1000	305	55	13	22,7	20,2	25,6	22,7	25,2	1000	305
2000	610	52	11	22,4	20,2	25,4	22,5	25,0	2000	610
3000	914	48	9	22,2	19,8	25,1	22,2	24,7	3000	914
4000	1219	45	7	21,9	19,5	24,8	22,0	24,4	4000	1219
5000	1524	41	5	21,7	19,3	PG	21,7	PG	5000	1524
6000	1829	38	3	21,4	19,1	-	21,5	-	6000	1829
7000	2134	34	1	21,2	18,9	-	21,3	-	7000	2134
8000	2438	31	- 1	21,0	18,7	-	21,0		8000	2438
9000	2743	27	- 3	PG	18,5	-	PG		9000	2743
10 000	3048	23	- 5	-	18,3				10 000	3048
11 000	3353	19	- 7	-	18,1				11 000	3353
12 000	3658	16	- 9	-	17,8				12 000	3658
13 000	3962	12	- 11	-	17,6				13 000	3962
14 000	4267	9	- 13	-	PG				14 000	4267

Pour maintenir la puissance constante, corriger la pression d'admission d'environ 0,16 in Hg par fraction de 10 °F (5,5 °C) de différence de la température d'air d'admission par rapport à la température standard correspondant à l'altitude. Cette correction est à ajouter dans le cas de températures supérieures à la température standard, à soustraire dans le cas de températures inférieures.

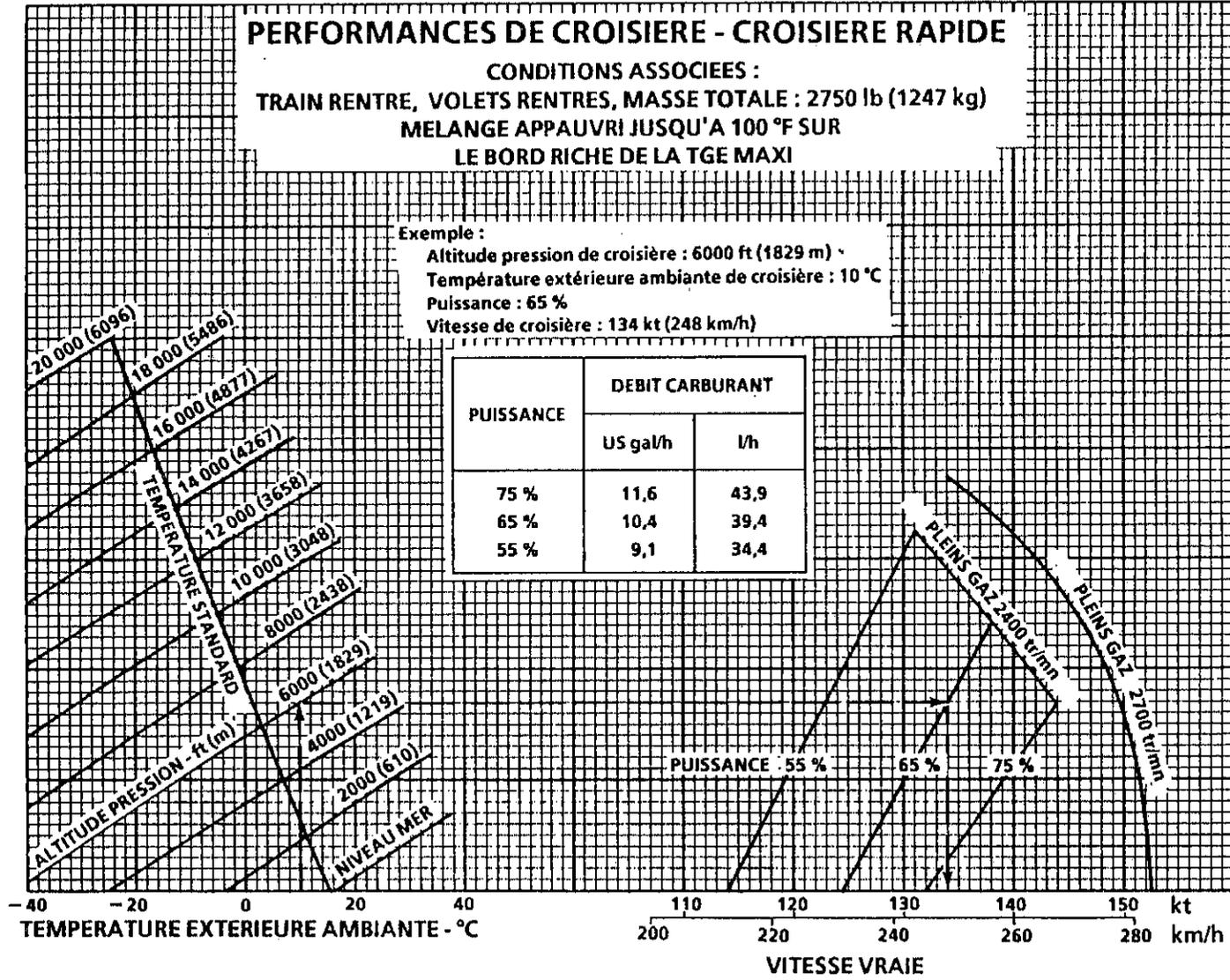
Il est possible que les valeurs de pression d'admission à pleins gaz ne puissent être obtenues lorsque les conditions atmosphériques diffèrent des conditions standard.

Nota : P.A. exprimée en in Hg.

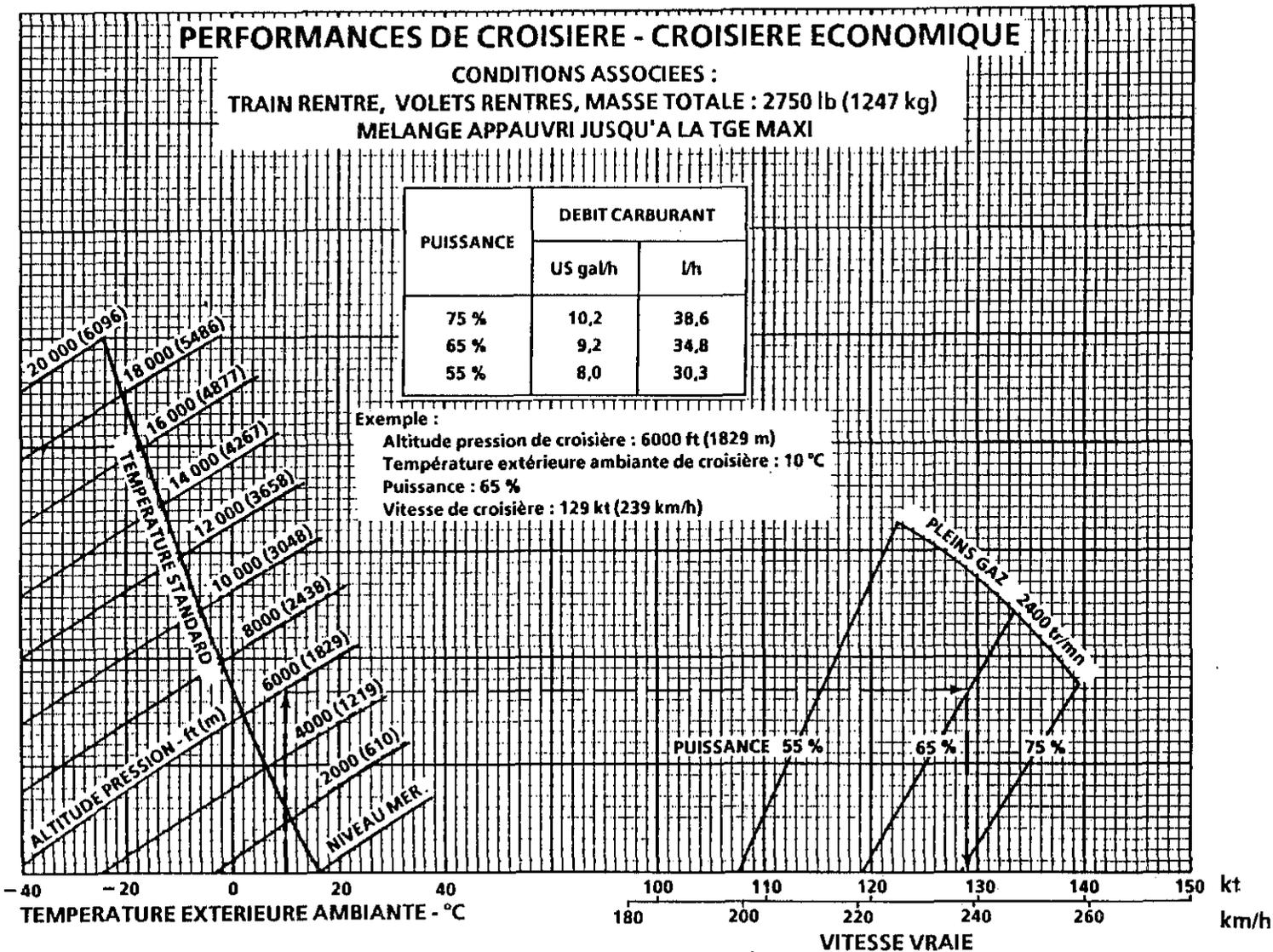
TABLEAU D'AFFICHAGE DE PUISSANCE

Figure 5-23

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

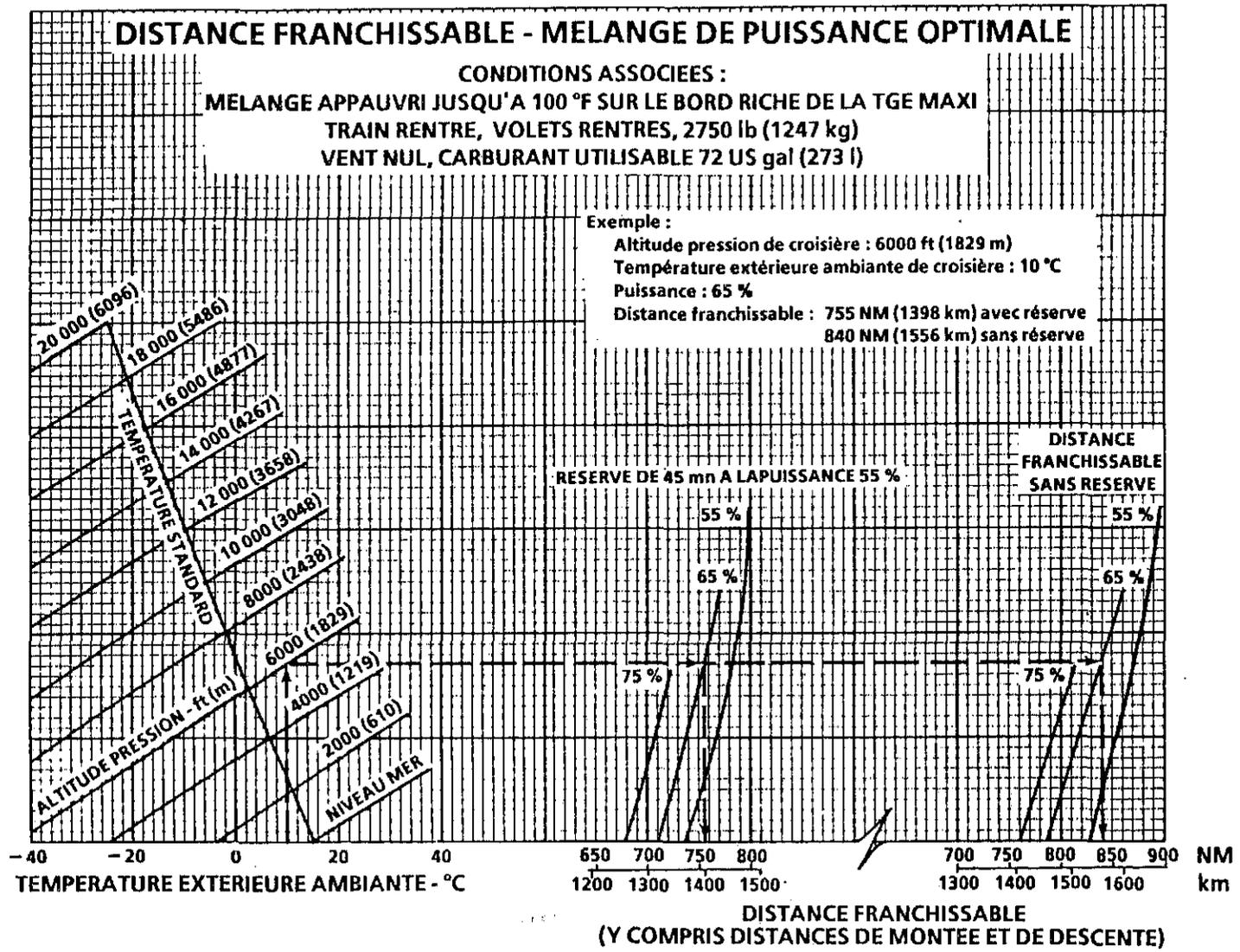


PERFORMANCES DE CROISIERE - CROISIERE RAPIDE
 Figure 5-25



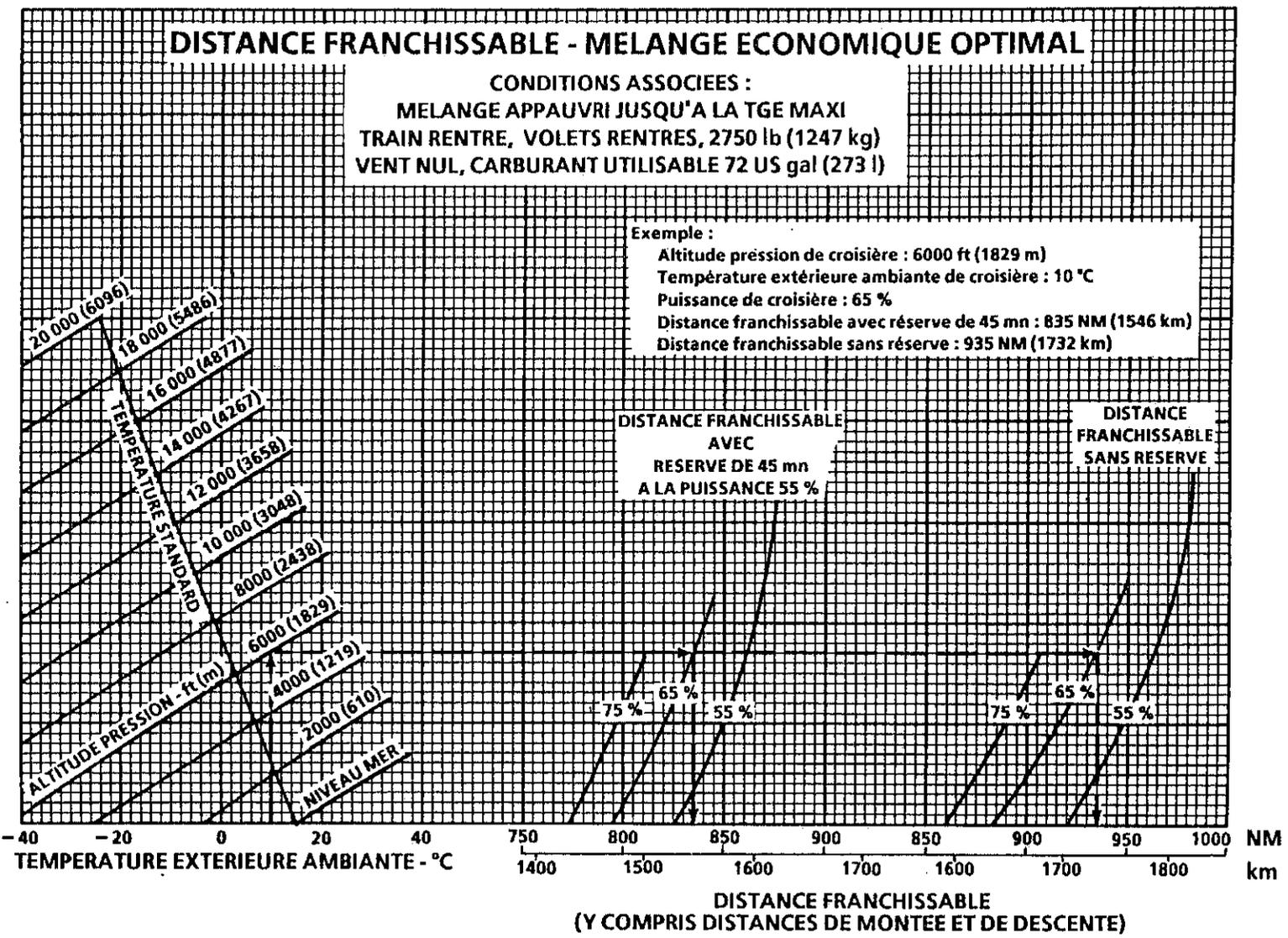
PERFORMANCES DE CROISIERE - CROISIERE ECONOMIQUE

Figure 5-27



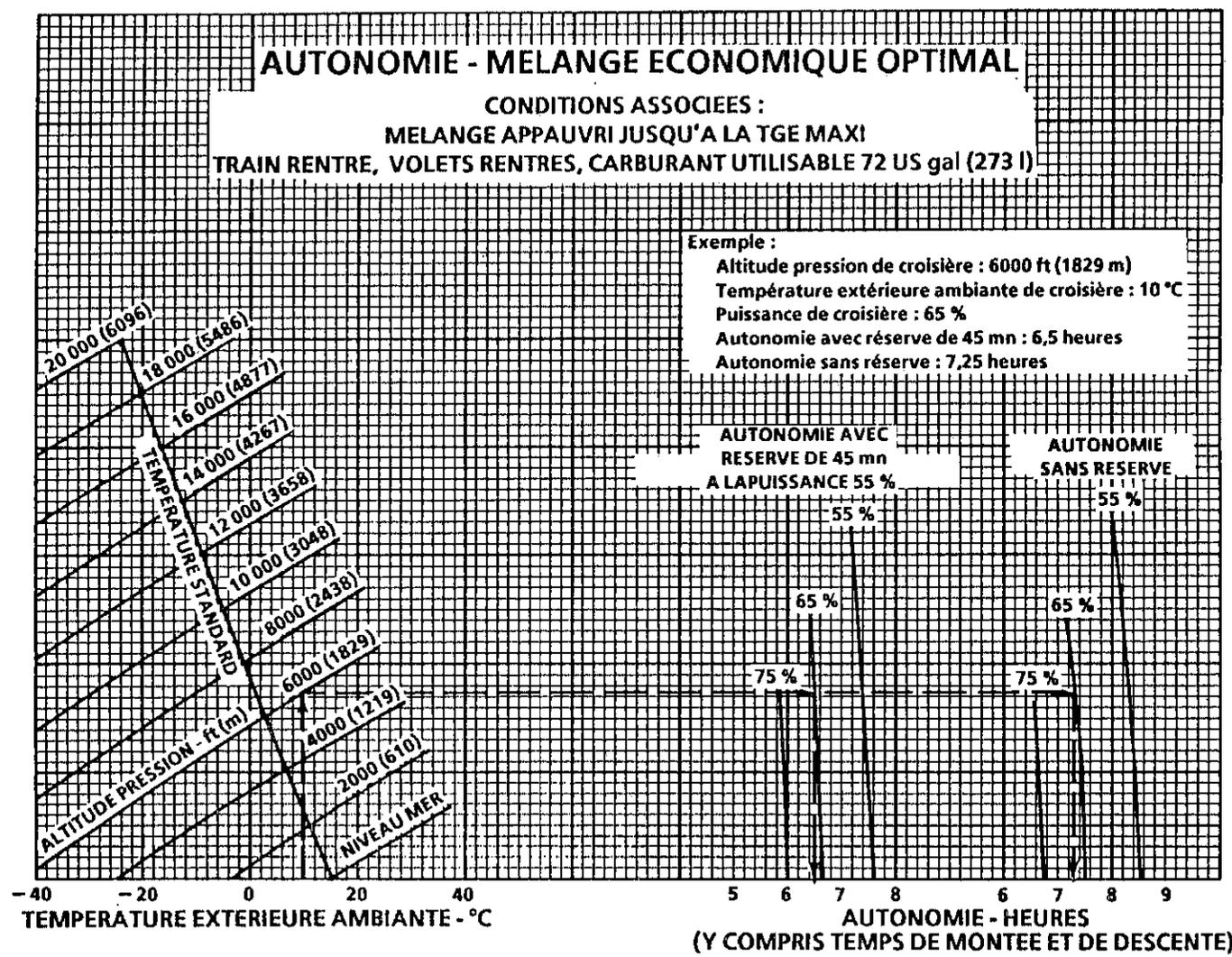
DISTANCE FRANCHISSABLE - MELANGE DE PUISSANCE OPTIMALE

Figure 5-29



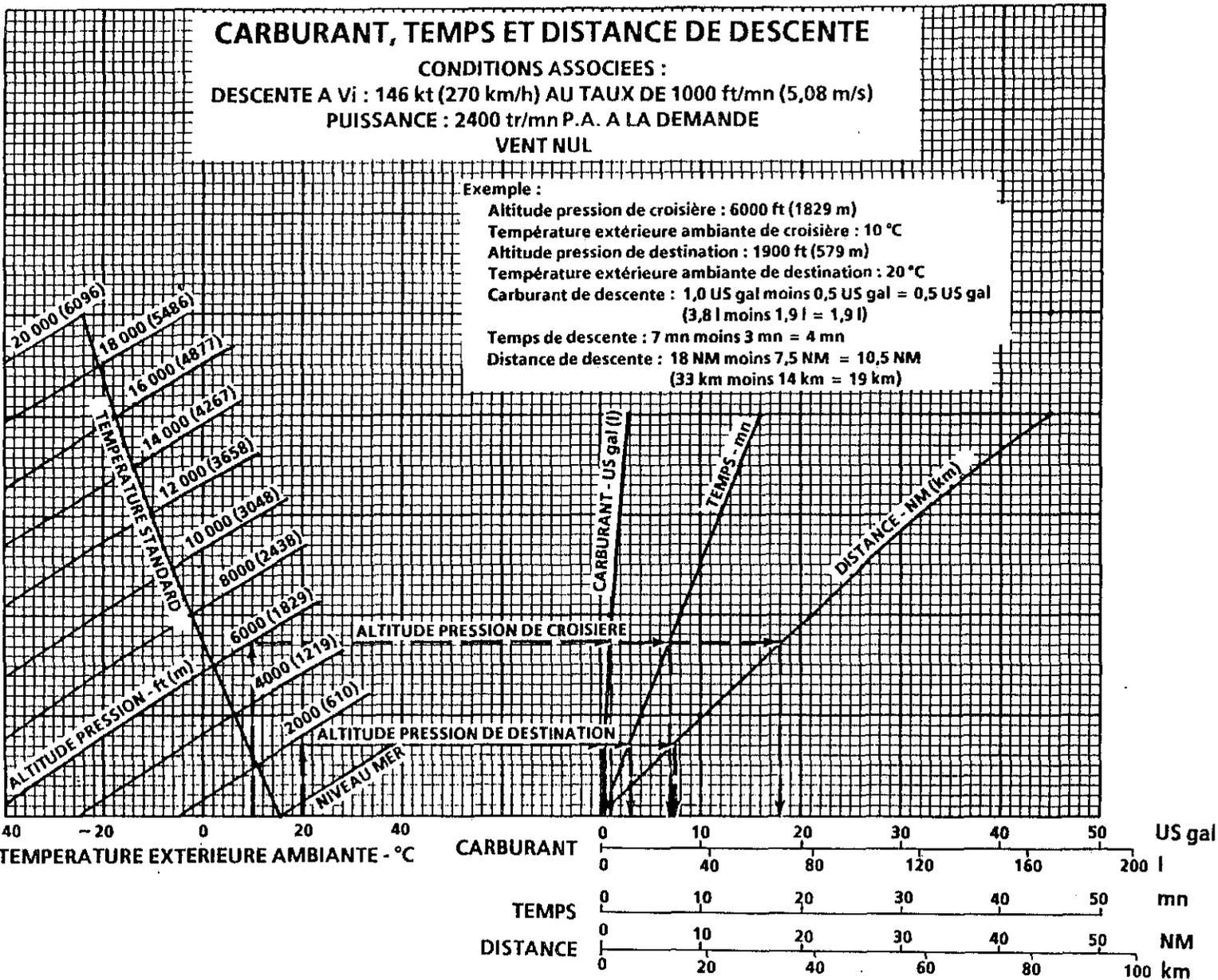
DISTANCE FRANCHISSABLE - MELANGE ECONOMIQUE OPTIMAL

Figure 5-31



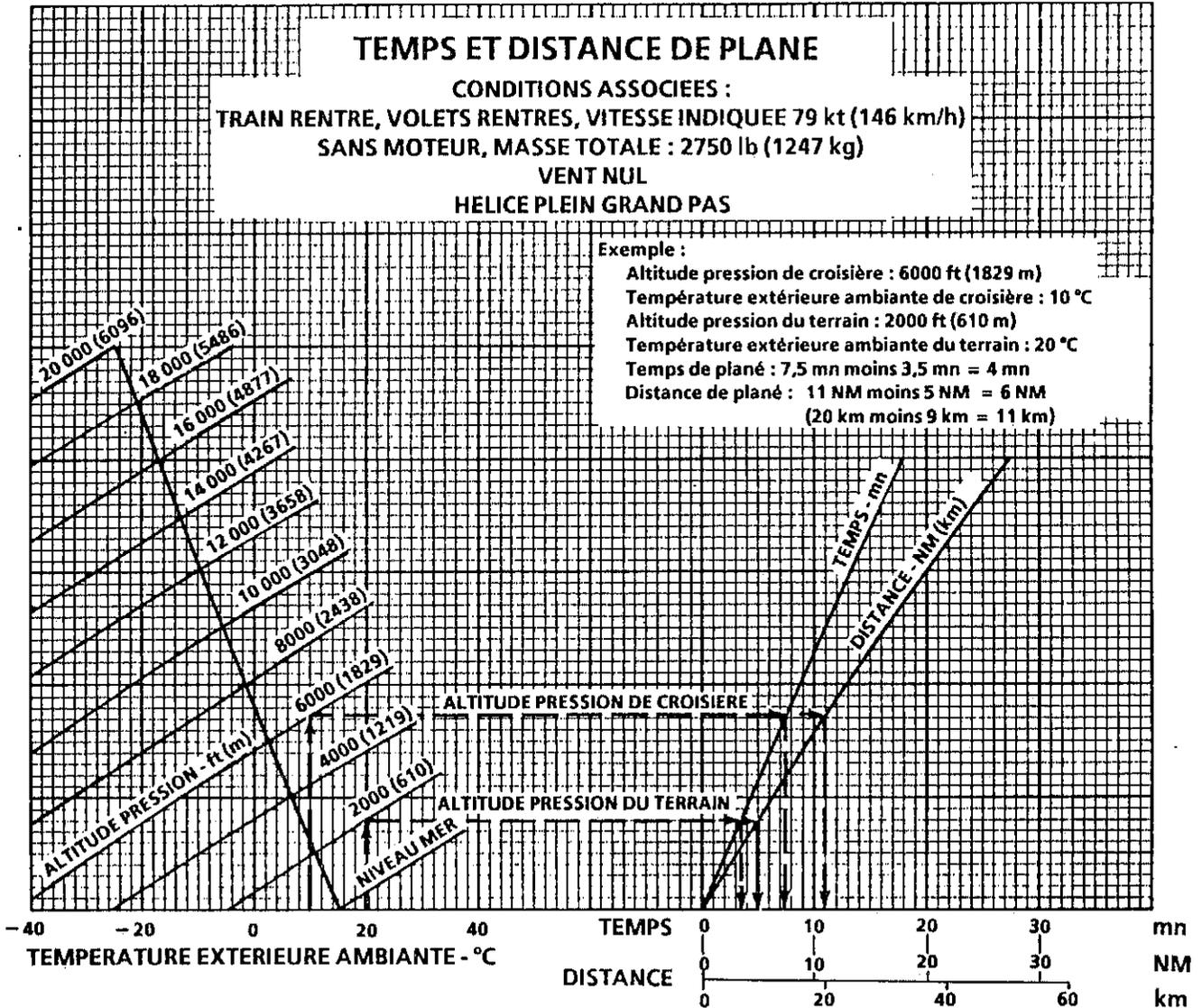
AUTONOMIE

Figure 5-33



CARBURANT, TEMPS ET DISTANCE DE DESCENTE

Figure 5-35



TEMPS ET DISTANCE DE PLANE
 Figure 5-37

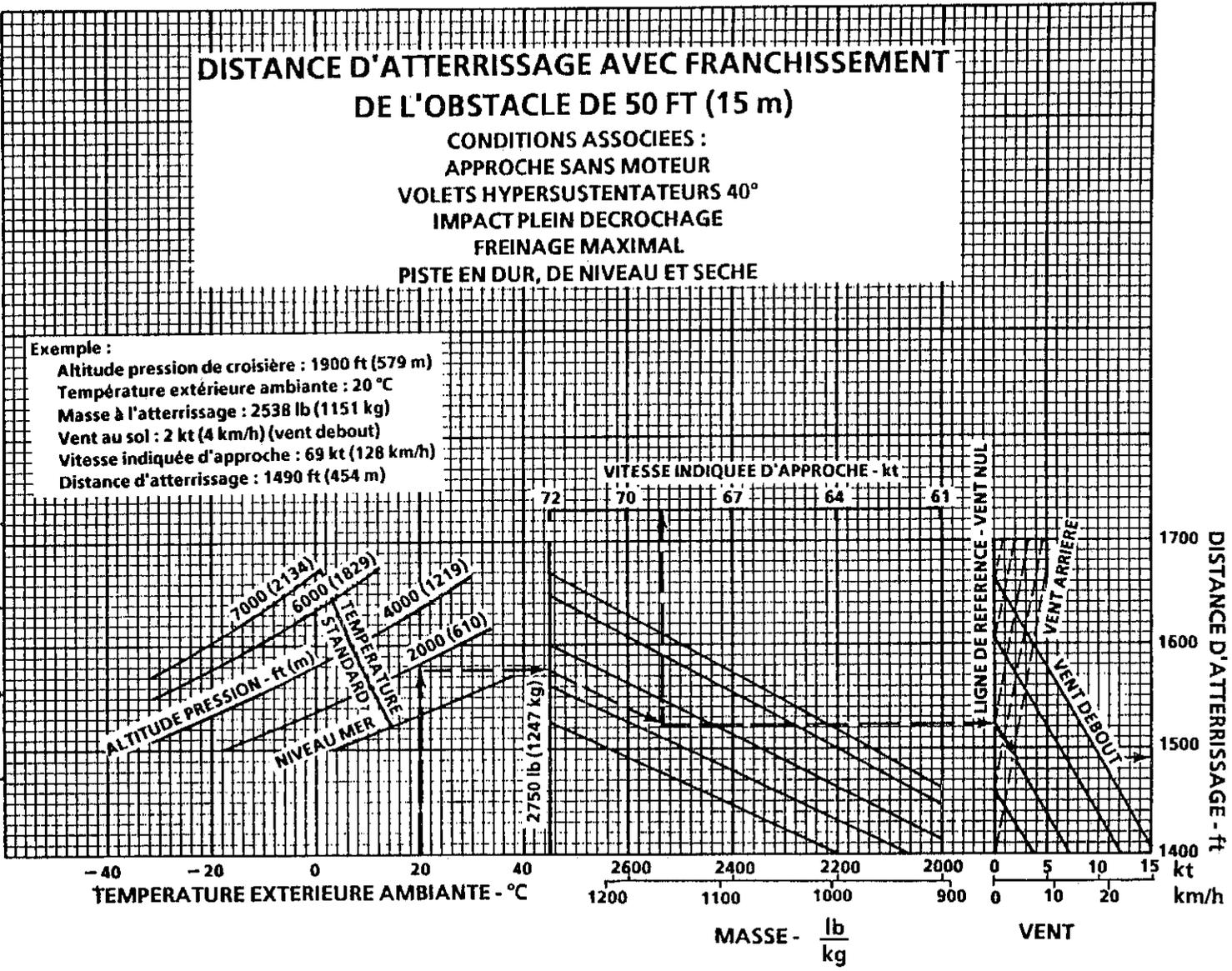
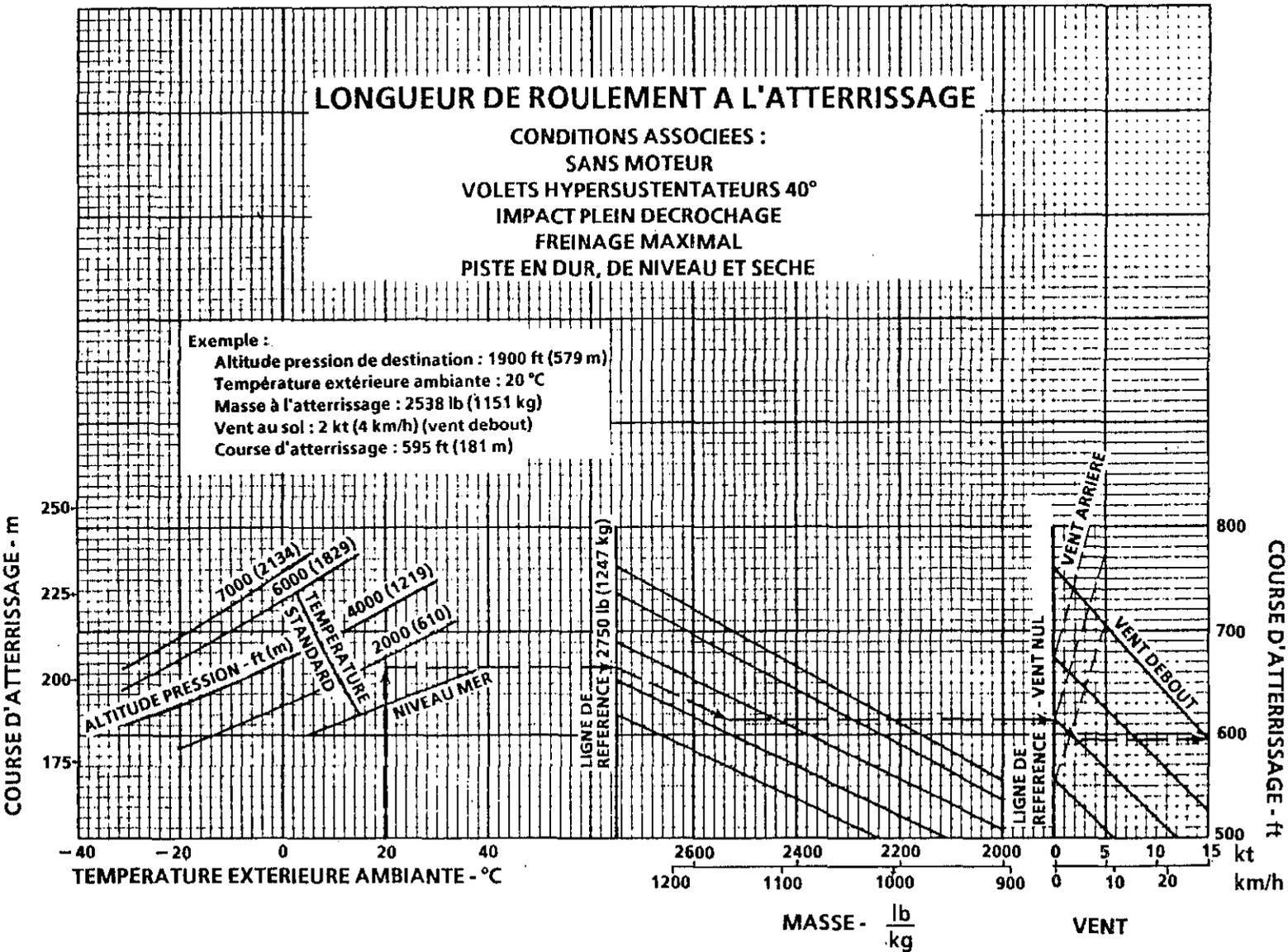


Figure 5-39

DISTANCE D'ATERRISSAGE AVEC FRANCHISSEMENT DE L'OBSTACLE DE 50 FT (15 m)



LONGUEUR DE ROULEMENT A L'ATTERRISSAGE
 Figure 5-41

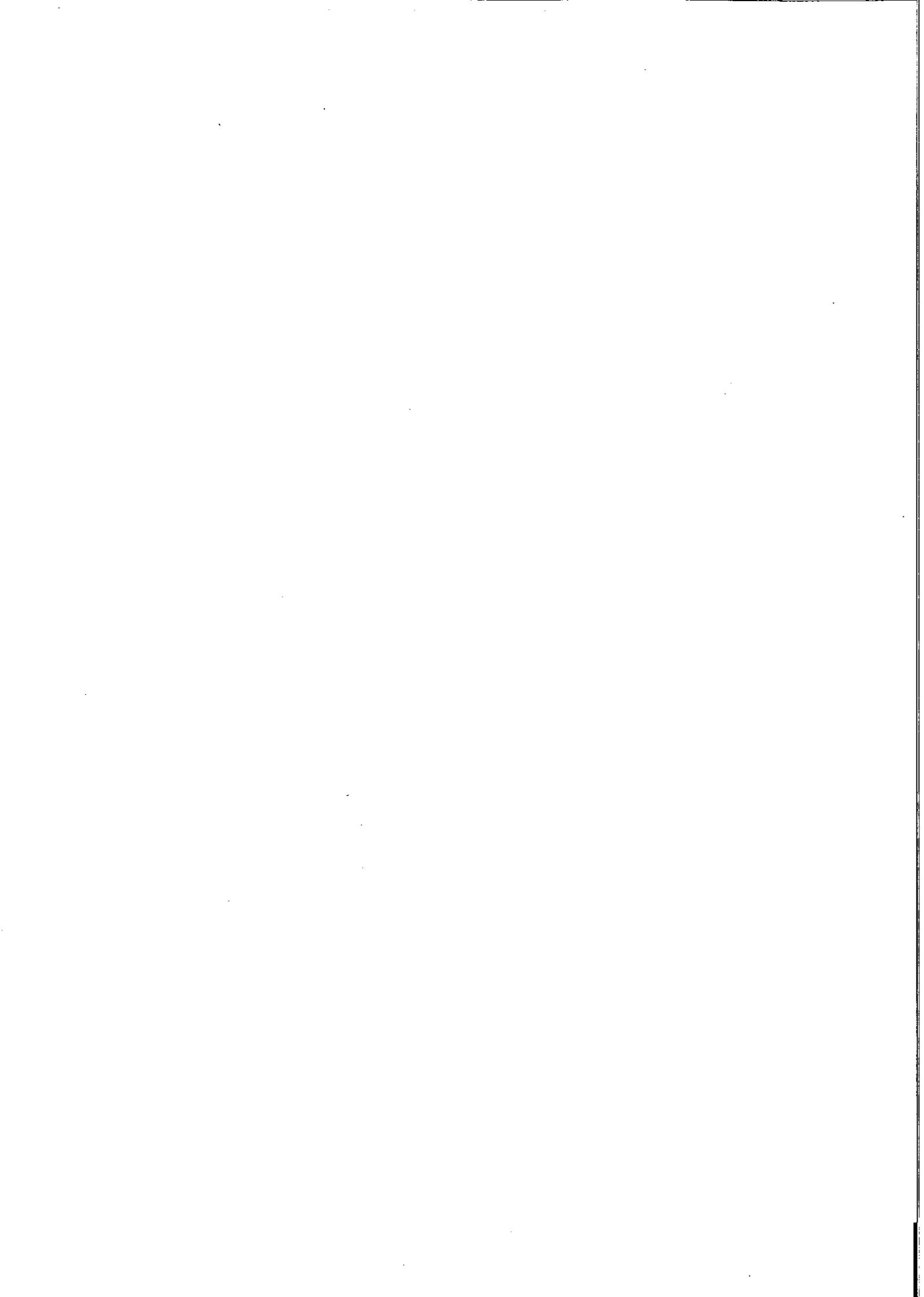
PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

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	6-5
6.7 Détermination de la masse et du centrage pour le vol	6-9
Liste des équipements (Etat 240-0029)	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 très grande 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.

6.1 GENERALITES (Suite)

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 (5,0 US gal - 19 l au total, 2,5 US gal - 9,5 l dans chaque aile).

6.3 METHODES DE PESEE DE L'AVION (Suite)

ATTENTION

Après toute vidange totale du circuit carburant suivie du plein des réservoirs, 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 être rangée à sa place et les portes d'accès et de soute 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 d'extension 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.
- c) Pesée : masse à vide de base de l'avion
- 1) 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.

6.3 METHODES DE PESEE DE L'AVION (Suite)

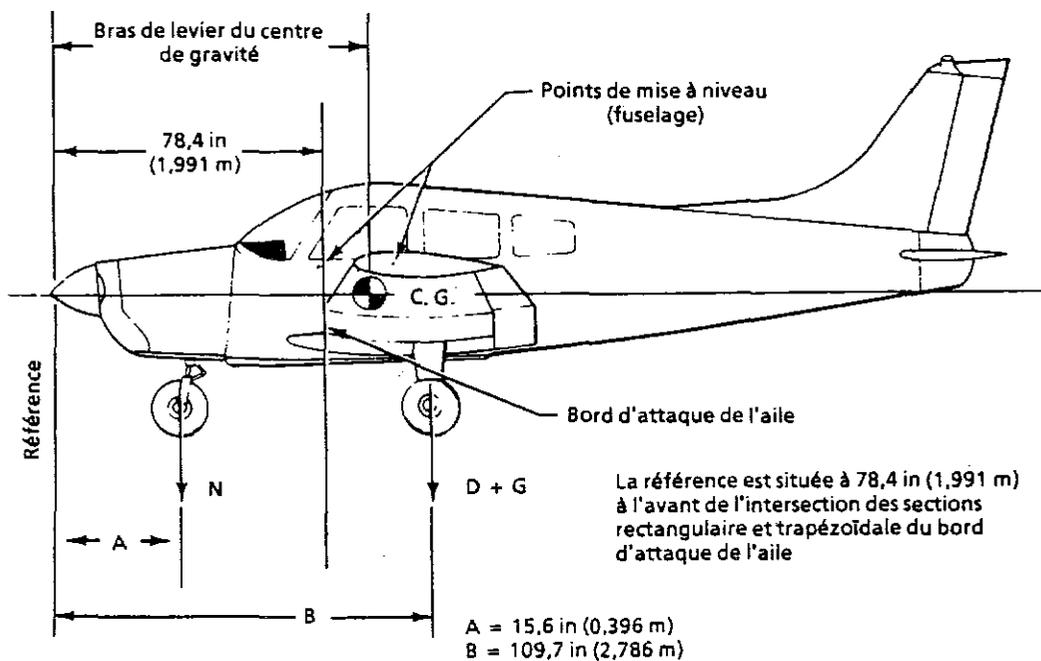
Emplacement de bascule et symbole	Indication de la bascule		Tare		Masse nette	
	lb	kg	lb	kg	lb	kg
Roue avant (N)						
Roue principale droite (D)						
Roue principale gauche (G)						
Masse à vide de base (résultant des pesées) (M)						

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-28R-201 lorsqu'il est à niveau. Se reporter au paragraphe 6.3 b) «Mise à niveau».



SCHEMA DE MISE A NIVEAU

Figure 6-3

6.3 METHODES DE PESEE DE L'AVION (Suite)

- 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 utilisable) peut être déterminé à l'aide de la formule suivante :

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

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 s'appliquent à l'avion à sa sortie d'usine. Ces chiffres ne s'appliquent qu'à l'avion portant le numéro de série et le numéro d'immatriculation indiqués.

La masse à vide de base de l'avion à sa sortie d'usine 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».

6.5 DONNEES ET DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE (Suite)

AVION ARROW PA-28R-201

N° de série de l'avion 2837060

N° d'immatriculation F - G I D D

Date 9 SEPTEMBRE 1992

Page 6-7, 6-8

MASSE A VIDE DE BASE DE L'AVION

Eléments	Masse		Bras de levier du C.G. (en arrière de la référence)		Moment	
	lb	kg	in	m	in.lb	m.kg
Masse à vide standard* réelle 2750 lb	1645,5	746,4	83,8	2,128	137845	1588,339
Equipements optionnels	155,0	70,3	98,6	2,504	15289	176,031
Masse à vide de base	1800,5	816,7	85,1	2,160	153134	1764,370

*La masse à vide standard comprend le plein complet d'huile et 5,0 US gal (19 l) de carburant inutilisable.

CHARGE UTILE DE L'AVION - UTILISATION CATEGORIE NORMALE

Masse totale	-	Masse à vide de base	=	Charge utile
2750 lb	-	1800,5 lb	=	949,5 lb
(1247 kg)	-	816,7 kg	=	430,300 kg

LA MASSE A VIDE DE BASE, L'EMPLACEMENT DU CENTRE DE GRAVITE ET LA CHARGE UTILE CI-DESSUS S'APPLIQUENT A L'AVION A SA SORTIE D'USINE. SE REPORTER AU DOSSIER AVION APPROPRIE LORSQUE DES MODIFICATIONS ONT ETE EFFECTUEES.

FICHE DE DONNEES DE MASSE ET DE CENTRAGE

Figure 6-5

6.5 DONNEES ET DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE (Suite)

PA-28R-201		Serial Number 2837060		Registration Number F-GIDD			Page Number 1	
Date	Item No.	Description of Article or Modification	Added (+) Removed (-)	Weight Change			Running Basic Empty Weight	
				Wt. (Lb.)	Arm (In.)	Moment /100	Wt. (Lb.)	Moment /100
SEP. 9 1992		As licensed					1800.5	153134
SEP. 18 1992	75	ALTIMETER	+	1.1	60.9	67	1801.6	153201
		CARWIN GPS100-32AVD	+	2.6	58.1	151	1804.2	153352
		Antenna and cable	+	.7	99.0	69	1804.9	153421
SEP. 18 1992	291	Emergency locator JOLLIET JE2	+	2.2	254.0	559	1807.1	153980

DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE
 Figure 6-7

6.5 DONNEES ET DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE (Suite)

PA-28R-201	Serial Number	Description of Article or Modification	Added (+) Removed (-)	Registration Number			Page Number	
				Wt. (Lb.)	Arm (In.)	Moment /100	Running Basic Empty Weight	Wt. (Lb.)

DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE (Suite)

Figure 6-7 (Suite)

6.5 DONNEES ET DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE (Suite)

PA-28R-201		N° de série 2837060		N° d'immatriculation F-GIDD			N° de page 1	
Date	Repère	Désignation des équipements ou des modifications	Ajoutée (+) Retranchée (-)	Modifications de masse			Masse à vide de base actuelle	
				Masse (kg)	Bras de levier (m)	Mom./100 (m.kg)	Masse (kg)	Mom./100 (m.kg)
9 SEP. 1992		A la sortie d'usine					816,700	1764,370
18 SEP 1992	75	ALTIMETRE	+	0,5	1,547	0,773	817,200	1765,110
		GARWIN GPS100-32AVD	+	1,180	1,476	1,741	818,380	1766,851
		Antenne et Cable	+	0,320	2,515	0,804	818,700	1767,655
18 SEP 1992	291	Balise detresse JOLLIET JE2	+	1,000	6,451	6,451	819,700	1774,106

DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE

Figure 6-7a

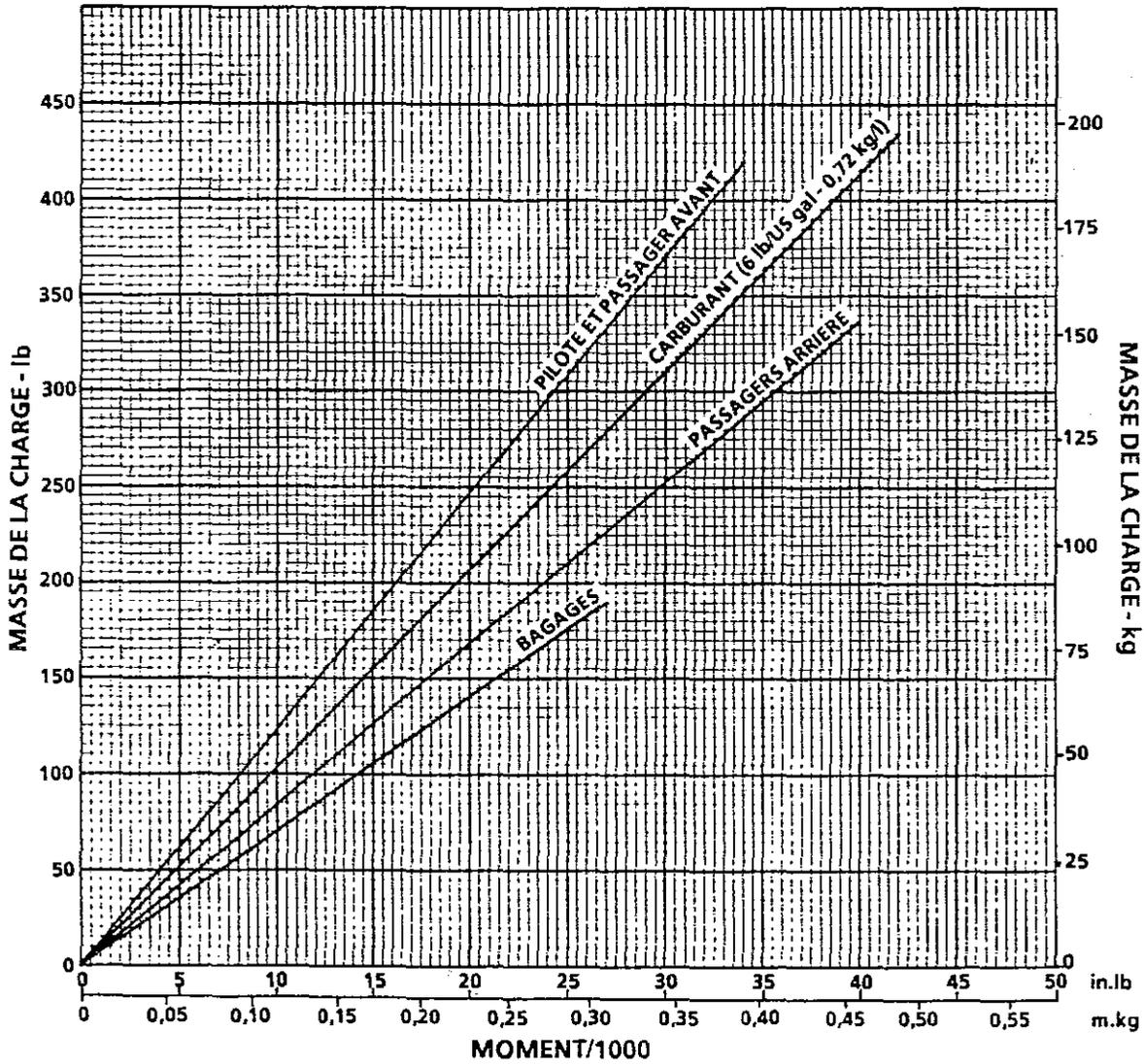
6.5 DONNEES ET DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE (Suite)

PA-28R-201	N° de série	N° d'immatriculation			N° de page					
		Date	Répère	Date	Masse (kg)	Mom./100 (m.kg)				
Designation des équipements ou des modifications	Ajoutée (+) Retranchée (-)						Masse (kg)	Bras de levier (m)	Mom./100 (m.kg)	Masse à vide de base actuelle

DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE (Suite)

Figure 6-7a (Suite)

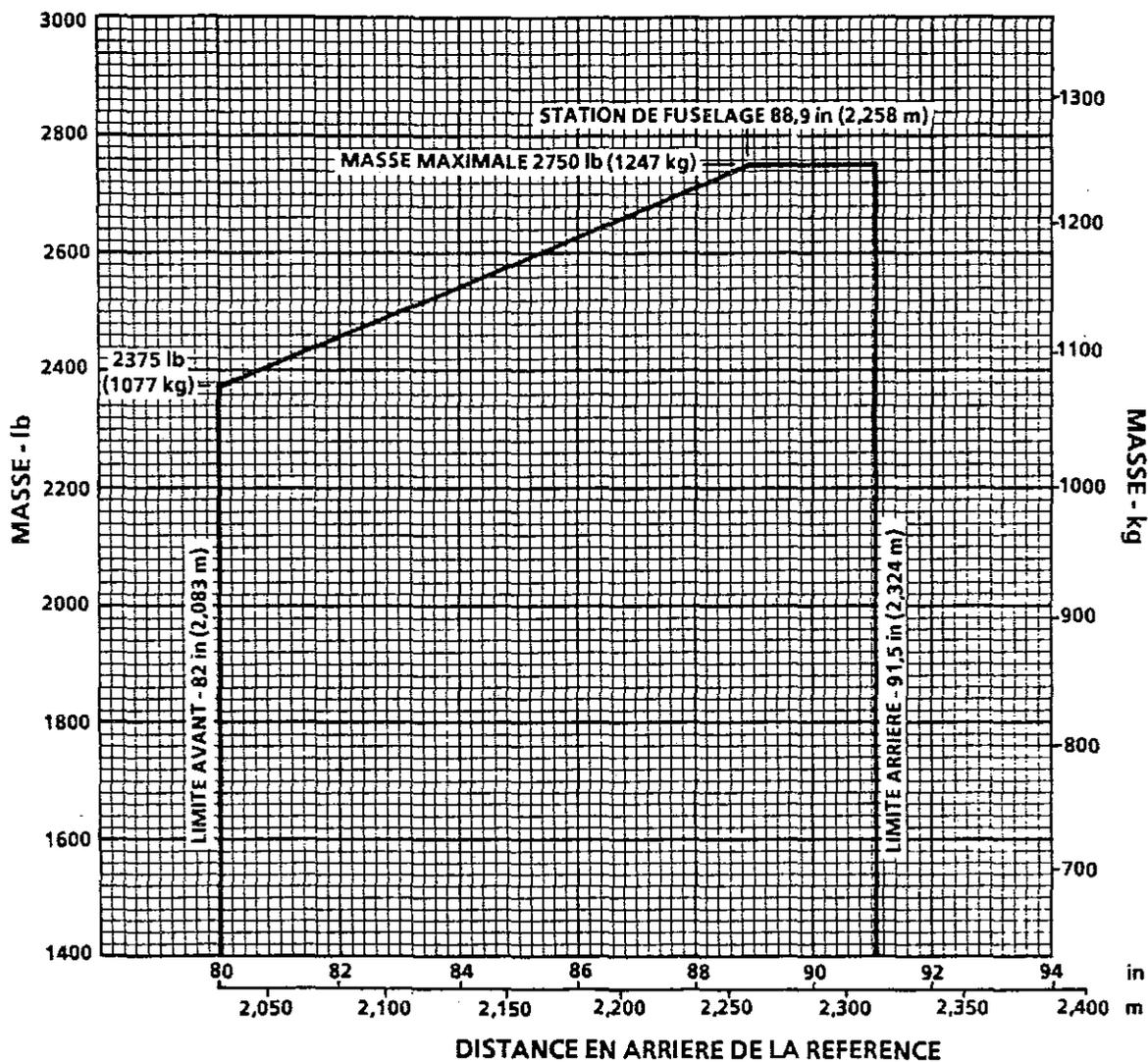
6.7 DETERMINATION DE LA MASSE ET DU CENTRAGE POUR LE VOL (Suite)



GRAPHIQUE DE CHARGEMENT

Figure 6-13

6.7 DETERMINATION DE LA MASSE ET DU CENTRAGE POUR LE VOL (Suite)



Moment dû à la rentrée du train d'atterrissage = + 819 in.lb (9,4 m.kg)

MASSE ET LIMITES DE CENTRAGE

Figure 6-15

6.7 DETERMINATION DE LA MASSE ET DU CENTRAGE POUR LE VOL

- a) Ajouter la masse de tous les éléments à charger à la masse à vide de base.
- b) Utiliser le «Graphique de chargement» (Figure 6-13) pour déterminer le moment de tous les éléments à embarquer dans l'avion.
- c) Ajouter le moment de tous les éléments à charger au moment de la masse à vide de base.
- d) Diviser le moment total par la masse totale afin de déterminer l'emplacement du centre de gravité.
- e) 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	1890	857,3	84,8	2,154	160 272	1846,5
Pilote et passager avant	340,0	154,2	80,5	2,045	27 370	315,3
Passagers (sièges arrière)	170,0	77,1	118,1	3,000	20 077	231,2
Carburant (72 US gal - 273 l maximum)	294	133,4	95,0	2,413	27 930	321,8
Bagages (200 lb - 91 kg maximum)	64	29,0	142,8	3,627	9139	105,3
Masse sur l'aire de trafic (2758 lb - 1251 kg maximum)	2758	1251	88,76	2,255	244 788	2820,2
Consommation de carburant pour la mise en route, le roulage et le point fixe	- 8	- 4,0	95,0	2,413	- 760	- 8,8
Moment dû à la rentrée du train d'atterrissage					819	9,4
Masse au décollage (2750 lb - 1247 kg maximum)	2750	1247	89,04	2,262	244 847	2820,9

Le centre de gravité dans cet exemple de problème de chargement est à 89,04 in (2,262 m) en arrière de la référence. Placer ce point (89,04 in - 2,262 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.

EXEMPLE DE PROBLEME DE CHARGEMENT (CATEGORIE NORMALE)

Figure 6-9

6.7 DETERMINATION DE LA MASSE ET DU CENTRAGE POUR LE VOL (Suite)

	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 (72 US gal - 273 l maximum)			95,0	2,413		
Bagages (200 lb - 91 kg maximum)			142,8	3,627		
Masse sur l'aire de trafic (2758 lb - 1251 kg maximum)						
Consommation de carburant pour la mise en route, le roulage et le point fixe	-8	-4,0	95,0	2,413	-760	-8,8
Moment dû à la rentrée du train d'atterrissage					819	9,4
Masse au décollage (2750 lb - 1247 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 ces renseignements.

FICHE DE CHARGEMENT - MASSE ET CENTRAGE

Figure 6-11

EQUIPMENT LIST

The following is a list of equipment which may be installed in the airplane. Items marked with an X were installed on the airplane described below when licensed by the manufacturer. Piper Aircraft Corporation will not revise this equipment list once the aircraft is licensed. It is the owner's responsibility to retain this equipment list and to amend it to reflect changes in equipment installed in this airplane.

Unless otherwise indicated, the installation certification basis for the equipment included in this list is the aircraft's approved type design.

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

PA-28R-201, ARROW

SERIAL NO. 2837060 REGISTRATION NO. F-GIDD DATE 9/3/92

(a) Propeller and Propeller Accessories

Item No.	Item	Mark if Instl.	Weight (Pounds)	Arm (In.) Aft Datum	Moment (Lb-In.)
1	Propeller				
	a. McCauley B2D34C213/90DHA-16 Cert. Basis - TC P7EA	<u>X</u>	49.0	-1.9	-93
	b. Hartzell HC-C2YK-1()F/F7666A-2R Cert. Basis - TC P920	<u> </u>	55.0	-1.9	-105
3	Spinner Installation Piper Dwg. 35828-2 (McCauley Prop) or Piper Dwg. 99374 (Hartzell Prop)				
	a. Spinner Dome and Forward Bulkhead (McCauley Prop)	<u>X</u>	2.8	-6.0	-17
	b. Spinner Dome and Forward Bulkhead (Hartzell Prop)	<u>X</u>	3.1	-5.6	-17
	c. Aft Bulkhead	<u>X</u>	1.9	3.4	6
5	Propeller Governor Hartzell Model (F-2-7()) Piper Dwg. 66634-4 Cert. Basis - TC P7EA	<u>X</u>			

(b) Engine and Engine Accessories

9	Engine - Lycoming Model IO-360-C1C6 Cert. Basis - TC 1E10	<u>X</u>	329.0	15.2	5001
11	Engine Driven Fuel Pump Lycoming P/N 75247 or LW-15473 Cert. Basis - TC 1E10	<u>X</u>	*		
13	Electric Fuel Pump (Weldon P/N 8120-G)	<u>X</u>	2.2	42.3	93
15	Fuel Valve Piper Dwg. 66945-0 (System Components Corp. P/N SP 2378-B3)	<u>X</u>	0.6	61.9	37

*Included in basic engine dry weight.

ISSUED: SEPTEMBER 15, 1988

PA-28R-201, ARROW
EQUIPMENT LIST
SN 2837001 and UP

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

(b) Engine and Engine Accessories (cont)

Item No.	Item	Mark if Instl.	Weight (Pounds)	Arm (In.) Aft Datum	Moment (Lb.-In.)
17	Oil Coolers Piper Dwg. 67848-0 (N.O.M. 20017A)	X	4.1	42.0	173
19	Air Filter	X	0.9	20.0	19
21	Alternator	X	*		
23	Starter (Prestolite P/N MZ4218 Cert. Basis - TC 1E10)	X	*		
25	Oil Filter Lycoming P/N LW-13215 (Champion P/N CH-48110) or Lycoming P/N 15624) Cert. Basis - TC 1E10	X	*		
27	Vacuum Pump a. Piper Dwg. 79399-0 (Airborne P/N 211CC)	X	1.8	40.0	72
	b. Piper Dwg. 36535-2 (Edo-Aire P/N IU128A)		2.2	40.0	88

(c) Landing Gear and Brakes

35	Two Main Wheel Assemblies a. Cleveland Aircraft Products Wheel Assy. No. 40-86 Brake Assy. No. 30-55 Cert. Basis - TSO C26a	X X	5.4 3.6	109.7 109.7	592 395
	b. 6.00-6 Type III 6 Ply Rating Tires with Reg. Tubes Cert. Basis - TSO C62	X	17.2	109.7	1887
37	Nose Wheel Assembly a. Cleveland Aircraft Products Wheel Assy. No. 40-77 Cert. Basis - TSO C26a	X	2.6	15.6	41
	b. McCauley Industrial Corp. Wheel Assy. No. D-30500 Cert. Basis - TSO C26b		3.6	15.6	56
	c. 5.00-5 Type III 4 Ply Rating Tire with Reg. Tube Cert. Basis - TSO C62	X	5.8	15.6	90
39	Handbrake Master Cylinder Cleveland Aircraft Products No. 10-22	X	0.6	60.9	37
41	Toe Brake Cylinders Cleveland Aircraft Products No. 10-27	X	0.7	53.0	37

*Included in basic engine dry weight.

(c) Landing Gear and Brakes (cont)

Item No.	Item	Mark if Instl.	Weight (Pounds)	Arm (In.) Aft Datum	Moment (Lb-In.)
43	Landing Gear Hydraulic Pump Piper Dwg. 38992-4 (Oildyne P/N 635646)	<u>X</u>	9.0	159.0	1431
45	Main Gear Hydraulic Cylinders (2) Piper Dwg. 96860-0	<u>X</u>	2.2	108.0	238
47	Nose Gear Hydraulic Cylinder Piper Dwg. 35797-2	<u>X</u>	2.0	41.8	83

(d) Electrical Equipment

55	Voltage Regulator Piper Dwg. 68804-3	<u>X</u>	0.5	53.4	27
52	Battery, 12V, 35 Amp. Hour (Rebat R-35)	<u>X</u>	27.2	168.0	4570
59	Starter Relay Piper Dwg. 99130-2 (RBM Control P/N 111-111)	<u>X</u>	1.0	45.7	46
61	Overvoltage Relay Piper PS50034-1 (Prestolite "Wico Div." P/N FOC-4002B)	<u>X</u>	0.5	51.2	26
63	Stall Warning Device Piper Dwg. 78978-6 or -7 (Safe Flight P/N C55207-4)	<u>X</u>	0.2	80.2	16
65	Stall Warning Horn Piper Dwg. 78978-6 or -7 Safe Flight P.N 35214)	<u>X</u>	0.2	58.8	12
67	Navigation Lights (Wing) (2) Grimes Model A 1285 (Red and Green) Cert. Basis - TC 2A13	<u> </u>	0.4	106.6	43

(e) Instruments

75	Altimeter Piper PS50008-2 (United Instruments UI5934-P or UI5934P-1) Cert. Basis - TSO C10b Truspeed	<u>REFLECTIVE</u>	1.1	60.9	67
77	XXX Indicator Piper PS50049-32S (United Instruments 8025-B.322) Cert. Basis - TSO C2b	<u>X</u>	0.6	61.8	37

PA-28R-201, ARROW
EQUIPMENT LIST
SN 2837001 and UP

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

(e) Instruments (cont)

Item No.	Item	Mark if Instl.	Weight (Pounds)	Arm (In.) Aft Datum	Moment (Lb-In.)
79	Manifold Pressure and Fuel Flow Indicator Piper PS50031-6 (United Instruments 6092-H.55 or 6331-H.55) Cert. Basis - TSO C45 & C47	X	1.2	60.8	73
81	Compass Piper Dwg. 67462-6 (Airpath P/N C-2200-L4-B) Cert. Basis - TSO C7c	X	0.9	59.9	54
83	Tachometer Piper Dwg. 87379-3 (Casselberry 3310-00068)	X	0.9	61.2	55
(f) Miscellaneous					
95	Left Front Seat Piper Dwg. 89023-2		15.5	84.0	1302
97	Right Front Seat Piper Dwg. 89023-3		15.5	84.0	1302
99	Left Rear Seat Piper Dwg. 89027-2	X	14.5	123.0	1784
101	Right Rear Seat Piper Dwg. 89027-3	X	14.5	123.0	1784
103	Front Seat Belts (2) Piper PS50039-4-2A (American Safety Eqpt. Corp. 449968 Black) (Davis Acft. Prod. Inc. FDC-5900-120-5 Black) Cert. Basis - TSO C22f	X	1.8	84.0	151
105	Aft Seat Belts (2) Piper PS50039-4-3A (American Safety Eqpt. Corp. 449968 Black) (Davis Acft. Prod. Inc. FDC-5900-120-2 Black) Cert. Basis - TSO C22f	X	1.6	123.0	197
107	Shoulder Harness - Inertia (Front) (2) Piper PS50039-4-20 (Pacific Scientific 1107447-13 Black)	X	1.4	119.5	167
109	Shoulder Harness (Inertia)(Rear)(2) Piper PS50039-4-19 (Pacific Scientific 1107447-01 Black)	X	1.2	140.3	182
111	Baggage Straps Piper Dwg. 66804-0 and 66805-0	X	1.3	142.8	186
113	Tow Bar Piper Dwg. 67336-0	X	2.2	156.0	343

(g) Engine and Engine Accessories
(Optional Equipment)

Item No.	Item	Mark if Instl.	Weight (Pounds)	Arm (In.) Aft Datum	Moment (Lb-In.)
121	Exhaust Gas Temperature Gauge Installation Piper Dwg. 69190-0, Alcor Indicator P/N 202A-7A or P/N 202B-7A Probe Model A Lead Assembly 90.00	<u>X</u>	0.7	55.4	39

(h) Propeller and Propeller Accessories
(Optional Equipment)
Navigation Lights (2) Red/White & Green/White 2/White Strobes

131 thru 139	Reserved	<u>X</u>	5.8	157.9	916
	Wing Tip Recognition Lights	<u>X</u>	1.0	94.1	94
	Tail Fin Strobe	<u>X</u>	1.5	263.4	395

(i) Landing Gear and Brakes
(Optional Equipment)

141 thru 149	Reserved				
--------------	----------	--	--	--	--

(j) Electrical Equipment
(Optional Equipment)

151	Instrument Panel Lights Instl.	<u>X</u>	0.3	62.8	19
153	Instrument Light (Grimes 15-0083-7)	<u>X</u>	0.1	99.0	10
155	Cabin Light Piper Dwg. 79247	<u>X</u>	0.3	99.0	30
157	Landing Light Piper PS10008-4509 (G.E. Model 4509)	<u>X</u>	0.5	10.0	5
159	Navigation Light (Rear) (2) Grimes Model A2064 (White)	_____	0.4	292.0	117
161	Anticollision Light Cert. Basis - STC SA615EA	_____	5.7	157.9	900
163	Anticollision Lights (Wing Tip) (Whelen) Piper Dwg. 79850-14 & -15 Cert. Basis - STC SA615EA	_____	5.7	157.9	900
165	Heated Pitot Installation Piper Dwg. 35896-4 & -5	<u>X</u>	0.4	100.0	40

(j) Electrical Equipment
(Optional Equipment) (cont)

Item No.	Item	Mark if Instl.	Weight (Pounds)	Arm (In.) Aft Datum	Moment (Lb-In.)
167	King Exex Pitch Trim Piper Dwg. 67496-3	<u>X</u>	4.3	155.3	668
169	Auxiliary Power Receptacle Piper Dwg. 65647	<u>X</u>	2.7	178.5	482
171	External Power Cable Piper Dwg. 62355-2	<u> </u>	4.6	142.8	657
173	Lighter (Casco P/N 200462)	<u> </u>	0.2	62.9	13

(k) Instruments
(Optional Equipment)

191	Auxiliary Vacuum System Piper Dwg. 89311-2	<u>X</u>	15.5	42.5	659
193	Attitude Gyro a. Piper Dwg. 99002-3 (Edo-Aire P/N 5000B-9)	<u> </u>	1.9	59.4	113
	b. Piper Dwg. 99002-8 (Aeritalia S.P.A. P/N 36101P) Cert. Basis - TSO C4c	<u> </u>	2.2	59.4	131
195	Directional Gyro a. Piper Dwg. 99003-3 (Edo-Aire P/N 4000B-9)	<u> </u>	2.4	59.7	143
	b. Piper Dwg. 99003-7 (Aeritalia S.P.A. P/N 31101P) Cert. Basis - TSO C5c	<u> </u>	1.9	59.7	113
197	Horizontal Situation Indicator (HSI) (King KI 525A)	<u>X</u>	3.9	59.4	232
199	Tru-Speed Indicator Piper PS50049-32T (United Instruments P/N 8125-B.365) Cert. Basis - TSO C2b	<u>X</u>	(Same as standard equipment)		
201	Altimeter Piper PS50008-3 (United Instruments P/N UI5934-PM or P/N UI5934-PM-1) Cert. Basis - TSO C10b	<u>X</u>	(Same as standard equipment)		

(k) Instruments
(Optional Equipment) (cont)

Item No.	Item	Mark if Instl.	Weight (Pounds)	Arm (In.) Aft Datum	Moment (Lb-In.)
203	Encoding Altimeter Piper PS50008-6 (United Instruments P/N UI5035P-P23) or Piper PS50008-7 (United Instruments P/N UI5035PM-P24) Cert. Basis - TSO C10b & C88	_____	*0.9	60.3	54
205	Altitude Digitizer (United Instruments P/N 5125-P3) Cert. Basis - TSO C88	_____	1.0	51.5	52
207	Rate of Climb Piper Dwg. 99010-5 (United Instruments P/N UI-7000) Cert. Basis - TSO C8b	<u> X </u>	1.0	60.9	61
209	Alternate Static Source Installation Piper Dwg. 35493-16 & -18	<u> X </u>	0.4	61.0	24
211	Turn and Slip Indicator Piper 95219-0 or -3 Cert. Basis - TSO C3b	_____	2.6	59.7	155
213	Turn Coordinator Piper PS50030-3 (Electric Gyro Corp. P/N 1394T100)	<u> X </u>	2.6	59.7	155
215	Engine Hour Meter Piper Dwg. 78900	<u> X </u>	0.3	61.2	18
217	Clock Piper Dwg. 87347-2	<u> X </u>	0.4	62.4	25
219	Outside Air Temperature Gauge Piper Dwg. 99479-0 or -2 (Dresser Industries P/N NHM-70)	<u> X </u>	0.2	72.6	15
221	Gyro Suction Gauge Piper Dwg. 99480-0 (Airborne P/N 1G10-1) or (AN Std. P/N AN577-11)	<u> X </u>	0.5	62.2	31
223	Vacuum Regulator (Airborne P/N 2H3-19)	<u> X </u>	0.6	49.6	30
225	Vacuum Filter Piper Dwg. 66673-0 (Airborne P/N 1J7-1)	<u> X </u>	0.3	49.6	15

*Weight and moment difference between standard and optional equipment.

PA-28R-201, ~~AROW~~
EQUIPMENT LIST
SN 2837001 and UP

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

(l) Autopilots
(Optional Equipment) (cont)

Item No.	Item	Mark if Instl.	Weight (Pounds)	Arm (In.) Aft Datum	Moment (Lb-In.)
241	King KAP 100 Autopilot with KCS 55A Compass System	<u>X</u>	22.3	115.4	2573
thru	Reserved				
249					

(m) Radio Equipment
(Optional Equipment)

251	King KX-155 VHF Nav/Comm Transceiver a. With Audio Amplifier b. With Glideslope Receiver c. Without Glideslope Receiver Cert. Basis - TSO C37b, C38b, C40a, C36a	<u>X</u>	5.0 5.3 4.8	58.1 58.1 58.1	291 308 279
253	King KY-197 Transceiver a. Single b. Dual Cert. Basis - TSO C37b, C38b	<u>X</u>	4.2 8.4	58.7 58.7	247 493
255	King KI-202 VOR/LOC Indicator Cert. Basis - TSO C40a, C36c	<u> </u>	1.3	60.9	79
257	King KI-208 Vor/LOC Indicator a. Single b. Dual Cert. Basis - TSO C36c, C40a	<u> </u> <u> </u>	1.0 2.0	59.6 59.9	60 120
259	King KI-209 VOR/LOC/GS Indicator Cert. Basis - TSO C34c, C36c, C40a	<u> </u>	1.2	59.9	72
261	King KNS-80 R-Nav	<u>X</u>	7.0	56.6	396
263	King KI-206 R-Nav Indicator Cert. Basis - TSO C34c, C36c, C40a	<u> </u>	1.3	60.9	79
265	King KMA-24 Audio Control Panel Cert. Basis - TSO 35d, C50b	<u>X</u>	1.7	65.3	111
267	King KT-76 () Transponder Cert. Basis - TSO C47b	<u>X</u>	*3.1	58.1	180
269	King KI-208 VOR/LOC Indicator a. Single b. Dual Cert. Basis - TSO C34c, C36c, C40a	<u> </u> <u> </u>	1.0 2.0	59.6 59.9	60 120
	King KI-204 VOR/LOC Indicator GARWIN GPS100-32AVD Antenna and cable	<u>X</u>	1.7 2.6 .7	60.9 58.1 99.0	104 151 69

*Weight includes antenna and cable.

(m) Radio Equipment
(Optional Equipment) (cont)

Item No.	Item	Mark if Instl.	Weight (Pounds)	Arm (In.) Aft Datum	Moment (Lb-In.)
271	King KI 209 VOR/LOC/GS Indicator Cert. Basis - TSO C34c, C36c, C40a	_____	1.2	59.9	72
273	King KN 80 R-Nav	_____	7.0	56.6	396
275	King KI 206 R-Nav Indicator Cert. Basis - TSO C34c, C36c, C40a	_____	1.3	56.6	74
277	King KR-86 ADF w/ KA-42B Loop and Sense Antenna				
	a. First	_____	7.6	91.6	696
	b. Second	_____	10.6	107.0	1134
	c. Audio Amplifier	_____	0.8	51.0	41
279	King KR-87 ADF				
	a. Receiver and Indicator				
	Single	_____	4.0	59.0	236
	Dual	_____	7.4	58.6	434
	b. KA-44B Antenna				
	Single	_____	3.6	150.6	542
	Dual	_____	7.4	188.9	1398
	c. Audio Amplifier	_____	0.8	51.0	41
	Cert. Basis TSO C41c				
281	King KMA 24 Audio Control Panel Cert. Basis - TSO C35c, C50b	_____	*1.7	65.3	111
283	King KT 76 () Transponder Cert. Basis - TSO C35d, C50b	_____	*3.1	58.1	180
285	King KR-21 Marker Beacon Rec.	_____	0.8	61.0	49
287	Antenna and Cable				
	a. Nav Receiving	_____	1.4	195.7	274
	b. #1 VHF Comm	_____	0.7	125.7	88
	c. #2 VHF Comm	_____	0.8	147.5	118
	d. Glide Slope (Single)	_____	0.9	122.2	110
	e. Glide Slope (Dual)	_____	2.8	154.0	431
	f. Single ADF Sense	_____	0.4	147.5	59
289	Anti-Static Antenna and Cable				
	a. #1 VHF Comm	_____	1.4	144.3	202
	b. #2 VHF Comm	_____	1.5	170.7	256
	c. Single ADF Sense	_____	0.5	147.5	74

*Weight includes antenna and cable.

PA-28R-201, ARROW
EQUIPMENT LIST
SN 2837001 and UP

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

(m) Radio Equipment
(Optional Equipment) (cont)

Item No.	Item	Mark if Instl.	Weight (Pounds)	Arm (In.) Aft Datum	Moment (Lb-In.)
291	Emergency Locator Transmitter (Provisions Only) XXXXXX a. Antenna and Coax XXXXXX b. Shelf and Access Hole Cert. Basis - TSO C91 Emergency locator trans. JOLLIET JE2	X X X	2.1 0.2 0.5	254.0 240.0 250.5	533 48 127
293	Headset Piper Dwg. 68856-10 Cert. Basis TC 2A13	_____	0.5	60.0	30
295	Microphone a. Piper Dwg. 68856-10 or 12 b. Piper Dwg. 68856-11 Cert. Basis TC 2A13	X X	0.3 0.6	64.9 64.9	19 42
297	Aero Pro Boom Microphone - Headset (3) Piper Dwg. 37921-2 Cert. Basis TC 2A13	X	0.8 0.9	80.5	72
299	Cabin Speaker, Installation Piper Dwg. 63239-2 Cert Basis TC 2A13	X	0.8	99.0	79
301 thru 319	Reserved				
(n)	Miscellaneous (Optional Equipment)				
321	Air Conditioner Piper Dwg. 99598-2	_____	69.8	105.7	7378
323	Overhead Vent System Piper Dwg. 76304-23	X	6.4	159.6	1022
325	Overhead Vent System with Ground Ventilating Blower Piper Dwg. 76304-24	_____	14.9	172.2	2566
327	Assist Step Piper Dwg. 65384	X	1.8	156.0	281
329	Super Cabin Sound Proofing Piper Dwg. 79601-4	X	18.1	86.8	1571
331	Adjustable Front Seat (Left) Piper Dwg. 79591-2	X	*6.6	80.3	530

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

PA-28R-201, ARROW
EQUIPMENT LIST
SN 2837001 and UP

(n) Miscellaneous
(Optional Equipment) (cont)

Item No.	Item	Mark if Instl.	Weight (Pounds)	Arm (In.) Aft Datum	Moment (Lb-In.)
333	Adjustable Front Seat (Right) Piper Dwg. 79591-3	X	*6.6	79.6	525
335	Headrests (2) Front Piper Dwg. 79337-18	_____	2.2	94.5	208
337	Headrests (2) Rear Piper Dwg. 79337-18	_____	2.2	132.1	291
339	Oversize Headrest (2) Front Piper Dwg. 79764-2	_____	3.2	94.5	302
341	Oversize Headrests (2) Rear Piper Dwg. 79764-2	_____	3.2	132.1	423
343	Inertia Safety Belts (Rear) (2) 0.8 lbs. each Piper PS50039-4-14 (Pacific Scientific P/N 1107319-01 Black) or (American Safety Eqpt. Corp. P/N 500853-401)	X	1.6	140.3	224
345	Assist Strap Piper Dwg. 79455-0	_____	0.2	109.5	22
347	Curtain and Rod Installation Piper Dwg. 67955-2	_____	4.2	124.0	521
349	Curtain and Rod Installation Piper Dwg. 79221-3 Cert. Basis - TC	_____	1.2	129.0	155
351	Luxurious Interior Piper Dwg. 67952-7	_____	*17.0	101.9	1732
353	Fire Extinguisher Piper Dwg. 89323-2 Graco Model 144 AmereX Model 344	X	0.2 2.7	98.9	267
355	Clip Installation - Map Piper Dwg. 37907-2	X	0.1	70.0	7
	Three (3) sets mike & phone jacks	X	*0.3	61.8	19
	Narco AR-850 Altitude Encoder	X	0.7	51.5	36
	Integral Intercom System	X	0.5	123.0	62
	Static Wicks (6)	X	0.3	135.6	41
	Static Wicks (3)	X	0.2	272.5	55
	Approach Plate Holder (2) (On Control Wheel)	X	0.2	74.0	15

*Weight and moment difference between standard and optional equipment.

ISSUED: SEPTEMBER 15, 1988
REVISED: FEBRUARY 15, 1989

240-0029
11 of 12

(n) Miscellaneous
(Optional Equipment) (cont)

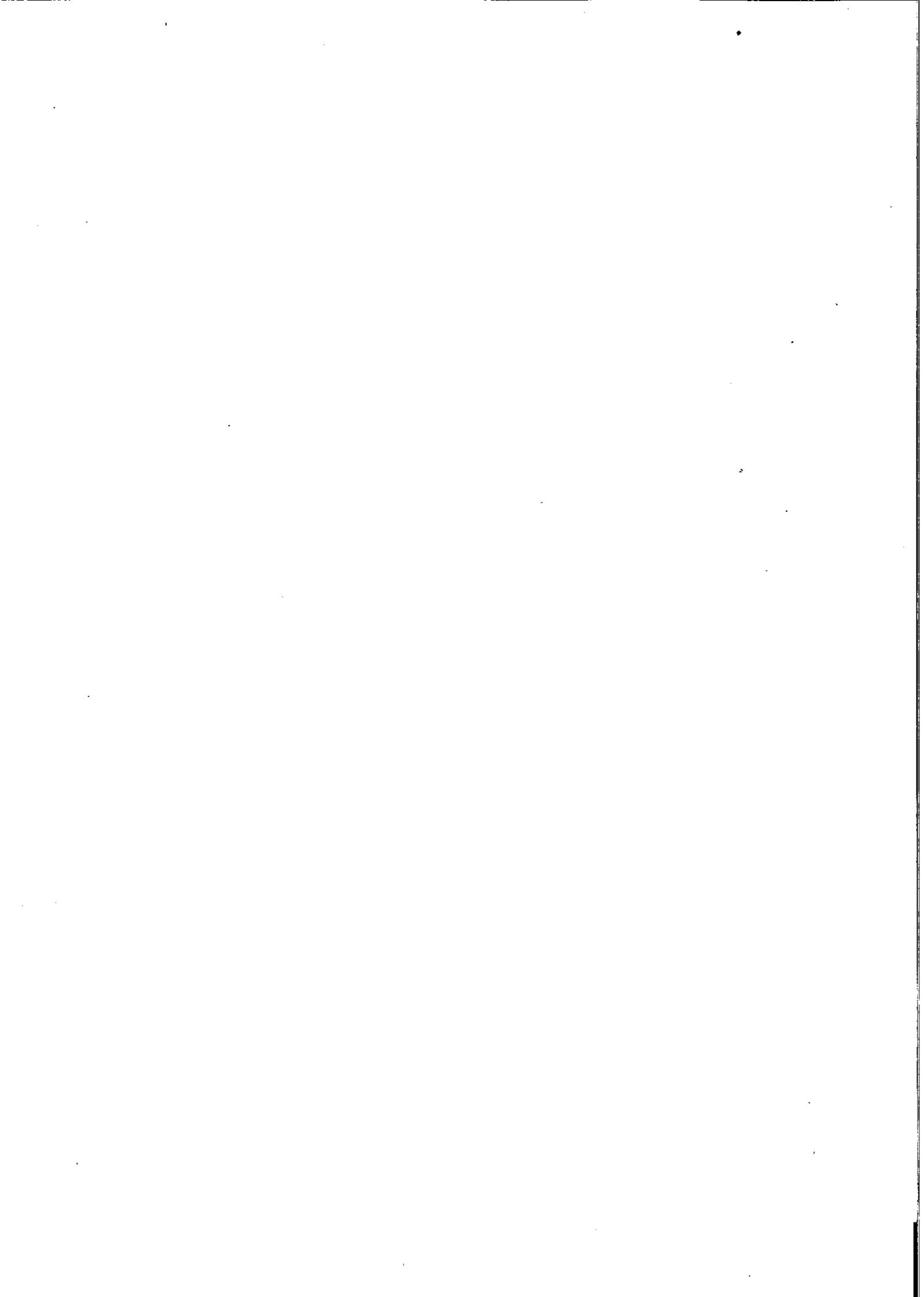
Item No.	Item	Mark if Instl.	Weight (Pounds)	Arm (In.) Aft Datum	Moment (Lb-In.)
357	Table - Rear Seat (Stowed Position) Piper Dwg. 79455-0	X	3.3	133.8	441.7
359	Crew Cup Holder (2) Piper Dwg. 89382-2		0.1	61.8	6
TOTAL OPTIONAL EQUIPMENT			<u>155.0</u>	<u>98.6</u>	<u>15289</u>

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 Circuit d'admission	7-3
7.9 Commandes moteur	7-4
7.11 Train d'atterrissage	7-6
7.13 Commandes de vol	7-10
7.15 Circuit carburant	7-11
7.17 Circuit électrique	7-14
7.19 Circuit de dépression	7-17
7.21 Circuit anémométrique	7-18
7.23 Tableau de bord	7-20
7.25 Particularités de la cabine	7-23
7.27 Zone à bagages	7-24
7.29 Installation de chauffage, de ventilation et de dégivrage	7-25
7.31 Avertisseur de décrochage	7-27
7.33 Finition	7-27
7.35 Installation de conditionnement d'air	7-27
7.37 Prise de parc Piper	7-29
7.39 Balise de détresse	7-29



SECTION 7

DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DE L'AVION ET DE SES INSTALLATIONS

7.1 L'AVION

Le PA-28R-201, ARROW est un avion monomoteur, entièrement métallique et à train d'atterrissage escamotable. Il est aménagé pour recevoir quatre occupants, comporte une soute à bagages d'une capacité de chargement de 200 lb (91 kg) et un moteur de 200 hp (203 ch).

7.3 CELLULE

A l'exception du bâti moteur en acier, du train d'atterrissage, de diverses pièces en acier, du capotage et des extrémités en plastique léger (saumons des ailes, de dérive, de gouvernail de direction et d'empennage horizontal monobloc), la cellule de base est réalisée en alliage d'aluminium. Les manœuvres acrobatiques sont interdites sur cet avion car la structure n'est pas conçue pour supporter les charges imposées par ces manœuvres.

Le fuselage est une structure semi-monocoque dotée d'une porte avant sur le côté droit et d'une porte de chargement à l'arrière du siège arrière.

L'aile est de forme semi-trapézoïdale classique comportant un profil aérodynamique NACA 65₂-415 à écoulement laminaire. Le longeron principal est situé à environ 40 % de la corde en arrière du bord d'attaque. Les ailes sont fixées de chaque côté du fuselage par introduction des extrémités du longeron à l'intérieur d'une traversée de fuselage formant caisson solidaire de la structure du fuselage. Le boulonnage des extrémités de longeron à l'intérieur de la structure en caisson de traversée de fuselage, située sous les sièges arrière, constitue 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 torsion et de traînée, sert également de 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 pour former un marche-pied permettant l'accès à la cabine. Chaque aile comporte un réservoir de carburant.

7.3 CELLULE (Suite)

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 longitudinale 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

L'Arrow est équipé d'un moteur Lycoming IO-360-C1C6 à quatre cylindres opposés à plat, à injection et à entraînement direct, d'une puissance nominale de 200 hp (203 ch) à 2700 tr/mn. Il est équipé d'un démarreur, d'un alternateur 14 volts 60 ampères, d'un allumage blindé, d'une prise de mouvement de pompe à vide, d'une pompe à carburant, d'un régulateur d'hélice et d'un filtre à air d'admission de type automobile sec. La périodicité recommandée de révision est basée sur l'expérience acquise en service par Lycoming. Toute décision d'utilisation au-delà du temps recommandé incombe à l'utilisateur. Etant donné que, de temps en temps, Lycoming modifie la périodicité de révision recommandée, le propriétaire doit consulter l'Instruction d'entretien Lycoming N° 1009 la plus récente auprès de son vendeur Piper afin de prendre connaissance de la dernière périodicité de révision recommandée ainsi que de toute information supplémentaire.

L'avion est équipé d'une hélice à vitesse constante et à pas variable. La commande d'hélice est située sur le bloc manettes entre la commande des gaz et la commande de mélange. Un blocage de la commande de mélange est prévu afin d'éviter que cette commande ne soit manœuvrée à la place de la commande de pas.

Le système d'échappement est du type intercommunicant, ce qui réduit la contre-pression et améliore les performances. Il est réalisé entièrement en acier inoxydable et est équipé d'un double silencieux. Le chauffage de la cabine et le dégivrage du pare-brise sont assurés par l'intermédiaire d'une enveloppe de réchauffage disposée autour du silencieux.

Un radiateur d'huile est situé sur le côté inférieur droit avant de la cloison pare-feu, l'entrée d'air du radiateur étant située sur le côté droit du capot inférieur. Un cache pour basses températures est prévu afin de réduire l'écoulement d'air pendant l'utilisation hivernale (Voir Utilisation par temps froid dans «Opérations de piste et entretien»).

7.7 CIRCUIT D'ADMISSION

Le circuit d'admission comporte un bloc injecteur de carburant type Bendix RSA-5AD1. Le fonctionnement du bloc injecteur est basé sur le principe de la pression différentielle, qui réalise l'équilibre entre la pression de l'air et la pression de carburant. La pression de carburant régulée déterminée par la servovalve, lorsqu'elle est appliquée à travers un système d'injection, fournit un débit carburant proportionnel au débit d'air. La régulation de la pression carburant par la servovalve provoque une chute de pression carburant minimale dans l'ensemble du système de dosage. La pression de dosage est maintenue à une valeur supérieure à la plupart des conditions de formation de gaz tandis que la pression d'entrée du carburant est suffisamment faible pour autoriser l'emploi d'une pompe à membrane. Ce dispositif servorégulateur empêche également la formation de bouchons de gaz et évite les problèmes de démarrage qui en découlent.

La servorégulation dose le débit carburant proportionnellement au débit d'air et, à tous les régimes du moteur, maintient le mélange dans les proportions définies par le réglage manuel. Le distributeur de débit carburant reçoit le carburant dosé et le distribue vers chacune des buses d'injection des cylindres.

La partie débitmètre de l'indicateur de pression d'admission/débit carburant est raccordée au dispositif de carburant et contrôle la pression de carburant. Cet instrument convertit la pression de carburant en indication de débit de carburant, en US gal/h, et en pourcentage de la puissance nominale.

La source d'air de secours du circuit d'admission comporte un volet dont le fonctionnement est soit automatique soit manuel. Si la source principale est obstruée, le volet s'ouvrira automatiquement. On peut l'ouvrir manuellement en manœuvrant le sélecteur situé sur le côté droit du bloc manettes. La source principale doit toujours être utilisée pour le décollage.

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 de Lycoming concernant ce moteur.

7.9 COMMANDES MOTEUR

Les commandes moteur se composent d'une manette de commande des gaz, d'une manette de commande d'hélice 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 7-1), 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 la pression d'admission. Elle comprend un contacteur d'avertisseur sonore d'alarme train rentré qui est actionné dans la dernière partie de la course de la manette des gaz vers la position de ralenti. Si le train d'atterrissage n'est pas sorti et verrouillé, l'avertisseur sonore retentit tant que le train n'est pas sorti et verrouillé ou que la manette des gaz n'est pas avancée. C'est un dispositif de sécurité destiné à prévenir un atterrissage train rentré involontaire.

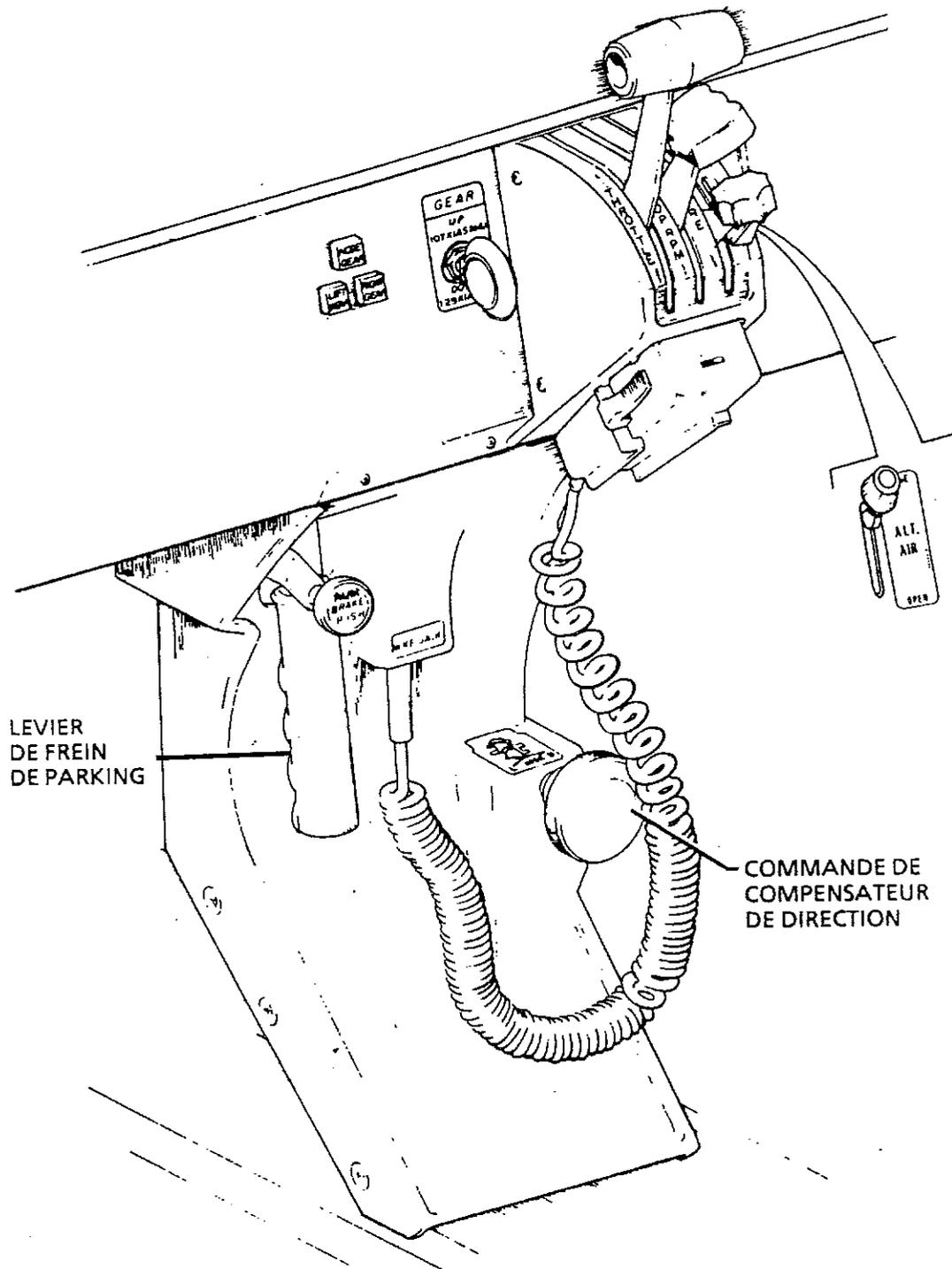
La manette de commande d'hélice est utilisée pour régler la vitesse de rotation de l'hélice entre le petit pas et le grand pas.

La manette de commande de mélange est utilisée pour régler le rapport air/carburant. L'arrêt du moteur s'obtient en plaçant la manette de commande de mélange sur la position plein pauvre. En outre, la commande de mélange comporte un blocage afin que cette commande ne soit pas manœuvrée à la place de la commande de pas. 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, d'hélice et de mélange dans la position choisie.

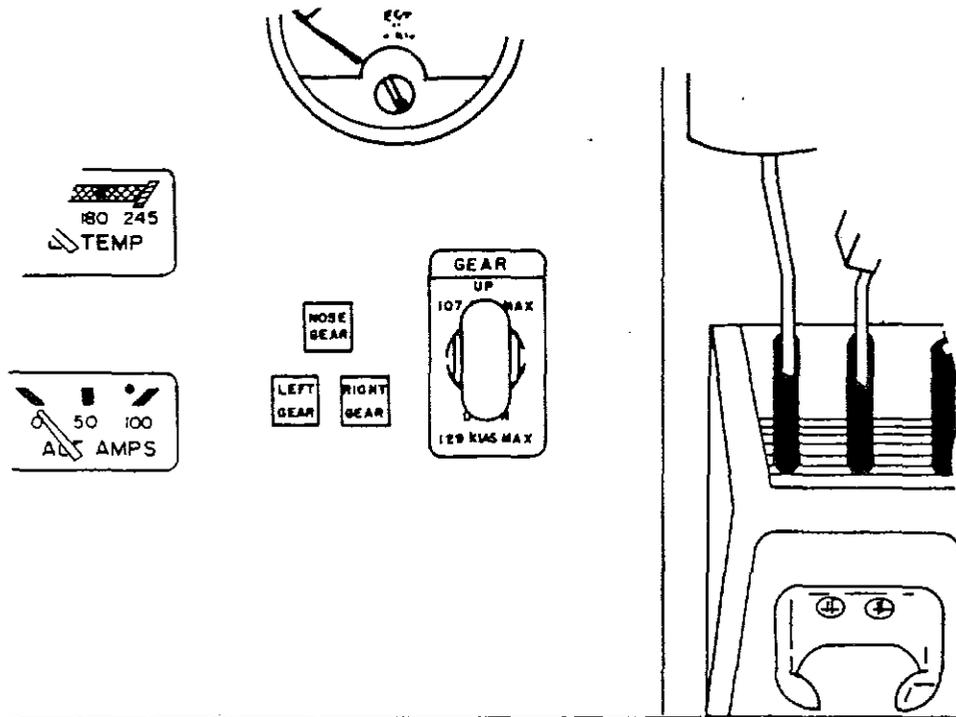
La commande d'air de secours est située à droite du bloc manettes. Lorsque le sélecteur d'air de secours est en position haute, ou fermée, l'air alimentant le moteur est filtré ; quand le sélecteur est en position basse, ou ouverte, l'air alimentant le moteur n'est plus filtré et il est réchauffé (Se reporter à la Figure 7-1).

7.9 COMMANDES MOTEUR (Suite)



BLOC MANETTES ET PUPITRE

Figure 7-1



SELECTEUR DE TRAIN D'ATTERRISSAGE

Figure 7-3

7.11 TRAIN D'ATTERRISSAGE

L'Arrow est équipé d'un train d'atterrissage tricycle escamotable à commande hydraulique par l'intermédiaire d'une pompe électrique réversible. Cette pompe est commandée par un sélecteur situé sur le tableau de bord à gauche du bloc manettes (Figure 7-3). La rentrée ou la sortie du train d'atterrissage s'effectue en sept secondes environ.

Pour sortir le train en secours, le levier de sortie de train en secours, situé entre les sièges avant à gauche de la manette de volets (Figure 7-9), doit être maintenu en position «sorti» pour chuter manuellement la pression hydraulique et permettre la sortie du train par gravité. La sortie du train avant est assistée par un ressort.

Les positions trains sortis et verrouillés sont indiquées par trois voyants verts situés à gauche du sélecteur. Un voyant rouge «WARNING GEAR UNSAFE» («ALARME TRAIN NON VERROUILLE»), situé en haut du tableau de bord, s'allume lorsque le train est en mouvement ou n'est pas rentré ou sorti et verrouillé. La condition train rentré est indiquée par l'extinction de tous les voyants. Le train ne doit pas être rentré à une vitesse indiquée supérieure à 107 kt (198 km/h) et ne doit pas être sorti à une vitesse indiquée supérieure à 129 kt (239 km/h).

7.11 TRAIN D'ATTERRISSAGE (Suite)

Le train d'atterrissage principal utilise des roues de 6.00 x 6. Le train principal est équipé de tambours de freins et d'ensembles freins hydrauliques monodisques Cleveland. La roue avant porte un pneu de 5.00 x 5 à quatre plis et le train principal utilise des pneus de 6.00 x 6 à six plis. Les trois pneus sont du type à chambre.

Un microcontacteur, situé dans le bloc manettes, déclenche un avertisseur sonore et allume le voyant rouge «WARNING GEAR UNSAFE» («ALARME TRAIN NON VERROUILLE») dans les conditions suivantes :

- a. Train rentré et gaz réduits au-dessous d'une pression d'admission de 14 in Hg environ.
- b. Sélecteur de train sur «UP» («RENTRE»), l'avion étant au sol, et gaz réduits.
- c. Chaque fois que les volets sont sortis au-delà de la position d'approche (10°) et que le train n'est pas sorti et verrouillé.

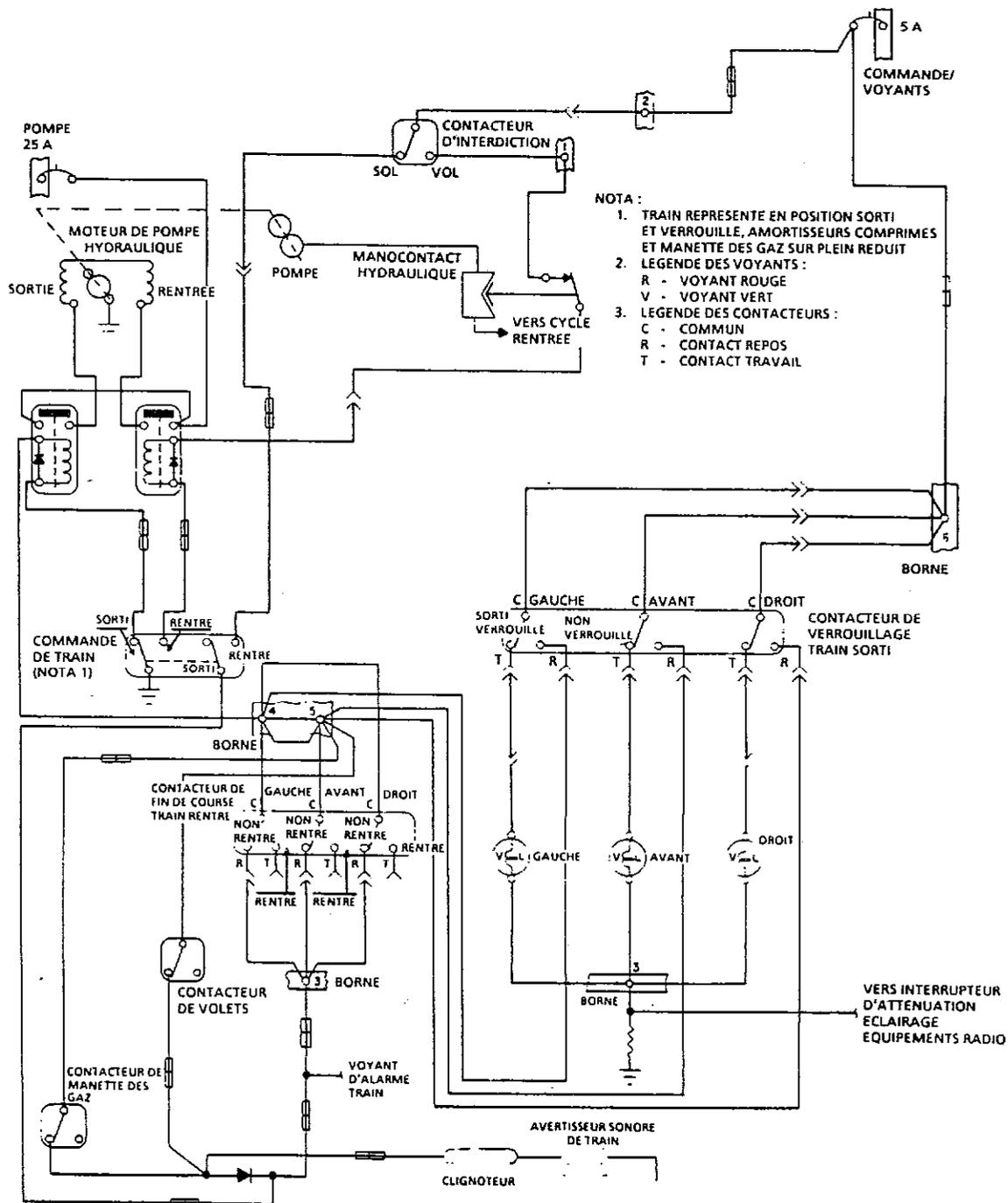
L'avertisseur sonore de train émet un son intermittent au rythme de 90 Hz contrairement à l'avertisseur sonore de décrochage qui émet un son continu.

Le train avant est orientable de 30° de part et d'autre de l'axe à l'aide des pédales de palonnier. Lorsque la roue avant rentre, la timonerie d'orientation se désaccouple pour réduire les efforts sur les pédales de palonnier en vol. La roue avant est équipée d'un amortisseur de shimmy hydraulique afin de réduire le shimmy de cette roue. Un ensemble boîte à ressort est également incorporé pour réduire les efforts d'orientation au sol et pour amortir les chocs et les à-coups au cours du roulage au sol.

Les amortisseurs sont du type oléopneumatique, avec une longueur apparente normale de $2,75 \pm 0,25$ in (70 ± 6 mm) pour le train avant et de $2,5 \pm 0,25$ in (64 ± 6 mm) pour le train principal sous une charge statique normale (Masse à vide de l'avion plus le plein de carburant et d'huile).

Le circuit de freinage standard comporte des freins à pédales sur les palonniers gauche et droit et un frein à main situé sous le tableau de bord et sensiblement au centre. Les freins à pédales et le frein à main sont dotés de cylindres de frein individuels, mais tous les cylindres utilisent un réservoir commun. Le frein de parking est incorporé au frein à levier et se serre en ramenant le levier en arrière (Figure 7-1) et en appuyant sur le bouton monté au sommet de la manette. Pour desserrer le frein de parking, tirer le levier de frein vers l'arrière, puis laisser la manette revenir vers l'avant.

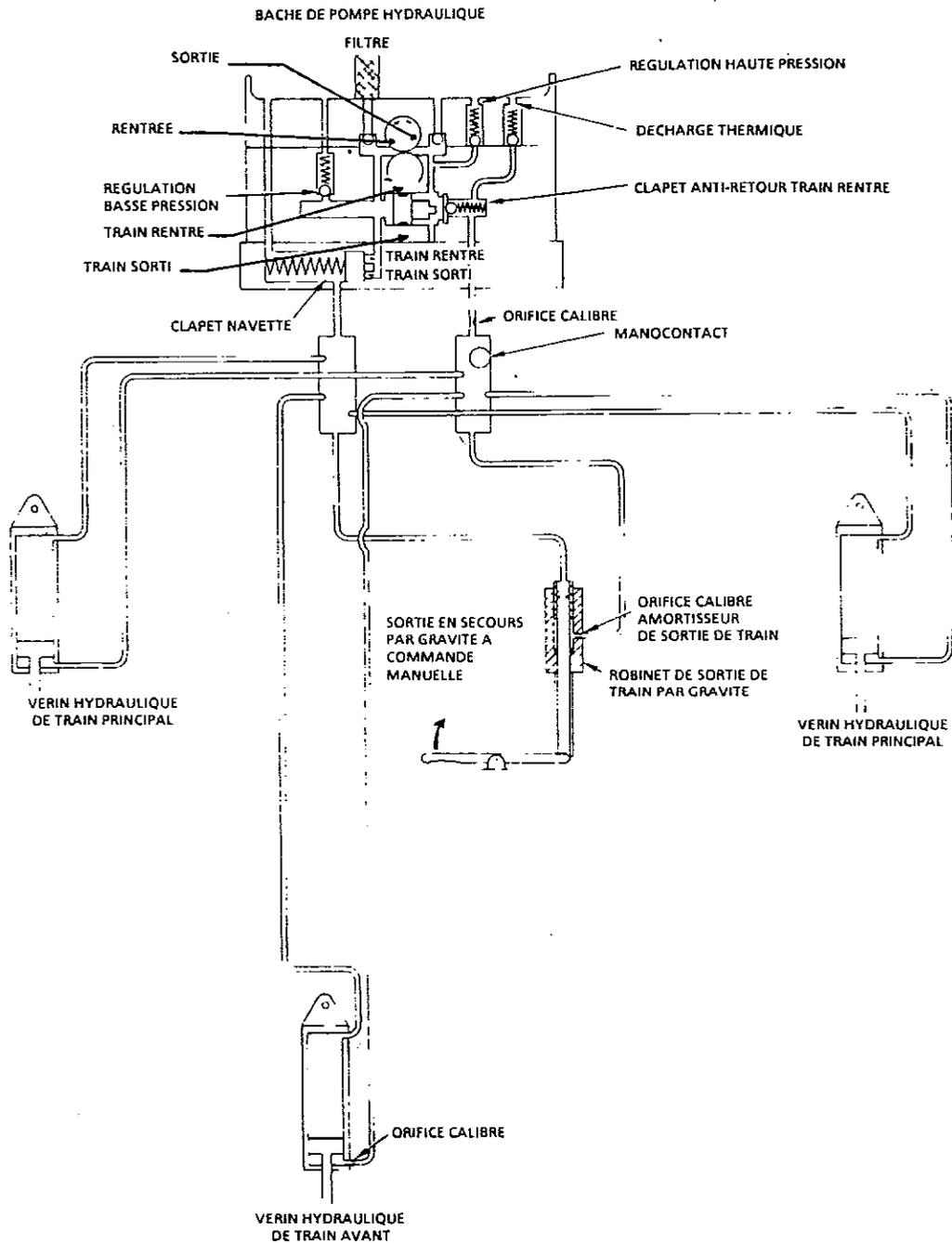
7.11 TRAIN D'ATERRISSAGE (Suite)



SCHEMA DE PRINCIPE DU CIRCUIT ELECTRIQUE
DU TRAIN D'ATERRISSAGE

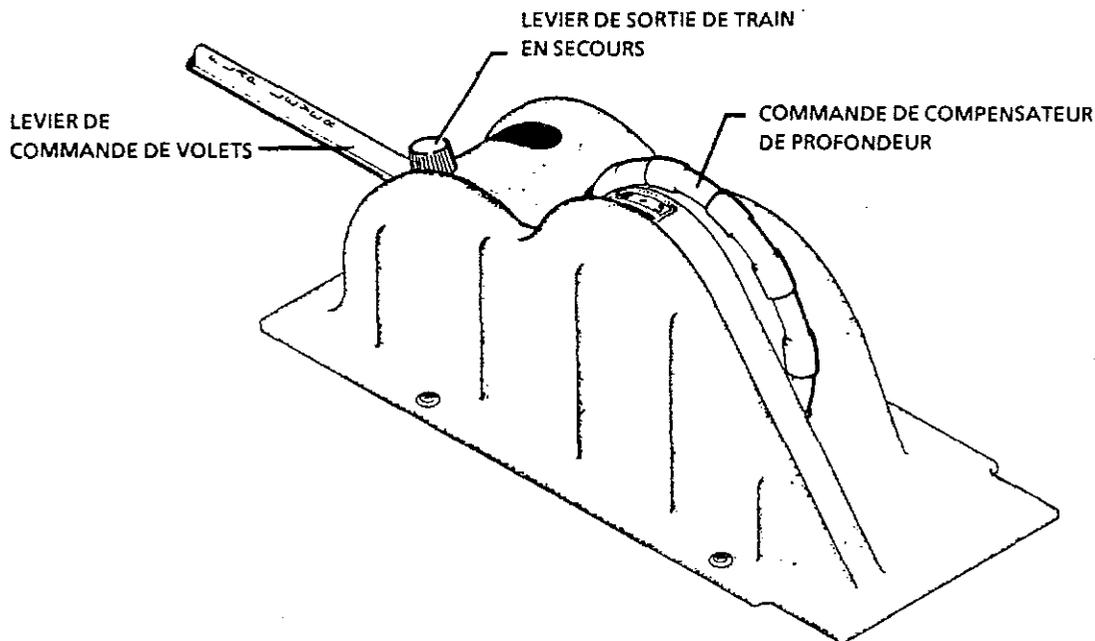
Figure 7-5

7.11 TRAIN D'ATERRISSAGE (Suite)



SCHEMA DE PRINCIPE DU CIRCUIT HYDRAULIQUE
 DU TRAIN D'ATERRISSAGE

Figure 7-7



PUPITRE DES COMMANDES DE VOL

Figure 7-9

7.13 COMMANDES DE VOL

L'avion est équipé de façon standard de doubles commandes de vol qui agissent sur les gouvernes par l'intermédiaire d'un système à câbles en fonction du déplacement des commandes dans leurs sens respectifs.

Le plan horizontal est du type empennage monobloc entièrement mobile et est équipé d'un volet compensateur/servo 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 commandé par un volant situé sur le pupitre entre les sièges avant (Figure 7-9). La rotation du volant vers l'avant donne une compensation à piquer et sa rotation vers l'arrière donne une compensation à cabrer.

Le gouvernail de direction est du 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 (Figure 7-1). La rotation de la commande de compensateur dans le sens horaire donne une compensation vers la droite et la rotation antihoraire donne une compensation vers la gauche.

7.13 COMMANDES DE VOL (Suite)

L'avion est doté de volets à commande manuelle. La sortie des volets s'effectue par l'intermédiaire d'un câble de commande, 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 7-9). Pour sortir les volets, tirer le sélecteur vers le haut jusqu'à la position désirée : 10, 25 ou 40 degrés. 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 rentrée, le volet droit, qui est doté d'un mécanisme de verrouillage à arc-boutement, sert de marchepied.

NOTA

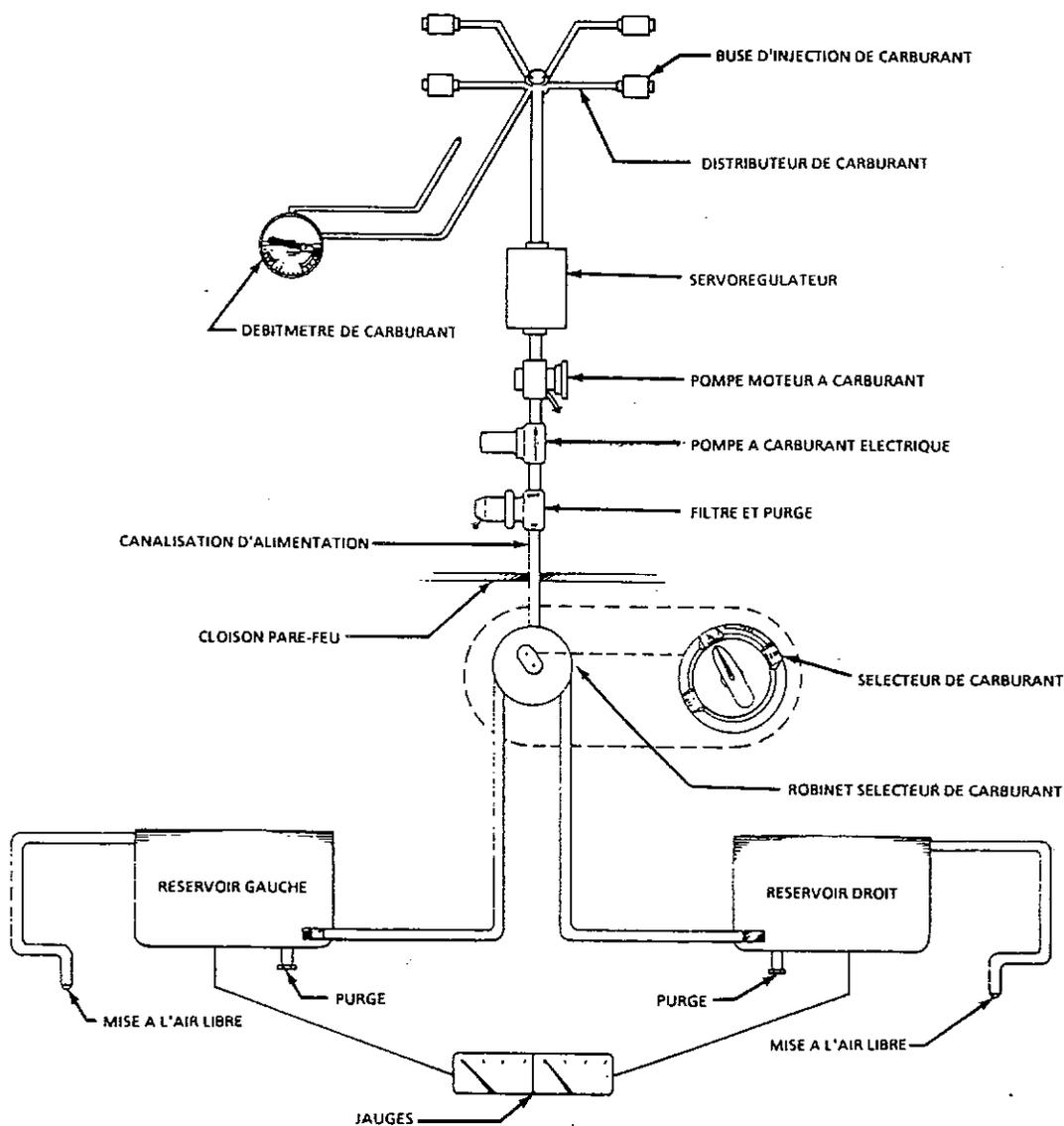
Le volet droit ne supporte une charge que s'il est à fond en position «UP» («RENTRE») : Pour l'embarquement et le débarquement des passagers, s'assurer que les volets sont en position «UP» («RENTRES»).

7.15 CIRCUIT CARBURANT

Le circuit carburant a été conçu dans un esprit de simplicité. Le carburant est contenu dans deux réservoirs de 38,5 US gal (145,5 l), un par aile. Sur la capacité totale de 77 US gal (291 l), seuls 72 US gal (273 l) sont 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 25 US gal (95 l). L'indice d'octane minimal du carburant est 100 (vert) ou 100LL (bleu). Les réservoirs sont fixés sur le bord d'attaque de l'aile par des vis et font partie intégrante de la structure de l'aile. Ce montage permet leur dépose pour les opérations d'entretien. Chaque réservoir est mis à l'air libre par une tuyauterie qui dépasse de l'intrados au niveau du coin interne arrière de chaque réservoir. Les mises à l'air libre doivent être vérifiées périodiquement afin de s'assurer de l'absence d'obstructions qui pourraient empêcher le libre passage de l'air.

Chaque réservoir de carburant comporte sa propre purge rapide située dans le coin arrière interne du fond. Le filtre à carburant comporte également une purge rapide située sur la partie inférieure gauche de la cloison pare-feu. La tuyauterie de purge dépasse du capotage pour faciliter la purge du filtre. Pour éviter l'accumulation d'eau et de sédiments, et pour s'assurer que le réservoir contient bien la qualité de carburant appropriée, les puisards de réservoirs et le filtre doivent être purgés chaque jour avant le premier vol et après chaque ravitaillement.

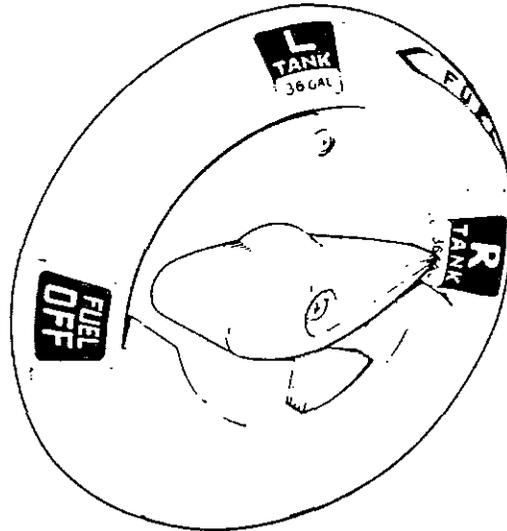
7.15 CIRCUIT CARBURANT (Suite)



SCHEMA DE PRINCIPE DU CIRCUIT CARBURANT

Figure 7-11

7.15 CIRCUIT CARBURANT (Suite)



SELECTEUR DE CARBURANT

Figure 7-13

ATTENTION

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

Un sélecteur de réservoir de carburant permet au pilote de commander l'alimentation du moteur en carburant, et est situé sur la cloison latérale gauche, sous le tableau de bord. Il peut occuper trois positions : «OFF» («ARRET»), «LEFT TANK» («RESERVOIR GAUCHE») et «RIGHT TANK» («RESERVOIR DROIT»). La flèche de la manette du sélecteur est dirigée vers le réservoir qui assure l'alimentation du moteur en carburant. Le sélecteur comporte également un verrou de sécurité qui empêche de passer involontairement sur la position «OFF» («ARRET»).

Normalement, le moteur est alimenté en carburant par une pompe entraînée par le moteur. Une pompe à carburant électrique auxiliaire sert de pompe de secours. La pompe électrique est commandée par un interrupteur à basculeur situé sur le tableau d'interrupteurs se trouvant au-dessus du bloc manettes. La pompe à carburant électrique doit toujours être en service lors des changements de réservoir ainsi qu'au cours des décollages et atterrissages.

La quantité et la pression de carburant sont indiquées sur des indicateurs situés sur le tableau de bord. Il existe un jaugeur de carburant distinct pour chacun des réservoirs.

7.17 CIRCUIT ELECTRIQUE

Tous les interrupteurs sont regroupés sur un tableau situé au-dessus du bloc manettes. Le tableau de disjoncteurs est situé sur le côté inférieur droit du tableau de bord. Chaque disjoncteur est clairement repéré au nom du circuit qu'il protège. Des circuits sont également prévus pour permettre l'addition d'équipements de communications et de navigation.

Les accessoires électriques standard comprennent un alternateur, un démarreur, une pompe à carburant électrique, un avertisseur sonore de décrochage, un ampèremètre et un tableau d'alarme.

Le tableau d'alarme comporte les voyants d'alternateur, de baisse de pression d'huile et 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 au sol, les feux anticollision, le phare d'atterrissage, l'éclairage du tableau de bord et le plafonnier de cabine. Les feux de navigation sont commandés par un interrupteur à basculeur situé sur le tableau d'interrupteurs principal. L'éclairage des équipements radio, du tableau de bord et des interrupteurs est commandé par des interrupteurs à rhéostat situés au-dessous et à droite du volant pilote, à côté des instruments moteur.

Une lampe optionnelle, montée dans le tableau supérieur, assure l'éclairage des instruments et du poste de pilotage pour les vols de nuit. La lampe est commandée par un rhéostat situé à côté de la lampe. Le verre de protection de cette lampe est ajouré et abrite une lampe à cartes commandée par un interrupteur voisin.

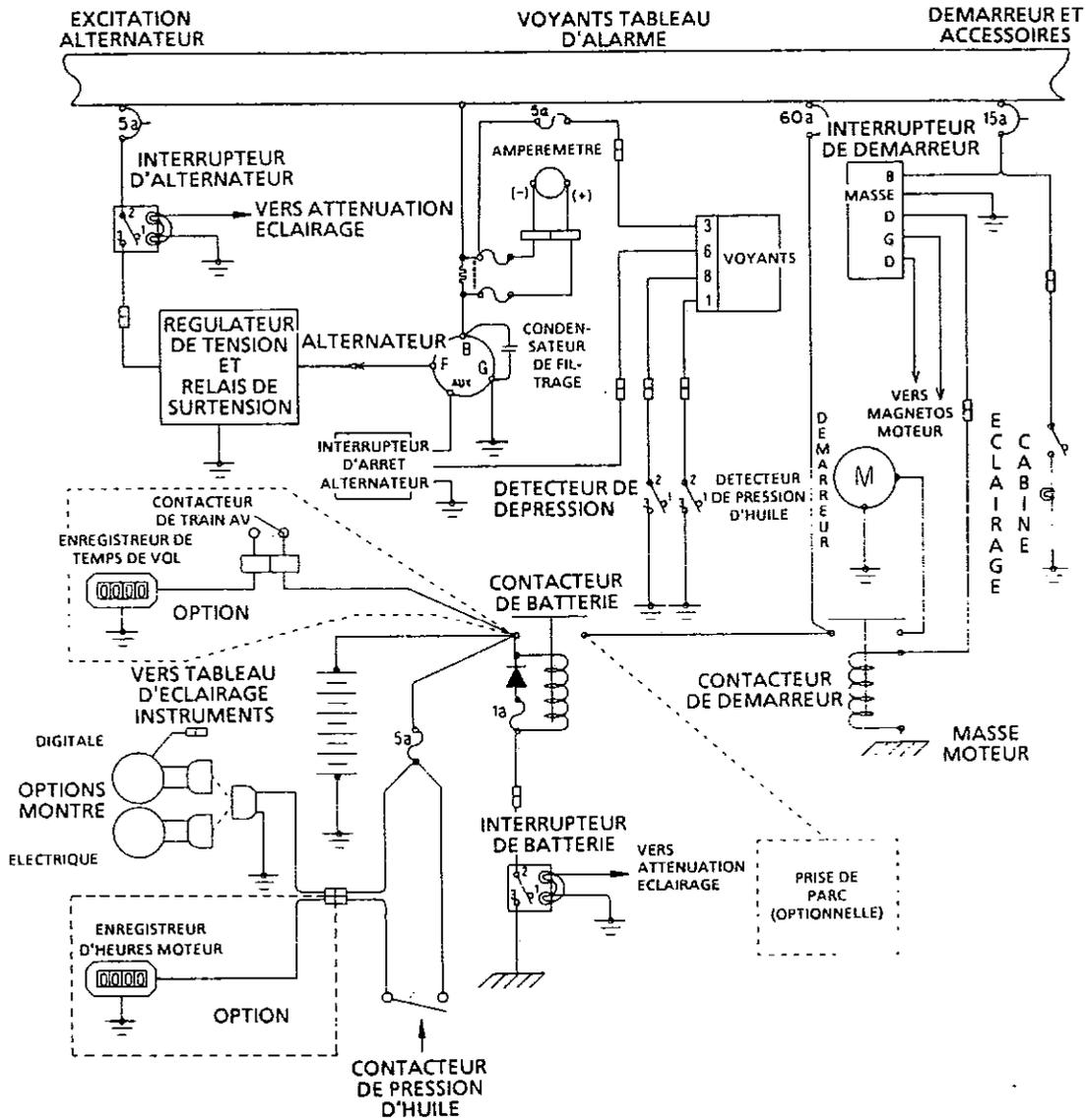
Les feux de reconnaissance optionnels de saumons d'ailes se composent de deux feux, un dans chaque aile, et sont commandés par un interrupteur à basculeur situé sur le tableau d'interrupteurs principal.

ATTENTION-DANGER

L'interrupteur «NAV LIGHT» («FEUX DE NAVIGATION») doit être sur arrêt pour que la brillance des voyants de train soit maximale en vol de jour. De nuit et lorsque l'interrupteur «NAV LIGHT» est sur marche, la brillance des voyants est automatiquement atténuée.

Les feux anticollision et le phare d'atterrissage sont commandés par des interrupteurs à basculeur situés sur le tableau d'interrupteurs principal.

7.17 CIRCUIT ELECTRIQUE (Suite)



SCHEMA DE PRINCIPE DE L'ALTERNATEUR ET DU DEMARREUR

Figure 7-15

7.17 CIRCUIT ELECTRIQUE (Suite)

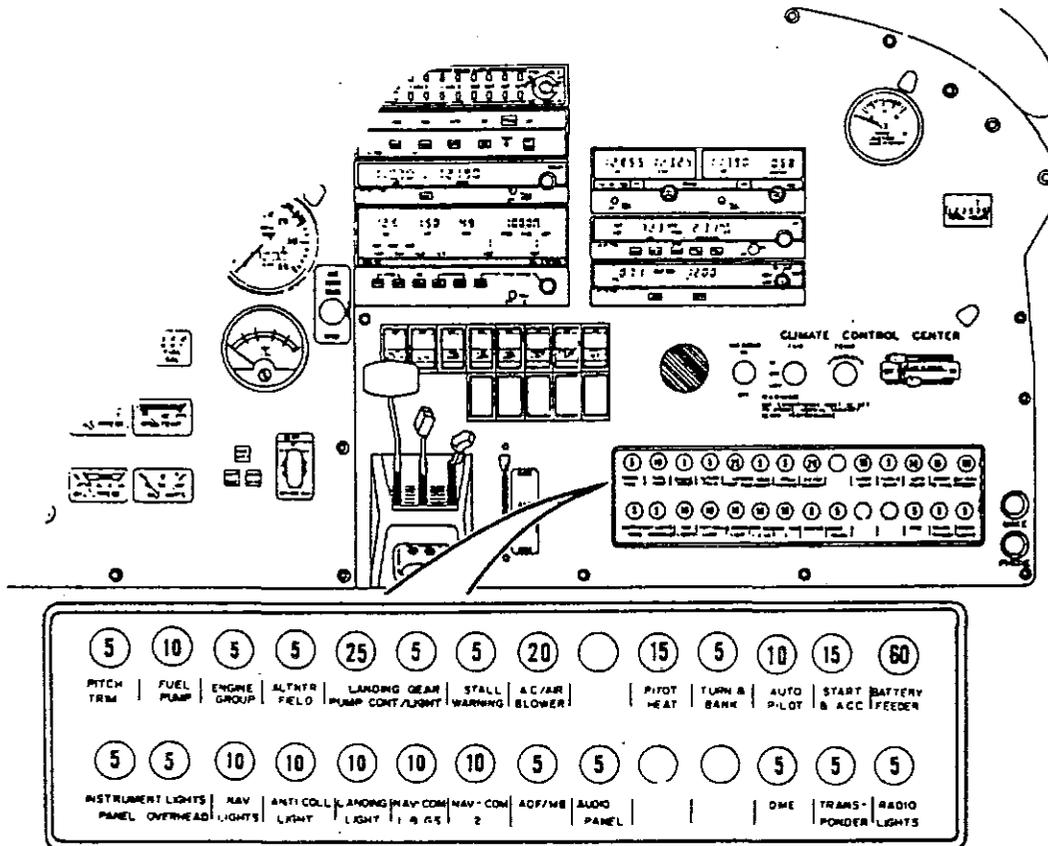


TABLEAU DE DISJONCTEURS

Figure 7-17

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 ou à l'atterrissage.

La principale source d'alimentation électrique est un alternateur de 14 volts 60 ampères, qui est protégé par un boîtier de protection et de régulation comprenant un régulateur de tension et un relais de surtension. L'alternateur assure la totalité de l'alimentation électrique même aux faibles régimes du moteur, ce qui permet un meilleur fonctionnement des équipements radio et électriques et accroît la durée de vie de la batterie en réduisant la charge qui lui est demandée.

7.17 CIRCUIT ELECTRIQUE (Suite)

L'alimentation secondaire est assurée par une batterie de 12 volts 35 ampères-heure.

L'ampèremètre, tel qu'il est monté, n'indique pas l'intensité de décharge de la batterie ; il indique plutôt la charge électrique qui est appliquée sur le circuit. La totalité de l'équipement électrique étant coupée, et les interrupteurs de batterie et d'alternateur 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 pour la charge de la batterie, ce qui signifie que le fonctionnement de l'alternateur est correct.

Des solénoïdes, montés dans les circuits de la batterie et du démarreur, sont utilisés pour télécommander de la cabine les fonctions qui absorbent une forte intensité.

7.19 CIRCUIT DE DEPRESSION

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, ce qui élimine la nécessité d'un séparateur air-huile et de ses canalisations. Une prise de mouvement à cisaillement protège le moteur 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 sur le tableau de bord droit (Se reporter à la Figure 7-21), fournit au pilote une information précieuse en ce qui concerne le fonctionnement du circuit de dépression. Toute baisse de pression jusqu'alors constante dans un circuit peut dénoter un filtre ou des tamis encrassés, un gommage du régulateur de dépression ou une 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 un défaut du manomètre ou un écrasement de sa canalisation. Si l'indication du manomètre s'écarte de la normale, faire vérifier le circuit par un mécanicien afin de prévenir les risques de détérioration des éléments du circuit ou une panne définitive du circuit.

7.19 CIRCUIT DE DEPRESSION (Suite)

La protection des gyros du circuit est assurée par un régulateur de dépression. La soupape est tarée de manière à obtenir une dépression comprise entre 4,8 et 5,2 in Hg (121,9 et 132,1 mm Hg), ce tarage assurant une dépression suffisante pour faire fonctionner tous les gyros à leur vitesse de rotation nominale. Une dépression supérieure détériorerait les gyros ; avec une dépression inférieure, les gyros ne seraient plus fiables. Le régulateur est situé derrière le tableau de bord.

Si l'avion est équipé du circuit de dépression auxiliaire optionnel, se reporter à la Section 9, Supplément 3, pour les procédures d'utilisation.

7.21 CIRCUIT ANEMOMETRIQUE

Le circuit fournit la pression totale et la pression statique pour l'anémomètre, l'altimètre et le variomètre (lorsqu'il est installé).

La pression totale est prélevée par le tube de Pitot monté sous l'aile gauche. Un tube de Pitot réchauffé optionnel, qui prévient les problèmes posés par le givrage ou les fortes pluies, est disponible. L'interrupteur du réchauffage du tube de Pitot est situé sur le tableau d'interrupteurs. La pression statique est détectée par des pastilles de prise de pression statique situées de chaque côté du fuselage arrière. Les purges, à pousoir, des circuits de pression totale et de pression statique sont situées à la partie inférieure de la cloison latérale gauche du poste de pilotage.

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. Lors de la mise du 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, la fenêtre de mauvais temps et les aérateurs de cabine doivent être fermés et le réchauffage et le dégivrage de cabine mis en service. L'erreur de l'altimètre est inférieure à 50 ft (15 m), sauf indication contraire (plaquette).

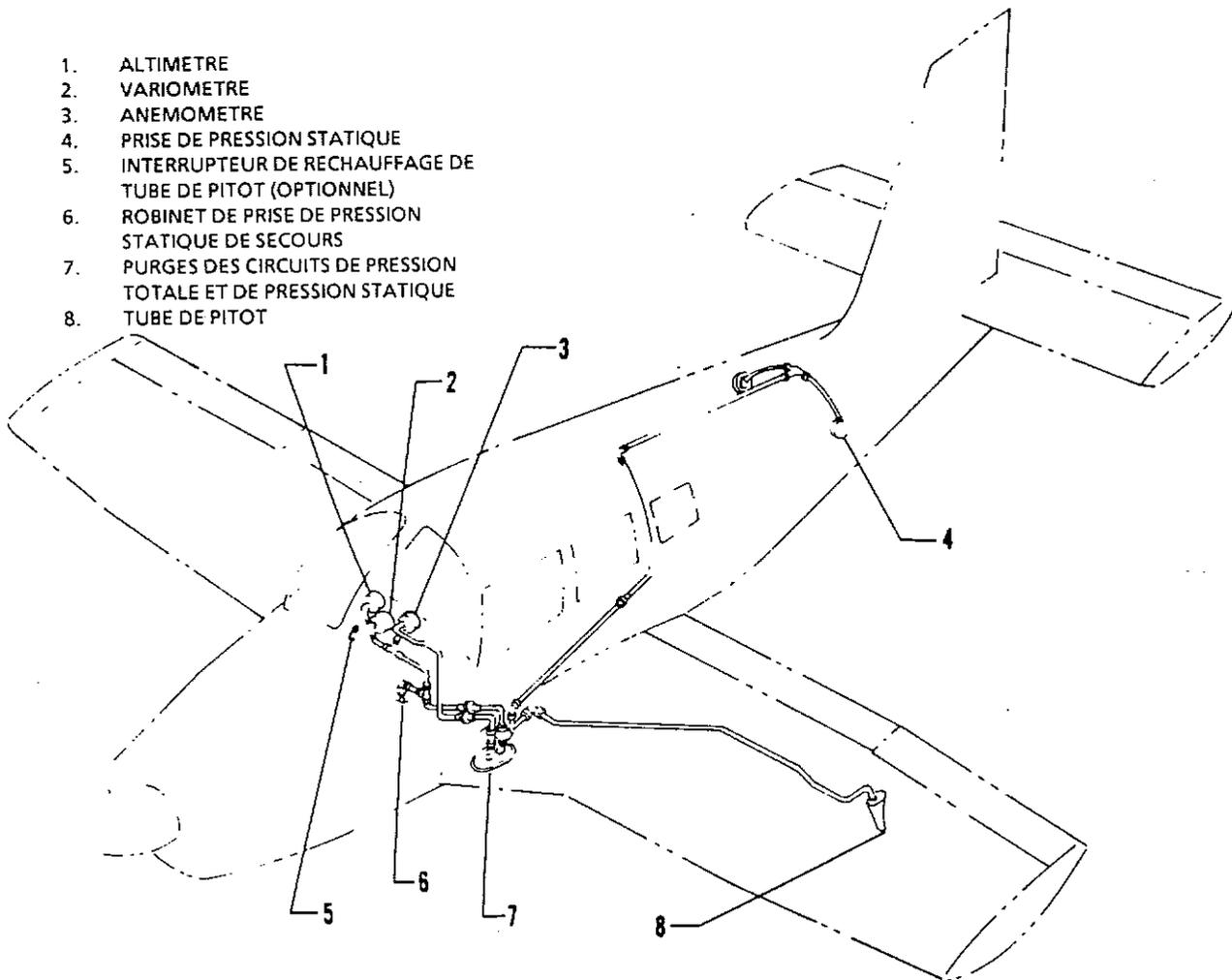
Pendant que l'avion est stationné, une housse doit être placée sur le tube de Pitot afin d'empêcher les insectes et la pluie de pénétrer par les orifices du tube de Pitot. Une obturation partielle ou totale du tube de Pitot entraînera une lecture fantaisiste ou nulle des instruments.

NOTA

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

7.21 CIRCUIT ANEMOMETRIQUE (Suite)

1. ALTIMETRE
2. VARIOMETRE
3. ANEMOMETRE
4. PRISE DE PRESSION STATIQUE
5. INTERRUPTEUR DE RECHAUFFAGE DE TUBE DE PITOT (OPTIONNEL)
6. ROBINET DE PRISE DE PRESSION STATIQUE DE SECOURS
7. PURGES DES CIRCUITS DE PRESSION TOTALE ET DE PRESSION STATIQUE
8. TUBE DE PITOT



CIRCUIT ANEMOMETRIQUE

Figure 7-19

7.23 TABLEAU DE BORD

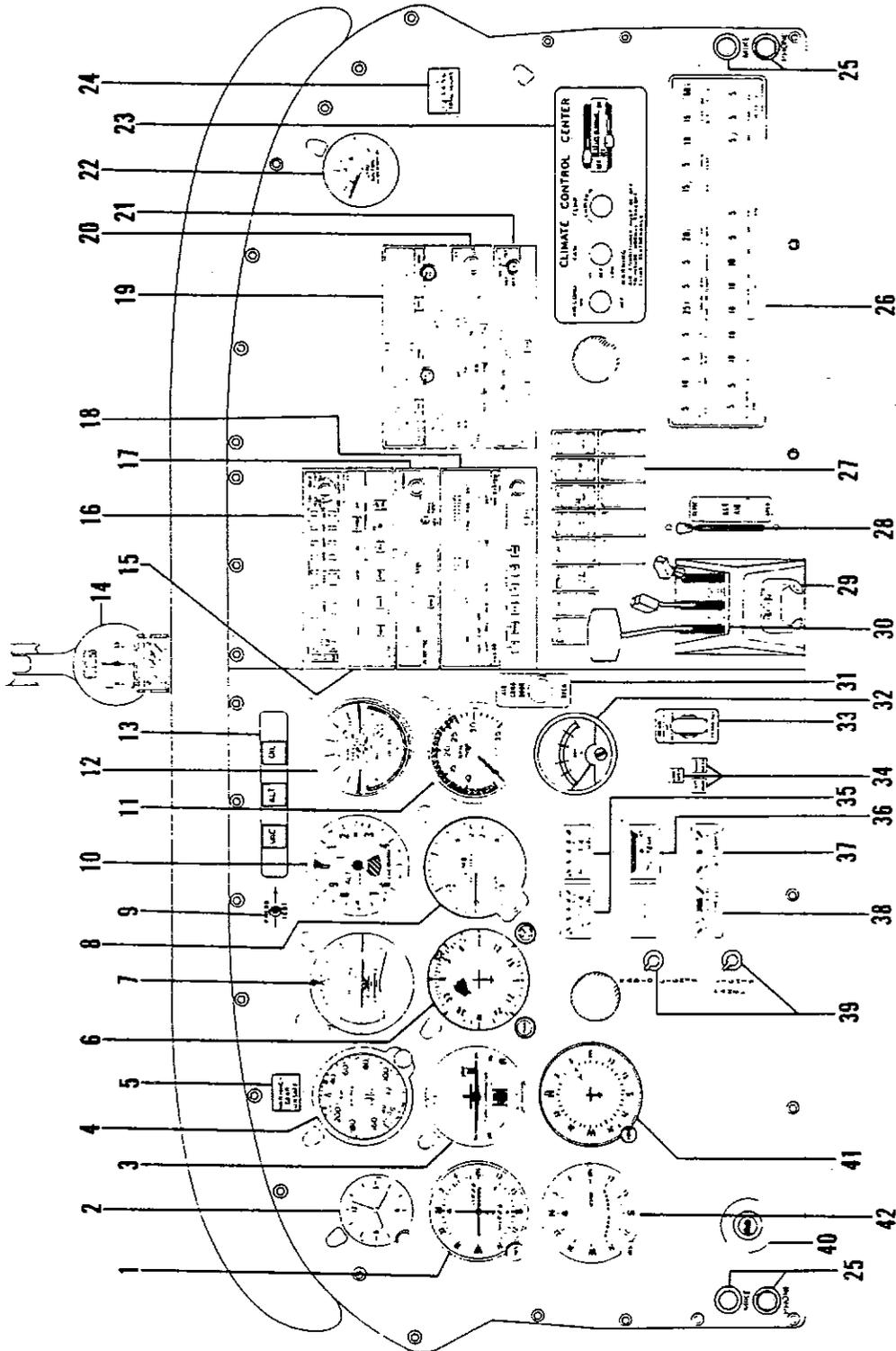


TABLEAU DE BORD

Figure 7-21

7.23 TABLEAU DE BORD (Suite)

- | | | |
|---|---|---|
| 1. INDICATEUR VOR/LOC/ILS | 17. EMETTEUR-RECEPTEUR DE
RADIOCOMMUNICATION | 31. VOYANT DE VOLET DE
CLIMATISEUR |
| 2. MONTRE | 18. RECEPTEUR RNAV | 32. INDICATEUR TGE |
| 3. COORDONNATEUR DE
VIRAGE | 19. ENSEMBLE RECEPTEUR DE
NAVIGATION/EMETTEUR-
RECEPTEUR DE
RADIOCOMMUNICATION | 33. SELECTEUR DE TRAIN
D'ATERRISSAGE |
| 4. ANEMOMETRE | 20. RECEPTEUR RADIOCOMPAS | 34. VOYANTS DE TRAIN
D'ATERRISSAGE |
| 5. VOYANT D'ALARME TRAIN
NON VERROUILLE | 21. TRANSPONDEUR | 35. JAUGEURS DE CARBURANT
GAUCHE ET DROIT |
| 6. CONSERVATEUR DE CAP | 22. MANOMETRE DE DEPRESSION
GYROS | 36. INDICATEUR DE
TEMPERATURE D'HUILE |
| 7. HORIZON GYROSCOPIQUE | 23. TABLEAU D'HABILABILITE | 37. AMPEREMETRE |
| 8. VARIOMETRE | 24. COMPTEUR HORAIRE | 38. MANOMETRE DE PRESSION
D'HUILE |
| 9. POUSSOIR D'ESSAI DE
TABLEAU D'ALARME | 25. PRISES DE MICROPHONE/DE
CASQUE | 39. COMMANDES D'ECLAIRAGE
DES EQUIPEMENTS
RADIO/INSTRUMENTS/
INTERRUPTEURS |
| 10. ALTIMETRE | 26. DISJONCTEURS | 40. RADIOCOMPAS |
| 11. TACHYMETRE | 27. INTERRUPTEURS
ELECTRIQUES | 41. CONTACT D'ALLUMAGE (DE
MAGNETOS) |
| 12. INDICATEUR DE PRESSION
D'ADMISSION ET DE
DEBIT/PRESSION CARBURANT | 28. COMMANDE D'AIR DE
SECOURS | 42. INDICATEUR VOR/LOC |
| 13. TABLEAU D'ALARME | 29. SUPPORT DE MICROPHONE | |
| 14. COMPAS MAGNETIQUE | 30. BLOC MANETTES | |
| 15. PILOTE AUTOMATIQUE | | |
| 16. TABLEAU DE COMMANDE
D'ECOUTE | | |

TABEAU DE BORD

Figure 7-21

7.23 TABLEAU DE BORD (Suite)

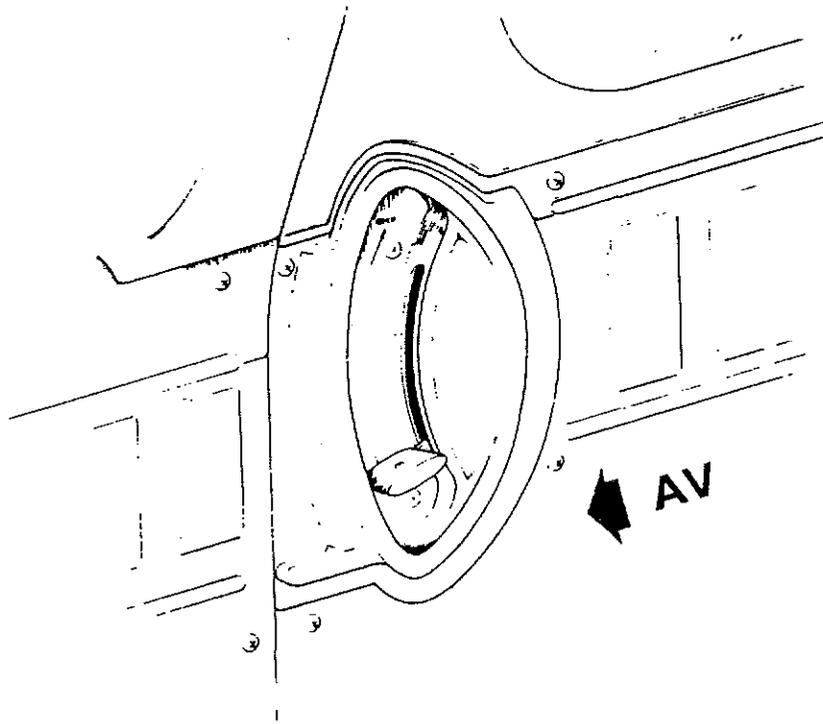
Le tableau de bord est conçu pour recevoir les instruments de vol évolués habituels et les instruments moteur normalement indispensables. L'horizon gyroscopique et le conservateur de cap, situés au centre du tableau de bord gauche, sont à dépression. Le manomètre de dépression est situé sur le tableau de bord droit. L'indicateur de virage, situé du côté gauche, est électrique. L'indicateur de situation horizontale (HSI) optionnel, lorsqu'il remplace le conservateur de cap, est également électrique.

Les équipements radio sont situés dans la partie centrale du tableau de bord, les disjoncteurs se trouvant dans le coin inférieur droit de ce tableau.

Un 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.

Si l'avion en est équipé, l'interrupteur général radio (RADIO MASTR) est situé dans la rangée inférieure du tableau d'interrupteurs principal. Lorsque l'interrupteur général de batterie (BATT MASTR) est mis sur «ON» («MARCHE»), l'interrupteur du relais général des équipements électroniques est alimenté, ce qui ouvre les contacteurs et évite ainsi l'alimentation des équipements radio. Lorsque l'interrupteur général radio (RADIO MASTR) est mis sur «ON» («MARCHE»), le relais général des équipements radio n'est plus alimenté, et les contacteurs se ferment permettant l'alimentation des équipements radio.

Un système économiseur d'énergie en attente d'autorisation au sol permet l'alimentation de l'émetteur-récepteur de radiocommunication N° 1 (COMM 1) sans mettre l'interrupteur de batterie (BATT MASTR) ni l'interrupteur général radio (RADIO MASTR), si installé, sur marche. Un interrupteur à bascule repéré «GND CLC», éclairé de l'intérieur et situé sur le tableau de bord, signale la mise en service de ce système. Lorsque l'interrupteur est sur «ON» («MARCHE»), l'amplificateur d'écoute (le haut-parleur) de l'émetteur-récepteur de radiocommunication N° 1 (COMM 1) et les accessoires radio sont alimentés directement par la batterie de bord. Lorsque le moteur est arrêté et qu'aucune communication n'est nécessaire, l'interrupteur «GND CLC» doit être mis sur «OFF» («ARRET») pour éviter de décharger la batterie.



VERROU DE PORTE DE CABINE

Figure 7-23

7.25 PARTICULARITES DE LA CABINE

Tous les dossiers de sièges peuvent occuper trois positions : normale, intermédiaire et inclinée. La manette de réglage se trouve à la base du dossier, du côté externe du siège. Les sièges avant sont réglables longitudinalement pour faciliter l'accès et pour le confort de l'occupant. Un accoudoir est fixé sur les panneaux latéraux contigus aux sièges avant. La dépose des sièges arrière est aisée et permet de ménager la place nécessaire pour des articles volumineux. Les sièges arrière sont dotés de fixations des pieds avec mécanismes de verrouillage, fixations qui doivent être déverrouillées avant de pouvoir déposer les sièges arrière. Le déverrouillage des fixations s'effectue en appuyant sur le poussoir situé derrière chaque pied arrière. Des appuis-tête optionnels sont disponibles.

Chaque occupant de siège est protégé par un ensemble constitué d'une ceinture et de bretelles à une seule sangle. Chaque bretelle est commandée par un enrouleur à inertie situé au-dessus de la fenêtre latérale. La bretelle se passe sur l'épaule côté fenêtre et se fixe sur la ceinture ventrale au niveau de la hanche de l'occupant côté interne. La vérification de l'enrouleur à inertie peut s'effectuer en tirant la sangle d'un coup sec et en contrôlant le blocage de l'enrouleur. Cette caractéristique de blocage empêche la bretelle de se

7.25 PARTICULARITES DE LA CABINE (Suite)

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.

Les autres particularités comprennent une glace de mauvais temps pilote, deux pare-soleil, des cendriers pour chacun des passagers, des pochettes à documents situées sur les panneaux latéraux, sous le tableau de bord, différentes pochettes disposées à l'arrière des dossiers des sièges avant, des accoudoirs pour les passagers avant, des serrures de portes de cabine et de soute à bagages et une clé de contact d'allumage.

La porte de la cabine de l'Arrow est dotée de deux verrous. Pour fermer la porte de cabine, la maintenir en position fermée à l'aide de l'accoudoir tout en amenant le verrou latéral de la porte sur la position «LATCHED» («VERROUILLE»). Engager ensuite le verrou supérieur. Les deux verrous doivent être enclenchés avant le vol.

7.27 ZONE A BAGAGES

Une grande zone à bagages, située derrière les sièges arrière, est accessible soit de l'intérieur de la cabine soit par une grande porte sur le côté droit de l'avion. La capacité de chargement maximale est de 200 lb (91 kg). Cette soute est dotée de sangles d'arrimage qui doivent être utilisées en permanence.

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 INSTALLATION DE CHAUFFAGE, DE VENTILATION ET DE DEGIVRAGE

L'installation de chauffage est conçue pour assurer aux occupants le maximum de confort au cours des vols hivernaux et par basses températures. L'installation comprend une enveloppe de réchauffage, des conduits de chauffage, des bouches de dégivrage, des commandes de chauffage et de dégivrage.

ATTENTION

Lors de l'utilisation du chauffage cabine, le revêtement des conduits de chauffage s'échauffe, d'où des risques de brûlures des bras ou des jambes si ces derniers se trouvent trop près des bouches ou du revêtement des conduits de chauffage.

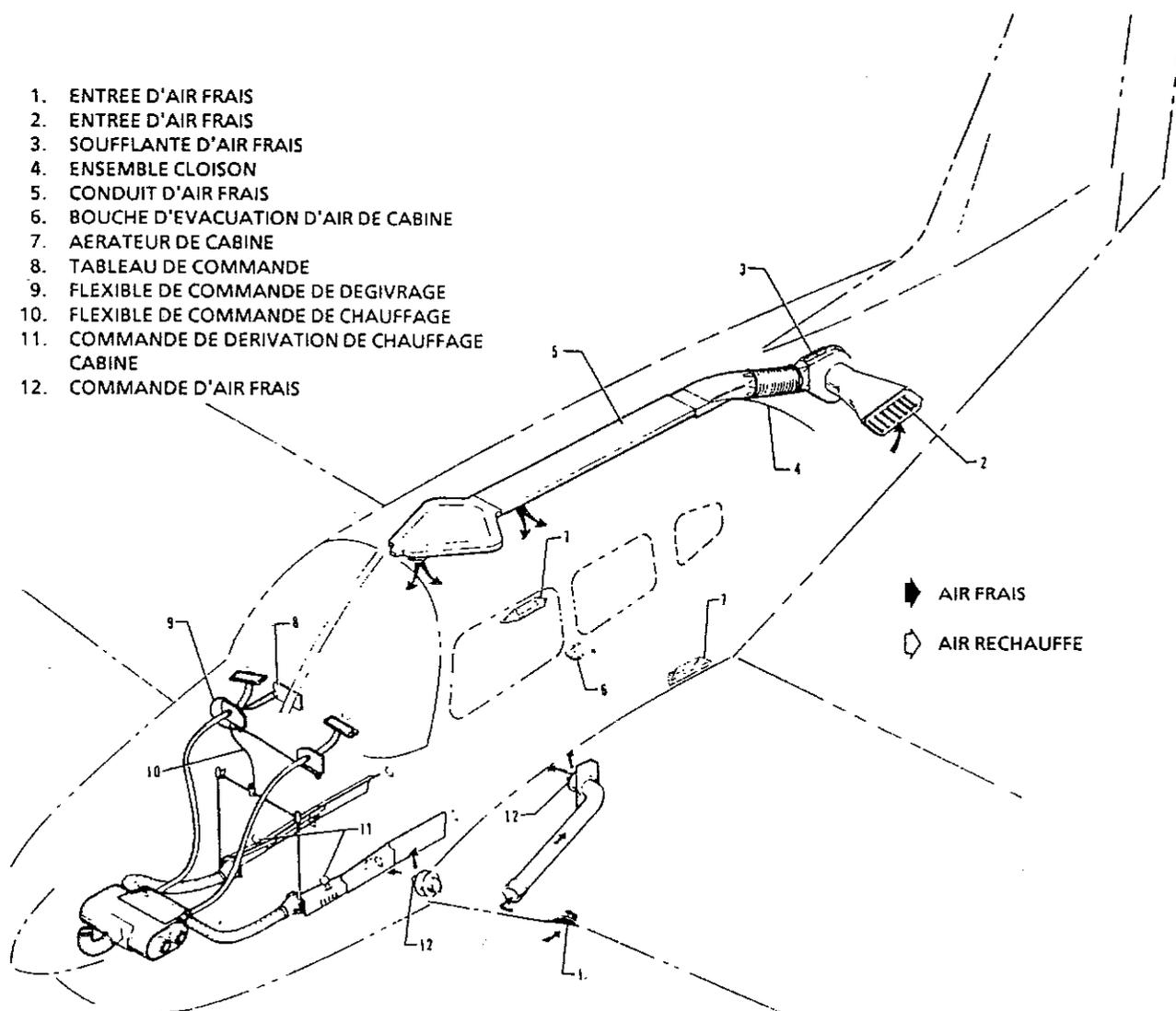
Une ouverture à l'avant du capot inférieur permet l'entrée d'air dynamique dans l'enveloppe de réchauffage. Cet air est ensuite acheminé jusqu'aux vannes d'isolement de chauffage situées du côté droit et du côté gauche de la cloison pare-feu. Lorsque les vannes d'isolement sont ouvertes, l'air réchauffé est admis dans les conduits de chauffage situés de part et d'autre du pupitre central. Le conduit de chauffage comporte des bouches qui sont situées au niveau de chaque siège. Le débit d'air vers les sièges arrière peut se régler par l'intermédiaire de commandes incorporées aux conduits de chauffage et situées entre les sièges avant. La température de la cabine se règle par l'intermédiaire de la commande de chauffage située sur le côté droit du tableau de bord.

Le dégivrage est assuré par des bouches de chauffage pratiquées dans le cache de capot, du côté droit et du côté gauche. L'air réchauffé est acheminé directement jusqu'aux vannes d'isolement de dégivrage au niveau de la cloison pare-feu, puis jusqu'aux bouches de dégivrage. Le débit d'air se règle par l'intermédiaire d'une commande de dégivrage située au-dessous de la commande de chauffage.

Pour faciliter la distribution de l'air, l'air de cabine est évacué à l'extérieur par une bouche située à la partie inférieure du fuselage. Les aérateurs de cabine sont situés sous les sièges arrière, côté externe. Les éléments ci-dessus sont supprimés en cas d'installation du conditionnement d'air.

Les bouches individuelles optionnelles d'air frais fournissent de l'air frais provenant d'une entrée d'air à persienne située sur le côté du fuselage arrière gauche, au-dessous de l'arête dorsale. L'air est acheminé dans une chambre de tranquillisation située à la base de la dérive, puis vers les bouches individuelles. Pour le confort de chacun, la quantité et la direction de l'air peuvent être réglées afin de contrôler le débit d'air et l'orientation désirée du jet. Une soufflante optionnelle est disponible qui refoule l'air extérieur par les bouches de plafond pour l'utilisation au sol. La soufflante est mise en service par un commutateur «FAN» qui peut occuper trois positions : «OFF» («ARRET»), «LOW» («FAIBLE») et «HIGH» («FORT»).

7.29 INSTALLATION DE CHAUFFAGE, DE VENTILATION ET DE DEGIVRAGE (Suite)



INSTALLATION DE CHAUFFAGE, DE VENTILATION ET DE DEGIVRAGE

Figure 7-25

7.31 AVERTISSEUR DE DECROCHAGE

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. Les vitesses de décrochage sont indiquées sous forme de graphiques dans la Section «Performances». L'avertisseur sonore de décrochage émet un son continu à la différence de l'avertisseur sonore de train d'atterrissage qui émet un son intermittent au rythme de 90 Hz. L'avertisseur sonore de décrochage est déclenché par un détecteur de portance monté sur le bord d'attaque de l'aile gauche. Au cours de la visite avant vol, l'avertisseur de décrochage doit être vérifié en plaçant l'interrupteur général de batterie sur «ON» («MARCHE»), en soulevant le détecteur et en vérifiant le déclenchement de l'avertisseur sonore.

7.33 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.

7.35 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 sur le côté gauche du fuselage, derrière la soute à bagages arrière. 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.

L'air de la zone à bagages est aspiré au travers de l'évaporateur par la soufflante qui le distribue par un conduit de plafond vers les bouches individuelles situées à proximité de chaque occupant.

*Equipement optionnel

7.35 INSTALLATION DE CONDITIONNEMENT D'AIR* (Suite)

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 régule 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. De l'air de rafraîchissement doit être senti dans la minute qui suit la mise en service du climatiseur.

NOTA

Si l'installation ne fonctionne pas au bout de 5 minutes, la couper jusqu'à ce que le défaut soit corrigé.

Le commutateur de soufflante permet l'utilisation de la soufflante, le climatiseur n'étant pas en service, afin de faciliter la circulation de l'air dans la cabine. Les positions «LOW» («FAIBLE») ou «HIGH» («FORT») peuvent être sélectionnées pour refouler de l'air par les bouches du conduit de plafond. Ces bouches peuvent être réglées ou fermées individuellement.

Un voyant de volet de condenseur, situé à droite du tachymètre, s'allume lorsque le volet est ouvert et s'éteint lorsque le volet est fermé.

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 pleins gaz, elle sollicite un microcontacteur qui provoque le débrayage du compresseur et la rentrée de la prise d'air, cela afin d'obtenir la puissance maximale et le taux de montée maximal. La soufflante continue de fonctionner et l'air reste frais pendant une minute environ. Lorsque la manette des gaz est ramenée de 1/2 cm environ, le compresseur se réembraye, la prise d'air sort et l'installation fournit à nouveau de l'air sec et frais.

*Équipement optionnel

7.37 PRISE DE PARC PIPER*

Une installation de démarrage optionnelle est accessible par la prise située sur le côté droit du fuselage, à l'arrière de la porte de la soute à bagages. 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.

7.39 BALISE DE DETRESSE

La balise de détresse fonctionne avec ses propres piles et est située dans le fuselage arrière. Elle est accessible après dépose d'un cache rectangulaire situé sur le côté droit. Un tournevis cruciforme n° 2 est nécessaire pour la dépose du cache.

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

*Équipement optionnel

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

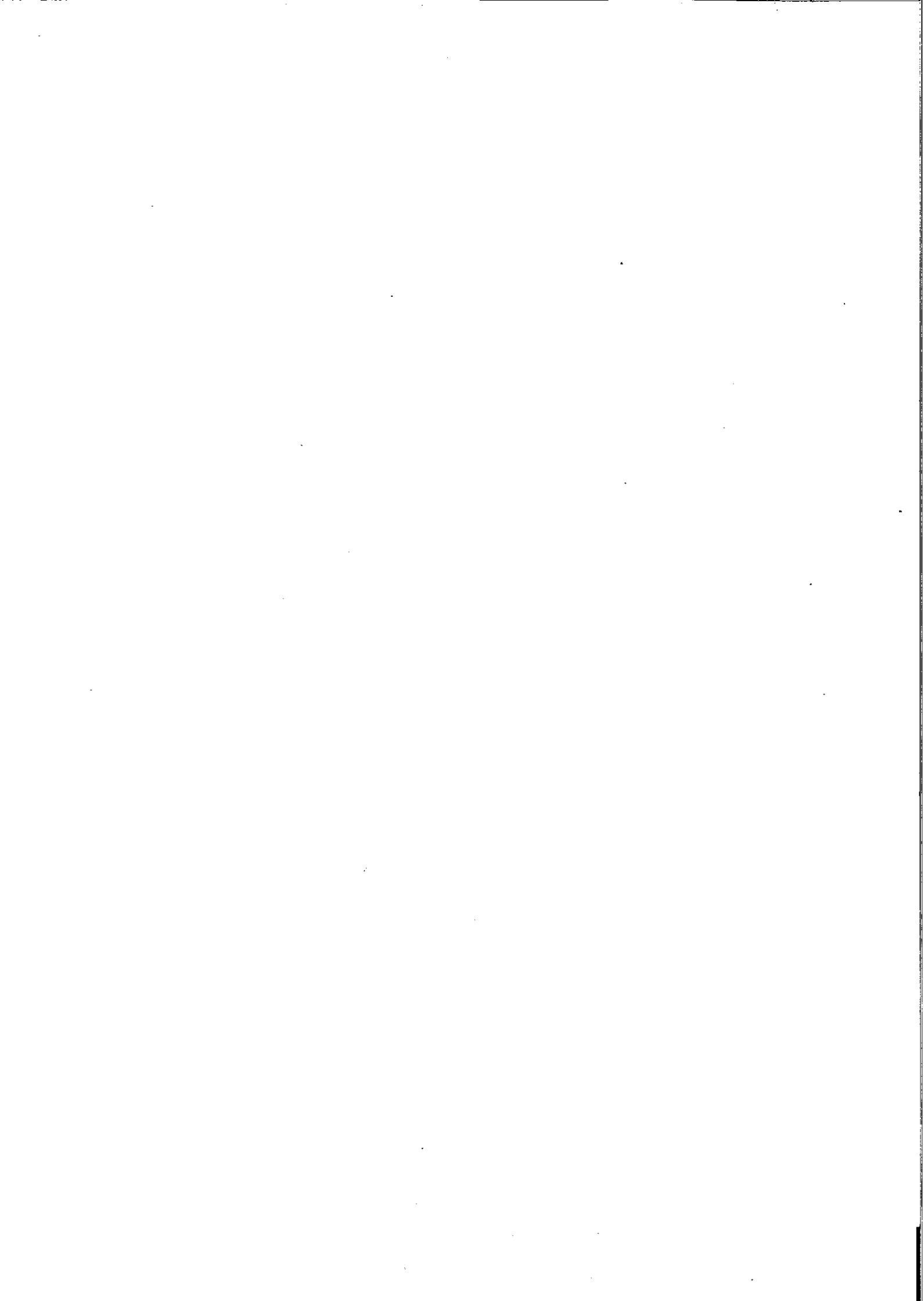
PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

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	8-3
8.9 Opérations de piste	8-4
8.11 Filtre à air du moteur	8-7
8.13 Entretien du circuit de freinage	8-7
8.15 Entretien du train d'atterrissage	8-9
8.17 Entretien de l'hélice	8-10
8.19 Exigences applicables à l'huile	8-10
8.21 Circuit carburant	8-10
8.23 Gonflage des pneumatiques	8-14
8.25 Entretien de la batterie	8-15
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 Arrow. Pour connaître toutes les instructions d'entretien, se reporter au Guide de maintenance du PA-28R-201/201T.

Chaque propriétaire doit rester en contact étroit avec un Centre d'entretien Piper homologué ou avec le Service après-vente Piper 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, des Lettres «rechanges d'entretien» et autres documents relatifs à l'avion.

Les Bulletins de service revêtent une importance spéciale et leur observation est considérée par Piper comme obligatoire. Ces derniers sont envoyés aux derniers propriétaires recensés et aux Centres d'entretien Piper. Selon la nature du bulletin, des allocations de matériel et de main d'œuvre peuvent être prévues. Ces renseignements sont diffusés à tous les Centres d'entretien Piper.

Les Lettres d'entretien traitent des améliorations du produit et des techniques d'entretien applicables à l'avion. Elles sont envoyées aux Centres d'entretien Piper et, occasionnellement, aux derniers propriétaires recensés. Les propriétaires doivent accorder une grande attention aux renseignements contenus dans les Lettres d'entretien.

Les Lettres «rechanges d'entretien» 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.

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 obtenu par l'intermédiaire d'un Centre d'entretien Piper homologué ou du Service après-vente Piper.

8.1 GENERALITES (Suite)

Les Manuels d'entretien, Catalogues des pièces ainsi que les mises à jour à ces deux documents peuvent être obtenus auprès des Centres d'entretien Piper ou du Service après-vente 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 bien effectué, ce procédé permet une bonne vérification de l'état interne du moteur. Pour que ce procédé soit précis, les filtres à air d'admission doivent être nettoyés ou changés régulièrement et des échantillons d'huile prélevés et envoyés à intervalles réguliers.

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.

8.7 TRANSFORMATIONS DE L'AVION (Suite)

- 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 dans la soute à bagages arrière, 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 barre de remorquage s'engage à l'intérieur de la fusée de la roue avant.

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.

8.9 OPERATIONS DE PISTE (Suite)

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) Rouler avec l'hélice au petit pas.
- 3) Pendant le roulage, effectuer de légers virages pour s'assurer de l'efficacité du dispositif d'orientation.
- 4) 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.
- 5) Quand le roulage s'effectue sur un sol inégal, éviter les trous et les ornières.
- 6) 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) Serrer 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 revenir 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.

8.9 OPERATIONS DE PISTE (Suite)

- 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 rétrécir.

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

- a) Dépose du filtre à air du moteur
 - 1) Déposer le capot supérieur.
 - 2) Déposer les écrous à oreilles de fixation du filtre. Déposer le filtre.
- b) Nettoyage du filtre à air du moteur

Le filtre à air d'admission doit être nettoyé au moins une fois toutes les 50 heures, et plus fréquemment, au besoin tous les jours, en cas d'utilisation en conditions poussiéreuses. Les filtres de rechange sont bon marché et il faut en avoir un sous la main afin de pouvoir procéder rapidement au remplacement.

Pour nettoyer le filtre :

- 1) Tapoter doucement le filtre pour faire tomber les particules de saleté, en prenant bien soin de ne pas l'endommager. NE PAS LAVER le filtre dans quelque liquide que ce soit. NE PAS essayer de chasser les saletés à l'air comprimé.
 - 2) Si le filtre est excessivement sale ou s'il présente une détérioration quelconque, le remplacer immédiatement.
 - 3) Essuyer le logement du filtre avec un chiffon propre imbibé d'essence blanche. Une fois le logement propre et sec, monter le filtre.
- c) Pose du filtre à air du moteur

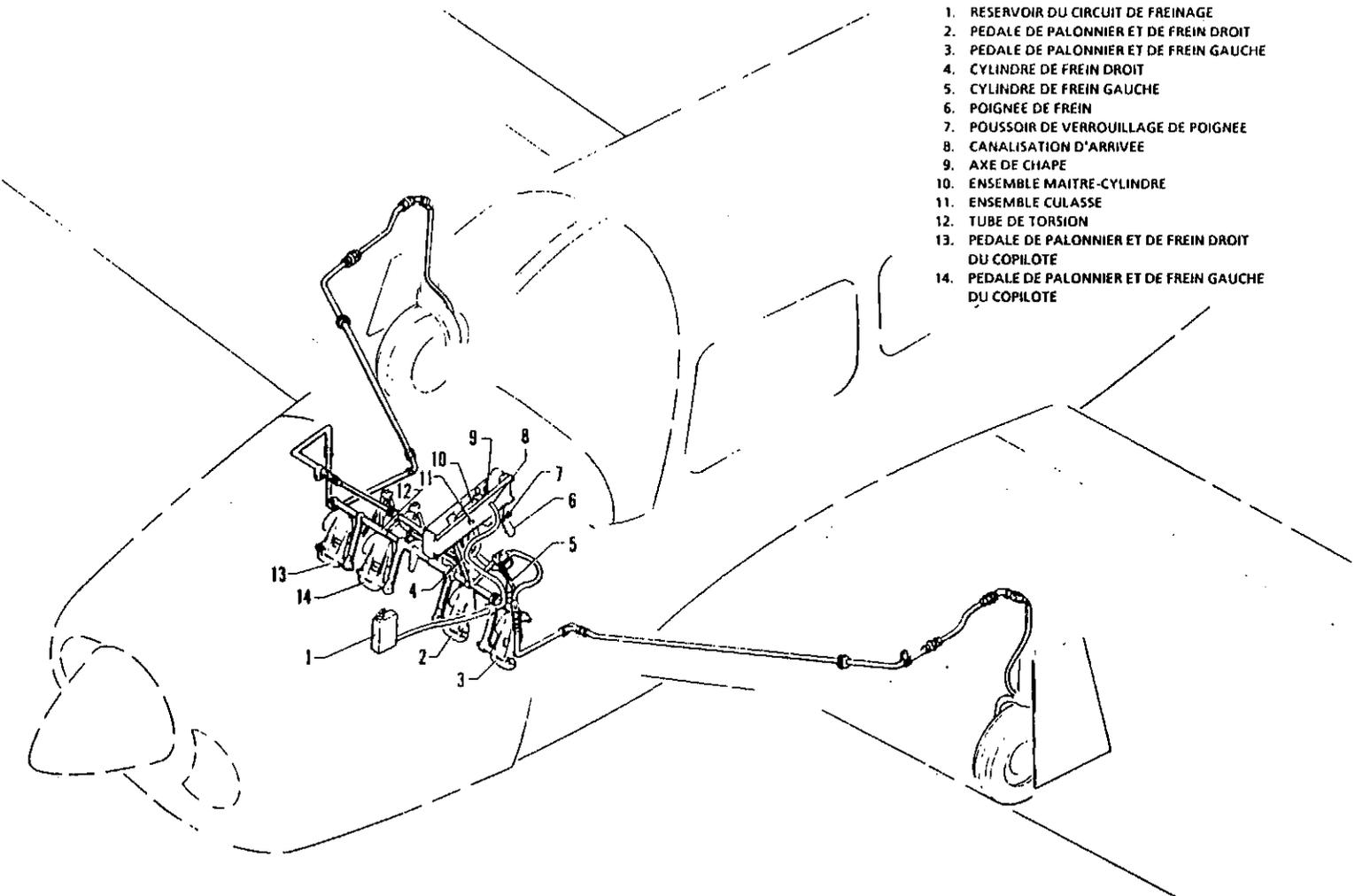
Après le nettoyage ou lors du remplacement du filtre, poser le filtre en effectuant les opérations dans l'ordre inverse de la dépose.

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 100 heures et doit être complété à la demande. Le réservoir du circuit de freinage est situé sur le côté gauche de la cloison pare-feu, dans le compartiment moteur. Si le plein du circuit complet doit être refait, l'effectuer avec du liquide sous pression à partir du côté frein du circuit pour éliminer l'air du circuit.

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

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



CIRCUIT DE FREINAGE

Figure 8-1

8.15 ENTRETIEN DU TRAIN D'ATTERRISSAGE

Le train d'atterrissage principal utilise des roues de 6.00 x 6 équipées de pneus de 6.00 x 6 à 6 plis et à chambre. Le train avant utilise une roue de 5.00 x 5 équipée d'un pneu type III de 5.00 x 5 à 4 plis et à 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 de l'avion Arrow doivent être entretenus suivant les instructions portées sur les éléments. Sous la charge statique normale, la longueur apparente du tube de piston de l'amortisseur principal doit être de $2,5 \pm 0,25$ in (64 ± 6 mm), cette longueur apparente doit être de $2,75 \pm 0,25$ in (70 ± 6 mm) pour le train avant. Pour ajouter de l'air dans un amortisseur, brancher une pompe pour amortisseur sur l'ensemble valve qui se trouve près du sommet du caisson de train, et pomper jusqu'à obtenir la position voulue de l'amortisseur. Pour ajouter du liquide, mettre l'avion sur vérins, chuter la pression d'air de l'amortisseur, déposer l'obus de valve et ajouter le liquide par cette ouverture, l'amortisseur étant complètement détendu. Une fois le plein de l'amortisseur réalisé, comprimer ce dernier lentement et à fond afin de permettre l'évacuation de l'excès d'air et d'huile. L'amortisseur étant toujours comprimé, remonter l'obus de valve et gonfler l'amortisseur à l'aide de la pompe comme indiqué ci-dessus.

Pour mettre l'avion sur vérins pour l'entretien du train d'atterrissage ou tout autre entretien, utiliser deux vérins hydrauliques et un support de queue. Avant de procéder à la mise sur vérins de l'avion, lester la base du support de queue avec une masse minimale de 250 lb (113 kg). Placer les vérins hydrauliques sous les appuis de vérins sous les ailes ; monter les vérins jusqu'à ce que le patin de queue soit à la bonne hauteur pour fixer le support de queue. Une fois ce dernier fixé et le lest mis en place, poursuivre la montée des vérins afin d'amener l'avion à la hauteur désirée.

Les bras d'orientation reliant les pédales de palonnier au train avant sont réglés au niveau des pédales de palonnier ou au niveau du train avant en vissant ou dévissant les roulements des embouts de tiges filetées. Le réglage s'effectue normalement du côté avant des tiges et doit être fait de telle façon que la roue avant soit alignée avec l'axe longitudinal de l'avion quand les pédales de palonnier et le gouvernail de direction sont au neutre. L'alignement de la roue avant peut être vérifié en poussant l'avion vers l'avant et vers l'arrière, le gouvernail de direction étant au neutre ; le réglage est correct si l'avion roule parfaitement droit. L'angle de braquage de la roue avant est de 30° de part et d'autre de l'axe ; il est réglé en usine par des butées situées à la base de la pièce forgée.

8.17 ENTRETIEN DE L'HELICE

La casserole et le plateau arrière doivent être fréquemment nettoyés et examinés pour vérifier l'absence de criques. Avant chaque vol, l'hélice doit être examinée pour vérifier l'absence d'entailles, d'éraflures ou de corrosion. Si l'hélice présente ce genre de détériorations, 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 Lycoming de la série IO-360 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 le filtre à huile toutes les 50 heures, ou plus fréquemment lorsque les conditions d'utilisation sont défavorables. Les qualités d'huile ci-après sont recommandées aux températures indiquées.

Température extérieure moyenne pour le démarrage	Monograde	Multigrade
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, le tamis du filtre à carburant doit être nettoyé. Le filtre à carburant est situé sur le côté inférieur avant gauche de la cloison pare-feu. Il est accessible après dépose du capotage inférieur. Après le nettoyage, un peu de graisse appliquée sur le joint facilitera le remontage.

8.21 CIRCUIT CARBURANT (Suite)

b) Exigences applicables au carburant (ESSENCE AVIATION UNIQUEMENT)

Carburant spécifié pour cet avion : carburant aviation d'indice d'octane minimal 100/130. Etant donné que l'utilisation de carburants d'indice d'octane inférieur peut entraîner très rapidement des détériorations graves du moteur, la garantie du moteur se trouve invalidée par une telle utilisation. Se reporter à la dernière édition de l'Instruction d'entretien Lycoming N° 1070 en ce qui concerne les carburants de remplacement autorisés.

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 (carburants spécifiés par Avco Lycoming).

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

TABLEAU DE COMPARAISON DES INDICES D'OCTANE DES CARBURANTS

Indices d'octane antérieurs des carburants commerciaux (suivant ASTM-D910)				Indices d'octane actuels des carburants commerciaux (suivant ASTM-D910-75)				Indices d'octane actuels des carburants militaires (suivant MIL-G-5572E amendement N°3)			
Indice d'octane	Couleur	Teneur maxi. en plomb tétraéthyle m/US gal ml/l		Indice d'octane	Couleur	Teneur maxi. en plomb tétraéthyle m/US gal ml/l		Indice d'octane	Couleur	Teneur maxi. en plomb tétraéthyle m/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 m/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.

8.21 CIRCUIT CARBURANT (Suite)

b) Exigences applicables au carburant (ESSENCE AVIATION UNIQUEMENT) (Suite)

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. A part les renseignements contenus dans la présente section, suivre attentivement les consignes de mélange ou de dosage du fabricant.

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 de carburant.

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.

c) Plein des réservoirs de carburant

ATTENTION-DANGER

Ne mettre aucun équipement électronique ou électrique en service sur l'avion durant les opérations de ravitaillement. Ne pas tolérer de flamme nue et interdire de fumer dans le voisinage de l'avion durant le ravitaillement.

Durant toutes les opérations de ravitaillement, un équipement de lutte contre l'incendie doit être disponible. Deux câbles de mise à la terre reliant deux points différents de l'avion à des piquets de mise à la terre homologués distincts doivent être utilisés.

8.21 CIRCUIT CARBURANT (Suite)

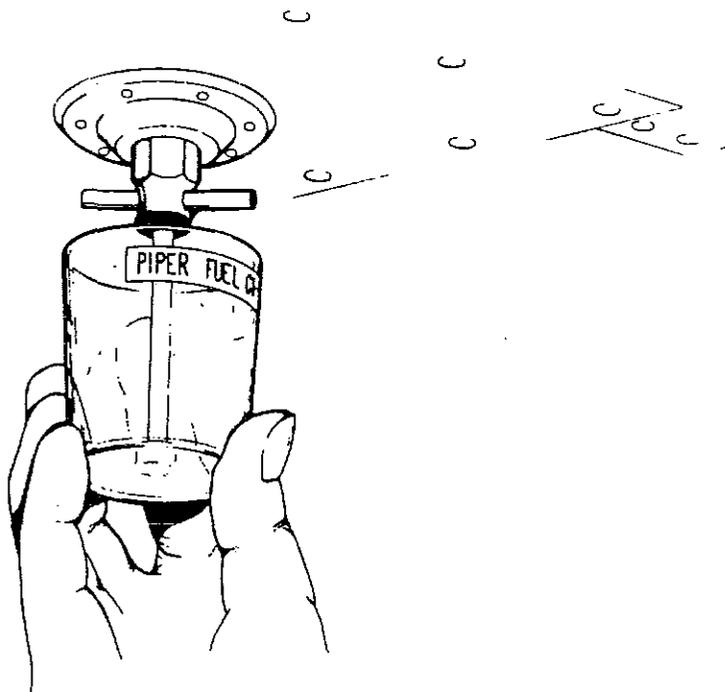
c) Plein des réservoirs de carburant (Suite)

Observer toutes les mesures de sécurité requises lors de la manipulation de l'essence. Faire le plein des réservoirs de carburant par l'orifice de remplissage situé sur l'inclinaison avant de l'aile. La contenance maximale de chaque aile est de 38,5 US gal (145,5 l). Lorsque l'on n'utilise pas la totalité de la capacité normale de 77 US gal (291 l), le carburant doit être réparti de façon égale de chaque côté.

NOTA

Le ravitaillement de l'avion doit être effectué avec les ailes horizontales. Parfois, il s'avèrera nécessaire de remplir alternativement les réservoirs gauche et droit jusqu'à l'obtention des pleins.

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



PURGE DE CARBURANT

Figure 8-3

8.21 CIRCUIT CARBURANT (Suite)

- d) Purge du filtre à carburant, des puisards et des canalisations (Suite)

Le filtre à carburant, situé sur le côté inférieur gauche de la cloison pare-feu, est équipé d'une purge rapide ; la purge de ce filtre doit être effectuée avant le premier vol de la journée ou après tout ravitaillement en carburant afin de vérifier l'absence de contamination du carburant. Lorsqu'une contamination apparaît, purger le carburant jusqu'à disparition totale de toute contamination. Si la contamination persiste après 1 minute de purge du carburant, faire vérifier le circuit carburant par un mécanicien.

Chaque réservoir de carburant est équipé d'une purge rapide de carburant pour vérifier l'absence de contamination. Chacun des réservoirs de carburant doit être vérifié conformément à la procédure ci-dessus.

- e) Vidange du circuit carburant

La majeure partie du carburant des réservoirs peut être vidangée en siphonnant ces derniers à l'aide d'un tuyau souple introduit dans le réservoir par le col de remplissage. Le carburant résiduel peut être vidangé en ouvrant tous les robinets de purge.

ATTENTION

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

8.23 GONFLAGE DES PNEUMATIQUES

Afin d'obtenir une durée de vie maximale des pneumatiques, les maintenir gonflés à la pression appropriée : 27 psi (1,9 bar) pour le pneu de la roue avant et 30 psi (2,1 bar) pour les pneus des roues principales. 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. Si de nouveaux éléments sont mis en service, il peut être nécessaire de rééquilibrer les roues équipées de leurs pneus. Des roues déséquilibrées peuvent entraîner de violentes vibrations du train d'atterrissage. 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

La batterie de 12 volts, 35 ampères-heure est située juste derrière la cloison arrière. On y accède par la soute à bagages. Le bac batterie est muni d'un tube de drainage en plastique qui est normalement fermé par un bouchon. Ce tube doit être ouvert de temps en temps pour évacuer l'électrolyte de la batterie qui a pu s'y accumuler.

Le niveau du liquide dans la batterie ne doit pas dépasser les séparateurs. La batterie doit être vérifiée tous les 30 jours pour s'assurer que le niveau du liquide est correct et que les connexions sont bien serrées et exemptes de corrosion. Ne pas refaire les niveaux de la batterie avec de l'acide, utiliser de l'eau exclusivement.

Si la batterie est insuffisamment chargée, la recharger en commençant au régime de 4 ampères et en terminant au régime de 2 ampères. La batterie doit être déposée de l'avion pour être rechargée ; les charges rapides ne sont pas recommandées.

La prise de parc, lorsqu'elle est installée, est située sur le côté droit du fuselage en arrière de la porte de la soute à bagages.

Se reporter au Manuel d'entretien PA-28R-201/201T pour les opérations d'entretien courant de la batterie.

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 broser 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 broser 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.

8.27 NETTOYAGE (Suite)

a) Nettoyage du compartiment moteur (Suite)

- 3) Laisser le solvant agir pendant 5 à 10 minutes. Nettoyer ensuite le moteur et le rincer avec du solvant propre et laisser sécher.

ATTENTION

Ne pas faire fonctionner le moteur tant que le solvant ne s'est pas évaporé ou n'a pas 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.

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 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.

ATTENTION

Ne pas brosser les microcontacteurs.

- 3) Laisser le solvant agir pendant 5 à 10 minutes. Rincer ensuite le train avec du solvant propre 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.

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.

8.27 NETTOYAGE (Suite)

c) Nettoyage des surfaces extérieures (Suite)

- 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 lustrage. 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 la saleté, la boue et les autres particules non incrustées sur les surfaces extérieures avec de l'eau propre.
- 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 de va-et-vient 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 bombes aérosol de nettoyage pour glaces.

- 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.

8.27 NETTOYAGE (Suite)

- 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 détremper 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

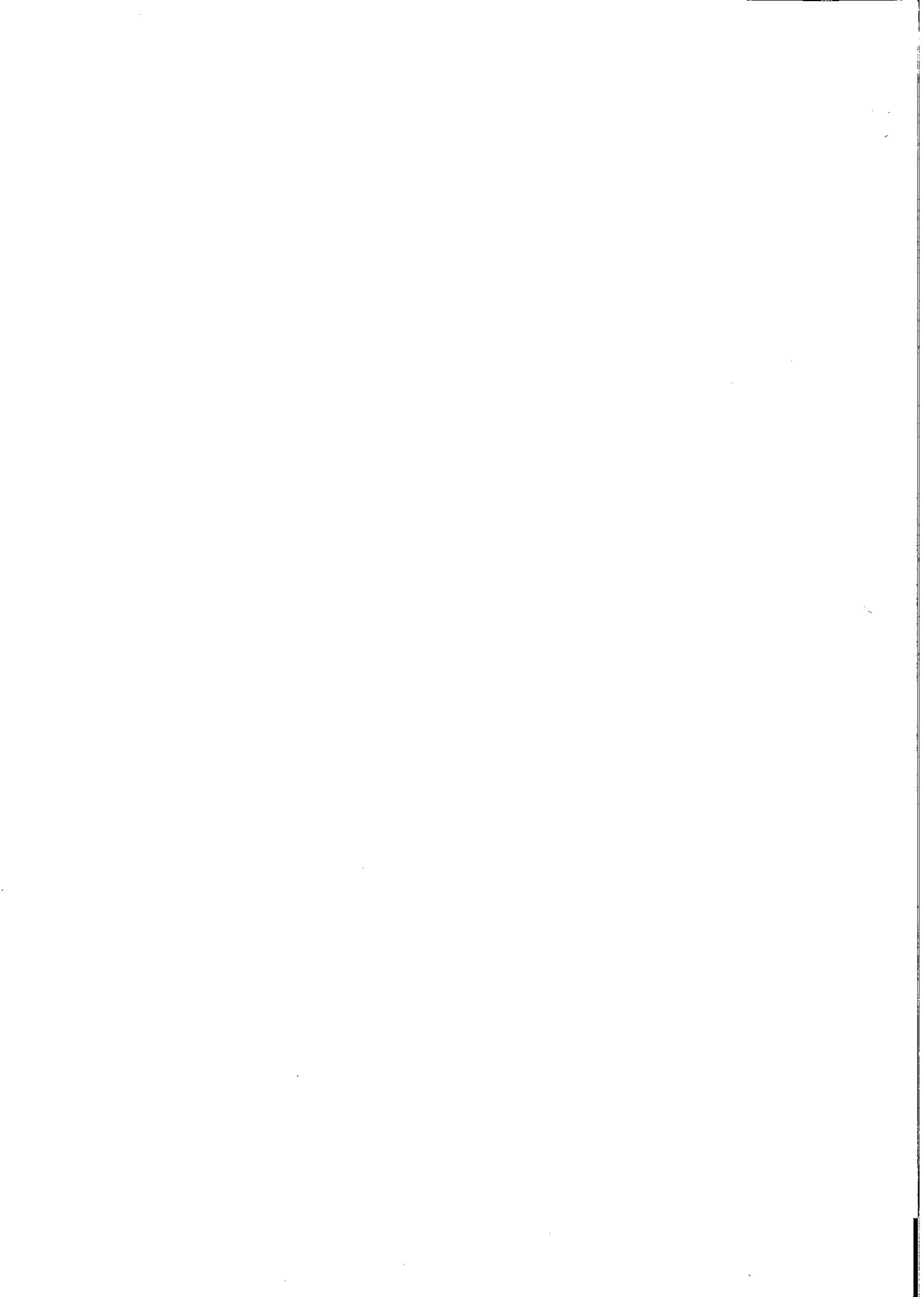
Pour l'utilisation par temps froid, un nécessaire d'adaptation aux basses températures se pose sur l'ouverture d'entrée d'air de la chambre de tranquillisation du radiateur d'huile. Ce nécessaire doit être mis en place lorsque la température ambiante atteint 50 °F (10 °C) ou moins. Lorsque le nécessaire n'est pas utilisé, il peut être rangé sur un support prévu à cet effet sur le dessus de la chambre de tranquillisation du radiateur d'huile.

TABLE DES MATIERES

SECTION 9

SUPPLEMENTS

Paragraphes/Suppléments	Pages
9.1 Généralités.....	9-1
9.2 Terminologie.....	9-1
1 Installation de conditionnement d'air.....(4 pages)	9-3
2 Compensateur de profondeur électrique Piper.....(4 pages)	9-7
3 Circuit de dépression auxiliaire.....(6 pages)	9-11
4 Montre de volant Piper.....(4 pages)	9-17
5 Système de navigation à couverture de surface King KNS-80.....(14 pages)	9-21
6 Système de pilotage King série 100.....(20 pages)	9-35
7 Système de pilotage King série 150.....(28 pages)	9-55
8 Sélecteur de vitesse verticale et d'altitude King KAS 297B.....(8 pages)	9-83
9 GPS GARMIN 430.....(6 pages)	1 à 6



**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 plusieurs des différents équipements et installations 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
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° 99598-2. 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) Pour garantir des 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 dans l'éventualité d'une remise de gaz.
- b) Plaquettes
Bien en vue du pilote et au voisinage des commandes 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 DECOLLAGE.»)

Bien en vue du pilote, à droite du tachymètre (voyant de volet de condenseur) :

«AIR COND DOOR
OPEN.»

(«VOLET COND. D'AIR
OUVERT.»)

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

Le présent supplément ne nécessite aucune modification aux procédures d'urgence de base données dans la Section 3 du présent Manuel de vol.

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 le bon fonctionnement 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, l'installation de conditionnement d'air ou l'ampoule du voyant est défectueuse et un examen plus approfondi doit être entrepris 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 est situé à droite du tachymètre, en face du pilote. Le voyant s'allume lorsque le volet est ouvert et est éteint lorsque le volet est fermé.

SECTION 5 - PERFORMANCES

N.A.P

N.A.P

N.A.P

L'utilisation du conditionnement d'air entraîne une légère diminution de la vitesse de croisière et de la distance franchissable. La puissance nécessaire à l'entraînement du compresseur est prélevée sur le moteur et la sortie du volet de condenseur provoque une légère augmentation de la traînée. Normalement, lorsque 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

N.A.P

NOTA

Pour garantir des 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 dans l'éventualité d'une remise de gaz.

N.A.P

N.A.P

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 6 kt (11 km/h) à tous les régimes.
- b) La réduction de la distance franchissable peut atteindre 40 NM (74 km) pour la capacité de 72 US gal (273 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 mise de la manette des gaz en position pleins gaz. Lorsque la position pleins gaz n'est pas utilisée, 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) à toutes les altitudes. 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).

MANUEL DE VOL
APPROUVE DGAC

SUPPLEMENT N° 2
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° 67496-7. 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

Le présent supplément ne nécessite aucune modification aux limitations de base données dans la Section 2 du présent Manuel de vol.

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

Les renseignements suivants s'appliquent en cas de mauvais fonctionnement du compensateur électrique :

- a) En cas de mauvais fonctionnement, débrayer le compensateur de profondeur électrique en mettant l'interrupteur correspondant, situé sur le manche pilote, sur «OFF» («ARRET»).
- b) En cas d'urgence, le compensateur de profondeur électrique peut être contré à l'aide du compensateur de profondeur manuel, et/ou en exerçant une pression sur le volant.
- c) En configuration de croisière, un mauvais fonctionnement peut provoquer une modification de 20° de l'assiette longitudinale et une variation d'altitude de 500 ft (152 m).

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

Le compensateur électrique peut être mis en service ou hors service par l'intermédiaire d'un interrupteur situé sur la corne gauche du volant pilote, à côté de l'inverseur de commande de compensation. Lorsque le compensateur électrique est en service, la compensation en profondeur peut être modifiée soit en manœuvrant le volant de commande manuelle du compensateur de profondeur, soit en actionnant l'inverseur de commande de compensateur situé sur le volant pilote. Pour empêcher une augmentation excessive de vitesse en cas de déroulement intempestif du compensateur électrique, l'équipement comporte un dispositif de débrayage automatique qui le rend inopérant au-dessus d'une vitesse indiquée d'environ 169 kt (313 km/h). Le débrayage n'a pas d'influence sur le compensateur manuel.

SECTION 5 - PERFORMANCES

Le présent supplément ne nécessite aucune modification aux performances de base données dans la Section 5 du présent Manuel de vol.

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

**MANUEL DE VOL
APPROUVE DGAC**

**SUPPLEMENT N° 3
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° 89311-2. 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 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) Quitter les conditions IMC si la dépression tombe au-dessous de 4,8 in Hg (122 mm Hg).
- c) Retirer du service l'ensemble pompe/moteur auxiliaire et le compteur horaire après 500 heures de fonctionnement ou après 10 ans, suivant la première des deux échéances.

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

- a) Voyant «VAC OFF» («ARRET DEPRES.») ou voyant «VAC» («DEPRES.») d'alarme de baisse de dépression allumé - Poussoir de dépression auxiliaire sur «AUX ON» («AUXI.-MARCHE»).
- b) Vérifier que le manomètre de dépression indique entre 4,8 et 5,2 in Hg (122 et 132 mm Hg), que le voyant d'alarme «VAC OFF» («ARRET DEPRES.») est éteint 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 possible afin de faire réparer le circuit principal.

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

a) Vérification avant vol

- 1) Mettre l'interrupteur général de batterie sur «ON» («MARCHE») et vérifier que le voyant «VAC OFF» («ARRET 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 la pompe à vide auxiliaire sur «ON» («MARCHE»), vérifier que le voyant «AUX ON» («AUXI.-MARCHE») est allumé et que la consommation électrique augmente d'environ 15 A sur l'ampèremètre.
- 3) Arrêter la pompe à vide auxiliaire et vérifier que le voyant «AUX ON» («AUXI.-MARCHE») est éteint.

b) Vérification en vol

- 1) Couper les équipements électriques non essentiels.
- 2) Mettre la pompe à vide auxiliaire sur «ON» («MARCHE»), vérifier que le voyant «AUX ON» («AUXI.-MARCHE») est allumé et que la consommation électrique augmente d'environ 15 A sur l'ampèremètre.
- 3) Arrêter la pompe à vide auxiliaire et vérifier que le voyant «AUX ON» («AUXI.-MARCHE») est éteint, puis reprendre le vol normal en utilisant la pompe entraînée par le moteur.

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 de la Section 6 du Manuel de vol de base.

SECTION 7 - DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT

Le circuit de la pompe à vide sèche auxiliaire fournit une source d'énergie pneumatique de secours indépendante 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 est reliée au circuit principal au niveau d'un collecteur situé en aval du régulateur de dépression. L'isolement entre les 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 au centre du collecteur et détecte la dépression alimentant les gyros.

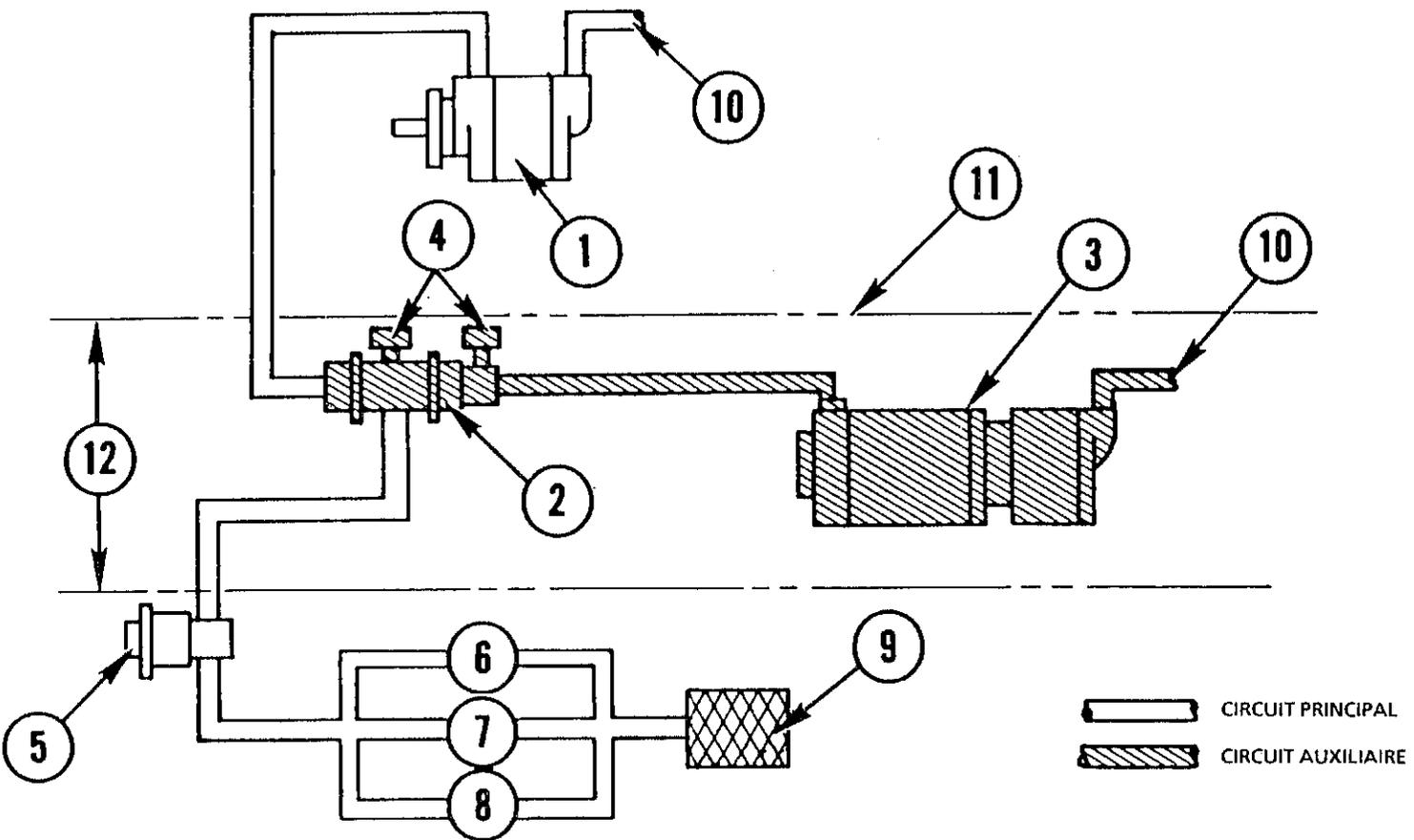
L'interrupteur de commande, repéré «AUX VAC» («DEPRES. AUXI.»), du circuit de la pompe auxiliaire est situé sur le tableau d'interrupteurs électriques principaux, au centre du tableau de bord, au-dessus du bloc manette des gaz. L'interrupteur de commande est un poussoir marche-arrêt à action alternée.

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 un manoccontact du circuit de dépression principal et s'allume (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 dans le circuit pneumatique auxiliaire et s'éclaire (voyant bleu) lorsque la pompe auxiliaire fonctionne et crée une dépression dans le circuit. Lorsque la pompe à vide auxiliaire 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. Cela 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, ce qui peut se vérifier en surveillant l'indicateur du circuit de dépression.

SECTION 7 - DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT (Suite)

Il n'est pas prévu de test par pression des voyants ; si les voyants ne s'allument pas, vérifier que les ampoules ne sont pas grillées. Remplacer les ampoules par des ampoules MS25237-330 et effectuer un nouvel essai du circuit.

Le circuit électrique du moteur de pompe est protégé par un disjoncteur de 20 A «AUX VAC» («DEPRES. AUXI.») monté sur le tableau de disjoncteurs. Le voyant de l'interrupteur est protégé par un fusible de ligne de 5 A.



- | | |
|---|------------------------------|
| 1. POMPE A VIDE SECHE ENTRAINEE PAR LE MOTEUR | 7. HORIZON GYROSCOPIQUE |
| 2. ENSEMBLE COLLECTEUR ET CLAPETS ANTIRETOUR | 8. CONSERVATEUR DE CAP |
| 3. POMPE A VIDE SECHE ELECTRIQUE AUXILIAIRE | 9. FILTRE |
| 4. MANOCONTACTS | 10. EVACUATION A L'EXTERIEUR |
| 5. REGULATEUR DE DEPRESSION ET MANOCONTACT | 11. CLOISON PARE-FEU |
| 6. MANOMETRE DE DEPRESSION | 12. SOUTE A BAGAGES |

SCHEMA DE PRINCIPE DU CIRCUIT DE DEPRESSION

**MANUEL DE VOL
APPROUVE DGAC**

**SUPPLEMENT N° 4
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 optionnelle installée conformément au plan Piper N° 87347-2. 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 de la montre de volant Piper optionnelle. 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 de la montre de volant Piper optionnelle.

SECTION 2 - LIMITATIONS

Le présent supplément ne nécessite aucune modification aux limitations de base données dans la Section 2 du présent Manuel de vol.

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

Le présent supplément ne nécessite aucune modification aux procédures d'urgence de base données dans la Section 3 du présent Manuel de vol.

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

Le présent supplément ne nécessite aucune modification aux performances de base données dans la Section 5 du présent Manuel de vol.

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

**MANUEL DE VOL
APPROUVE DGAC**

**SUPPLEMENT N° 5
CONCERNANT**

LE SYSTEME DE NAVIGATION A COUVERTURE DE SURFACE KING KNS-80

Le présent supplément doit être joint au Manuel de vol approuvé DGAC lorsque l'avion est doté du système de navigation à couverture de surface King KNS-80 conformément au plan Piper N° 89964-2. 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 système de navigation à couverture de surface optionnel King KNS-80 installé conformément aux données Piper approuvées par les Services Officiels.

SECTION 2 - LIMITATIONS

- a) La fonction RNAV ou VOR parallèle ne peut être utilisée qu'avec des installations coimplantées (les signaux VOR et DME provenant du même emplacement géographique).

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

Les procédures d'urgence ne sont pas modifiées.

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

PROCEDURES D'ESSAI AU SOL

L'essai suivant peut être utilisé pour déterminer si le système fonctionne correctement :

- a) Accorder le KNS-80 sur un VORTAC (ou un VOR/DME) distant de moins de 25 NM (46 km) de l'avion.
- b) Sélectionner la fonction VOR et tourner le sélecteur d'azimut jusqu'à ce que l'aiguille d'écart de route soit centrée, le drapeau «TO/FROM» indiquant «FROM».
- c) Au moyen des commandes appropriées, afficher une valeur de radial de point tournant égale à la valeur obtenue en b) au moyen du sélecteur d'azimut. En outre, afficher une valeur de distance du point tournant égale à la valeur indiquée en b) par le DME.
- d) Sélectionner la fonction RNAV en route du KNS-80. Le système fonctionne correctement si la distance de la station est correcte à $\pm 1,0$ NM près et si l'aiguille d'écart de route est centrée à un point près.

NAVIGATION EN ROUTE

a) Chargement des données du point tournant 1

- 1) Afficher le point tournant 1 dans la fenêtre «DSP» («AFFICHAGE») en appuyant sur le poussoir «DSP» («AFFICHAGE»). (Si un 2 apparaît déjà dans la fenêtre d'affichage, appuyer trois fois sur le poussoir «DSP» («AFFICHAGE») pour couvrir la séquence 2-3-4-1 et revenir à 1).

La fréquence du point tournant 1 préalablement sélectionnée (et mise en mémoire) s'affiche et «1» clignote à moins que les fréquences des affichages «USE» («PRIS EN COMPTE») et «DSP» («AFFICHAGE») soient les mêmes.

- 2) Sélectionner la fréquence du point tournant 1 au moyen des commandes d'introduction de données que constituent les deux boutons concentriques à droite. Le plus petit des deux boutons permet l'affichage des fréquences au pas de 0,1 MHz et 0,05 MHz. Le bouton extérieur permet l'affichage des fréquences au pas de 1 MHz et de 10 MHz. La fréquence sélectionnée apparaît dans l'affichage et est mise en mémoire.
- 3) Sélectionner le radial du point tournant 1 en appuyant d'abord sur le poussoir «DATA» («DONNEES»), ce qui fait apparaître le radial du point tournant 1 précédent dans l'affichage de données au-dessus du pavé «RAD» («RADIAL»). Sélectionner le radial au moyen des commandes d'introduction de données. Le bouton extérieur permet l'affichage des chiffres des dizaines et centaines de degrés ; en position repoussée, le bouton central permet l'affichage des degrés, et en position tirée l'affichage des dixièmes de degrés. Le radial sélectionné apparaît dans l'affichage et est mis en mémoire.
- 4) Sélectionner la distance du point tournant 1 en appuyant à nouveau sur le poussoir «DATA» («DONNEES»), faisant apparaître la distance du point tournant 1 précédent dans l'affichage au-dessus du pavé «DST» («DISTANCE»). Sélectionner la distance au moyen des commandes d'introduction de données. Le bouton extérieur permet l'affichage des dizaines de milles marins ; en position repoussée, le bouton central permet l'affichage des unités de milles marins, et en position tirée l'affichage des dixièmes de milles marins. La distance sélectionnée apparaît dans l'affichage et est mise en mémoire.

NOTA

Durant toute cette séquence, le chiffre 1 au-dessus du pavé «DSP» («AFFICHAGE») clignote. Il cesse de clignoter et ne reste allumé que lorsque le numéro de point tournant de l'affichage «DSP» est le même que celui de l'affichage «USE» («PRIS EN COMPTE»). Cette caractéristique est une mesure de sécurité.

b) Chargement des données des autres points tournants

- 1) Afficher le point tournant 2 dans la fenêtre «DSP» («AFFICHAGE») en appuyant sur le poussoir «DSP» («AFFICHAGE»). L'affichage indique automatiquement la fréquence du dernier point tournant numéro 2 sélectionné et le pavé «FRQ» («FREQUENCE») s'allume. Tous les autres affichages restent inchangés. Le point tournant 2 peut alors être chargé comme l'a été précédemment le point tournant 1.
- 2) Les autres points tournants peuvent être chargés de la même manière.

c) Décollage et vol vers le point tournant 1

Avant décollage, s'assurer que la fonction RNAV en route est bien celle prise en compte, puis appuyer sur le poussoir «DSP» («AFFICHAGE») pour faire apparaître le point tournant 1 dans la fenêtre «DSP» («AFFICHAGE»). La fréquence sélectionnée du point tournant 1 apparaît automatiquement dans l'affichage.

Appuyer sur le poussoir «DATA» («DONNEES») pour vérifier le radial, puis à nouveau pour vérifier la distance dans l'affichage.

Appuyer sur le poussoir «USE» («PRISE EN COMPTE») pour faire passer le point tournant 1 dans la fenêtre «USE» («PRIS EN COMPTE»). Le numéro 1 dans la fenêtre «DSP» («AFFICHAGE») cesse de clignoter, indiquant que les données affichées et celles prises en compte sont les mêmes.

Après décollage, et une fois l'altitude correspondant à la portée optique atteinte, le DME accroche. Les tirets qui apparaissaient dans l'affichage de distance du KNS-80 disparaissent et la distance du point tournant 1 s'affiche. Un drapeau apparaît sur l'indicateur de déviation ou l'indicateur de situation horizontale tant que les signaux VOR et DME ne sont pas utilisables.

Les données de vitesse sol et de temps jusqu'à la station ne sont pas exactes à moins de faire route directe vers le VORTAC ou le point tournant ou d'en venir directement.

ATTENTION

L'indicateur radiomagnétique, si installé, continue d'indiquer le relèvement vers la station VOR ; par contre, il n'indique pas le relèvement vers le point tournant.

Dès que l'on fait route directe vers le point tournant 1, la vitesse sol et le temps jusqu'à la station sont exacts.

A ce stade, on peut également vouloir vérifier l'indicatif du VOR. Pour cela, tirer l'interrupteur «ON/OFF» («MARCHE/ARRET») et de volume. Après contrôle de l'indicatif, repousser l'interrupteur.

d) Changement de point tournant (de 1 à 2)

Appuyer sur le poussoir «DSP» («AFFICHAGE») : le numéro 2 apparaît (clignotant) au-dessus du pavé «DSP» et la fréquence du point tournant 2 apparaît dans l'affichage de données. L'affichage du DME ne change pas, les données du point tournant 1 étant toujours prises en compte. A ce stade, le radial et la distance du point tournant 2 peuvent être revérifiés, si on le désire, en appuyant dans chaque cas sur le poussoir «DSP» («AFFICHAGE»).

Une fois satisfait des données affichées, appuyer sur le poussoir «USE» («PRISE EN COMPTE») pour introduire et prendre en compte les données du point tournant 2. Le chiffre 2 apparaît dans la fenêtre «USE» («PRIS EN COMPTE») et le chiffre 2 dans la fenêtre «DSP» («AFFICHAGE») cesse de clignoter. La fréquence du point tournant 2 apparaît automatiquement.

Après acquisition de la nouvelle fréquence VORTAC par le récepteur VOR/DME, l'affichage de distance commence à indiquer la distance (NM), la vitesse sol (KT) et le temps (MIN) jusqu'au point tournant 2. Le drapeau «TO/FROM» de l'indicateur de déviation vient occuper la position «TO» et le vol se poursuit directement vers le point tournant 2.

e) Vol direct vers une installation VOR/DME

1) Appuyer sur le poussoir «VOR» : le pavé «RNV/ENR» («RNAV EN ROUTE») disparaît et est remplacé par «VOR». L'affichage de distance change et indique la distance du VORTAC au lieu de la distance du point tournant. Les affichages de vitesse sol (KT) et de temps jusqu'à la station (MIN) changent également en conséquence.

Centrer l'aiguille de l'indicateur de déviation pour faire route directe vers le VORTAC. Toutefois, l'indicateur de déviation indiquera un écart latéral (angulaire) classique de $\pm 10^\circ$ pour la déviation totale.

- 2) Appuyer une nouvelle fois sur le poussoir «VOR» : le pavé «VOR/PAR» («VOR PARALLELE») apparaît, l'écart latéral affiché sur l'indicateur de déviation étant alors de ± 5 NM pour la déviation totale (comme en RNAV en route). Cela permet de rallier directement la station ou de suivre une route parallèle jusqu'à ± 5 NM de part et d'autre de la route directe.

ATTENTION

Dans tous les cas de vol direct vers une station ou en provenance d'une station VORTAC, toujours sélectionner la fonction VOR ou VOR parallèle.

- f) Accord d'une fréquence ILS sans perte du DME

Pour ne pas perdre le DME, appuyer sur le poussoir «HOLD» («MAINTIEN»). Sélectionner ensuite la fréquence ILS au moyen des commandes d'introduction de données et la vérifier dans l'affichage de données. L'affichage «HLD» («MAINTIEN») est allumé. La distance affichée est toujours la distance du VORTAC et l'affichage «VOR/PAR» («VOR PARALLELE») s'allume de même que l'affichage «ILS».

Resélectionner le même VOR : l'affichage «ILS» s'éteint et le système repasse en fonction VOR parallèle. Les fréquences VOR et DME étant de nouveau les mêmes, l'affichage «HLD» («MAINTIEN») s'éteint. Le poussoir «HOLD» («MAINTIEN») du DME reste enfoncé (c'est un poussoir à deux positions). Ainsi, le poussoir «HOLD» («MAINTIEN») fait fonction de poussoir d'armement lorsqu'il est enfoncé et l'affichage «HLD» («MAINTIEN») ne s'allume réellement que lorsque les fréquences VOR/ILS et DME sont différentes.

Si la fonction maintien est utilisée par erreur dans une des fonctions RNAV, l'affichage «HLD» («MAINTIEN») s'allume, les affichages du DME («NM», «KT» et «MIN») sont occupés par des tirets et un drapeau apparaît sur l'indicateur de déviation ou l'indicateur de situation horizontale, le signal de l'équipement de navigation à couverture de surface n'étant pas utilisable. L'utilisation du poussoir «HOLD» («MAINTIEN») en fonction VOR parallèle entraîne l'apparition d'un drapeau sur l'indicateur de déviation ou l'indicateur de situation horizontale et les paramètres affichés sur le DME font référence au VORTAC.

- g) Approche RNAV

La fonction approche RNAV peut être utilisée pour localiser une piste (en plaçant un point tournant à l'entrée de piste) au cours d'une approche sur un aéroport.

Si la fonction utilisée est la fonction RNAV en route, appuyer sur le poussoir «RNAV» : la fonction approche RNAV est immédiatement mise en service. En fonction approche RNAV, l'aiguille de l'indicateur de déviation indique un écart de route latéral de $\pm 1,25$ NM pour la déviation totale ou de 0,25 NM (1519 ft - 463 m) par point. Tous les autres aspects de la fonction approche RNAV sont identiques à ceux de la fonction RNAV en route.

Avant de commencer l'approche, il est recommandé d'attribuer aux points tournants les numéros suivants pour réduire la charge de travail du pilote pendant le segment d'approche finale :

Numéros de points tournants

- 1 A utiliser successivement pour les repères d'approche initiale et intermédiaire. Voir le nota ci-dessous.
- 2 Coordonnées du repère d'approche finale.
- 3 Coordonnées du point d'approche interrompue.
- 4 Coordonnées du repère d'approche interrompue.

NOTA

En cas d'approche couplée au pilote automatique, le pilote doit réafficher la fonction cap au point tournant pour pouvoir effectuer les corrections de route exigées tout en modifiant le point tournant N° 1 sur le KNS-80. Ne pas toucher aux commandes en vue d'afficher le point tournant en cours d'utilisation de la fonction RNAV ou pour régler la fréquence VOR lorsque le même nombre apparaît dans les fenêtres «USE» («PRIS EN COMPTE») et «DSP» («AFFICHAGE») et que le PA est couplé au KNS-80.

PREPARATION DE L'APPROCHE FINALE

Si la longueur du segment d'approche finale pour un angle d'interception donné est inférieure aux valeurs indiquées ci-dessous, une approche satisfaisante ne pourra pas être effectuée. Les valeurs sont conformes à la Circulaire d'information 90-45A, Annexe D, de la FAA, Directives d'établissement des approches IFR.

LONGUEUR MINIMALE DU SEGMENT D'APPROCHE FINALE
EN NM (km)

Catégorie d'approche	Exigences de vitesse d'approche en fonction de la catégorie	Inclinaison du virage à la verticale du point tournant d'approche finale (angle d'interception)					
		10°	20°	30°	40°	50°	60°
A	< 91 kt (169 km/h)	1,0 (1,9)	1,5 (2,8)	2,0 (3,7)	3,0 (5,6)	4,0 (7,4)	5,0 (9,3)
B	de 91 kt à 120 kt (169 à 222 km/h)	1,5 (2,8)	2,0 (3,7)	2,5 (4,6)	3,5 (6,5)	4,5 (8,3)	5,5 (10,2)
A	de 121 à 140 kt (224 à 259 km/h)	2,0 (3,7)	2,5 (4,6)	3,0 (5,6)	4,0 (7,4)	5,0 (9,3)	6,0 (11,1)

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 KNS-80 est un système de navigation monté sur le tableau de bord regroupant en un seul ensemble un récepteur VOR/LOC, un interrogateur DME, un calculateur RNAV et un récepteur d'alignement de descente. Associé à un indicateur de déviation approprié, l'ensemble devient un système de navigation complet comportant deux fonctions VOR, deux fonctions RNAV et une fonction ILS. De même, l'ensemble indique simultanément la distance de la station (du point tournant), la vitesse et le temps jusqu'à la station (au point tournant) ainsi que le paramètre choisi (fréquence, radial ou distance) de l'un des quatre points tournants. Une certaine souplesse du système est maintenue grâce à un poussoir «HOLD» («MAINTIEN») du DME qui permet de «geler» la fréquence du DME pendant l'accord d'une fréquence ILS ou VOR différente. La sélection des différentes fonctions (VOR, VOR parallèle, RNAV en route et approche RNAV) s'effectue en appuyant sur le poussoir «VOR» ou «RNAV» approprié. En cas d'affichage d'une fréquence ILS dans les données prises en compte, le système passe automatiquement en fonction ILS. Lorsque la fréquence prise en compte n'est plus une fréquence ILS, le système repasse sur le mode de fonctionnement qu'il occupait à la sélection de la fréquence ILS.

A sa mise sous tension, le système passe sur la fonction en service à l'arrêt du système. En outre, il conserve toutes les données de points tournants en cas de panne d'alimentation.

Le système comprend en outre un circuit d'atténuation automatique pour compenser les variations de niveau de lumière ambiante ainsi qu'une mémoire MOS complémentaire alimentée par deux piles de montre à l'oxyde d'argent permettant une mise en mémoire de longue durée des points tournants (durée de vie type des piles : 2 ans). Si les piles faiblissent, la mise en mémoire des points tournants disparaît, le récepteur radio s'accorde sur 110,00 MHz, le point tournant 1 apparaît dans les fenêtres «USE» («PRIS EN COMPTE») et «DSP» («AFFICHAGE»), le système passe en fonction VOR et des tirets apparaissent dans l'affichage du DME. L'ensemble peut être utilisé normalement en vol, mais rien ne sera conservé en mémoire après mise du contact général radio sur «OFF» («ARRET»).

Le système de navigation à couverture de surface numérique KNS-80 se compose des commandes et affichages suivants :

AFFICHAGES

- a) Affichage «NM» («DISTANCE»)
 - 1) Fonctions VOR et VOR parallèle
 - Affichage de la distance issue du DME.
 - 0 à 99,9 NM (0 à 185 km) au pas de 0,1 NM (0,185 km), 100 à 200 NM (185 à 370 km) au pas de 1 NM (1,85 km).
 - Suppression du zéro correspondant au chiffre de plus grand poids.
 - Affichage composé de tirets lorsque le DME passe en recherche.

- 2) Fonctions approche RNAV et RNAV en route
Affichage de la distance jusqu'au point tournant.
0 à 99,9 NM (0 à 185 km) au pas de 0,1 NM (0,185 km), 100 à 400 NM (185 à 741 km) au pas de 1 NM (1,85 km).
Affichage composé de tirets si le DME est en recherche, en cas d'apparition du drapeau de l'indicateur VOR ou si le DME et le VOR sont accordés sur des fréquences différentes.
- b) Affichage «KT» («VITESSE»)
 - 1) Fonctions VOR et VOR parallèle
Affichage de la vitesse sol vers la station DME au sol.
0 à 999 kt (0 à 1850 km/h) au pas de 1 kt (1,85 km/h).
Mise à jour toutes les secondes.
Suppression du zéro correspondant au chiffre de plus grand poids.
Affichage composé de tirets lorsque le DME passe en recherche.
 - 2) Fonctions approche RNAV et RNAV en route
Affichage de la vitesse sol vers le point tournant pris en compte.
0 à 999 kt (0 à 1850 km/h) au pas de 1 kt (1,85 km/h).
Mise à jour toutes les secondes.
Suppression du zéro correspondant au chiffre de plus grand poids.
Affichage composé de tirets lorsque le DME passe en recherche.
- c) Affichage «ILS»
Indique que la fréquence utilisée est une fréquence ILS.
- d) Affichage «MIN» («TEMPS»)
 - 1) Fonctions VOR et VOR parallèle
Affichage du temps jusqu'à la station DME au sol.
0 à 99 minutes au pas de 1 minute.
Mise à jour toutes les secondes.
Suppression du zéro correspondant au chiffre de plus grand poids.
Affichage composé de tirets lorsque le DME passe en recherche ou lorsque la valeur calculée est supérieure à 99 minutes.
 - 2) Fonctions approche RNAV et RNAV en route
Affichage du temps jusqu'au point tournant pris en compte.
0 à 99 minutes au pas de 1 minute.
Suppression du zéro correspondant au chiffre de plus grand poids.
Affichage composé de tirets si le DME est en recherche, en cas d'apparition du drapeau de l'indicateur VOR, si le DME et le VOR sont accordés sur des fréquences différentes ou si la valeur calculée est supérieure à 99 minutes.

- e) Affichage «FRQ» («FREQUENCE»), «RAD» («RADIAL»), «DST» («DISTANCE»)
- 1) Fonction «FRQ» («FREQUENCE»)
Affichage de la fréquence de 108,00 à 117,95 MHz.
Report réciproque entre le chiffre des unités et celui des dizaines de MHz.
Bouclage de 118 à 108 ou vice versa.
Affichage zéro ou cinq uniquement pour le chiffre de moindre poids.
 - 2) Fonction «RAD» («RADIAL»)
Affichage de 0,0 à 359,9 degrés du radial de la station au sol sur lequel le point tournant est situé.
Suppression des zéros correspondant aux deux chiffres de plus grand poids.
Report réciproque entre le chiffre des dizaines et le chiffre des centaines de degrés.
 - 3) Fonction «DST» («DISTANCE»)
Affichage de 0,0 à 199,9 NM (0 à 370 km) de la distance séparant le point tournant de la station au sol.
Suppression des zéros correspondant aux deux chiffres de plus grand poids.
Report réciproque entre le chiffre des dizaines et le chiffre des centaines de NM.
Bouclage des deux chiffres de plus grand poids de 190 à 0 et vice versa.
- f) Affichage «USE» («PRIS EN COMPTE»)
Affichage du numéro du point tournant dont le système utilise effectivement les données.
En fonctions VOR, seule la fréquence est significative.
Variable de 1 à 4.
Modification en prenant toujours pour nouvelle valeur la valeur de l'affichage «DSP» («AFFICHAGE»).
- g) Affichage «DSP» («AFFICHAGE»)
Affichage du numéro du point tournant dont les données sont affichées.
Variable de 1 à 4.
Modification par progression de 1.
Bouclage de 4 à 1 et clignotement lorsqu'il n'est pas égal à la valeur de l'affichage «USE» («PRIS EN COMPTE»).
- h) Affichages «PAR» («PARALLELE»), «VOR», «ENR» («EN ROUTE»), «APR» («APPROCHE»), «RNAV»
Voyants d'état du système
- i) Affichage «HLD» («MAINTIEN»)
Indique que la fréquence sur laquelle le DME est effectivement accordé diffère de la fréquence sur laquelle le récepteur VOR est lui-même accordé.
- j) Déviation de route
Indiquée sur l'indicateur à distance. En cas d'apparition d'un drapeau, l'aiguille vient au centre.
- 1) Fonction VOR
Sensibilité de $\pm 10^\circ$ pour la déviation totale.

- 2) Fonction VOR parallèle
Sensibilité de ± 5 NM ($\pm 9,3$ km) pour la déviation totale.
Apparition d'un drapeau si les données VOR ou du DME ne sont pas utilisables ou si le VOR et le DME sont accordés sur des fréquences différentes.
- 3) Fonction RNAV en route
Sensibilité de ± 5 NM ($\pm 9,3$ km) pour la déviation totale.
Apparition d'un drapeau si les données VOR ou du DME ne sont pas utilisables ou si le VOR et le DME sont accordés sur des fréquences différentes.
- 4) Fonction approche RNAV
Sensibilité de $\pm 1,25$ NM ($\pm 2,3$ km) pour la déviation totale.
Apparition d'un drapeau si les données VOR ou du DME ne sont pas utilisables ou si le VOR et le DME sont accordés sur des fréquences différentes.
- 5) Fonction ILS
Sensibilité de 3 à 6 degrés (suivant les caractéristiques de l'installation au sol) pour la déviation totale.
Apparition d'un drapeau si les données d'alignement de piste ne sont pas utilisables.

COMMANDES

- a) POUSSOIR «VOR»
Bouton poussoir à position instable.
Lors de l'utilisation du système dans l'une des fonctions RNAV, l'enfoncement de ce poussoir fait passer le système en fonction VOR.
Lors de l'utilisation du système dans l'une des fonctions VOR, l'enfoncement de ce poussoir fait passer le système de l'une à l'autre des fonctions VOR et VOR parallèle.
- b) POUSSOIR «RNAV»
Bouton poussoir à position instable.
Lors de l'utilisation du système dans l'une des fonctions VOR, l'enfoncement de ce poussoir fait passer le système en fonction RNAV en route.
Lors de l'utilisation du système dans l'une des fonctions RNAV, l'enfoncement de ce poussoir fait passer le système de l'une à l'autre des fonctions RNAV en route et approche RNAV.
- c) POUSSOIR «HOLD» («MAINTIEN»)
Bouton poussoir à deux positions.
Ce poussoir enfoncé interdit le passage du DME sur une nouvelle fréquence.
- d) 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 sur «FRQ» («FREQUENCE»).

- e) Poussoir «DSP» («AFFICHAGE»)
Bouton poussoir à position instable.
Fait progresser de 1 le point tournant affiché et fait passer l'affichage des données sur «FRQ» («FREQUENCE»).
- f) 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»).
- g) Commande «OFF/ON/IDENT» («ARRET/MARCHE/IDENTIFICATION»)
 - 1) Fonction ARRET-MARCHE/volume
Tourner dans le sens horaire pour mettre le système sous tension.
 - 2) Commande de niveau d'écoute de station VOR
Tourner dans le sens horaire pour augmenter le niveau d'écoute.
 - 3) Fonction coupure d'identification VOR
Interrupteur à poussoir.
Permet l'écoute des signaux d'identification de station VOR lorsqu'il est tiré.
- h) Commande d'introduction des données
Deux boutons concentriques. Le bouton central est à deux positions : enfoncé et tiré.
 - 1) 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 50 kHz.
 - 2) 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.
Enfoncé, le bouton central fait varier le chiffre des unités (degrés).
Tiré, le bouton central fait varier le chiffre des dixièmes de degré.
 - 3) 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.
Enfoncé, le bouton central fait varier le chiffre des unités (NM).
Tiré, le bouton central fait varier le chiffre des dixièmes de NM.
- i) Bouton d'affichage de route
Situé sur l'indicateur à distance.
Affichage de la route désirée passant par la station VOR au sol ou par le point tournant.

Pour plus amples renseignements, consulter le Guide pilote du King KNS-80.

**MANUEL DE VOL
APPROUVE DGAC**

**SUPPLEMENT N° 6
CONCERNANT
LE SYSTEME DE PILOTAGE KING SERIE 100**

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 SA1563CE-D. 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 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

- a) Le pilote automatique doit être sur «OFF» («ARRET») pour le décollage et l'atterrissage et en approche au-dessous de 200 ft (60 m).
- b) Altitude minimale d'engagement en croisière : 1000 ft (305 m).

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» («EMBRAYAGE 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 «AVIONICS MASTER» («GENERAL EQUIPEMENTS ELECTRONIQUES») - «ON» («MARCHE»).

NOTA

Lorsque le système KAP 100 est monté sur ce type d'avion, il peut être équipé ou non d'un compensateur électrique manuel Piper, ou d'un compensateur électrique manuel King. Lorsque le compensateur électrique manuel King n'est pas monté, les opérations suivantes sont normales : l'annonceur de compensateur s'allume momentanément à la première mise sous tension ; il ne clignote pas pendant la séquence d'essai avant vol. L'essai satisfaisant avant vol du pilote automatique ne veut pas dire que le compensateur Piper fonctionne correctement.

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 surpassement 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. Poussoir «AP ENG» («EMBAYAGE PA») - ENFONCER pour embrayer le PA.

6. VOLANT - MANŒVRER à droite et à gauche pour vérifier que le PA peut être surpassé.
7. PA - DEBRAYER en appuyant sur le poussoir «AP ENG» («EMBRAYAGE PA») ou le poussoir optionnel «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR»). 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
 - a. PA - DEBRAYER en appuyant sur le poussoir «AP ENG» («EMBRAYAGE PA») ou le poussoir optionnel «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR»).
 2. Embrayage du PA en vol
 - a. 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 (avec le poussoir optionnel «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») seulement)
 - a. Changements de cap manuels (avec le poussoir optionnel «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») seulement)
 - 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)
 - 1) 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.
 - a) 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.
 - b) 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.

- a) 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.
- b) 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.
 - a) 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.
 - b) 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.

- a) 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.
 - b) 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.
 - a) 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.
 - b) 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.

- a) Si la barre d'écart est à plus de 2 à 3 points : les fonctions indiquées par le PA sont la fonction cap (à moins qu'elle ne soit pas sélectionnée) et la fonction 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.
- b) 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. PA - DEBRAYER en appuyant sur le poussoir «AP ENG» («EMBRAYAGE PA») ou le poussoir optionnel «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR»).
- b. APPROCHE MANQUEE - EFFECTUER.
- c. Poussoir «AP ENG» («EMBRAYAGE PA») - APPUYER (si l'on désire utiliser le PA). Vérifier l'allumage de l'annonceur «AP» («PA»).
8. Avant atterrissage
- a. PA - DEBRAYER en appuyant sur le poussoir «AP ENG» («EMBRAYAGE PA») ou le poussoir optionnel «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR»).

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 de la Section 6 du Manuel de vol de base.

SECTION 7 - DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT

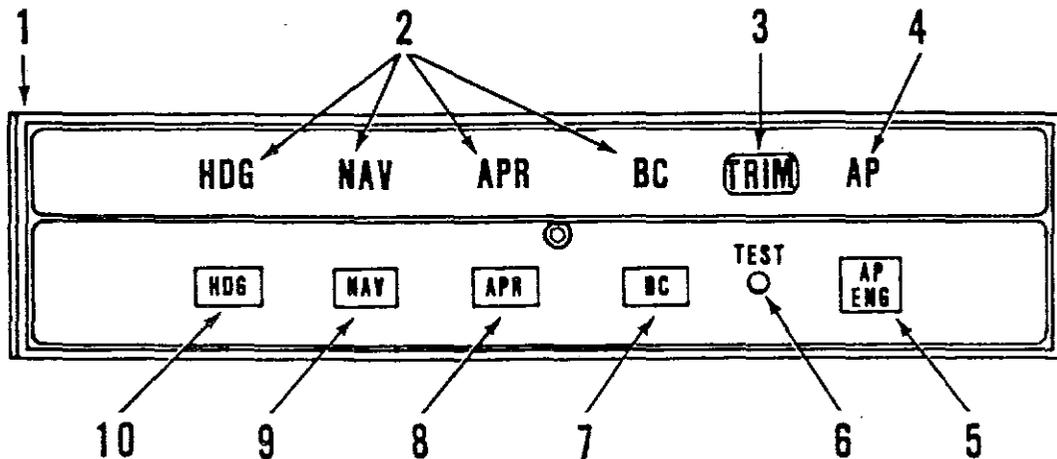
Le pilote automatique KAP 100 monté sur cet avion est certifié avec un contrôle suivant l'axe de roulis. Les différents instruments et les commandes nécessaires à l'utilisation du pilote automatique KAP 100 sont décrits dans les Figures 7-1 à 7-11.

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 fonctionnement du compensateur 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.



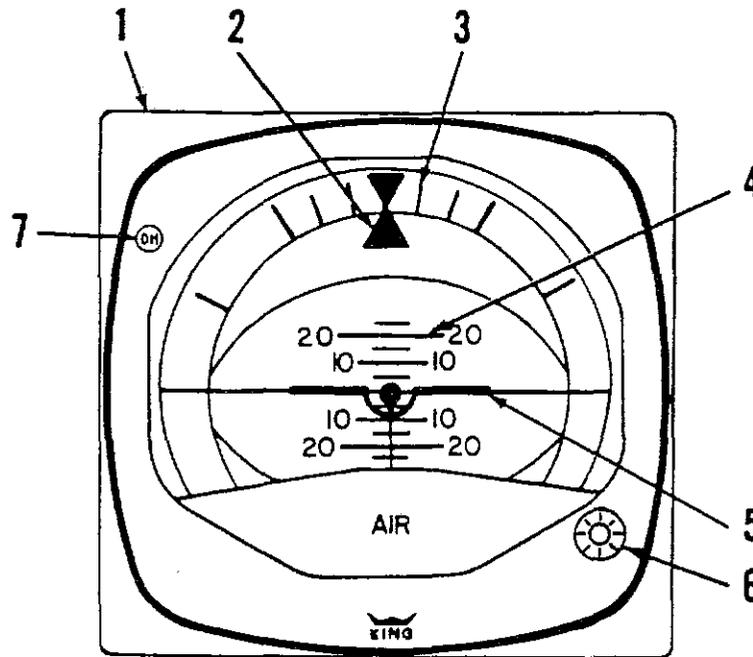
CALCULATEUR DE PILOTE AUTOMATIQUE KC 190

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») 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)

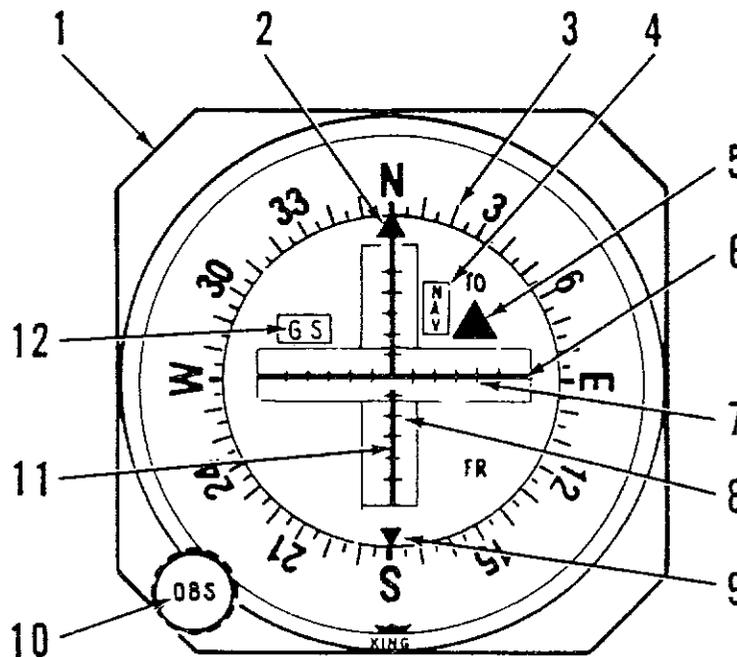
6. **POUSSOIR «TEST» («ESSAI») AVANT VOL** - Une pression momentanée sur ce poussoir déclenche la séquence d'essai avant vol, à savoir : allumage automatique de tous les annonceurs, essai du système de surveillance de cadence de roulis, vérification de la tension de commande du compensateur manuel, vérification 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'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 du PA 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 sous un angle d'interception fixe de 45° (avec un conservateur de cap), ainsi que l'interception et la poursuite automatiques de signaux VOR, de navigation à couverture de surface ou d'alignement de piste. 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.
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 sous un angle d'interception fixe de 45° (avec un conservateur de cap), ainsi que l'interception et la poursuite automatiques de signaux VOR, de navigation à couverture de surface ou d'alignement de piste. L'annonceur «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 22° 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 gyroskopique classique.
2. INDEX D'ASSIETTE DE ROULIS - Indique l'assiette de roulis de l'avion par rapport à l'échelle d'assiette de roulis.
3. ECHELLE D'ASSIETTE DE ROULIS - Echelle graduée à 0, ± 10 , ± 20 , ± 30 , ± 60 et ± 90 degrés.
4. ECHELLE D'ASSIETTE DE TANGAGE - Se déplace par rapport à la maquette pour indiquer l'assiette de tangage. Echelle graduée à 0, ± 5 , ± 10 , ± 15 , ± 20 et ± 25 degrés.
5. MAQUETTE - Sert de symbole fixe de l'avion. Les assiettes de tangage et de 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 (Ne s'applique pas à certains avions ayant une immatriculation étrangère).
7. ANNONCIATEUR «DH» («HAUTEUR DE DECISION») - Annonceur optionnel utilisable avec le radioaltimètre de bord optionnel.



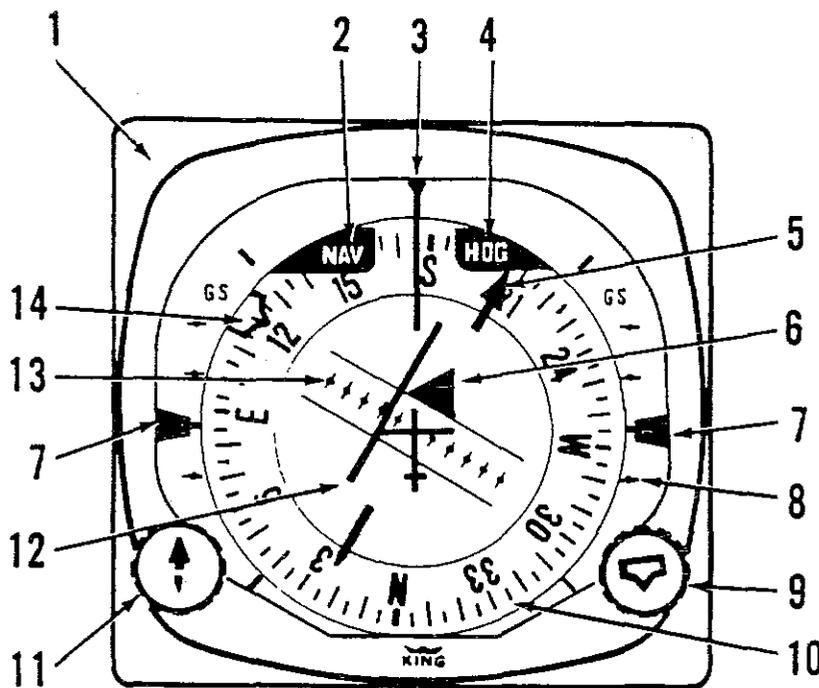
INDICATEUR VOR/ILS
 KI 204/206 (TYPE)

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 - Un 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 ($\pm 9,3$ km) en navigation à couverture de surface, $\pm 1,25$ NM ($\pm 2,3$ km) en approche en navigation à couverture de surface.

Figure 7-5 (suite)

8. ECHELLE D'ALIGNEMENT DE DESCENTE - Indique l'écart par rapport au plan de descente. Un 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 du plan 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

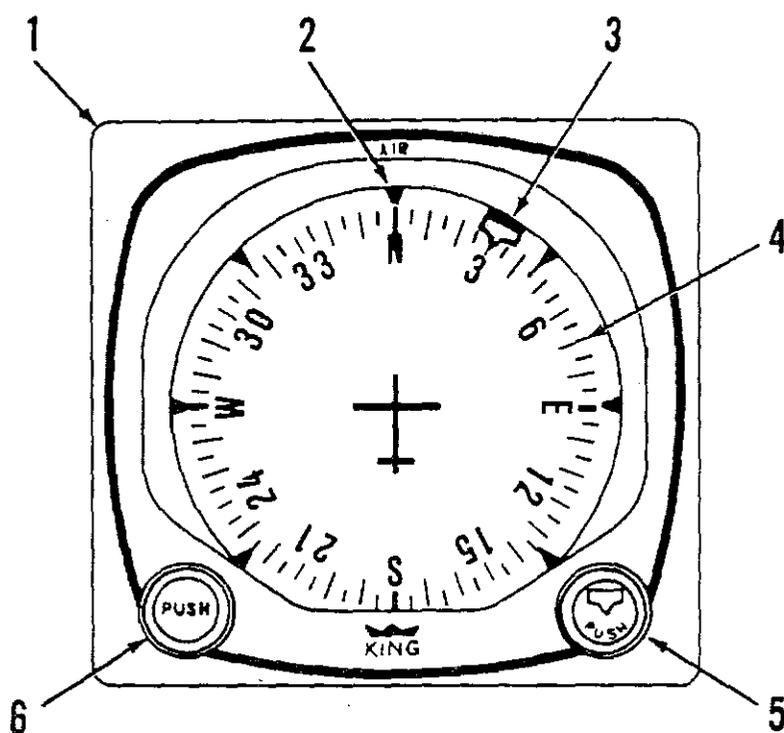
Figure 7-7

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 en pilotage manuel.
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 au plan 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 au plan de descente. Un 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 du plan 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 ou le conservateur de cap.
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 - Un 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 ($\pm 9,3$ km) en navigation à couverture de surface, $\pm 1,25$ NM ($\pm 2,3$ km) en approche en navigation à couverture de surface.
14. INDEX DE CAP - Commandé par le bouton () (9) pour afficher le cap désiré.

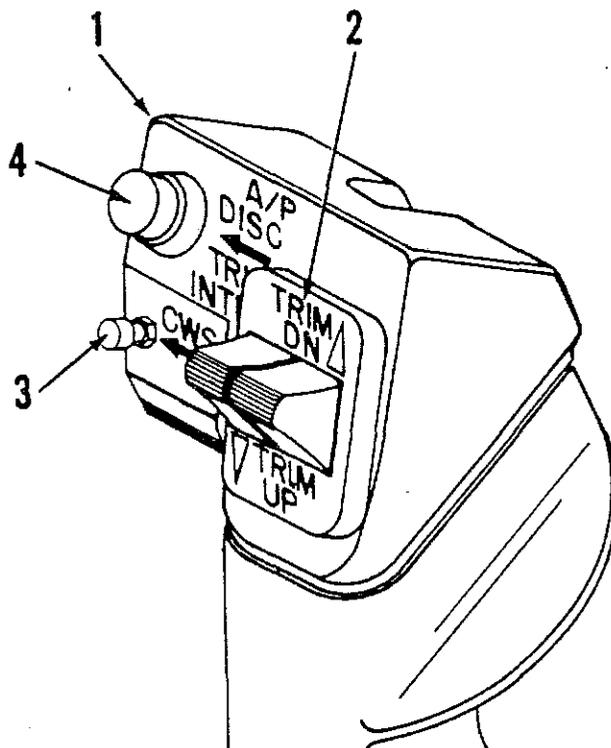


CONSERVATEUR DE CAP NON ASSERVI KG 107

Figure 7-9

Figure 7-9 (suite)

1. CONSERVATEUR DE CAP NON ASSERVI KG 107 - Gyroscope 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 l'indicateur de situation horizontale ou 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.



BOITIER DE COMMANDES DE VOLANT DU PILOTE AUTOMATIQUE

Figure 7-11

1. BOITIER DE COMMANDES DE VOLANT DU PILOTE AUTOMATIQUE - Boitier 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» («DEBRAYAGE 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 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 en attendant que la panne soit isolée.

L'interrupteur «AVIONICS MASTER» («GENERAL EQUIPEMENTS ELECTRONIQUES») 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.

«COMPASS 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 150

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 SA1563CE-D. Les renseignements renfermés ci-après ne complètent ou n'annulent et remplacent les renseignements du Manuel de vol 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 et en approche au-dessous de 200 ft (60 m).
- C. Le système n'est homologué que pour l'utilisation en Catégorie I (fonction approche sélectionnée).
- D. Limitation volets avec le PA : sortie maximale de 10° de volets (premier cran).
- E. Vitesse maximale d'utilisation du PA - V_i : 170 kt (315 km/h).
- F. Altitude minimale d'engagement toutes configurations sauf approche : 1000 ft (305 m).

NOTA

Conformément aux recommandations des Services officiels (AC00-24A), l'utilisation de la fonction maintien d'assiette en tangage n'est pas recommandée en vol par forte turbulence.

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.

- 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») - DECLENCHER.
 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, montée, descente	550 ft (168 m)
Manœuvre	100 ft (30 m)
Approche	100 ft (30 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 «AVIONICS MASTER» («GENERAL EQUIPEMENTS ELECTRONIQUES») - «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 PA et le compensateur électrique manuel sont hors service.

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 du compensateur.
 - 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. Poussoir «AP ENG» («EMBRAYAGE PA») - Appuyer pour embrayer le PA.
7. VOLANT - MANŒVRER 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
 - a. Poussoir «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») - APPUYER.
2. Embrayage du PA en vol
 - 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.

ATTENTION

Ne pas tenter d'aider le PA, celui-ci réagissant à cette manœuvre par une action opposée du compensateur de profondeur.

3. Montée ou descente
 - a. Utilisation du poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT»)
 - 1) Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - APPUYER et MANŒVRER 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))
 - a) Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - APPUYER et rejoindre l'altitude pression désirée en agissant manuellement sur le volant.
 - b) 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))
 - a) Inverseur de CORRECTION VERTICALE - APPUYER soit à cabrer soit à piquer. Le système de correction verticale modifie l'altitude à la cadence de 500 ft/mn (2,5 m/s).
 - b) 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 «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)
 - 1) 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.
 - a) 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.
 - b) 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.

- a) 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.
- b) 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.
 - a) 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.

- b) 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.

- a) 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.
 - b) 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.
 - a) 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.
 - b) 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.
- 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 établi, basé sur la position de l'index.

- a) 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.

- b) 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 - EMBRAYEE.
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 (Systèmes KFC 150 seulement) à la demande pour utiliser la fonction directeur de vol pendant la manœuvre de remise de gaz.
d. Poussoir «AP ENG» («EMBAYAGE 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
 - a. 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

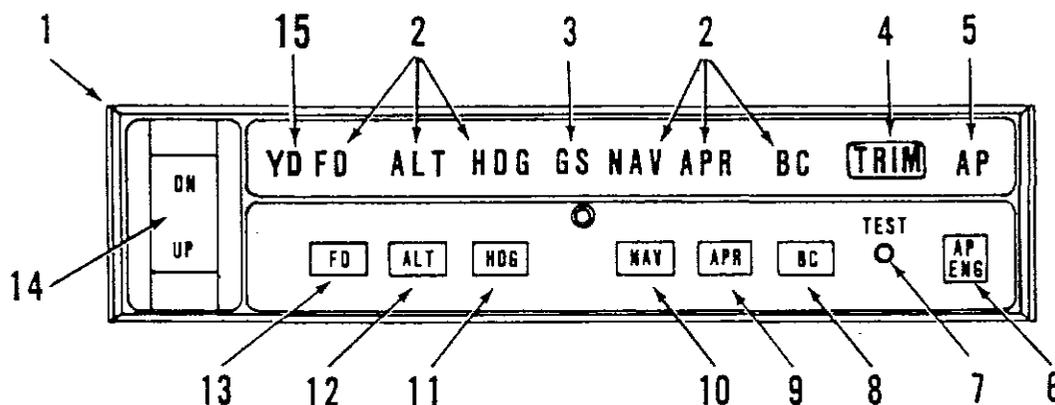
Le montage sur cet avion du système de pilotage automatique série 150 est certifié avec un contrôle deux axes, tangage et roulis. Les différents instruments et les commandes nécessaires à l'utilisation du système 150 sont décrits dans les Figures 7-1 à 7-15.

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

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).

Figure 7-1 (suite)

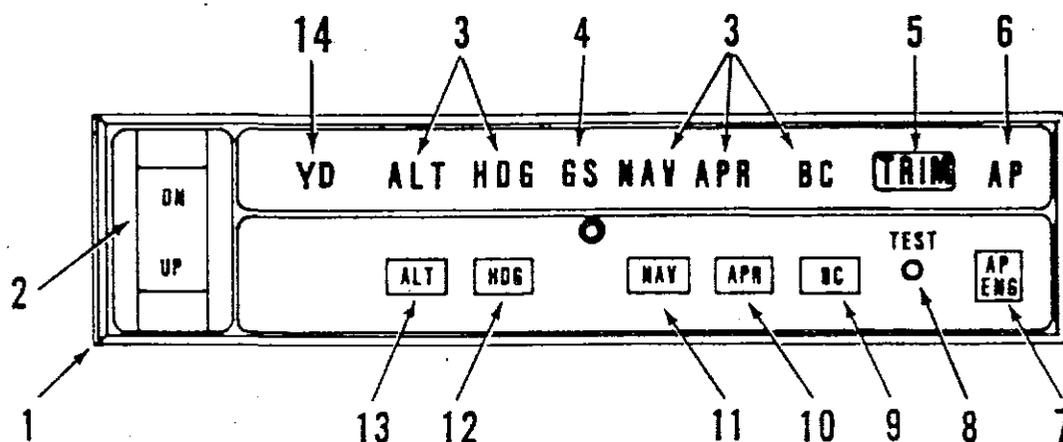
3. ANNONCIATEUR «GS» («ALIGNEMENT DE DESCENTE») - S'allume en permanence quand le PA est couplé au signal d'alignement de descente. Clignote en cas de perte du signal d'alignement de descente (drapeau «GS» («ALIGNEMENT DE DESCENTE») sur l'indicateur de déviation de route ou absence d'aiguilles d'alignement 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. La surveillance du système de compensateur manuel s'exerce sur le fonctionnement du servomoteur sans ordre. 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 de profondeur peut être déclenché puis réenclenché 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» («EMBAYAGE 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 du PA 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'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. Sur le répéteur d'annonceurs de fonctions KA 185, les annonceurs «APR» («APPROCHE») et «ARM» («ARMEE») sont allumés tant que la séquence d'interception automatique n'est pas déclenchée. A l'interception du faisceau, les annonceurs «APR» («APPROCHE») et «CPLD» («COUPLEE») s'allument.
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'alignement de piste. L'annonceur «NAV» («NAVIGATION») clignote tant que la séquence d'interception automatique n'est pas déclenchée. Sur le répéteur d'annonceurs de fonctions KA 185, les annonceurs «APR» («APPROCHE») et «ARM» («ARMEE») sont allumés tant que la séquence d'interception automatique n'est pas déclenchée. A l'interception du faisceau, les annonceurs «APR» («APPROCHE») et «CPLD» («COUPLEE») s'allument.
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 22° 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 192 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.

Figure 7-1 (suite)

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 d'environ 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 refranchir l'alignement de descente pour permettre le recouplage de l'alignement de descente.
15. NON UTILISE.



CALCULATEUR DE PILOTE AUTOMATIQUE KC 191

Figure 7-3

1. CALCULATEUR DE PILOTE AUTOMATIQUE KC 191 DE SYSTEME KAP 150 - Calculateur de PA 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 d'environ 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 refranchir 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).
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

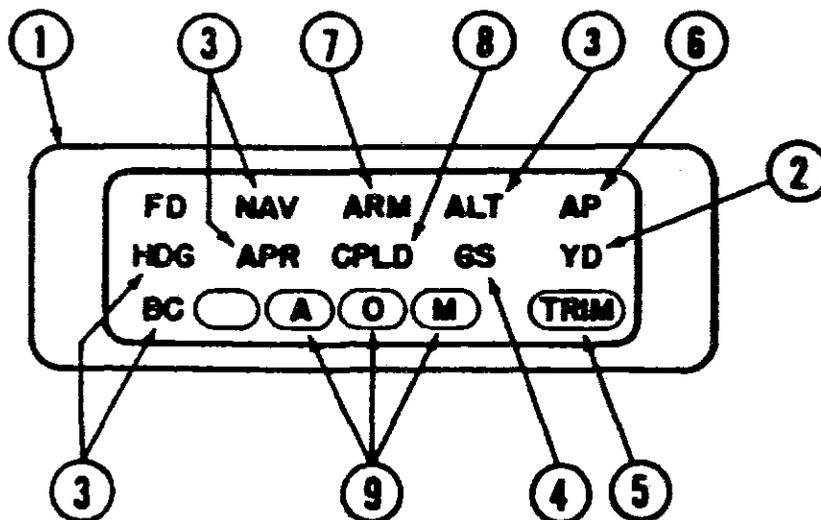
Figure 7-3 (suite)

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.

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. La surveillance du système de compensateur manuel s'exerce sur le fonctionnement du servomoteur sans ordre. 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 de profondeur peut être déclenché puis réenclenché 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» («EMBRAYAGE 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 du PA 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.

Figure 7-3 (suite)

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») du calculateur de PA clignote tant que la séquence d'interception automatique n'est pas déclenchée. Sur le répéteur d'annonceurs de fonctions KA 185, les annonceurs «APR» («APPROCHE») et «ARM» («ARMEE») sont allumés tant que la séquence d'interception automatique n'est pas déclenchée. A l'interception du faisceau, les annonceurs «APR» («APPROCHE») et «CPLD» («COUPLEE») s'allument.
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'alignement de piste. L'annonceur «NAV» («NAVIGATION») clignote tant que la séquence d'interception automatique n'est pas déclenchée. Sur le répéteur d'annonceurs de fonctions KA 185, les annonceurs «APR» («APPROCHE») et «ARM» («ARMEE») sont allumés tant que la séquence d'interception automatique n'est pas déclenchée. A l'interception du faisceau, les annonceurs «APR» («APPROCHE») et «CPLD» («COUPLEE») s'allument.
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 22° 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.
14. **NON UTILISE.**



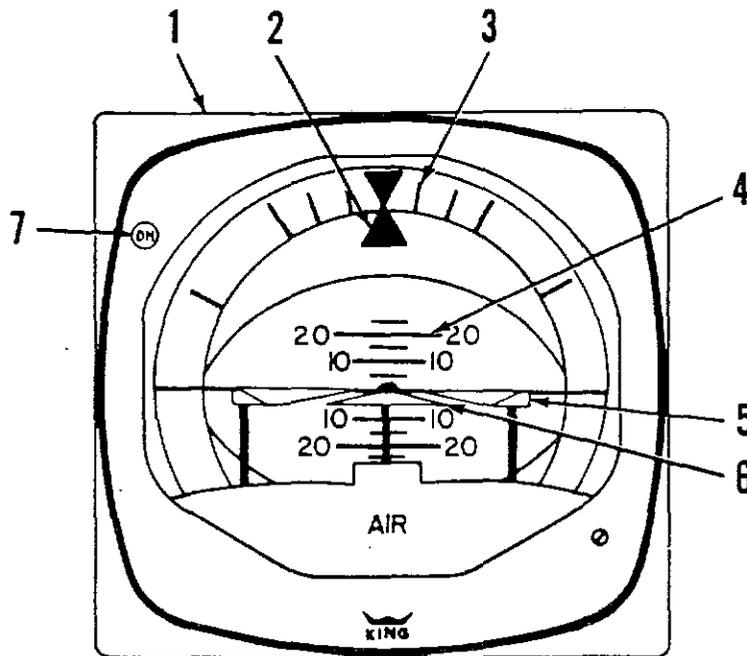
REPETITEUR D'ANNONCIATEURS DE FONCTIONS KA 185
(OPTIONNEL)

Figure 7-5

1. REPETITEUR D'ANNONCIATEURS DE FONCTIONS KA 185 (OPTIONNEL) - Regroupe la signalisation des fonctions dans le champ visuel principal du pilote ainsi que les trois voyants du récepteur de balises.
2. NON UTILISE.
3. ANNONCIATEURS DE FONCTIONS - S'allument lors de la sélection d'une fonction au moyen du sélecteur correspondant (poussoir à action alternée).
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.
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. La surveillance du système de compensateur manuel s'exerce sur le fonctionnement du servomoteur sans ordre. L'annonceur «TRIM» («COMPENSATEUR») s'allume, accompagné d'un signal sonore continu, pour tout défaut de fonctionnement de la compensation automatique. La surveillance du système de compensation automatique s'exerce

Figure 7-5 (suite)

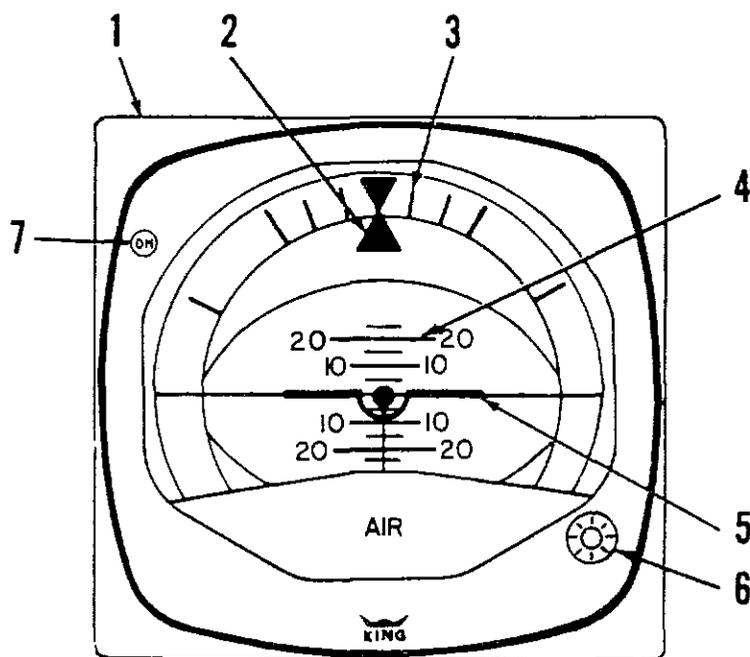
- pour les pannes suivantes : fonctionnement du servomoteur sans ordre ; non-fonctionnement du servomoteur après un ordre ; fonctionnement du servomoteur dans le mauvais sens. Le disjoncteur de compensateur de profondeur peut être déclenché puis réenclenché pour couper le signal sonore continu, mais 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. ANNONCIATEUR «ARM» («ARMEE») - S'allume en permanence avec l'annonceur «NAV» («NAVIGATION») ou «APR» («APPROCHE») lorsque le sélecteur de fonction navigation ou approche est enfoncé. L'annonceur «ARM» («ARMEE») reste allumé jusqu'à ce que commence la séquence d'interception automatique où l'annonceur «ARM» («ARME») s'éteint et où l'annonceur «CPLD» («COUPLEE») s'allume.
 8. ANNONCIATEUR «CPLD» («COUPLEE») - S'allume en permanence en même temps que l'annonceur «NAV» («NAVIGATION») ou «APR» («APPROCHE») au début de la séquence d'interception automatique du faisceau en fonction navigation ou approche. Normalement, le couplage suit l'armement mais peut se faire directement si les critères d'interception du faisceau sont réunis à la sélection de la fonction navigation ou approche.
 9. REPETITEURS DE VOYANTS DE RECEPTEUR DE BALISES - Répétiteurs de voyants de balises de voies aériennes, extérieures et intermédiaires commandés par le récepteur de balises.



INDICATEUR DE DIRECTEUR DE VOL KI 256

Figure 7-7

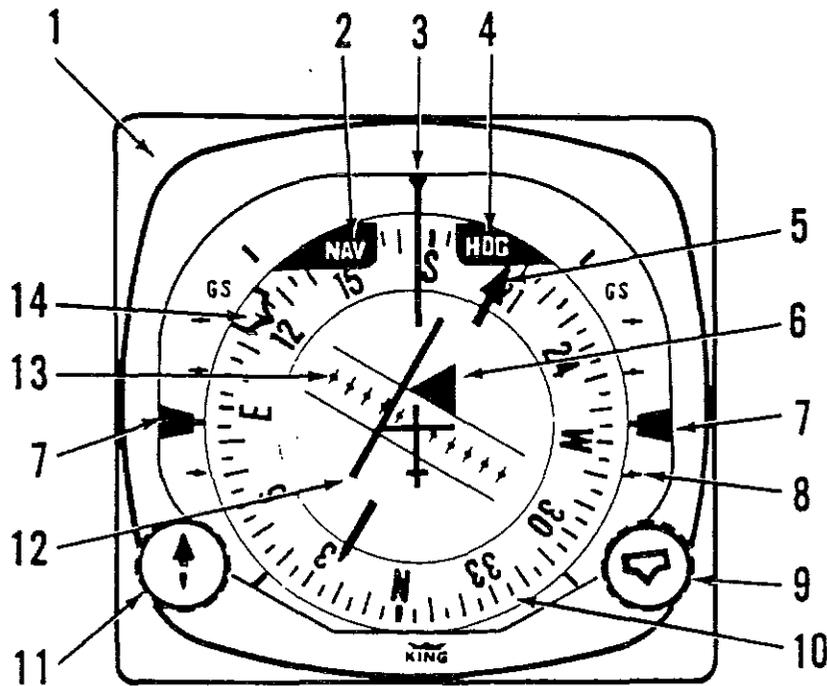
1. INDICATEUR DE DIRECTEUR DE VOL KI 256 - Indique l'assiette de l'avion comme un horizon gyroscopique classique et présente les ordres pour l'utilisation du directeur de vol. Le gyroscope de l'indicateur est pneumatique.
2. INDEX D'ASSIETTE EN ROULIS - Indique l'assiette en roulis de l'avion par rapport 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 7-9

1. GYRO DE VERTICALE KG 258 - C'est un gyroscope pneumatique qui indique l'assiette de l'avion comme un horizon gyroskopique 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 (Ne s'applique pas à certains avions ayant une immatriculation étrangère).
7. ANNONCIATEUR «DH» («HAUTEUR DE DECISION») - Annonceur optionnel utilisable avec le radioaltimètre optionnel de bord.



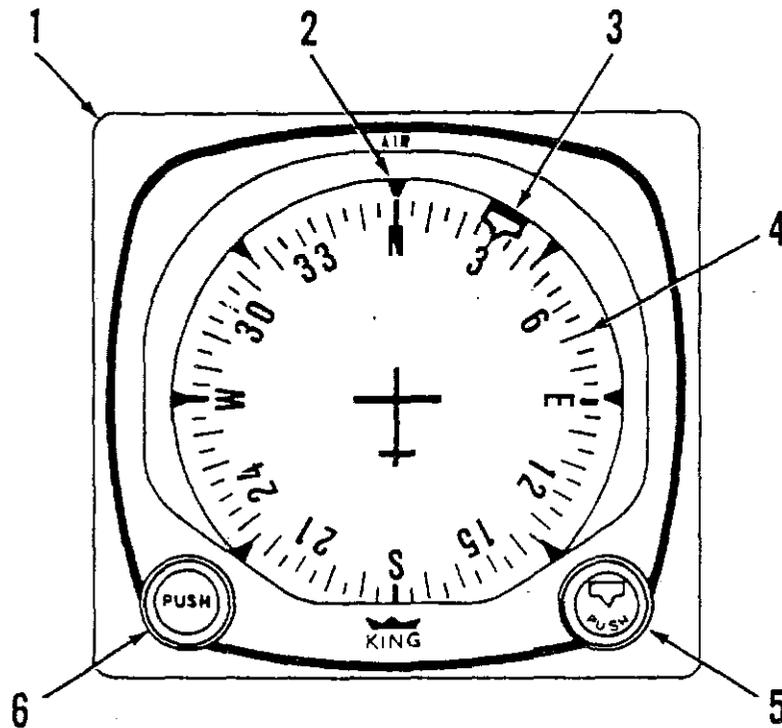
INDICATEUR DE SITUATION HORIZONTALE KI 525A

Figure 7-11

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 en pilotage manuel.

Figure 7-11 (suite)

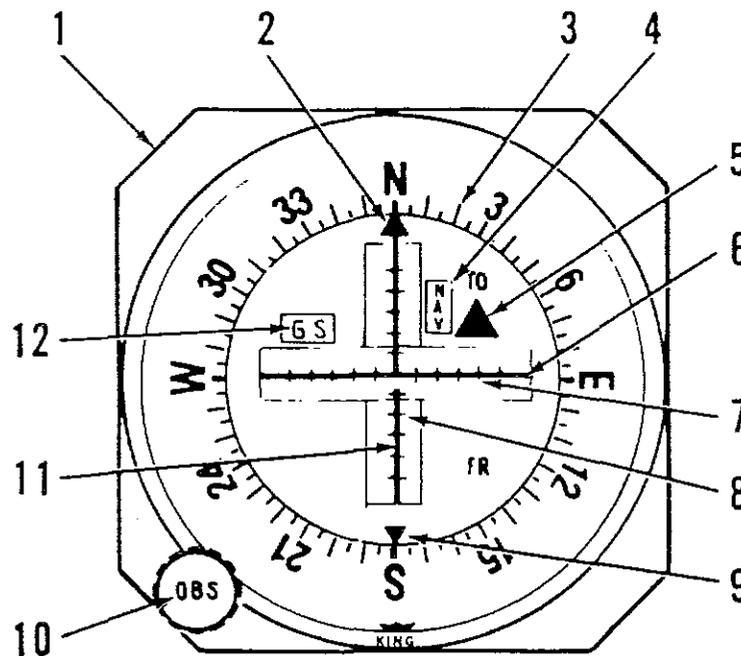
5. FLECHE DE ROUTE - Indique le radial VOR ou l'axe d'alignement de piste affiché sur la rose (10). Le radial VOR ou l'axe d'alignement de piste reste affiché sur la rose (10) lorsque cette dernière tourne.
6. DRAPEAU D'INDICATEUR «TO-FROM» - Indique la direction de la station VOR par rapport à la route 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'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. Un 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 ou le conservateur de cap.
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 - Un 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 ($\pm 9,3$ km) en navigation à couverture de surface, $\pm 1,25$ NM ($\pm 2,3$ 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 7-13

1. CONSERVATEUR DE CAP NON ASSERVI KG 107 - Gyroscope 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 l'indicateur de situation horizontale ou 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 recalé 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.



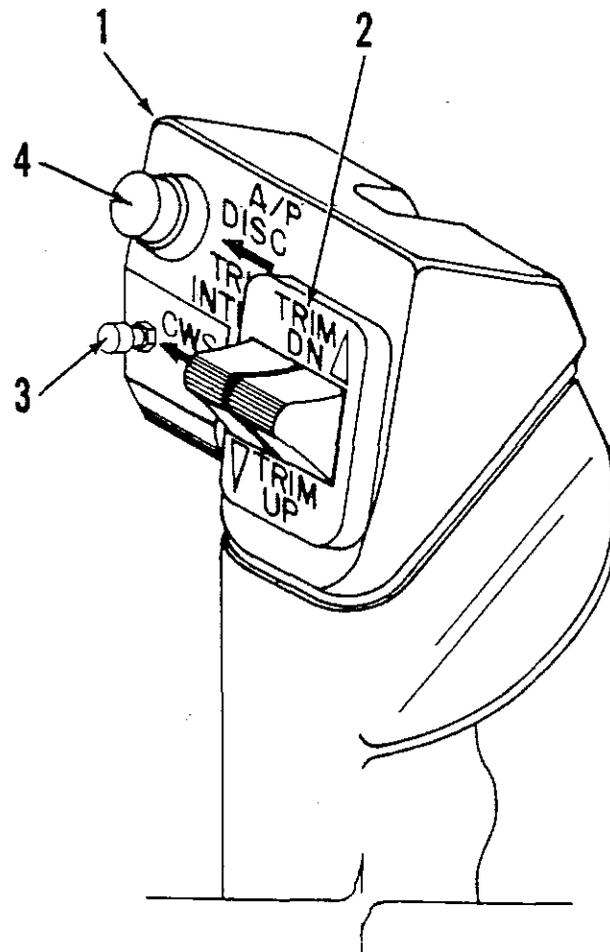
INDICATEUR VOR/ILS
 KI 204/206 (TYPE)

Figure 7-15

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 - Un 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 ($\pm 9,3$ km) en navigation à couverture de surface, $\pm 1,25$ NM ($\pm 2,3$ km) en approche en navigation à couverture de surface.

Figure 7-15 (suite)

8. ECHELLE D'ALIGNEMENT DE DESCENTE - Indique l'écart par rapport à l'axe du faisceau d'alignement de descente. Un 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 7-17

Figure 7-17 (suite)

1. BOITIER DE COMMANDES DE VOLANT DU PILOTE AUTOMATIQUE - Boîtier, monté sur le volant pilote, de 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 de tangage et de roulis) 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 refranchir l'alignement de descente pour permettre le recouplage de l'alignement de descente. Le poussoir «CWS» ne débraye pas le servomoteur d'amortisseur de lacet.
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 compensateur 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 de l'interrupteur «MASTER SWITCH» («INTERRUPTEUR 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 «AVIONICS MASTER» («GENERAL EQUIPEMENTS ELECTRONIQUES») 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.

«COMPASS SYSTEM» («COMPAS») - Alimente le compas optionnel KCS 55A.

**MANUEL DE VOL
APPROUVE DGAC**

**SUPPLEMENT N° 8
CONCERNANT**

LE SELECTEUR DE VITESSE VERTICALE ET D'ALTITUDE KING KAS 297B

Le présent supplément doit être joint au Manuel de vol approuvé DGAC lorsque l'avion est doté du sélecteur de vitesse verticale et d'altitude King KAS 297B conformément au certificat de type supplémentaire SA1563CE-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 le sélecteur de vitesse verticale et d'altitude optionnel King KAS 297B est ajouté au système de pilotage King KFC 150 ou KAP 150. Le sélecteur de vitesse verticale et d'altitude 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 sélecteur de vitesse verticale et d'altitude optionnel King KAS 297B.

SECTION 2 - LIMITATIONS

Les captures de sélection d'altitude en-dessous de 800 ft (244 m) sol sont interdites.

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

Les procédures d'urgence ne sont pas modifiées.

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

A. AVANT VOL

1. POUSSOIR «TEST» («ESSAI») AVANT VOL (KC 192 OU KC 191) - APPUYER momentanément et VERIFIER :
 - a. Que tous les chiffres et légendes sont affichés sur le KAS 297B.

B. UTILISATION DU SELECTEUR DE VITESSE VERTICALE ET D'ALTITUDE

1. Sélection de la vitesse verticale
 - a. Bouton de SELECTION DE VITESSE VERTICALE - TIRER le petit bouton.
 - b. Bouton de SELECTION DE VITESSE VERTICALE - TOURNER de manière à afficher la vitesse verticale désirée.
 - c. Poussoir «ENG» («EMBAYAGE») de FONCTION VITESSE VERTICALE - APPUYER pour embrayer la fonction maintien de vitesse verticale.

2. Modification de la vitesse verticale
 - a. Utilisation du poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT»)
 - 1) Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - APPUYER et MAINTENIR.
 - 2) Avion - Etablir la vitesse verticale désirée.
 - 3) Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - RELACHER.
 - b. Utilisation de l'inverseur de correction verticale
 - 1) INVERSEUR DE CORRECTION VERTICALE - APPUYER soit à cabrer soit à piquer afin d'augmenter ou de réduire la vitesse verticale. La vitesse verticale affichée varie à raison de 100 ft/mn (0,5 m/s) par seconde de maintien de la pression sur l'inverseur.

ATTENTION

En vol à une vitesse égale à ou voisine de la vitesse de taux de montée optimal, l'utilisation de la fonction maintien de vitesse verticale peut aisément faire tomber la vitesse dans la partie décroissante de la courbe de puissance (la vitesse décroissante entraînant la réduction du taux de montée). La poursuite de l'utilisation de la fonction maintien de vitesse verticale dans la partie décroissante de la courbe de puissance finira par un décrochage.

ATTENTION

En vol à la vitesse maximale ou à une vitesse proche de la vitesse maximale d'utilisation du PA, il est nécessaire de réduire la puissance pour maintenir le taux de descente désiré et ne pas dépasser la vitesse maximale d'utilisation du PA.

C. PRESELECTION D'ALTITUDE

1. Bouton de SELECTION D'ALTITUDE - REPOUSSER le petit bouton.
2. Bouton de SELECTION D'ALTITUDE - TOURNER de manière à afficher l'altitude désirée.
3. Poussoir «ARM» («ARMEMENT») de FONCTION SELECTION D'ALTITUDE - APPUYER pour armer la fonction sélection d'altitude.
4. Avion - ETABLIR L'ASSIETTE nécessaire à l'interception de l'altitude sélectionnée.

SECTION 5 - PERFORMANCES

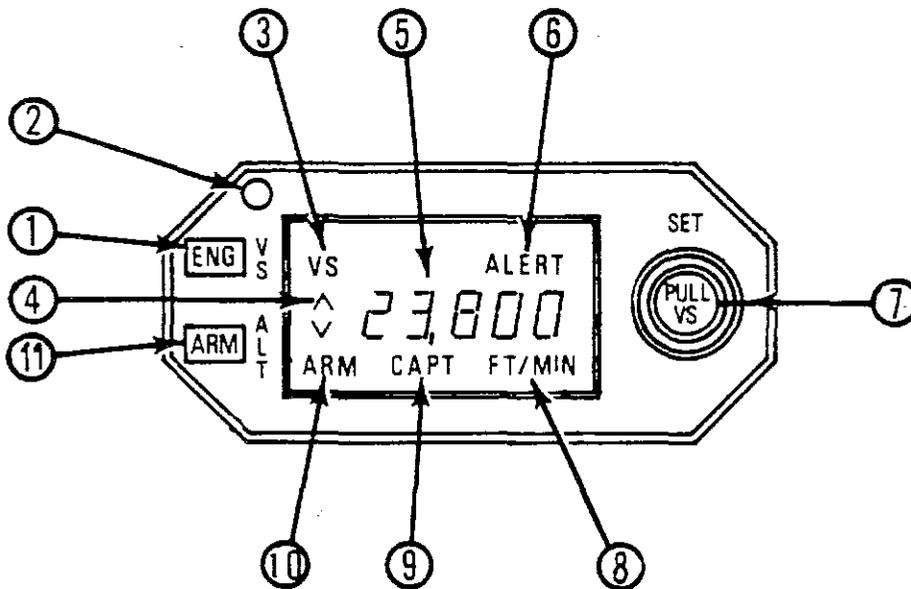
Les performances ne sont pas modifiées.

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 KAS 297B offre au pilote les caractéristiques suivantes : possibilité de sélectionner l'embrayage d'une vitesse verticale ; possibilité de sélectionner, d'armer et, à l'approche de l'altitude sélectionnée, de transférer automatiquement en maintien d'altitude ; alerte d'altitude conformément au FAR 91.51. Les commandes et affichages du KAS 297B sont décrits ci-après.



SELECTEUR DE VITESSE VERTICALE ET D'ALTITUDE KAS 297B

Figure 7-1

Figure 7-1 (suite)

1. **POUSOIR «ENG» («EMBAYAGE») DE FONCTION VITESSE VERTICALE** - Une pression sur ce poussoir embraye la fonction maintien de vitesse verticale. Une deuxième pression sur ce poussoir débraye la fonction maintien de vitesse verticale. Une pression sur ce poussoir, avec altitude affichée, embraye la fonction maintien de vitesse verticale et resynchronise cette fonction sur la vitesse verticale instantanée de l'avion.
2. **CELLULE PHOTOELECTRIQUE** - Assure l'atténuation automatique de l'affichage en fonction de l'éclairage ambiant du poste de pilotage.
3. **ANNONCIATEUR «VS» («VITESSE VERTICALE»)** - S'allume lorsque la fonction maintien de vitesse verticale est embrayée.
4. **SYMBOLES «» («MONTEE/DESCENTE») DE VITESSE VERTICALE** - Indique le sens, montée ou descente, de la vitesse verticale sélectionnée.
5. **AFFICHEURS A DECHARGE** - Permettent l'affichage de l'altitude sélectionnée, entre 100 et 35 000 ft (30 et 10 668 m), ou de la vitesse verticale sélectionnée, en montée ou descente de 0 à 3000 ft/mn (0 à 15,24 m/s).
6. **ANNONCIATEUR «ALERT» («ALERTE») D'ALTITUDE** - L'annonceur «ALERT» («ALERTE») s'allume 1000 ft (305 m) avant l'altitude sélectionnée, s'éteint 300 ft (91 m) avant l'altitude sélectionnée et s'allume momentanément lorsque l'altitude sélectionnée est atteinte. Une fois atteinte l'altitude sélectionnée, l'allumage de l'annonceur signifie que la bande de sécurité de 300 ft (91 m) a été dépassée et l'annonceur reste allumé jusqu'à ce que l'écart par rapport à l'altitude sélectionnée atteigne 1000 ft (305 m). Chaque allumage initial de l'annonceur d'alerte est accompagné d'un signal sonore de 2 secondes ; il en est de même lorsque l'altitude sélectionnée est atteinte.
7. **BOUTON DE SELECTION DE VITESSE VERTICALE/ALTITUDE** - Boutons concentriques permettant l'affichage aisé de l'altitude ou de la vitesse verticale. Le petit bouton (intérieur) comporte deux positions : repoussé et tiré.

La position REPOUSSE du petit bouton permet l'affichage et la sélection de l'altitude. La rotation du petit bouton permet la sélection de l'altitude au pas de 100 ft, avec report sur le chiffre des milliers. Le gros bouton (extérieur) permet la sélection de l'altitude au pas de 1000 ft, avec report sur le chiffre des dizaines de milliers.

La position TIRE du petit bouton permet l'affichage et la sélection de la vitesse verticale. La rotation du petit bouton permet la sélection de la vitesse verticale au pas de 100 ft/mn. Le gros bouton permet la sélection de la vitesse verticale au pas de 1000 ft/mn jusqu'au maximum de 3000 ft/mn (15,24 m/s).

8. **ANNONCIATEUR DE FONCTION «FT» ou «FT/MIN»** - Affiche «FT/MIN» en fonction maintien de vitesse verticale, et «FT» en fonction sélection d'altitude.

Figure 7-1 (suite)

9. ANNONCIATEUR «CAPT» («CAPTURE») D'ALTITUDE - Indique que le KAS 297B a fait passer le PA de l'une des fonctions maintien d'assiette en tangage ou maintien de vitesse verticale à la fonction CAPTURE. Le point, juste avant le passage en maintien d'altitude, auquel entre en action la fonction capture varie en fonction de la vitesse verticale, c'est-à-dire :
Plus le taux de montée est élevé, plus l'entrée en action de la fonction capture se produit tôt ; aux taux de montée faibles, l'entrée en action de la fonction capture et le passage en maintien d'altitude se produisent presque simultanément.
10. ANNONCIATEUR «ARM» («ARMEMENT») DE SELECTION D'ALTITUDE - Indique l'armement de la fonction sélection d'altitude pour la capture de l'altitude sélectionnée.
11. POUSSOIR «ARM» («ARMEMENT») DE FONCTION SELECTION D'ALTITUDE - Une pression sur ce poussoir, l'altitude sélectionnée étant affichée, permet d'armer la fonction sélection d'altitude. La fonction sélection d'altitude annule le maintien d'altitude si cette fonction est déjà embrayée. Si la fonction sélection d'altitude est armée au couplage de l'alignement de descente, la fonction alignement de descente annule la fonction sélection d'altitude. L'embrayage de la fonction maintien d'altitude par le pilote au moyen du sélecteur de fonction «ALT» («ALTITUDE») annule la fonction sélection d'altitude.
12. POUSSOIR «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») (Non illustré) - En plus des fonctions normales du pilote automatique, la pression sur le poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») agit également sur le KAS 297B. Dans l'utilisation de la fonction maintien de vitesse verticale, le poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») resynchronise la fonction maintien de vitesse verticale sur la vitesse verticale instantanée de l'avion. Si c'est l'altitude qui est affichée lors de la pression sur le poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT»), les afficheurs présentent automatiquement la vitesse verticale tant que le poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») reste enfoncé. Le poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») n'affecte pas la fonction sélection d'altitude.
13. INVERSEUR DE CORRECTION VERTICALE (Non illustré) - En fonction maintien de vitesse verticale, cet inverseur peut être utilisé pour augmenter ou réduire la vitesse verticale à raison de 100 ft/mn (0,5 m/s) par seconde de maintien de la pression sur l'inverseur. Si c'est l'altitude qui est affichée au moment de la pression sur l'inverseur, la vitesse verticale s'affiche pendant 1 à 2 secondes après le relâchement de l'inverseur.

Les disjoncteurs suivants sont utilisés pour protéger les éléments suivants du King KAS 297B :

<u>DESIGNATION</u>	<u>FONCTION</u>
«AUTOPILOT» («PILOTE AUTOMATIQUE»)	Alimente le calculateur KC 192 ou KC 191, les servomoteurs de tangage et de roulis du PA, l'interrupteur disjoncteur de compensateur de profondeur, et le KAS 297B.
«ENC ALTM» («ALTICODEUR»)	Alimente l'altimètre King KEA 130A/KEA 346.

NOTA

L'alimentation du KAS 297B peut être assurée par l'intermédiaire d'un disjoncteur déclenchable de 1 A séparé, repéré «ALT SEL» («SELECTEUR D'ALTITUDE»), à la diligence de l'installateur.

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT



Supplément au manuel de vol approuvé DGAC
concernant
l'utilisation de l'avion équipé d'un GPS GARMIN GNS 430

Constructeur : The New Piper Aircraft, Inc

Type : PA 28 R 201

Immatriculation : F-GIDD

N° de série : 78 - 37060

SUPPLEMENT AU MANUEL DE VOL

Pour utilisation B-RNAV de l'avion modifié selon le dossier RECTIMO N°2001/14

Ce document doit être joint au manuel de vol approuvé de l'avion

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

Edition AOUT 2001

Date : 27/08/2001

Approbation D.G.A.C. : 19 OCT 2001



LISTE DES PAGES ET DES REVISIONS

REV. N°	PAGES	DESCRIPTION	APPROVED
Original	1 à 6	Supplément complet	

SECTIONS DU MANUEL DE VOL

- Section 1 : Général
- Section 2 : Limitations
- Section 3 : Procédures d'urgence
- Section 4 : Procédures normales
- Section 5 : Performance
- Section 6 : Masse et centrage

Approuvé DGAC

Original

SUPPLEMENT MANUEL DE VOL

SECTION 1. GENERAL

L'installation du GPS modèle GNS 430 est conforme aux exigences de l'AC 20-138 pour une utilisation en IFR comme moyen supplémentaire en zone Enroute.

Cet équipement satisfait les exigences du TSO C 129 a.

Cette installation satisfait les exigences de navigabilité de l'AMJ 20 x 2 LEAFLET 2 REV 1, pour une navigation B-RNAV en route. Les approches de non-précision sont interdites.

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

SECTION 2. LIMITATIONS

2.1. Général

La plaquette suivante est placée sur le tableau de bord :

UTILISATION DU GPS SUR SIDS, STARS ET EN APPROCHE INTERDITE
--

Le manuel d'utilisation référencé Pilote Guide P/N 190-00140-00 Révision F de Juillet 2000 doit être immédiatement disponible à bord si la navigation est basée sur l'utilisation du GPS. La référence du logiciel indiquée dans le manuel d'utilisation doit être conforme à celle indiquée sur l'équipement.

Cette référence est visible page SELF TEST immédiatement après la mise en route (5 secondes environ).

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

L'exactitude des informations de la base de données ne peut être garantie. Il incombe par conséquent au pilote de vérifier (de préférence avant le vol), l'exactitude des informations de la base de données qui seront utilisées au cours du vol par rapport à la documentation officielle.

Le GPS doit disposer d'une base de données à jour (une base de données à jour est une base de données mise à jour systématiquement tous les 28 jours).

2.2. Navigation en zone Enroute et B-RNAV

La navigation IFR en zone Enroute ou B-RNAV n'est permise que si le pilote a vérifié la mise à jour de la base de données et a vérifié l'exactitude de chaque point sélectionné par rapport à la documentation officielle.

La précision de navigation doit être vérifiée régulièrement au cours du vol. La vérification de la cohérence des informations du système de navigation devra être effectuée :

- A l'arrivée sur chaque point de route (Waypoint) ou avant l'arrivée au point de report de position du service de contrôle ATC.
- Avant de quitter une route publiée et ensuite toutes les 15 minutes lors de ce type d'utilisation (fonction direct To).

La vérification de la cohérence de l'information position peut être effectuée par recoupement avec la position déterminée par les informations brutes VOR et DME fournies par les systèmes de radionavigation classique.

La navigation en zone B-RNAV est soumise à des restrictions dès lors que la constellation dispose de moins de 23 satellites. Dans ce cas un programme de prédiction RAIM sur la route B-RNAV doit être utilisé.

Note : le postulant peut décider de ne pas effectuer de prédiction RAIM. Dans ce cas, le vol en espace B-RNAV ne sera pas autorisé dans le cas de constellations dégradées.

2.3. Navigation en Zone Terminale

La navigation sur SIDs et STARs est interdite.

2.4. Approche aux instruments (approche de non précision)

L'utilisation du GPS pour les approches est interdite.

2.5. Espacement des fréquences VHF

Le GNS 430 ne doit être utilisé qu'en configuration 25 KHZ.

Procédure de reconfiguration du système lorsque l'espacement 8,33 KHZ a été sélectionné inopinément (voir Pilot's Guide pages 151 et 153).

- ① Sélectionner la quatrième page (SET UP 2) du groupe « AUX » (boutons de droite)
- ② Sélectionner « COM configuration »
- ③ Sélectionner l'espacement « 25 KHZ » et valider.

3. PROCEDURES D'URGENCE

3.1. Si l'information de navigation GPS est perdue ou déclarée invalide, utiliser les autres moyens de navigation disponibles et informer le service du contrôle aérien.

3.2. En cas de perte du RAIM, utiliser les autres moyens de navigation approuvés pour la route ou la phase de vol. Toutefois, en phase Enroute, on peut continuer à utiliser le GPS. Dans ce cas, la position doit être vérifiée toutes les 15 minutes à l'aide des autres moyens de navigation. Dans le cas de la B-RNAV, si la vérification de la cohérence des informations est impossible, utiliser un autre moyen de navigation.

4. PROCEDURES NORMALES D'UTILISATION DU GPS

4.1. Procédures lors de la préparation du vol

a) *Pour une utilisation IFR + B-RNAV*

Lors de la préparation du vol, l'exploitant doit se renseigner, par la voie de l'information aéronautique, de l'état de la constellation GPS (consultation des NOTAM GPS).

b) *Pour une utilisation B-RNAV*

Si moins de 23 satellites sont disponibles, l'exploitant doit s'assurer de la disponibilité de la fonction RAIM sur la route envisagée et pour la période de vol en espace B-RNAV.

Il doit pour cela utiliser un programme prédictif.

Si, sur la route choisie, il est prévu une perte de la fonction RAIM pour une durée supérieure à cinq minutes, le vol ne pourra pas être entrepris. Dans ce cas, il faut envisager, soit de décaler le vol dans le temps, soit d'emprunter une autre route.

Le logiciel de prédiction doit alors être à nouveau utilisé.

4.2. Procédures avant le vol

Lors des vérifications avant le vol, il est nécessaire de contrôler la validité de la base de données.

La procédure d'initialisation de l'équipement de bord doit être réalisée conformément aux prescriptions du constructeur (Pilot's Guide).

4.3. Procédures générales pendant le vol

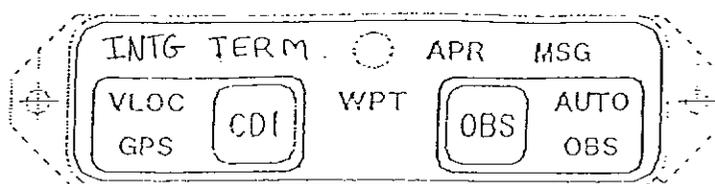
Pour une navigation Enroute et en Zone Terminale, l'équipage transfère à l'aide du boîtier commutateur/annonciateur l'information d'écart de route produite par le GPS sur l'indicateur CDI situé dans le champ visuel primaire du pilote.

Les moyens de navigation classiques normalement requis devront également être en état de fonctionnement.

L'équipage s'assure de la disponibilité de la fonction RAIM.

Durant toute la durée du vol Enroute ou terminale, l'équipage devra s'assurer que les moyens classiques disponibles (VOR/DME) sont correctement sélectionnés, afin de pouvoir, si nécessaire, rejoindre une route conventionnelle ou vérifier la navigation.

4.4. Annonciateurs



CDI : une pression sur le switch CDI sélectionne soit le mode VLOC, soit le mode GPS sur le CDI

OBS : une pression sur le switch OBS sélectionne soit le mode OBS sur le CDI, soit le mode AUTO (LEG)

VLOC : voyant blanc, information VOR ou ILS sur le CDI

GPS : voyant vert, information GPS sur le CDI

MSG : voyant ambre, répétition du voyant message de l'écran du GNS 430

WPT : voyant ambre, répétition du voyant waypoint de l'écran du GPS

AUTO : voyant blanc, fonction séquence automatique des waypoints activée

OBS : voyant vert, fonction OBS sur l'indicateur GPS

5. PERFORMANCES

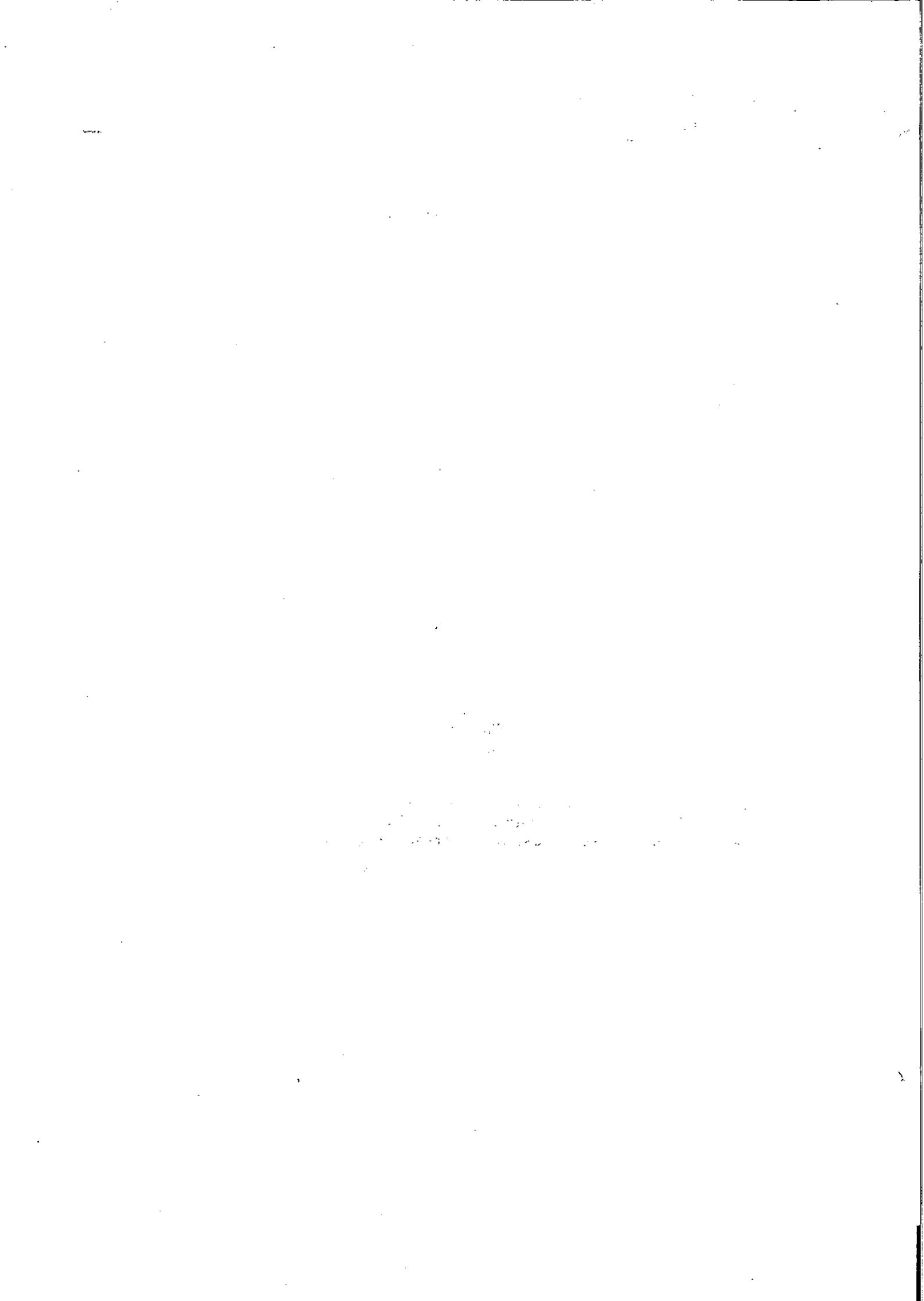
Non affectées.

6. MASSE ET CENTRAGE

Non affectés

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 Arrow.

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 70 kt (130 km/h) dans des conditions normales. Chercher à arracher l'avion du sol à une vitesse trop faible réduit la maniabilité de l'avion en cas de panne de moteur.
- c) Les volets peuvent être sortis jusqu'à V_i : 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. Les volets doivent être rentrés 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 ou une couche nuageuse, 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.

10.3 CONSEILS D'UTILISATION (Suite)

- g) Les pédales de palonnier sont supportées par un tube de torsion qui traverse le fuselage. Le pilote doit s'habituer à 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 de prévention des 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.