

MANUEL DE VOL PA-28-181

AVION PIPER ARCHER II



CONSTRUCTEUR : PIPER AIRCRAFT
CORPORATION

APPROUVE PAR LA DIRECTION
GENERALE DE L'AVIATION CIVILE

le 27 FEV. 1980

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

CERTIFICAT DE NAVIGABILITE
DE TYPE FRANÇAIS N° : IM 87

DUPLICATE



NUMERO DE SERIE
DE L'AVION : 28-2800131

IMMATRICULATION
DE L'AVION : F-GKEF

RAPPORT : VB-1066

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

TABLE DES MATIERES
DU MANUEL DE VOL

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

TABLE DES MATIERES

SECTION I
GÉNÉRALITES

Paragraphes	Pages
1.1 Introduction	1-1
1.3 Moteurs	1-3
1.5 Hélices	1-3
1.7 Carburant	1-3
1.9 Huile	1-4
1.11 Masses maximales	1-4
1.13 Masses de l'avion standard	1-4
1.15 Zones à bagages	1-5
1.17 Charges spécifiques	1-5
1.19 Symboles, abréviations et terminologie	1-6
1.21 Facteurs de conversion	1-12

des Sections 0 à 10

AVERTISSEMENT

RAPPORT : VB-1086
0.3

LISTE DES PAGES DU MANUEL DE VOL

SECTION 0

0-1	AP	Ed. 1
0-2	N.A.P	Ed. 1 Rév. 6
0-3 à 0-4	N.A.P	Ed. 1
0-5 à 0-8	AP	Ed. 1 Rév. 10
0-8a	AP	Ed. 1 Rév. 10
0-8b	N.A.P	Ed. 1 Rév. 10
0-9	N.A.P	Ed. 1 Rév. 4
0-10	N.A.P	Ed. 1 Rév. 9
0-10a à 0-10b	N.A.P	Ed. 1 Rév. 10
0-11	N.A.P	Ed. 1 Rév. 9

SECTION 1

1-1	N.A.P	Ed. 1
1-1 à 1-2	N.A.P	Ed. 1
1-3	N.A.P	Ed. 1 Rév. 9
1-4	N.A.P	Ed. 1 Rév. 6
1-5 à 1-6	N.A.P	Ed. 1
1-7 à 1-8	N.A.P	Ed. 1 Rév. 9
1-9	N.A.P	Ed. 1 Rév. 8
1-10 à 1-16	N.A.P	Ed. 1

SECTION 2

2-1	AP	Ed. 1 Rév. 8
2-1	AP	Ed. 1 Rév. 6
2-2	AP	Ed. 1
2-3	AP	Ed. 1 Rév. 9
2-4	AP	Ed. 1 Rév. 6
2-5 à 2-8	AP	Ed. 1
2-9	AP	Ed. 1 Rév. 6
2-10 à 2-13	AP	Ed. 1 Rév. 8

SECTION 6

6-1	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 6
6-1 à 6-2	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 9
6-3 à 6-4	N.A.P.	Ed. 1
6-5	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 9
6-6 à 6-7	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 6
6-7a	N.A.P.	Ed. 1
6-7b	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 6
6-8	N.A.P.	Ed. 1
6-9	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 8
6-10	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 6
6-11	N.A.P.	Ed. 1
6-12	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 1
6-12a	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 6
6-12b à 6-12d	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 1
6-13	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 5
6-14 à 6-15	N.A.P.	Ed. 1
6-16	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 9
6-17 à 6-18	N.A.P.	Ed. 1
6-19	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 3
6-20	N.A.P.	Ed. 1
6-21 à 6-22	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 4
6-23	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 1
6-24	N.A.P.	Ed. 1
6-25	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 4
6-26 à 6-29	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 1
6-29a	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 3
6-29b à 6-29d	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 1
6-30	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 1
6-31	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 4
6-31a à 6-31b	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 4
6-32	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 1
6-33 à 6-44	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 5

SECTION 7

7-1	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 10
7-1 à 7-2	N.A.P.	Ed. 1
7-3	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 9
7-4 à 7-6	N.A.P.	Ed. 1
7-7	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 10
7-8	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 9
7-9 à 7-10	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 10
7-11	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 3
7-12 à 7-13	N.A.P.	Ed. 1 Rév. 7

SECTION 10

10-j
10-t à 10-2

N.A.P
N.A.P

Ed. 1 Rév. 9
Ed. 1 Rév. 9

Approuvé DGAC
le 22 OCT. 1986

L'Ingénieur en Chef du Service
Chef du Bureau des Concessions

P. LAPASSET

NOTA : AP : approuvé DGAC
N.A.P : non approuvé DGAC
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
1 (PR800529)	1-3, 2-3, 2-4, 2-10, 3-3, 3-10, 4-8, 4-11, 4-20, 6-1, 6-6, 6-12, 6-12a à 6-12d, 6-13, 6-22, 6-23, 6-25 à 6-29, 6-29a à 6-29d, 6-30 à 6-39, 6-41 à 6-43, 7-1, 7-20, 7-24, 7-25, 8-12, 8-12a à 8-12b, 8-13 à 8-15, 10-2	Incorporation de modifications	FAA : 29 mar. 80 DGAC : 30 déc. 80
2 (PR800822)	9-1, 9-15 à 9-18.	Incorporation de modifications	FAA : 22 août 80 DGAC : 27 juil. 81
3 (PR810114)	2-3, 2-4, 3-1, 3-6 à 3-8, 3-13 à 3-17, 6-19, 6-29a, 6-31, 6-33 à 6-44, 7-7, 7-10 à 7-13, 7-20, 9-1, 9-15 à 9-20.	Incorporation de modifications	FAA : 14 jan. 81 DGAC : 27 juil. 81
4 (PR810625)	1-4, 5-1, 5-2, 6-6, 6-16, 6-21, 6-22, 6-25, 6-31, 6-31a, 6-31b, 6-33 à 6-35, 6-42 à 6-44, 7-7, 7-10.	Incorporation de modifications	FAA : 25 juin 81 DGAC : 4 nov. 81

Ce manuel est traduit du manuel approuvé FAA, «REPORT : VB-1120».

LISTES DES REVISIONS DU MANUEL DE VOL (suite)

Numéro et code de révision	Pages révisées	Description de la révision	Date de signature des autorités
10 (PR850705)	4-18, 5-20 à 5-25, 7-1, 7-7, 7-9, 7-10, 7-20.	Incorporation de modifications	FAA : 16 sept. 85 DGAC : 22 oct. 86

Ce manuel est traduit du manuel approuvé FAA, «REPORT : VB-1120».

SECTION I GENERALITES

1.1 INTRODUCTION

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

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

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

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

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

1.3 MOTEURS

a)	Nombre de moteurs	1
b)	Motoriste	Lycoming
c)	Numéro de modèle du moteur	O-360-A4M ou O-360-A4A
d)	Puissance de décollage - Limitée à 5 minutes	180 hp (132 ch)
e)	Régime de décollage - Limité à 5 minutes	2700 tr/min
f)	Puissance maximale continue	178 hp (130 ch)
g)	Régime maximal continu	2650 tr/min
h)	Alésage	5.125 in (130,175 mm)
i)	Course	4.375 in (111,125 mm)
j)	Cylindrée	361,0 cu.in (5915,7 cm ³)
k)	Taux de compression	8,5/1
l)	Type de moteur	Quatre cylindres, à prise directe, cylindres opposés à plat, à refroidissement par air

1.5 HÉLICES

a)	Nombre d'hélices	1
b)	Fabricant	Sensenich
c)	Modèle	76EM855-Q-62
d)	Nombre de pales	2
e)	Diamètre de l'hélice	
1)	maximal	76 in (1,930 m)
2)	minimal	76 in (1,930 m)
f)	Type d'hélice	A pas fixe

1.7 CARBURANT

ESSENCE AVIATION UNIQUEMENT

a)	Capacité totale de carburant	50 US gal (189 l)
b)	Capacité totale de carburant utilisable	48 US gal (182 l)
c)	Carburant	
1)	Indice d'octane minimal	Aviation 100 vert ou 100LL bleu
2)	Carburants de remplacement	Se reporter à la dernière édition de l'Instruction Lycoming N° 1070

1.15 ZONES A BAGAGES

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

1.17 CHARGES SPECIFIQUES

- | | |
|---------------------|--|
| a) Charge alaire | 15,0 lb/sq.ft (73,24 kg/m ²) |
| b) Charge au cheval | 14,2 lb/hp (6,35 kg/ch) |

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

b) Terminologie concernant la météorologie

ISA	ISA	Atmosphère type internationale, dans laquelle L'air est un gaz parfait sec ; La température au niveau de la mer est de 15 degrés Celsius (59 degrés Fahrenheit) ; La pression au niveau de la mer est de 29.92 inches (760 mm) de mercure (1013,2 mbar) ; Le gradient de température entre le niveau de la mer et l'altitude à laquelle la température est de -56,5 °C (-69,7 °F) a pour valeur -0,00198 °C (-0,003564 °F) par foot (-0,0065 °C (-0,0117 °F) par mètre) et zéro au-dessus de cette altitude
OAT	t_{air}	Température extérieure ambiante : température statique de l'air libre obtenue à partir soit de lectures de température faites en vol soit de renseignements fournis par des moyens météorologiques au sol, corrigée de l'erreur instrumentale et des effets de la compressibilité.

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

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

f) Terminologie concernant la masse et le centrage

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

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.

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)

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	2-4
2.13 Limites de centrage	2-5
2.15 Limites de manœuvres	2-6
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
2.25 Plaquettes	2-6
2.27 Plaquettes d'utilisation	2-13
2.29 Bases de certification	2-13

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 de l'Archer II et des ses systèmes.

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

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

2.3 LIMITATIONS DE VITESSES

VITESSE		V ₁	V _e
Vitesse à ne jamais dépasser (V _{NE}) - Ne dépasser en aucun cas cette vitesse.	kt km/h	154 285	148 274
Vitesse maximale de croisière compte tenu de la résistance de la structure (V _{NO}) - Ne pas dépasser cette vitesse, sauf en air calme, et dans ce cas, seulement avec prudence.	kt km/h	125 232	121 224

2.7 LIMITATIONS DU GROUPE PROPULSEUR

- | | |
|--|--|
| a) Nombre de moteurs | 1 |
| b) Motoriste | Lycoming |
| c) Numéro de modèle du moteur | O-360-A4M ou O-360-A4A
équipé d'un carburateur type 10-3878 |
| d) Limites d'utilisation du moteur | |
| 1) Puissance de décollage - Limitée à 5 minutes | 180 hp (132 ch) |
| 2) Régime de décollage - Limité à 5 minutes | 2700 tr/min |
| 3) Puissance maximale continue | 178 hp (130 ch) |
| 4) Régime maximal continu | 2650 tr/min |
| 5) Température d'huile maximale | 245 °F (118 °C) |
| 6) Pression d'huile | |
| Minimale (trait rouge) | 25 psi (1.72 bar) |
| Maximale (trait rouge) | 90 ou 100 psi (6.21 ou 6.89 bar) |
| 7) Pression de carburant | |
| Minimale (trait rouge) | 0.5 psi (0.03 bar) |
| Maximale (trait rouge) | 8 psi (0.55 bar) |
| 8) Indice d'octane minimal du carburant (ESSENCE AVIATION UNIQUEMENT) | Aviation 100 ou 100LL |
| 9) Nombre d'hélices | 1 |
| 10) Fabricant d'hélice | Sensenich |
| 11) Modèle d'hélice | 76EM855-0-62 |
| 12) Diamètre d'hélice | |
| Minimal | 76 in (1.930 m) |
| Maximal | 76 in (1.930 m) |
| 13) Tolérance d'hélice (Régime en conditions statiques à la position maximale de la manette des gaz)
Aucune tolérance supplémentaire permise. | 2375 ≥ N ≥ 2275 tr/min |

2.13 LIMITES DE CENTRAGE

a) Catégorie normale

Masse		Limite avant Distance en arrière de la référence		Limite arrière Distance en arrière de la référence	
lb	kg	in	m	in	m
2550	1157	88,6	2,250	93,0	2,362
2050	930	82,0	2,083	93,0	2,362
et moins					

b) Catégorie utilitaire

Masse		Limite avant Distance en arrière de la référence		Limite arrière Distance en arrière de la référence	
lb	kg	in	m	in	m
2110	966	83,0	2,108	93,0	2,362
2050	930	82,0	2,083	93,0	2,362
et moins					

NOTA

Variation linéaire entre les points donnés.

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

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

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

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

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

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

A proximité du verrou supérieur de porte :

«ENGAGE LATCH BEFORE FLIGHT.»

(«VERROUILLER AVANT VOL.»)

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

«BAGGAGE MAXIMUM 200 LBS.»

(«BAGAGES 91 kg MAXIMUM.»)

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

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

Bien en vue du pilote :

« $V_A = 113$ KIAS AT 2550' (SEE P.O.H.).»

(« $V_A = V_L : 113$ kt (209 km/h)
A 1157 kg (VOIR MANUEL DE VOL).»)

«DEMO X-WIND 17 KTS.»

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

Bien en vue du pilote :

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

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

A proximité des bouchons de remplissage des réservoirs de carburant :

«FUEL - 100 or 100LL AVIATION GRADE.»

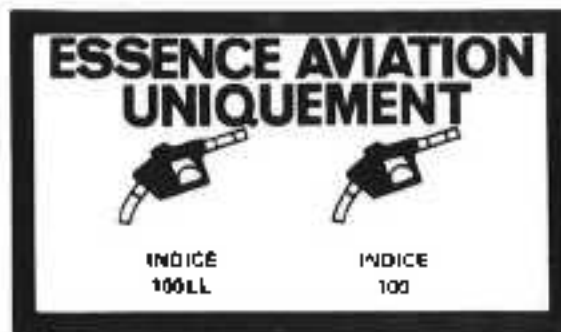
«CARBURANT - QUALITE AVIATION 100 ou 100LL.»

OU

«FUEL - 100-130 AVIATION GRADE MIN.
USABLE CAPACITY 34 GAL.
USABLE CAPACITY TO BOTTOM OF FILLER NECK
INDICATOR 17 GAL.»

«CARBURANT - QUALITE AVIATION 100/130 MIN
CAPACITE UTILISABLE 91 l
CAPACITE UTILISABLE 64 l (JUSQU'AU BAS DE L'IN-
DICATEUR DU COL DE REMPLISSAGE.)»

A proximité des bouchons de remplissage des réservoirs de carburant (N° de série 25-8390036 et suivants) :



2.29 BASES DE CERTIFICATION

US :

Réglementation CAR 3 mise en vigueur le 15 mai 1956 à jour de l'amendement 3-2, de l'amendement 3-4 et des paragraphes 3.304 et 3.705 de l'amendement 3-7. En outre, réglementation FAR 23.207, 23.221 et 23.959 de l'amendement 23-7. Réglementation FAR 36.

Française :

Navigabilité : Réglementation CAR 3 mise en vigueur le 15 mai 1956 à jour de l'amendement 3-2, de l'amendement 3-4 et des paragraphes 3.304 et 3.705 de l'amendement 3-7. En outre, réglementation FAR 23.207, 23.221 et 23.959 de l'amendement 23-7.

Nuisances : Arrêté du 30 juillet 1975
Arrêté du 15 avril 1977.

TABLE DES MATIERES
 SECTION 3
 PROCEDURES D'URGENCE

Paragraphes	Pages
3.1 Généralités	3-1
3.3 Liste de vérifications d'urgence	3-3
Incendie moteur à la mise en route	3-3
Perte de puissance moteur au décollage	3-3
Perte de puissance moteur en vol	3-4
Atterrissage sans moteur	3-4
Incendie en vol	3-5
Perte de pression d'huile	3-5
Perte de pression de carburant	3-5
Température d'huile excessive	3-5
Pannes du circuit électrique	3-6
Consommation électrique excessive (Interrupteurs de batterie et d'alternateur couplés)	3-6
Consommation électrique excessive (Interrupteurs de batterie et d'alternateur séparés)	3-7
Sortie de vrille	3-7
Porte ouverte	3-8
Givrage du carburateur	3-8
Irrégularité de fonctionnement du moteur	3-8
3.5 Procédures d'urgence développées (généralités)	3-9
3.7 Incendie moteur à la mise en route	3-9
3.9 Perte de puissance moteur au décollage	3-9
3.11 Perte de puissance moteur en vol	3-10
3.13 Atterrissage sans moteur	3-11
3.15 Incendie en vol	3-11
3.17 Perte de pression d'huile	3-12
3.19 Perte de pression de carburant	3-13
3.21 Température d'huile excessive	3-13
3.23 Pannes du circuit électrique	3-13

SECTION 3 PROCEDURES D'URGENCE

3.1 GENERALITES

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

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

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

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

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

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

3.3 LISTE DE VÉRIFICATIONS D'URGENCE

INCENDIE MOTEUR A LA MISE EN ROUTE

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

PERTE DE PUISSANCE MOTEUR AU DECOLLAGE

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

Si la longueur de piste restante est insuffisante :

Maintenir une vitesse de sécurité.

N'effectuer qu'un léger virage pour éviter les obstacles.

Volets en fonction de la situation.

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

Maintenir une vitesse de sécurité

Sélecteur carburant..... Passer sur un réservoir contenant du carburant

Pompe à carburant électrique..... Vérifier sur «ON» («MARCHE»)

Mélange..... Vérifier sur «RICH» («RICHE»)

Réchauffage carburateur..... «ON» («MARCHE»)

Pompe d'amorçage..... Verrouillée

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

INCENDIE EN VOL

Origine de l'incendie Vérifier

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

Contact général «OFF» («ARRET»)

Mises à l'air libre Ouvertes

Chauffage de la cabine «OFF» («ARRET»)

Atterrir le plus tôt possible,

Incendie moteur :

Sélecteur carburant «OFF» («ARRET»)

Manette des gaz «CLOSED» («REDUITS A FOND»)

Mélange Sur étouffoir

Pompe à carburant électrique Vérifier sur «OFF» («ARRET»)

Chauffage et dégivrage «OFF» («ARRET»)

Appliquer la procédure «Atterrissage sans moteur».

PERTE DE PRESSION D'HUILE

Atterrir le plus tôt possible et rechercher la cause.

Prendre les dispositions pour l'atterrissage sans moteur.

PERTE DE PRESSION DE CARBURANT

Pompe à carburant électrique «ON» («MARCHE»)

Sélecteur carburant Vérifier qu'il est sur un réservoir plein

TEMPERATURE D'HUILE EXCESSIVE

Atterrir sur l'aérodrome le plus proche et étudier le problème.

Prendre les dispositions pour l'atterrissage sans moteur.

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

POUR LES AVIONS SUR LESQUELS LE FONCTIONNEMENT DES INTERRUPTEURS DE BATTERIE ET D'ALTERNATEUR EST SÉPARÉ

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

Si la consommation de l'alternateur est réduite :

Consommation électrique Réduire au minimum

Atterrir le plus tôt possible.

NOTA

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

Si la consommation de l'alternateur n'est pas réduite :

Interrupteur «ALT» («ALTERNATEUR») «OFF» («ARRÊT»)
Interrupteur «BAT» («BATTERIE») À la demande

Atterrir le plus tôt possible. S'attendre à une panne électrique totale.

SORTIE DE VRILLE

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

3.5 PROCÉDURES D'URGENCE DÉVELOPPÉES (GÉNÉRALITÉS)

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

3.7 INCENDIE MOTEUR À LA MISE EN ROUTE

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

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

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

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

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

3.9 PERTE DE PUISSANCE MOTEUR AU DÉCOLLAGE

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

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

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

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

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

3.13 ATERRISSAGE SANS MOTEUR

En cas de perte de puissance en altitude, compenser l'avion pour la pente de plané optimale (V_i : 76 kt - 141 km/h) et rechercher un terrain convenable. Si les mesures prises pour rétablir la puissance restent sans effet, et si le temps le permet, regarder sur les cartes s'il n'existe pas d'aérodrome dans le voisinage immédiat ; si l'altitude est suffisante, il peut être possible d'atterrir sur l'un d'eux. Le pilote doit si possible signaler ses difficultés et ses intentions par radio aux Services officiels. Lorsqu'un autre pilote ou un passager se trouve à bord, le laisser s'en charger.

Après avoir repéré un terrain convenable, établir une descente en spirale autour de ce terrain. Essayer d'arriver à 1000 ft (305 m) au-dessus du sol au point vent arrière pour effectuer une approche d'atterrissage normale. Lorsque le terrain peut être atteint sans problème, ralentir à V_i : 66 kt (122 km/h) pour obtenir la distance d'atterrissage minimale. L'excédent d'altitude peut être perdu en élargissant le circuit, en utilisant les volets, en effectuant des glissades ou en combinant ces différents moyens.

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

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

3.15 INCENDIE EN VOL

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

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

3.19 PERTE DE PRESSION DE CARBURANT

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

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

3.21 TEMPÉRATURE D'HUILE EXCESSIVE

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

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

3.23 PANNES DU CIRCUIT ÉLECTRIQUE

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

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

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

Si l'indication de l'ampèremètre reste sur «0» (débit nul) ou si l'alternateur ne reste pas réenclenché, mettre l'interrupteur «ALT» («ALTERNATEUR») sur «OFF» («ARRÊT»), ne conserver qu'une consommation électrique minimale et atterrir le plus tôt possible. Toute la consommation électrique est fournie par la batterie.

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

NOTA

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

3.25 SORTIE DE VRILLE

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

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

3.27 PORTE OUVERTE

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

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

TABLE DES MATIÈRES
SECTION 4
PROCÉDURES NORMALES

Paragraphes	Pages
4.1 Généralités	4-1
4.3 Vitesses de sécurité	4-1
4.5 Liste de vérifications normales	4-3
Visite avant vol	4-3
Avant mise en route du moteur	4-4
Mise en route du moteur à froid	4-4
Mise en route du moteur à chaud	4-5
Mise en route d'un moteur noyé	4-5
Mise en route sur alimentation extérieure	4-5
Réchauffage	4-6
Roulage au sol	4-6
Vérifications au point fixe	4-6
Avant décollage	4-6
Décollage	4-7
Montée	4-8
Croisière	4-8
Descente	4-8
Approche et atterrissage	4-8
Arrêt du moteur	4-9
Stationnement	4-9
4.7 Procédures normales développées (généralités)	4-10
4.9 Visite avant vol	4-10
4.11 Avant mise en route du moteur	4-12
4.13 Mise en route du moteur	4-12
4.15 Réchauffage du moteur	4-14
4.17 Roulage au sol	4-14
4.19 Vérifications au point fixe	4-15
4.21 Avant décollage	4-16
4.23 Décollage	4-17

SECTION 4

PROCÉDURES NORMALES

4.1 GÉNÉRALITÉS

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

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

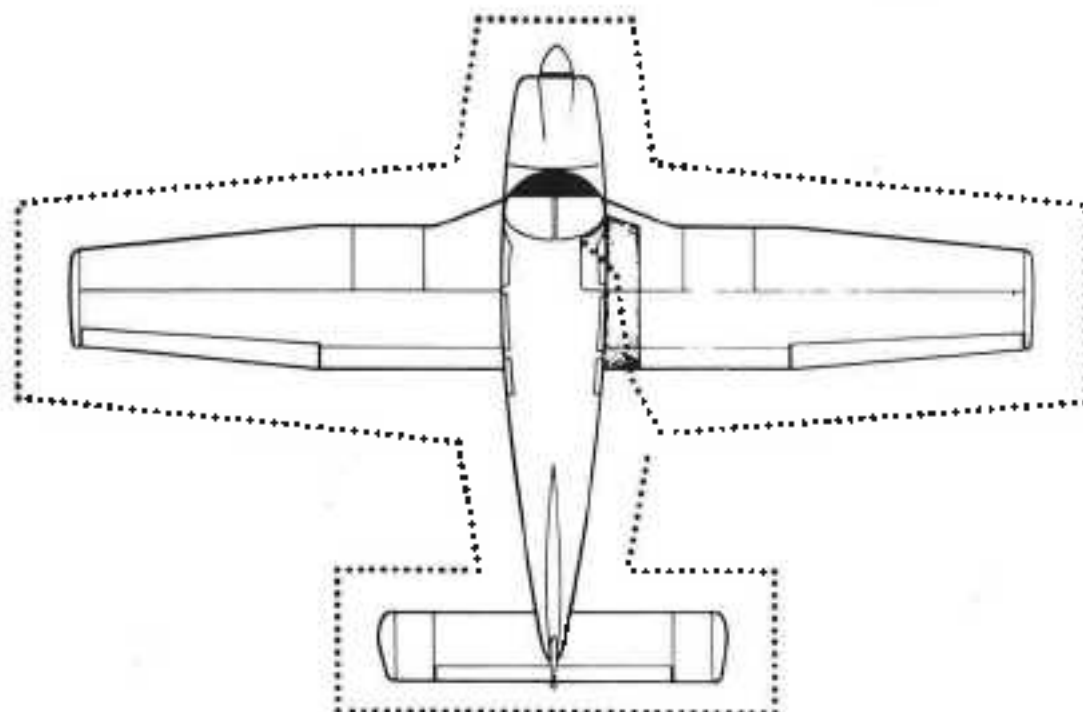
Ces procédures sont données à titre de document de référence et de révision et pour fournir des renseignements sur des procédures qui ne sont pas les mêmes pour tous les avions. Les pilotes doivent se familiariser avec les procédures données dans cette section pour les connaître à fond.

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

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

4.3 VITESSES DE SECURITE

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



VISITE EXTERIEURE

Figure 4-1

4.3 LISTE DE VERIFICATIONS NORMALES

VISITE AVANT VOL

Volant	Débloquer les ceintures
Equipements électroniques	«OFF» («ARRET»)
Contact général	«ON» («MARCHE»)
Jauges de carburant	Vérifier
Contact général	«OFF» («ARRET»)
Allumage	«OFF» («ARRET»)
Extérieur	Vérifier l'absence de détériorations
Gouvernes	Vérifier l'absence d'interférence ; exemptes de glace, de neige et de gelée blanche
Charnières	Vérifier l'absence d'interférence
Ailes	Exemptes de glace, de neige et de gelée blanche
Avertisseur de décrochage	Vérifier
Réservoirs de carburant	Vérifier le plein visuellement ; verrouiller les bouchons

Démarrreur	Embrayer
Manette des gaz	Régler
Pression d'huile	Vérifier

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

MISE EN ROUTE DU MOTEUR A CHAUD

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

MISE EN ROUTE D'UN MOTEUR NOYE

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

MISE EN ROUTE SUR ALIMENTATION EXTERIEURE

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

Ceintures/bretelles	Attachées/ réglées
Sièges inoccupés	Ceintures attachées bien serrées
Volets	Régler
Compensateur	Régler
Commandes	Libres
Portes	Verrouillées
Climatiseur	«OFF» («ARRET»)

DECOLLAGE

NORMAL

Volets	Régler
Compensateur	Régler
Accélérer jusqu'à V_L : 52 à 65 kt (96 à 120 km/h)	
Volant	Pression arrière pour cabrer à l'assiette de montée

TERRAIN COURT, FRANCHISSEMENT D'OBSTACLE

Volets	25° (deuxième cran)
Accélérer jusqu'à V_L : 41 à 49 kt (76 à 91 km/h) suivant la masse de l'avion	
Volant	Pression arrière pour cabrer à l'assiette de montée
Une fois décollé, accélérer jusqu'à V_L : 45 à 54 kt (83 à 100 km/h) suivant la masse de l'avion	
Accélérer jusqu'à la vitesse de pente de montée optimale volets rentrés V_L : 64 kt (119 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 V_L : 76 kt (141 km/h).	

TERRAIN MEUBLE

Volets	25° (deuxième cran)
Accélérer jusqu'à V_L : 41 à 49 kt (76 à 91 km/h) suivant la masse de l'avion	
Volant	Pression arrière pour cabrer à l'assiette de montée
Une fois décollé, accélérer jusqu'à V_L : 45 à 54 kt (83 à 100 km/h) suivant la masse de l'avion	
Accélérer jusqu'à la vitesse de taux de montée optimal volets rentrés V_L : 76 kt (141 km/h)	
Volets	Rentrer lentement

Volets Régler à V_i : 102 kt (189 km/h) maxi
Climatiseur «OFF» («ARRET»)
Compensateurs réglés à V_i : 75 kt (139 km/h)
Vitesse d'approche finale (volets 40°) V_i : 66 kt (122 km/h)

ARRET DU MOTEUR

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

STATIONNEMENT

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

Les puisards de réservoirs et le filtre du circuit carburant doivent être purgés chaque jour avant le premier vol et après un ravitaillement. Vérifier la conformité du carburant et s'assurer de l'absence d'accumulation d'impuretés telles que l'eau et les sédiments. Chaque réservoir de carburant comporte une purge rapide individuelle située au fond dans le coin arrière interne du réservoir. Le filtre à carburant est équipé d'une purge rapide située sur le coin inférieur avant de la cloison pare-feu. Il faut purger en premier les puisards de chacun des réservoirs. Purger ensuite le filtre à carburant à deux reprises, en changeant à chaque fois de réservoir à l'aide du robinet sélecteur de carburant. A chaque purge de carburant, laisser couler une quantité de carburant suffisante pour assurer l'élimination des impuretés. Recueillir ce carburant dans un récipient approprié, l'examiner afin de s'assurer de l'absence d'impuretés puis jeter le carburant.

ATTENTION

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

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

Vérifier que toutes les mises à l'air libre de réservoirs de carburant sont bien ouvertes

Effectuer ensuite une vérification complète du train d'atterrissage. Vérifier le gonflage correct des amortisseurs de train principal. La longueur apparente de l'amortisseur doit être de 4,50 in (114,3 mm) sous une charge statique normale. Vérifier que la longueur apparente de l'amortisseur de train avant est de 3,25 in (82,6 mm). Vérifier l'absence de coupures sur tous les pneus, vérifier leur usure et s'assurer qu'ils sont correctement gonflés. Vérifier visuellement l'absence de détérioration des sabots de freins et leur usure.

Déposer la housse du tube de Pitot situé à l'intrados de l'aile gauche. Vérifier le tube de Pitot afin de s'assurer que ses orifices sont dégagés et exempts d'obstructions.

Ne pas oublier de nettoyer et de vérifier le pare-brise

Il faut vérifier l'absence d'entailles ou autres défauts sur l'hélice et la casserole.

Soulever le capotage et vérifier l'absence de fuites manifestes de carburant ou d'huile. Vérifier le niveau d'huile. S'assurer qu'après la vérification la jauge est correctement remise en place. Fixer le capotage et vérifier les caches de visite.

Vérifier l'absence de corps étrangers dans les entrées d'air et la tension correcte de la courroie de l'alternateur.

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

b) Mise en route du moteur à chaud

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

c) Mise en route d'un moteur noyé

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

d) Mise en route du moteur sur alimentation extérieure

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

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

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

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

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

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

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

4.19 VÉRIFICATIONS AU POINT FIXE

Mettre le frein de parking.

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

Vérifier le manomètre de dépression ; il doit indiquer $5,0 \pm 0,1$ in Hg ($127,0 \pm 2,5$ mm Hg) à 2000 tr/mn.

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

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

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

4.23 DECOLLAGE

La technique de décollage normale est classique en ce qui concerne l'avion Archer II. 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 : 48 à 53 kt (89 à 98 km/h), suivant la masse de l'avion, puis ramener doucement le volant pour cabrer à l'assiette de montée.

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 : 41 à 49 kt (76 à 91 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 : 45 à 54 kt (83 à 100 km/h), suivant la masse de l'avion. Poursuivre la montée tout en accélérant jusqu'à la vitesse de taux de montée volets rentrés de V_i : 76 kt (141 km/h) s'il n'y a pas d'obstacle, ou de V_i : 64 kt (119 km/h) si le franchissement d'obstacle est à prendre en considération. Rentrer lentement les volets tout en poursuivant la montée normale.

4.25 MONTEE

Le taux de montée optimal à la masse maximale s'obtient à V_i : 76 kt (141 km/h). La pente de montée optimale peut s'obtenir à V_i : 64 kt (119 km/h). Aux masses inférieures à la masse maximale, ces vitesses sont légèrement réduites. La vitesse recommandée pour la montée en route est de V_i : 57 kt (106 km/h). Celle-ci permet d'obtenir une meilleure vitesse d'avancement et améliore la visibilité vers l'avant au cours de la montée.

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

4.27 CROISIERE

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

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

SANS MOTEUR

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

4.31 APPROCHE ET ATERRISSAGE

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

NOTA

Si les sièges sont équipés d'une bretelle fixe (de type sans enrouleur à inertie), attacher cette bretelle sur la ceinture et la régler de manière à pouvoir atteindre aisément toutes les commandes, y compris le sélecteur de carburant, les commandes de volets, de compensateurs, etc., tout en s'assurant d'être retenu efficacement.

Si les sièges sont équipés d'une bretelle de type avec enrouleur à inertie, vérifier le dispositif de retenue de la bretelle en la tirant.

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

Il faut compenser l'avion à une vitesse d'approche initiale d'environ 75 kt (139 km/h) avec une vitesse d'approche finale de V_i : 66 kt (122 km/h) avec les volets sortis. La sortie des volets peut s'effectuer à la demande aux vitesses égales ou inférieures à V_i : 102 kt (189 km/h).

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

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

4.37 DECROCHAGES

Les caractéristiques de décrochage de l'Archer II 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 tremblement moyen de la cellule et un tangage modéré peuvent également précéder le décrochage.

La vitesse de décrochage de l'Archer II à la masse maximale, sans moteur et avec les pleins volets, est V_i : 49 kt (91 km/h). Avec les volets rentrés, cette vitesse est supérieure de 6 kt (11 km/h). La perte d'altitude au cours des décrochages varie de 100 à 350 ft (30 à 107 m) suivant la configuration et la puissance.

NOTA

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

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

4.39 UTILISATION EN ATMOSPHERE AGITEE

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

TABLE DES MATIERES

SECTION 5

PERFORMANCES

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

SECTION 5 PERFORMANCES

5.1 GENERALITES

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

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

5.3 INTRODUCTION AUX PERFORMANCES ET A LA PREPARATION DES VOLS

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

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

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

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

5.5 EXEMPLE DE PRÉPARATION D'UN VOL

a) Chargement de l'avion

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

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

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

Après une utilisation correcte des renseignements fournis, les masses suivantes 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 au poste g) 1)).

1) Masse à vide de base	1400 lb (635 kg)
2) Occupants (2 x 170 lb - 2 x 77 kg)	340 lb (154 kg)
3) Bagages et fret	360 lb (163 kg)
4) Carburant (6 lb/US gal x 50 - 0,72 kg/l x 189)	300 lb (136 kg)
5) Masse au décollage	2400 lb (1088 kg)
6) Masse à l'atterrissage a) 5) moins g) 1) (2400 lb moins 120 lb - 1088 kg moins 59 kg)	2271 lb (1029 kg)

La masse au décollage est inférieure au maximum de 2550 lb (1157 kg) et les calculs de masse et de centrage ont démontré que le centre de gravité est dans les limites autorisées.

c) Montée

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

La valeur de l'altitude pression de croisière désirée et celle de la température extérieure ambiante correspondante sont les premiers paramètres à prendre en considération pour le calcul des éléments de montée à partir du graphique «Temps, distance et carburant de montée» (Figure 5-17). Une fois calculés le temps, la distance et le carburant correspondant aux valeurs d'altitude de croisière et de température extérieure ambiante, appliquer au graphique (Figure 5-17) les conditions présentes sur le terrain de départ. Soustraire maintenant les valeurs relevées sur le graphique pour les conditions sur le terrain de départ de celles correspondant à l'altitude pression de croisière.

Les valeurs résultantes sont les éléments carburant, distance et temps 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	13 °C
3) Temps de montée (11,5 mn moins 3 mn)	8,5 mn*
4) Distance de montée (16 NM moins 4,5 NM - 30 km moins 8 km)	11,5 NM (22 km)*
5) Carburant de montée (2 US gal moins 1 US gal - 8 l moins 4 l)	1 US gal (4 lt)*

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

*Se reporter à la Figure 5-17

- | | |
|---|-------------------------------|
| 3) Puissance de croisière | 65 % de la puissance nominale |
| 4) Vitesse de croisière | Vv = 110 kt (204 km/h)* |
| 5) Débit carburant de croisière | 7,6 US gal/h (29 l/h) |
| 6) Temps de croisière
e)3) divisé par e)4) (282 NM divisés par 110 kt -
522 km divisés par 204 km/h) | 2,56 h |
| 7) Carburant de croisière
e)5) multiplié par e)6) (7,6 US gal/h multipliés par 2,56 h -
29 l/h multipliés par 2,56 h) | 19,5 US gal (74 l) |

f) Temps de vol total

Le temps de vol total se détermine par addition du temps de montée, du temps de croisière et du temps de descente. 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)3) plus d)1) plus e)6)
(0,14 h plus 0,14 h plus 2,56 h) | 2,84 h |
|---|--------|

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.

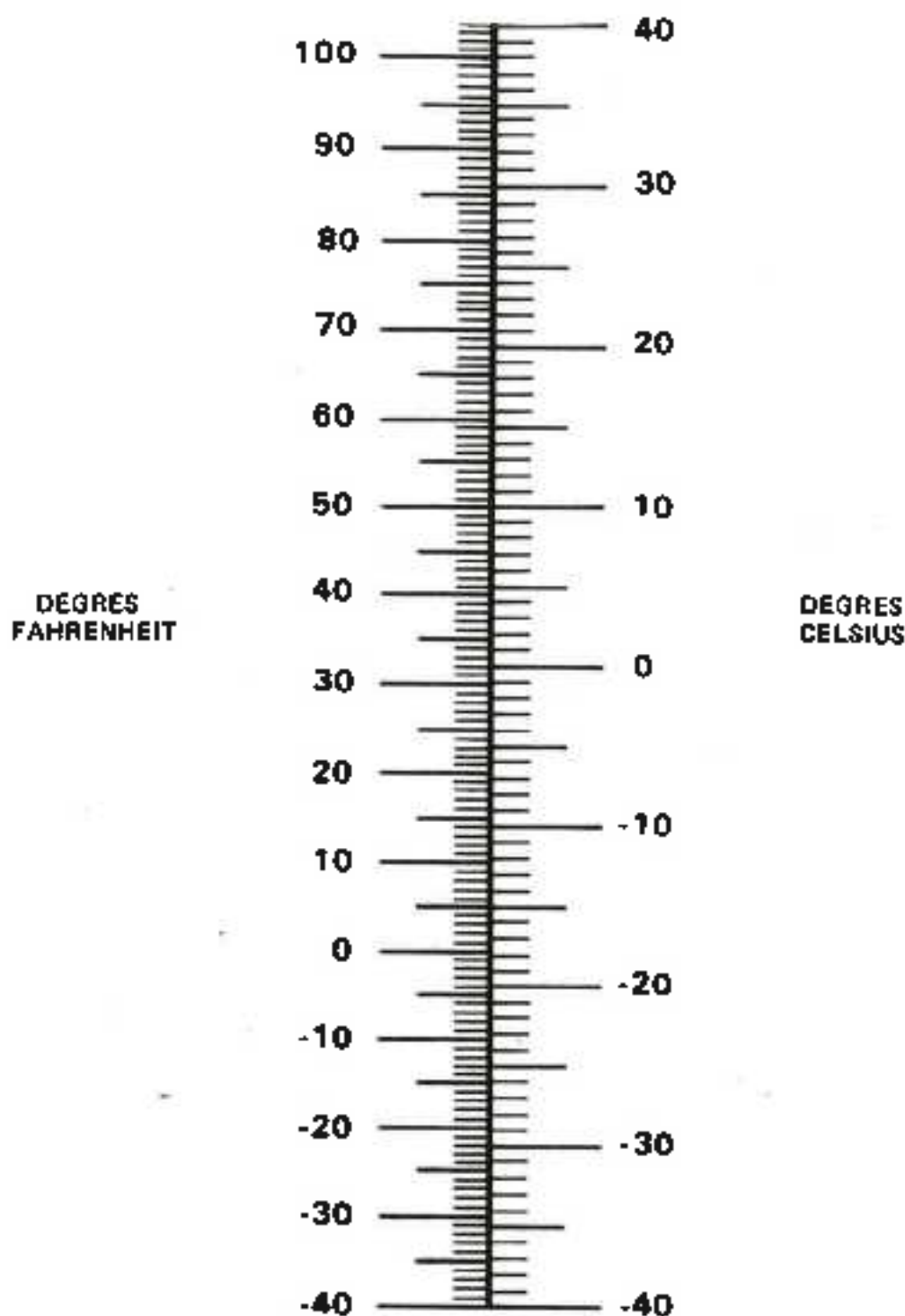
- | | |
|--|--------------------|
| 1) Carburant total nécessaire
c)5) plus d)3) plus e)7)
(1 US gal plus 1 US gal plus 19,5 US gal -
4 l plus 4 l plus 74 l) | 21,5 US gal (82 l) |
| (21,5 US gal multipliés par 6 lb/US gal -
82 l multipliés par 0,72 kg/l) | 129 lb (59 kg) |

*Se reporter à la Figure 5-23

5.7 GRAPHIQUES DE PERFORMANCES

LISTE DES FIGURES

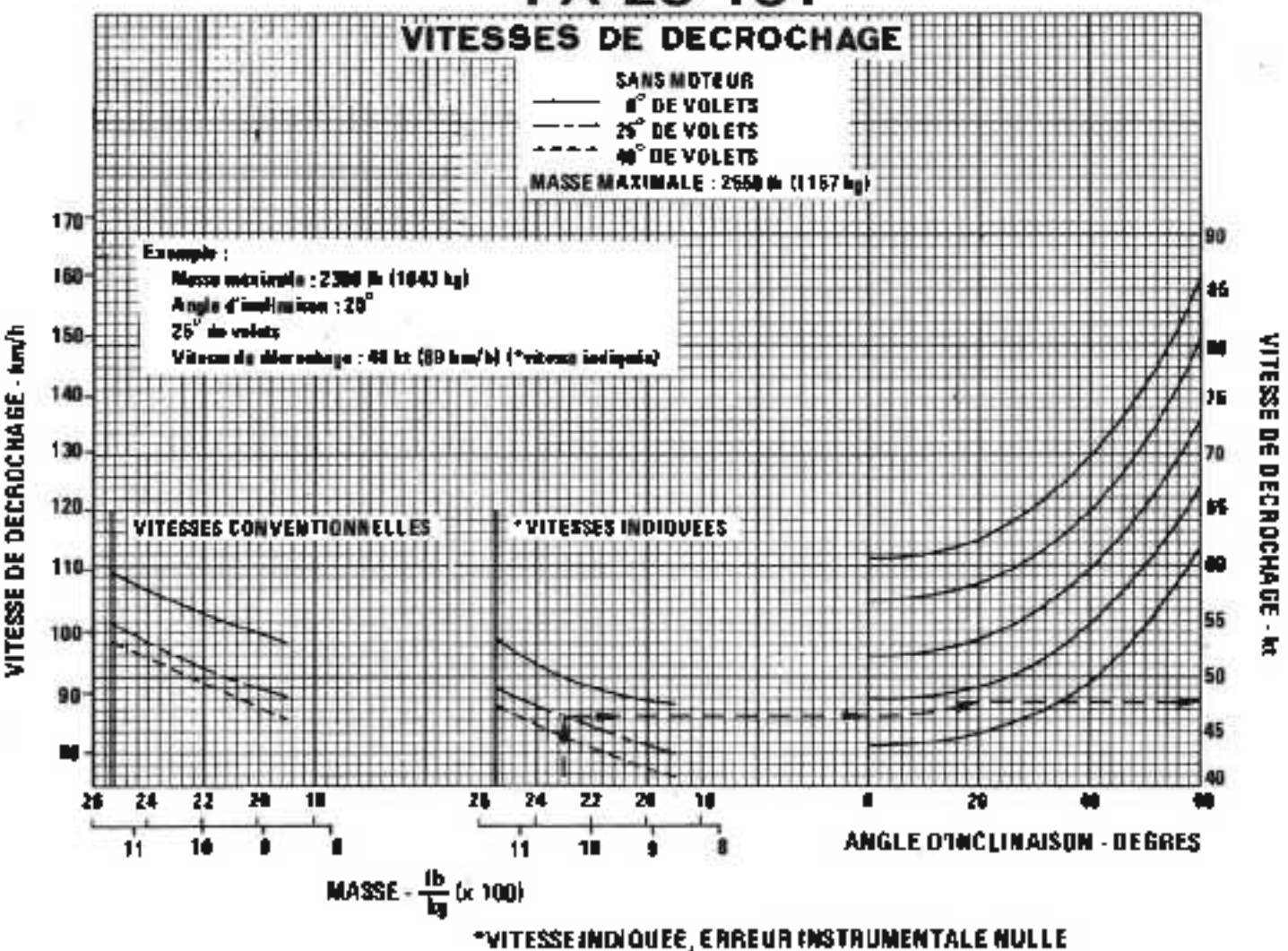
Figures	Pages
5-1 Conversion des températures	5-11
5-3 Etalonnage du circuit anémométrique	5-12
5-5 Vitesses de décrochage	5-13
5-7 Performances de décollage volets rentrés	5-14
5-9 Performances de décollage avec 25° de volets	5-15
5-11 Course au décollage volets rentrés	5-16
5-13 Course au décollage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



CONVERSION DES TEMPERATURES

Figure 5-1

PA-28-181



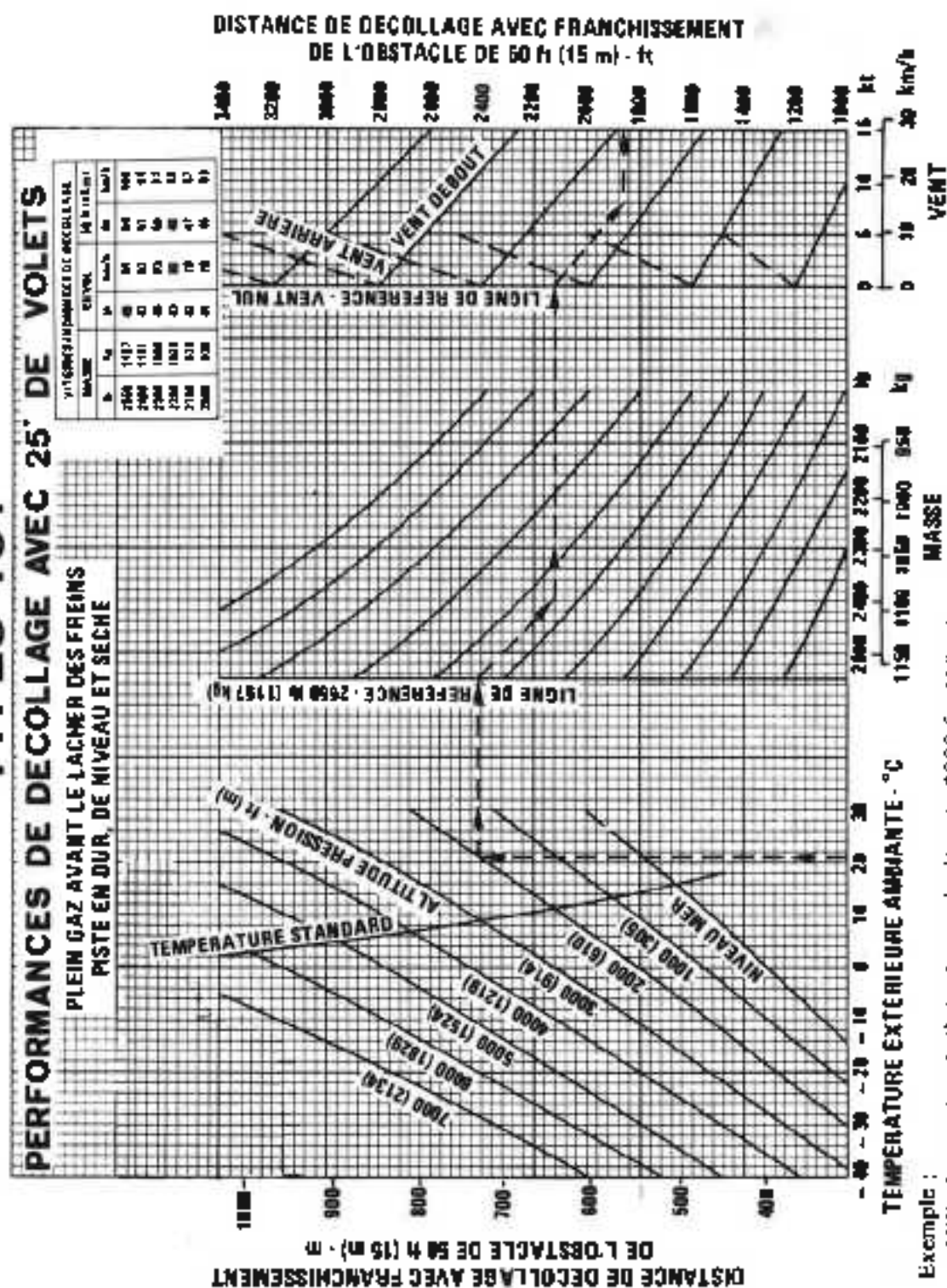
VITESSES DE DECROCHAGE

Figure 5-5

PA-28-181

PERFORMANCES DE DECOLLAGE AVEC 25' DE VOLETS

PLEIN GAZ AVANT LE LACHER DES FREINS
PISTE EN DUR, DE NIVEAU ET SECHE



Exemple :

Altitude de pression de l'aérodrome de départ : 2 000 ft (610 m)

Temperature: 21 °C

Masse totale : 2400 lb (1089 kg)

Vent : 8 k1 (15 km/h) (vent debout)

Distance de décoltage : 1860 ft (567 m)

PERFORMANCES DE DECOLLAGE AVEC 25° DE VOILETS

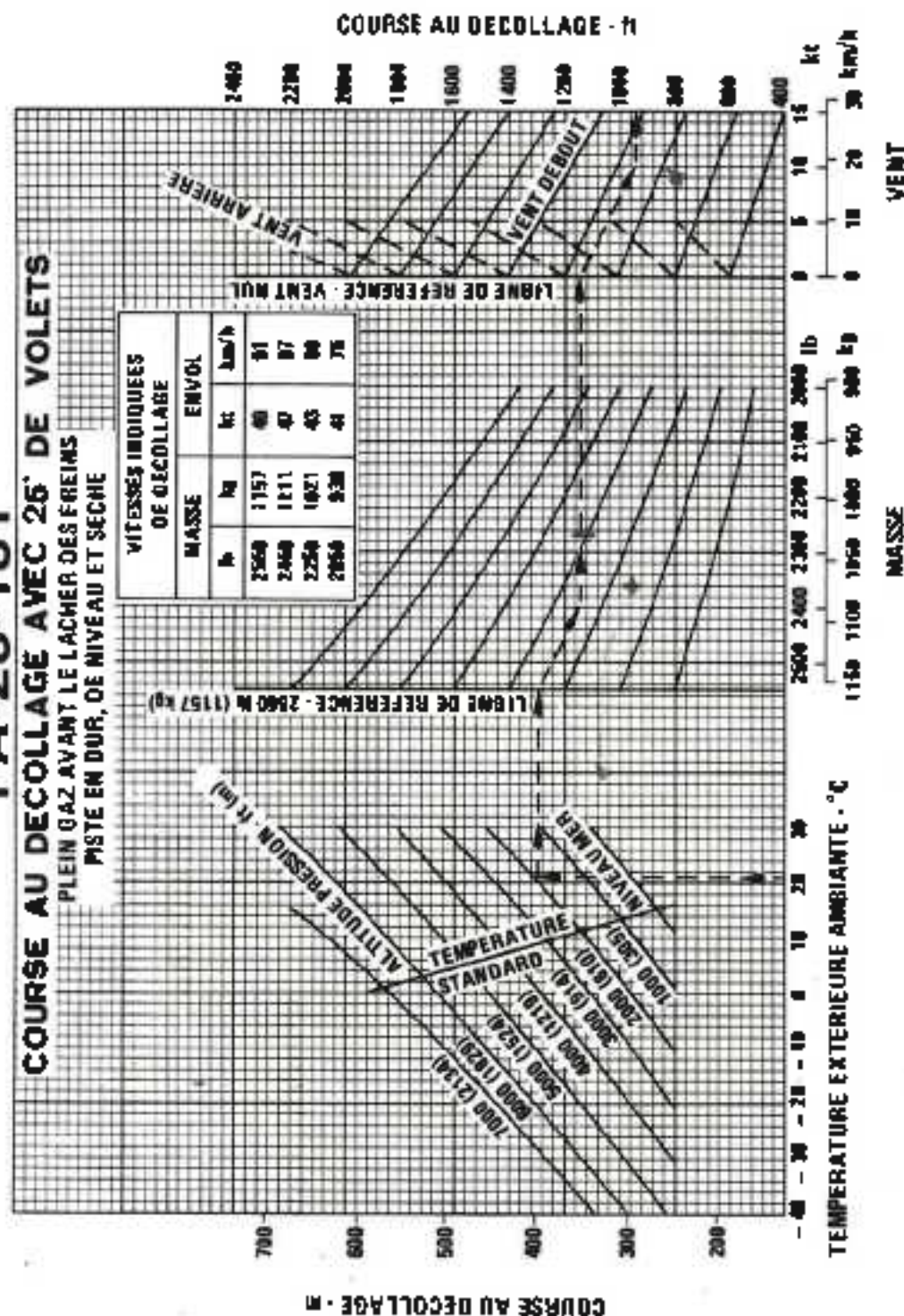
Figure 5-9

PA-28-181

COURSE AU DECOLLAGE AVEC 25° DE VOILETS

PLEIN GAZ AVANT LE LACHER DES FREINS
PISTE EN DUR, OE NIVEAU ET SECH

VITESSES INDIQUEES DE DECOLLAGE			
MASSE		ENVOL	
lb	kg	kt	km/h
2550	1157	40	51
2400	1111	40	57
2250	1021	43	60
2050	930	46	75



COURSE AU DECOLLAGE AVEC 25° DE VOILETS

Figure 5-13

Exemple :

Altitude pression de l'aérodrome de départ : 2000 ft (610 m.)

Température : 21 °C

Masse totale : 2400 lb (1089 kg)

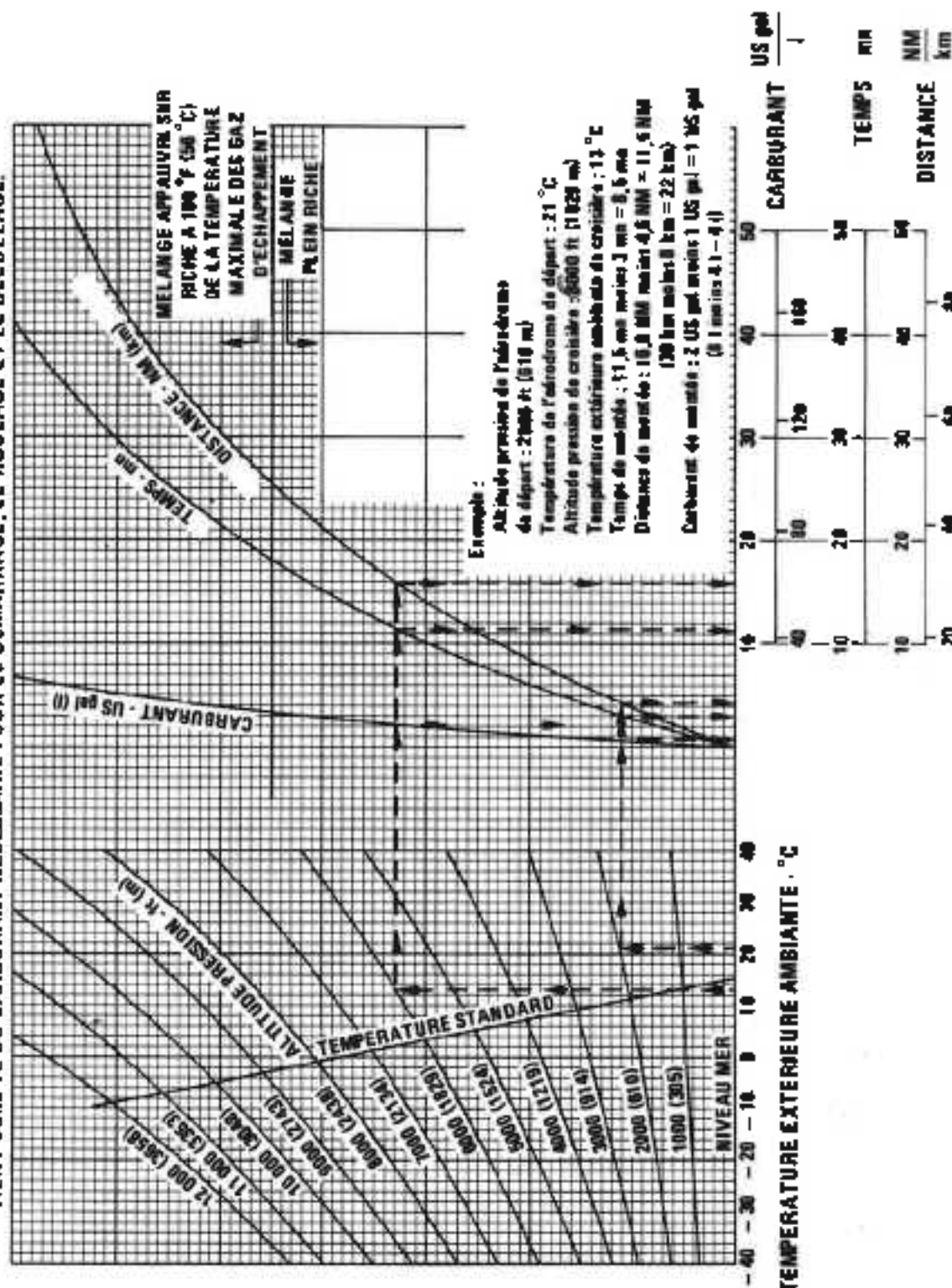
Vent : 10 kt (19 km/h) (vent debout)

Course au décollage : 950 ft (290 m)

PA-28-181

TEMPS, DISTANCE ET CARBURANT DE MONTEE

MONTEE A V_1 : 76 kt (141 km/h) ET PLEIN GAZ, MASSE MAXIMALE : 2550 lb (1157 kg). CE GRAPHIQUE
TIEN COMPT DU CARBURANT NECESSAIRE POUR LE DEMARRAGE, LE ROULAGE ET LE DECOLLAGE.

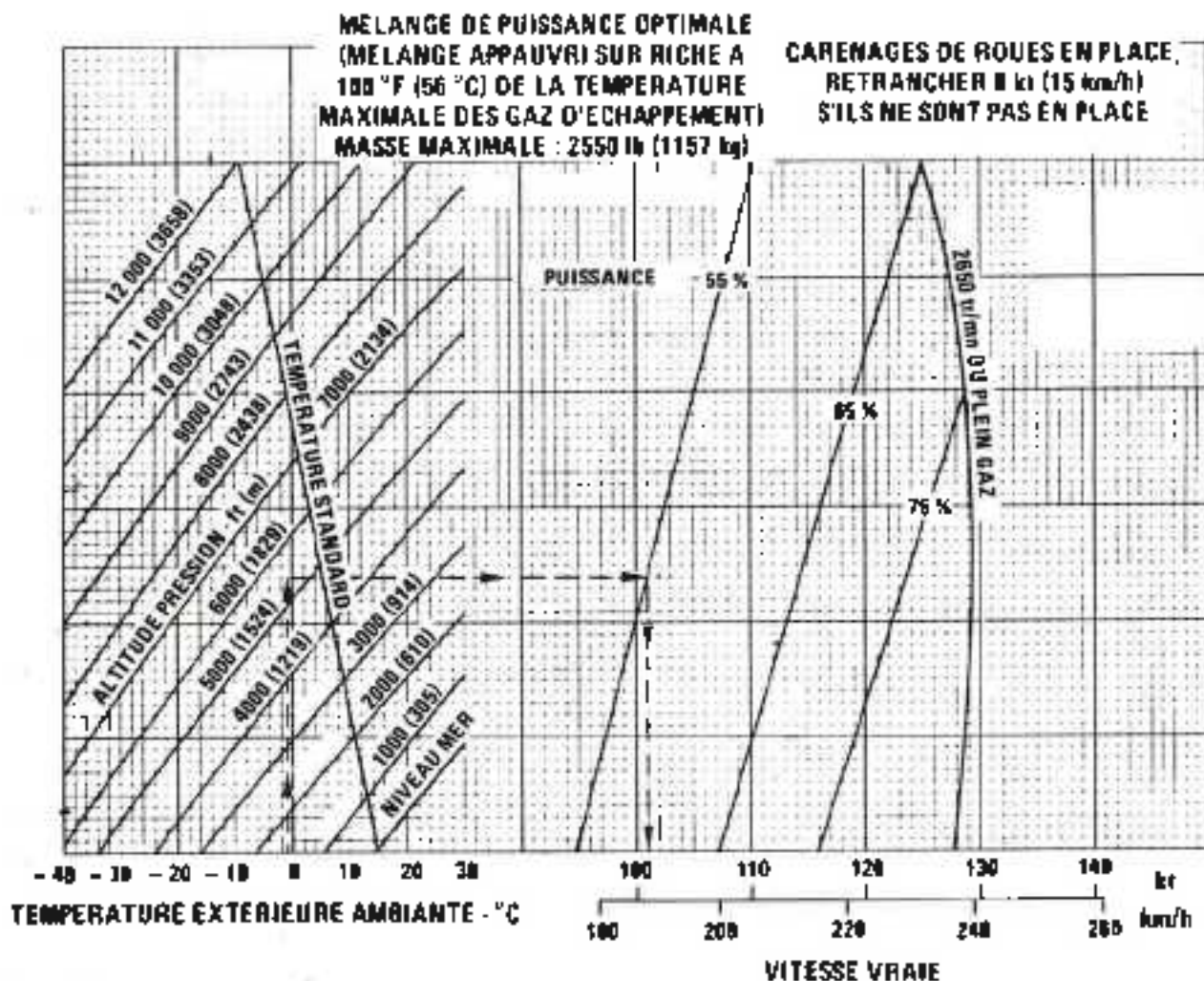


TEMPS, DISTANCE ET CARBURANT DE MONTEE

Figure 5-17

PA-28-181

PUISSANCE - VITESSE - CROISIERE DE PERFORMANCE



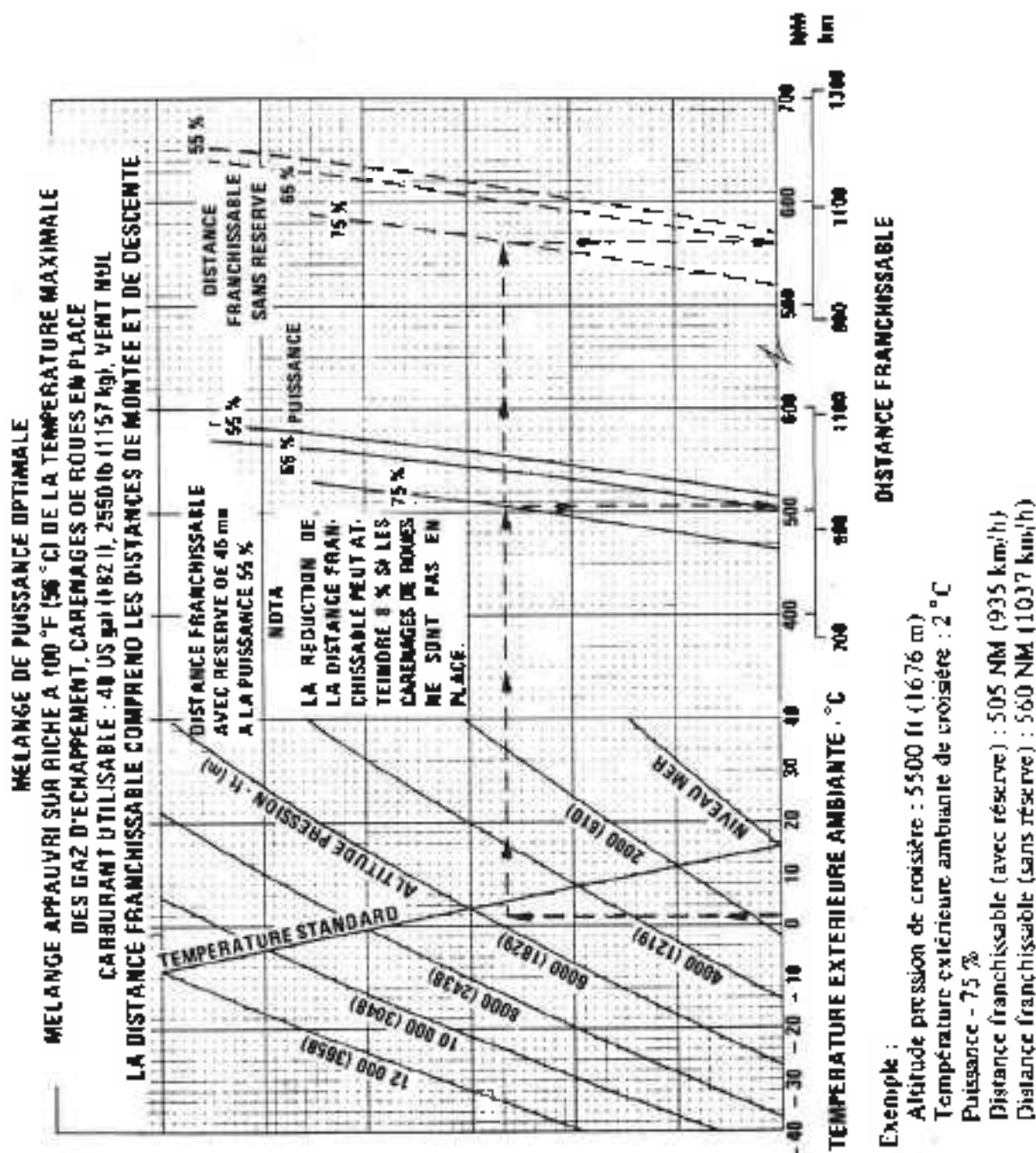
Exemple :

Altitude pression de croisière : 5500 ft (1676 m)
Température extérieure ambiante de croisière : - 1 °C
Puissance : 55 %
Vitesse vraie : 101 kt (187 km/h)

PUISSANCE - VITESSE - CROISIERE DE PERFORMANCE

Figure 5-21

PA-28-181
DISTANCE FRANCHISSABLE - CROISIERE DE PERFORMANCE

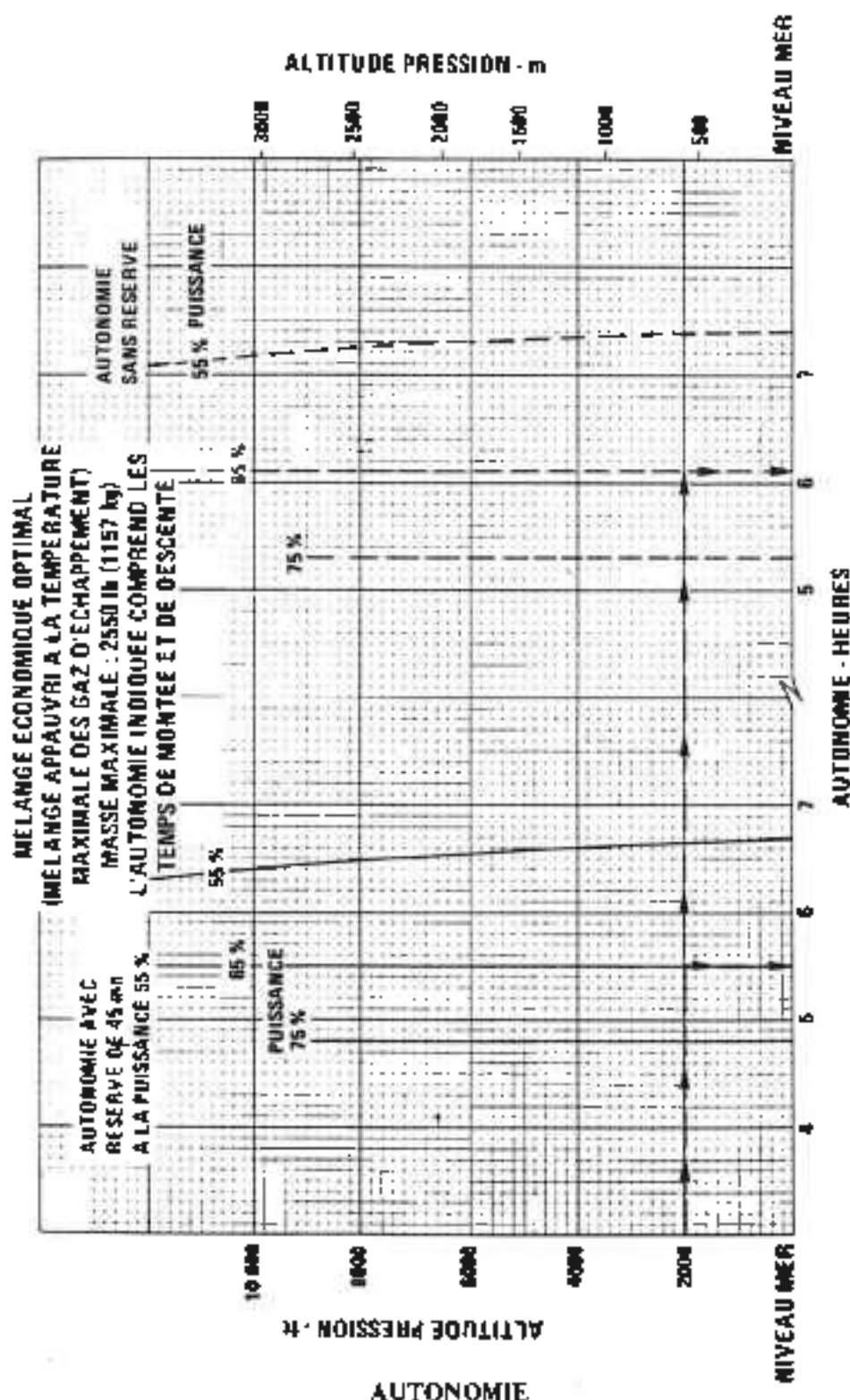


DISTANCE FRANCHISSABLE AU MELANGE DE PUISSANCE OPTIMALE

Figure 5-25

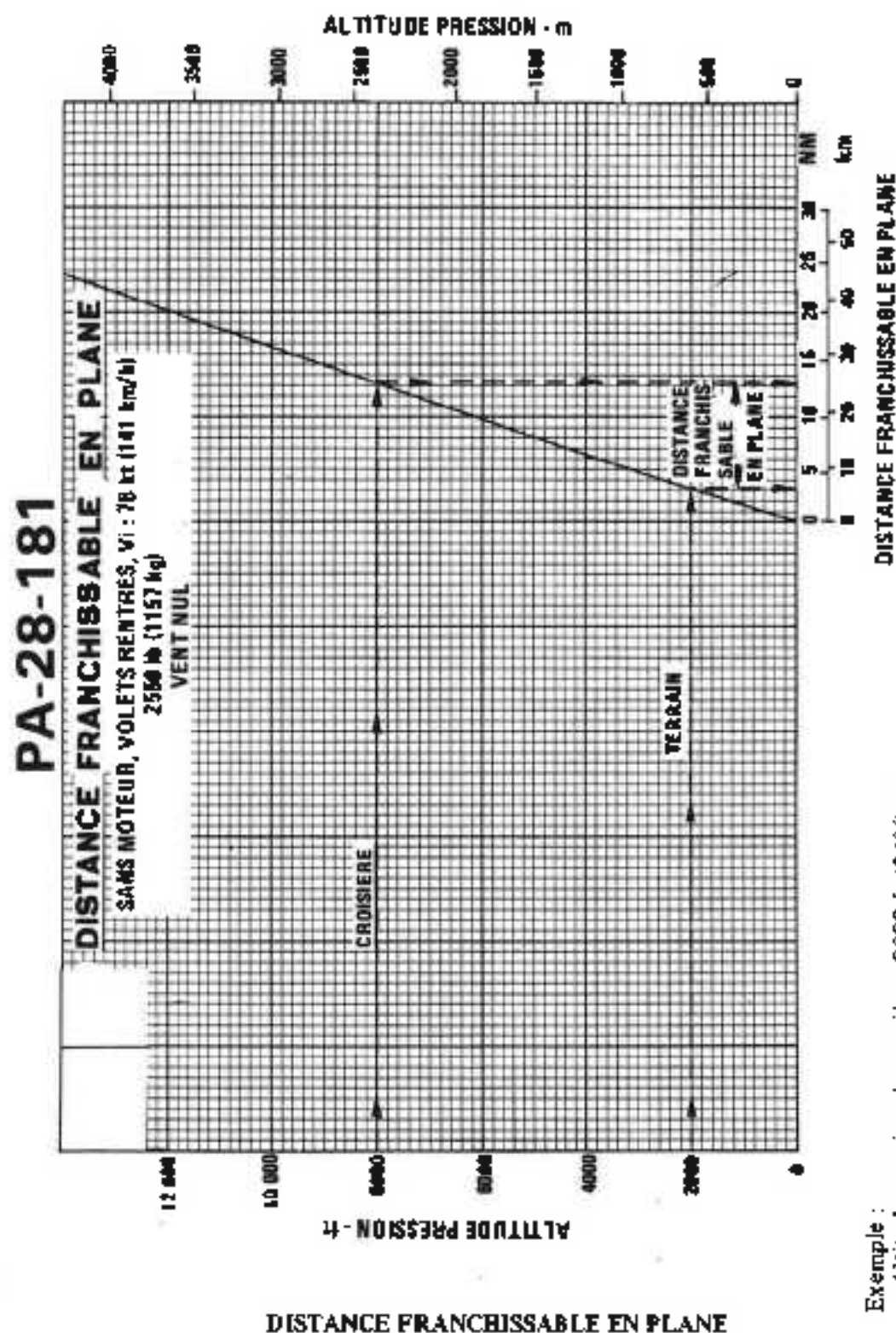
PA-28-181

AUTONOMIE



Exemple :
Altitude pression de croisière : 2000 ft (610 m)
Puissance : 65 %
Autonomie (avec réserve) : 5,5 heures
Autonomie (sans réserve) : 6,1 heures

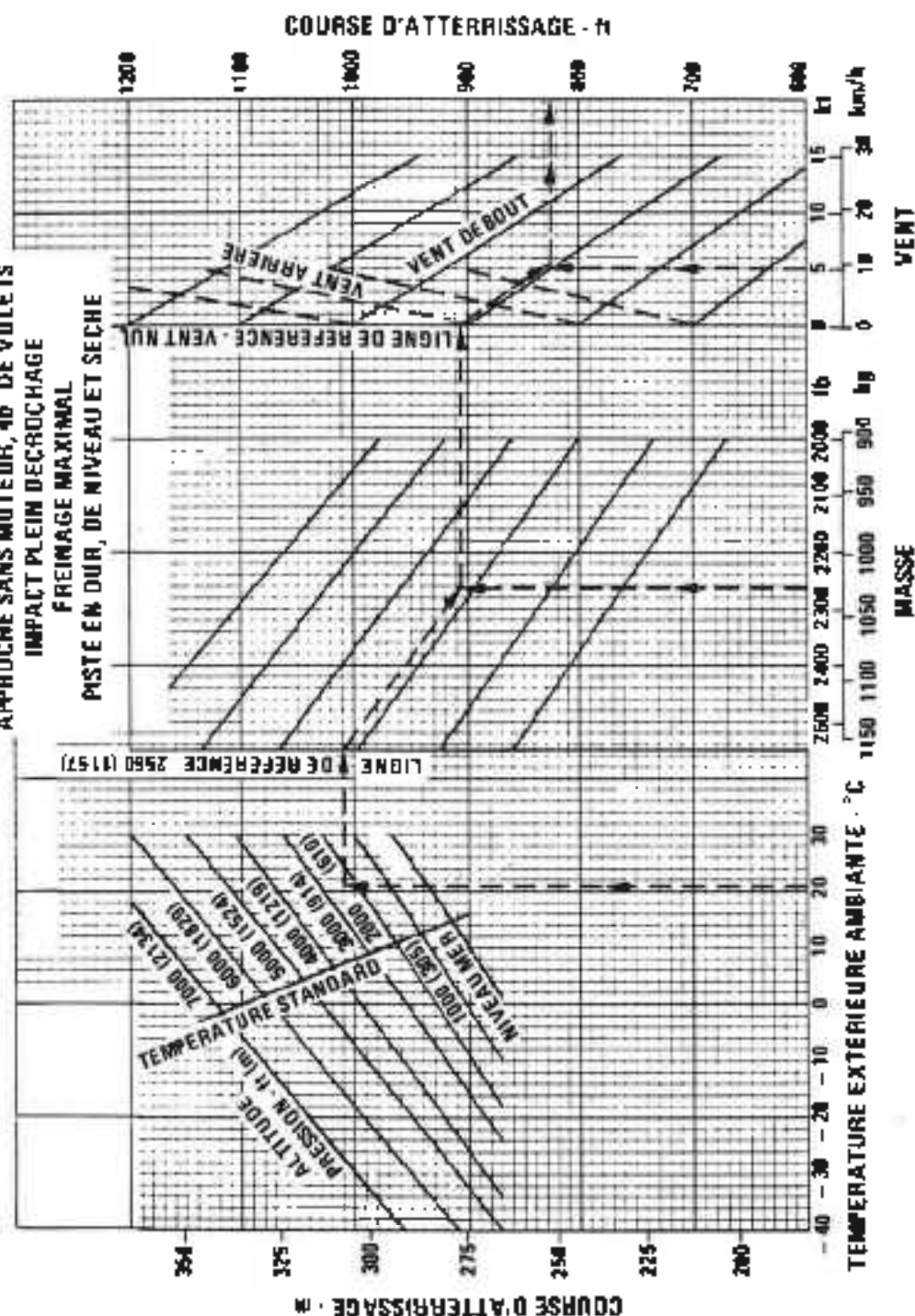
AUTONOMIE
Figure 5-29



Exemple :

- Altitude pression de croisière : 8000 ft (2438 m)
- Altitude pression du terrain : 2000 ft (610 m)
- Distance franchissable en plané : 13,5 NM moins 3,5 NM (25 km moins 6 km = 19 km)

PA-28-181
COURSE D'ATERRISSAGE
APPROCHE SANS MOTEUR, 40° DE VOILETS
IMPACT PLEIN DECROCHAGE
FREINAGE MAXIMAL
PISTE EN DUR, DE NIVEAU ET SECHE



Exemple :
Altitude pression de l'aérodrome : 2300 ft (701 m)
Température de l'aérodrome : 21 °C
Masse totale : 2264 lb (1027 kg)
Vent : 5 kt (9 km/h) (vent de bout)
Course d'atterrissage : 825 ft (251 m)

COURSE D'ATERRISSAGE

Figure 5-37

TABLE DES MATIERES
SECTION 6
MASSE ET CENTRAGE

Paragraphe	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
6.9 Mode d'emploi du calculateur de masse et de centrage	6-12a
6.11 *Liste des équipements	6-13
a) Hélice et accessoires d'hélice	6-14
b) Moteur et accessoires moteur	6-15
c) Train d'atterrissage et freins	6-17
d) Equipements électriques	6-19
e) Instruments	6-20
f) Divers	6-21
g) Moteur et accessoires moteur (équipements optionnels)	6-23
h) Hélice et accessoires d'hélice (équipements optionnels)	6-23
i) Train d'atterrissage et freins (équipements optionnels)	6-24
j) Equipements électriques (équipements optionnels)	6-25
k) Instruments (équipements optionnels)	6-28
l) Pilotes automatiques (équipements optionnels)	6-29a
m) Equipements radioélectriques (équipements optionnels)	6-29b
n) Divers (équipements optionnels)	6-41

**Liste des équipements (Etat 240-0007) JOINTE AU PRESENT
MANUEL DE VOL

*Pour les modèles 1982 et précédents seulement.

**Pour les modèles 1983 et suivants seulement.

SECTION 6 MASSE ET CENTRAGE

6.1 GENERALITES

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

ATTENTION

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

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

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

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

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

6.5 DONNEES ET DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE

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

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

PA-28-181		Serial Number	Registration Number			Page Number	
Date	Item No.	Description of Article or Modification	Weight Change		Running Basic Empty Weight		
			Wt. (lb.)	Arm (in.)	Moment 100	Wt. (lb.)	Moment 100
		As licensed	Added (+)				
			Removed (-)				

DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE

Figure 6-7

6.7 DETERMINATION DE LA MASSE ET DU CENTRAGE POUR LE VOL

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

	Masse		Bras de levier en arrière de la référence		Moment	
	lb	kg	in	m	in.lb	m.kg
Masse à vide de base	1540,0	721,2	87,5	2,223	134 125	1603,2
Pilote et passager avant	340,0	154,2	80,5	2,045	27 370	315,3
Passagers (sièges arrière)*	340,0	154,2	116,1	3,000	40 154	462,6
Carburant (48 US gal - 182 l maximum)	288,0	130,6	95,0	2,413	27 360	315,1
Bagages (200 lb - 91 kg maximum)*			142,8	3,627		
Masse sur l'aire de trafic (catégorie normale : 2558 lb - 1160 kg, catégorie utilitaire : 2138 lb - 970 kg, maximum)	2558,0	1160,2	91,5	2,324	234 009	2696,2
Allocation de carburant pour la mise en route, le roulage et le point fixe	- 8	- 3,6	95,0	2,413	- 760	- 8,6
Masse au décollage (catégorie normale : 2550 lb - 1157 kg, catégorie utilitaire : 2130 lb - 966 kg, maximum)	2550,0	1156,6	91,5	2,324	233 249	2687,4

Le centre de gravité dans cet exemple de problème de chargement est à 91,5 in (2,324 m) en arrière de la référence. Déterminer ce point (91,5 in - 2,324 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 PROPRIÉTAIRE DE L'AVION DE S'ASSURER QUE L'AVION EST CORRECTEMENT CHARGÉ.

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

EXEMPLE DE PROBLÈME DE CHARGEMENT (CATÉGORIE NORMALE)

Figure 6-9

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

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

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

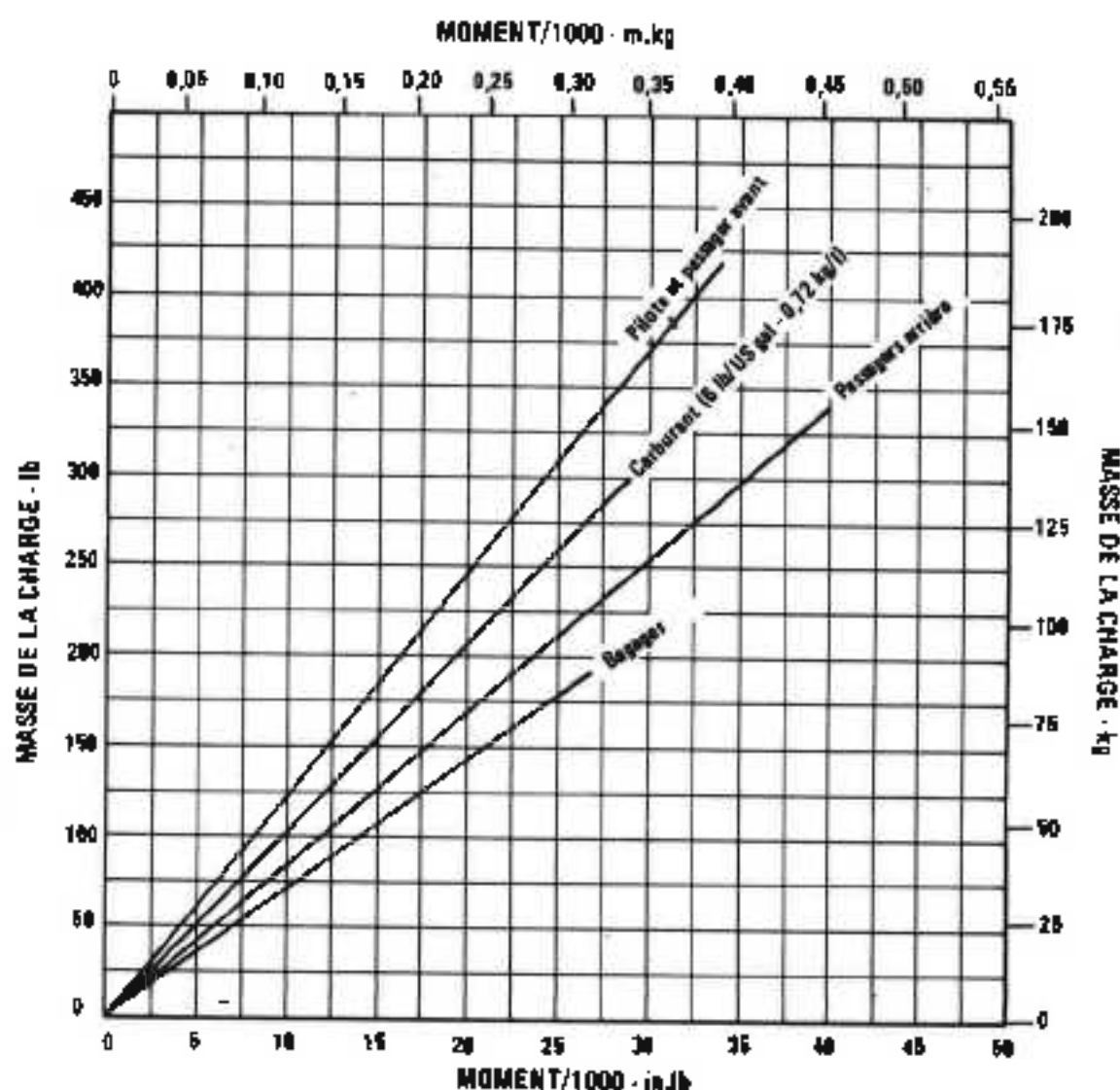
L'exposition prolongée au soleil peut entraîner la déformation ou la mise hors d'usage du calculateur par la chaleur. L'acquisition de calculateurs de remplacement peut s'effectuer auprès des vendeurs et distributeurs Piper.

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

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

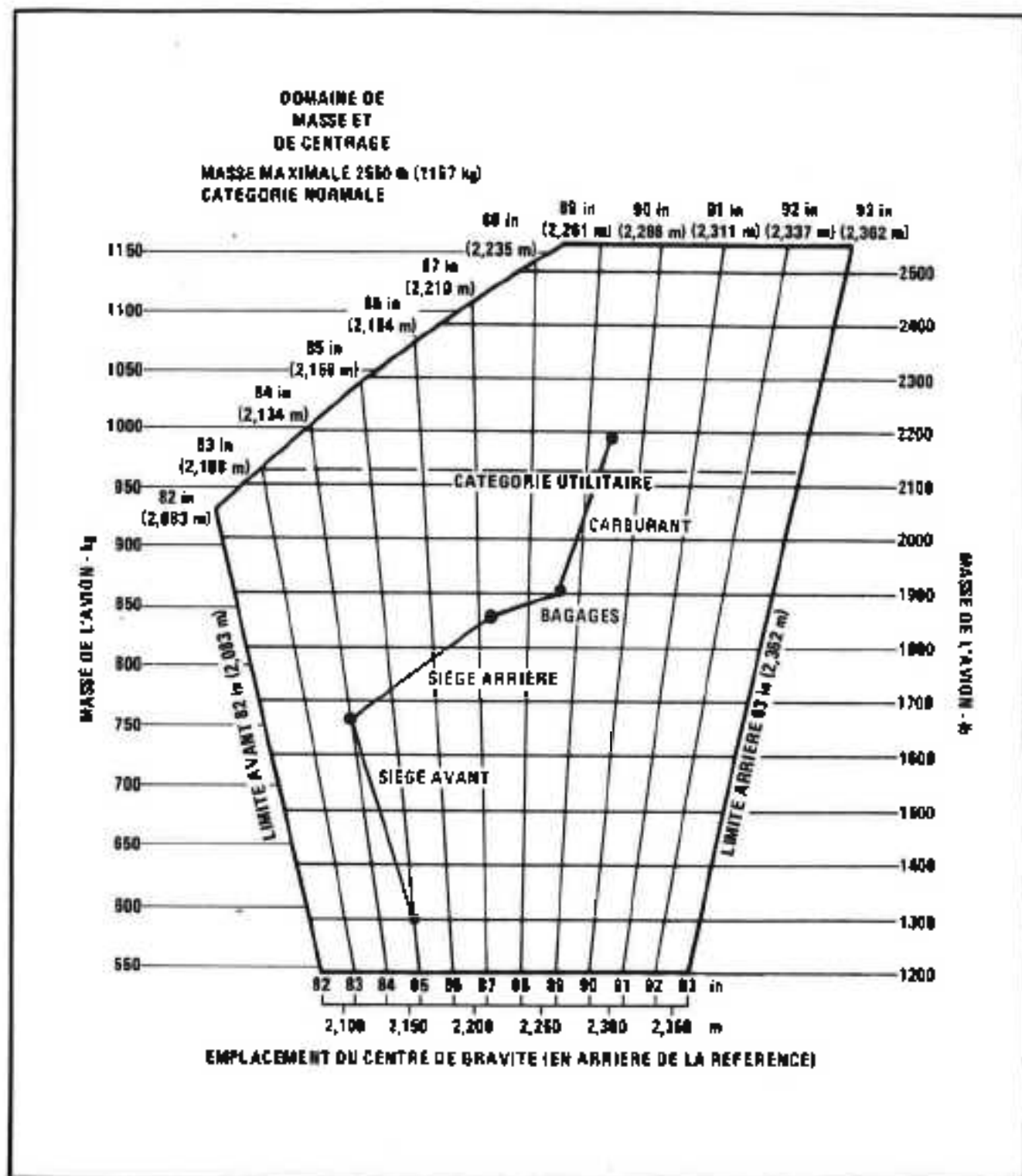
Un mode d'emploi succinct est donné sur le calculateur lui-même. Pour l'utiliser, porter d'abord sur la grille le point d'intersection de la masse et de l'emplacement du centre de gravité de base. Ce point peut être porté d'une façon plus ou moins permanente car il ne variera pas jusqu'à ce que l'avion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

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



GRAPHIQUE DE CHARGEMENT

Figure 6-13



6.11 LISTE DES EQUIPEMENTS

On trouvera ci-dessous une liste des équipements susceptibles d'être montés sur l'avion modèle PA-28-181. Cette liste se compose de ceux des éléments qui sont utilisés pour la définition de la version d'un avion lors de l'établissement de la masse à vide de base au moment de la délivrance du Certificat de navigabilité. Seuls ceux des éléments standard qui sont des variantes d'éléments standard et ceux dont l'énumération est présente par l'autorité de certification sont présentés. Les éléments signalés par un «X» sont ceux des éléments qui ont été montés sur l'avion désigné ci-dessous à la délivrance du Certificat de navigabilité par le constructeur.

Là où un élément est précédé de la lettre «A», «B» ou «C», la lettre «A» signifie que l'élément est un équipement prescrit qui doit être monté à bord de l'avion ; la lettre «B» signifie que l'élément est un équipement présent qui doit être monté à bord de l'avion à moins d'être remplacé par un équipement optionnel équivalent ; la lettre «C» signale un élément optionnel qui remplace un élément prescrit de l'équipement standard. Là où l'élément n'est précédé d'aucune lettre, cet élément n'est pas un équipement prescrit.

Sauf indication contraire, la base de certification de l'installation des équipements énumérés dans la présente liste est conforme à la certification de type de l'avion.

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

AVION ARCHER II PA-28-181

N° DE SERIE 28.829 pro 31 N° D'IMMATRICULATION F-GKEF DATE 27. fev. 80

b) Moteur et accessoires moteur

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
11	A Moteur Lycoming				
	a. Modèle O-360-A4A, plan Piper 62941-17 Base de certification : certificat de type 286		285,0 (129,274)	20,9 (0,531)	5957 (68,64)
	b. Modèle O-360-A4M, plan Piper 62941-16 Base de certification : certificat de type E286		281,0 (127,459)	20,9 (0,531)	5873 (67,68)
13	A Filtre à huile				
	a. Lycoming référence 75528 (AC référence OP5578770)		3,3 (1,497)	35,5 (0,902)	117 (1,35)
	b. Lycoming référence LW-13743 (Champion CH-48110) Base de certification : certificat de type E286		2,8 (1,270)	35,5 (0,902)	99 (1,15)
15	B Alternateur 60A				
	a. Chrysler 4111810		12,4 (5,625)	14,0 (0,356)	174 (2,00)
	b. Prestolite ALY6408		10,5 (4,763)	14,0 (0,356)	147 (1,70)
17	A Pompe moteur à carburant, plan Lycoming 73297, 74082, 75148 ou 75246 Base de certification : certificat de type E286		1,7 (0,771)	36,3 (0,922)	62 (0,71)
19	A Pompe à carburant électrique Bendix modèle 478360		1,8 (0,816)	36,8 (0,935)	66 (0,76)

c) Train d'atterrissage et freins

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
35	A Deux ensembles roue principale, plans Piper 63370-0 et -1 a. Cleveland Aircraft Products roue référence 40-86 frein référence 30-55 Base de certification : TSO C26a b. Deux pneumatiques de roue principale de 6.00-6 à 4 plis avec chambres à air ordinaires Base de certification : TSO C62		32,3 (14,651)	109,6 (2,784)	3540 (40,79)
37	A Un ensemble roue avant a. Cleveland Aircraft Products roue référence 40-76B (moins le tambour de frein) Base de certification : TSO C26a b. McCauley Industrial Corp. roue référence D-30625 Base de certification : TSO C26b c. Un pneumatique de roue avant de 6.00-6 à 4 plis avec chambre à air ordinaire Base de certification : TSO C62		4,3 (1,950)	31,0 (0,787)	133 (1,53)
			5,5 (2,495)	31,0 (0,787)	171 (1,96)
			8,5 (3,856)	31,0 (0,787)	264 (3,03)

d) Equipements électriques

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la ref	Moment in.lb (m.kg)
51	A Régulateur de tension, plan Piper 68804-3		0,9 (0,408)	51,9 (1,318)	47 (0,54)
53	B Batterie, plan Piper 76454 (Rebat 5-25)		21,9 (9,934)	168,0 (4,267)	3679 (42,39)
55	A Relais de démarreur, plan Piper 99130-2 (RBM Controls référence N° 111-111)		1,0 (0,454)	45,8 (1,163)	46 (0,53)
57	A Relais de surtension, plan Piper 76454 (Wico X16799)		0,5 (0,227)	55,4 (1,407)	28 (0,32)
59	A Avertisseur de décrochage, plan Piper 76454 (Safe Flight référence N° CS2207-4)		0,2 (0,091)	80,2 (2,037)	16 (0,19)
61	A Avertisseur sonore de décrochage, plan Piper 76454 (Safe Flight référence N° 35214)		0,2 (0,091)	58,8 (1,494)	12 (0,14)

D Divers

Reper	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la ref	Moment in lb (m.kg)
85	A Ceintures (2) de siège avant, spécification Piper PS50039-4-2A American Safety Eqpt. Corp 500576 Davis Acft. Prod. Inc. FDC-5900-120-5 (Noire) Base de certification : TSO C22F		1,8 (0,816)	84,0 (2,134)	151 (1,74)
87	A Ceintures (2) de siège arrière, spécification Piper PS50039-4-3 American Safety Eqpt. Corp 449968 Davis Acft. Prod. Inc. FDC-5900-120-2 (Noire) Base de certification : TSO C22F		1,6 (0,726)	123,0 (3,124)	197 (2,27)
89	B Siège avant gauche, plan Piper 79337-21		15,5 (7,031)	84,0 (2,134)	1302 (15,00)
91	Siège avant droit, plan Piper 79337-22		15,5 (7,031)	84,0 (2,134)	1302 (15,00)
93	Siège arrière droit, plan Piper 96827-23		14,5 (6,577)	123,0 (3,124)	1784 (20,55)

- g) Moteur et accessoires moteur
(équipements optionnels)

Reper	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la ref	Moment in.lb (m.kg)
105	Détecteur de givrage carburateur, plan Piper 39684-1		0,5 (0,227)	59,7 (1,516)	30 (0,34)

- tu Hélice et accessoires d'hélice
(équipements optionnels)

Reper	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la ref	Moment in.lb (m.kg)

j) Equipements électriques
(équipements optionnels)

Représ	Éléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AB de la ref	Moment in-lb (m.kg)
135	Eclairage du tableau de bord, plan Piper 76454		0,3 (0,136)	62,8 (1,595)	19 (0,22)
137	Lampe instruments Grimes 15-0083-7 ou Whelen A300-W-14		0,1 (0,045)	99,0 (2,515)	10 (0,11)
139	Lampe de cabine, plan Piper 95229		0,3 (0,136)	99,0 (2,515)	30 (0,34)
141	Phare d'atterrissage G.E. modèle 4509		0,5 (0,227)	13,1 (0,333)	7 (0,08)
143	Feux de navigation (de voiture) (2) Grimes modèle A1255 (rouge et vert)		0,4 (0,181)	106,6 (2,708)	43 (0,49)
145	Feux de navigation (de voiture) (2) rouge/blanc et vert/blanc avec feu à éclats blanc Whelen modèle A600		5,8 (2,631)	157,9 (4,011)	916 (10,35)

j) Equipements électriques
(équipements optionnels) (suite)

Reperç	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la ref	Moment in.lb (m.kg)
159	Compensateur de profondeur Piper, plan Piper 69378-3		4,7 (2,132)	145,6 (3,698)	684 (17,88)
161	C Batterie 12 V 35 Ah Rebat R35, plan Piper 76454		*6,5 (2,948)	168,0 (4,267)	1092 (12,58)
163	Prise de parc. plan Piper 68815		2,7 (1,225)	178,5 (4,534)	482 (5,55)
165	Câble d'alimentation extérieure, plan Piper 62355		4,6 (2,087)	142,8 (3,627)	657 (7,57)
167	Allume-cigares 12 volts Universal référence 200462		0,2 (0,091)	62,9 (1,598)	13 (0,15)

*Différence de masse et de moment entre l'équipement standard et l'équipement optionnel.

k) Instruments
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Éléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la ref	Moment in.lb (m.kg)
191	Alticouleur (United instruments référence N° 5125-P3) Base de certification : TSO C88		1,0 (0,454)	51,5 (1,308)	52 (0,59)
193	Variomètre, plan Piper 99010-2, -4 ou -5 Base de certification : TSO C88		1,0 (0,454)	65,9 (1,674)	66 (0,76)
195	Prise de pression statique de secours, plan Piper 35493		0,4 (0,181)	61,0 (1,549)	24 (0,28)
197	Contrôleur de virage Piper PS50030-2 ou -3 Base de certification : TSO C36		2,6 (1,179)	59,7 (1,516)	155 (1,79)
199	Indicateur de température des gaz d'échappement, plan Piper 99026		0,7 (0,318)	55,4 (1,407)	39 (0,45)
201	Totalisateur d'heures moteur, plan Piper 79548-0		0,3 (0,136)	61,2 (1,554)	18 (0,21)

l) Pilotes automatiques
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Éléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (mm) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
219	Pilote automatique Century 21, plan Piper 39726 Base de certification : certificat de type supplémentaire SA3352SW		12,0 (5,443)	69,0 (1,753)	828 (9,54)

m) Equipements radioélectriques
(équipements optionnels)

Repère	Éléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (mm) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
227	Tableau d'écoute Bendix AS-2015A-7 ou -9		1,0 (0,454)	66,4 (1,687)	66 (0,77)
229	Ensemble de radionavigation/ communication Bendix CN 2013-1 Base de certification : TSO C34c, C35d, C36c, C37b, C38b, C40a		7,5 (3,402)	61,4 (1,560)	461 (5,31)

m) Equipements radioélectriques
(équipements optionnels) (suite)

Reper	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la ref	Moment in.lb (m.kg)
243	Equipement mesureur de distance Bendix DME 2030 Base de certification : TSO C66a	—	10,3* (4,672)	185,0 (4,699)	1906 (21,95)
245	Emetteur-récepteur de radio- communication Collins VHF-250 ou VHF-251				
	a. Simple	—	4,0 (1,814)	56,9 (1,445)	228 (2,62)
	b. Double	—	8,1 (3,674)	56,9 (1,445)	461 (5,31)
	Base de certification : TSO C37b, C38b				
247	Récepteur de radionavigation Collins VIR-350 ou VIR-351				
	a. Simple	—	3,9 (1,769)	57,4 (1,458)	224 (2,58)
	b. Double	—	7,9 (3,583)	57,4 (1,458)	453 (5,22)
	Base de certification : TSO C40a, C36c				
249	Indicateur VOR/LOC Collins IND-350()				
	a. Simple	—	1,0 (0,454)	60,2 (1,529)	60 (0,69)
	b. Double	—	2,0 (0,907)	60,2 (1,529)	120 (1,39)
	Base de certification : TSO C40a, C36c				

m) Equipements radioélectriques
(équipements optionnels) (suite)

Rapport	Éléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la ref	Moment in lb (m kg)
261	Tableau d'écoute/balise Collins AMR-350 Base de certification : TSO C35d, C50b		*33 (14,97)	110,0 (2,794)	363 (4,18)
263	Transpondeur Collins TDR-950 Base de certification : TSO C74c		**2,8 (1,270)	62,9 (1,598)	176 (2,03)
265	Récepteur de radionavigation King KN 53		2,8 (1,270)	63,8 (1,621)	179 (2,06)
267	Récepteur de radionavigation King KN 53 avec récepteur d'alignement de descente				
	a. Simple		3,1 (1,406)	63,8 (1,621)	198 (2,28)
	b. Double		6,2 (2,812)	63,8 (1,621)	396 (4,56)

*Antenne et câble compris dans la masse.

**Antenne comprise dans la masse.

m) Equipements radioélectriques
(équipements optionnels) (suite)

Reper	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de l'ail	Moment in.lb (m.xg)
268	Ensemble VHF de radionavigation/communication King KX 155				
	a. Avec amplificateur d'écoute		5,0 (2,268)	58,1 (1,476)	291 (3,35)
	b. Avec récepteur d'alignement de descente		5,3 (2,404)	58,1 (1,476)	308 (3,55)
	c. Sans récepteur d'alignement de descente		4,8 (2,177)	58,1 (1,476)	279 (3,21)
	Base de certification : TSO C37b, C38b, C40a, C36a				
269	Ensemble VHF de radionavigation/communication King KX 165				
	a. Avec récepteur d'alignement de descente		5,7 (2,585)	58,0 (1,473)	331 (3,81)
	b. Sans récepteur d'alignement de descente		5,1 (2,313)	58,1 (1,476)	296 (3,41)
	Base de certification : TSO C37b, C38b, C40a, C36a				
270	Ensemble VHF de radionavigation/communication King KX 170 ()				
	a. Emetteur-récepteur simple		7,5 (3,402)	56,6 (1,438)	425 (4,89)
	b. Emetteur-récepteur double		15,0 (6,804)	56,6 (1,438)	849 (9,78)

m) Equipements radioélectriques
(équipements optionnels) (suite)

Référence	Éléments	Largeur pour crois- sement installé	Masse lb (kg)	Bras in (cm) en AR de réf.	Moment in.lb (m.kg)
274	Émetteur-récepteur King KY196E avec amplificateur de puissance RB125				
	a. Simple	_____	5,7 (2,585)	77,0 (1,956)	439 (5,06)
	b. Double	_____	11,4 (5,171)	77,0 (1,956)	878 (10,11)
	Base de certification : TSO C37b, C38b				
275	Émetteur-récepteur King KY-197				
	Base de certification TSO C37b, C38b				
	a. Simple	_____	4,2 (1,905)	58,7 (1,491)	246 (2,84)
	b. Double	_____	8,4 (3,810)	58,7 (1,491)	492 (5,68)
276	Indicateur VOR/LOC King KI 202				
	Base de certification TSO C40a, C36c	_____	1,3 (0,590)	60,9 (1,547)	79 (0,91)
277	Indicateur VOR/LOC King KI 206				
	Base de certification : TSO C40a, C36c	_____	1,3 (0,590)	60,9 (1,547)	79 (0,91)
278	Indicateur VOR/LOC King KI 208				
	a. Simple	_____	1,0 (0,454)	59,6 (1,514)	60 (0,69)
	b. Double	_____	2,0 (0,907)	59,9 (1,521)	120 (1,38)
	Base de certification : TSO C34c, C36c, C40a				

m) Equipements radioélectriques
(équipements optionnels) (suite)

Reperce	Éléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (cm) en AR de la ref.	Moment in lb (m.kg)
289	Radiocompas King KR-86 avec antenne cadre et de lever de doute KA-42B		7,6 (3,447)	91,6 (2,327)	696 (8,02)
	a. Premier		10,6 (4,808)	107,0 (2,718)	1134 (13,07)
	b. Second		0,8 (0,363)	51,0 (1,295)	41 (0,47)
	c. Amplificateur d'écoute				
291	Récepteur/indicateur de radio-compas King KT 87		4,0 (1,814)	59,0 (1,499)	236 (2,72)
	a. Simple		2,8 (1,270)	147,4 (3,744)	413 (4,75)
	b. Avec antenne KA 44 (simple)		3,6 (1,633)	150,6 (3,825)	542 (6,25)
	c. Avec antenne KA 44B (simple)		0,8 (0,363)	51,0 (1,295)	41 (0,47)
	d. Amplificateur d'écoute Base de certification : TSO C41c				
293	Tableau d'écoute King KMA 204 (*) Base de certification : TSO C35c, C50b		*3,7 (1,678)	70,8 (1,798)	262 (3,02)
295	Tableau de commande d'écoute King KMA-24 Base de certification : TSO C35d, C50b		1,7 (0,771)	65,3 (1,659)	111 (1,28)

*Antenne et câble compris dans la masse.

m) Equipements radioélectriques
(équipements optionnels) (suite)

Receiv	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (ml) en AR de l'ar	Moment in.lb (m.kg)
307	Récepteur VHF de radionavigation Narco 122A				
	a. Simple	_____	*5,2 (2,359)	98,5 (2,502)	512 (5,90)
	b. Double	_____	*8,6 (3,992)	82,2 (2,088)	723 (8,34)
	Base de certification : TSO C34c, C35d, C36c, C40c, C66a				
309	Récepteur VHF de radionavigation Narco 124A				
	a. Simple	_____	*6,2 (2,812)	92,3 (2,344)	572 (6,59)
	b. Double	_____	*10,9 (4,944)	77,2 (1,961)	841 (9,70)
	Base de certification : TSO C35d, C36c, C40a, C66a				
311	Indicateur VOR/ILS Narco ID 124				
	a. Simple	_____	1,2 (0,544)	60,5 (1,537)	73 (0,84)
	b. Double	_____	2,4 (1,089)	60,5 (1,537)	145 (1,67)
	Base de certification : TSO C34c, C35d, C36c, C40c				

*Antenne et câble de récepteur de balise compris dans la masse.

m) Equipements radioélectriques
(équipements optionnels) (suite)

Requise	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (cm) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
325	Transpondeur Narco AT-150 Base de certification : TSO C74c a Alticodeur Narco AR-500 Base de certification : TSO C88		**3,0 (1,361)	57,3 (1,455)	172 (1,98)
			1,0 (0,454)	51,5 (1,308)	52 (0,59)
327	Antenne et câble a. de réception radionavigation VRP-37 ou AV-12PPR b. de radiocommunication VHF N° 1 PS50040-18 c. de radiocommunication VHF N° 2 PS50040-18 d. de lever de doute de radiocompas STD-99841 e. de lever de doute de radio- compas 75 H/O tous temps		1,4 (0,635) 1,4 (0,635) 1,5 (0,680) 0,4 (0,181) 0,5 (0,227)	195,7 (4,971) 144,3 (3,665) 170,7 (4,336) 150,0 (3,810) 147,5 (3,747)	274 (3,16) 202 (2,33) 256 (2,95) 50 (0,69) 74 (0,85)
328	Antenne de récepteur de balise Piper PS50040-15 King KA-23, ou Narco VMA-15, ou Comant CI-102		fait partie du récepteur de balise		
329	Antenne de récepteur de balise Comant CI-102, plan Piper 39737-4		*1,2 (0,544)	175,0 (4,445)	210 (2,42)

*Câble coaxial antenne-récepteur de balise compris dans la masse.

**Antenne et câble compris dans la masse.

n° Divers
(équipements optionnels)

Repère	Éléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras en l (m) en AR de la ref.	Moment in lb (m kg)
405	Finition au chromate de zinc, plan Piper 79700-2		5,0 (2,268)	158,0 (4,013)	790 (9,10)
407	Câbles de commande en acier inoxydable, plan Piper 79700		—	—	—
409	Climatiseur, plan Piper 99575-3		68,3 (30,980)	103,6 (2,631)	7076 (81,51)
411	Installation de ventilation au plafond, plan Piper 79853-2		5,7 (2,585)	148,9 (3,782)	849 (9,78)
413	Installation de ventilation au plafond avec soufflante de ventilation au sol, plan Piper 79853-3		14,2 (6,441)	168,5 (4,280)	2393 (27,57)
415	Marchepied, plan Piper 65384		1,8 (0,816)	156,0 (3,962)	281 (3,23)
417	Insonorisation renforcée de cabine, plan Piper 79601-3		18,1 (8,210)	86,8 (2,205)	1571 (18,10)

ni Divers
(équipements optionnels) (suite)

Reper.	Liéments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras p' (in) en AR de la ref	Moment in lb (m.kg)
431	Bretelles fixes (arrière) (2) Piper PS50039-4-22 American Safety Eqpt. Corp. 501385-403 Davis Acft. Prod. Inc. FDC-7275-16-2 (Noire)		1,1 (0,499)	140,3 (3,564)	154 (1,78)
433	Bretelles à enrouleur à inertie (arrière) (2) Piper PS50039-4-19 Pacific Scientific 1107447-01 (Noire)		1,3 (0,590)	140,3 (3,564)	182 (2,10)
435	Main courante, plan Piper 79455		0,2 (0,091)	109,5 (2,781)	22 (0,25)
437	Ensemble rideau et triangle, plan Piper 67953-2		4,2 (1,905)	124,0 (3,150)	521 (6,00)
439	Intérieur de luxe, plan Piper 67952-5		*17,0 (7,711)	101,9 (2,588)	1732 (19,96)
441	Moquettes de luxe, plan Piper 66801		*2,8 (1,270)	101,9 (2,588)	285 (3,29)

*Différence de masse et de moment entre l'équipement standard et l'équipement optionnel.

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	7-1
7.7 Train d'atterrissage	7-3
7.9 Commandes de vol	7-5
7.11 Commandes moteur	7-7
7.13 Circuit carburant	7-7
7.15 Circuit électrique	7-9
7.17 Circuit de dépression	7-13
7.19 Tableau de bord	7-14
7.21 Circuit anémométrique	7-16
7.23 Installation de chauffage et de ventilation	7-19
7.25 Particularités de la cabine	7-19
7.27 Zones à bagages	7-20
7.29 Avertisseur de décrochage	7-20
7.31 Finition	7-21
7.33 Installation de conditionnement d'air	7-21
7.35 Prise de parc Piper	7-22
7.37 Balise de détresse	7-23
7.39 Installation de détection du givrage carburateur	7-24

SECTION 7

DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DE L'AVION ET DE SES INSTALLATIONS

7.1 L'AVION

L'Archer II PA-28-181 est un avion monomoteur monoplan, à aile basse, de construction entièrement métallique. Il possède un aménagement offrant quatre places, une capacité de chargement de 200 lb (91 kg) et un moteur de 180 hp (182 ch).

7.3 CELLULE

La cellule de base, à l'exception du bâti moteur en tube d'acier, des jambes de train d'atterrissage en acier et de diverses autres zones en acier, est réalisée en alliage d'aluminium. Les extrémités (les saumons d'ailes, le capotage, l'empennage) sont en fibre de verre ou en ABS thermoplastique. Les manœuvres acrobatiques sont interdites dans le cas de cet avion car la structure n'est pas conçue pour supporter les charges imposées par ces manœuvres.

L'aile de forme semi-éfilée comporte une section aérodynamique NACA 65₂-415 à écoulement laminaire. Les ailes sont fixées sur le fuselage, de chaque côté, par introduction des extrémités de raccordement de chacun des longerons principaux à l'intérieur de la liaison de longerons formant caisson. Liaison qui est solidaire de la structure du fuselage et qui réalise en fait un longeron principal d'un seul tenant avec raccords de chaque côté du fuselage. Il existe également des fixations avant et arrière au niveau du longeron arrière et du longeron auxiliaire avant.

7.5 MOTEUR ET HELICE

L'Archer II est propulsé par un moteur à quatre cylindres opposés à plat, à entraînement direct, d'une puissance nominale de 180 hp (182 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 et d'un filtre à air d'admission sec de type automobile.

Le système d'échappement est entièrement réalisé en acier inoxydable et comporte un double silencieux. Une enveloppe de réchauffage, disposée autour des silencieux, permet d'assurer le chauffage de la cabine et le dégivrage du pare-brise.

L'hélice à pas fixe est réalisée en alliage forgé d'une seule pièce.

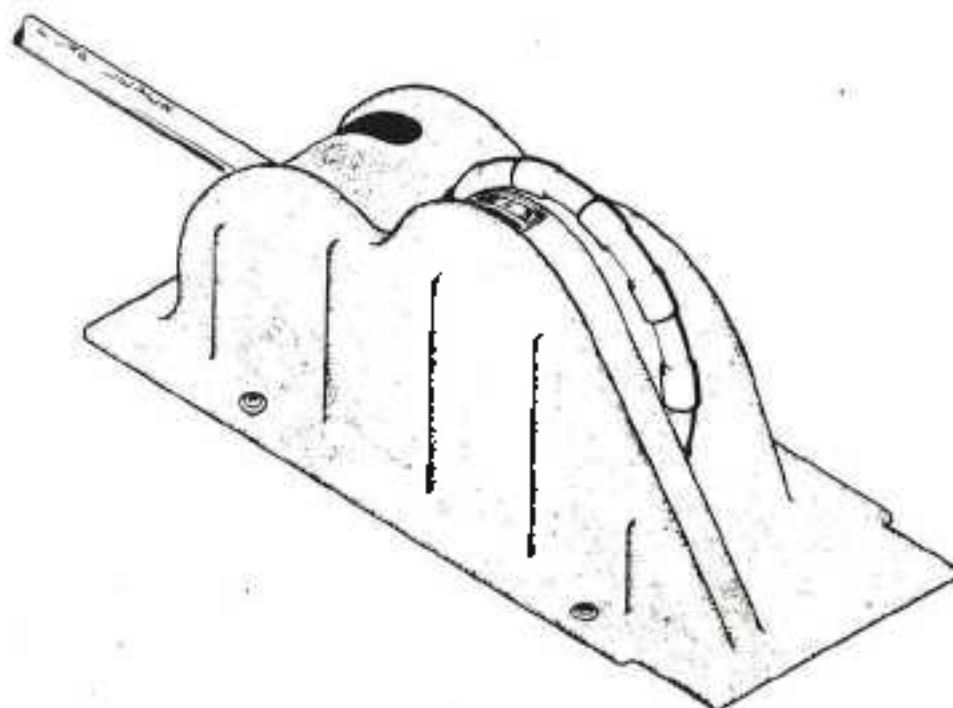
7.7 TRAIN D'ATERRISSAGE

Les trois trains d'atterrissage utilisent des roues Cleveland de 6.00 x 6, les roues du train principal (Figure 7-1) étant équipées de freins à tambour et d'ensembles frein hydraulique monodisque Cleveland. Les trois roues utilisent des pneus de 6.00 x 6 type III à quatre plis avec chambre à air.

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

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

Le circuit de freinage standard se compose de doubles pédales de freins fixées sur les pédales de palonnier et d'un levier de frein à main avec maître-cylindre situés dessous et derrière à gauche de la partie centrale du tableau de bord intérieur. Chaque pédale de frein et le levier de frein à main possèdent leurs propres cylindres de freins, mais utilisent un réservoir commun. Le réservoir hydraulique du circuit de freinage est monté sur la face avant de la cloison pare-feu à la partie supérieure gauche. Le frein de parking est incorporé au maître-cylindre et on le serre en ramenant le levier de frein en arrière, en appuyant sur le bouton monté sur le côté gauche de la poignée et en relâchant le levier de frein. Pour desserrer le frein de parking, tirer le levier de frein vers l'arrière de manière à libérer le cliquet et laisser la poignée se rabattre vers l'avant (Se reporter à la Figure 7-5).



PUPITRE DES COMMANDES DE VOL

Figure 7-3

7.9 COMMANDES DE VOL

Des commandes de vol doubles sont montées en équipement standard, un système à câbles étant utilisé pour relier les commandes aux gouvernes. L'empennage horizontal est du type monobloc entièrement mobile ; il est équipé d'un volet compensateur monté sur le bord de fuite permettant de réduire les efforts sur les commandes. Le volet compensateur est manœuvré à partir d'un volant de commande situé sur le plancher entre les sièges avant (Figure 7-3).

Un réglage de compensateur de direction est monté sur le côté droit du pupitre, sous le bloc manettes, et permet d'effectuer en vol la compensation en direction à la demande (Se reporter à la Figure 7-5).

Les volets sont à commande manuelle et ils sont rappelés par un ressort en position «rentrés». Un verrouillage à arc-boutement incorporé dans la timonerie de commande maintient le volet quand il est en position «rentré» de façon qu'il puisse être utilisé comme marchepied du côté droit. Le volet ne pouvant supporter une charge, quand il est utilisé comme marchepied, que s'il est à fond en position «rentré», les volets doivent donc être dans cette position avant de s'en servir comme marchepied. Les volets ont trois positions de sortie : 10, 25 et 40 degrés.

7.11 COMMANDES MOTEUR

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

La manette des gaz est utilisée pour régler le régime du moteur. La manette de commande de mélange est utilisée pour régler le dosage de l'air par rapport au carburant. L'arrêt du moteur s'obtient en plaçant la manette de commande de mélange en position plein pauvre. Pour les informations relatives à la procédure d'appauvrissement, voir le paragraphe 4.27 du présent manuel.

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

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

7.13 CIRCUIT CARBURANT

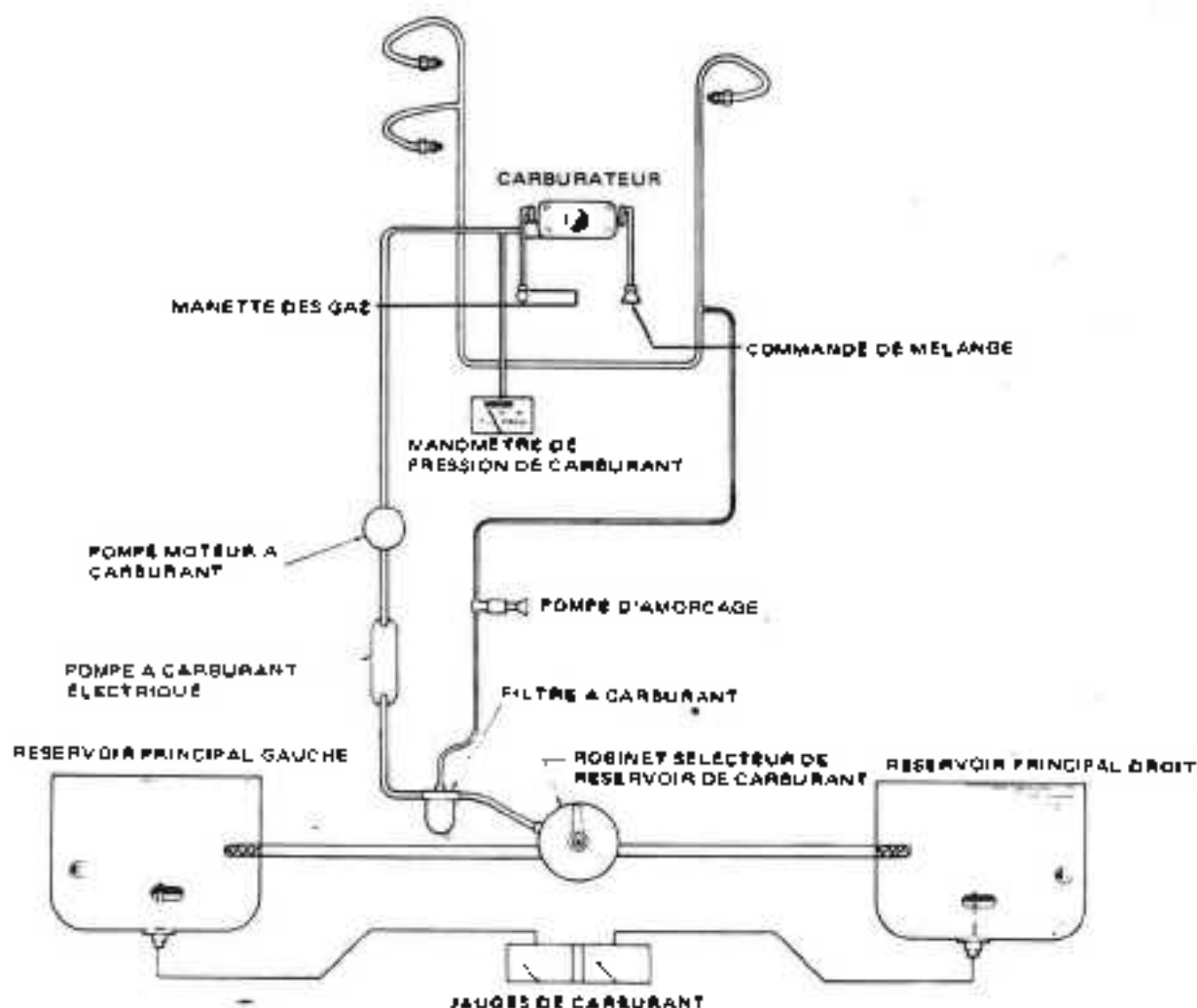
Le carburant est stocké dans deux réservoirs de 25 US gal (94,5 l) (24 US gal + 9 l utilisables) qui sont fixés sur la structure du bord d'attaque de chaque aile par vis et plaquettes à écrou. Chaque réservoir est doté d'un indicateur de col de remplissage qui facilite l'évaluation du carburant restant dans les réservoirs lorsqu'ils ne sont pas pleins. À la base de l'indicateur, la capacité utilisable est de 17 US gal (64 l).

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

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

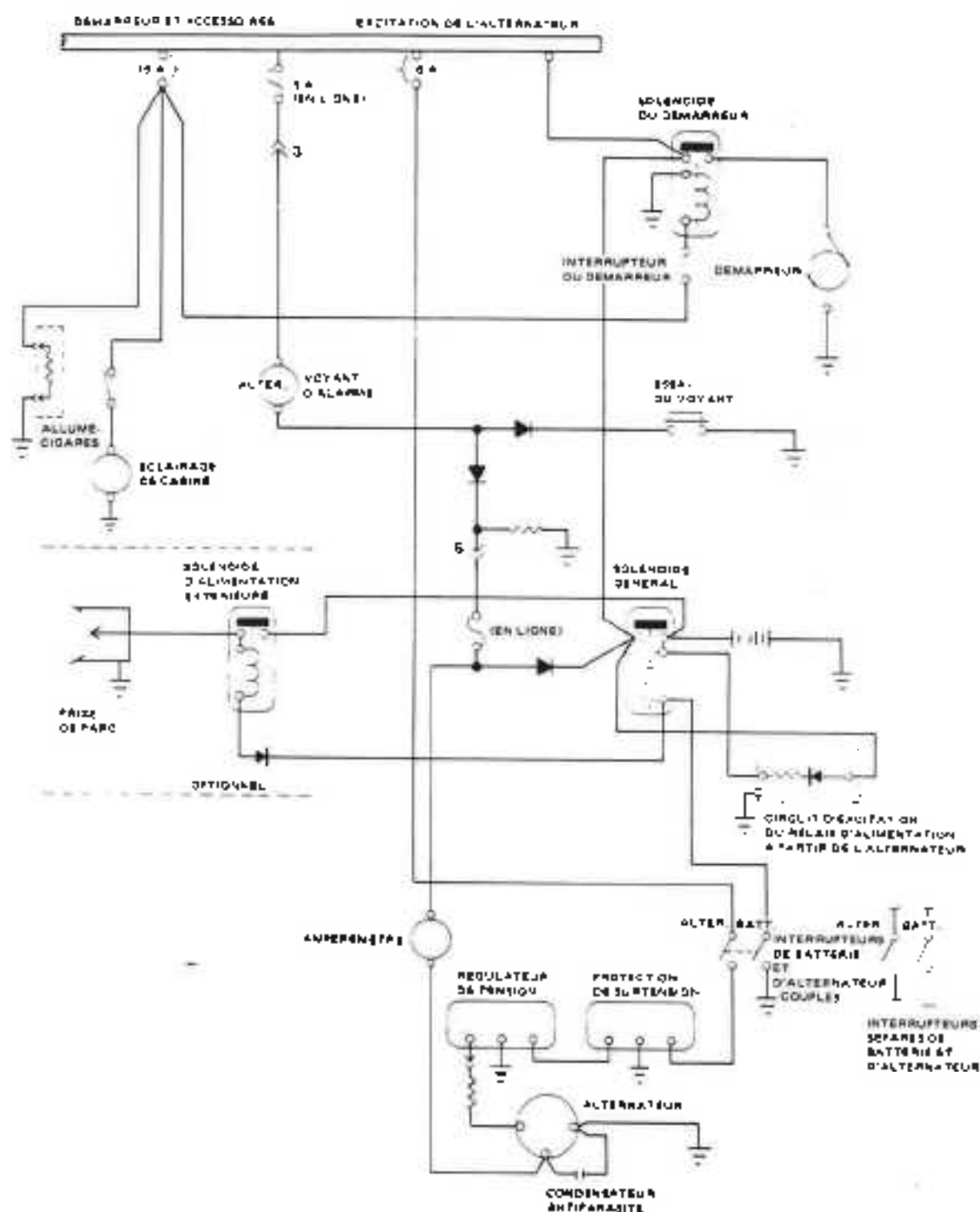
SCHEMA DE PRINCIPE DU CIRCUIT CARBURANT

Figure 7-9



7.15 CIRCUIT ÉLECTRIQUE

Le circuit électrique comprend un alternateur 14 volts 60 ampères, une batterie 12 volts, un régulateur de tension, un relais de surtension et un relais de contact général (Figure 7-11). La batterie est montée dans un bac en matière plastique situé immédiatement en arrière de la soute à bagages. Le régulateur de tension et le relais de surtension sont situés derrière le tableau de bord, à l'avant sur le côté gauche du fuselage.



SCHEMA DE PRINCIPE DE L'ALTERNATEUR ET DU DEMARREUR

Figure 7-11

L'intensité qu'affiche l'ampèremètre indique instantanément si le fonctionnement du circuit de l'alternateur est normal, car cette intensité doit être égale à l'intensité totale absorbée par les équipements électriques qui sont en fonction.

ATTENTION

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

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

7.17 CIRCUIT DE DÉPRESSION

Le circuit de dépression assure le fonctionnement des instruments gyroscopiques pneumatiques. Ceux-ci, lorsqu'ils sont installés, comprennent le conservateur de cap et l'horizon gyroscopique. Ce 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 la pompe d'une possible détérioration. En cas de cisaillement de la prise de mouvement, le fonctionnement des gyros n'est plus assuré.

Le manomètre de dépression, monté sur le tableau de bord droit, à droite des équipements radio, fournit une précieuse information au pilote en ce qui concerne le fonctionnement du circuit de dépression. Une baisse constante de la dépression dans le circuit pendant une période prolongée peut dénoter un filtre ou des tamis encrassés, une possibilité de gommage du régulateur de dépression ou de fuite dans le circuit (Un voyant de baisse de dépression est prévu sur le tableau d'alarme). Une dépression nulle peut indiquer un cisaillement de la prise de mouvement de la pompe, une pompe défectueuse ou une possibilité de défaut du manomètre ou de l'écrasement de sa canalisation. Lorsque l'indication du manomètre s'écarte de la normale, le pilote doit faire vérifier le circuit par un mécanicien afin de prévenir les risques de détérioration des éléments du circuit ou la mise hors service éventuelle de ce circuit.

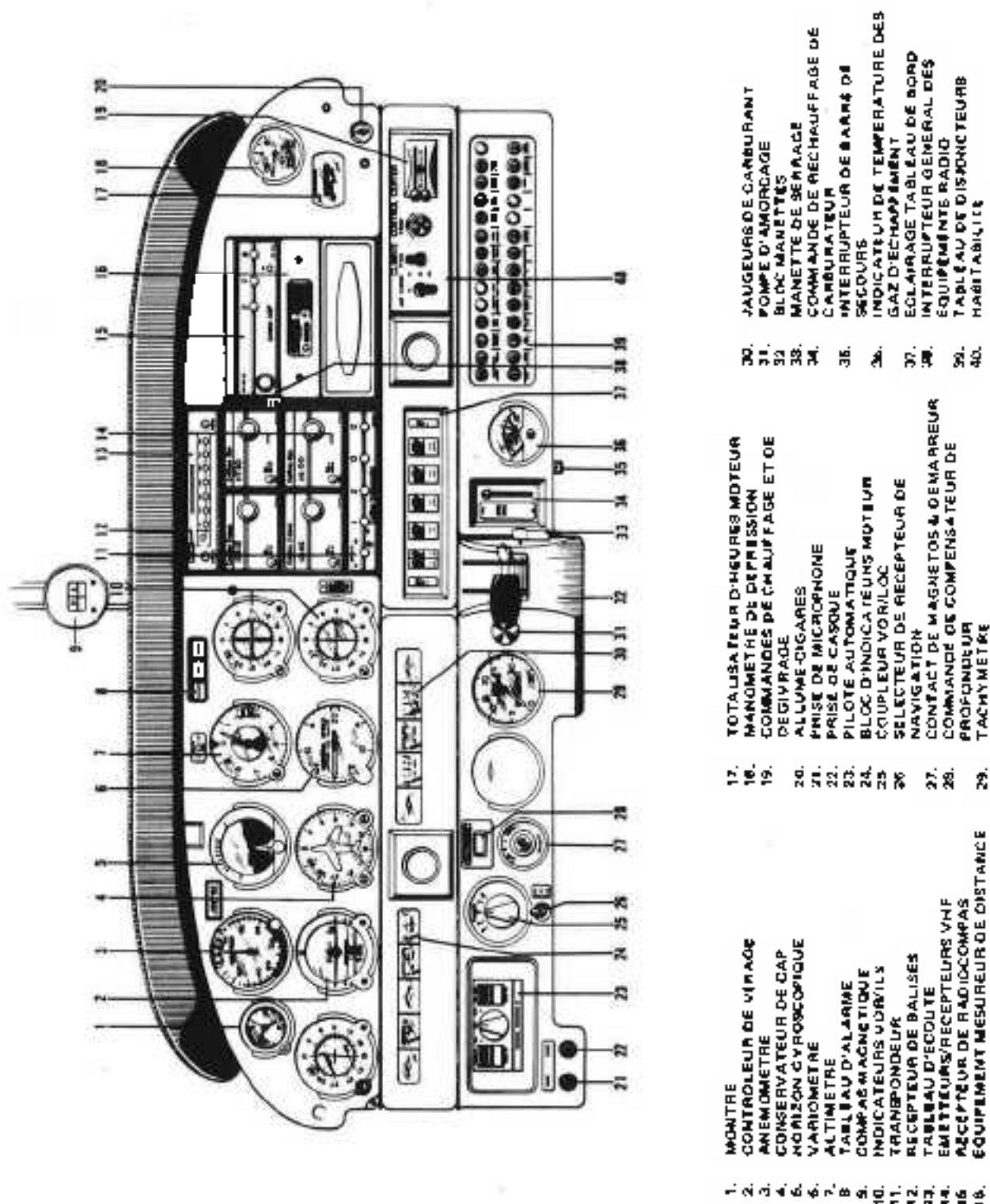
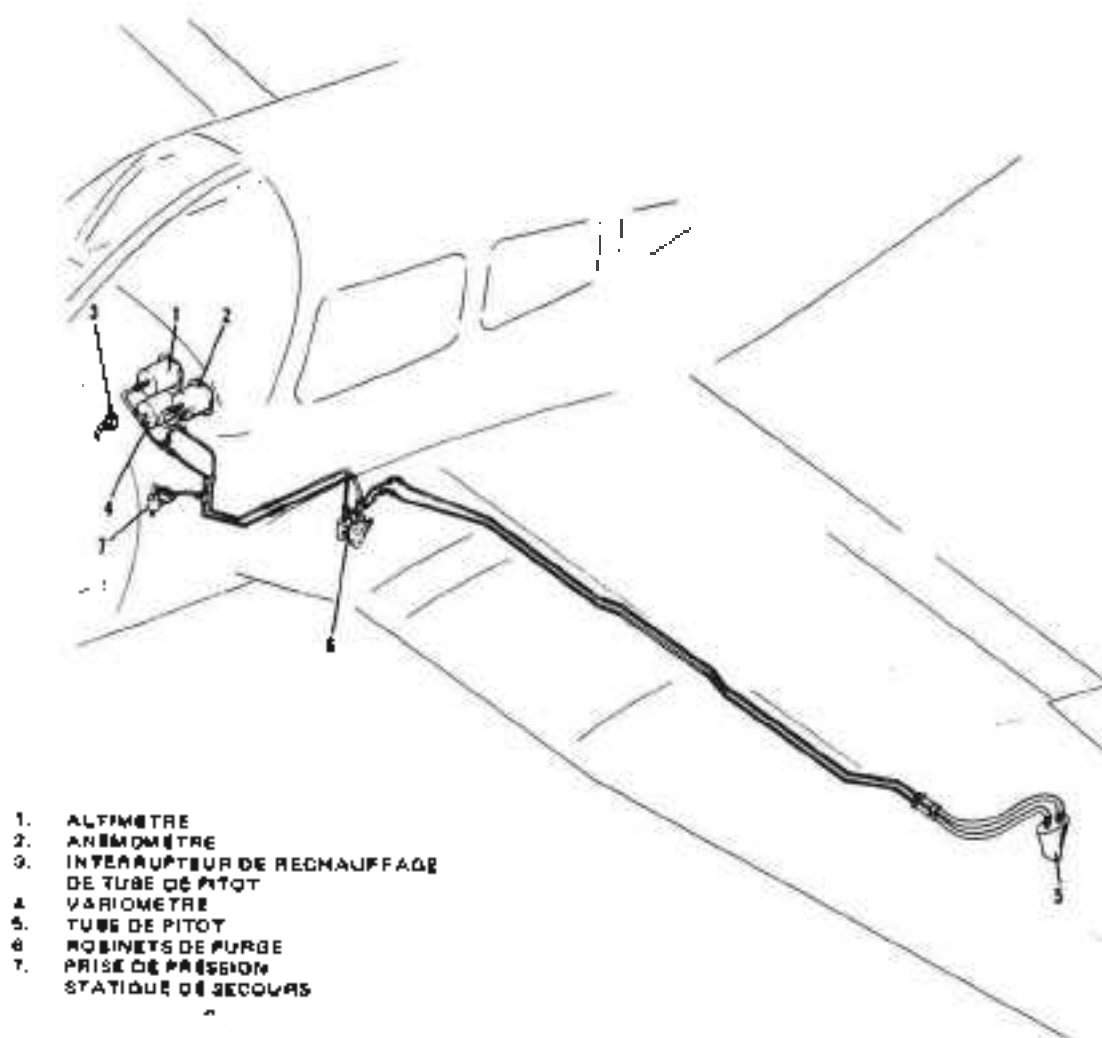


TABLEAU DE BORD

Figure 7-15



CIRCUIT ANEMOMETRIQUE

Figure 7-17

7.23 INSTALLATION DE CHAUFFAGE ET DE VENTILATION

Le réchauffage nécessaire à l'intérieur de la cabine et à l'installation de dégivrage est fourni à partir d'un manchon de réchauffeur fixé sur le système d'échappement (Figure 7-19). L'intensité du chauffage se règle à la demande à l'aide des commandes situées à l'extrême droite du tableau de bord.

Le débit d'air se règle entre sièges avant et arrière par l'intermédiaire de manettes situées sur le dessus des conduits de chauffage, près du pupitre.

Les entrées d'air frais sont situées dans les bords d'attaque des ailes, près du fuselage. Une bouche réglable, située sur le côté de la cabine, près du plancher, se trouve au niveau de l'emplacement de chacun des sièges ; des bouches de ventilation au plafond sont offertes en équipement optionnel. L'air est évacué par une bouche se trouvant sous le siège arrière. Une soufflante d'air de cabine, incorporée à l'installation de ventilation, est également offerte en équipement optionnel. Une installation optionnelle de ventilation au plafond, avec soufflante d'air de cabine, est disponible sur les modèles non dotés de l'installation de conditionnement d'air. Cette soufflante est mise en œuvre par un commutateur «FAN» («VENTILATION») qui peut occuper trois positions : «OFF» («ARRET»), «LOW» («FAIBLE») et «HIGH» («FORTE»)

ATTENTION

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

7.25 PARTICULARITES DE LA CABINE

Pour faciliter l'embarquement et le débarquement, et pour le confort du pilote ou passager, les sièges avant sont réglables longitudinalement. Il est possible de déposer les sièges arrière afin de ménager la place nécessaire à des articles encombrants. Les installations de sièges arrière sont dotées de fixations des pieds avec mécanismes de verrouillage, fixations qui doivent être déverrouillées avant de pouvoir déposer les sièges arrière. Sur les premiers modèles, le déverrouillage des fixations s'effectue par rotation des mécanismes de 90° à l'aide d'une pièce de monnaie ou d'un tournevis. Sur les modèles suivants, le déverrouillage des fixations s'effectue en appuyant sur le poussoir situé derrière chaque pied arrière. Des accoudoirs sont également prévus pour les sièges avant. Tous les sièges sont disponibles avec appui-tête optionnel et les sièges avant peuvent recevoir en supplément un réglage en hauteur optionnel.

L'aménagement intérieur de la cabine comprend une glace de mauvais temps pilote, deux pare-soleil, des cendriers, deux pochettes à documents et des pochettes disposées sur les dossiers des sièges avant.

7.31 FINITION

Toutes les surfaces extérieures sont revêtues d'une couche de primaire d'accrochage, puis enduites d'une laque acrylique.

Une finition polyuréthane est disponible en option.

7.33 INSTALLATION DE CONDITIONNEMENT D'AIR*

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

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

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

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

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

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

*Équipement optionnel

7.37 BALISE DE DETRESSE

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

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

TABLE DES MATIERES

SECTION 8

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

Paragraphes	Pages
8.1 Généralités	8-1
8.3 Périodicités de visite de l'avion	8-2
8.5 Entretien préventif	8-3
8.7 Transformations de l'avion	8-4
8.9 Opérations de piste	8-5
8.11 Filtre à air du moteur	8-8
8.13 Entretien du circuit de freinage	8-8
8.15 Entretien du train d'atterrissage	8-10
8.17 Entretien de l'hélice	8-11
8.19 Exigences applicables à l'huile	8-12
8.21 Circuit carburant	8-12
8.23 Gonflage des pneumatiques	8-14
8.25 Entretien de la batterie	8-14
8.27 Nettoyage	8-15
8.29 Utilisation par temps froid	8-18

SECTION 8

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

8.1 GENERALITES

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

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

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

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

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

Les Lettres «rechanges d'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.

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.

8.9 OPERATIONS DE PISTE

a) Remorquage

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

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.

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

d) Amarrage

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

- 1) Orienter l'avion face au vent si possible.
- 2) Rentrer les volets.
- 3) Immobiliser les ailerons et l'empennage horizontal monobloc en passant la ceinture de siège dans le volant et en la serrant fermement.
- 4) Caler les roues.
- 5) Fixer des saisines sur les anneaux d'amarrage de voilure et sur le patin de queue en leur faisant faire un angle de 45° environ avec le sol. Lorsque les saisines utilisées ne sont pas en matière synthétique, laisser un mou suffisant pour éviter la détérioration de l'avion dans le cas où les saisines viendraient à se contracter.

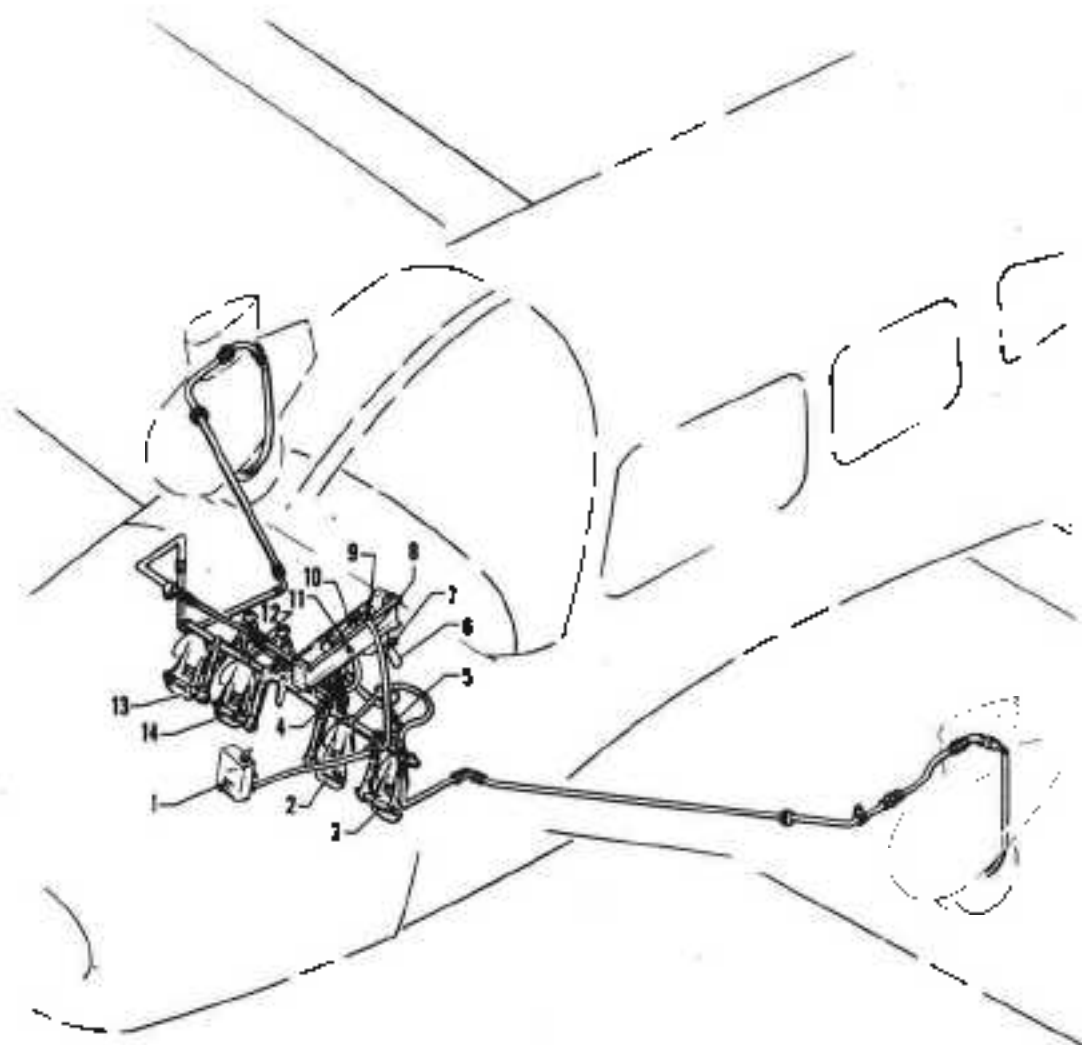
ATTENTION

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

NOTA

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

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



1. RESERVOIR DU CIRCUIT DE FREINAGE
2. PEDALE DU PALONNIER ET DE FREIN DROIT
3. PEDALE DU PALONNIER ET DE FREIN GAUCHE
4. CYLINDRE DE FREIN DROIT
5. CYLINDRE DE FREIN GAUCHE
6. POIGNEE DE FREIN
7. POUSSOIR DE VERROUILLAGE DE LA POIGNEE
8. CANALISATION D'ARRIVEE

9. AXE DE CHAPE
10. ENSEMBLE MAITRE-CYLINDRE
11. ENSEMBLE BOULON
12. TUBE DE TORSION
13. PEDALE DU PALONNIER ET DE FREIN DROIT
DU COPILOTE
14. PEDALE DU PALONNIER ET DE FREIN GAUCHE
DU COPILOTE

CIRCUIT DE FREINAGE

Figure 8-1

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

Les bras d'orientation allant des pédales du palonnier au train avant sont réglés au niveau du train avant en vissant ou dévissant les rotules des embouts des tiges filetées. Le réglage est normalement effectué au niveau de l'embout 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 $30,0 \pm 2^\circ$ de part et d'autre de l'axe ; il est limité par des butées situées à la base de la pièce forgée.

Le réglage des butées des bras de pédales de palonnier est à effectuer avec soin de manière à obtenir la venue en butée des bras des pédales juste après que le gouvernail de direction ait atteint ses butées. Ce réglage garantit le plein débattement du gouvernail de direction.

8.17 ENTRETIEN DE L'HELICE

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

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

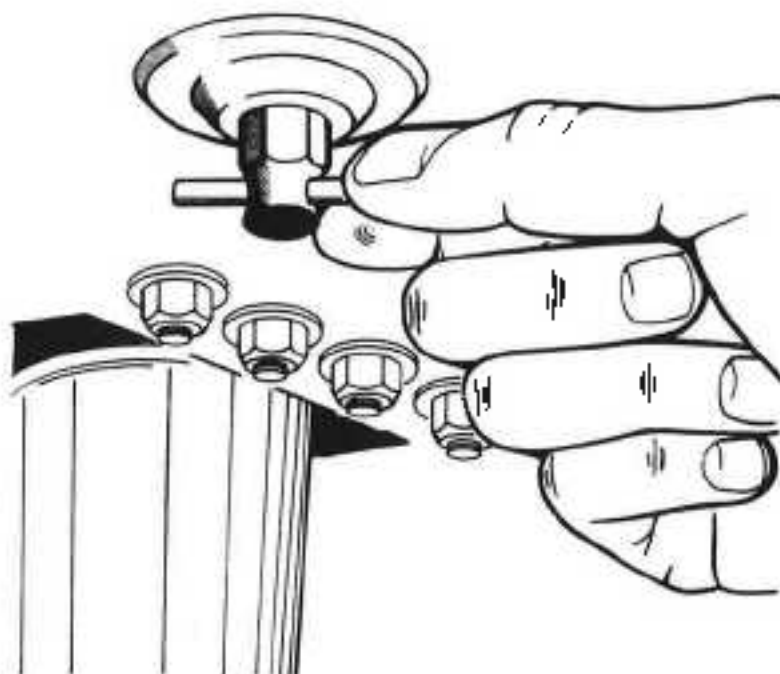
Indices d'octane des carburants commerciaux antérieurs (suivant ASTM-D910 ***)			Indices d'octane des carburants commerciaux actuels (suivant ASTM-D910-75 ***)			Indices d'octane des carburants militaires actuels (suivant MIL-G-5572E *** amendement N° 3)		
Indice d'octane	Couleur	Teneur maxi. en plomb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

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

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

ATTENTION

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



PURGE DE CARBURANT

Figure 8-3

ATTENTION

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

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

e) Vidange du circuit carburant

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

8.27 NETTOYAGE

a) Nettoyage du compartiment moteur

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

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

ATTENTION

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

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

ATTENTION

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

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

d) Nettoyage du pare-brise et des fenêtres

- 1) Enlever avec de l'eau propre sur les surfaces extérieures les traces de salissure, la boue et les autres particules qui ne sont pas incrustées.
- 2) Laver avec du savon doux et de l'eau chaude ou un produit de nettoyage pour plastique d'avion. Frotter, sans appuyer d'un mouvement rectiligne avec un chiffon doux ou une éponge.
- 3) Enlever les traces d'huile et de graisse avec un chiffon imbibé de kérosène.

ATTENTION

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

- 4) Après le nettoyage des surfaces en plastique, appliquer une fine couche de cire à polir dure. Frotter légèrement avec un chiffon doux. Ne pas faire de mouvements circulaires.
 - 5) Une rayure importante du plastique peut être éliminée en l'adoucissant avec du rouge à polir. Lisser les deux lèvres et appliquer de la cire.
- e) Nettoyage de la garniture de plafond, des panneaux latéraux et des sièges

- 1) Nettoyer la garniture de plafond, les panneaux latéraux et les sièges avec une brosse à poils durs et, au besoin, en utilisant un aspirateur.
- 2) Une garniture salie, à l'exception du cuir, peut être nettoyée avec un bon produit de nettoyage pour garnitures adapté au matériau. Suivre avec soin le mode d'emploi du fabricant. Éviter de détrempier ou de frotter trop fort.

ATTENTION

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

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

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	9-3
2 Pilote automatique AutoFiltre II	9-7
3 Pilote automatique AutoControl IIIB	9-9
4 Compensateur de profondeur électrique Piper	9-13
5 Pilote automatique Century 21	9-15
6 Montre de volant Piper	9-19
7 Système de pilotage King série KAP 100	9-21
8 Système de pilotage King série KAP 150	9-41
9 Système de navigation KNS 80	9-67

SECTION 9 SUPPLEMENTS

9.1 GENERALITES

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

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

9.2 TERMINOLOGIE

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

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

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

SUPPLEMENT 1

INSTALLATION DE CONDITIONNEMENT D'AIR

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.

Le présent supplément fait partie intégrante du présent manuel et doit se trouver en permanence dans ce dernier lorsque l'avion est doté de l'installation de conditionnement d'air optionnelle.

SECTION 2 - LIMITATIONS

- a) Afin d'assurer les performances de montée maximales, le conditionnement d'air doit être mis sur «OFF» («ARRET») manuellement avant le décollage afin de débrayer le compresseur et de rentrer le volet de condenseur. Le conditionnement d'air doit également être mis sur «OFF» («ARRET») manuellement avant l'approche d'atterrissage dans l'éventualité d'une remise de gaz.
- b) Plaquettes
Bien en vue du pilote et au voisinage des commandes du conditionnement d'air lorsque l'avion est équipé de cette installation :

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

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

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

«AIR COND DOOR
OPEN»

«VOLET COND. D'AIR
OUVERT»

NOTA

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

N.A.P.

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

- N.A.P. a) La diminution de vitesse vraie est d'environ 4 kt (7 km/h) à tous les régimes. N.A.P.
- b) La réduction de la distance franchissable peut atteindre 32 NM (59 km) pour la capacité de 48 US gal (182 l).

N.A.P.

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

SUPPLEMENT 2

PILOTE AUTOMATIQUE AUTOFLITE II

SECTION 1 - GENERALITES

Le présent supplément fournir les renseignements nécessaires à l'utilisation de l'avion lorsque celui-ci est doté du pilote automatique optionnel AutoFlite II. 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 pilote automatique optionnel AutoFlite II.

SECTION 2 - LIMITATIONS

- a) Utilisation du pilote automatique interdite au-dessus de V_i : 149 kt (276 km/h).
- b) Le pilote automatique doit être sur «OFF» («ARRET») pour le décollage et l'atterrissage.

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

- a) En cas de mauvais fonctionnement, APPUYER et maintenir enfoncé le poussoir de coupure situé sur le volant pilote.
- b) Interrupteur à basculeur du tableau de bord sur «OFF» («ARRET»).
- c) Le pilote automatique peut être contrôlé manuellement.
- d) En configuration de montée, de croisière ou de descente, un mauvais fonctionnement avec un retard de 3 secondes pour amorcer la reprise de contrôle peut provoquer une inclinaison latérale de 45° et une perte d'altitude de 180 ft (55 m). Perte d'altitude maximale mesurée en descente à V_i : 149 kt (276 km/h).
- e) En configuration d'approche, un mauvais fonctionnement avec un retard de 1 seconde pour amorcer la reprise de contrôle peut provoquer une inclinaison latérale de 18° et une perte d'altitude de 10 ft (3 m).

SUPPLEMENT 3

PILOTE AUTOMATIQUE AUTOCONTROL IIIB

SECTION 1 - GENERALITES

Le présent supplément fournit les renseignements nécessaires pour l'utilisation de l'avion lorsque celui-ci est doté du pilote automatique optionnel Piper AutoControl IIIB. 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 pilote automatique optionnel Piper AutoControl IIIB.

SECTION 2 - LIMITATIONS

- a) Utilisation du pilote automatique interdite au-dessus de V_i : 149 kt (276 km/h)
- b) Le pilote automatique doit être sur «OFF» («ARRET») pour le décollage et l'atterrissage.

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

- a) En cas d'urgence, le débrayage du pilote automatique peut s'effectuer en :
 - 1) Repoussant l'interrupteur à basculeur «ON-OFF» («MARCHE-ARRET») de roulis sur «OFF» («ARRET»).
 - 2) Déclenchant le disjoncteur du pilote automatique.
- b) Le pilote automatique peut être contrôlé à l'aide de l'un ou l'autre volant.
- c) Un déroulement du pilote automatique, en cours de montée, de croisière ou de descente, avec un retard de 3 secondes pour amorcer la reprise de contrôle, peut provoquer une inclinaison latérale de 45° et une perte d'altitude de 180 ft (55 m). Perte d'altitude maximale mesurée en descente à V_i : 149 kt (276 km/h).
- d) Un déroulement du pilote automatique au cours d'une approche, avec ou sans couplage, avec un retard de 1 seconde pour amorcer la reprise de contrôle, peut provoquer une inclinaison latérale de 18° et une perte d'altitude de 10 ft (3 m).

- d) Couplage radio VOR/ILS avec conservateur de cap standard (Optionnel).
- 1) Interception et poursuite VOR :
Afficher la route VOR désirée et caler l'index de cap sur le même cap. Afficher la fonction «OMNI» («VOR») sur le coupleur et la fonction «HDG» («CAP») sur la boîte de commande du pilote automatique.
 - 2) Interception et poursuite du faisceau avant de l'alignement de piste ILS :
Accorder le récepteur sur la fréquence d'alignement de piste et caler l'index de cap sur le cap de rapprochement du faisceau avant. Afficher la fonction «LOC/NORM» («ALIGNEMENT DE PISTE/NORMAL») sur le coupleur et la fonction «HDG» («CAP») sur la boîte de commande du pilote automatique.
 - 3) Interception et poursuite du faisceau arrière de l'alignement de piste :
Accorder le récepteur sur la fréquence d'alignement de piste et caler l'index de cap sur le cap correspondant à la route de rapprochement vers l'aérodrome. Afficher la fonction «LOC/REV» («ALIGNEMENT DE PISTE/ROUTE INVERSE») sur le coupleur et la fonction «HDG» («CAP») sur la boîte de commande du pilote automatique.

SECTION 5 - PERFORMANCES

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

SUPPLEMENT 4

COMPENSATEUR DE PROFONDEUR ELECTRIQUE PIPER

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.

Le présent supplément fait partie intégrante du présent manuel et doit se trouver en permanence dans ce dernier lorsque l'avion est doté du compensateur de profondeur électrique optionnel Piper.

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

- a) En cas de mauvais fonctionnement, **METTRE** le poussoir de débrayage, situé au-dessus du contact d'allumage, en position «OFF» («ARRET»).
- b) En cas de mauvais fonctionnement, contrôler le compensateur électrique à l'aide de l'un ou l'autre volant.
- c) La variation maximale d'altitude, avec un retard de 4 secondes pour amorcer la reprise de contrôle, est de 800 ft (244 m) et elle se produit en configuration de descente. La variation maximale d'altitude en configuration d'approche, avec un retard de 4 secondes pour amorcer la reprise de contrôle, est de 100 ft (30 m).

SUPPLEMENT 5

PILOTE AUTOMATIQUE CENTURY 21

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

SECTION 1 - GENERALITES

Le présent supplément fournit les renseignements nécessaires pour l'utilisation de l'avion lorsque celui-ci est doté du pilote automatique optionnel Century 21 conforme au certificat de type supplémentaire SA3352SW. 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 pilote automatique optionnel Century 21.

SECTION 2 - LIMITATIONS

- a) Utilisation du pilote automatique interdite au-dessus de V_i : 147 kt (272 km/h).
- b) Pilote automatique sur «OFF» («ARRET») pour le décollage et l'atterrissage.

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

a) PILOTE AUTOMATIQUE

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

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

NOTA

5. L'aiguille de l'indicateur d'asservissement indique une panne du circuit d'asservissement lorsqu'elle est immobile ou si elle dévie à fond dans l'un ou l'autre sens.
5. Passer sur l'amplificateur d'asservissement N° 2, si l'avion en est doté.
6. Recaler la rose de cap tout en surveillant l'indicateur d'asservissement. Si l'indication de l'asservissement correct n'est pas obtenue, passer en gyroscope pur et recalibrer périodiquement la rose qui fonctionne en gyroscope non asservi.

NOTA

En fonction alignement de piste, les flèches «[O-FROM» peuvent rester masquées suivant la conception du convertisseur «NAV» («NAVIGATION») utilisé dans l'installation.

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

En ce qui concerne la description du pilote automatique et ses procédures d'utilisation normale, se reporter au Manuel de l'exploitant du pilote automatique Century 21 de Edo-Aire Mitchell, référence N° 688805, de janvier 1979.

a) PROCEDURES AVANT VOL

NOTA

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

SUPPLEMENT 6

MONTRE DE VOLANT PIPER

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»).

MANUEL DE VOL
APPROUVE DGAC

SUPPLEMENT N° 7

CONCERNANT

LE SYSTEME DE PILOTAGE KING SERIE KAP 100

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

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

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

a) AVANT VOL (A EFFECTUER AVANT CHAQUE VOL)

- 1) GYROS - Attendre 3 à 4 minutes pour que les gyros atteignent leur vitesse de rotation nominale.
- 2) Interrupteur «RADIO POWER/AVIONICS MASTER» («ALIMENTATION RADIO/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 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) PA - EMBRAYER en appuyant sur le poussoir «AP ENG» («EMBRAYAGE PA»).
- 6) VOLANT - MANOEUVRER à droite et à gauche pour vérifier que le PA peut être surpassé.
- 7) Poussoir «AP DISC/TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») - APPUYER. Vérifier que le PA se débraye et que toutes les fonctions sont annulées.
- 8) COMPENSATEUR - REGLER sur la position de décollage

b) UTILISATION DU PA

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

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

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

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

NOTA

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

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

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

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

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

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

NOTA

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

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

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

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 présent supplément a pour but de fournir au pilote les informations relatives aux limitations ainsi qu'aux procédures normales et d'urgence du système de pilotage automatique King KAP 100. Les limitations indiquées s'appliquent à l'utilisation du système KAP 100 tel qu'il est installé sur l'avion Piper PA-28-181. Le système de pilotage doit être utilisé selon les limitations spécifiées ci-après.

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

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

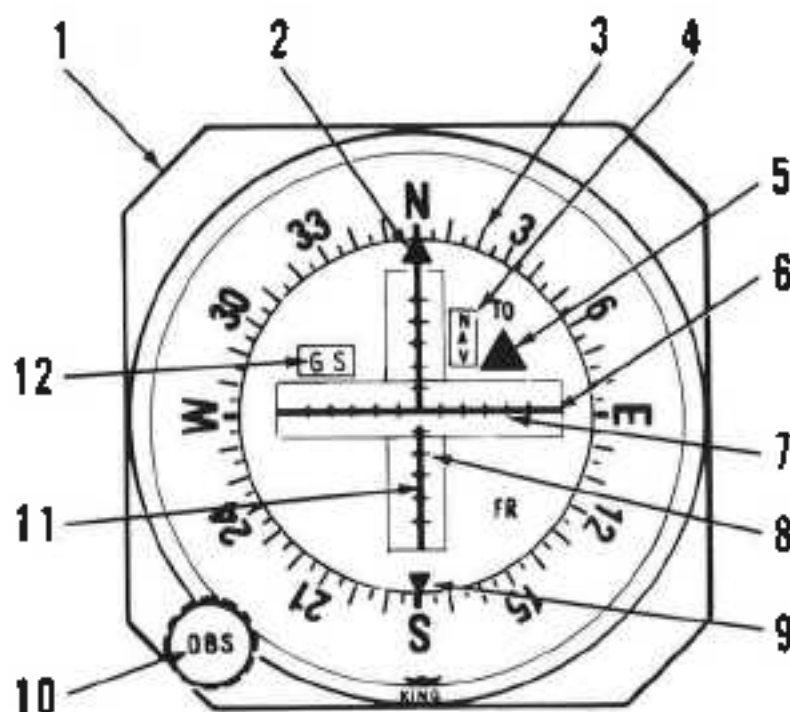
Un dispositif de blocage empêche l'embrayage du PA tant que l'essai avant vol du système n'est pas satisfaisant.

Les causes suivantes entraînent le débrayage automatique du PA

- a) Panne d'alimentation.
- b) Panne interne du système de pilotage.
- c) Avec le système KCS SSA, 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.

Figure 7-1 (suite)

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



INDICATEUR VOR/ILS
KI 204/206 (TYPE)

Figure 7-5

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

Figure 7-7 (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 «IDG» («CAP»)** - Lorsque le drapeau est visible, le cap affiché n'est pas utilisable. Si ce drapeau apparaît alors qu'une fonction latérale (cap, navigation, approche ou approche sur faisceau arrière) est sélectionnée, le PA se débraye. Le PA peut être réembrayé en fonction ailes horizontales pure. Utiliser le poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») pour manœuvrer l'avion latéralement.
5. **FLECHE DE ROUTE** - Indique le radial VOR ou l'axe d'alignement de piste affiché sur la rose (10). Le radial VOR ou l'axe d'alignement de piste reste affiché sur la rose (10) lorsque cette dernière tourne.
6. **DRAPEAU D'INDICATEUR «TO-FROM»** - Indique la direction de la station VOR par rapport à la route affichée.
7. **AIGUILLES DOUBLES D'ALIGNEMENT DE DESCENTE** - Indiquent sur l'échelle d'alignement de descente (8) l'écart de l'avion par rapport à l'axe du faisceau d'alignement de descente. Lorsqu'elles sont visibles, ces aiguilles indiquent que le signal d'alignement de descente reçu est utilisable.
8. **ECHELLES D'ALIGNEMENT DE DESCENTE** - Indiquent l'écart par rapport à l'axe du faisceau d'alignement de descente. Le déplacement de 2 points à pleine échelle de la barre d'écart d'alignement de descente représente un écart de 0,7° au-dessus ou au-dessous de l'axe du faisceau d'alignement de descente.
9. **BOUTON SELECTEUR DE CAP**  - Sa rotation permet de positionner l'index de cap (14) sur la rose (10). L'index tourne avec la rose.
10. **ROSE** - Tourne pour indiquer le cap de l'avion par rapport à la ligne de foi (3) sur l'indicateur de situation horizontale 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 7-9 (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 (4) 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.

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

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

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

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

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

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

MANUEL DE VOL
APPROUVE DGAC

SUPPLEMENT N° 8
CONCERNANT

LE SYSTEME DE PILOTAGE KING SERIE KAP 150

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

Le présent supplément doit être joint au Manuel de vol approuvé DGAC lorsque l'avion est doté du système de pilotage King série KAP 150 conformément au certificat de type supplémentaire SA1565CE-D. Les renseignements renfermés ci-après ne complètent ou n'annulent et remplacent le Manuel de vol de base approuvé DGAC que dans les domaines énumérés ci-après. En ce qui concerne les renseignements relatifs aux limitations, aux procédures et aux performances non présentés dans le présent supplément, se reporter au Manuel de vol de base approuvé DGAC.

- 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») - DÉCLANCHER.
 - 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	310 ft (94 m)
Mauvaise	90 ft (27 m)
Approche	85 ft (26 m)

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

a) AVANT VOL (A EFFECTUER AVANT CHAQUE VOL)

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

NOTA

Si l'annonceur «TRIM» («COMPENSATEUR») reste allumé, l'essai avant vol du compensateur automatique n'est pas satisfaisant. Déclencher les disjoncteurs du PA. Le compensateur électrique manuel ne peut pas être utilisé.

- 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 $\pm 15^\circ$ ou $\pm 10^\circ$.
 - 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. Selecteur de fonction «ALT» («ALTITUDE») - APPUYER. Vérifier l'allumage de l'annonçateur «ALT» («ALTITUDE»). Le PA maintient l'altitude pression sélectionnée.
 - b. Changements d'altitude sélectionnée
 - 1. Avec le poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») (méthode recommandée pour les changements d'altitude supérieurs à 100 ft (30 m))
Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - APPUYER et rejoindre l'altitude pression désirée en agissant manuellement sur le volant.

Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - RELACHER lorsque l'altitude pression désirée est atteinte. Le PA maintient l'altitude pression désirée.
 - 2. Avec l'inverseur de correction verticale (méthode recommandée pour les changements d'altitude inférieurs à 100 ft (30 m))
Inverseur de CORRECTION VERTICALE - APPUYER soit à cabrer soit à piquer. Le système de correction verticale modifie l'altitude à la cadence de 600 ± 100 ft/mn (3.05 ± 0.51 m/s).

Inverseur de CORRECTION VERTICALE - RELACHER lorsque l'altitude pression désirée est atteinte. Le PA maintient l'altitude pression désirée.
- 5) Changements de cap
 - a. Changements de cap manuels
 - 1. Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - APPUYER et FAIRE VENIR l'avion au cap désiré.
 - 2. Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - RELACHER. Le PA maintient l'avion ailes horizontales.

NOTA

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

3. Bouton sélecteur de cap - AMENER L'INDEX en concordance avec la route affichée à l'aide du sélecteur d'azimut.

NOTA

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

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

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

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

NOTA

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

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

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

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

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

NOTA

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

Si la barre d'écart est à plus de 2 à 3 points : les fonctions indiquées par le PA sont les fonctions cap (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.

- 11) Avant atterrissage
Poussoir «AP DISC TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR») -
APPUYER pour débrayer le PA.

c) UTILISATION DU DIRECTEUR DE VOL (SYSTEMES KFC 150 SEULEMENT)

NOTA

Les fonctions du directeur de vol sont les mêmes que celles utilisées pour le PA avec les différences suivantes : le PA n'est pas embrayé et le pilote doit manœuvrer l'avion pour satisfaire aux ordres du directeur de vol.

SECTION 5 - PERFORMANCES

Les performances ne sont pas modifiées.

SECTION 6 - MASSE ET CENTRAGE

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

SECTION 7 - DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT

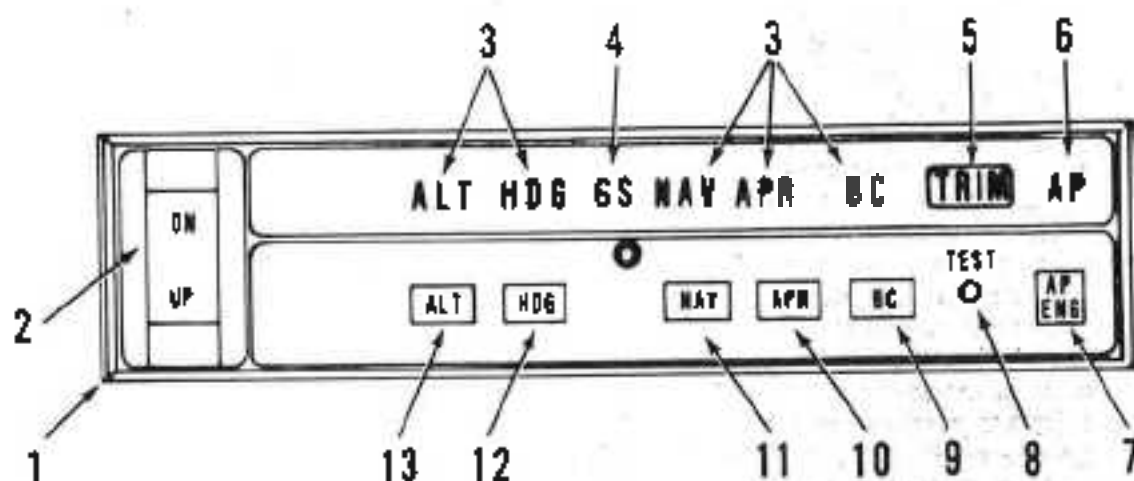
Le montage sur cet avion du système de pilotage automatique série 150 est certifié avec un contrôle deux axes, tangage et roulis. Les différents instruments et les commandes nécessaires à l'utilisation du système 150 sont décrits dans les figures 7-1 à 7-15.

Le système de pilotage automatique série 150 est doté d'une commande électrique de compensateur de profondeur qui assure la compensation automatique pendant le fonctionnement du PA et sert de compensateur électrique manuel pour le pilote. La commande est conçue de manière à pouvoir supporter en vol tout type de défaut isolé. Tout défaut de compensation est signalé de façon visuelle et sonore.

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

Figure 7-1 (suite)

1. **CALCULATEUR DE PILOTE AUTOMATIQUE KC 192 DE SYSTEME KFC 150** - Calculateur de PA et de directeur de vol complet, y compris les annonceurs de fonctions et les commandes du système.
2. **ANNONCIATEURS DE FONCTIONS** - S'allument lors de la sélection d'une fonction au moyen du sélecteur correspondant (poussoir à action alternée) ou lors de l'embrayage automatique de la fonction alignement de descente.
3. **ANNONCIATEUR «GS» («ALIGNEMENT DE DESCENTE»)** - S'allume en permanence quand le PA est couplé au signal d'alignement de descente. Clignote en cas de perte du signal d'alignement de descente (drapeau «GS» («ALIGNEMENT DE DESCENTE») sur l'indicateur de déviation de route ou absence d'aiguilles d'alignement de descente sur le KI 525A). Le PA repasse en fonction maintien d'assiette en tangage. En cas de retour d'un signal d'alignement de descente utilisable en moins de six secondes, le PA repasse automatiquement en fonction alignement de descente. En l'absence d'un signal utilisable en moins de six secondes, le PA reste sur la fonction maintien d'assiette en tangage jusqu'au retour d'un signal d'alignement de descente utilisable et au franchissement de l'alignement de descente par l'avion, point où se reproduit le couplage.
4. **ANNONCIATEUR «TRIM» («COMPENSATEUR»)** - S'allume en permanence quand le compensateur n'est pas alimenté ou si l'essai avant vol du système n'a pas été effectué. L'annonceur «TRIM» («COMPENSATEUR») clignote, accompagné par une alarme sonore, chaque fois qu'est détecté un défaut du compensateur manuel. L'annonceur «TRIM» («COMPENSATEUR») s'allume et reste fixe, accompagné d'un signal sonore continu, pour tout défaut de fonctionnement de la compensation automatique. La surveillance du système de compensation automatique s'exerce pour les pannes suivantes : fonctionnement du servomoteur sans ordre ; non fonctionnement du servomoteur après un ordre ; fonctionnement du servomoteur dans le mauvais sens. Le disjoncteur de compensateur peut être momentanément déclenché pour couper le signal sonore continu, mais l'annonceur «TRIM» («COMPENSATEUR») reste allumé. Le compensateur électrique manuel peut être utilisé, mais le PA ne doit pas être embrayé.
5. **ANNONCIATEUR «AP» («PA»)** - S'allume en permanence dès que le PA est embrayé. Clignote 12 fois environ chaque fois que le PA est débrayé (doublé par une alarme sonore de 2 secondes).
6. **POUSOIR «AP ENG» («EMBRAYAGE PA»)** - Une pression sur le poussoir embraye le PA si toutes les conditions logiques sont satisfaites.
7. **POUSOIR «TEST» («ESSAI») AVANT VOL** - Une pression momentanée sur ce poussoir déclenche la séquence d'essai avant vol, à savoir : allumage automatique de tous les 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.



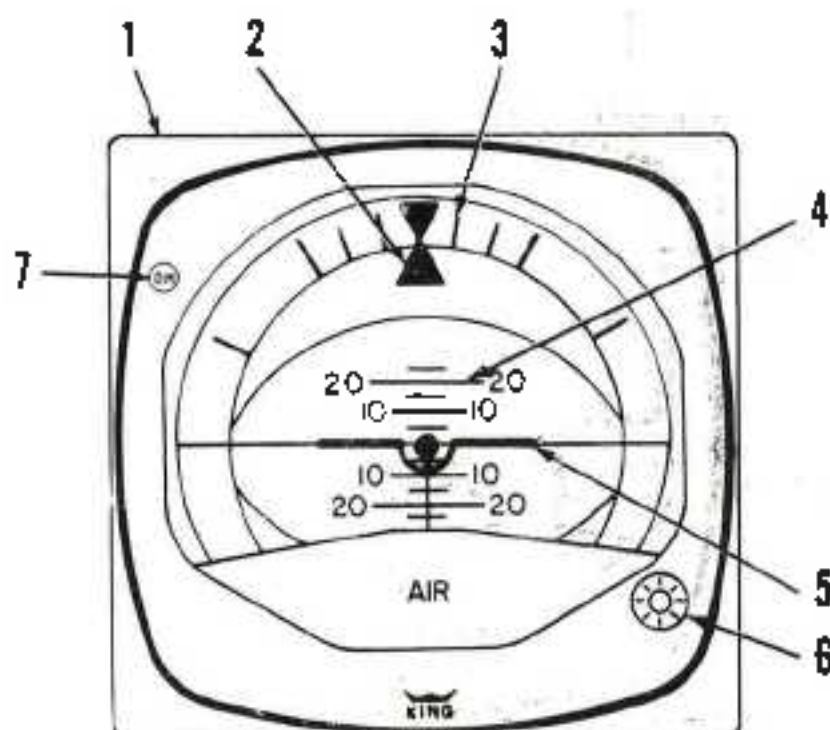
CALCULATEUR DE PILOTE AUTOMATIQUE KC 191

Figure 7-3

1. CALCULATEUR DE PILOTE AUTOMATIQUE KC 191 DE SYSTEME KFC 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 de 500 ft/mn (2,5 m/s) ; si la fonction est différente de maintien d'altitude, permet de corriger l'assiette en tangage à la cadence de 0,7 degré par seconde. Son utilisation annule le couplage de l'alignement de descente. L'avion doit franchir l'alignement de descente pour permettre le recouplage de l'alignement de descente.
3. ANNONCIATEURS DE FONCTIONS - S'allument lors de la sélection d'une fonction au moyen du sélecteur correspondant (poussoir à action alternée) ou lors de l'embrayage automatique de la fonction alignement de descente.
4. ANNONCIATEUR «GS» («ALIGNEMENT DE DESCENTE») - S'allume en permanence quand le PA est couplé au signal d'alignement de descente. Clignote en cas de perte du signal d'alignement de descente (drapeau «GS» («ALIGNEMENT DE DESCENTE») sur l'indicateur de déviation de route ou absence d'aiguilles d'alignement de descente sur le KI 525A). Le PA repasse en fonction maintien d'assiette en tangage. En cas de retour d'un signal d'alignement de descente utilisable en moins de six secondes, le PA repasse automatiquement en fonction alignement de descente. En l'absence d'un signal utilisable en moins de six secondes, le PA reste sur la fonction maintien d'assiette en tangage jusqu'au retour d'un signal d'alignement de descente utilisable et au franchissement de l'alignement de descente par l'avion, point où se reproduit le couplage.

Figure 7-3 (suite)

11. **SELECTEUR DE FONCTION «NAV» («NAVIGATION»)** - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction navigation. Cette fonction permet l'interception sous tous les angles (avec un indicateur de situation horizontale) ou donne un angle d'interception fixe de 45° (avec un conservateur de cap), et assure l'interception et la poursuite automatiques du faisceau de signaux VOR, de navigation à couverture de surface ou d'alignements de piste. L'annonceur «NAV» («NAVIGATION») clignote tant que la séquence d'interception automatique n'est pas déclenchée.
12. **SELECTEUR DE FONCTION «HDC» («CAP»)** - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction cap qui ordonne à l'avion de virer pour prendre et maintenir le cap affiché au moyen de l'index de cap sur le conservateur de cap ou l'indicateur de situation horizontale. Un nouveau cap peut être affiché à tout instant, et l'avion vient au nouveau cap avec un angle d'inclinaison latérale maximal de 20° environ. La sélection de la fonction cap annule les fonctions de poursuite navigation, approche ou faisceau arrière.
13. **SELECTEUR DE FONCTION «ALT» («ALTITUDE»)** - Une pression sur ce poussoir sélectionne la fonction maintien d'altitude qui ordonne à l'avion de maintenir l'altitude pression existant au moment de la sélection. L'embrayage peut s'effectuer en montée, en descente ou en vol en palier. En fonction approche, le maintien d'altitude se débraye automatiquement à l'interception de l'alignement de descente.



GYRO DE VERTICALE KG 258

Figure 7-7

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

Figure 7-9 (suite)

5. **FLÈCHE DE ROUTE** - Indique le radial VOR ou l'axe d'alignement de piste affiché sur la rose (10). Le radial VOR ou l'axe d'alignement de piste reste affiché sur la rose (10) lorsque cette dernière tourne.
6. **DRAPEAU D'INDICATEUR «TO-FROM»** - Indique la direction de la station VOR par rapport à la route affichée.
7. **AIGUILLES DOUBLES D'ALIGNEMENT DE DESCENTE** - Indiquent sur l'échelle d'alignement de descente (8) l'écart de l'avion par rapport à l'axe du faisceau d'alignement de descente. Lorsqu'elles sont visibles, ces aiguilles indiquent que le signal d'alignement de descente reçu est utilisable.
8. **ECHELLES D'ALIGNEMENT DE DESCENTE** - Indiquent l'écart par rapport à l'axe du faisceau d'alignement de descente. Le déplacement de 2 points à pleine échelle de la barre d'écart d'alignement de descente représente un écart de 0,7° au-dessus ou au-dessous de l'axe du faisceau d'alignement de descente.
9. **BOUTON SELECTEUR DE CAP** () - Sa rotation permet de positionner l'index de cap (14) sur la rose (10). L'index tourne avec la rose.
10. **ROSE** - Tourne pour indiquer le cap de l'avion par rapport à la ligne de foi (3) sur l'indicateur de situation horizontale 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** - Le déplacement de 5 points à pleine échelle de la barre d'écart de route représente un écart par rapport à l'axe du faisceau de : $\pm 10^\circ$ en VOR, $\pm 2,5'$ en alignement de piste, 5 NM (9,3 km) en navigation à couverture de surface, 1,25 NM (2,3 km) en approche en navigation à couverture de surface.
14. **INDEX DE CAP** - Commandé par le bouton () (9) pour afficher le cap désiré.

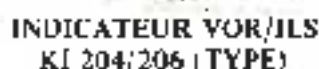


Figure 7-13

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

Figure 7-15 (suite)

1. **BOITIER DE COMMANDES DE VOLANT DU PILOTE AUTOMATIQUE** - Boîtier en plastique moulé monté sur la corne gauche du volant pilote et permettant la fixation de 3 commandes associées au PA et au compensateur électrique manuel.
2. **INVERSEURS DE COMMANDE DE COMPENSATEUR ELECTRIQUE MANUEL** - Ensemble de deux inverseurs dans lequel l'inverseur gauche commande l'alimentation d'embrayage du servomoteur du compensateur et l'inverseur droit commande le sens de rotation du servomoteur. Les deux inverseurs doivent être manœuvrés pour permettre le fonctionnement du compensateur manuel dans le sens désiré. Lorsque le PA est embrayé, le fonctionnement du compensateur électrique manuel débraye automatiquement le PA.
3. **POUSOIR «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT»)** - Enfoncé, permet au pilote de contrôler l'avion manuellement (la pression sur le poussoir débraye les servomoteurs) sans annulation des fonctions sélectionnées. Embraye la fonction directeur de vol si elle ne l'est pas déjà. Synchronise automatiquement le directeur de vol/PA sur l'assiette en tangage existant au relâchement du poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») ou sur l'altitude pression existant en cas d'utilisation de la fonction maintien d'altitude. Annule le couplage de l'alignement de descente. L'avion doit franchir l'alignement de descente pour permettre le recouplage de l'alignement de descente.
4. **POUSOIR «AP DISC TRIM INTER» («DEBRAYAGE PA/COUPURE COMPENSATEUR»)** - Une pression sur ce poussoir puis son relâchement débraye le PA et annule tous les modes de fonctionnement du directeur de vol. Le maintien de la pression sur le poussoir coupe toute alimentation du compensateur électrique (arrêt du mouvement du compensateur), débraye le PA et annule tous les modes de fonctionnement du directeur de vol.

SUPPLEMENT 9

SYSTEME DE NAVIGATION KNS 80

SECTION 1 - GENERALITES

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

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 navigation optionnel KNS 80.

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.

- 5) **POUSSOIR «DSP» («AFFICHAGE»)**
Bouton poussoir à position instable.
Fait progresser de 1 le point tournant affiché et fait passer l'affichage des données en fonction «FRQ» («FREQUENCE»).
- 6) **POUSSOIR «DATA» («DONNEES»)**
Bouton poussoir à position instable.
Fait passer l'affichage des données de point tournant de «FRQ» («FREQUENCE») à «RAD» («RADIAL»), puis à «DST» («DISTANCE»), puis le fait retourner à «FRQ» («FREQUENCE»).
- 7) **COMMANDE «OFF/PULL ID» («ARRET/IDENTIFICATION - TIRER»)**
 - a. Tourner dans le sens antihoraire pour couper l'alimentation du système KNS 80.
 - b. Tourner dans le sens horaire pour augmenter le niveau d'écoute.
 - c. Tirer la commande pour l'écoute des signaux d'identification de station VOR.
- 8) **COMMANDE D'INTRODUCTION DES DONNEES**
Deux boutons concentriques. Le bouton central est à deux positions «enfoncé» ou «tiré».
 - a. **Données de fréquence**
Le bouton extérieur fait varier le chiffre des unités (MHz).
Un report s'effectue des unités aux dizaines.
Un bouclage s'effectue de 117 à 108, ou vice versa.
Le bouton central fait varier la fréquence au pas de 0,05 MHz, quelle que soit sa position «enfoncé» ou «tiré».
 - b. **Données de radial**
Le bouton extérieur fait varier le chiffre des dizaines de degrés.
Un report s'effectue des dizaines aux centaines.
Un bouclage s'effectue de 360 degrés à zéro.
Le bouton central en position «enfoncé» fait varier le chiffre des unités (degrés).
Le bouton central en position «tiré» fait varier le chiffre des dixièmes de degré.
 - c. **Données de distance**
Le bouton extérieur fait varier le chiffre des dizaines de NM.
Un report s'effectue des dizaines aux centaines.
Un bouclage s'effectue de 200 à zéro.
Le bouton central en position «enfoncé» fait varier le chiffre des unités (NM).
Le bouton central en position «tiré» fait varier le chiffre des dixièmes de NM.
- 9) **BOUTON D'AFFICHAGE DE ROUTE**
Situé sur l'indicateur de déviation de route.
Affichage de la route désirée passant par la station VOR au sol ou par le point tournant.

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 Archer II.

10.3 CONSEILS D'UTILISATION

- a) Apprendre à compenser pour le décollage de sorte qu'il suffise d'exercer sur le volant une très légère pression vers l'arrière pour décoller l'avion du sol.
- b) La vitesse indiquée optimale pour le décollage est d'environ 53 kt (98 km/h) dans les conditions normales. Chercher à cabrer l'avion pour le décoller du sol à une vitesse trop faible entraîne une réduction des possibilités de contrôle de celui-ci en cas de panne de moteur.
- c) La sortie des volets peut être effectuée jusqu'à V_i : 102 kt (189 km/h). Afin de réduire les charges de manœuvre des volets, il est souhaitable de réduire la vitesse de l'avion à une valeur inférieure avant de sortir les volets. Le marchepied de volets ne peut supporter un poids tant que les volets sont un tant soit peu sortis. Il faut placer les volets en position «UP» («RENTRES») pour leur permettre de se verrouiller et de supporter un poids sur le marchepied.
- d) Avant de chercher à réenclencher un disjoncteur, le laisser refroidir pendant 2 à 5 minutes.
- e) Avant le démarrage du moteur, vérifier que tous les interrupteurs d'équipements radioélectriques, tous les interrupteurs d'éclairage et l'interrupteur de réchauffage de tube de Pitot sont sur «OFF» («ARRET») de façon à ne pas provoquer une surcharge électrique lors de l'enclenchement du démarreur.
- f) Les feux anticollision ne doivent pas être utilisés en vol dans les nuages, le brouillard ou la brume, la lumière réfléchie pouvant entraîner une perte d'orientation dans l'espace. Ne pas utiliser les feux à éclats à proximité immédiate du sol comme lors du roulage, au décollage et à l'atterrissage.