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

L'I.P.E.T.A.
A. REVAUD

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

CERTIFICAT DE NAVIGABILITE DE TYPE FRANÇAIS N° : IM 87

NUMERO DE SERIE DE L'AVION : 2890071

IMMATRICULATION DE L'AVION : F-GFIE

RAPPORT : VB-1086

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

CE DOCUMENT DOIT SE TROUVER EN PERMANENCE DANS L'AVION

VALIDITE

La validité de ce manuel se limite à l'avion Piper PA-28-181 identifié par le numéro de série et le numéro d'immatriculation figurant sur le recto de la couverture de ce manuel.

REVISIONS

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

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

I. Révisions

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

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

II. Identification des parties révisées

Un trait noir vertical tracé le long du bord extérieur de la page au niveau des portions révisées, ajoutées ou supprimées, permettra d'identifier les textes et illustrations révisés. Un trait le long du bord extérieur de la page au niveau du numéro de la page indiquera qu'une page entière a été ajoutée.

Les traits noirs n'indiqueront que la dernière révision de la page avec changements et additions ou suppression de ce qui existe en tant que texte et illustrations. Les changements concernant les majuscules, l'orthographe, la ponctuation ou l'emplacement d'un passage sur une page ne seront pas identifiés à l'aide d'un trait noir vertical.

III. Désignation des parties non approuvées par la DGAC

N.AP — N.AP

N.AP — N.AP

N.AP : Pages ou parties non approuvées

N.AP

ENREGISTREMENT DES REVISIONS

des Sections 0 à 10

REVISION		INCORPOREE			REVISION		INCORPOREE		
N°	Date	Le	Par	Signature	N°	Date	Le	Par	Signature

AVERTISSEMENT

La validité de ce Manuel est fonction de la discipline apportée à sa tenue à jour. Vous avez la garantie de mise à jour par la signature du responsable sur la présente page.
A cette dernière mise à jour la composition du Manuel est donnée page 0-5.

TABLE DES MATIERES

SECTION 0

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

LISTE DES PAGES DU MANUEL DE VOL

SECTION 0

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

SECTION 1

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

SECTION 2

2-i	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 3

3-i à 3-ii	AP	Ed. 1 Rév. 6
3-1	AP	Ed. 1 Rév. 9
3-2	AP	Ed. 1
3-3	AP	Ed. 1 Rév. 1
3-4 à 3-5	AP	Ed. 1
3-6 à 3-8	AP	Ed. 1 Rév. 3
3-9	AP	Ed. 1
3-10	AP	Ed. 1 Rév. 1
3-11 à 3-12	AP	Ed. 1
3-13 à 3-17	AP	Ed. 1 Rév. 3

SECTION 4

4-i à 4-ii	AP	Ed. 1 Rév. 6
4-1	AP	Ed. 1 Rév. 6
4-2 à 4-3	AP	Ed. 1
4-4	AP	Ed. 1 Rév. 9
4-5	AP	Ed. 1
4-6	AP	Ed. 1 Rév. 9
4-7 à 4-8	AP	Ed. 1 Rév. 5
4-9 à 4-10	AP	Ed. 1
4-11	AP	Ed. 1 Rév. 9
4-12 à 4-14	AP	Ed. 1 Rév. 5
4-15	AP	Ed. 1 Rév. 9
4-16 à 4-17	AP	Ed. 1 Rév. 5
4-18	AP	Ed. 1 Rév. 10
4-19 à 4-22	AP	Ed. 1 Rév. 5

SECTION 5

5-i	N.AP	Ed. 1
5-1 à 5-2	N.AP	Ed. 1 Rév. 4
5-3 à 5-7	N.AP	Ed. 1 Rév. 7
5-8 à 5-11	N.AP	Ed. 1
5-12 à 5-14	AP	Ed. 1
5-15 à 5-17	N.AP	Ed. 1
5-18	AP	Ed. 1
5-19	N.AP	Ed. 1
5-20 à 5-25	N.AP	Ed. 1 Rév. 10
5-26 à 5-27	N.AP	Ed. 1
5-28	AP	Ed. 1
5-29	N.AP	Ed. 1 Rév. 9

SECTION 6

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

SECTION 7

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

SECTION 7 (suite)

7-14	N.AP	Ed. 1 Rév. 9
7-15 à 7-19	N.AP	Ed. 1
7-20	N.AP	Ed. 1 Rév. 10
7-21	N.AP	Ed. 1 Rév. 9
7-22	N.AP	Ed. 1 Rév. 6
7-23	N.AP	Ed. 1
7-24 à 7-25	N.AP	Ed. 1 Rév. 1

SECTION 8

8-i	N.AP	Ed. 1
8-1	N.AP	Ed. 1
8-2	N.AP	Ed. 1 Rév. 8
8-3	N.AP	Ed. 1
8-4 à 8-5	N.AP	Ed. 1 Rév. 7
8-6 à 8-11	N.AP	Ed. 1
8-12	N.AP	Ed. 1 Rév. 9
8-12a à 8-12b	N.AP	Ed. 1 Rév. 1
8-13 à 8-15	N.AP	Ed. 1 Rév. 1
8-16 à 8-18	N.AP	Ed. 1

SECTION 9

9-i	N.AP	Ed. 1 Rév. 8
9-1 à 9-2	N.AP	Ed. 1
9-3 à 9-5	AP	Ed. 1
9-6	N.AP	Ed. 1
9-7 à 9-8	AP	Ed. 1
9-9 à 9-11	AP	Ed. 1
9-12	N.AP	Ed. 1
9-13	N.AP	Ed. 1 Rév. 6
9-14	N.AP	Ed. 1
9-15 à 9-17	AP	Ed. 1 Rév. 3
9-18	AP	Ed. 1 Rév. 5
9-19	N.AP	Ed. 1 Rév. 5
9-20	N.AP	Ed. 1 Rév. 3
9-21 à 9-40	AP	Ed. 1 Rév. 6
9-41 à 9-66	AP	Ed. 1 Rév. 6
9-67 à 9-70	N.AP	Ed. 1 Rév. 8

SECTION 10

10-i	N.AP	Ed. 1 Rév. 9
10-1 à 10-2	N.AP	Ed. 1 Rév. 9

Approuvé DGAC
le 22 OCT. 1986

L'Ingénieur en Chef des Aéronefs
Chef du Bureau Certification des Aéronefs

P. LAPASSET

NOTA : AP : approuvé DGAC
N.AP : non approuvé DGAC
Ed. 1 : Edition 1
Rév. x : Révision x

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

LISTE DES REVISIONS DU MANUEL DE VOL

Numéro et code de révision	Pages révisées	Description de la révision	Date de signature des autorités
1 (PR800529)	1-3, 2-3, 2-4, 2-10, 3-3, 3-10, 4-8, 4-11, 4-20, 6-i, 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-i, 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 mai 80 DGAC : 30 déc. 80
2 (PR800822)	9-i, 9-15 à 9-18.	Incorporation de modifications	FAA : 22 août 80 DGAC : 27 juil. 81
3 (PR810114)	2-3, 2-4, 3-i, 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-i, 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».

LISTE DES REVISIONS DU MANUEL DE VOL (suite)

Numéro et code de révision	Pages révisées	Description de la révision	Date de signature des autorités
5 (PR811116)	2-12, 3-i, 4-i, 4-4, 4-7, 4-8, 4-12 à 4-22, 6-i, 6-13, 6-33 à 6-44, 7-20, 9-18, 9-19.	Incorporation de modifications	FAA : 16 nov. 81 DGAC : 14 juin 82
6 (PR820721)	0-2, 1-4, 2-1, 2-4, 2-9, 3-i, 3-ii, 4-i, 4-ii, 4-1, 6-i, 6-6, 6-7, 6-7b, 6-9, 6-10, 6-12a, 7-20 à 7-22, 9-i, 9-13, 9-21 à 9-66.	Incorporation de modifications	FAA : 21 juil. 82 DGAC : 6 mai 83
7 (PR821115)	5-3 à 5-7, 7-12, 7-13, 8-4, 8-5.	Incorporation de modifications	FAA : 15 nov. 82 DGAC : 24 juin 83
8 (PR830720)	1-9, 2-i, 2-10 à 2-13, 6-9, 8-2, 9-i, 9-67 à 9-70.	Incorporation de modifications	FAA : 20 juil. 83 DGAC : 14 fév. 84
9 (PR840629)	0-11, 1-3, 1-7, 1-8, 2-3, 3-1, 4-4, 4-6, 4-11, 4-15, 5-29, 6-1, 6-2, 6-5, 6-16, 7-3, 7-8, 7-10, 7-14, 7-21, 8-12, 10-i, 10-1, 10-2.	Incorporation de modifications	FAA : 29 juin 84 DGAC : 22 oct. 86

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-i, 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».

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

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 1

GENERALITES

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

SECTION 1

GENERALITES

1.1 INTRODUCTION

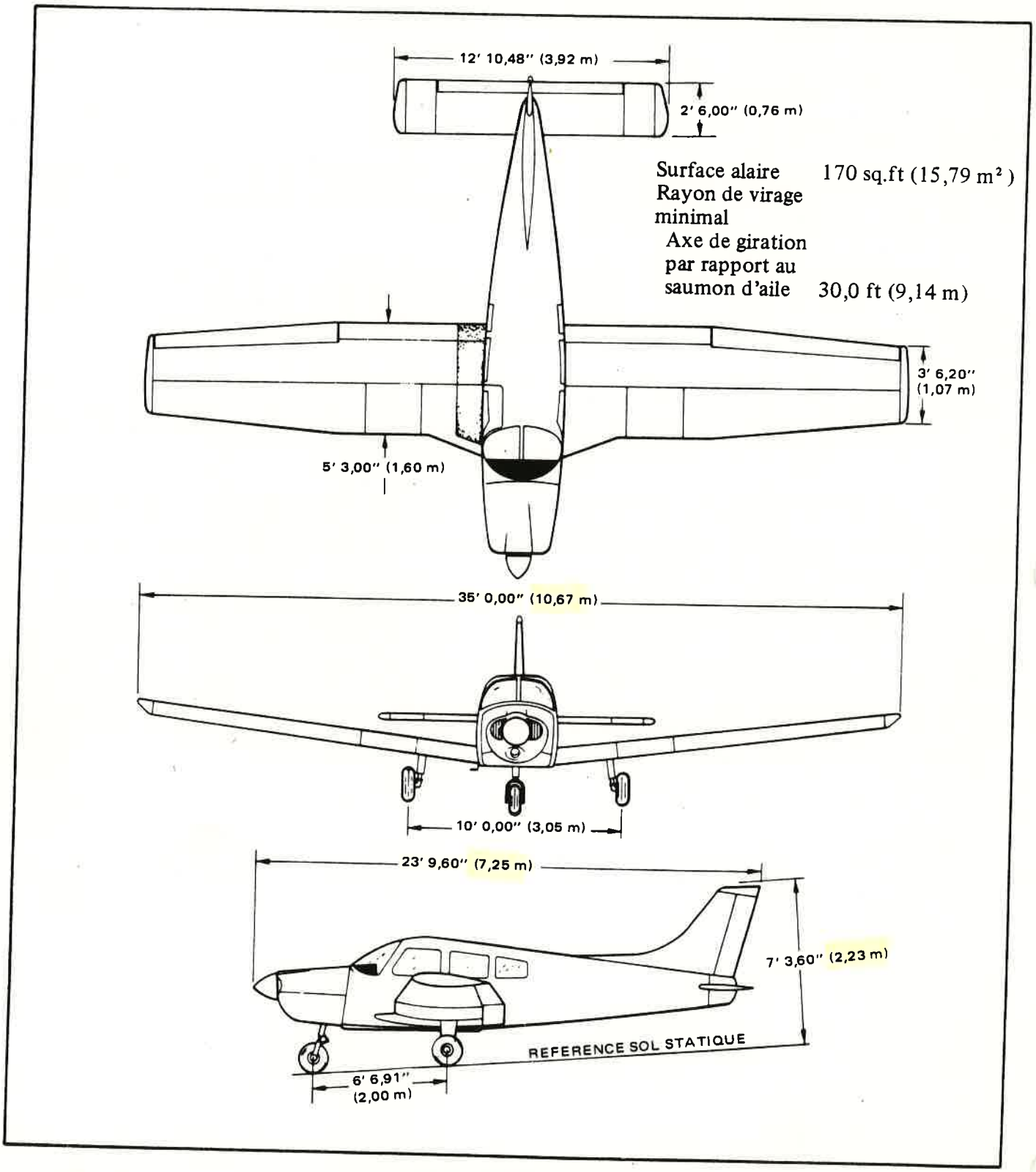
Le présent Manuel de vol est conçu pour offrir au pilote l'utilité maximale en tant que guide d'exploitation. Il contient les renseignements exigés par la réglementation en vigueur à fournir au pilote. Il renferme également des données supplémentaires fournies par l'avionneur.

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

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

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

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



PLAN TROIS VUES

Figure 1-1

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 et moins	930	82,0	2,083	93,0	2,362

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
2130	966	83,0	2,108	93,0	2,362
2050 et moins	930	82,0	2,083	93,0	2,362

NOTA

Variation linéaire entre les points donnés.

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

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

2.15 I

obatiques, y compris les vrilles, interdites.
pour des angles d'inclinaison supérieurs à 60° :

	Vitesse initiale kt	Vitesse initiale km/h
Virages serrés	113	209
Huits lents	113	209
Chandelles	113	209

2.17 LIMITES DE FACTEURS DE CHARGE EN VOL

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

2.19 LIMITES DE TYPES D'UTILISATION

Les utilisations ci-dessous sont autorisées pour cet avion quand il est équipé suivant les règlements en vigueur en France, les équipements étant en état de fonctionnement.

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

2.21 LIMITATIONS DE CARBURANT

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

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

2.25 PLAQUETTES

Bien en vue du pilote :

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

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

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

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

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

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

Bien en vue du pilote :

TAKEOFF CHECK LIST

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

LISTE DE VERIFICATIONS AU DECOLLAGE

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

LANDING CHECK LIST

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

LISTE DE VERIFICATIONS A L'ATTERRISSAGE

Carburant sur réservoir approprié	Volets - Réglés
Mélange riche	Bretelles/harnais bloqués
Pompe à carburant électrique sur marche	Conditionnement d'air sur arrêt
Dossiers de sièges droits	

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

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 DECOLLAGE.»)

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 = Vi : 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.»)

Bien en vue du pilote :

«UTILITY CATEGORY OPERATION ONLY.»

1) NO AFT PASSENGERS ALLOWED.

2) ACROBATIC MANEUVERS ARE LIMITED TO THE FOLLOWING :

	ENTRY SPEED
SPINS PROHIBITED	
STEEP TURNS	113 KIAS
LAZY HEIGHTS	113 KIAS
CHANDELLES	113 KIAS

Bien en vue du pilote :

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

Sur le cadran du tachymètre :

«AFTER 5 MIN : REDUCE POWER TO 2650 RPM.»

(«UTILISATION CATEGORIE UTILITAIRE SEULEMENT.»

1) LES PASSAGERS ARRIERE NE SONT PAS AUTORISES.

2) MANOEUVRES ACROBATIQUES LIMITEES COMME SUIT :

	VITESSE INITIALE
VRILLES INTERDITES	
VIRAGES SERRES	Vi : 113 kt (209 km/h)
HUITS LENTS	Vi : 113 kt (209 km/h)
CHANDELLES	Vi : 113 kt (209 km/h)

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

(«APRES 5 mn : REDUIRE LE REGIME A 2650 tr/mn.»)

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 24 GAL.
USABLE CAPACITY TO BOTTOM OF FILLER NECK INDICATOR 17 GAL.»

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

A proximité des bouchons de remplissage des réservoirs de carburant (N° de série 28-8390036 et suivants) :

2.27 PLAQUETTES D'UTILISATION

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

Avion autorisé VFR de jour :

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

Avion autorisé VFR de jour et VFR de nuit :

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

Avion autorisé VFR de jour et IFR de jour :

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

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

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

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

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

2.29 BASES DE CERTIFICATION

US :

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

TABLE DES MATIERES (suite)

SECTION 3 (suite)

Paragraphes		Pages
3.24	Consommation électrique excessive	3-14
3.25	Sortie de vrille	3-15
3.27	Porte ouverte	3-15
3.29	Givrage du carburateur	3-16
3.31	Irrégularité de fonctionnement du moteur	3-16

SECTION 3

PROCEDURES D'URGENCE

3.1 GENERALITES

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

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

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

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

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

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

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

3.3 LISTE DE VERIFICATIONS D'URGENCE

INCENDIE MOTEUR A LA MISE EN ROUTE

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

PERTE DE PUISSANCE MOTEUR AU DECOLLAGE

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

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

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

PERTE DE PUISSANCE MOTEUR EN VOL

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

Après rétablissement de la puissance :
Réchauffage carburateur . . . . . «OFF» («ARRET»)
Pompe à carburant électrique . . . . . «OFF» («ARRET»)

Si la puissance n'est pas rétablie, prendre les dispositions pour l'atterrissage sans moteur.
Compenser pour Vi : 76 kt (141 km/h)

ATTERRISSAGE SANS MOTEUR

Repérer un terrain convenable. Finesse max 76 Kts
Etablir une descente en spirale.
1000 ft (305 m) au-dessus du sol au point vent arrière pour l'approche d'atterrissage normale.
Lorsque le terrain peut être atteint sans problème, ralentir à Vi : 66 kt (122 km/h) pour obtenir une distance d'atterrissage minimale.

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

Au moment d'amorcer l'atterrissage :
Allumage . . . . . «OFF» («ARRET»)
Contact général . . . . . «OFF» («ARRET»)
Sélecteur carburant . . . . . «OFF» («ARRET»)
Mélange . . . . . Sur étouffoir
Ceinture et bretelle . . . . . Serrer

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.

PANNES DU CIRCUIT ELECTRIQUE

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

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

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

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

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

CONSOMMATION ELECTRIQUE 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 COUPLE

Consommation électrique ..... Réduire

Si la consommation de l'alternateur est réduite :
Interrupteur «ALT» («ALTERNATEUR»). ..... «OFF» («ARRET»)

Atterrir le plus tôt possible. La batterie est la seule source restante d'alimentation électrique. S'attendre à une panne électrique totale.

CONSOMMATION ELECTRIQUE 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 SEPARE

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

Si la consommation de l'alternateur est réduite :
Consommation électrique . . . . . Réduire au minimum

Atterrir le plus tôt possible.

NOTA

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

Si la consommation de l'alternateur n'est pas réduite :
Interrupteur «ALT» («ALTERNATEUR»). . . . . «OFF» («ARRET»)
Interrupteur «BAT» («BATTERIE») . . . . . A la demande

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

SORTIE DE VRILLE

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

PORTE OUVERTE

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

Pour fermer la porte en vol :
Ralentir l'avion à Vi : 87 kt (161 km/h)
Mises à l'air libre de la cabine ..... Fermer
Glace de mauvais temps ..... Ouvrir

Si le verrou supérieur est ouvert ..... Verrouiller
Si le verrou latéral est ouvert ..... Tirer sur l'accoudoir tout en amenant la poignée du verrou sur la position verrouillée

Si les deux verrous sont ouverts ..... Verrouiller le verrou latéral, puis le verrou supérieur

GIVRAGE DU CARBURATEUR

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

IRREGULARITE DE FONCTIONNEMENT DU MOTEUR

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

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

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

Prendre les dispositions pour l'atterrissage sans moteur.

3.5 PROCEDURES D'URGENCE DEVELOPPEES (GENERALITES)

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

3.7 INCENDIE MOTEUR A LA MISE EN ROUTE

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

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

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

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

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

3.9 PERTE DE PUISSANCE MOTEUR AU DECOLLAGE

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

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

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

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

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

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

3.11 PERTE DE PUISSANCE MOTEUR EN VOL

La perte totale de puissance moteur est d'ordinaire due à l'interruption du débit de carburant et le rétablissement de la puissance s'effectue peu après le rétablissement du débit de carburant. Si la perte de puissance se produit à basse altitude, la première mesure est de prendre les dispositions pour un atterrissage forcé (Se reporter au paragraphe 3.13). Une vitesse indiquée égale ou supérieure à 76 kt (141 km/h) doit être maintenue.

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

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

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

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

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

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

3.13 ATTERRISSAGE SANS MOTEUR

En cas de perte de puissance en altitude, compenser l'avion pour la pente de plané optimale (Vi : 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 Vi : 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.

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

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

NOTA

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

3.17 PERTE DE PRESSION D'HUILE

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

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

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

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

3.19 PERTE DE PRESSION DE CARBURANT

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

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

3.21 TEMPERATURE D'HUILE EXCESSIVE

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

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

3.23 PANNES DU CIRCUIT ELECTRIQUE

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

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

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

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

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

Un débit d'alternateur anormalement élevé (dépassant de plus de 20 A la consommation électrique connue pour les conditions d'utilisation) peut provenir soit d'une batterie faible, soit d'un défaut de la batterie ou de toute autre consommation électrique anormale. Si la cause provient de la batterie qui est faible, l'indication devrait commencer à diminuer et tendre vers la normale dans les 5 minutes. Si la surcharge persiste, essayer de réduire la consommation en coupant les équipements non-essentiels. Pour les avions sur lesquels le fonctionnement des interrupteurs de batterie et d'alternateur est couplé, si la consommation électrique ne peut pas être réduite, mettre l'interrupteur «ALT» («ALTERNATEUR») sur «OFF» («ARRET») et atterrir le plus tôt possible. La batterie est la seule source restante d'alimentation électrique. S'attendre également à une panne électrique totale.

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

NOTA

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

3.25 SORTIE DE VRILLE

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

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

3.27 PORTE OUVERTE

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

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

Pour fermer la porte en vol, ralentir l'avion à Vi : 87 kt (161 km/h), fermer les mises à l'air libre de la cabine et ouvrir la glace de mauvais temps. Si le verrou supérieur est ouvert, le verrouiller. Si le verrou latéral est ouvert, tirer sur l'accoudoir tout en amenant la poignée du verrou sur la position verrouillée. Si les deux verrous sont ouverts, fermer le verrou latéral puis le verrou supérieur.

3.29 GIVRAGE DU CARBURATEUR

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

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

3.31 IRREGULARITE DE FONCTIONNEMENT DU MOTEUR

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

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

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

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

NOTA

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

TABLE DES MATIERES

SECTION 4

PROCEDURES NORMALES

Paragraphes		Pages
4.1	Généralités	4-1
4.3	Vitesses de sécurité	4-1
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

TABLE DES MATIERES (suite)

SECTION 4 (suite)

Paragraphes		Pages
4.25	Montée	4-17
4.27	Croisière	4-17
4.29	Descente	4-18
4.31	Approche et atterrissage	4-19
4.33	Arrêt du moteur	4-20
4.35	Stationnement	4-20
4.37	Décrochages	4-21
4.39	Utilisation en atmosphère agitée	4-21
4.41	Masse et centrage	4-22

SECTION 4

PROCEDURES NORMALES

4.1 GENERALITES

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.

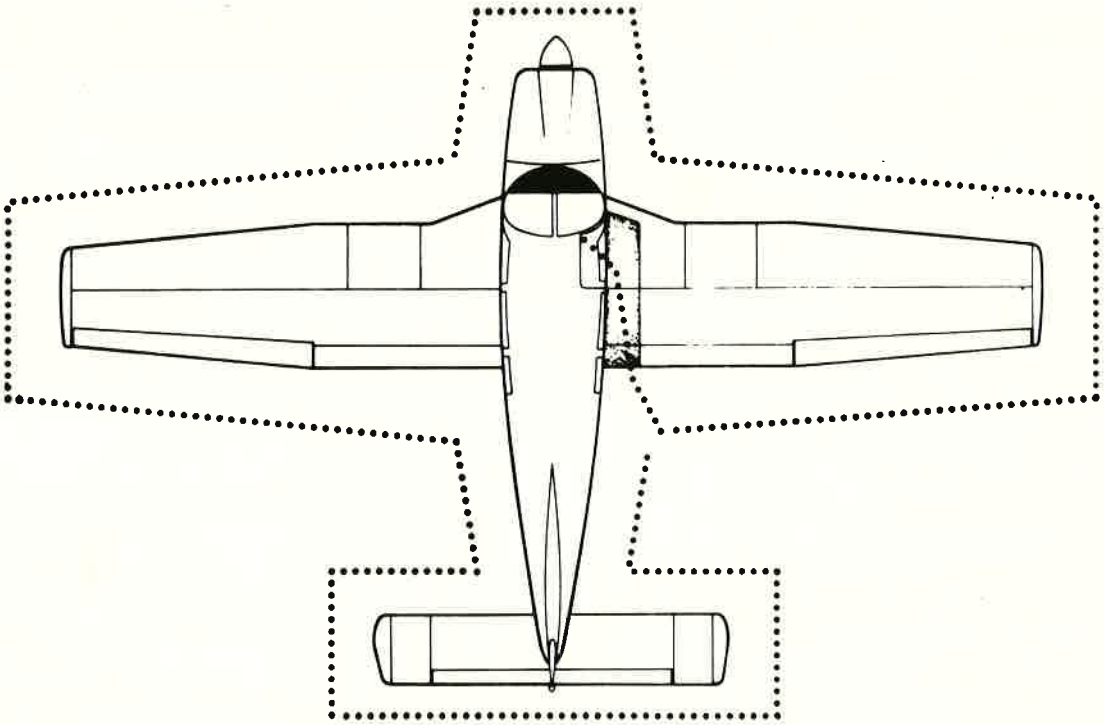
Le reste de la section est consacré aux procédures normales développées qui fournissent des renseignements et des explications détaillés sur les procédures et sur la façon de les exécuter. Cette partie de la section n'est pas destinée à une utilisation en vol compte tenu de la longueur des explications.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

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

		Vi	
		kt	km/h
a)	Vitesse de taux de montée optimal	76	141
b)	Vitesse de pente de montée optimale	64	119
c)	Vitesse d'utilisation en atmosphère agitée (voir paragraphe 2.3)	113	209
d)	Vitesse maximale volets sortis	102	189
e)	Vitesse d'approche finale (40° de volets)	66	122
f)	Vitesse maximale de vent de travers démontrée	17	31



VISITE EXTERIEURE

Figure 4-1

4.5 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

Puisards de réservoirs de carburant ..... Purger et vérifier l'absence d'eau, de sédiments et la conformité du carburant
Mises à l'air libre de carburant ..... Ouvertes
Amortisseurs de train principal ..... Gonflage correct (4,50 in - 114,3 mm)
Pneumatiques ..... Vérifier
Sabots de freins ..... Vérifier
Tube de Pitot ..... Déposer la housse ; orifices dégagés
Pare-brise ..... Nettoyer
Hélice et casserole ..... Vérifier
Carburant et huile ..... Vérifier l'absence de fuites
Huile ..... Vérifier le niveau
Jauge ..... Correctement en place
Capotage ..... Fixer
Caches de visite ..... Fixer
Pneumatique de roue avant ..... Vérifier
Amortisseur de train avant ..... Gonflage correct (3,25 in - 82,6 mm)
Entrées d'air ..... Dégagées
Courroie d'alternateur ..... Vérifier la tension
Barre de remorquage et blocages de gouvernes ..... Ranger
Bagages ..... Rangés correctement ; fixer
Porte de soute à bagages ..... Fermer et verrouiller
Filtre à carburant ..... Purger et vérifier l'absence d'eau, de sédiments et la conformité du carburant
Commandes de vol principales ..... Fonctionnement correct
Porte de cabine ..... Fermer et fixer
Documents de bord requis ..... A bord
Ceintures et bretelles ..... Attacher/régler ; vérifier l'enrouleur à inertie

AVANT MISE EN ROUTE DU MOTEUR

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

MISE EN ROUTE DU MOTEUR A FROID

Manette des gaz ..... Décollée de 1/2 cm
Contact général ..... «ON» («MARCHE»)
Pompe à carburant électrique ..... «ON» («MARCHE»)
Mélange ..... Plein «RICH» («RICHE»)

Démarreur . . . . . 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»)
Démarreur . . . . . 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 . . . . . Etouffoir
Démarreur . . . . . 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

RECHAUFFAGE

Manette des gaz . . . . . Régler de 800 à 1200 tr/mn

ROULAGE AU SOL

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

VERIFICATIONS AU POINT FIXE

Frein de parking . . . . . Mettre
Manette des gaz . . . . . Régler à 2000 tr/mn
Magnétos . . . . . Chute maxi 175 tr/mn ; différence maxi 50 tr/mn
Dépression . . . . . 5,0 ± 0,1 in Hg
127,0 ± 2,5 mm Hg
Température d'huile . . . . . Vérifier
Pression d'huile . . . . . Vérifier
Climatiseur . . . . . Vérifier
Tableau d'alarme . . . . . Vérifier par pression
Réchauffage carburateur . . . . . Vérifier
La température moteur pour le décollage est atteinte lorsque le moteur répond franchement sans ratés à la mise des gaz.
Pompe à carburant électrique . . . . . «OFF» («ARRET»)
Pression de carburant . . . . . Vérifier
Manette des gaz . . . . . Réduire

AVANT DECOLLAGE

Contact général . . . . . «ON» («MARCHE»)
Instruments de vol . . . . . Vérifier
Sélecteur de carburant . . . . . Réservoir approprié
Pompe à carburant électrique . . . . . «ON» («MARCHE»)
Instruments moteur . . . . . Vérifier
Réchauffage carburateur . . . . . «OFF» («ARRET»)
Dossiers de sièges . . . . . Droits
Commande de mélange . . . . . Régler
Pompe d'amorçage . . . . . Verrouillée

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 Vi : 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 Vi : 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 Vi : 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 Vi : 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 Vi : 76 kt (141 km/h).

TERRAIN MEUBLE

Volets . . . . . 25° (deuxième cran)
Accélérer jusqu'à Vi : 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 Vi : 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 Vi : 76 kt (141 km/h)
Volets . . . . . Rentrer lentement

MONTEE

Taux optimal (volets rentrés) ..... Vi : 76 kt (141 km/h)
Pente optimale (volets rentrés) ..... Vi : 64 kt (119 km/h)
En route ..... Vi : 87 kt (161 km/h)
Pompe à carburant électrique ..... «OFF» («ARRET») à l'altitude désirée

CROISIERE

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

DESCENTE

NORMALE

Manette des gaz ..... Régler à 2500 tr/mn
Vitesse ..... Vi : 122 kt (226 km/h)
Mélange ..... «RICH» («RICHE»)
Réchauffage carburateur ..... «ON» («MARCHE») si nécessaire

SANS MOTEUR

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

APPROCHE ET ATTERRISSAGE

Sélecteur de carburant ..... Réservoir approprié
Dossiers de sièges ..... Droits
Ceintures/bretelles ..... Attacher/régler
Pompe à carburant électrique ..... «ON» («MARCHE»)
Commande de mélange ..... Régler

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

4.7 PROCEDURES NORMALES DEVELOPPEES (GENERALITES)

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

4.9 VISITE AVANT VOL

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

ATTENTION

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

En entrant dans le poste de pilotage, débloquer les ceintures maintenant le volant. Mettre tous les équipements électroniques sur «OFF» («ARRET»). Mettre le contact général sur «ON» («MARCHE») et vérifier sur les jauges de carburant que le carburant embarqué est suffisant. Une fois vérifiée la quantité de carburant, mettre le contact général sur «OFF» («ARRET») et vérifier que le contact d'allumage est sur «OFF» («ARRET»).

Pour commencer la visite extérieure, vérifier l'absence de détériorations extérieures des gouvernes et des charnières et d'interférence dans leur fonctionnement. S'assurer que les ailes et les gouvernes sont exemptes de neige, de glace, de gelée blanche ou autres substances étrangères.

Il faut ensuite effectuer une vérification du fonctionnement de l'avertisseur de décrochage. Mettre le contact général sur «ON» («MARCHE»). Soulever le détecteur d'avertisseur de décrochage et en même temps contrôler le déclenchement de l'avertisseur sonore. Le contact général doit être remis en position «OFF» («ARRET») une fois cette vérification effectuée.

Une vérification visuelle de la quantité de carburant dans les réservoirs doit être effectuée. Enlever le bouchon de remplissage de chaque réservoir et vérifier visuellement le plein et la couleur du carburant. S'assurer de verrouiller correctement les bouchons une fois la vérification effectuée.

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.

Ranger la barre de remorquage et vérifier le rangement correct et la bonne fixation des bagages. Les portes de soute à bagages doivent être fermées et verrouillées.

En montant à bord de l'avion, s'assurer que toutes les commandes de vol principales fonctionnent correctement. Fermer et verrouiller la porte de la cabine et vérifier que tous les documents de bord requis sont en règle et à bord de l'avion.

Attacher et régler les ceintures et les bretelles et vérifier le fonctionnement de l'enrouleur à inertie en tirant d'un coup sec sur la bretelle. Attacher les ceintures des sièges inoccupés.

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.

4.11 AVANT MISE EN ROUTE DU MOTEUR

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

4.13 MISE EN ROUTE DU MOTEUR

a) Mise en route du moteur à froid

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

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

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

b) Mise en route du moteur à chaud

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

c) Mise en route d'un moteur noyé

La manette des gaz doit être 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 DEBIT DE L'ALTERNATEUR EST NULLE.

NOTA

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

ATTENTION

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

4.15 RECHAUFFAGE DU MOTEUR

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

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

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

4.17 ROULAGE AU SOL

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

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

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

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

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

4.19 VERIFICATIONS AU POINT FIXE

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 ± 0,1 in Hg (127,0 ± 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. Eviter le fonctionnement prolongé au sol avec réchauffage de carburateur sur «ON» («MARCHE»), l'air n'étant plus filtré.

La pompe à carburant électrique doit être mise sur «OFF» («ARRET») après la mise en route ou pendant le réchauffage afin de s'assurer que la pompe moteur fonctionne. Avant le décollage, il faut remettre cette pompe électrique sur «ON» («MARCHE») pour prévenir une perte de puissance au décollage en cas de défaillance de la pompe moteur. Vérifier la température et la pression 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.

4.21 AVANT DECOLLAGE

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

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

Tous les dossiers de sièges doivent être droits.

Régler la commande de mélange et s'assurer que la pompe d'amorçage est bien verrouillée. Les ceintures et les bretelles doivent être attachées et réglées. Attacher les ceintures bien serrées autour des sièges inoccupés.

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.

Manœuvrer et régler les volets et le compensateur. S'assurer que le débattement et la réponse des commandes de vol sont corrects.

Toutes les portes doivent être correctement fermées et verrouillées.

Sur les modèles dotés du conditionnement d'air, le climatiseur doit être sur «OFF» («ARRET») pour assurer les performances de décollage normales.

4.23 DECOLLAGE

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 Vi : 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 Vi : 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 Vi : 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 Vi : 76 kt (141 km/h) s'il n'y a pas d'obstacle, ou de Vi : 64 kt (119 km/h) si le franchissement d'obstacle est à prendre en considération. Rentrer lentement les volets tout en poursuivant la montée initiale.

4.25 MONTEE

Le taux de montée optimal à la masse maximale s'obtient à Vi : 76 kt (141 km/h). La pente de montée optimale peut s'obtenir à Vi : 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 Vi : 87 kt (161 km/h). Celle-ci permet d'obtenir une meilleure vitesse d'avancement et améliore la visibilité vers l'avant au cours de la montée.

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

4.27 CROISIERE

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.

L'utilisation de la commande de mélange en vol de croisière permet de réduire la consommation de carburant de façon importante, particulièrement à haute altitude. Le mélange doit être appauvri en vol de croisière aux altitudes supérieures à 5000 ft (1524 m) avec une puissance utilisée égale ou inférieure à 75 % ; cet appauvrissement est laissé à l'initiative du pilote avec altitudes inférieures. S'il existe le moindre doute sur le taux de puissance utilisé, la commande de mélange doit être en position plein «RICH» («RICHE») dans tous les cas de vol aux altitudes inférieures à 5000 ft (1524 m).

Pour appauvrir le mélange, déverrouiller la commande et la ramener jusqu'au moment où le fonctionnement du moteur devient irrégulier, ce qui indique que la limite d'appauvrissement est atteinte dans les cylindres les plus défavorisés. Enrichir alors le mélange en repoussant la commande vers le tableau de bord jusqu'au moment où le moteur tourne de nouveau rond.

Si l'avion est doté de l'indicateur de température des gaz d'échappement optionnel, le pilote dispose d'un moyen plus précis pour réaliser l'appauvrissement. Le mélange économique optimal s'obtient en ramenant la commande de mélange de manière à atteindre la température maximale des gaz d'échappement. Le mélange de puissance optimale s'obtient en appauvrissant jusqu'à la température maximale des gaz d'échappement, puis en enrichissant de manière à réduire la température des gaz d'échappement de 100 °F (56 °C) sur le bord riche de la température maximale. Dans certaines conditions d'altitude et de position de la manette des gaz, le fonctionnement du moteur peut devenir irrégulier avant que la température maximale des gaz d'échappement soit atteinte. Dans ce cas, prendre comme référence de température maximale la température des gaz d'échappement correspondant à l'apparition de l'irrégularité de fonctionnement du moteur.

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

4.29 DESCENTE

NORMALE

Pour obtenir les performances données par la Figure 5-29, utiliser la descente avec moteur. Régler la manette des gaz à 2500 tr/mn, la commande de mélange sur plein «RICH» («RICHE») et maintenir une vitesse de Vi : 122 kt (226 km/h). En cas de givrage du carburateur, utiliser le plein réchauffage du carburateur.

SANS MOTEUR

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

4.31 APPROCHE ET ATTERRISSAGE

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» («ARRET»). 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 Vi : 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 Vi : 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.

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

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

4.33 ARRET DU MOTEUR

A l'initiative du pilote, il faut rentrer les volets et mettre la pompe à carburant électrique sur «OFF» («ARRET»).

NOTA

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

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

4.35 STATIONNEMENT

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

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

4.37 DECROCHAGES

Les caractéristiques de décrochage 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 Vi : 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).

4.41 MASSE ET CENTRAGE

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

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

TABLE DES MATIERES

SECTION 5

PERFORMANCES

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

SECTION 5

PERFORMANCES

5.1 GENERALITES

La totalité des renseignements exigés (réglementation en vigueur) et complémentaires concernant les performances applicables à l'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.

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

ATTENTION–DANGER

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

5.5 EXEMPLE DE PREPARATION D'UN VOL

a) Chargement de l'avion

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

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

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

Après une utilisation correcte des renseignements fournis, les masses suivantes 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 129 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.

b) Décollage et atterrissage

Une fois établi le chargement de l'avion, tous les aspects du décollage et de l'atterrissage doivent être examinés.

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

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

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

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

		Aérodrome de départ	Aérodrome de destination
1)	Altitude pression	2000 ft (610 m)	2300 ft (701 m)
2)	Température	21 °C	21 °C
3)	Composante de vent	10 kt (19 km/h)	5 kt (9 km/h)
4)	Longueur de piste disponible	7000 ft (2134 m)	4500 ft (1372 m)
5)	Piste nécessaire	950 ft (290 m)*	825 ft (251 m)**

NOTA

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

*Se reporter à la Figure 5-13
**Se reporter à la Figure 5-37

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 l)*

d) Descente

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

A l'aide de l'altitude pression et de la température extérieure ambiante de croisière, calculer le 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

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

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

1)	Temps de descente (16 mn moins 7,5 mn)	8,5 mn*
2)	Distance de descente (35 NM moins 14,5 NM - 65 km moins 27 km)	20,5 NM (38 km)*
3)	Carburant de descente (2 US gal moins 1 US gal - 8 l moins 4 l)	1 US gal (4 l)*

e) Croisière

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

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

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

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

1)	Distance totale	314 NM (582 km)
2)	Distance de croisière e)1) moins c)4) moins d)2) (314 NM moins 11,5 NM moins 20,5 NM - 582 km moins 22 km et moins 38 km)	282 NM (522 km)

*Se reporter à la Figure 5-31

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)2) 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

5.6 NIVEAUX DE BRUIT

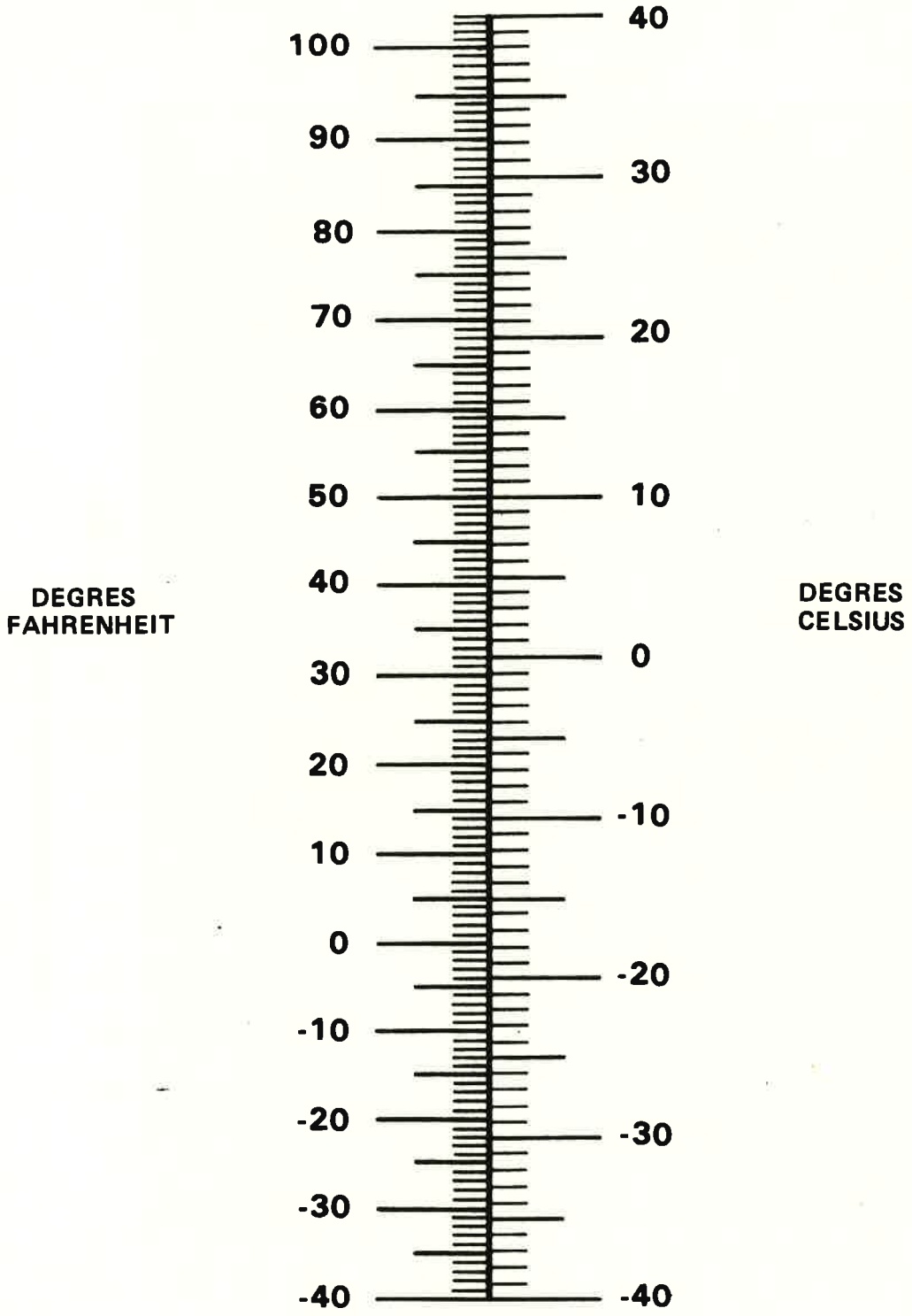
Le niveau de bruit de cet avion est de 73,9 dBA.

5.7 GRAPHIQUES DE PERFORMANCES

LISTE DES FIGURES

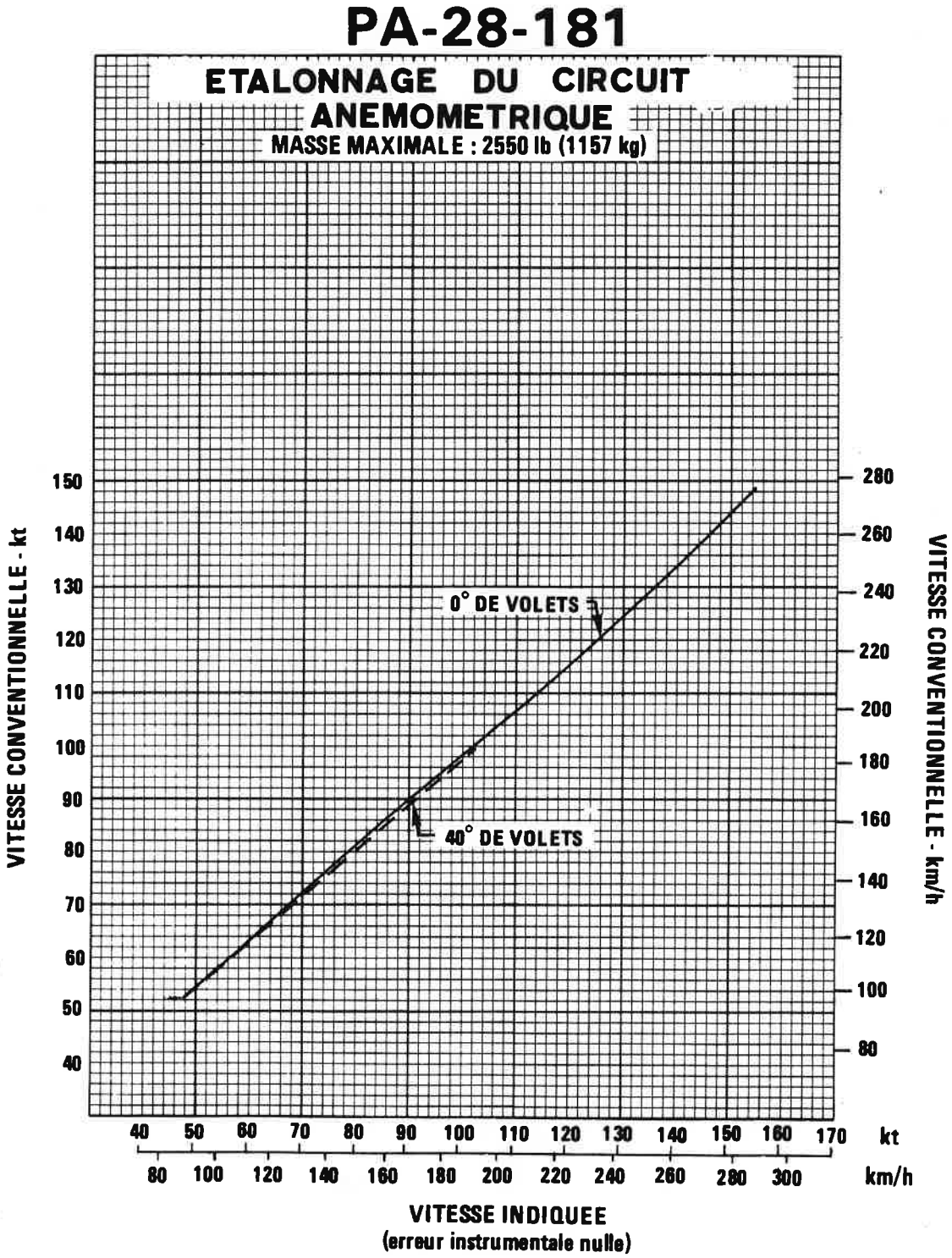
Figures		Pages
5-1	Conversion des températures	5-11
5-3	Etalonnage du circuit anémométrique	5-12
5-5	Vitesses de décrochage	5-13
5-7	Performances de décollage volets rentrés	5-14
5-9	Performances de décollage avec 25° de volets	5-15
5-11	Course au décollage volets rentrés	5-16
5-13	Course au décollage 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

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT



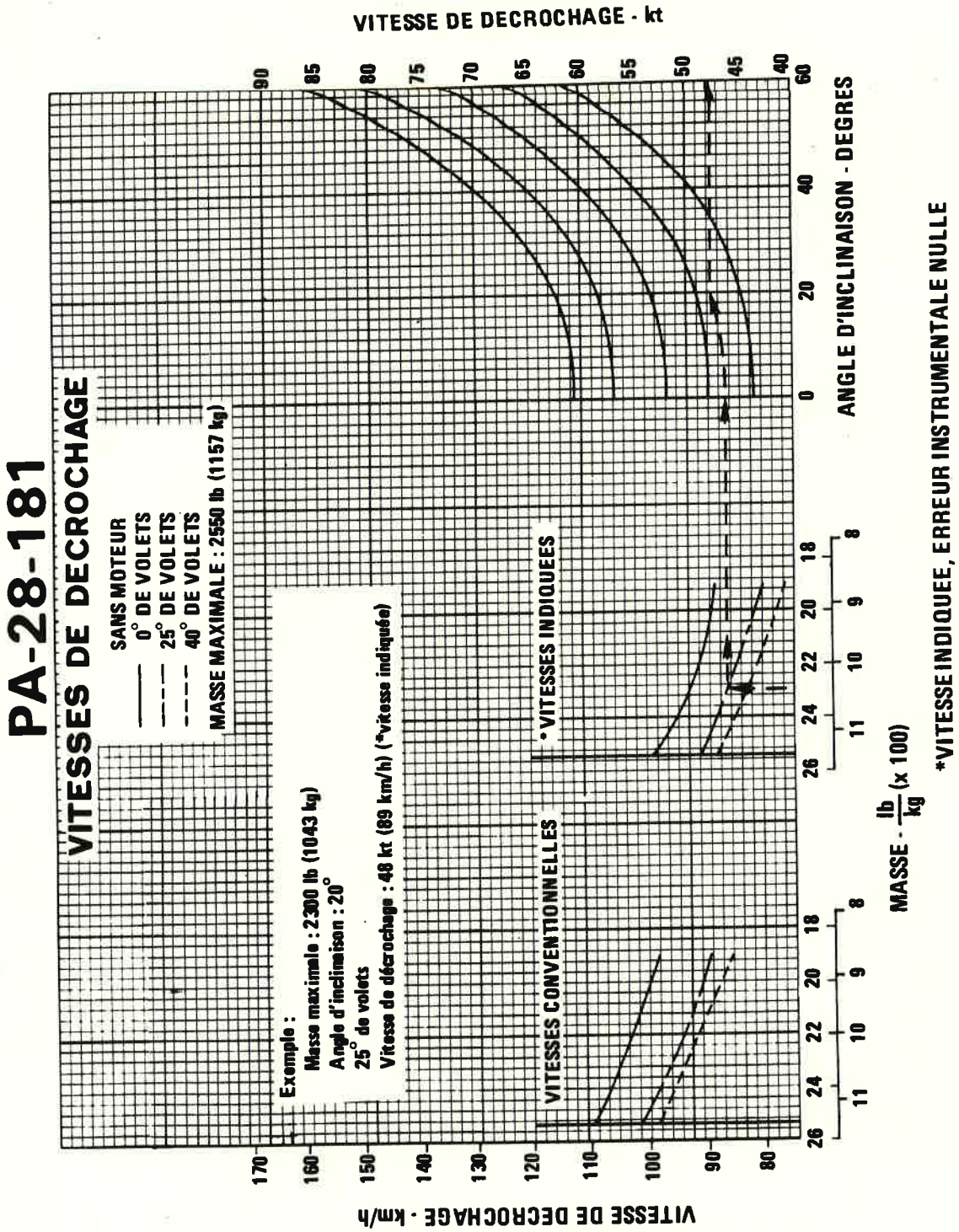
CONVERSION DES TEMPERATURES

Figure 5-1



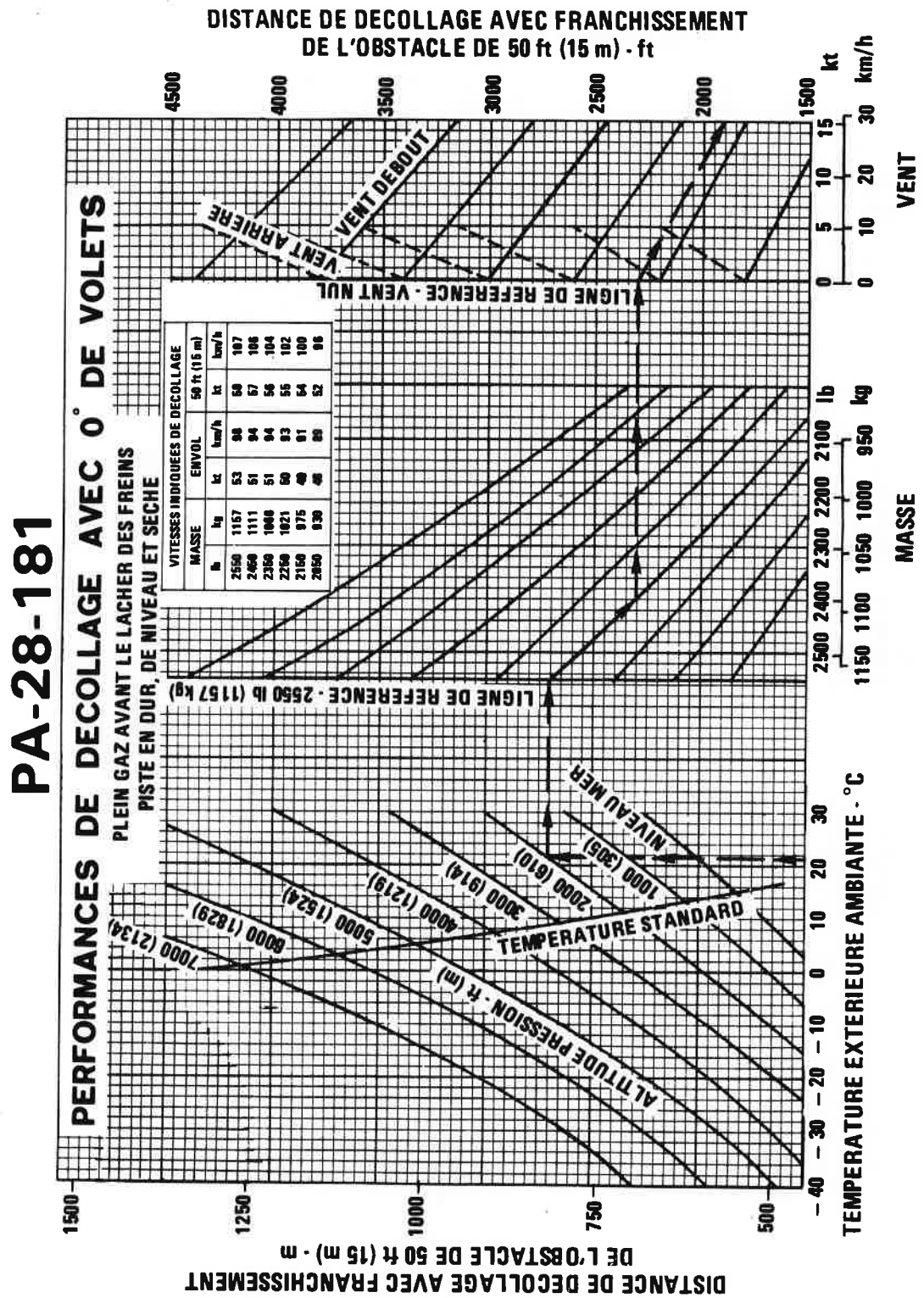
ETALONNAGE DU CIRCUIT ANEMOMETRIQUE

Figure 5-3



VITESSES DE DECROCHAGE

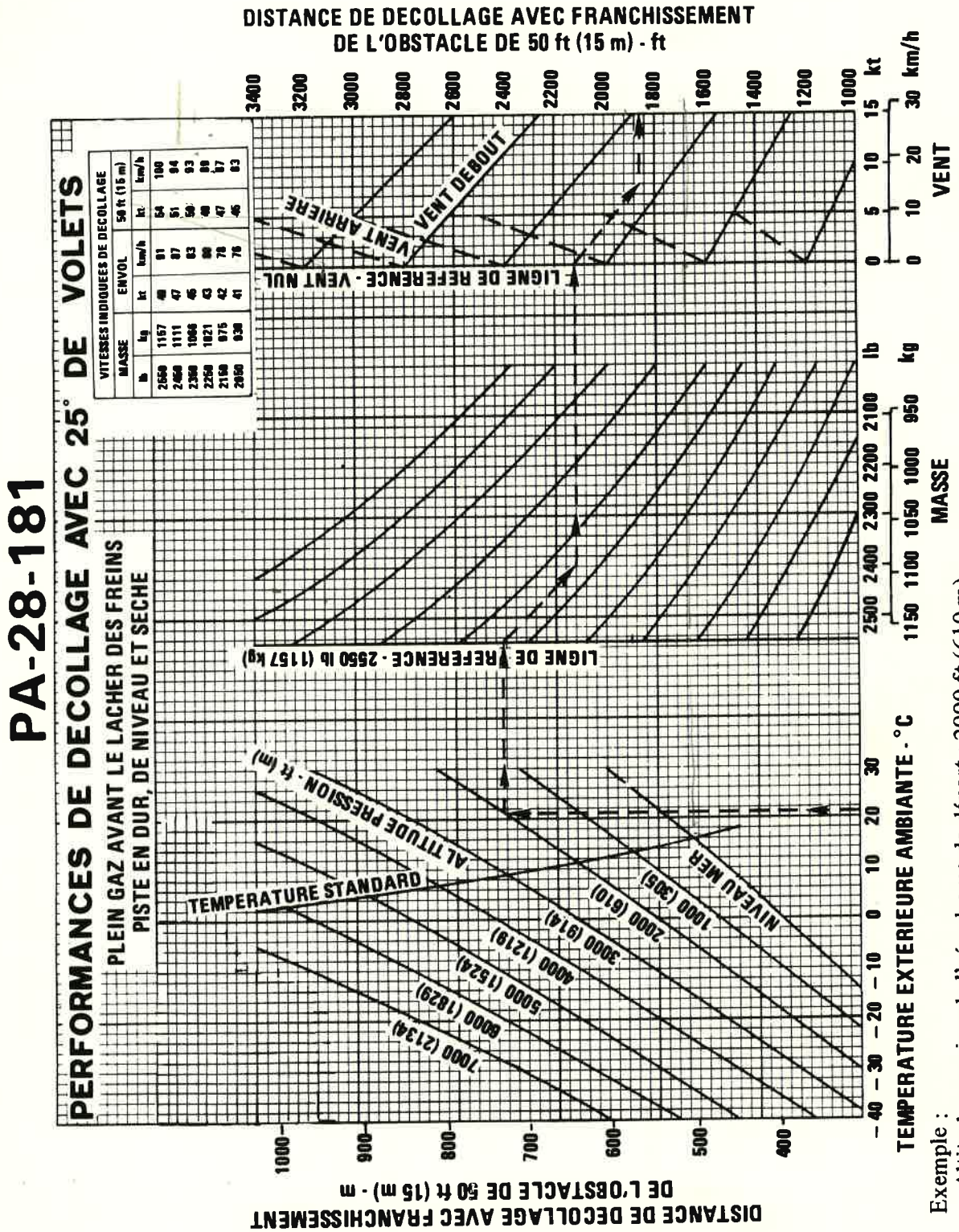
Figure 5-5



Exemple :
Altitude pression de l'aérodrome de départ : 2000 ft (610 m)
Température : 21 °C
Vent : 15 kt (28 km/h) (vent debout)
Masse totale : 2400 lb (1089 kg)
Distance de décollage : 1900 ft (579 m)

PERFORMANCES DE DECOLLAGE VOLETS RENTRES

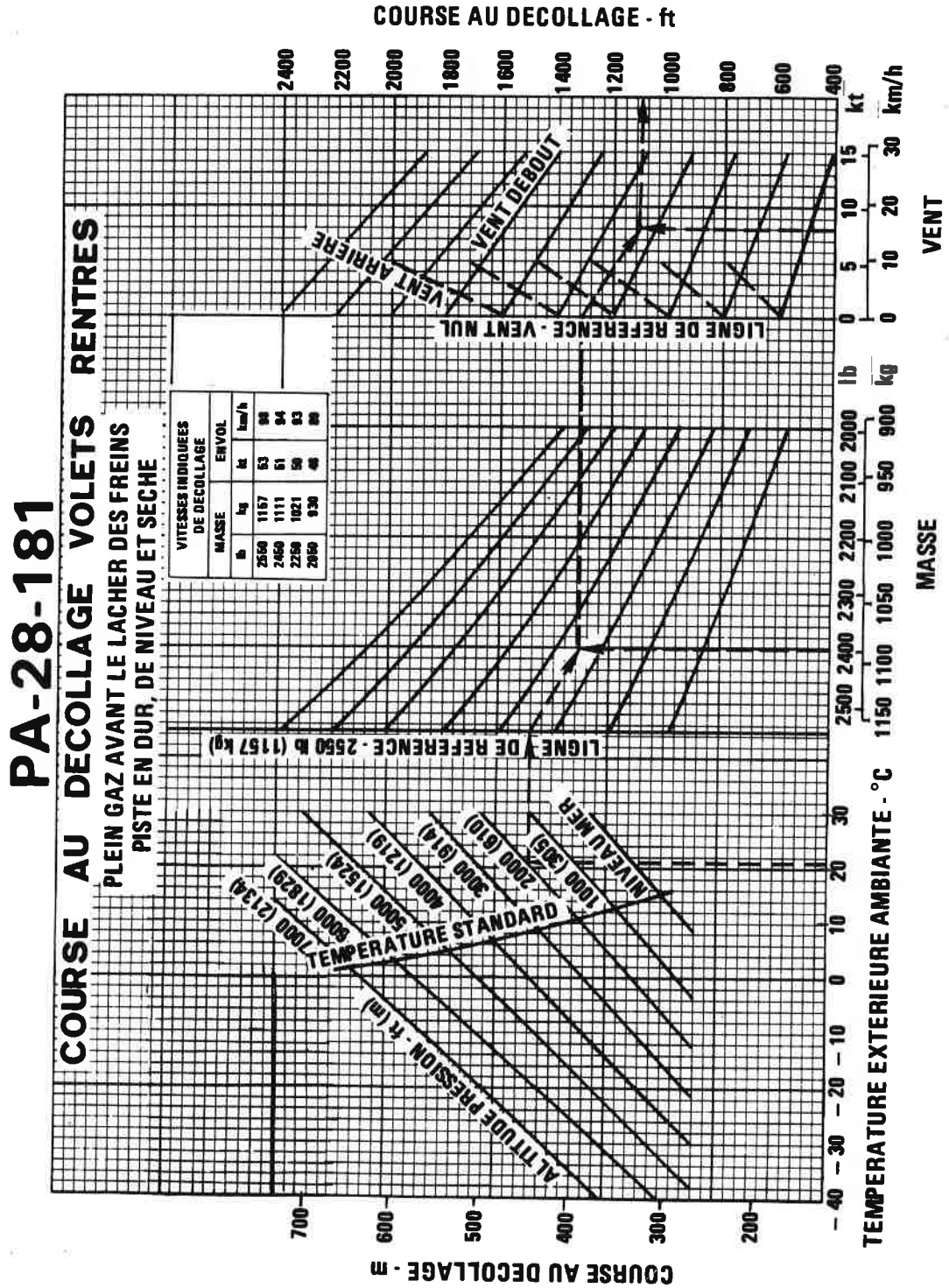
Figure 5-7



Exemple :
Altitude pression de l'aérodrome de départ : 2000 ft (610 m)
Température : 21 °C
Masse totale : 2400 lb (1089 kg)
Vent : 8 kt (15 km/h) (vent debout)
Distance de décollage : 1860 ft (567 m)

PERFORMANCES DE DECOLLAGE AVEC 25° DE VOLETS

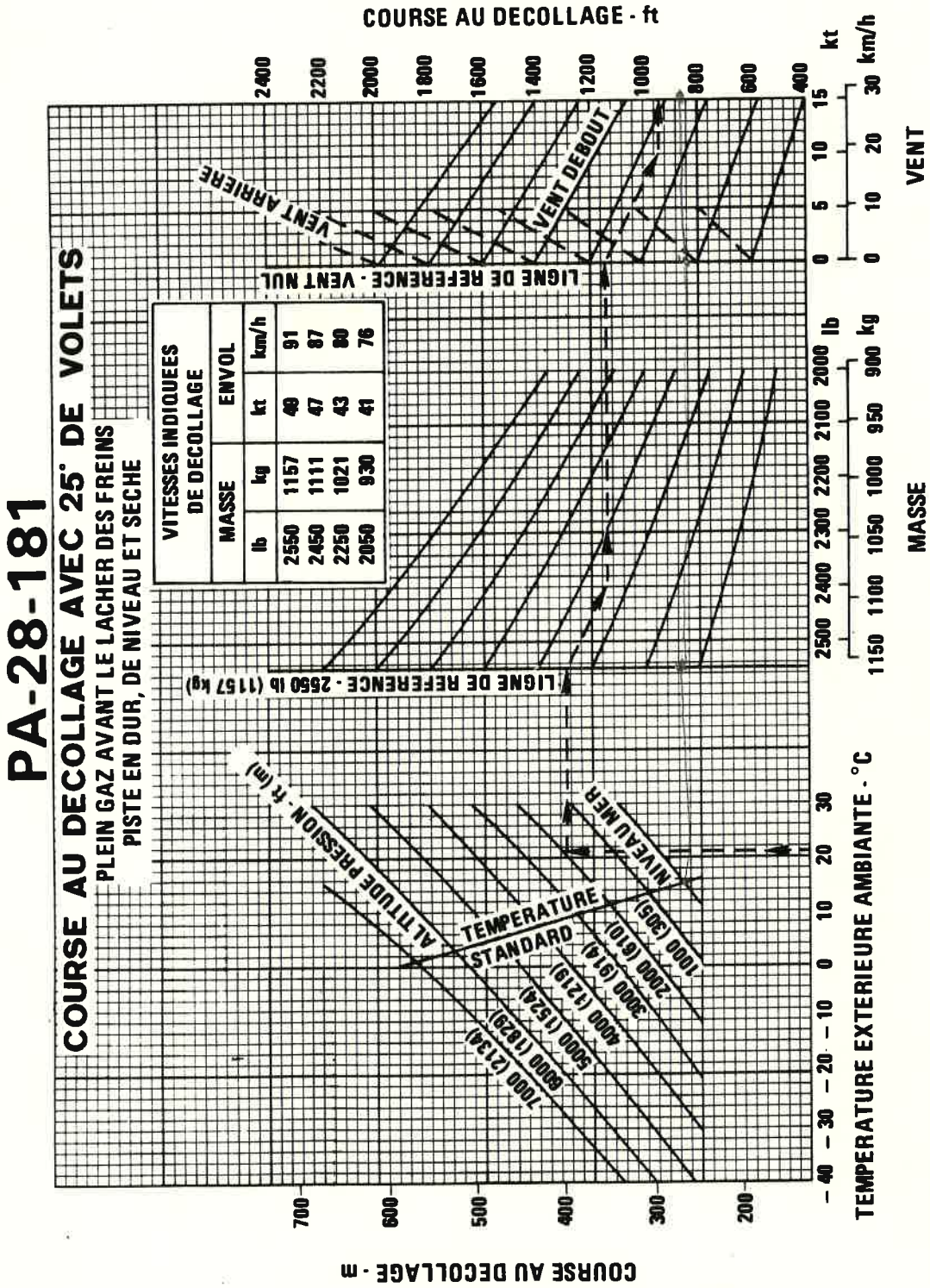
Figure 5-9



Exemple :
Altitude pression de l'aérodrome de départ : 2000 ft (610 m)
Température : 21 °C
Masse totale : 2400 lb (1089 kg)
Vent : 8 kt (15 km/h) (vent debout)
Course au décollage : 1100 ft (335 m)

COURSE AU DECOLLAGE VOLETS RENTRES

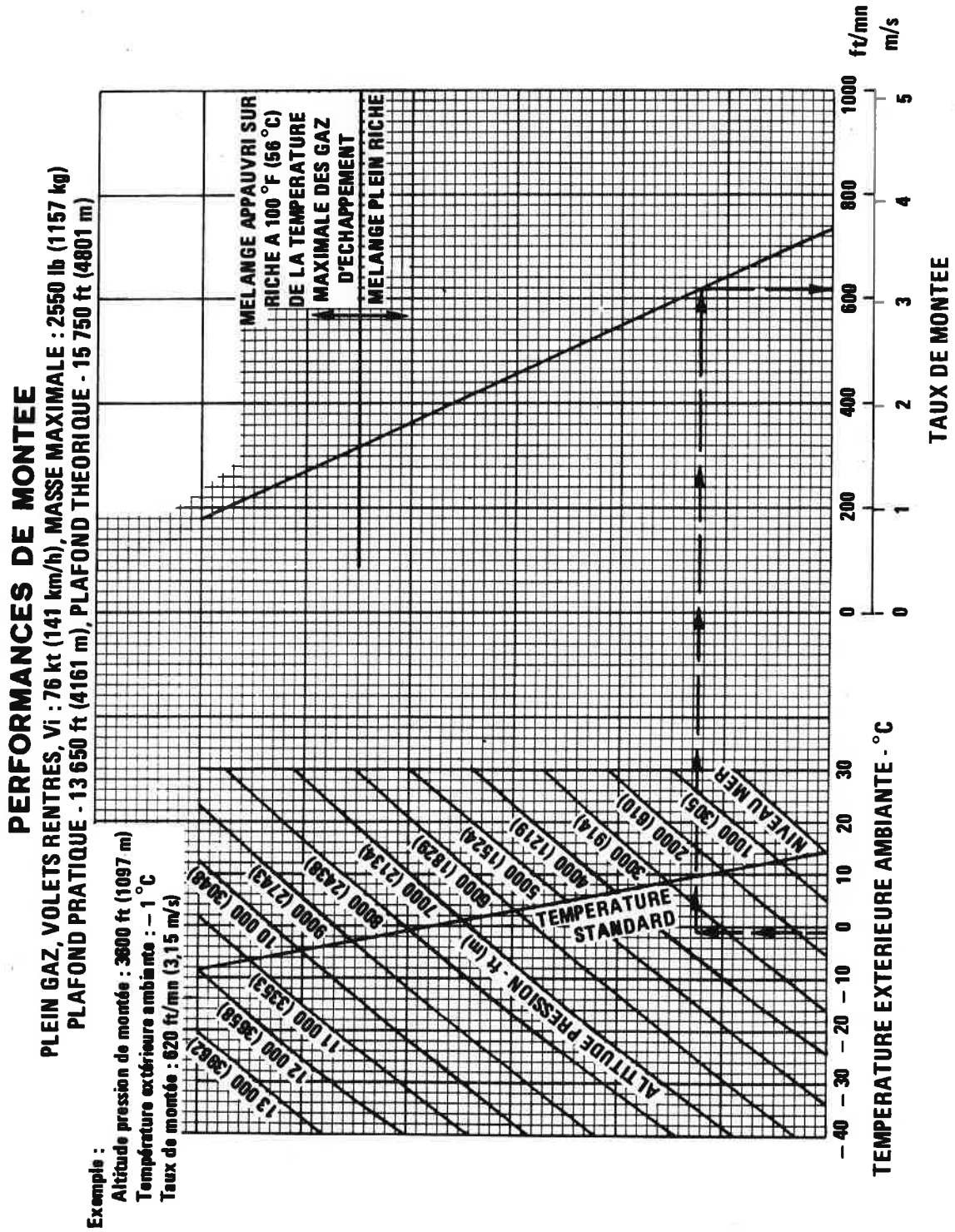
Figure 5-11



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)

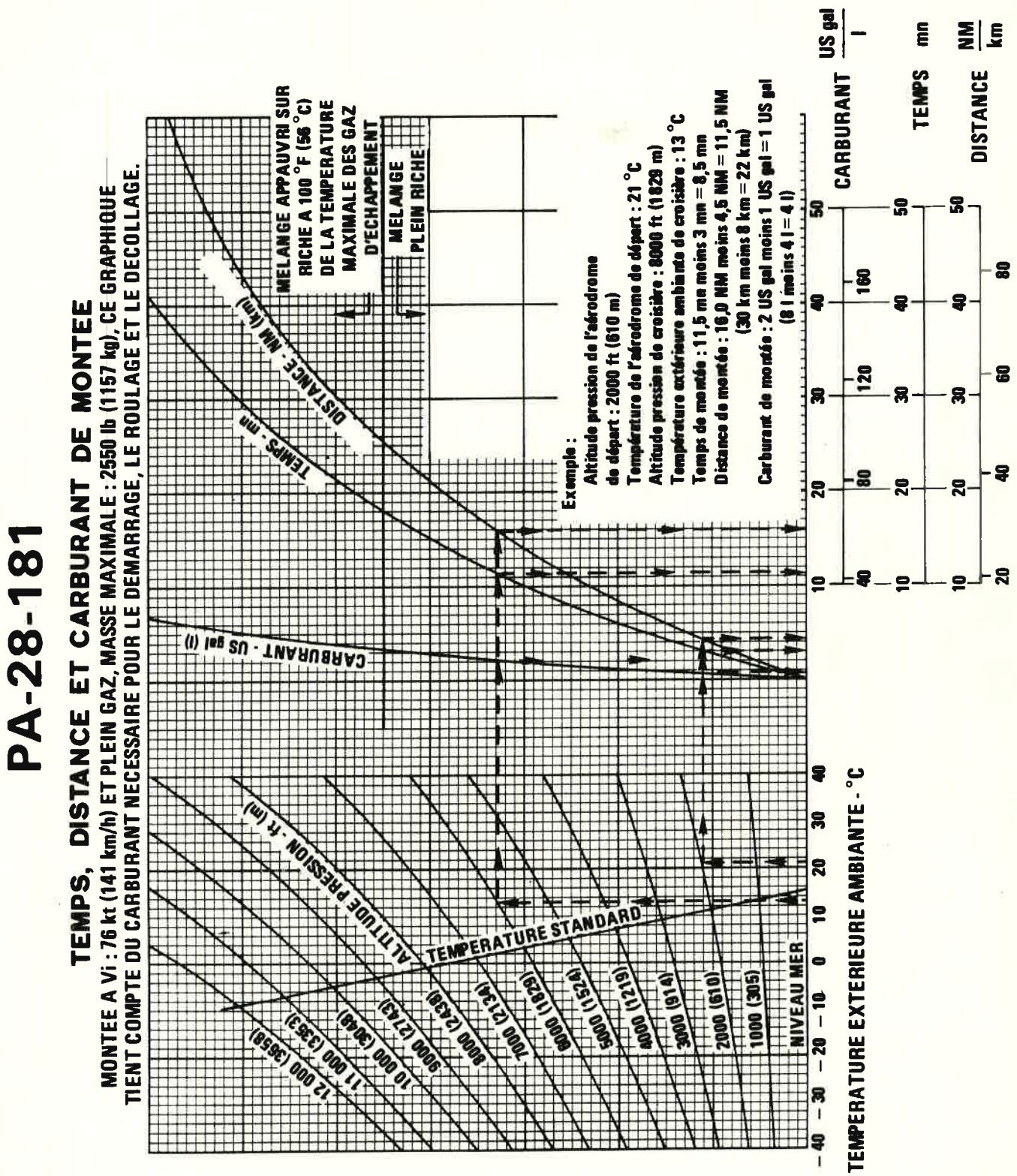
COURSE AU DECOLLAGE AVEC 25° DE VOLETS

Figure 5-13



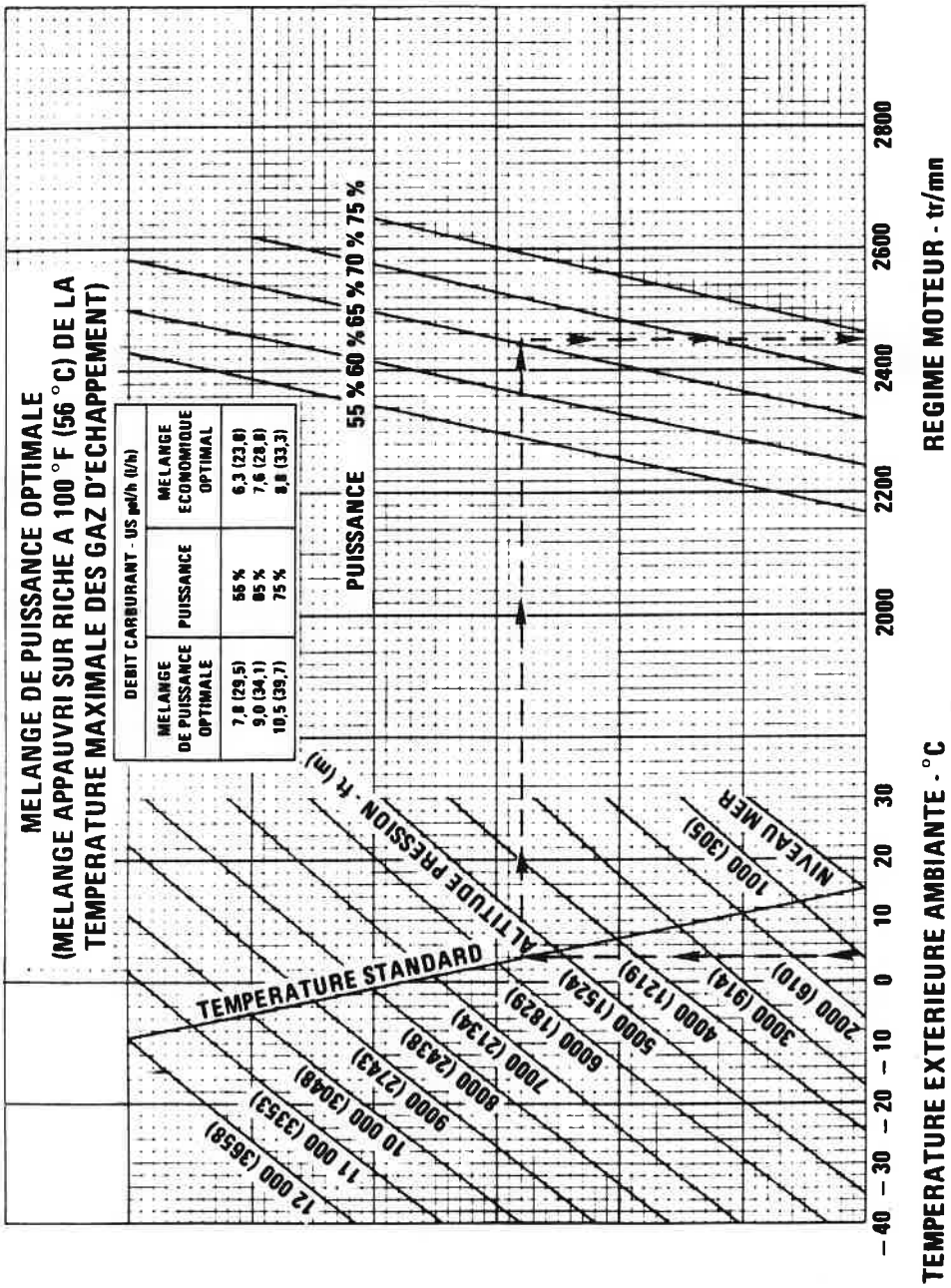
PERFORMANCES DE MONTEE

Figure 5-15



TEMPS, DISTANCE ET CARBURANT DE MONTEE

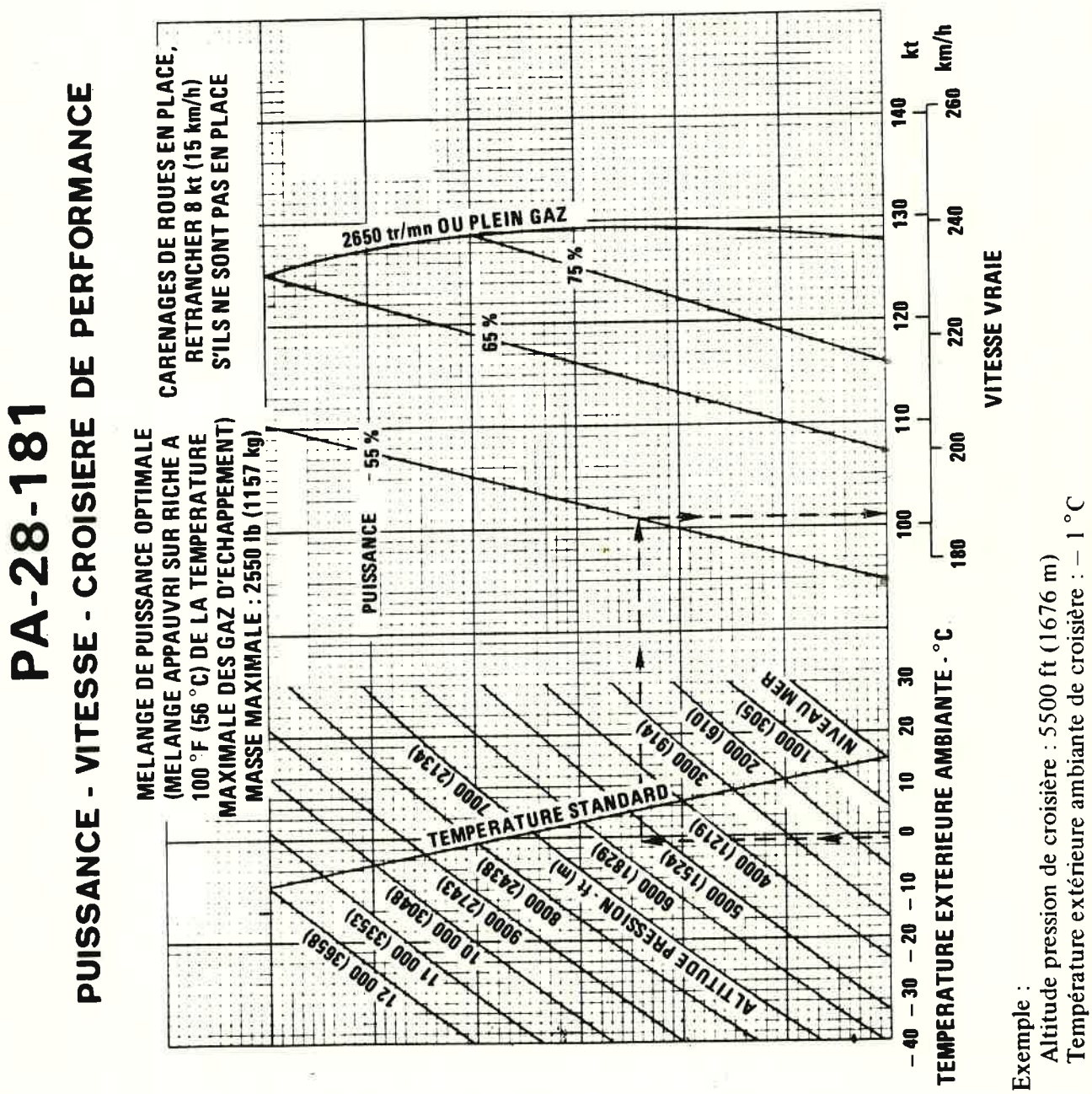
Figure 5-17



Exemple :
Altitude pression de croisière : 5500 ft (1676 m)
Température extérieure ambiante de croisière : 4 °C
Puissance : 65 %
Régime moteur : 2450 tr/mn

PERFORMANCES DU MOTEUR

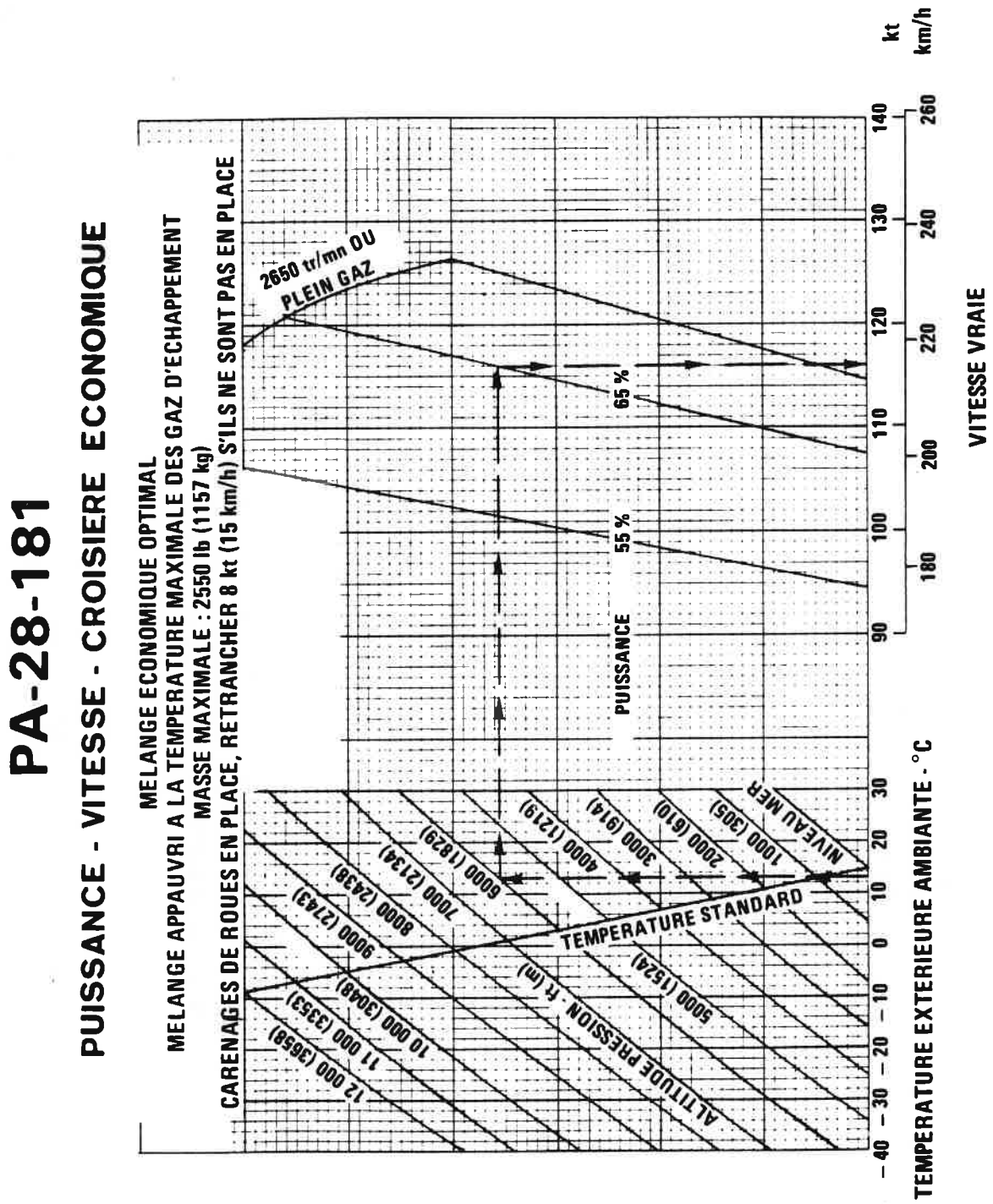
Figure 5-19



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

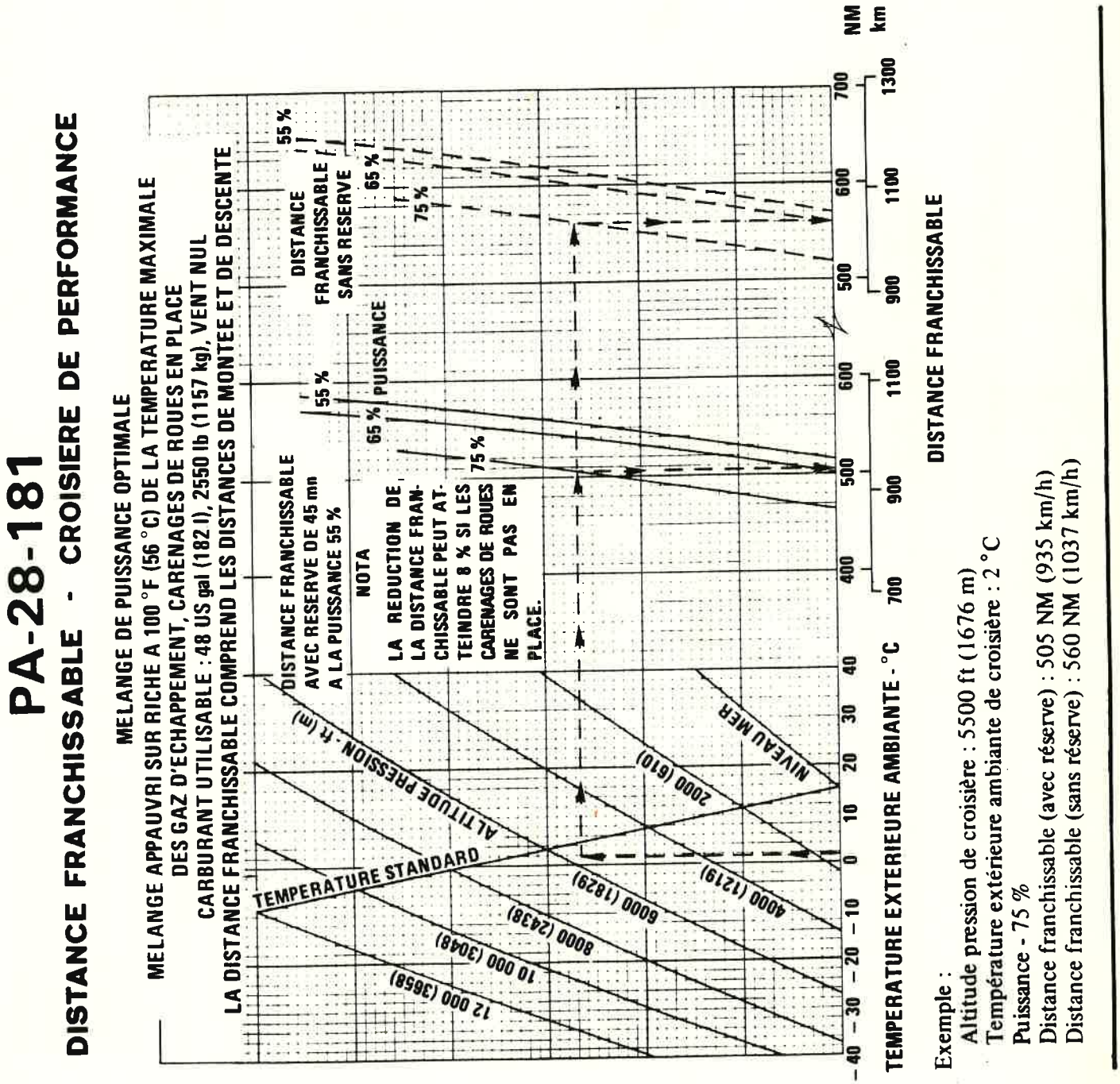
Figure 5-21



Exemple :
Altitude pression de croisière : 6000 ft (1829 m)
Température extérieure ambiante de croisière : 13 °C
Puissance : 65 %
Vitesse vraie : 116 kt (215 km/h)

PUISSANCE - VITESSE - CROISIERE ECONOMIQUE

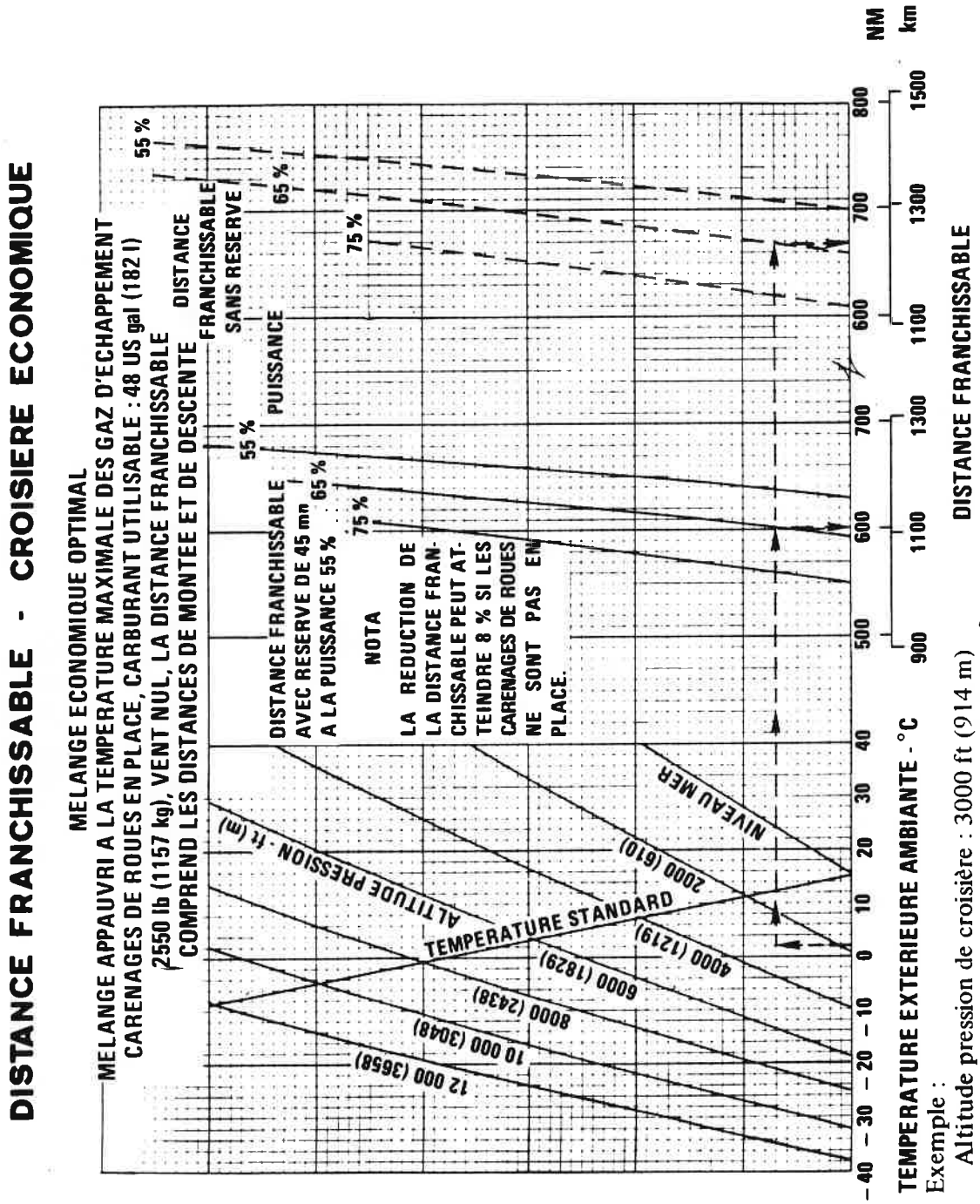
Figure 5-23



Exemple :
- Altitude pression de croisière : 5500 ft (1676 m)
- Température extérieure ambiante de croisière : 2 °C
- Puissance - 75 %
- Distance franchissable (avec réserve) : 505 NM (935 km/h)
- Distance franchissable (sans réserve) : 560 NM (1037 km/h)

DISTANCE FRANCHISSABLE AU MELANGE DE PUISSANCE OPTIMALE

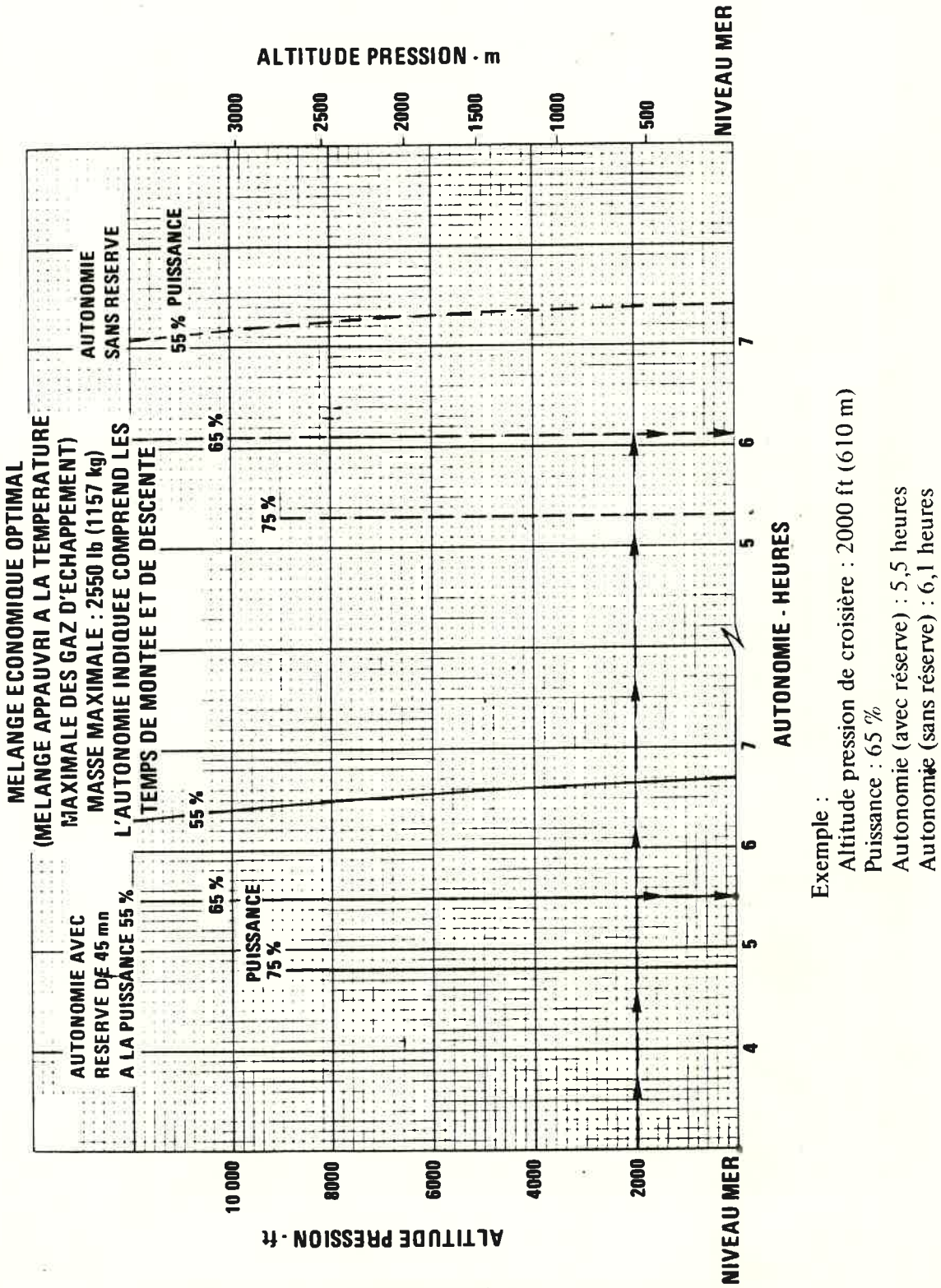
Figure 5-25



Exemple :
Altitude pression de croisière : 3000 ft (914 m)
Température extérieure ambiante de croisière : 2 °C
Puissance : 65 %
Distance franchissable (avec réserve) : 600 NM (1111 km/h)
Distance franchissable (sans réserve) : 670 NM (1241 km/h)

DISTANCE FRANCHISSABLE AU MELANGE ECONOMIQUE OPTIMAL

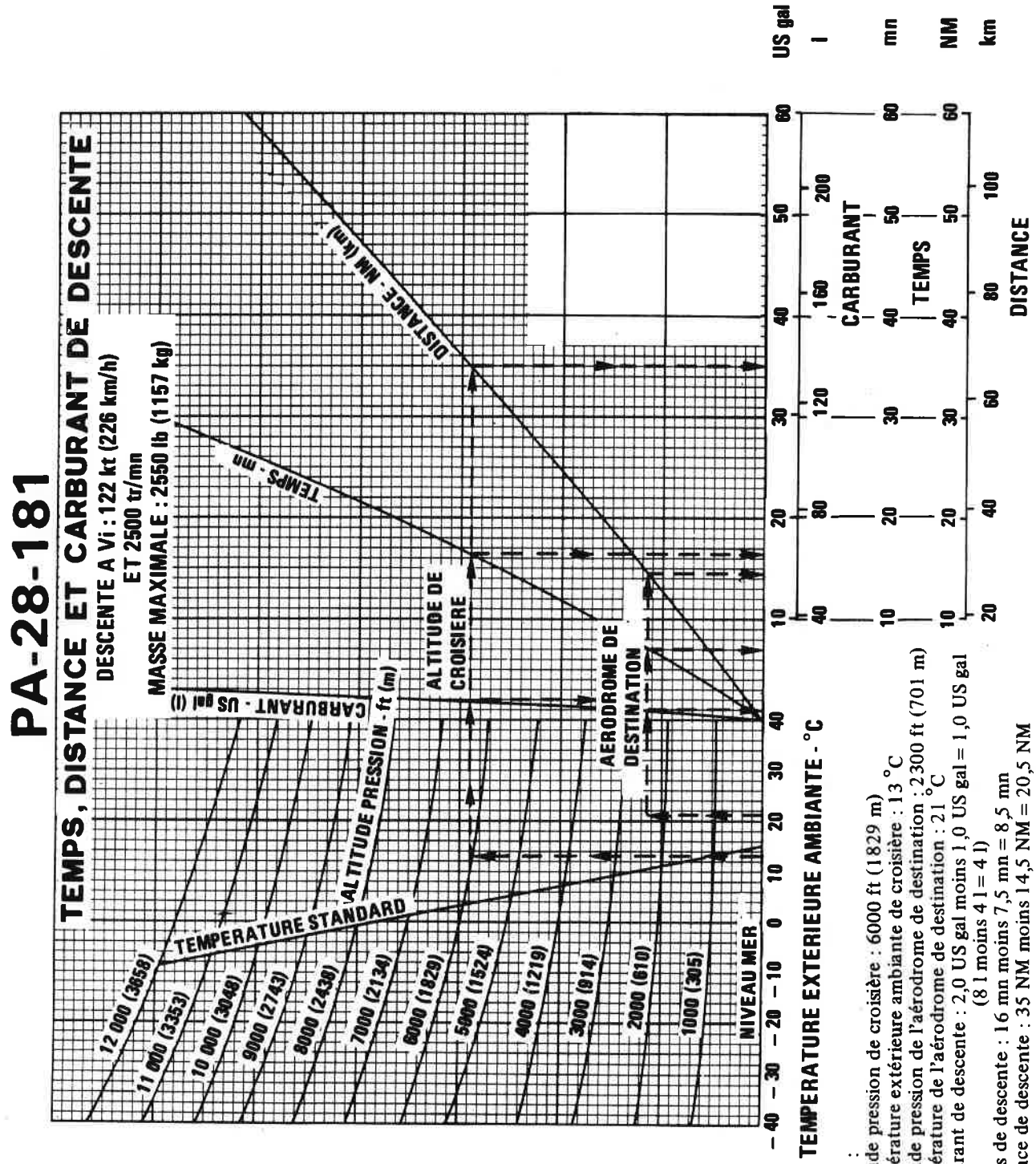
Figure 5-27



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

AUTONOMIE

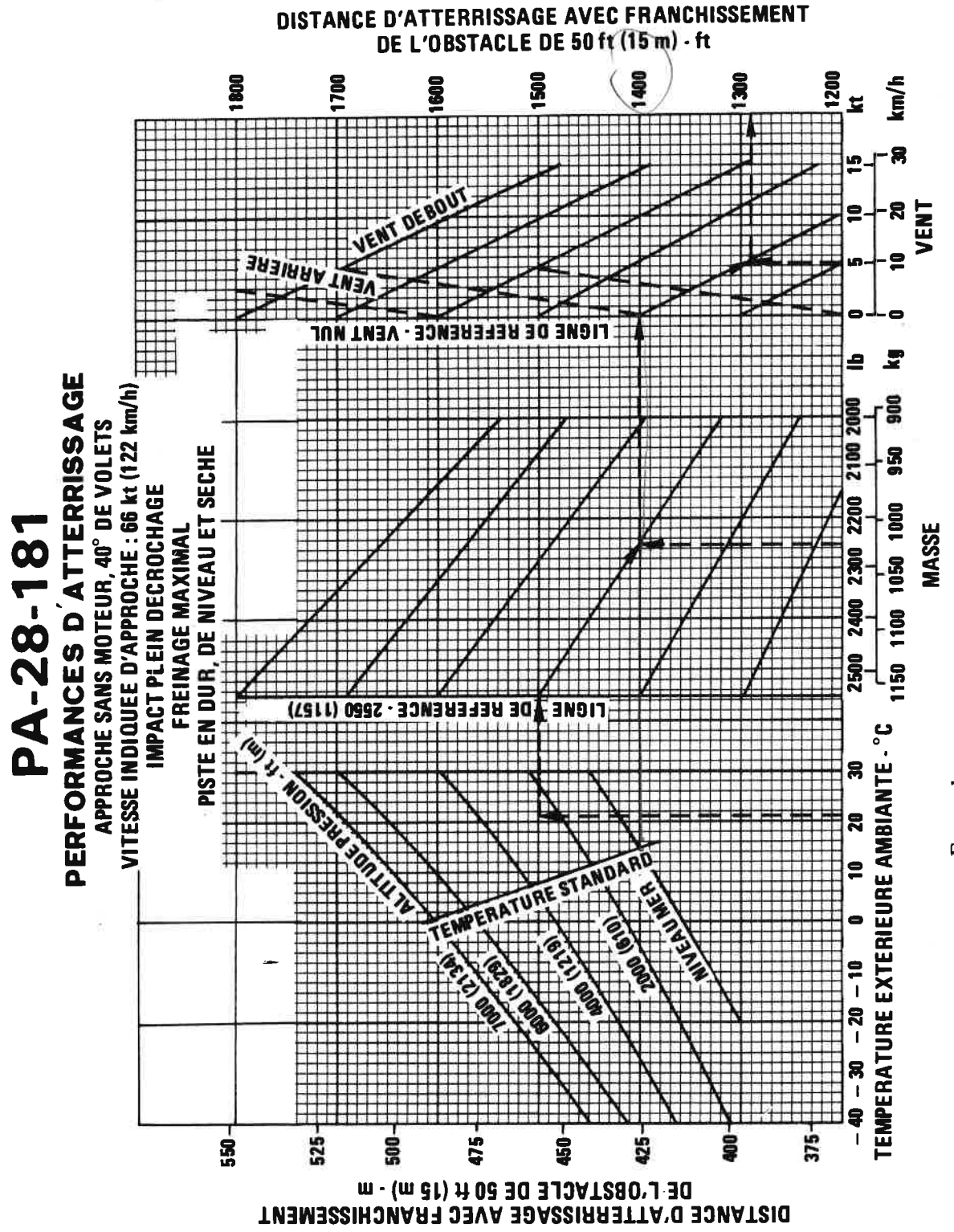
Figure 5-29



Exemple :
Altitude pression de croisière : 6000 ft (1829 m)
Température extérieure ambiante de croisière : 13 °C
Altitude pression de l'aérodrome de destination : 2300 ft (701 m)
Température de l'aérodrome de destination : 21 °C
Carburant de descente : 2,0 US gal moins 1,0 US gal = 1,0 US gal
(8 l moins 4 l = 4 l)
Temps de descente : 16 mn moins 7,5 mn = 8,5 mn
Distance de descente : 35 NM moins 14,5 NM = 20,5 NM
(65 km moins 27 km = 38 km)

TEMPS, DISTANCE ET CARBURANT DE DESCENTE

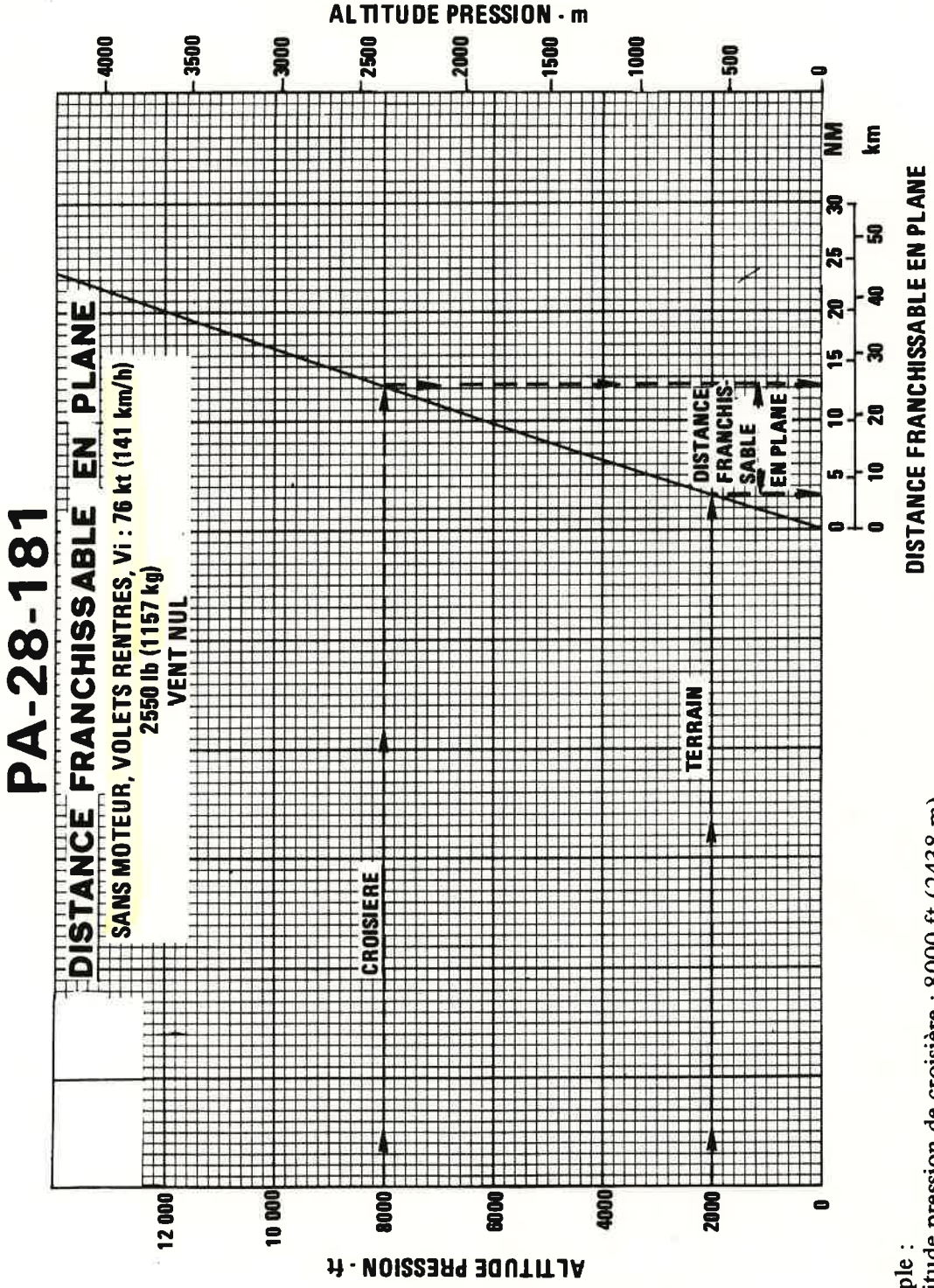
Figure 5-31



Exemple :
Altitude pression de l'aérodrome : 2300 ft (701 m)
Masse totale : 2264 lb (1027 kg)
Température : 21 °C
Vent : 5 kt (9 km/h) (vent debout)
Distance d'atterrissage : 1290 ft (393 m)

PERFORMANCES D'ATTERRISSAGE

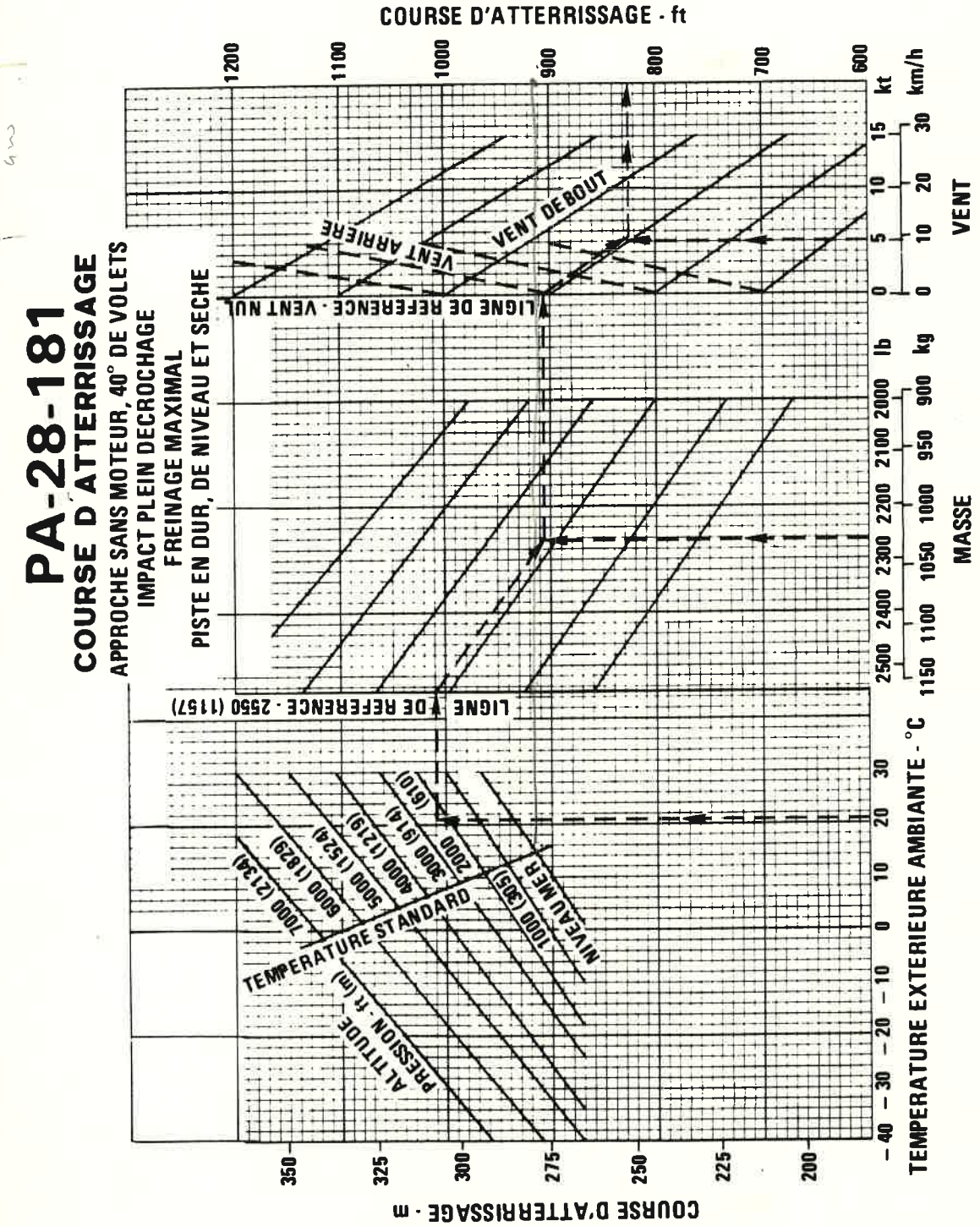
Figure 5-35



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 = 10 NM (25 km moins 6 km = 19 km)

DISTANCE FRANCHISSABLE EN PLANE

Figure 5-33



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 debout)
Course d'atterrissage : 825 ft (251 m)

COURSE D'ATTERRISSAGE

Figure 5-37

TABLE DES MATIERES

SECTION 6

MASSE ET CENTRAGE

Paragraphes		Pages
6.1	Généralités	6-1
6.3	Méthodes de pesée de l'avion	6-2
6.5	Données et dossier de masse et de centrage	6-5
6.7	Détermination de la masse et du centrage pour le vol	6-9
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 sè trouvent à l'intérieur du domaine autorisé.

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

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

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

6.3 METHODES DE PESEE DE L'AVION

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

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

a) Préparation

1) S'assurer que tous les éléments cochés sur la liste des équipements de l'avion sont montés à bord à l'emplacement convenable.
2) Avant la pesée, débarrasser l'avion de l'excès de saletés, de graisse ou d'humidité ainsi que des éléments étrangers tels que chiffons et outillages.
3) Vidanger le carburant. Ouvrir ensuite toutes les purges carburant de manière à vidanger tout le carburant résiduel. Faire tourner le moteur sur chaque réservoir jusqu'à ce que tout le carburant non vidangeable soit consommé et que le moteur s'arrête. Ajouter ensuite la quantité de carburant inutilisable (2,0 US gal - 7,6 l au total, 1 US gal - 3,8 l à chaque aile).

ATTENTION

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

4) Faire le plein complet d'huile.
5) Placer les sièges pilote et copilote au quatrième (4ème) cran en arrière de la position avant. Rentrer les volets à fond et mettre toutes les gouvernes au neutre. La barre de remorquage doit se trouver à l'endroit convenable et les portes d'accès et de soutes à bagages doivent être fermées.
6) Peser l'avion à l'intérieur d'un bâtiment fermé afin d'éviter que le vent ne fausse les indications des bascules.

b) Mise à niveau

1) L'avion reposant sur les bascules, bloquer les pistons d'amortisseurs de train principal en position de sortie maximale.
2) Effectuer la mise à niveau de l'avion (Se reporter Figure 6-3) en dégonflant le pneu de la roue avant afin de centrer la bulle du niveau.

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

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

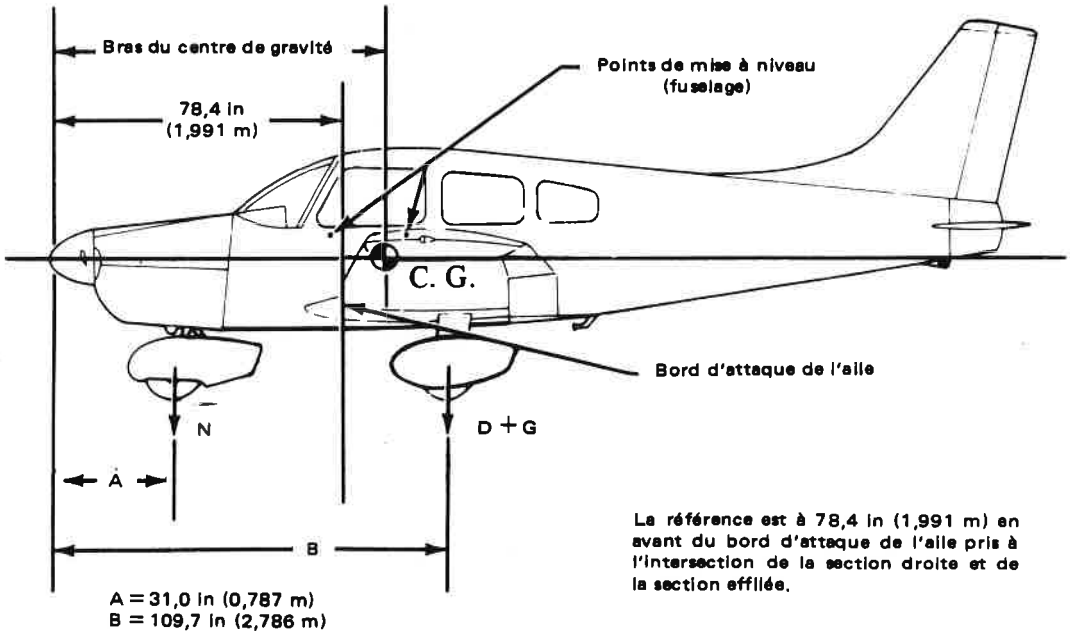
Emplacement de bascule et symbole		Indication de la bascule		Tare		Masse nette	
		lb	kg	lb	kg	lb	kg
Roue avant	(N)						
Roue principale droite	(D)						
Roue principale gauche	(G)						
Masse à vide de base résultant des pesées	(M)						

FICHE DE PESEE

Figure 6-1

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

1) Les données géométriques ci-dessous s'appliquent à l'avion PA-28-181 lorsqu'il est à niveau. Se reporter au paragraphe 6.3 b) «Mise à niveau».



SCHEMA DE MISE A NIVEAU

Figure 6-3

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

Bras du centre de gravité : $\frac{N(A) + (D + G)(B)}{M}$ 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».

AVION ARCHER II PA-28-181

N° de série de l'avion _____

N° d'immatriculation _____

Date _____

MASSE A VIDE DE BASE DE L'AVION

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

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

CHARGE UTILE DE L'AVION

	Masse sur l'aire de trafic	–	Masse à vide de base	=	Charge utile
Catégorie normale	2558 lb	–	lb	=	lb
	(1160 kg)	–	(kg)	=	(kg)
Catégorie utilitaire	2138 lb	–	lb	=	lb
	(970 kg)	–	(kg)	=	(kg)

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

FICHE DE DONNEES DE MASSE ET DE CENTRAGE

Figure 6-5

PA-28-181	Serial Number	Registration Number	Page Number

Date	Item No.	Description of Article or Modification	Added (+) Removed (-)	Weight Change			Running Basic Empty Weight	
				Wt. (Lb.)	Arm (In.)	Moment 100	Wt. (Lb.)	Moment 100
		As licensed						

DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE

Figure 6-7

PA-28-181	Serial Number	Registration Number	Page Number

Date	Item No.	Description of Article or Modification	Added (+) Removed (-)	Weight Change			Running Basic Empty Weight	
				Wt. (Lb.)	Arm (In.)	Moment / 100	Wt. (Lb.)	Moment / 100

DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE (suite)

Figure 6-7 (suite)

PA-28-181	N° de série	N° d'immatriculation	N° de page
Date	Repère	Désignation des équipements ou des modifications	Ajoutée (+) / Retranchée (−)	Modifications de masse				Masse à vide de base actuelle	
				Masse (kg)	Bras (m)	Mom./100 (m.kg)	Masse (kg)	Mom./100 (m.kg)
		A la délivrance du Certificat de navigabilité						

DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE

Figure 6-7a

PA-28-181	N° de série	N° d'immatriculation	N° de page
Date	Repère	Désignation des équipements ou des modifications	Ajoutée (+) / Retranchée (−)	Modifications de masse: Masse (kg)	Modifications de masse: Bras (m)	Modifications de masse: Mom./100 (m.kg)	Masse à vide de base actuelle: Masse (kg)	Masse à vide de base actuelle: Mom./100 (m.kg)

DOSSIER DE MASSE ET DE CENTRAGE (suite)

Figure 6-7a (suite)

6.7 DETERMINATION DE LA MASSE ET DU CENTRAGE POUR LE VOL

a) Ajouter la masse de tous les éléments à charger à la masse à vide de base.

b) Utiliser le «Graphique de chargement» (Figure 6-13) pour déterminer le moment de tous les éléments à embarquer dans l'avion.

c) Ajouter le moment de tous les éléments à charger au moment de masse à vide de base.

d) Diviser le moment total par la masse totale afin de déterminer l'emplacement du centre de gravité.

e) En utilisant les chiffres obtenus à l'opération a) et à l'opération d) (ci-dessus), déterminer l'emplacement du point d'intersection sur le graphique de «Masse et limites de centrage» (Figure 6-15). Si le point se trouve à l'intérieur du domaine de centrage, le chargement répond aux exigences de masse et de centrage.

	Masse		Bras de levier en arrière de la référence		Moment	
	lb	kg	in	m	in.lb	m.kg
Masse à vide de base	1590,0	721,2	87,5	2,223	139 125	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	118,1	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	– 8,8
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 PROPRIETAIRE DE L'AVION DE S'ASSURER QUE L'AVION EST CORRECTEMENT CHARGE.

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

EXEMPLE DE PROBLEME DE CHARGEMENT (CATEGORIE NORMALE)

Figure 6-9

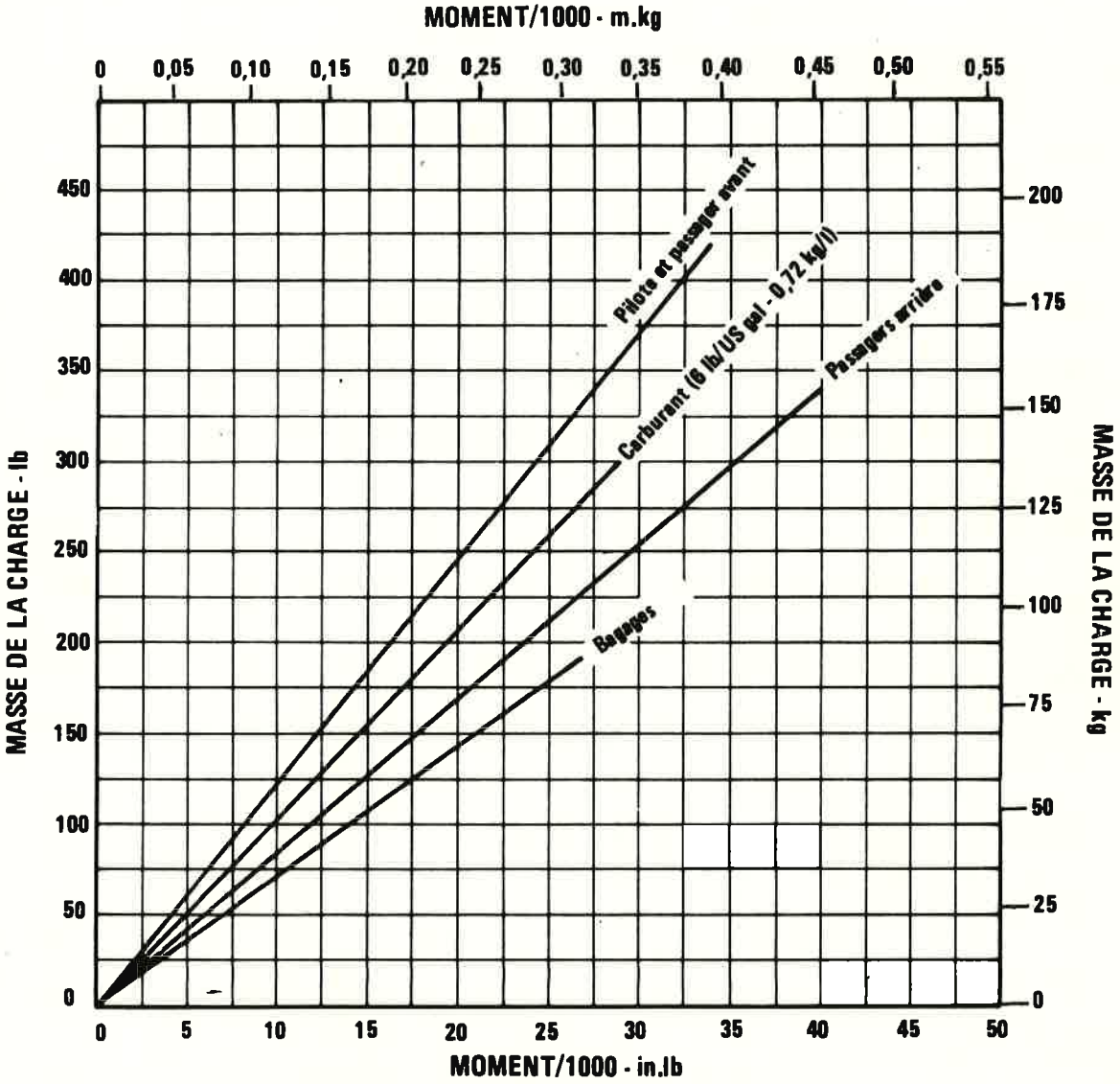
	Masse		Bras de levier en arrière de la référence		Moment	
	lb	kg	in	m	in.lb	m.kg
Masse à vide de base						
Pilote et passager avant			80,5	2,045		
Passagers (sièges arrière)*			118,1	3,000		
Carburant (48 US gal - 182 l maximum)			95,0	2,413		
Bagages (200 lb - 91 kg maximum)*			142,8	3,627		
Masse sur l'air de trafic (2558 lb - 1160 kg maximum) Allocation de carburant pour la mise en route, le roulage et le point fixe	– 8	– 3,6	95,0	2,413	– 760	– 8,8
Total avion chargé (catégorie normale : 2550 lb - 1157 kg, catégorie utilitaire : 2130 lb - 966 kg, maximum)						

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

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

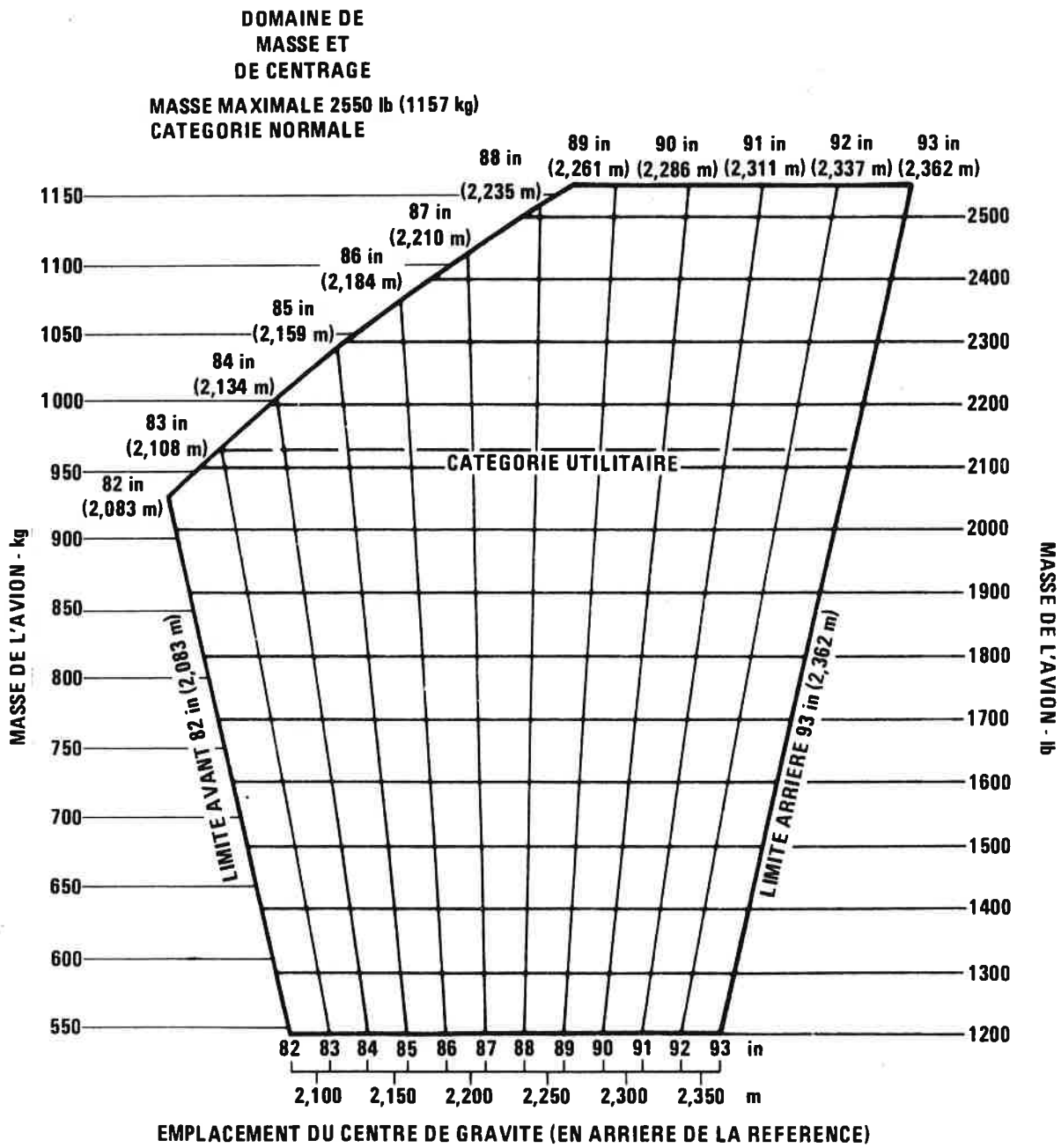
FICHE DE CHARGEMENT - MASSE ET CENTRAGE

Figure 6-11



GRAPHIQUE DE CHARGEMENT

Figure 6-13



MASSE ET LIMITES DE CENTRAGE

Figure 6-15

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

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

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

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

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

Le calculateur permet à l'utilisateur d'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. A l'aide d'un crayon, tirer un trait le long de la fente jusqu'à la masse qui sera transportée à cet emplacement. Puis, sur l'extrémité de ce trait, placer l'extrémité zéro de la fente suivante et tirer un autre trait représentant la masse qui sera située à cette 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 redisposer les bagages et les passagers de façon que le point final soit à l'intérieur du domaine de masse et de centrage.

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

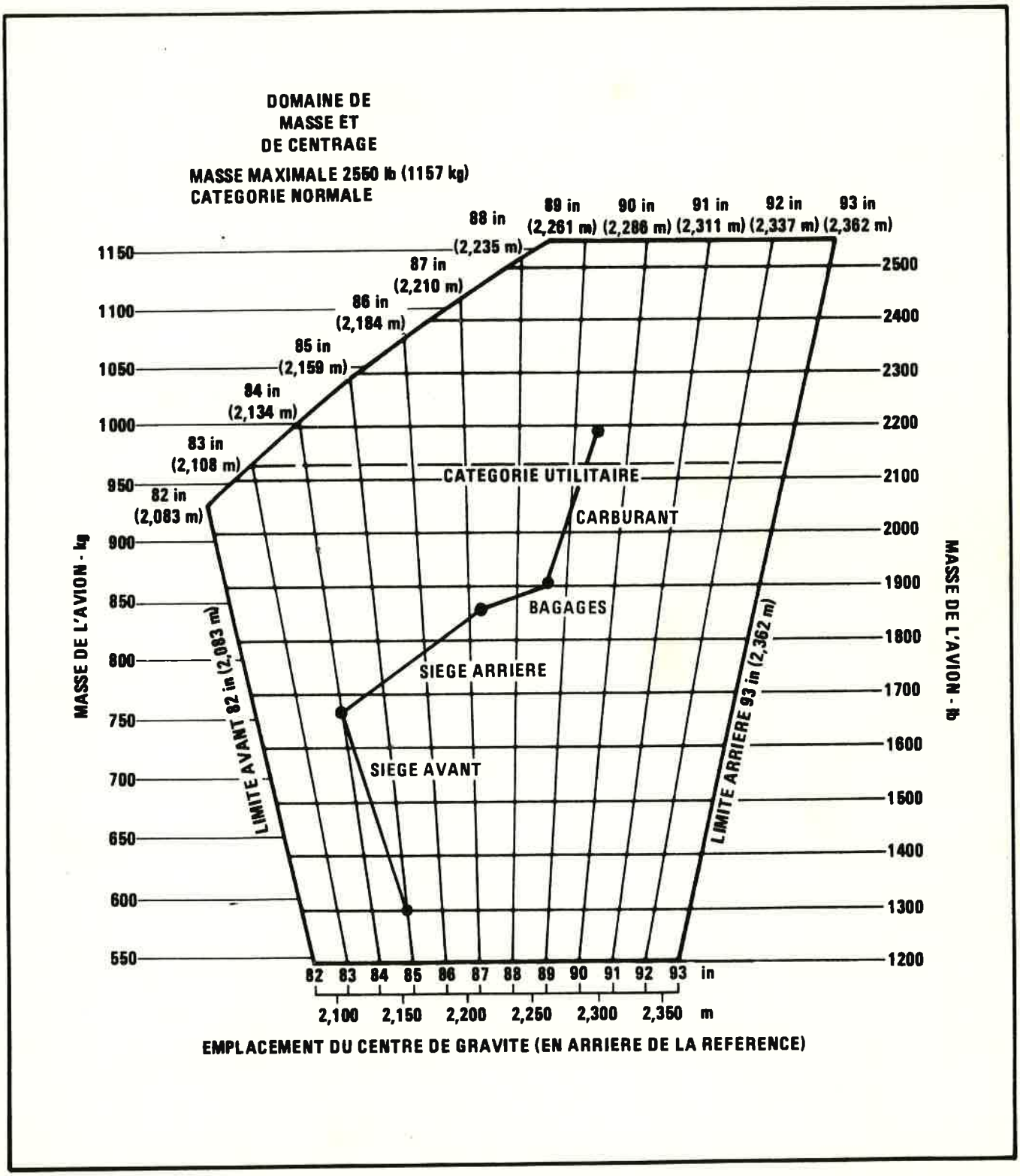
EXEMPLE

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

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

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

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


DOMAINE DE
MASSE ET
DE CENTRAGE
MASSE MAXIMALE 2550 lb (1157 kg)
CATEGORIE NORMALE
82 in (2,083 m)
83 in (2,108 m)
84 in (2,134 m)
85 in (2,159 m)
86 in (2,184 m)
87 in (2,210 m)
88 in (2,235 m)
89 in (2,261 m)
90 in (2,286 m)
91 in (2,311 m)
92 in (2,337 m)
93 in (2,362 m)
CATEGORIE UTILITAIRE
CARBURANT
BAGAGES
SIEGE ARRIERE
SIEGE AVANT
LIMITE AVANT 82 in (2,083 m)
LIMITE ARRIERE 93 in (2,362 m)
MASSE DE L'AVION - kg
1150
1100
1050
1000
950
900
850
800
750
700
650
600
550
MASSE DE L'AVION - lb
2500
2400
2300
2200
2100
2000
1900
1800
1700
1600
1500
1400
1300
1200
82 83 84 85 86 87 88 89 90 91 92 93 in
2,100 2,150 2,200 2,250 2,300 2,350 m
EMPLACEMENT DU CENTRE DE GRAVITE (EN ARRIERE DE LA REFERENCE)

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

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 prescrite 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 prescrit 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 - 90071 N° D'IMMATRICULATION F-GFCE DATE _____

a) Hélice et accessoires d'hélice

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
1	A Hélice Sensenich 76EM8S5-0-62, spécification Piper PS50077-42 Base de certification : certificat de type P4EA		34,5 (15,649)	3,8 (0,097)	131 (1,52)
3	Casserole, plan Piper 65805-0				
	A a. Plateau		1,9 (0,862)	8,6 (0,218)	16 (0,19)
	b. Dôme		2,6 (1,179)	– 0,3 (– 0,008)	– 1 (– 0,01)

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	X	281,0 (127,459)	20,9 (0,531)	5873 (67,68)
13	A	Filtre à huile				
		a. Lycoming référence 75528 (AC référence OF5578770)		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	X	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	X	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)

b) Moteur et accessoires moteur (suite)

Repère		Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
21	A	Robinet de carburant, plan Piper 66945 System Components Corp. référence N° SP-2378-B3 ou Allen Aircraft Products Inc. référence N° 6S122		0,4 (0,181)	61,9 (1,572)	25 (0,28)
23	A	Radiateur d'huile, plan Piper 18622 (Harrison référence N° C-8526250) ou (Niagara référence N° N.D.M. 20002A)		1,9 (0,862)	41,3 (1,049)	78 (0,90)
25	A	Filtre à air Fram modèle CA-161 PL ou Purolator AFP-2		0,9 (0,408)	29,5 (0,749)	27 (0,31)
27	A	Démarreur Lycoming référence 76211 (Prestolite MZ4206) Base de certification : certificat de type E286		*18,0 (8,165)	14,5 (0,368)	261 (3,00)

*Compris dans la masse du moteur.

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		32,3 (14,651)	109,6 (2,784)	3540 (40,79)
	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				
37	A Un ensemble roue avant				
	a. Cleveland Aircraft Products roue référence 40-76B (moins le tambour de frein) Base de certification : TSO C26a	X	4,3 (1,950)	31,0 (0,787)	133 (1,53)
	b. McCauley Industrial Corp. roue référence D-30625 Base de certification : TSO C26b		5,5 (2,495)	31,0 (0,787)	171 (1,96)
	c. Un pneumatique de roue avant de 6.00-6 à 4 plis avec chambre à air ordinaire Base de certification : TSO C62		8,5 (3,856)	31,0 (0,787)	264 (3,03)

c) Train d'atterrissage et freins (suite)

Repère		Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
39	A	Maître-cylindre de frein à main, plan Piper 65842 Cleveland Aircraft Products référence 10-22		0,6 (0,272)	60,9 (1,547)	37 (0,42)
41	A	Cylindres de freins à pédales au palonnier				
		a. Cleveland Aircraft Products référence 10-27	X	0,7 (0,318)	53,0 (1,346)	37 (0,43)
		b. Gar-Kenyon Instruments référence 17000		0,4 (0,181)	53,0 (1,346)	21 (0,24)

d) Equipements électriques

Repère		Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	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 S-25)	X	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° C52207-4)		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)

e) Instruments

Repère		Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
69	B	Anémomètre, spécification Piper PS50049-30S Base de certification : TSO C2b	X	0,6 (0,272)	61,8 (1,570)	37 (0,43)
71	B	Altimètre, spécification Piper PS50008-2 ou -3 Base de certification : TSO C10b	X	1,1 (0,499)	60,9 (1,547)	67 (0,77)
73	A	Compas Base de certification : TSO C7c		0,9 (0,408)	59,9 (1,521)	54 (0,62)
75	A	Tachymètre, plan Piper 62177-14		0,7 (0,318)	61,2 (1,554)	43 (0,49)
77	A	Bloc d'indicateurs moteur (gauche), plan Piper 95241-11		0,8 (0,363)	62,4 (1,585)	50 (0,58)
79	A	Bloc d'indicateurs moteur (droit), plan Piper 95241-14		0,8 (0,363)	62,4 (1,585)	50 (0,58)

f) Divers

Repère		Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	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	X	15,5 (7,031)	84,0 (2,134)	1302 (15,00)
91		Siège avant droit, plan Piper 79337-22	X	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)

f) Divers (suite)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
95	Siège arrière gauche, plan Piper 96827-22		14,5 (6,577)	123,0 (3,124)	1784 (20,55)
97	A a. Bretelles (2) (Sièges avant seulement) Piper PS50039 Pacific Scientific référence N° 1107447-13, noire		1,4 (0,635)	119,5 (3,035)	167 (1,93)
	B b. Bretelles fixes (Avant) (2) Piper PS50039-4-23 American Safety Eqpt. Corp. 501385-407 Davis Acft. Prod. Inc. FDC-7275-16-4 (Noire)		1,1 (0,499)	119,5 (3,035)	131 (1,51)
99	A Sangles d'arrimage, plans Piper 66804-0 et 66805-0	X	1,3 (0,590)	142,8 (3,627)	186 (2,14)
101	Barre de remorquage, plan Piper 99458-0		1,3 (0,590)	156,0 (3,962)	203 (2,34)

g) Moteur et accessoires moteur
(équipements optionnels)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
105	Détecteur de givrage carburateur, plan Piper 39684-2	_____	0,5 (0,227)	59,7 (1,516)	30 (0,34)

h) Hélice et accessoires d'hélice
(équipements optionnels)

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

i) Train d'atterrissage et freins
(équipements optionnels)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
125	Carénage de roue avant, plan Piper 37896-3	X	3,8 (1,724)	36,3 (0,922)	138 (1,59)
127	Carénages de roues principales, plan Piper 79893-2, -3	X	17,0 (7,711)	113,6 (2,885)	1931 (22,25)

j) Equipements électriques
(équipements optionnels)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
135	Eclairage du tableau de bord, plan Piper 76454	X	0,3 (0,136)	62,8 (1,595)	19 (0,22)
137	Lampe instruments Grimes 15-0083-7 ou Whelen A300-W-14	X	0,1 (0,045)	99,0 (2,515)	10 (0,11)
139	Lampe de cabine, plan Piper 95229	X	0,3 (0,136)	99,0 (2,515)	30 (0,34)
141	Phare d'atterrissage G.E. modèle 4509	X	0,5 (0,227)	13,1 (0,333)	7 (0,08)
143	Feux de navigation (de voilure) (2) Grimes modèle A1285 (rouge et vert)	X	0,4 (0,181)	106,6 (2,708)	43 (0,49)
145	Feux de navigation (de voilure) (2) rouge/blanc et vert/blanc avec feu à éclats blanc Whelen modèle A600	X	5,8 (2,631)	157,9 (4,011)	916 (10,55)

j) Equipements électriques
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
147	Feux de navigation (de voilure) (2) rouge/blanc et vert/blanc avec feu à éclats rouge Whelen modèle A600	_____	5,8 (2,631)	157,9 (4,011)	916 (10,55)
149	Feux de navigation (de voilure) (2) rouge/blanc et vert/blanc Whelen modèle A675	_____	0,5 (0,227)	106,6 (2,708)	53 (0,61)
151	Feu de navigation (de queue) (1) Grimes modèle 2064 (blanc)	_____	0,2 (0,091)	281,0 (7,137)	56 (0,65)
153	Feu à éclats Whelen Eng. Co. référence N° WRML-12 plan Piper 63892 ou 63518	_____	1,5 (0,680)	263,4 (6,690)	395 (4,55)
155	Feux anticollision (de bout d'aile) (Whelen), Base de certification : certificat de type supplémentaire SA800EA	_____	5,7 (2,585)	157,9 (4,011)	900 (10,37)
157	Tube de Pitot réchauffé, plan Piper 69041-7	X	0,4 (0,181)	100,0 (2,540)	40 (0,46)

j) Equipements électriques
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
159	Compensateur de profondeur Piper, plan Piper 69378-3		4,7 (2,132)	145,6 (3,698)	684 (7,88)
161	C Batterie 12 V 35 Ah Rebat R35, plan Piper 76454	X	*6,5 (2,948)	168,0 (4,267)	1092 (12,58)
163	Prise de parc, plan Piper 68815	X	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	X	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)

Repère		Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
181		Ensemble circuit de dépression				
		a. Avec pompe Airborne modèle 211cc	X	4,5 (2,041)	39,1 (0,993)	176 (2,03)
		b. Avec pompe Edo-Aire modèle 1U128A		4,9 (2,223)	39,1 (0,993)	192 (2,21)
183		Horizon gyroscopique, plan Piper 99002-2, -3, -4 ou -8 Base de certification : TSO C4c	X	2,2 (0,998)	59,4 (1,509)	131 (1,51)
185		Conservateur de cap, plan Piper 99003-2, -3, -4 ou -7 Base de certification : TSO C5c	X	2,6 (1,179)	59,7 (1,516)	155 (1,79)
187	C	Anémomètre compensé, spécification Piper PS50049-30T Base de certification : TSO C2b	X	(identique à l'équipement standard)		
189	C	Alticodeur, Piper PS50008-6 ou -7 Base de certification : TSO C10b, C88	X	*0,9 (0,408)	60,3 (1,532)	54 (0,63)

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

k) Instruments
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
191	Alticodeur (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 C8b	X	1,0 (0,454)	65,9 (1,674)	66 (0,76)
195	Prise de pression statique de secours, plan Piper 35493	X	0,4 (0,181)	61,0 (1,549)	24 (0,28)
197	Contrôleur de virage Piper PS50030-2 ou -3 Base de certification : TSO C3b	X	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	X	0,3 (0,136)	61,2 (1,554)	18 (0,21)

k) Instruments
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
203	Montre	_____	0,4 (0,181)	62,4 (1,585)	25 (0,29)
204	Montre numérique de volant, plan Piper 87347-3	_____	0,3 (0,136)	71,9 (1,826)	22 (0,25)
205	Indicateur de température extérieure, plan Piper 99479-0 ou -2	—X—	0,2 (0,091)	72,6 (1,844)	15 (0,17)

l) Pilotes automatiques
(équipements optionnels)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
215	AutoFlite II, plan Piper 99447 Base de certification : certificat de type supplémentaire SA3066SW-D	_____	5,6 (2,540)	91,8 (2,332)	514 (5,92)
217	AutoControl IIIB	_____	9,6 (4,354)	77,6 (1,971)	745 (8,58)
	a. Coupleur VOR référence 1C388, plan Piper 79221 Base de certification : certificat de type supplémentaire SA3065SW-D	_____	1,0 (0,454)	59,3 (1,506)	59 (0,68)

l) Pilotes automatiques
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) 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	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) 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)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
231	Ensemble de radionavigation/ communication Bendix CN 2013-2 avec récepteur d'alignement de descente Base de certification : TSO C34c, C35d, C36c, C37b, C38b, C40a	_____	8,2 (3,719)	61,4 (1,560)	504 (5,80)
233	Ensemble de radionavigation/ communication Bendix CN 2013-4 avec récepteur d'alignement de descente et récepteur de balise	_____	8,5 (3,856)	61,4 (1,560)	522 (6,02)
235	Radiocompas Bendix ADF 2070 Base de certification : TSO C41c, C2a	_____	6,0* (2,722)	105,0 (2,667)	630 (7,26)
237	Transpondeur Bendix TR2060 Base de certification : TSO C74c	_____	2,8* (1,270)	63,6 (1,615)	178 (2,05)
239	Ensemble de radionavigation/ communication Bendix CN 2011 double Base de certification : TSO C34c, C35d, C37b, C40a	_____	16,8 (7,620)	66,8 (1,697)	1122 (12,93)
241	Indicateur Bendix IN 2014B				
	a. Simple	_____	1,9 (0,862)	63,4 (1,610)	121 (1,39)
	b. Double	_____	3,8 (1,724)	63,4 (1,610)	241 (2,78)
	Base de certification : TSO C36c, C40a, C66c				

m) Equipements radioélectriques
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	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)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
251	Indicateur VOR/ILS Collins IND-351( ) Base de certification : TSO C40a, C36c	_____	1,3 (0,590)	60,2 (1,529)	78 (0,90)
253	Récepteur d'alignement de descente Collins GLS-350 Base de certification : TSO C34c	_____	2,0 (0,907)	181,8 (4,618)	364 (4,19)
255	Equipement mesureur de distance Collins DME-451 avec indicateur 451/450 Base de certification : TSO C66a	_____	8,0 (3,629)	174,9 (4,442)	1399 (16,12)
257	Equipement calculateur de distance Collins DCE 400 Base de certification : TSO C40a	_____	2,1 (0,953)	58,9 (1,496)	124 (1,43)
259	Récepteur de radiocompas Collins RCR-650A, antenne et indicateur IND-650A Base de certification : TSO C41c	_____	6,6 (2,994)	104,8 (2,662)	692 (7,97)

m) Equipements radioélectriques
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
261	Tableau d'écoute/balise Collins AMR-350 Base de certification : TSO C35d, C50b	_____	*3,3 (1,497)	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.

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

m) Equipements radioélectriques
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
268	Ensemble VHF de radionavigation/ communication King KX 155				
	a. Avec amplificateur d'écoute	X	5,0 (2,268)	58,1 (1,476)	291 (3,35)
	b. Avec récepteur d'alignement de descente	X	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)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
271	Ensemble VHF King KX 75 ( )				
	a. Emetteur-récepteur	_____	9,4 (4,264)	56,6 (1,438)	532 (6,13)
	b. Convertisseur VOR/LOC King KN 72	_____	1,3 (0,590)	183,6 (4,663)	239 (2,75)
	c. Récepteur d'alignement de descente King KN 75	_____	1,6 (0,726)	184,3 (4,681)	295 (3,40)
	d. Indicateur VOR/ILS King KI-204	_____	1,7 (0,771)	60,5 (1,537)	103 (1,19)
	Base de certification : TSO C36c, C37b, C38b, C40a				
273	Ensemble VHF King KX 175 ( )				
	a. Emetteur-récepteur (2ème)	_____	8,6 (3,901)	56,6 (1,438)	487 (5,61)
	b. Convertisseur VOR/LOC King KN 72	_____	1,3 (0,590)	183,6 (4,663)	239 (2,75)
	c. Indicateur VOR/ILS King KI 203	_____	1,6 (0,726)	60,5 (1,537)	97 (1,12)
	Base de certification : TSO C36c, C37b, C38b, C40a				

m) Equipements radioélectriques
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
274	Emetteur-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	Emetteur-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	X	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)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
279	Indicateur VOR/ILS King KI 209 Base de certification : TSO C34c, C36c, C40a	X	1,2 (0,544)	59,9 (1,521)	72 (0,83)
281	Equipement mesureur de distance (DME) King KN 62A		3,3 (1,497)	58,3 (1,481)	193 (2,22)
283	Radiocompas numérique King KR 85		8,6 (3,901)	85,2 (2,164)	733 (8,44)
	a. Amplificateur d'écoute Base de certification : TSO C41b		0,8 (0,363)	51,0 (1,295)	41 (0,47)
285	Radiocompas King KR-85 avec antenne cadre et de lever de doute KA-42B		9,5 (4,309)	85,2 (2,164)	809 (9,32)
	a. Amplificateur d'écoute Base de certification : TSO C41b		0,8 (0,363)	51,0 (1,295)	41 (0,47)
287	Radiocompas King KR 86				
	a. Premier		6,7 (3,039)	91,6 (2,327)	614 (7,07)
	b. Second		9,7 (4,400)	107,0 (2,718)	1038 (11,96)
	c. Amplificateur d'écoute		0,8 (0,363)	51,0 (1,295)	41 (0,47)

m) Equipements radioélectriques
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
289	Radiocompas King KR-86 avec antenne cadre et de lever de doute KA-42B				
	a. Premier	_____	7,6 (3,447)	91,6 (2,327)	696 (8,02)
	b. Second	_____	10,6 (4,808)	107,0 (2,718)	1134 (13,07)
	c. Amplificateur d'écoute	_____	0,8 (0,363)	51,0 (1,295)	41 (0,47)
291	Récepteur/indicateur de radio-compas King KT 87				
	a. Simple	_____	4,0 (1,814)	59,0 (1,499)	236 (2,72)
	b. Avec antenne KA 44 (simple)	_____	2,8 (1,270)	147,4 (3,744)	413 (4,75)
	c. Avec antenne KA 44B (simple)	X	3,6 (1,633)	150,6 (3,825)	542 (6,25)
	d. Amplificateur d'écoute	_____	0,8 (0,363)	51,0 (1,295)	41 (0,47)
	Base de certification : TSO C41c				
293	Tableau d'écoute King KMA 20 ( ) 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	X	1,7 (0,771)	65,3 (1,659)	111 (1,28)

*Antenne et câble compris dans la masse.

m) Equipements radioélectriques
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
297	Transpondeur King KT 76 (Δ)/78 ( ) Base de certification : TSO C 74b	X	*3,1 (1,406)	58,1 (1,476)	180 (2,08)
299	Radio-altimètre King KRA-10		4,3 (1,950)	162,6 (4,130)	699 (8,05)
301	Emetteur-récepteur VHF de radiocommunication Narco 120				
	a. Simple		4,8 (2,177)	56,9 (1,445)	273 (3,15)
	b. Double		8,6 (3,901)	57,4 (1,458)	494 (5.69)
	Base de certification : TSO C37b, C38b				
303	Récepteur VHF de radionavigation Narco 121				
	a. Simple		3,1 (1,406)	58,4 (1,483)	181 (2,09)
	b. Double		6,2 (2,812)	58,4 (1,483)	362 (4,17)
	Base de certification : TSO C36c, C40c, C66a				
305	Récepteur VHF de radionavigation Narco 122				
	a. Simple		*5,1 (2,313)	99,4 (2,525)	507 (5,84)
	b. Double		*8,6 (3,901)	82,9 (2,106)	713 (8,22)
	Base de certification : TSO C35d, C36c, C40c, C66a				

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

m) Equipements radioélectriques
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	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	_____	*8,8 (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)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
313	Ensemble alignement de descente Narco UGR-2A				
	a. Simple	_____	4,2 (1,905)	154,0 (3,912)	647 (7,45)
	b. Double	_____	8,4 (3,810)	220,0 (5,588)	1848 (21,29)
	Base de certification : TSO C34b				
315	Tableau sélecteur d'écoute Narco CP-135 Base de certification : TSO C50b	_____	2,2 (0,998)	55,0 (1,397)	121 (1,39)
317	Tableau sélecteur d'écoute Narco CP-135M Base de certification : TSO C50b, C35d	_____	*3,7 (1,678)	114,3 (2,903)	423 (4,87)
319	Equipement mesureur de distance Narco DME-190 TSO Base de certification : TSO C66a	_____	**5,9 (2,676)	60,9 (1,547)	359 (4,14)
321	Equipement mesureur de distance Narco DME-195, récepteur et indicateur Base de certification : TSO C66a	_____	**13,2 (5,987)	154,5 (3,924)	2039 (23,49)
323	Radiocompas Narco ADF-141				
	a. Simple	_____	6,0 (2,722)	91,2 (2,316)	547 (6,30)
	b. Double	_____	*17,9 (8,119)	107,6 (2,733)	1926 (22,19)
	Base de certification : TSO C41c				

*Antenne et câble doubles compris dans la masse.
**Antenne et câble compris dans la masse.

m) Equipements radioélectriques
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
325	Transpondeur Narco AT-150 Base de certification : TSO C74c	_____	**3,0 (1,361)	57,3 (1,455)	172 (1,98)
	a. Alticodeur Narco AR-500 Base de certification : TSO C88	_____	1,0 (0,454)	51,5 (1,308)	52 (0,59)
327	Antenne et câble				
	a. de réception radionavigation VRP-37 ou AV-12PPR	_____	1,4 (0,635)	195,7 (4,971)	274 (3,16)
	b. de radiocommunication VHF N° 1 PS50040-18	_____	1,4 (0,635)	144,3 (3,665)	202 (2,33)
	c. de radiocommunication VHF N° 2 PS50040-18	_____	1,5 (0,680)	170,7 (4,336)	256 (2,95)
	d. de lever de doute de radiocompas STD-99841	_____	0,4 (0,181)	150,0 (3,810)	60 (0,69)
	e. de lever de doute de radiocompas 79160 tous temps	_____	0,5 (0,227)	147,5 (3,747)	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.

m) Equipements radioélectriques
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
330	Balise de détresse (Narco modèle ELT-10)	X	3,5 (1,588)	236,2 (5,999)	827 (9,53)
	a. Antenne et câble coaxial	X	0,3 (0,136)	224,4 (5,700)	67 (0,78)
	b. Etagère et trou d'accès		0,5 (0,227)	235,4 (5,979)	118 (1,36)
331	Microphone				
	a. Plan Piper 68856-10		0,3 (0,136)	64,9 (1,648)	19 (0,22)
	b. Plan Piper 68856-11		0,6 (0,272)	69,9 (1,775)	42 (0,48)
	c. Plan Piper 68856-12	X	0,3 (0,136)	64,9 (1,648)	19 (0,22)
333	Casque d'écoute et microphone à support flexible, plan Piper 37921-2		0,3 (0,136)	80,5 (2,045)	24 (0,28)
335	Haut-parleur de cabine, plan Piper 99220	X	1,1 (0,499)	99,0 (2,515)	109 (1,25)
337	Casque d'écoute, plan Piper 68856-10		0,5 (0,227)	60,0 (1,524)	30 (0,35)

n) Divers
(équipements optionnels)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
405	Finition au chromate de zinc, plan Piper 79700-2	X	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	X	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	X	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)

n) Divers
(équipements optionnels) (suite)

Repère		Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
419	C	Siège avant réglable (gauche), plan Piper 79591-0/79591-2	X	*6,6 (2,994)	80,7 (2,050)	533 (6,14)
421		Siège avant réglable (droit), plan Piper 79591-1/79591-3	X	*6,8 (3,084)	80,0 (2,032)	544 (6,27)
423		Appuie-tête (2) avant, plan Piper 79337-18	X	2,2 (0,998)	94,5 (2,400)	208 (2,40)
425		Appuie-tête (2) arrière, plan Piper 79337-18	X	2,2 (0,998)	132,1 (3,355)	291 (3,35)
427		Ceintures à enrouleur à inertie (arrière) (2), 0,8 lb (0,363 kg) chaque, Piper PS50039-4-14 Pacific Scientific 1107319-01 American Safety Eqpt. Corp. 500853-401 (Noire)	X	1,6 (0,726)	140,3 (3,564)	224 (2,59)
429	C	Bretelles à enrouleur à inertie (avant) (2) Piper PS50039-4-20 Pacific Scientific 1107447-13 (Noire)	X	1,3 (0,590)	119,5 (3,035)	155 (1,79)

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

n) Divers
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	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 tringle, plan Piper 67955-2	X	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.

n) Divers
(équipements optionnels) (suite)

Repère	Eléments	Faire une croix si installé	Masse lb (kg)	Bras in (m) en AR de la réf	Moment in.lb (m.kg)
443	Extincteur				
	a. Plan Piper 76167-2, Scott 42211-00	_____	4,6 (2,087)	71,0 (1,803)	327 (3,76)
	b. Plan Piper 37872-2, Graviner HA1014-01	_____	5,6 (2,540)	57,9 (1,471)	324 (3,74)
445	Bouchon antivol, plan Piper 39830-2	_____	*0,1 (0,045)	94,1 (2,390)	9 (0,11)
	TOTAL DES EQUIPEMENTS OPTIONNELS		_____	_____	_____

*Différence de masse et se 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.

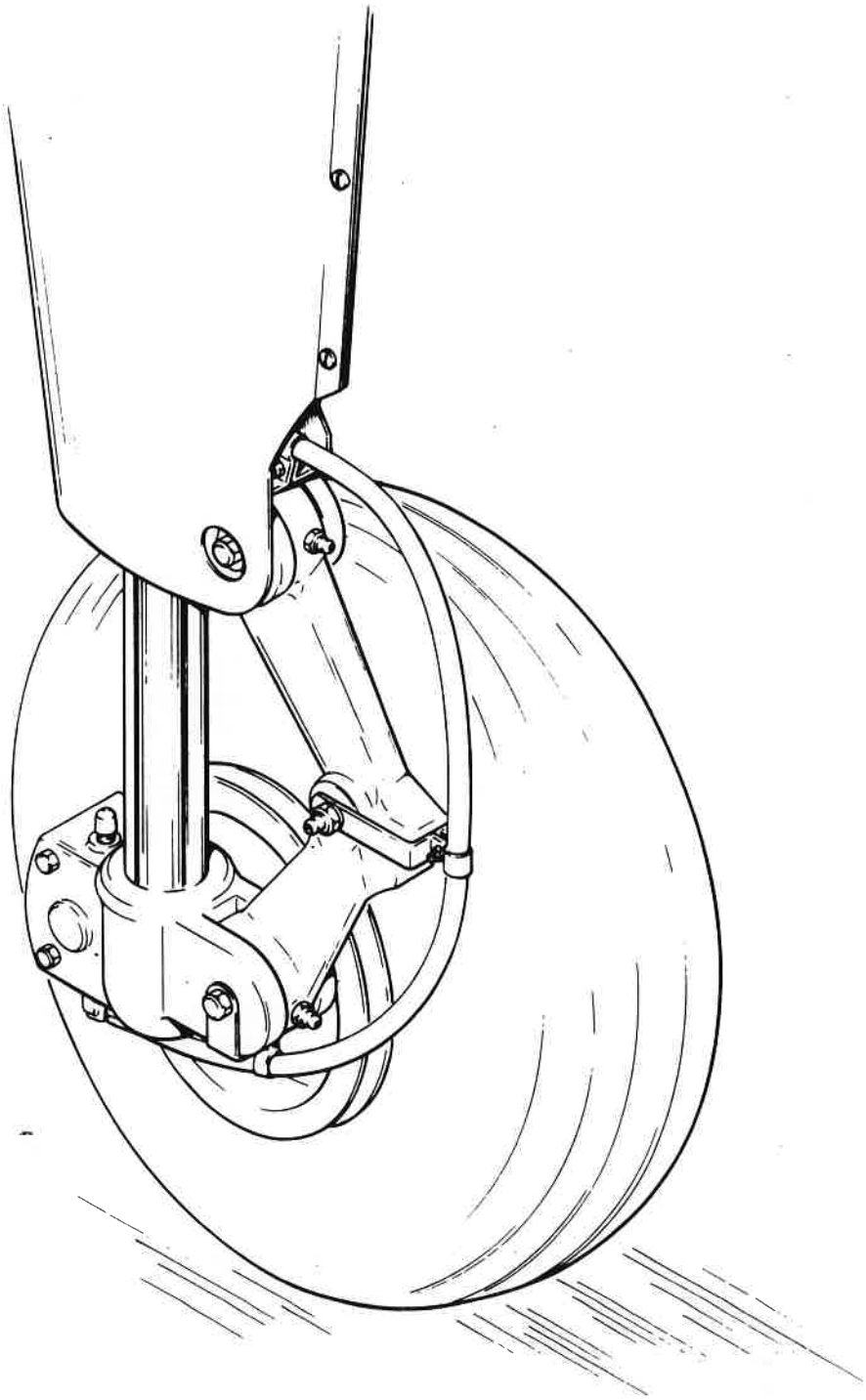
L'aile de forme semi-effilée comporte une section aérodynamique NACA 65_2-415 à écoulement laminaire. Les ailes sont fixées sur le fuselage, de chaque côté, par introduction des extrémités de raccordement de chacun des longerons principaux à l'intérieur de la liaison de longerons formant caisson, liaison qui est solidaire de la structure du fuselage et qui réalise en fait un longeron principal d'un seul tenant avec raccordements 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.



ENSEMBLE ROUE PRINCIPALE

Figure 7-1

7.7 TRAIN D'ATTERRISSAGE

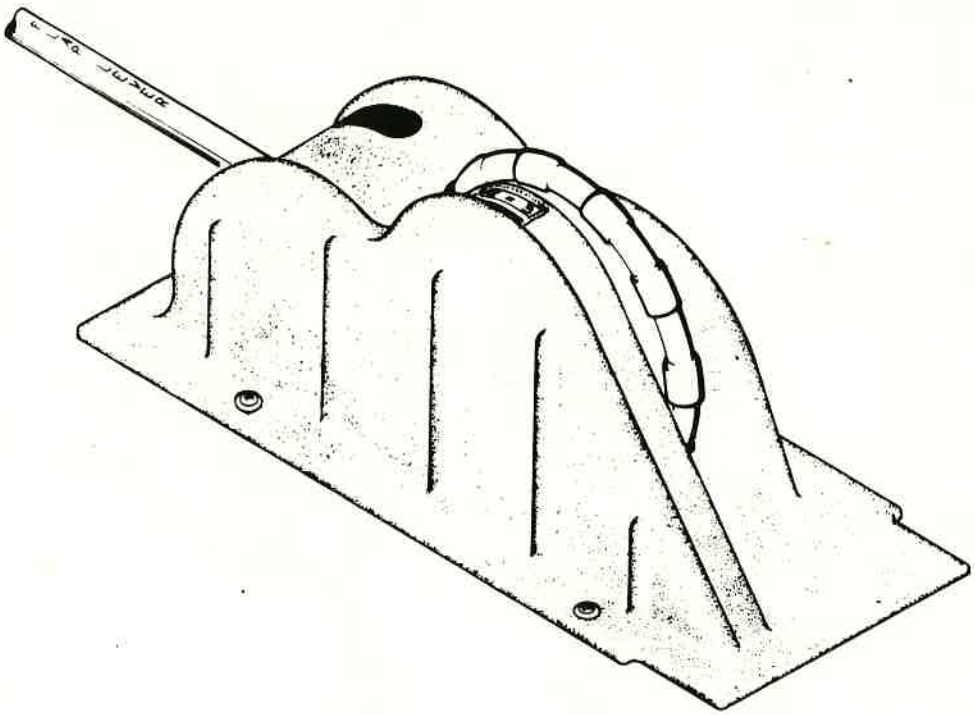
Les trois trains d'atterrissage utilisent des roues Cleveland de 6.00 x 6, les roues du train principal (Figure 7-1) étant équipées de freins à tambour et d'ensembles frein hydraulique monodisque Cleveland. Les trois roues utilisent des pneus de 6.00 x 6 type III à quatre plis avec chambre à air.

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 20° de part et d'autre de l'axe. Le train avant comprend également un amortisseur de shimmy.

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

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT



PUPITRE DES COMMANDES DE VOL

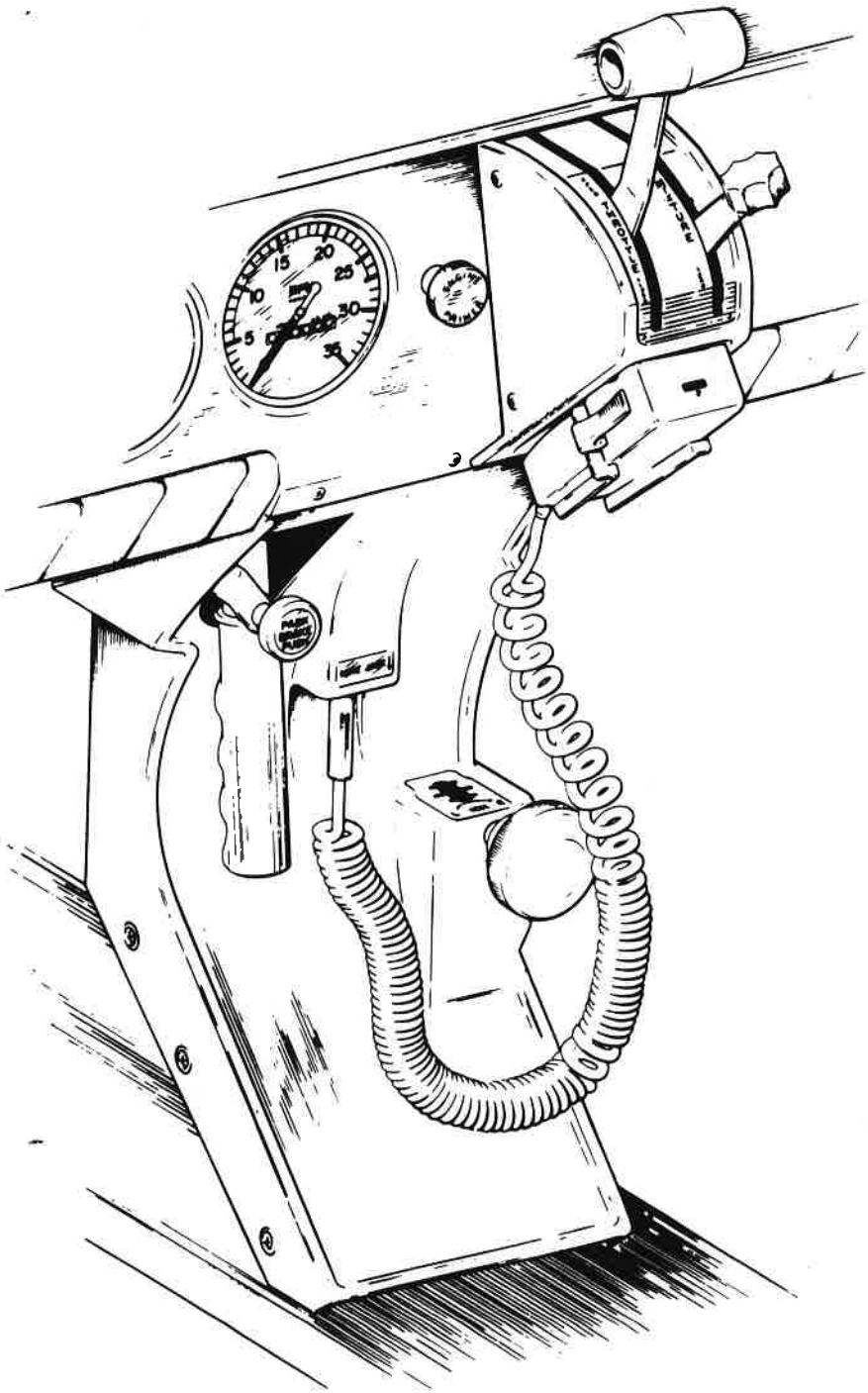
Figure 7-3

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.



BLOC MANETTES ET PUPITRE

Figure 7-5

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.

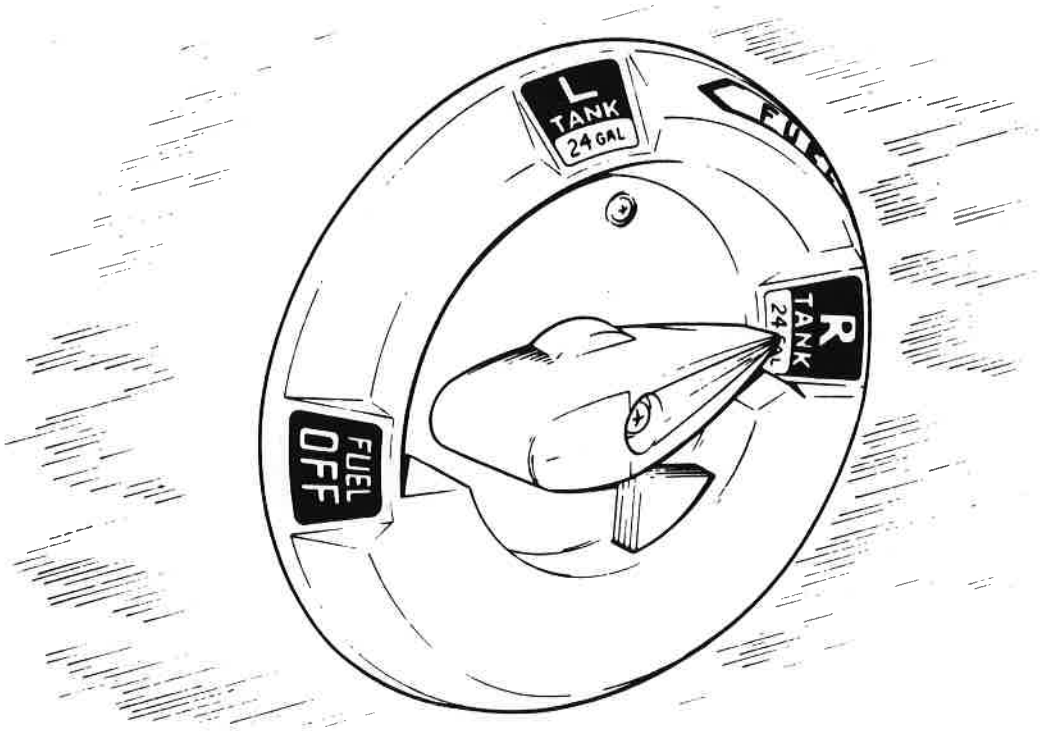
La manette de commande du réchauffage de carburateur se trouve sur le tableau de bord, à droite du bloc manettes. La commande comporte deux positions repérées «ON» («MARCHE») (position basse) et «OFF» («ARRET») (position haute).

7.13 CIRCUIT CARBURANT

Le carburant est stocké dans deux réservoirs de 25 US gal (94,5 l) (24 US gal - 91 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. A 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» («ARRET»). Le poussoir se libère automatiquement lorsque l'on ramène la manette en position «ON» («MARCHE»).

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



SELECTEUR DE CARBURANT

Figure 7-7

Les purges du circuit carburant doivent être ouvertes tous les jours avant le premier vol afin de vérifier l'absence d'eau et de sédiments et la conformité du carburant. Chaque réservoir comporte une purge individuelle située au fond dans le coin arrière interne.

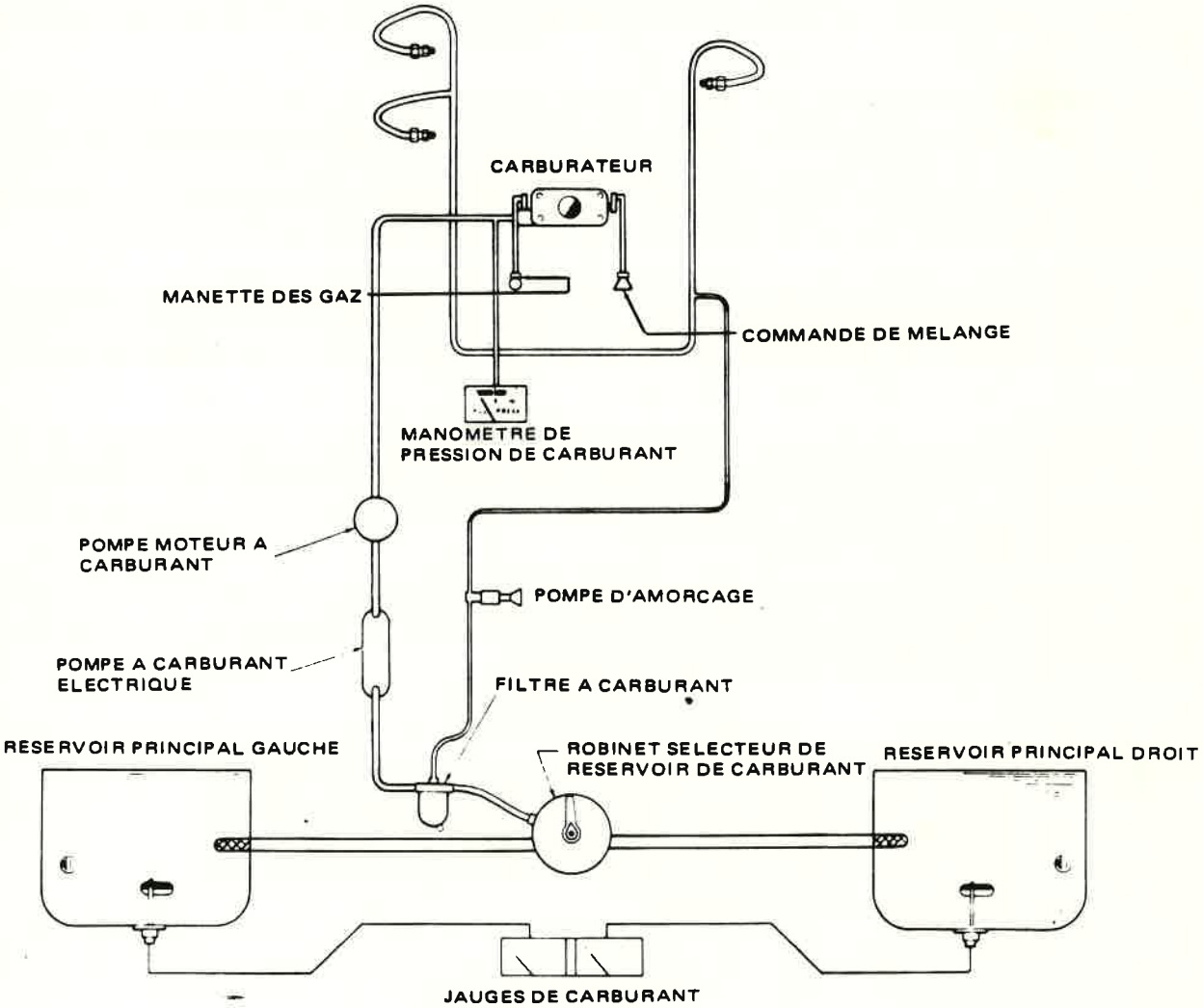
Le filtre à carburant, situé sur la face avant de la cloison pare-feu à la partie inférieure gauche, comporte une purge qui est accessible de l'extérieur au niveau du fuselage avant. Il faut également purger le filtre avant le premier vol de la journée. Se reporter au paragraphe 8.21 en ce qui concerne l'ensemble des consignes de purge du circuit carburant.

La quantité et la pression de carburant sont indiquées sur des indicateurs situés dans un groupe d'instruments se trouvant du côté gauche du tableau de bord.

Un dispositif d'injection au démarrage est prévu pour faciliter la mise en route du moteur. La pompe d'amorçage est située immédiatement à gauche du bloc manettes (Se reporter à la Figure 7-5).

SCHEMA DE PRINCIPE DU CIRCUIT CARBURANT

Figure 7-9



7.15 CIRCUIT ELECTRIQUE

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.

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

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

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

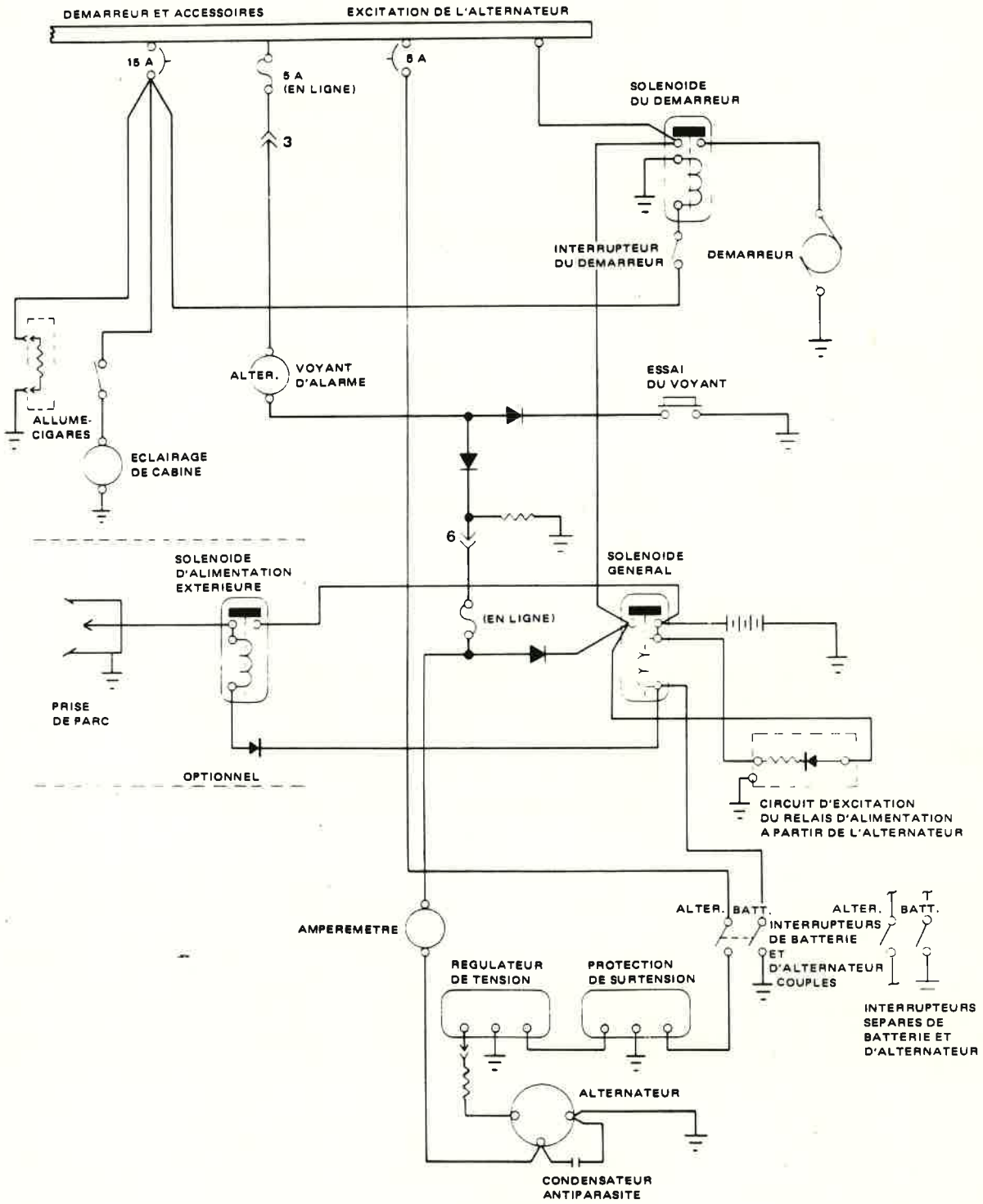
Les accessoires électriques optionnels comprennent les feux de navigation, les feux de reconnaissance de voilure, le feu anticollision, le phare d'atterrissage, l'éclairage des instruments et le plafonnier de la cabine. Des circuits sont prévus pour l'adaptation d'équipements de communication et de navigation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

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

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

ATTENTION–DANGER

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



SCHEMA DE PRINCIPE DE L'ALTERNATEUR ET DU DEMARREUR

Figure 7-11

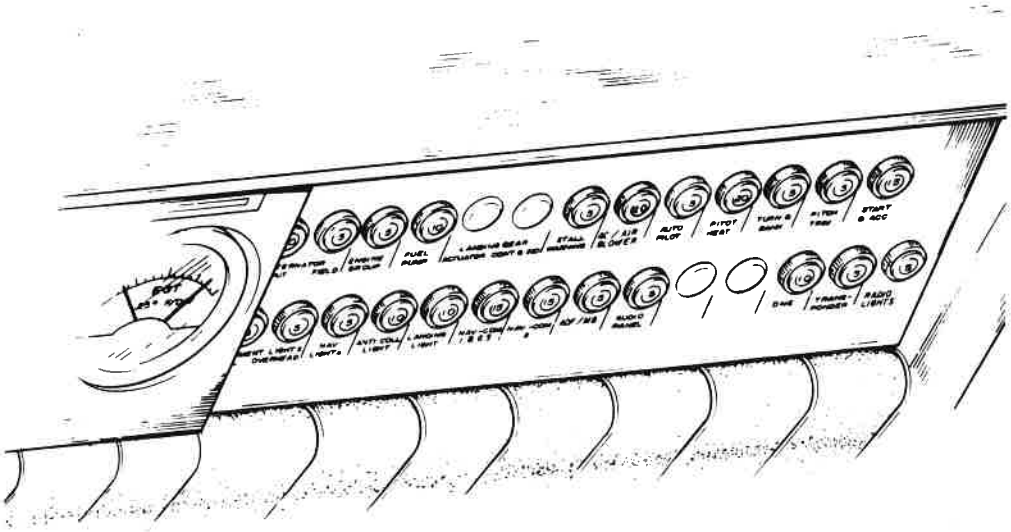


TABLEAU DE DISJONCTEURS

Figure 7-13

NOTA

Sur les avions sur lesquels les interrupteurs de batterie et d'alternateur sont couplés, l'interrupteur d'alternateur est couplé mécaniquement avec l'interrupteur de batterie. La mise en service de l'alternateur entraîne également celle de la batterie. Sur les avions sur lesquels le fonctionnement des interrupteurs de batterie et d'alternateur est séparé, les interrupteurs peuvent être manœuvrés séparément à la demande.

A la différence des circuits des génératrices antérieures, l'ampèremètre n'indique pas l'intensité de décharge de la batterie ; il indique plutôt, en ampères, la charge électrique demandée à l'alternateur. La totalité de l'équipement électrique étant coupé (à l'exception du contact général), l'ampèremètre indique le régime de charge de la batterie. Au fur et à mesure de la mise en circuit de chacun des équipements électriques, l'intensité totale absorbée indiquée par l'ampèremètre augmente. Ce total comprend la batterie. La charge moyenne continue pour le vol de nuit, avec les équipements radio en service, est d'environ 30 ampères. Dans ces conditions de vol, l'ampèremètre indique cette valeur de 30 ampères en permanence, plus 2 ampères correspondant à une batterie complètement chargée.

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 DEPRESSION

Le circuit de dépression assure le fonctionnement des instruments gyroscopiques pneumatiques. Ceux-ci, lorsqu'ils sont installés, comprennent le conservateur de cap et l'horizon gyroscopique. 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.

Le circuit est doté d'un régulateur de dépression afin de protéger les gyros. La soupape est tarée de manière à obtenir une dépression de 5,0 ± 0,1 in Hg (127 ± 2,54 mm Hg), ce tarage assurant une dépression suffisante pour faire fonctionner tous les gyros à leur vitesse de rotation nominale. La détérioration des gyros résulterait de tarages supérieurs et les gyros seraient douteux avec un tarage inférieur. Le régulateur est situé derrière le tableau de bord et est accessible par le dessous de ce dernier.

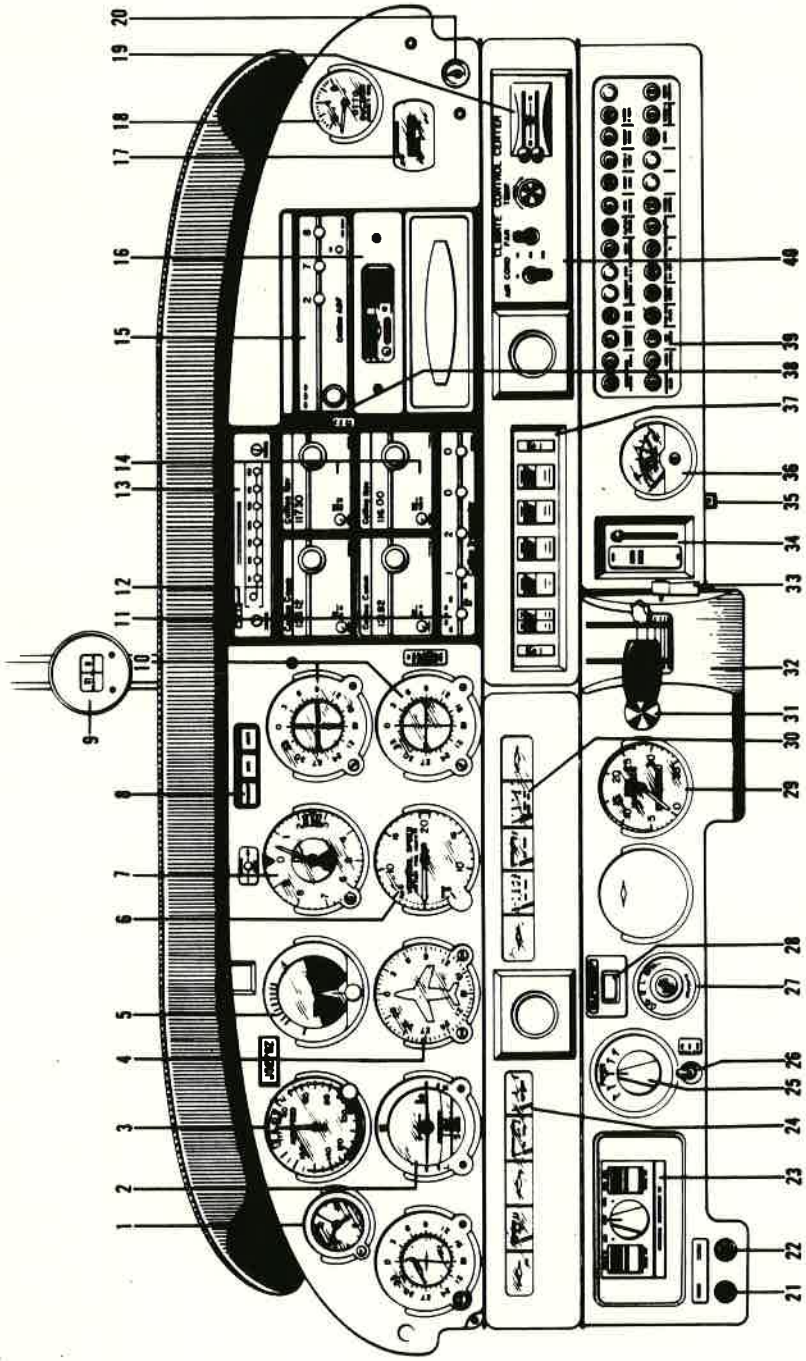
7.19 TABLEAU DE BORD

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

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

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

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



1. MONTRE
2. CONTROLEUR DE VIRAGE
3. ANEMOMETRE
4. CONSERVATEUR DE CAP
5. HORIZON GYROSCOPIQUE
6. VARIOMETRE
7. ALTIMETRE
8. TABLEAU D'ALARME
9. COMPAS MAGNETIQUE
10. INDICATEURS VOR/ILS
11. TRANSPONDEUR
12. RECEPTEUR DE BALISES
13. TABLEAU D'ECOUTE
14. EMETTEURS/RECEPTEURS VHF
15. RECEPTEUR DE RADIOCOMPAS
16. EQUIPEMENT MESUREUR DE DISTANCE
17. TOTALISATEUR D'HEURES MOTEUR
18. MANOMETRE DE DEPRESSION
19. COMMANDES DE CHAUFFAGE ET DE DEGIVRAGE
20. ALLUME-CIGARES
21. PRISE DE MICROPHONE
22. PRISE DE CASQUE
23. PILOTE AUTOMATIQUE
24. BLOC D'INDICATEURS MOTEUR
25. COUPLEUR VOR/LOC
26. SELECTEUR DE RECEPTEUR DE NAVIGATION
27. CONTACT DE MAGNETOS & DEMARREUR
28. COMMANDE DE COMPENSATEUR DE PROFONDEUR
29. TACHYMETRE
30. JAUGEURS DE CARBURANT
31. POMPE D'AMORCAGE
32. BLOC MANETTES
33. MANETTE DE SERRAGE
34. COMMANDE DE RECHAUFFAGE DE CARBURATEUR
35. INTERRUPTEUR DE BARRE DE SECOURS
36. INDICATEUR DE TEMPERATURE DES GAZ D'ECHAPPEMENT
37. ECLAIRAGE TABLEAU DE BORD
38. INTERRUPTEUR GENERAL DES EQUIPEMENTS RADIO
39. TABLEAU DE DISJONCTEURS
40. HABITABILITE

TABLEAU DE BORD

Figure 7-15

7.21 CIRCUIT ANEMOMETRIQUE

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

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

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

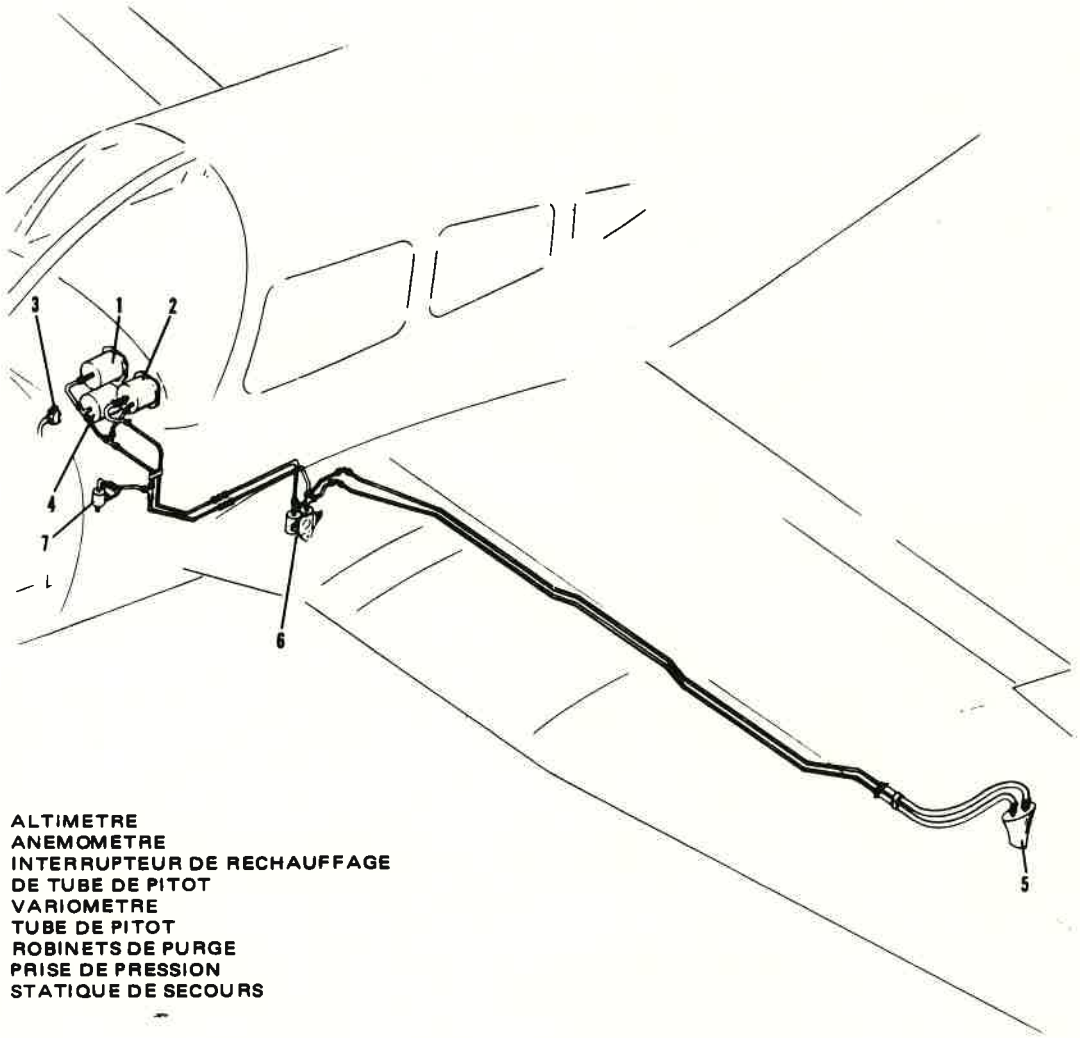
Les canalisations de pression totale et de pression statique peuvent être purgées par l'intermédiaire de robinets de purge individuels situés à l'intérieur du fuselage, à la partie inférieure côté gauche.

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

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

NOTA

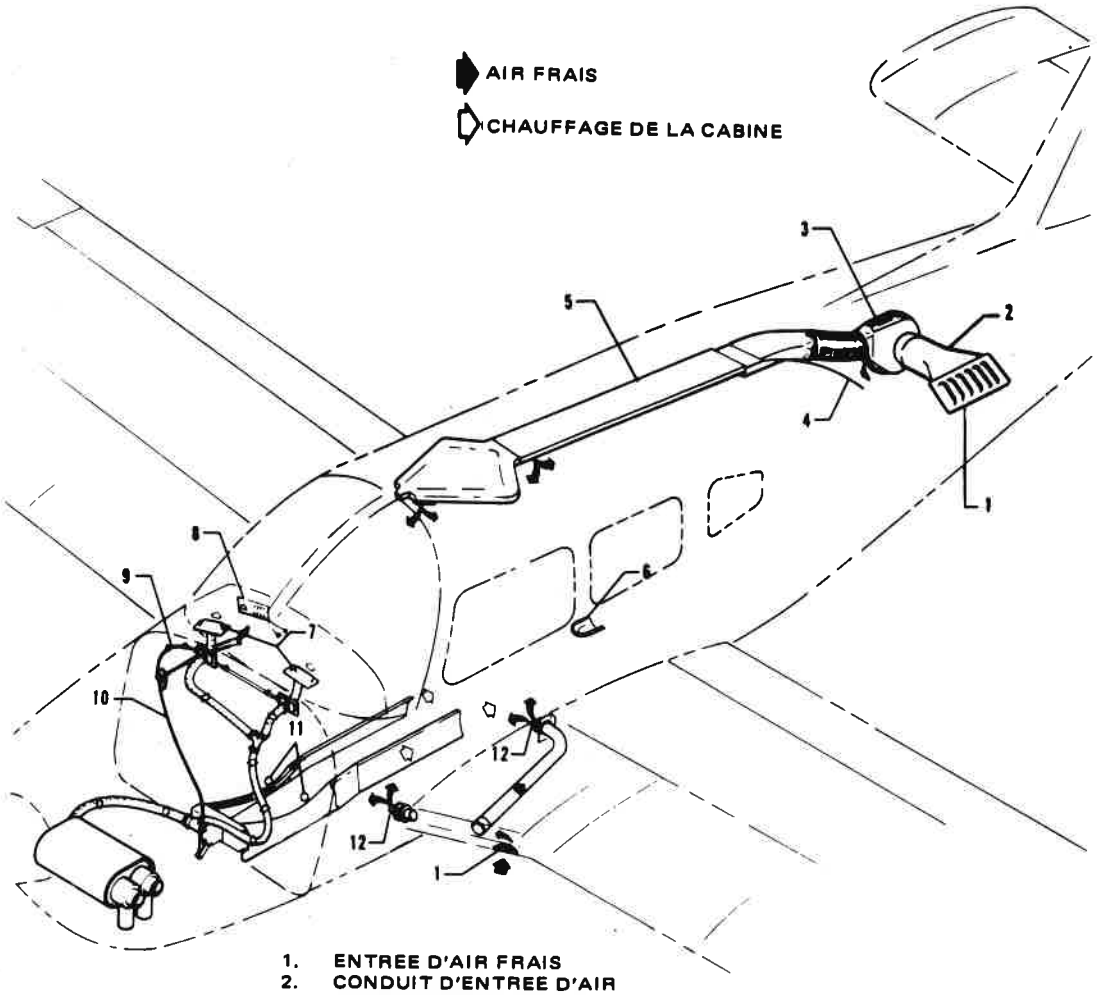
Au cours de la visite avant vol, s'assurer que la housse de tube de Pitot a été déposée.



1. ALTIMETRE
2. ANEMOMETRE
3. INTERRUPTEUR DE RECHAUFFAGE DE TUBE DE PITOT
4. VARIOMETRE
5. TUBE DE PITOT
6. ROBINETS DE PURGE
7. PRISE DE PRESSION STATIQUE DE SECOURS

CIRCUIT ANEMOMETRIQUE

Figure 7-17



1. ENTREE D'AIR FRAIS
2. CONDUIT D'ENTREE D'AIR
3. SOUFFLANTE D'AIR FRAIS
4. ENSEMBLE CLOISON
5. CONDUIT D'AIR FRAIS
6. BOUCHE D'EVACUATION D'AIR DE CABINE
7. BOUCHE DE DEGIVRAGE
8. TABLEAU DE COMMANDE DE SOUFFLANTE
9. COMMANDE DE DEGIVRAGE
10. COMMANDE DE CHAUFFAGE
11. COMMANDE DE DERIVATION DU CHAUFFAGE DE CABINE
12. COMMANDE D'AIR FRAIS

INSTALLATION DE CHAUFFAGE ET DE VENTILATION

Figure 7-19

7.23 INSTALLATION DE CHAUFFAGE ET DE VENTILATION

Le réchauffage nécessaire à l'intérieur de la cabine et à l'installation de dégivrage est fourni à partir d'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 appuie-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.

Des bretelles avec enrouleurs à inertie sont fournies pour chacun des occupants des sièges avant et, suivant le modèle, elles sont comprises dans l'équipement standard ou offertes en option pour les occupants des sièges arrière. La vérification de l'enrouleur à inertie peut s'effectuer en tirant la bretelle d'un coup sec et en contrôlant le blocage de l'enrouleur sur cette action. Cette caractéristique de blocage empêche la bretelle de se dérouler et maintient l'occupant en place. Pour les mouvements normaux, la bretelle se déroule et s'enroule à la demande. Sur les avions ancien modèle équipés d'une bretelle simple réglable située au-dessus de la fenêtre latérale pour chaque siège avant, la bretelle se passe sur l'épaule côté fenêtre et se fixe sur la ceinture au niveau de la hanche de l'occupant. Régler cette bretelle fixe de manière à pouvoir atteindre toutes les commandes, tout en s'assurant d'être retenu efficacement. Des bretelles sont disponibles en option pour les occoupants des sièges arrière. Les bretelles doivent être utilisées systématiquement au décollage, à l'atterrissage et dans tous les cas d'urgence en vol.

7.27 ZONES A BAGAGES

Une zone à bagages de 24 cu.ft (0,68 m^3) de volume, située derrière les sièges arrière, est accessible directement par la cabine ou par une porte de soute à bagages extérieure située sur le côté droit de l'avion. La capacité de chargement maximale est de 200 lb (91 kg). Cette zone est dotée de sangles d'arrimage qui doivent toujours être utilisées.

NOTA

Il incombe au pilote, une fois les bagages embarqués, de s'assurer que le centrage de l'avion tombe à l'intérieur de la plage admissible (Voir la Section 6 - «Masse et centrage»).

7.29 AVERTISSEUR DE DECROCHAGE

L'approche d'un décrochage est indiquée par un avertisseur de décrochage qui est déclenché entre 5 et 10 kt (9 et 19 km/h) au-dessus de la vitesse de décrochage. Un léger tremblement de la cellule et un tangage modéré peuvent également précéder le décrochage. Les vitesses de décrochage sont indiquées sous forme de graphiques dans la Section «Performances». L'avertisseur sonore de décrochage émet un son continu et est déclenché par un détecteur de portance monté sur le bord d'attaque de l'aile gauche. Au cours de la visite avant vol, l'avertisseur de décrochage doit être vérifié en plaçant le contact général sur «ON» («MARCHE»), en soulevant le détecteur et en vérifiant le déclenchement de l'avertisseur sonore.

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.

*Equipement optionnel

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

NOTA

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

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

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

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

Lorsque la manette des gaz est en position plein gaz, elle sollicite un microcontacteur qui provoque le débrayage du compresseur et la rentrée de la prise d'air. Cette action permet d'obtenir la puissance maximale et le taux de montée maximal. Le fonctionnement de la soufflante est maintenu et l'air reste frais pendant environ une minute. Lorsque l'on ramène la manette des gaz d'environ 1/4 in (6,4 mm), l'embrayage réembraye, la prise d'air sort et fournit à nouveau de l'air sec et frais.

7.35 PRISE DE PARC PIPER*

Une installation de démarrage optionnelle baptisée Piper External Power ou «PEP» (prise de parc Piper) est accessible par la prise située sur le côté droit du fuselage, en arrière de l'aile. Une batterie extérieure peut être branchée sur cette prise, permettant ainsi à l'utilisateur de lancer le moteur sans avoir à mettre la batterie de bord en circuit.

*Equipement 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.

7.39 INSTALLATION DE DETECTION DU GIVRAGE CARBURATEUR

Une installation de détection du givrage du carburateur est disponible en option pour cet avion. Cette installation comprend une boîte de commande montée sur le tableau de bord, une sonde de détection montée dans le carburateur et un voyant d'alarme rouge qui signale la présence de glace dans le carburateur. En présence de glace, appliquer le plein réchauffage carburateur. Se reporter au paragraphe 3.29, «Givrage du carburateur», des «Procédures d'urgence». Le réglage de l'installation pour la détection du point critique de givrage s'effectue en plaçant d'abord le contact général de l'avion sur «ON» («MARCHE»), puis en mettant le boîtier de détection de givrage sur «ON» («MARCHE»). Tourner le bouton de sensibilité à fond dans le sens antihoraire, ce qui provoque l'allumage du voyant de givrage carburateur. Ramener alors le bouton de sensibilité (sens horaire) de manière à obtenir tout juste l'extinction du voyant de givrage. Cette opération permet de déterminer le réglage limite.

ATTENTION–DANGER

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

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

TABLE DES MATIERES

SECTION 8

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

Paragraphes		Pages
8.1	Généralités	8-1
8.3	Périodicités de visite de l'avion	8-2
8.5	Entretien préventif	8-3
8.7	Transformations de l'avion	8-4
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 satisfaits dans les meilleurs délais. Ces derniers sont envoyés aux derniers propriétaires recensés, aux distributeurs et aux vendeurs. Selon la nature du bulletin, des allocations de matériel et de main d'œuvre peuvent être prévues, et seront précisées dans le corps du bulletin.

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

Les Lettres «rechanges d'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.

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

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

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

8.3 PERIODICITES DE VISITE DE L'AVION

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

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

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

8.5 ENTRETIEN PREVENTIF

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

8.7 TRANSFORMATIONS DE L'AVION

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

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

Documents devant être constamment dans l'avion :

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

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

8.9 OPERATIONS DE PISTE

a) Remorquage

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

ATTENTION

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

ATTENTION

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

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

b) Roulage au sol

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

1) Avancer de quelques mètres et freiner pour juger de l'efficacité des freins.
2) Pendant le roulage,. effectuer de légers virages pour s'assurer de l'efficacité du dispositif d'orientation.
3) Lors du passage près de bâtiments ou d'objets fixes, vérifier la garde en bouts d'ailes. Si possible placer un observateur à l'extérieur de l'avion.
4) Quand le roulage s'effectue sur un sol inégal, éviter les trous et les ornières.
5) Ne pas faire tourner le moteur à un régime élevé au cours d'un point fixe ou d'un roulage effectué sur un sol recouvert de pierres, de gravier ou de tout type de matériau épars pouvant endommager les pales d'hélice.

c) Stationnement

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

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

ATTENTION

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

3) Les commandes de gauchissement et de profondeur 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.

8.11 FILTRE A AIR DU MOTEUR

a) Dépose du filtre à air du moteur

1) Déposer le capot inférieur.
2) Déposer les écrous à oreilles de fixation du filtre. Déposer le filtre.

b) Nettoyage du filtre à air du moteur

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

Pour nettoyer le filtre :
1) Tapoter doucement le filtre pour faire tomber les particules de saleté, en prenant bien soin de ne pas l'endommager. NE PAS LAVER le filtre dans un liquide quelconque. NE PAS ESSAYER de chasser les saletés à l'air comprimé.
2) Si le filtre est excessivement sale ou s'il présente une détérioration quelconque, le remplacer immédiatement.
3) Essuyer le logement du filtre avec un chiffon propre et monter le filtre. La durée d'utilisation du filtre doit être limitée à un an ou à 500 heures de fonctionnement, suivant la première échéance.

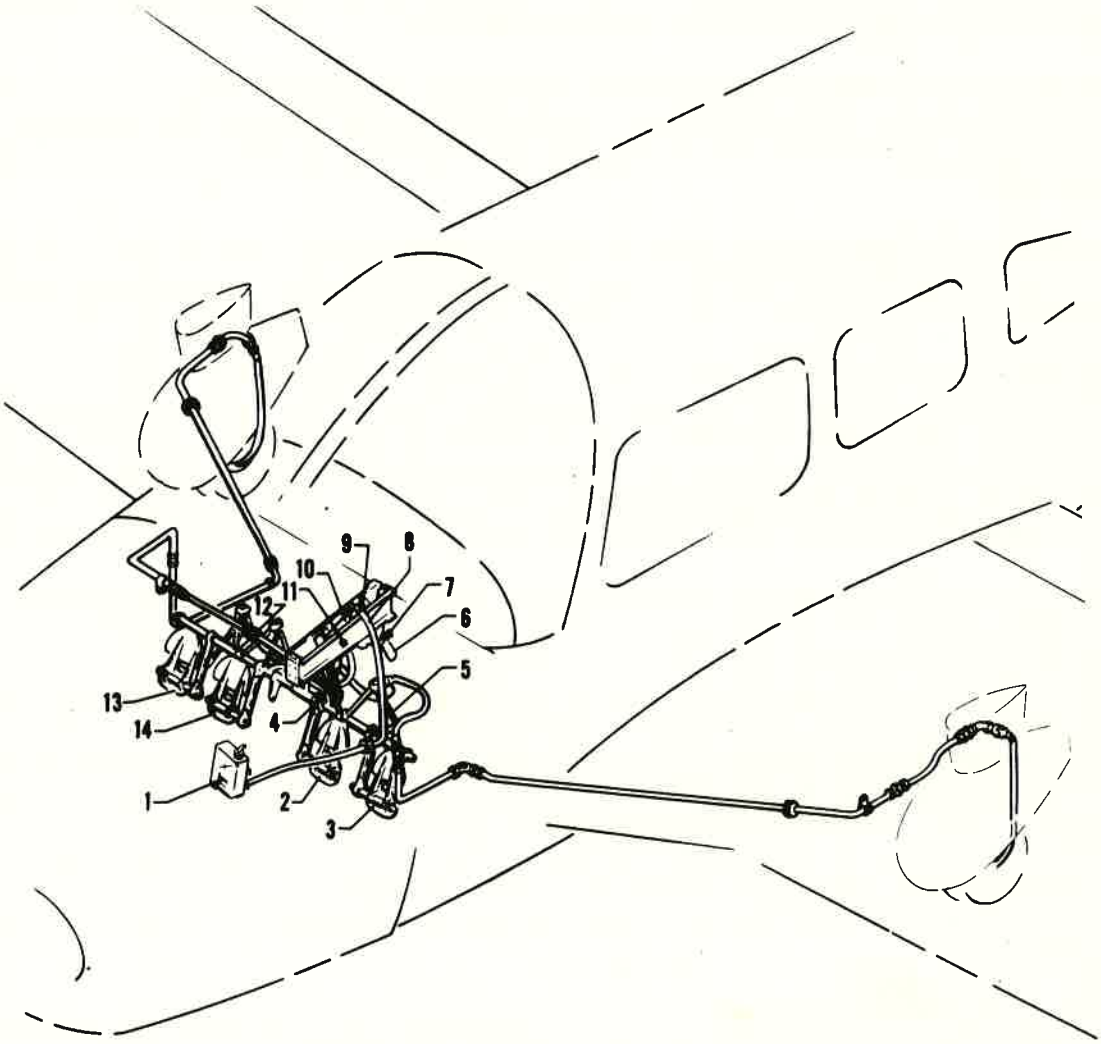
c) Pose du filtre à air du moteur

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

8.13 ENTRETIEN DU CIRCUIT DE FREINAGE

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

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



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

8.15 ENTRETIEN DU TRAIN D'ATTERRISSAGE

Les trois trains d'atterrissage utilisent des roues Cleveland Aircraft Products de 6.00 x 6 et des pneus à 4 plis de type III avec chambre (Se reporter au paragraphe 8.23).

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

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

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

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

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

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 ± 2° 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.

8.19 EXIGENCES APPLICABLES A L'HUILE

La capacité d'huile du moteur est de 8 US qt (7,6 l), la quantité minimale pour un fonctionnement sûr étant de 2 US qt (1,9 l). Il est recommandé de remplacer l'élément du filtre à huile toutes les 50 heures, ou plus fréquemment lorsque les conditions sont défavorables. La vidange et le remplacement de l'huile moteur s'effectuent normalement lors du remplacement du filtre. Toutefois, en cas d'utilisation d'un filtre à huile à passage intégral (du type à cartouche), la périodicité de la vidange d'huile peut être dépassée jusqu'à 100 % si le filtre est remplacé toutes les 50 heures de fonctionnement. Les qualités d'huile ci-après sont recommandées aux températures indiquées.

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

8.21 CIRCUIT CARBURANT

a) Entretien courant du circuit carburant

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

b) Exigences applicables au carburant (ESSENCE AVIATION UNIQUEMENT)

Le carburant de qualité aviation pour le PA-28-181 doit avoir un indice d'octane minimal de 100. Etant donné que l'utilisation de carburant d'indice d'octane inférieur peut entraîner très rapidement des détériorations sérieuses du moteur, la garantie du moteur se trouve invalidée par une telle utilisation.

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

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

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-1-27686 ; 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.

ATTENTION

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

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

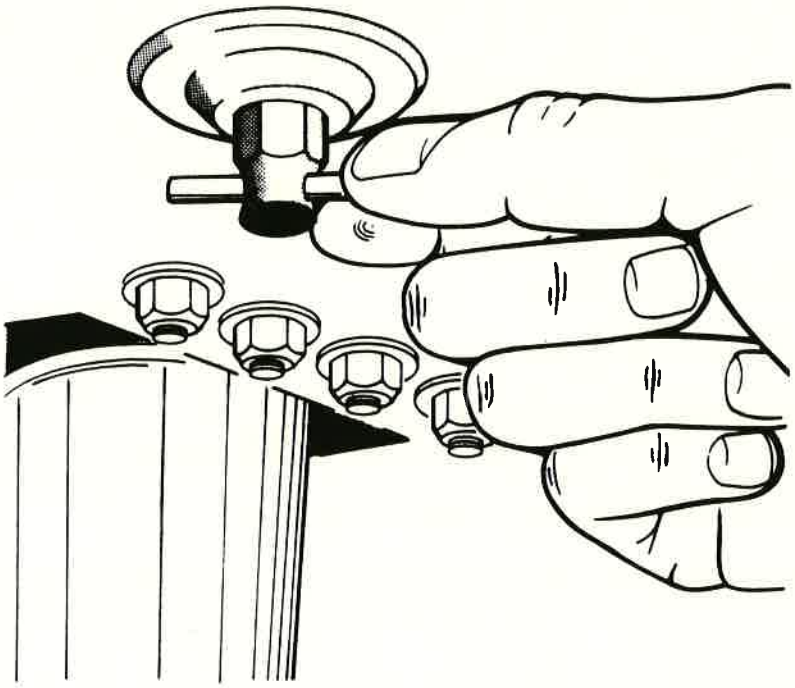
c) Plein des réservoirs de carburant

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

Le réservoir de carburant contient environ 17 US gal (64 l) lorsque le niveau du carburant se trouve à la base de l'indicateur du col de remplissage.

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

Les puisards de réservoir et le filtre du circuit carburant doivent être purgés chaque jour avant le premier vol et après un ravitaillement pour éviter l'accumulation des impuretés telles que l'eau et les sédiments. 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.



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.

8.23 GONFLAGE DES PNEUMATIQUES

Afin d'obtenir une durée de vie maximale des pneumatiques, les maintenir gonflés à la pression appropriée : 18 psi (1,2 bar) pour le train avant, 24 psi (1,7 bar) pour le train principal. Les pneus et les roues sont équilibrés avant la première mise en place ; il ne faut donc pas, au remontage, dissocier un ensemble pneu, roue et chambre. Des roues déséquilibrées peuvent entraîner de violentes vibrations du train d'atterrissage ; c'est pourquoi, si de nouveaux éléments sont mis en service, il peut être nécessaire de rééquilibrer les roues équipées de leurs pneus. Lors de la vérification de la pression des pneus, en examiner l'usure et s'assurer de l'absence de coupures, de meurtrissures et de glissement.

8.25 ENTRETIEN DE LA BATTERIE

On accède à la batterie de 12 volts par un panneau d'accès situé du côté droit à l'arrière de la soute à bagages. Le bac batterie est muni d'un tube en plastique qui est normalement fermé par un bouchon ; ce tube doit être ouvert de temps en temps pour évacuer le liquide qui a pu s'y accumuler. La batterie doit être vérifiée pour s'assurer que le niveau du liquide est correct. NE PAS dépasser les séparateurs. NE PAS refaire les niveaux de la batterie avec de l'acide, utiliser seulement de l'eau. Une vérification avec un pèse-acide permettra de déterminer le pourcentage de charge de la batterie.

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

8.27 NETTOYAGE

a) Nettoyage du compartiment moteur

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

1) Placer un grand bac sous le moteur pour recevoir les produits d'écoulement.
2) Le capotage moteur étant déposé, vaporiser ou brosser le moteur avec un solvant ou un mélange de solvant et de dégraisseur. 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.

b) Nettoyage du train d'atterrissage

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

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

c) Nettoyage des surfaces extérieures

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

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

d) Nettoyage du pare-brise et des fenêtres

1) Enlever avec de l'eau propre sur les surfaces extérieures les traces de 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. Eviter de détremper ou de frotter trop fort.

ATTENTION

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

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

f) Nettoyage des moquettes

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

8.29 UTILISATION PAR TEMPS FROID

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

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

TABLE DES MATIERES

SECTION 9

SUPPLEMENTS

Paragraphes/Suppléments		Pages
9.1	Généralités	9-1
9.2	Terminologie	9-1
1	Installation de conditionnement d'air	9-3
2	Pilote automatique AutoFlite 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

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»).

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

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

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

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

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

d) AVANCE AUTOMATIQUE DE LA DATE
La fonction calendrier assure l'avance automatique à la date exacte suivant le calendrier perpétuel sur quatre ans. Ajouter manuellement un jour le 29 février des années bissextiles. L'avance à la date exacte est assurée chaque jour à minuit.

e) ESSAI DE L'AFFICHAGE
La pression simultanée des deux poussoirs «RST» («CORRECTION») et «ST-SP» («DEPART-ARRET») assure la fonction d'essai de l'affichage.

SECTION 5 - PERFORMANCES

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

SECTION 9

SUPPLEMENTS

9.1 GENERALITES

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

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

9.2 TERMINOLOGIE

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

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

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

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

MANUEL DE VOL
APPROUVE DGAC

SUPPLEMENT N° 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 1 - GENERALITES

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

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

SECTION 2 - LIMITATIONS

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

SECTION 3 - PROCEDURES D'URGENCE

a) SYSTEME AVEC PILOTE AUTOMATIQUE SEUL

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

b) SYSTEMES AVEC PILOTE AUTOMATIQUE ET COMPENSATEUR ELECTRIQUE MANUEL OPTIONNEL

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

SECTION 4 - PROCEDURES NORMALES

a) AVANT VOL (A EFFECTUER AVANT CHAQUE VOL)

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

NOTA

Si l'annonciateur «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.

2) Embrayage du PA
Poussoir «AP ENG» («EMBRAYAGE PA») - APPUYER. Vérifier que l'annonciateur «AP» («PA») s'allume. En l'absence de sélection d'une autre fonction, le PA est asservi à la fonction ailes horizontales.

3) Changements de cap
a. Changements de cap manuels
1. Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - APPUYER et FAIRE VENIR l'avion au cap désiré.
2. Poussoir «CWS» («PILOTAGE TRANSPARENT») - RELACHER. Le PA maintient l'avion ailes horizontales.

NOTA

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

b. Maintien de cap
1. Bouton sélecteur de cap - POSITIONNER L'INDEX sur le cap désiré.
2. Sélecteur de fonction «HDG» («CAP») - APPUYER. Vérifier que l'annonciateur «HDG» («CAP») est ALLUME. Le PA fait automatiquement virer l'avion vers le cap affiché.

c. Virages commandés (fonction maintien de cap en service)
Bouton sélecteur de cap - AMENER L'INDEX sur le cap désiré. Le PA fait automatiquement virer l'avion vers le nouveau cap affiché.

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

NOTA

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

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

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

5) Couplage d'approche

a. Avion équipé d'un indicateur de situation horizontale

1. Flèche de route - POSITIONNER sur la route désirée.

NOTA

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

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

b. Avion équipé d'un conservateur de cap

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

NOTA

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

Si la barre d'écart est à plus de 2 à 3 points : la fonction affichée par le PA est la fonction cap (à moins qu'elle ne soit pas sélectionnée) et l'annonciateur «APR» («APPROCHE») clignote. Lorsque le point d'interception calculé est atteint, l'annonciateur «HDG» («CAP») s'éteint, l'annonciateur «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'annonciateur «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'annonciateur «BC» («FAISCEAU ARRIERE») est allumé fixe et l'annonciateur «APR» («APPROCHE») clignote. Lorsque le point d'interception calculé est atteint, la fonction cap se débraye, les annonciateurs «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 annonciateurs «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'annonciateur «APR» («APPROCHE») clignote. Lorsque le point d'interception calculé est atteint, l'annonciateur «HDG» («CAP») s'éteint, les annonciateurs «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 annonciateurs «BC» («FAISCEAU ARRIERE») et «APR» («APPROCHE») s'allument fixe et la séquence interception/poursuite démarre automatiquement.

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

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

SECTION 5 - PERFORMANCES

Les performances ne sont pas modifiées.

SECTION 6 - MASSE ET CENTRAGE

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

SECTION 7 - DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT

Le 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.

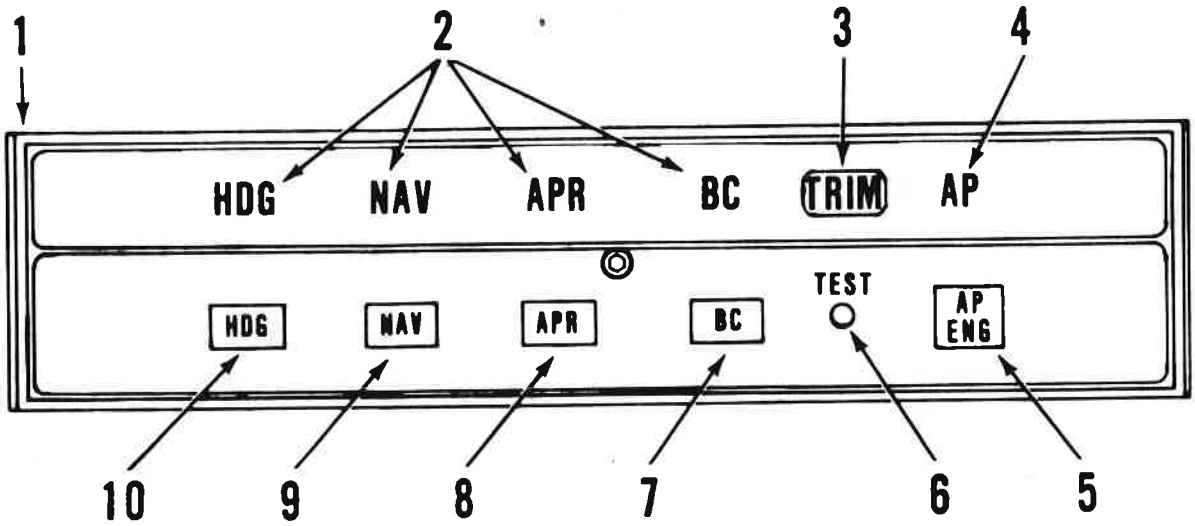
Le montage sur cet avion du pilote automatique KAP 100 est certifié avec un contrôle suivant l'axe de roulis. Les différents instruments et les commandes nécessaires à l'utilisation du pilote automatique KAP 100 sont décrits dans les figures 7-1 à 7-11.

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



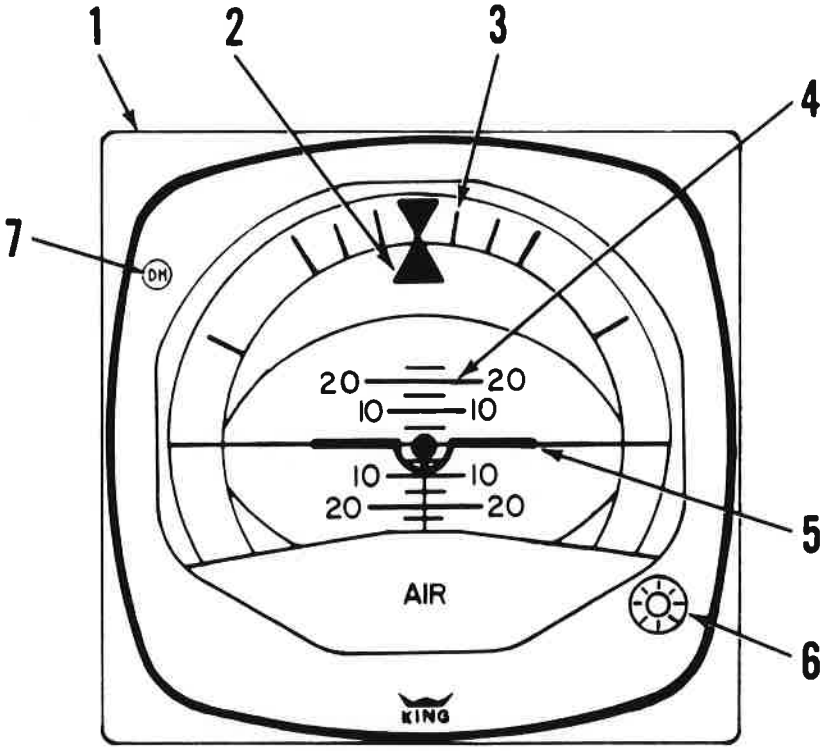
CALCULATEUR DE PILOTE AUTOMATIQUE KC 190

Figure 7-1

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

Figure 7-1 (suite)

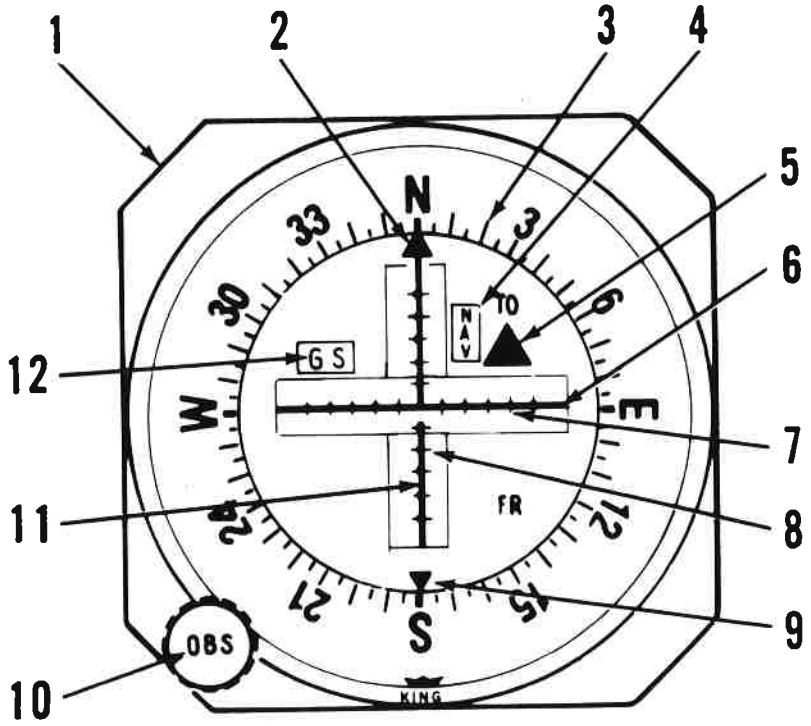
6. POUSSOIR «TEST» («ESSAI») AVANT VOL - Une pression momentanée sur ce poussoir déclenche la séquence d'essai avant vol, à savoir : allumage automatique de tous les annonciateurs, essai du système de surveillance de cadence de roulis, vérification de la tension de commande du compensateur manuel, vérification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



GYRO DE VERTICALE KG 258

Figure 7-3

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



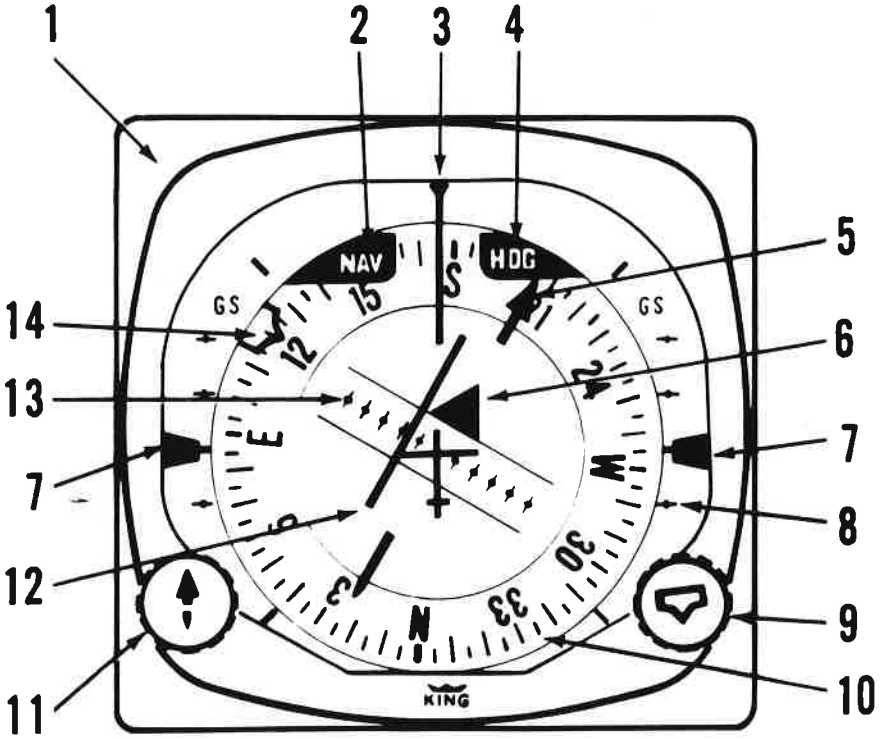
INDICATEUR VOR/ILS
KI 204/206 (TYPE)

Figure 7-5

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

Figure 7-5 (suite)

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



INDICATEUR DE SITUATION HORIZONTALE KI 525A

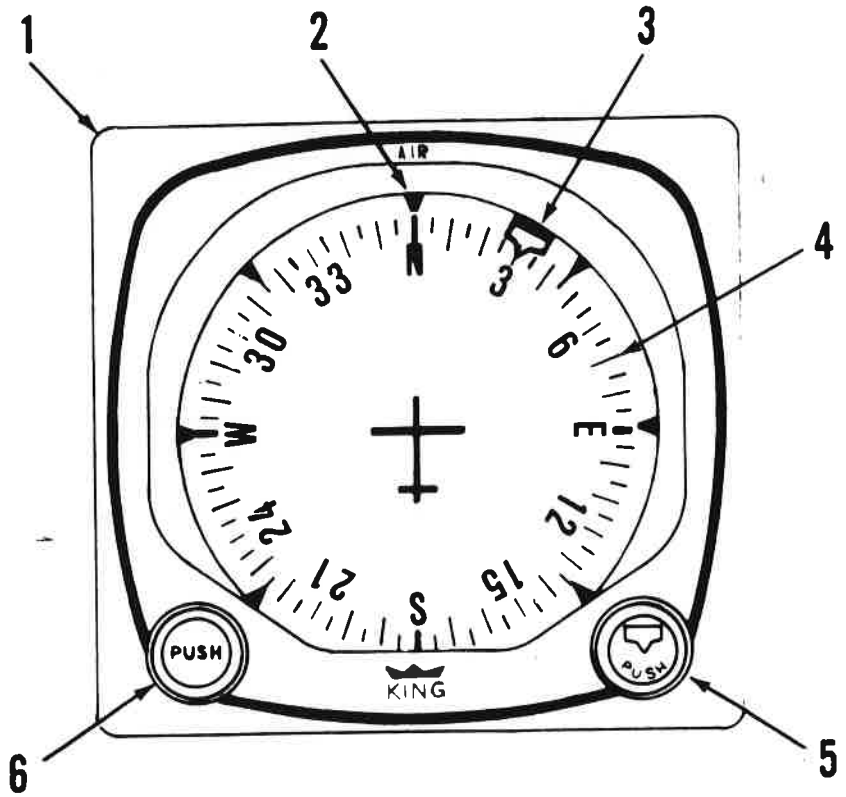
Figure 7-7

Figure 7-7 (suite)

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

Figure 7-7 (suite)

13. ECHELLE D'ECART DE ROUTE - 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 : ± 10° en VOR, ± 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.

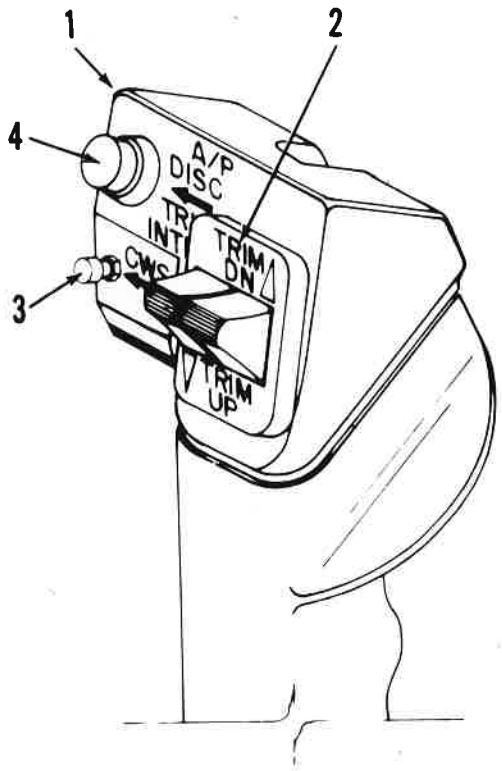


CONSERVATEUR DE CAP NON ASSERVI KG 107

Figure 7-9

Figure 7-9 (suite)

1. CONSERVATEUR DE CAP NON ASSERVI KG 107 - Gyroscope pneumatique qui donne au pilote une indication visuelle stable du cap de l'avion.
2. LIGNE DE FOI - Indique le cap magnétique de l'avion sur la rose (4).
3. INDEX DE CAP - Commandé par le bouton ( ) (5) pour afficher le cap désiré.
4. ROSE - Tourne pour indiquer le cap de l'avion par rapport à la ligne de foi (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 recaler sur le cap magnétique indiqué par le compas magnétique. La rose d'un gyro non asservi doit être recalée périodiquement pour compenser les erreurs de précession du gyro.



BOITIER DE COMMANDES DE VOLANT DU PILOTE AUTOMATIQUE

Figure 7-11

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

La fonction du CONTACT «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 élements suivants du pilote automatique King KAP 100 :

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

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

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

PAGE LAISSEE EN BLANC INTENTIONNELLEMENT

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 Vi : 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.

g) Les pédales de palonnier sont supportées par un tube de torsion qui traverse le fuselage. Le pilote doit se familiariser avec cette disposition afin de placer convenablement ses pieds sur les pédales de palonnier pour éviter d'être gêné par le tube de torsion dans le débattement du palonnier ou dans la manœuvre des pédales de frein.

h) Afin de participer à l'effort pour éviter les accidents, les pilotes doivent se procurer et étudier les renseignements relatifs à la sécurité que mettent à leur disposition les publications FAA telles que réglementations, circulaires d'information, «Aviation News», «Airmen's Information Manual» et documents sur la sécurité.

i) Les glissades ou dérapages prolongés, entraînant une perte d'altitude supérieure à 2000 ft (610 m), ou autres évolutions inhabituelles ou brusques pouvant provoquer la mise à sec de l'orifice de sortie carburant doivent être évités, une interruption du débit de carburant pouvant se produire lorsque le réservoir en service n'est pas plein.

j) Le lancement du moteur à la main n'est pas recommandé ; toutefois, s'il est nécessaire de lancer le moteur à la main, cette opération ne doit être tentée que par le personnel exercé. Placer le contact de magnétos sur «LEFT» («GAUCHE») pendant les opérations de lancement afin de réduire le risque de contre-allumage. Mettre le contact d'allumage sur la position «BOTH» («LES DEUX») lorsque le moteur tourne.

ASPEN AVIONICS

Aspen Avionics, Inc.
5001 Indian School NE
Albuquerque, NM 87110 USA

CONTROL # 143/1989/16

FAA APPROVED
AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT
or
SUPPLEMENTAL AIRPLANE FLIGHT MANUAL
for the
ASPEN AVIONICS EVOLUTION FLIGHT DISPLAY SYSTEM
EFD1000 PRIMARY FLIGHT DISPLAY
Optionally with
EFD1000 AND/OR EFD500 MULTI-FUNCTION DISPLAYS
or
Aspen Evolution Backup Display

The information contained in this Supplement must be attached to the FAA Approved Airplane Flight Manual or placed with the Pilot's Operating Handbook or other operating information when the Aspen EFD1000 PFD and optionally the Aspen EFD1000 MFD and/or EFD500 MFD are installed in accordance with AML STC SA10822SC. This document must be carried in the aircraft at all times.

The information in this Supplement supplements or supersedes the information in the FAA Approved Airplane Flight Manual or other operating information only as set forth herein.

For limitations, procedures, and performance data not contained in this Supplement, consult the Airplane Flight Manual or other operating information.

Airplane Make:	PIPER
Airplane Model:	PA 28-181
Airplane Registration Number:	F-GFIE
Airplane Serial Number:	28-90071

FAA APPROVED By: John Hardie / for
Jim Grigg
Manager, Aircraft Certification Office
Fort Worth, Texas

APPROVED: 12/8/2016

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

This Page Intentionally Left Blank

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

TABLE OF CONTENTS

1 General 6
1.1 System Overview 6
1.2 Installed Equipment List 6
1.3 List of Acronyms and Abbreviations 9

2 Limitations 12
2.1 Kinds of Operation for the PFD PRO, PFD PRO C3, PFD PILOT or PFD VFR 12
2.2 EFD1000 PFD System Limitations 12
2.3 EFD1000 and EFD500 MFD System Limitations 14
2.4 Placards 15

3 Emergency/Abnormal Procedures 17
3.1 Emergency Procedures 17
3.2 Abnormal Procedures 17
3.3 Warnings, Cautions and Advisories 18

4 Normal Procedures 38
4.1 Exterior Inspection 38
4.2 Before Take-Off Checks 38
4.3 Avionik Straubing APS4A Altitude Preselector 39
4.4 S-TEC 55X Altitude Preselect and Vertical Speed Control 39
4.5 ADS-B OUT Control 40
4.6 Before Approach Checks 40
4.7 Shutdown Checks 40
4.8 Turning the AOA System On, Off or Auto on the PFD 40

5 Performance 41

6 Weight and Balance 42

7 Systems Description 43
7.1 Evolution Flight Display 43
7.2 Databases 44
7.3 Remote Sensor Module (RSM) 44
7.4 Traffic Display 44
7.5 ADS-B 45
7.6 Weather Interface 45
7.7 Stormscope 45
7.8 Terminal Procedure Charts 45
7.9 NAV and Terrain Maps 45
7.10 EA100 Autopilot AHRS 46
7.11 Synthetic Vision and Terrain Warning System 46
7.12 Connected Gateway 46
7.13 Radar Altitude 46
7.14 ADF Interface 46
7.15 VHF Interface 46
7.16 GPS Interface 47
7.17 Avionik Straubing APS4A Altitude Preselector 47
7.18 S-TEC 55X Vertical Speed Control/Altitude Preselect 47
7.19 Autopilot Source Select 47
7.20 AOA System 47

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

DOCUMENT REVISIONS FAA APPROVED PAGES

Document Revision	FAA Approved Pages Revised	Description of Change	FAA Approval Date	ECO
Earlier revisions are on file				
W	All	Complete Rewrite, added ADS-B integration	2/20/2015	4258
Y	All	Updated based on FAA comments. Added AOA Functionality.	None	4502
Z	All	Addressed FAA Comments.	17JUL2015	4525
AA	All	Removed references to Pilot Guides from the Limitations Section and added references to the Pilot Guides in the Systems Description section. Updated Copyright to 2016. Added the EBD Model. Added GDL 88 integration information.	None	4712
AB	All	Added caution into Sections 7.9 & 7.11.	31 March 2016	4732
AC	All	Added S-TEC 55X integration to the Installed Equipment List Table and clarified some entries to correspond with the Installation Manual. Added S-TEC 55X integration and new FIS-B annunciations to the Warnings, Cautions and Advisories table and clarified some entries to correspond with the Installation Manual. Updated Pilot Guide revisions, added reference to the VFR PFD Pilot's Guide.	9/26/16	4821
AD	All	Added GTX 345 integration information	12/8/2016 (AFMS/SAFM DATED 18 November 2016)	4964

Prepared By:	Penny Heinz	*Reviewed By:*	David Bibby	**See ECO Record For Release Authorization**

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

TABLE OF TABLES

TABLE 1 - INSTALLED EQUIPMENT LIST 6
TABLE 2 - BACKUP INSTRUMENTS CONFIGURATION FOR THE PFD PRO, PFD PRO C3, PFD PILOT OR PFD VFR. 8
TABLE 3 - MINIMUM EQUIPMENT REQUIRED FOR A FLIGHT OPERATION 12
TABLE 4 - WARNING, CAUTION AND ADVISORY ANNUNCIATIONS 19
TABLE 5 - DATABASES 44
TABLE 6 - AOA DISPLAY MODES 48
TABLE 7 - AOA "ON "MODE 48
TABLE 8 - AOA "AUTO" MODE 48
TABLE 9 - POINTER DEFINITION 49
TABLE 10 - COLOR BAND DEFINITION 49

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

1 General

1.1 System Overview

The Evolution Flight Display System consists of one or more integrated Electronic Flight Display (EFD1000 or EFD500) systems. The EFD1000 system can be configured as a primary flight display (PFD) or as a multi-function display (MFD) and the EFD500 system can only be configured as a MFD.

When the EFD1000 is configured as a PFD, the EFD1000 provides display of attitude, airspeed, altitude, vertical speed, turn rate, slip/skid and direction of flight. Depending on the optional equipment connected to the EFD1000 and the PFD version, the system can also provide display of lateral and vertical navigation deviations, flight director commands, synthetic vision, weather information, traffic information, and several other features. The following PFD versions are supported on the EFD1000: PFD PRO, PFD PRO C3, PFD VFR, PFD PILOT, PFD EBD Advanced and PFD EBD Basic.

When the EFD1000 is configured as an MFD, the EFD1000 provides navigation and weather information, terrain and obstacle data, and traffic information that can be displayed on a moving map. The EFD1000 MFD also provides PFD reversion capability, synthetic vision, terminal procedure charts, a secondary display of attitude, airspeed, and altitude, and several other features depending on the optional equipment that is connected to the EFD1000.

The EFD500 MFD provides all of the features of the EFD1000 MFD except for PFD reversion capability and a secondary display of attitude, airspeed and altitude.

1.2 Installed Equipment List

Table 1 shows the list of Aspen Equipment installed in this aircraft. Use the table to determine the parts of the AFMS that are applicable to this aircraft.

Table 1 - Installed Equipment List

Installed Equipment	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PILOT -or- EFD1000 PFD EBD Basic	EFD1000 PFD VFR	EFD1000 MFD	EFD500 MFD	Remarks
N/A = Not Available							
Evolution Flight Display System with Internal Battery Software Version (MAP \ IOP)							
Evolution Flight Display System with Emergency Backup Battery (EBB) Software Version (MAP \ IOP)		N/A		N/A		N/A	
RSM with GPS						N/A	
RSM without GPS						N/A	
Angle of Attack (AOA) System		N/A					

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

Installed Equipment	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PILOT -or- EFD1000 PFD EBD Basic	EFD1000 PFD VFR	EFD1000 MFD	EFD500 MFD	Remarks
ADS-B OUT integrated with the Aspen PFD		N/A	N/A		N/A	N/A	ADS-B OUT Make and Model:
ADS-B IN Traffic Interface without TCAS 1 or TAS incorporated		N/A	N/A				ADS-B IN Traffic Interface Make and Model:
Conflict Situational Awareness- traffic alerting (CSA)		N/A	N/A				GDL 88 or GTX 345 integration only
ADS-B IN Traffic Interface with TCAS I incorporated		N/A	N/A				ADS-B IN Traffic Interface Make and Model:
ADS-B IN Traffic Interface with TAS incorporated		N/A	N/A				ADS-B IN Traffic Interface Make and Model:
TCAS I Traffic Interface			N/A				
TAS Traffic Interface			N/A				
TIS-A Traffic Interface			N/A				
XM Datalink Weather Interface (EWR50)		N/A	N/A				
ADS-B IN (FIS-B) Weather Interface		N/A	N/A				ADS-B IN (FIS-B) Weather Interface Make and Model:
L3 Stormscope® Interface (STRK)		N/A	N/A				
Terminal Procedure Charts	N/A	N/A	N/A	N/A			Requires a database.
MFD NAV Map	N/A	N/A	N/A	N/A	√	√	Requires a database.
EA100 Autopilot AHRS Software Version			N/A			N/A	
Evolution Synthetic Vision and the Aspen Terrain Warning System (TWS)		N/A	N/A	N/A			Requires a database.
10-Hour Evolution Synthetic Vision Demo and the Aspen Terrain Warning System (TWS)		N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	Only enabled for a trial period. Acknowledgment page shows the status of the trial period. Requires a database.
Audible alerts for the Aspen Terrain Warning System (TWS)			N/A	N/A	N/A	N/A	Audible alerts are only available if TAWS is not installed.
Aspen Connected Gateway (CG100) Software Version	N/A	N/A	N/A	N/A			Not authorized for EASA-registered aircraft.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

Installed Equipment	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PILOT -or- EFD1000 PFD EBD Basic	EFD1000 PFD VFR	EFD1000 MFD	EFD500 MFD	Remarks
Radar Altitude Numeric Display Input			N/A	N/A		N/A	
Radar Altitude Decision Height Input			N/A	N/A		N/A	
ADF1 Interface			N/A	N/A		N/A	
ADF2 Interface			N/A	N/A		N/A	
VHF1 (VLOC1) Navigation Radio Interface			N/A			N/A	
VHF2 (VLOC2) Navigation Radio Interface			N/A			N/A	
GPS1 Interface							GPS Make and Model:
GPS2 Interface			N/A				GPS Make and Model:
Avionik Straubing APS4A Altitude Pre-selector Function			N/A		N/A	N/A	Not available on the EFD1000 PFD EBD Advanced
A/P Source Select			N/A	N/A		N/A	Not available on the EFD1000 PFD EBD Advanced
Autopilot Mode Annunciations Altitude Preselect and Vertical Speed Control for the S-TEC 55X autopilot with Flight Director		N/A	N/A	N/A		N/A	Available on the EFD1000 MFD in reversion with A/P Source Select installed. Not available on the EFD1000 PFD EBD Advanced
Autopilot Mode Annunciations Altitude Preselect and Vertical Speed Control for the S-TEC 55X autopilot with no Flight Director		N/A	N/A	N/A		N/A	Available on the EFD1000 MFD in reversion with A/P Source Select installed. Not available on the EFD1000 PFD EBD Advanced

Table 2 is used to identify the backup equipment applicable to this aircraft's installation. This table is completed during installation by the installation facility.

Table 2 - Backup Instruments Configuration for the PFD PRO, PFD PRO C3, PFD PILOT or PFD VFR

Model of backup Attitude Indicator in this aircraft:	
Type of Standby Airspeed Indicator in this aircraft: (EFD1000 MFD with EBB or Mechanical Airspeed indicator) *	
Type of Standby Altimeter in this aircraft: (EFD1000 MFD with EBB or Mechanical Altimeter) *	

*An EFD1000 MFD connected to an EBB is required unless a standby mechanical Airspeed indicator and standby Altimeter are installed.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

1.3 List of Acronyms and Abbreviations

A	Alert
A/P	Autopilot
ACU	Analog Converter Unit
ADAHRS	Air Data Attitude Heading Reference System
ADF	Automatic Direction Finder
ADS-B	Automatic Dependent Surveillance- Broadcast
AHRS	Attitude Heading Reference System
AFM	Airplane Flight Manual
AFMS	Airplane Flight Manual Supplement
AGL	Above Ground Level
AIR	AIRMET
AIRMET	Airmen's Meteorological Information
AML	Approved Model List
AMMD	Aerodrome Moving Map Display
ANT	Antenna
AOA	Angle of Attack
APPR	Approach
ASPEN GTWY	See GTWY
BARO	Barometric Pressure Setting
BAT	Battery
C	Caution
C3	Class III
CG100	Connected Gateway remote LRU
CHG	Change
CM	Configuration Module
CNUS	Continental United States
Config	Configuration
CSA	Conflict Situational Awareness -traffic alerting
CTL	Control
CWS	(autopilot) Control Wheel Steering
DH	Decision Height
DISC	Disconnect
EA	Evolution Adapter
EASA	European Aviation Safety Agency
EBB	Emergency Backup Battery
EBD	Evolution Backup Display
ECO	Engineering Change Order
EFB	Electronic Flight Bag
EFD	Evolution Flight Display
EFIS	Electronic Flight Instrument System
EMER	Emergency
EOC	Executable Object Code
ESV	Evolution Synthetic Vision
EWR	Evolution Weather Receiver
EXT PWR	External Power
FAA	Federal Aviation Administration
FIS-B	Flight Information Service- Broadcast
FPL	Flight Plan
FPM	Flight Path Marker
Ft.	Fort
FOV	Field of View
GEO-REFERENCED	Chart scaling that permits ownship depiction
GTWY	Aspen Connected Gateway, including the CG100
GPS	Global Positioning System
GPSS	GPS Steering

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

HDG	Heading
HORZ	Horizontal
HSI	Horizontal Situation Indicator
IAS	Indicated Airspeed
ID	Identification
IFR	Instrument Flight Rules
IMC	Instrument Meteorological Conditions
Inc.	Incorporated
INIT	Initialization
INTEG	Integrity
IOP	Input-Output Processor
JSUM	Jeppesen Services Update Manager
KIAS	Knots Indicated Airspeed
KOEL	Kinds of Operations Equipment List
L3	L3 Communications
LRU	Line replaceable Unit
LTNG	Lightning
LOC	Localizer
MAP	Main Application Processor
MEMS	Micro Electromechanical Systems
MFD	Multi-Function Display
MIC	Microphone
MIN	Minimums
MSG	Message
N/A	Not Applicable
NACO	National Aeronautical Charting Office
NAV	Navigation
NAVAIDS	Navigational Aids
NE	Northeast
NEXRAD	Next Generation Radar
NM	New Mexico
NORM	Normal
NOTAM	Notices To Airmen
NXRD	NEXRAD
OAT	Outside Air Temperature
PFD	Primary Flight Display
POM	Pitot Obstruction Monitor
POS	Position
PRESEL	Altitude Preselect
RA	Radar Altitude
REV	Reversion
RGNL	Regional
RMVD	Removed
RSM	Remote Sensor Module
SAI	Secondary Attitude Indicator
SDHC	Secure Digital, High-Capacity
SHSI	Secondary Horizontal Situation Indicator
SID	Standard Instrument Departure
SIG	SIGMET
SIGMET	Significant Meteorological Information
STAR	Standard Terminal Arrival Route
STC	Supplemental Type Certificate
STRK	Strikes (Stormscope)
SV	Synthetic Vision
TAS	True Airspeed
TAS	Traffic Advisory System
TCAS	Traffic and Collision Avoidance System

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

TERR	Terrain
TFR	Temporary Flight Restriction
TIS	Traffic Information System
TWS	Terrain Warning System
TFC	Traffic
TFCA	Traffic altitude filter "Above"
TFCB	Traffic altitude filter "Below"
TFCN	Traffic altitude filter "Normal"
TFCU	Traffic altitude filter "Unrestricted"
TRFC	Traffic
UAT	Universal Access Transceiver
UNAV	Unavailable
V	Volts
VECT	Vector
VFR	Visual Flight Rules
VHF	Very High Frequency
VMC	Visual Meteorological Conditions
VOR	VHF Omni-directional Radio Range
VLOC	VOR / Localizer
W	Warning
WPT	Waypoint
XFILL	Cross fill
XM	XM Satellite-based weather information

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

2 Limitations

The following limitations pertain to the installed equipment in the aircraft. See Table 1 for the list of installed equipment in this aircraft.

2.1 Kinds of Operation for the PFD PRO, PFD PRO C3, PFD PILOT or PFD VFR

This is a list of installed Aspen equipment that affects flight operations. This list does not preclude any approved Minimum Equipment List or other equipment required by regulation.

See the aircraft placard located on the flight deck to determine if this aircraft is authorized for Day, Night, VFR or IFR.

At minimum, one vertical column of equipment must be operational for flight. See Table 1 for the equipment installed in this aircraft:

Example: There is a placard in clear view of the pilot that specifies the kind of operations to which the operation of the airplane is limited or from which it is prohibited. If the placard shows authorization for IFR and the aircraft has an operational EFD1000 PFD and EFD1000 MFD, Magnetic Compass, Standby Altimeter, Standby Airspeed Indicator and IFR GPS (Configuration 2), and the aircraft has all the other equipment and certifications required by regulation, the aircraft is qualified for IFR flight.

Table 3 - Minimum Equipment Required for a Flight Operation

	Day VFR	Day/ Night VFR	Day/ Night VFR	IFR Config. 1	IFR Config. 2	IFR Config. 3
EFD1000 PFD (includes PRO, VFR or PILOT)	✓	✓		✓	✓	✓
EFD1000 MFD with EBB		✓		✓		
EFD1000 MFD with Internal Battery					✓	
Magnetic Compass	✓	✓	✓	✓	✓	✓
Standby Attitude Indicator				✓	✓	✓
Standby Airspeed Indicator			✓		✓	✓
Standby Altimeter			✓		✓	✓
IFR Approved GPS				✓	✓	

2.2 EFD1000 PFD System Limitations

1. The moving map display is not a substitute for approved maps or charts required by the operating rules.
2. For the Evolution **Synthetic Vision** option, the following limitations apply:
   a. Maneuvering based solely on the EFD1000 terrain and obstacle depiction is not authorized.
   b. Obstacles on the Synthetic Vision display can be concealed by overlaid indicators such as AOA.
   c. Navigation or maneuvering based solely on the EFD1000 Synthetic Vision background display and associated Terrain Warning System (TWS) is not authorized.
   d. Barometric pressure must be set accurately for proper operation.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

e. Cold temperatures affect the accuracy of the SV system.

3. For the **Traffic and Weather** options, the following limitations apply:

   a. Maneuvering based solely on the traffic display is not authorized.

   b. XM Weather information shown on the EFD1000 PFD is supplemental to data available from official sources.

   c. NEXRAD data is limited to the contiguous United Status.

   d. FIS-B information is to be used for pilot planning decisions and pilot near-term decisions focused on avoiding areas of inclement weather that are beyond visual range or where poor visibility precludes visual acquisition of inclement weather.

   e. FIS-B information, including, weather information, NOTAMs, and TFR areas, are intended for the sole purpose of assisting in long- and near-term planning decision making. The system lacks sufficient resolution and updating capability necessary for aerial maneuvering associated with immediate decisions.

4. For **IFR operations** (if this aircraft is authorized for IFR operations) the following limitations apply. See the aircraft placard located on the flight deck to determine if this aircraft is authorized for Day/Night/VFR or IFR.

   a. Use of the EFD1000 for IFR operations in the region within 750 nautical miles of the magnetic North or South Pole, based solely upon the attitude and heading data provided by the EFD1000, is NOT AUTHORIZED.

   b. For seaplane operation, if the ADAHRS is unable to align due to wave action, departure under IMC or IFR is PROHIBITED.

   c. Takeoff with aircraft voltage (as indicated on the EFD) below 12.3V (14V electrical system) or 24.6V (28V electrical system) is NOT AUTHORIZED.

5. The RSM GPS is limited to EMERGENCY USE ONLY.

6. Barometric pressure must be set accurately for proper terrain depiction.

7. Cold temperatures affect the accuracy of the terrain depiction.

8. For the **EFD1000 PFD VFR**, flying coupled approaches with vertical guidance based solely on the EFD1000 PFD VFR is not authorized. The EFD1000 PFD VFR does not display vertical deviations for the pilot to monitor glide path performance.

9. For the **AOA SYSTEM**, the following limitations apply:

   a. The AOA system is non-required and is to be used only as supplemental information to show the stall margin and trend toward stall. The AOA system is not a substitute for the certified aircraft stall warning system.

   b. Airspeed failure or erroneous airspeed will result in erroneous AOA indications.

   c. No operational credit may be taken for such items as reduced approach speed and shorter landing distances.

   d. The AOA indications are not to be used for takeoff reference.

   e. The AOA indications are not valid when the wings or empennage are frost or ice-contaminated.

   f. The AOA indications are not valid when spoilers or speed brakes are deployed.

10. When the **EFD1000 PFD EBD Advanced or EFD1000 PFD EBD Basic** is required for operation, the following limitations apply:

    a. When the EBB charge status is less than 80% or has failed, takeoff is NOT AUTHORIZED.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

b. When the cabin temperature is below -20°C, takeoff is NOT AUTHORIZED.

c. When the "ON BAT" annunciation is shown on any EFD display, takeoff is NOT AUTHORIZED.

d. Barometric pressure must be set on the EBD.

2.3 EFD1000 and EFD500 MFD System Limitations

1. Maneuvering based solely on the EFD1000 terrain and obstacle depiction is not authorized.
2. For the Evolution **Synthetic Vision** option, the following limitations apply:
   a. Obstacles on the Synthetic Vision display can be concealed by overlaid indicators such as AOA.
   b. Navigation or maneuvering based solely on the EFD1000 or MFD500 Synthetic Vision background display and associated Terrain Warning System (TWS) is not authorized.
   c. Barometric pressure must be set accurately for proper operation.
   d. Cold temperatures affect the accuracy of the SV system.
3. The moving map displays are not a substitute for approved maps or charts required by the operating rules.
4. The RSM GPS is limited to EMERGENCY USE ONLY.
5. Barometric pressure must be set accurately for proper terrain depiction.
6. Cold temperatures affect the accuracy of the terrain depiction.
7. When the EFD1000 MFD is used as the **backup altimeter and/or airspeed indicator** (see Table 2), the following limitations apply:
   a. When the EBB charge status is less than 80% or has failed, takeoff is NOT AUTHORIZED.
   b. When the cabin temperature is below -20°C, takeoff is NOT AUTHORIZED.
   c. When the "ON BAT" annunciation is shown on any EFD display, takeoff is NOT AUTHORIZED.
8. For **Traffic and Weather** options, the following limitations apply:
   a. Maneuvering based solely on the traffic display is not authorized.
   b. XM Weather information is supplemental to data available from official sources.
   c. NEXRAD data is limited to the contiguous United States.
   d. FIS-B information is to be used for pilot planning decisions and pilot near-term decisions focused on avoiding areas of inclement weather that are beyond visual range or where poor visibility precludes visual acquisition of inclement weather.
   e. FIS-B information, including, weather information, NOTAMs, and TFR areas, are intended for the sole purpose of assisting in long- and near-term planning decision making. The system lacks sufficient resolution and updating capability necessary for aerial maneuvering associated with immediate decisions.
9. For the **Terminal Procedure Charts** option, the following limitations apply:
   a. The aircraft ownship position presented on the Airport Diagrams and Terminal Procedures charts may be inaccurate – reference to ownship position for navigation or maneuvering is prohibited.
   b. Except as provided for by regulation, the Terminal Procedures Charts depictions on the EFD are not substitutes for aeronautical charts required to be carried aboard the

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

aircraft. This function does not replace any system or equipment required by the regulations.

10. For the **Aspen CG100 Connected Gateway (CG100)** option, the following limitations apply:
    a. The Flight Plan Review Map is not to be used for navigation.
    b. The pilot must verify that the flight plan as shown on the MFD is correct and authorized before sending the flight plan to the navigator(s).
    c. The Aspen GTWY and the associated applications on the wireless portable device are only to be used as intended by Aspen Avionics. Any manipulation of the system or unauthorized access is prohibited.
11. For the **AOA SYSTEM**, the following limitations apply:
    a. The AOA system is non-required and is to be used only as supplemental information to show the stall margin and trend toward stall. The AOA system is not a substitute for the certified aircraft stall warning system.
    b. Airspeed failure or erroneous airspeed will result in erroneous AOA indications.
    c. No operational credit may be taken for such items as reduced approach speed and shorter landing distances.
    d. The AOA indications are not to be used for takeoff reference.
    e. The AOA indications are not valid when the wings or empennage are frost or ice-contaminated.
    f. The AOA indications are not valid when spoilers or speed brakes are deployed.

2.4 Placards

1. When the EBB is installed, the following placard must be installed in full view of the pilot:

EMER BAT DISPATCH LIMIT 80% SEE EFD AFMS

2. When the EA100 is installed, the following placard must be installed in full view of the pilot:

A/P AHRS FAIL

3. When the EFD1000 VFR PFD is installed, the following placard must be installed in full view of the pilot:

No Vertical Deviation on PFD

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

Diagrams may be inaccurate - reference to ownship position for navigation or maneuvering is prohibited.

5. During initialization of the EFD1000 PFD, the following electronic placard is displayed if Synthetic Vision is configured:

CAUTION:
Synthetic Vision information and terrain information are for awareness Only. Do not maneuver based solely on this Information.

6. When the Aspen Synthetic Vision Demo is configured and the trial period is not expired, the following electronic placard is displayed:

CAUTION:
Aspen Synthetic Vision Demo
Time Remaining: ## Hours ## Minutes

Synthetic Vision information and Terrain information are for awareness Only. Do not maneuver based solely on this Information.

7. When the Aspen Synthetic Vision Demo is configured and the trial period has expired, the following electronic placard is displayed:

CAUTION:
Aspen Synthetic Vision Demo has Expired
To Re-Enable SV, See your Authorized Dealer

8. During initialization of the EFD1000 PFD and EFD1000/500 MFD, the following electronic placard is displayed if the AOA System is configured:

CAUTION:
The AOA Indicator is not for use as a primary instrument for flight.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

3 Emergency/Abnormal Procedures

3.1 Emergency Procedures

No Change to the aircraft procedures.

3.2 Abnormal Procedures

3.2.1 Pitot Tube Icing resulting in Attitude Indicator Failure and Erroneous Airspeed indication

1. PITOT HEAT..... ON
2. AUTOPILOT ..... DISCONNECT
3. ATTITUDE ..... Maintain attitude by reference to standby sources of Attitude
4. Consider Exiting IMC

3.2.2 "ON BAT" Annunciation

The "ON BAT annunciation is an indication that the alternator or generator has failed.

1. Aircraft Electrical Power ..... Follow AFM Procedures to Restore Power. If unable to restore the alternator or generator, proceed as follows:
2. EFD1000/500 Circuit Breaker / Switch..... Pull / Open (turn off) for each Display
3. Press MENU then turn the Left knob..... Reduce the Display brightness to the lowest practical brightness to conserve battery energy.
4. Exit IMC as soon as practical.

NOTE:
The duration of the internal battery system (at 99% remaining) is less than 30 minutes. The duration of the Emergency Backup Battery (at 99% remaining) is more than 30 minutes.

CAUTION:
When the EFD is operated until its battery is exhausted, the screen may fade to solid white for several seconds before blanking. To avoid this condition at night, manually turn off the EFD once the display shows 0% battery remaining.

3.2.3 EFD1000 MFD reversion to a PFD

1. Autopilot..... DISCONNECT
2. EFD1000 MFD REV Button..... MOMENTARY PRESS to show the Reversionary PFD Display
3. REVERSIONARY PFD Display ..... Select XFILL as desired
4. BARO SETTING..... Verify
5. A/P Source Select (if installed)..... MFD
6. Autopilot..... CONNECT AS DESIRED

NOTE:
The altitude level-off alert tone, altitude deviation alert tone and synthetic vision caution and warning tones are not available on a reversionary PFD

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

3.2.5 Turn Off the EFD in Flight

EFD1000 MFD (with EBB), EFD1000 PFD EBD Advanced or EFD1000 PFD EBD Basic

1. EFD (Aspen) Circuit Breaker / Switch ..... PULL / OFF
2. EBB Disconnect Switch ..... DISC

EFD1000/500 PFD or MFD with Internal Battery

1. EFD Circuit Breaker / Switch ..... PULL / OFF
2. REV Button ..... Push and hold until the display turns off

3.2.6 Continuous EFD1000 or EFD500 System Reset (does not apply to C3 PFD)

In the event of a condition that causes the system to continually reset, proceed as follows:

1. REMOVE THE DATABASE CARD ..... PERMIT THE SYSTEM TO REINITIALIZE.
   If the condition persists, then:
2. TURN OFF THE Aspen GTWY SWITCH. PERMIT THE SYSTEM TO REINITIALIZE.
   If the condition persists, then:
3. PULL THE ADS-B
   CIRCUIT BREAKER ..... PERMIT THE SYSTEM TO REINITIALIZE
   If the condition persists, then:
4. PULL THE XM WEATHER
   CIRCUIT BREAKER ..... PERMIT THE SYSTEM TO REINITIALIZE.
   If the condition persists, then:
5. PULL THE STORMSCOPE
   CIRCUIT BREAKER ..... PERMIT THE SYSTEM TO REINITIALIZE.

3.3 Warnings, Cautions and Advisories

The following table shows the Warning, Caution and Advisory indication on the EFD1000 and EFD500 and identifies the appropriate pilot action. Several Warning, Caution and Advisory messages are dependent on the options and equipment installed in the airplane. Refer to Table 1 to determine the options and equipment installed in this airplane.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

Table 4 - Warning, Caution and Advisory Annunciations

Warning	W	Caution	C	Advisory	A

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD			
W	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		Presented whenever the EFD1000 is operating on the internal battery or EBB. The countdown timer appears first, and is then replaced by the ON BAT and % charge annunciation	Reduce the screen brightness to maximize battery duration. See Section 3.2.2 "ON BAT" Annunciation.
W	✓	✓	✓	✓	✓	✓			Attitude and Heading indications have failed.	Use standby instruments for attitude reference. Perform AHRS Reset if practical.
W	✓	✓	✓	✓	✓	✓			Red chevrons displayed on the Attitude Indicator's pitch scale to indicate extreme pitch up and down attitudes.	Pitch the aircraft in the direction of the chevrons to restore level flight

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD			
W		✓			✓	✓	✓		Synthetic Vision Flight Path marker. Terrain or obstacle conflict within 30 seconds.	Avoid the terrain or obstacle.
W	✓	✓			✓				Radar Altitude Failed	Use alternate means for altitude determination.
W		✓			✓	✓	✓	Or	Synthetic Vision system terrain or obstacle conflict within 30 seconds.	Avoid the terrain or obstacle.
W	✓	✓	✓		✓	✓	✓	MAP SW 2.6 and earlier: MAP SW 2.7.2 and later: MAP SW 2.7.2: MAP SW 2.8 and later:	XM Weather or Traffic Failure	Use an alternate weather information source Increase vigilance for traffic.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD			
W		✓	✓		✓	✓	✓	RGNL	FIS-B Regional NEXRAD data is not valid	Use an alternate weather information source.
W						✓	✓	CNUS	FIS-B CONUS NEXRAD data is not valid	Use an alternate weather information source.
W						✓	✓	AGE	FIS-B METAR data is not valid	Use an alternate weather information source.
W						✓	✓	AIR SIG	FIS-B AIRMET/SIGMET data is not valid.	Use an alternate weather information source.
W						✓	✓	Issued: Valid:	FIS-B wind and temperature data is not valid	Use an alternate weather information source.
W						✓	✓	TFR	FIS-B TFR data not received.	Use an alternate weather information source.
W		✓	✓		✓	✓	✓	MAP SW 2.6 and earlier +RATE MAP SW 2.7 and later +RATE	Stormscope (STRK) has failed.	No action. Avoid thunderstorms.
W	✓	✓	✓		✓			LOC1 ↑VOR1	The navigation source is not available.	Use an alternate navigation source

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD			
W	✓	✓	✓		✓	✓		CPS1	The navigation source is not available.	Use an alternate navigation source.
W						✓	✓	AOA FAIL	The Angle Of Attack System has failed.	No Action- The AOA is unusable.
W		✓	✓	✓	✓			AOA	The Angle Of Attack System has failed	No Action – The AOA is unusable. The AOA indication can be removed using the menu.
C								**Panel Mounted Indicator Lamp** **A/P AHRS Fail** or A/P AHRS FAIL	The attitude system provided to the autopilot has failed.	Fly manually. The autopilot will disconnect and cannot be re-engaged.
C	✓	✓	✓	✓	✓	✓		CROSS CHECK ATTITUDE	Attitude indication could be degraded.	Cross check attitude, airspeed and altitude indications against alternate sources.
C						✓		ADAHRS FAIL	MFD Attitude failure.	No immediate action. MFD reversion is not available.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD			
C						✓		CHECK AHRS	MFD attitude could be degraded.	No immediate action. MFD reversion attitude indicator could be degraded.
C						✓	✓	CROSS LINK FAILURE	No communication between PFD and MFD(s).	Barometric pressure must be set on PFD and MFD.
C						✓	✓	(HDG FAIL)	Failed heading on the MFD	No immediate action. MFD Heading up map orientation is not available, reverts to track-up. Fails Strikes (Stormscope) system.
C	✓	✓	✓	✓	✓	✓		CHECK PITOT HEAT	Possible Pitot Obstruction. Accompanied by Red X attitude and heading.	Use an alternate attitude and heading source. Turn on Pitot Heat to clear the condition if icing is the cause.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD			
C		✓			✓			NAV APR NAV NAV GPSS NAV APR APR REV REV	(Flashing) Invalid Lateral Navigation Signal on the S-TEC 55X. Corresponds to NAV, APR, GPSS or REV and diagonal FAIL indication on the 55X Programmer/Computer.	According to the S-TEC 55X AFMS.
C		✓			✓			ALT GS GS	(Flashing) Invalid Vertical Navigation Signal on the S-TEC 55X. Corresponds to ALT and GS, and diagonal FAIL indication on the 55X Programmer/Computer.	According to the S-TEC 55X AFMS.
C		✓			✓			TRIMMING	S-TEC 55X Trimming Alert. Corresponds to TRIM on the S-TEC 55X Programmer/Computer.	Monitor for runaway trim.
C		✓			✓			NO COMMUNICATION FROM AUTOPILOT	No communication from the autopilot. Vertical speed control and altitude preselect are not available on the EFD1000 PFD.	Control the autopilot from the S-TEC 55X Programmer/Computer.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD			
C		✓	✓		✓			FAIL AUTOPILOT IN/P	S-TEC 55X Failure Annunciation.	Disconnect the autopilot and manually fly the airplane.
C	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	GPS1 GPS2 RSM GPS GPS1 REVERSION GPS2 REVERSION RSM GPS REVERSION	GPS Invalid indications	Select an operational GPS or alternate navigation.
C		✓			✓	✓	✓		Synthetic Vision Flight Path marker. Terrain or obstacle conflict within 45 seconds.	Avoid the terrain or obstacle.
C		✓			✓	✓	✓	CAUTION - TERRAIN, TERRAIN CAUTION - OBSTACLE, OBSTACLE	Synthetic Vision system terrain or obstacle conflict within 45 seconds.	Avoid the terrain or obstacle.
C						✓	✓	GPS POS FAILED	NAV and Terrain Map indication when of all Navigation GPS devices have failed.	No immediate action. NAV and terrain maps no longer move with the aircraft.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD			
C	✓	✓	✓	✓	✓	✓		INTEG	GPS Integrity indication	The GPS in use is degraded. See the applicable GPS AFMS for more information.
C	✓	✓			✓			MIN 10010	The aircraft has reached or is below the set MINIMUMS. Accompanied by a one-second stuttered tone when the optional tone generator is installed.	Pilot action is based on the reason the minimums setting was enabled.
C	✓	✓	✓	✓	✓			9940	The aircraft has reached (steady) or deviated from (flashing) the selected altitude. Accompanied by a one-second steady tone when the optional tone generator is installed.	Pilot action is based on the reason the altitude alerting setting was enabled.
C	✓	✓			✓			DH	The optional radar altimeter Decision height input indicates the aircraft is at or below the radar altitude set by the pilot.	Pilot action is based on the reason the DH was set on the radar altimeter.
C	✓	✓	✓		✓			HDG GPSS1 GPSS	Indicates the GPSS source is invalid (e.g. the flight plan was deleted) or a different GPS was selected by the pilot. The autopilot will fly wings-level until valid GPSS signal is available and GPSS is re-engaged.	No immediate action. Select a new flight plan to permit GPSS re-engagement.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD			
C						✓	✓	TERRAIN FAIL	The dedicated terrain display is unusable.	No immediate action.
C		✓			✓	✓	✓	TRAFFIC	Traffic Alert. TFC is shown instead of TRFC for MAP SW 2.8 and later.	See and avoid the traffic. Press TRFC (lower center button) to display a plan view of the traffic.
C	✓	✓	✓		✓	✓	✓	MAP SW 2.7.2 and earlier: TRFC UNAV MAP SW 2.8 and later: TFC UNAV	TIS-A option: Traffic data is unavailable.	No immediate action. See and avoid traffic.
C	✓	✓	✓		✓	✓	✓	MAP SW 2.7.2 and earlier: TRFC RMVD MAP SW 2.8 and later: TFC RMVD	TIS-A option: Traffic was removed. The PFD does not display the AGE.	No immediate action. See and avoid traffic.
C						✓	✓	MAP SW 2.7.2 and earlier: TRFC FAIL MAP SW 2.8 and later: TFC FAIL	TIS-A option: Traffic sensor failure.	No immediate action. See and avoid traffic.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD			
C		✓	✓					UAT LINK	ADS-B OUT: The UAT link between the ADS-B system and the PFD has failed. This message can only be presented when integrated with the Aspen or FreeFlight ADS-B OUT System.	No immediate action.
C		✓	✓					UAT POS	ADS-B OUT: The UAT position source has failed. This message can only be presented when integrated with the Aspen or FreeFlight ADS-B OUT System.	No immediate action.
C		✓	✓					UAT FAIL	ADS-B OUT: The UAT transmitter has failed. This message can only be presented when integrated with the Aspen or FreeFlight ADS-B OUT System.	No immediate action.
C						✓	✓	TFC DEGRADED	No ADS-B Traffic data uplinked from the ground or GDL 88 or GTX 345 is in Standby.	No immediate action. See and avoid traffic.
C		✓	✓		✓	✓	✓	TFC	No ADS-B Traffic data uplinked from the ground or GDL 88 or GTX 345 is in Standby.	No immediate action. See and avoid traffic.
C		✓	✓		✓	✓	✓	CSA FAIL	Conflict Situational Awareness -traffic alerting is inoperative. GDL 88 or GTX 345 integration only.	Traffic alerting is not provided. See and avoid traffic.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD			
C						✓	✓	FAIL	Stormscope Option: Sensor has failed.	No immediate action. Use an alternate means to detect thunderstorms.
C						✓	✓	ERROR	Stormscope Option: Sensor has failed.	No immediate action. Use an alternate means to detect thunderstorms.
C		✓	✓		✓	✓	✓	NXRD : LTNG : SIG : AIR : AGE : TFR :	XM Datalink weather product data not received.	No immediate action. Use alternate means to acquire weather and TFR information.
C		✓	✓		✓	✓	✓	RGNL :	FIS-B Datalink weather product data not received.	No immediate action. Use alternate means to acquire weather and TFR information.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD			
C						✓	✓	CNUS : AGE : Issued: --:--Z Valid: --Z - --Z AIR SIG TFR	FIS-B Datalink weather product data not received.	No immediate action. Use alternate means to acquire weather and TFR information.
C	✓	✓	✓	✓	✓	✓		FREE GYRO MODE AHRS	Annunciation presented on the HSI whenever the HSI compass card is no longer receiving magnetic corrections. After 6 minutes of free gyro operation the attitude and heading solutions will be removed.	No immediate action. Expect attitude loss after six minutes.
C	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	BAT: FAILED	Annunciation presented in the menus when the connected EFD battery is not detected or failed	No immediate action. The EFD display will not be available in the event of an aircraft power loss. If the MFD is used for backup altimeter and/or airspeed indicator, takeoff is not authorized. See Section 2.3.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 600 MFD			
C		✓	✓	✓	✓	✓	✓		When the Upper Pointer points in the yellow/black band, stall is imminent in the Flaps Up configuration.	Reduce the Angle of Attack.
C		✓	✓	✓	✓	✓	✓		When the Lower Pointer points in the yellow/black band, stall is imminent in the Flaps Down configuration.	Reduce the Angle of Attack.
C		✓	✓	✓	✓	✓	✓		When the Upper Pointer points in the yellow band, the airplane is nearing stall in the Flaps Up configuration. When the Lower Pointer points in the yellow band, the airplane is nearing stall in the Flaps Down configuration.	Reduce the Angle of Attack.
A		✓	✓	✓	✓	✓	✓		When the Upper Pointer points in the green band, the stall margin for the Flaps Up configuration is well above stall.	No action.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD			
A		✓	✓	✓	✓	✓	✓		When the Lower Pointer points in the green band, the stall margin for the Flaps Down configuration is well above stall.	No action.
A	✓	✓	✓		✓			GPSS	GPSS is operational	No action. GPSS can be used if desired.
A	✓	✓	✓		✓	✓			GPS annunciations that are provided by the GPS source. TERM can also be displayed in the same location as APPR.	No action. See the GPS AFMS for additional information on the meaning of these annunciations.
A		✓	✓					UAT CTL: MENU	When this message is displayed, the PFD is the UAT controller.	Press MENU to access the page to change the Code or to IDENT.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD			
A	✓	✓	✓		✓	✓	✓	MAP SW 2.7.2 and earlier: TRFC MAP SW 2.8 and later: TFC TFC ID	Green annunciation that indicates that the traffic sensor is enabled. ID after TFC indicates that traffic identification is displayed if available. This annunciation does not indicate the status of the ADS-B traffic data uplinked from the ground.	No action. See and avoid traffic.
A						✓	✓	MAP SW 2.7.2 and earlier: TRFC STBY MAP SW 2.8 and later: TFC STBY	Green annunciation that indicates that the traffic sensor is in standby.	No action. See and avoid traffic.
A	✓	✓	✓		✓	✓	✓	MAP SW 2.7.2 and earlier: TRFC COAST MAP SW 2.8 and later: TFC COAST	Green annunciation that indicates that the TIS A traffic data has not been refreshed within 6 seconds.	No action. See and avoid traffic.
A		✓	✓		✓	✓	✓	XRATE 9	Stormscope (strike) option: The rate indicates the approximate number of lightning strikes detected per minute.	No action. Avoid thunderstorms.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD			
A		✓	✓		✓	✓	✓	+RATE 6	Stormscope (strike) option: Cell clustering display mode selected. The rate indicates the approximate number of lightning strikes detected per minute.	No action. Avoid thunderstorms.
A		✓	✓		✓	✓	✓	AGE :05 AIR :02 SIG :11 NXRD :06 LTNG :03	A data age annunciation for XM Datalink products	No action. Useful reference for weather data evaluation. NOTE: The data may be several minutes older than the time shown. It is not real-time data.
A		✓	✓		✓	✓	✓	RGNL	A data age annunciation for ADS-B weather products.	No action. Useful reference for weather data evaluation. NOTE: The data may be several minutes older than the time shown. It is not real-time data.
A						✓	✓	AGE TFR Issued: 02:02Z Valid: 02Z – 09Z AIR SIG	A data age annunciation for ADS-B weather products.	No action. Useful reference for weather data evaluation. NOTE: The data may be several minutes older than the time shown. It is not real-time data.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD			
A		✓			✓			AP FD RDY CWS	S-TEC 55X annunciations.	No action.
A		✓			✓			HDG NAV REV HDG NAV APR HDG APR REV HDG NAV GPSS HDG REV NAV GPSS NAV APR APR REV	S-TEC 55X annunciations.	No action.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

	Applies to:							Annunciation	Description
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD		
A		✓			✓			ALT VS GS ALT GS	S-TEC 55X annunciations
A						✓	✓	DATABASE FAIL	Database Failure
A						✓	✓	MAP LOADING...	The Database for the NAV Map is loading
A						✓	✓	OWNSHIP NOT AVAILABLE	Charts Option: The ownshi cannot be displayed.
A						✓	✓	OWNSHIP OFF CHART	Charts Option: The ownshi is off the chart.
A		✓			✓	✓	✓	SV UNAVAILABLE - ADAHRS FAIL	Synthetic Vision Option: Failed
A		✓			✓	✓	✓	SV POSITION INVALID	Synthetic Vision Option: Failed
A		✓			✓	✓	✓	DATABASE FAIL	Synthetic Vision Option: Failed
A		✓			✓	✓	✓	DATABASE INIT	Synthetic Vision Option: N yet operational

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

	Applies to:							Annunciation	Description	Pilot Action
	EFD1000 PFD PRO C3	EFD1000 PFD PRO -or- EFD1000 PFD EBD Advanced	EFD 1000 VFR	EFD1000 PFD PILOT -or- EBD1000 PFD EBD Basic	EFD 1000 MFD REV	EFD 1000 MFD	EFD 500 MFD			
A		✓			✓	✓	✓	SV DATABASE UNAVAILABLE	Synthetic Vision Option: Failed	No action
A		✓			✓	✓	✓	SV LOADING...	Synthetic Vision Option: Not yet operational	No action
A		✓			✓	✓	✓	MAP LOADING...	Synthetic Vision Option: Not yet operational	No action
A		✓			✓	✓	✓		A white flight path marker indicates that approach TWS alerts are available (Terrain Alerts will be generated by terrain 100 feet higher than the runway elevation and all mapped obstacles).	No action
A		✓	✓		✓			OBSTACLE BEHIND AOA	Synthetic Vision Option: An obstacle that is behind the AOA indicator for more than five seconds will elicit this message.	No action
A		✓	✓	✓	✓			AOA AUTO	The AOA indicator is available for display but removed to reduce clutter. This message will be shown until the AOA indicator presents useful information.	No action

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

4 Normal Procedures

4.1 Exterior Inspection

1. RSM ..... Check for condition and security
2. RSM Vent Hole ..... Check Clear of obstructions
3. RSM Lightning Tape ..... Check for condition and security

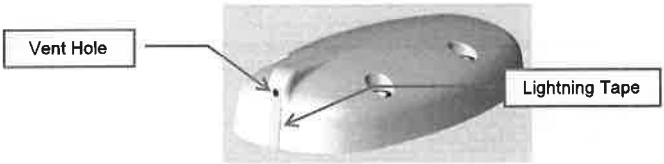


Figure 1 - Remote Sensor Module (RSM)

4.2 Before Take-Off Checks

4.2.1 EFD1000 PFD PRO, EFD1000 PFD PRO C3, EFD1000 PFD PILOT, EFD1000 PFD VFR

1. PFD ..... Configure for departure

4.2.2 EFD1000 MFD (without EBB) or EFD500 MFD

1. MFD ..... Configure for departure

4.2.3 EFD1000 MFD with EBB

If an EFD1000 MFD with EBB is installed in lieu of a backup altimeter and/or airspeed indicator (see Table 2), perform the following:

1. EBB Switch ..... NORM
2. MENU ..... Select POWER SETTINGS page
3. EXT PWR: (Aircraft Input Voltage) ..... Check > 12.3V/24.6V
4. BAT ..... Verify battery status is not shown as "FAIL"
5. EFD1000 MFD ..... Select "BATTERY"
6. EFD1000 MFD ..... Verify battery charge is above 80%
7. EFD1000 MFD ..... Select EXT PWR
8. MENU ..... Press the MENU button to return to normal operation.
9. EFD1000 MFD ..... Select REV then press XFILL. The MFD must be operated in the PFD reversion mode for takeoff.

Except as instructed in Section 3.2.2, the EBB switch should be left in the NORM position at all times, including when away from the aircraft.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

4.2.4 EFD1000 PFD EBD Advanced or EFD1000 PFD EBD Basic

1. EBB Switch ..... NORM
2. MENU ..... Select POWER SETTINGS page
3. EXT PWR: (Aircraft Input Voltage) ..... Check > 12.3V/24.6V
4. BAT ..... Verify battery status is not shown as "FAIL"
5. EFD1000 PFD EBD ..... Select "BATTERY"
6. EFD1000 PFD EBD ..... Verify battery charge is above 80%
7. EFD1000 PFD EBD ..... Select EXT PWR
8. MENU ..... Press the MENU button to return to normal operation
9. BARO ..... Set

Except as instructed in Section 3.2.2, the EBB switch should be left in the NORM position at all times, including when away from the aircraft.

4.3 Avionik Straubing APS4A Altitude Preselector

1. Altitude Alerter ..... Set as desired
2. PRESEL ..... Press for ARMED

   To deselect:
3. PRESEL ..... Press to Disarm

4.4 S-TEC 55X Altitude Preselect and Vertical Speed Control

Except as described here, refer to the S-TEC 55X AFMS and Pilot's Guide for S-TEC 55X information.

Preflight:

When the EFD1000 PFD displays "**RDY**", perform the following steps:

1. Select the STEC55X A/P menu page on the EFD1000 PFD and change the VERT SPD CNTL: option from PFD to STEC55X.
2. Conduct the S-TEC 55X Autopilot Tests per the FAA-approved Airplane Flight Manual Supplement for the autopilot system installation.
3. Select the STEC55X A/P menu page on the EFD1000 PFD and change the VERT SPD CNTL option from STEC55X to PFD.

Operation:

To select a vertical speed, and to preselect and capture a selected altitude:

1. Vertical Speed Bug ..... Set as desired on the PFD.
2. Altitude Bug ..... Set as desired on the PFD.
3. S-TEC 55X Programmer/Computer ..... Engage the VS mode. For preselected altitude, engage ALT and VS simultaneously.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

4.5 ADS-B OUT Control

When the EFD1000 PFD displays "**UAT CTL: MENU**", perform the following steps to set the squawk or IDENT:

To set the squawk:

1. Transponder ..... Set the squawk
2. Press MENU ..... Set the squawk. Press MENU to return

To IDENT:

1. Press MENU ..... Press IDENT. Press MENU to return

4.6 Before Approach Checks

1. PFD ..... Configure for arrival

If an EFD1000 MFD with EBB is installed in lieu of a backup altimeter and/or airspeed indicator (see Table 2), perform the following:

1. EFD1000 MFD ..... Select REV then press XFILL. The MFD must be operated in the PFD reversion mode for landing.

4.7 Shutdown Checks

After conducting normal Shutdown checklist items, ensure the following:

1. EFD1000/500 Switches ..... OFF

4.8 Turning the AOA System On, Off or Auto on the PFD

To turn the AOA system On, Off or Auto on the PFD, proceed as follows:

1. Press MENU to enter the menu pages.
2. Rotate the right knob to select the GENERAL SETTINGS C menu page.
3. Press the AOA DSPL button until the label turns magenta.
4. Rotate the right knob to select ON, OFF or AUTO.
5. Push the AOA DSPL button to retain the selection.
6. Press MENU to exit the menu pages.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

5 Performance

There is no change to the airplane performance.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

6 Weight and Balance

See the current weight and balance documents for this aircraft.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

7 Systems Description

The following paragraphs describe the evaluation flight display and the optional interfaces shown in Table 1.

7.1 Evolution Flight Display

The Evolution Flight Display System consists of one or more integrated Electronic Flight Display (EFD1000 or EFD500) systems. The EFD1000 system can be configured as a Primary Flight Display (PFD) or as a multi-function display (MFD). The EFD500 system can be configured as an MFD only. The EBD Basic or the EBD Advanced are Primary Flight Displays used as backup to a non-Aspen Primary Flight Display.

The following Pilot Guides should be carried in the aircraft and available to the pilot as appropriate for the equipment installed in the airplane:

a. For the EFD1000 PFD PILOT, PFD PRO, EBD Basic and EBD Advanced: Aspen Avionics document 091-00005-001, EFD1000 PFD Pilot's Guide, Revision F or subsequent revision.

b. For the EFD1000 PFD VFR: Aspen Avionics document 091-00028-001, EFD1000 VFR PFD Pilot's Guide, Revision ( ) or subsequent revision.

c. For the EFD1000 PFD PRO C3: Aspen Avionics document 091-00019-001, EFD1000 C3 Pro PFD Pilot's Guide Revision B or subsequent revision.

d. For the EFD1000 MFD or EFD500 MFD: Aspen Avionics document 091-00006-001, EFD1000/500 MFD Pilot's Guide Revision B or subsequent revision.

Go to www/aspenavionics.com/support for current Pilot Guides and Pilot Guides Errata and Addenda.

7.1.1 Internal Battery

The EFD1000 and EFD500 contain internal batteries which provide for continued operation for approximately 30 minutes (at a full charge and a shirt-sleeve environment) in the event of a complete loss of electrical power to the systems.

7.1.2 Emergency Backup Battery (EBB)

The EBB is an external rechargeable battery for the EFD1000 MFD, the EFD1000 EBD Advanced and the EFD1000 EBD Basic. This is a larger battery that will provide at least 30 minutes operation (at 80% charge) in the event of complete loss of electrical power.

7.1.3 Intercommunication

The EFD1000 PFD and the EFD1000/500 MFD intercommunicate barometric pressure and other data among these systems. The EFD1000 EBD does not intercommunicate barometric pressure with the non-Aspen Primary Flight display. It is necessary to adjust the barometric pressure directly on the Aspen EFD1000 EBD.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

7.2 Databases

The following table provides information regarding the databases in the EFD.

Table 5 - Databases

Database Type	Includes	Update Cycle	Used In	Database Provider	Comment
Terrain	High resolution terrain data for Americas, International, or Worldwide geographic regions. Terrain depiction is limited to the region between 65° North latitude to 65° South latitude	Delivered with the EFD, updated intermittently as announced by Jeppesen	Synthetic Vision, Nav Maps and Terrain Maps	Jeppesen mail order	These databases are not to be used for navigation.
NavData	Includes Navaids, Controlled Airspace, Restricted, Prohibited and Special Use Airspace, Airports, etc.	28 day update cycle	Synthetic Vision and Nav Maps	Jeppesen JSUM©	
Cultural	Includes Roads, Rivers, Railroads, Political boundaries, Cities, etc.	28 day update cycle	Synthetic Vision and Nav Maps	Jeppesen JSUM©	
Obstacles	Includes man made obstacles greater than 200 ft. AGL. This database relies upon data reported by government agencies and may not include all obstacles due to inherent reporting and processing delays in the data. In addition, obstacle data may not be available for all regions within the data card coverage area.	28 day update cycle	Synthetic Vision and Nav Maps and Terrain maps	Jeppesen JSUM©	
Charts	AeroNav Terminal Procedures Charts	28 day update cycle	Terminal Procedures and Airport Diagrams	Seattle Avionics	

7.3 Remote Sensor Module (RSM)

The RSM provides heading information to the EFD1000 and is powered by the EFD1000. Some models have an internal GPS for emergency use that will automatically operate when the external GPS systems fail.

7.4 Traffic Display

There are several Traffic Interfaces that are available. Table 1 Installed Equipment List identifies the equipment in this aircraft.

The traffic data can be displayed on the moving map or as a dedicated view on the MFD when connected to the approved TCAS I, TAS, TIS or ADS-B external sensor. The dedicated view is titled TFC.

Traffic data provides a graphical depiction of aircraft relative to the aircraft heading. When the traffic data is not displayed on the PFD's moving map, the traffic automatically displays during a Traffic Advisory. When the dedicated traffic view is not displayed on the MFD and a Traffic Advisory occurs, a traffic popup is displayed to allow quick selection to view the Traffic Advisory.

The horizontal position reference point for each traffic image on the display is the center of the traffic image. The horizontal position reference point for the ownship on the display is the

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

The MFD moving map is a dedicated view that displays NAVAIDs, Controlled Airspace, Restricted, Prohibited and Special Use Airspace, Airports, etc.

The terrain and obstacle data can be displayed on the moving map or as a dedicated view on the MFD. The dedicated view is titled TERR. The terrain and obstacle data is advisory only.

CAUTION:
Accurate barometric pressure is essential for accurate terrain and obstacle data.

The terrain and obstacle data is colorized information based on the aircraft's proximity to terrain and obstacles. The aircraft's proximity to terrain and obstacles is determined by computing the altitude difference between the terrain and obstacles in the database and the aircraft's baro-corrected altitude.

The MFD Nav and Terrain maps require a database. The PFD moving map does not require a database.

7.10 EA100 Autopilot AHRS

The EA100 provides pitch and roll signals information to the autopilot.

7.11 Synthetic Vision and Terrain Warning System

The PFD and MFD can both support the display of Synthetic Vision. The display of the Synthetic Vision depiction is advisory only.

The Synthetic Vision depiction is a computer-derived perspective view of the nearby terrain obstacles and airports. The Synthetic Vision depiction supports a flight path marker to display the vertical and lateral path of the aircraft based on two parameters, barometric vertical speed and GPS track. The Synthetic Vision depiction also supports a Terrain Warning System (TWS) that uses the flight path marker to present an estimated time-to-collision function for terrain and obstacles. Unless inhibited by the pilot, TWS operates even when Synthetic Vision is turned off.

The MFD Nav and Terrain maps require a database.

CAUTION:
Accurate barometric pressure is essential for accurate Synthetic Vision and Terrain Warning.

7.12 Connected Gateway

The Connected Gateway provides a means to communicate flight plan information from a portable device to the navigation system.

7.13 Radar Altitude

When installed and configured. Radar Altitude information can be presented on the PFD. When the height exceeds the Radar Altitude maximum height, the indication is suppressed. When the Radar Altitude is at or below the maximum height, the Radar Altitude is shown as a number marked RA on the PFD.

Separately, the Decision Height can be shown as an amber balloon on the PFD.

7.14 ADF Interface

When installed and configured, ADF #1, #2 or both can be shown on the needles controlled by the left and right lower buttons.

7.15 VHF Interface

When installed and configured, VLOC 1 or VLOC 2 can be selected by the lower center button.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

intersection of the geometric centerline of the wing and the geometric centerline of the ownship symbol fuselage.

7.5 ADS-B

7.5.1 ADS-B OUT

The Aspen or FreeFlight ADS-B OUT system automatically transmits surveillance data to Air Traffic Control and other entities. The ADS-B OUT interfaces with an onboard altimeter and GPS to transmit the squawk, registration, altitude and position. When "UAT CTL: MENU" is displayed on the on the PFD, then control of the squawk and IDENT is temporarily transferred to the PFD MENU.

If the ADS-B OUT system is turned off then ATC will not receive the surveillance data.

If the transponder is turned off, the UAT control will be transferred to the Aspen Display.

7.5.2 ADS-B IN

The Aspen PFD and MFD systems can display weather and traffic information when integrated with a compatible ADS-B system.

7.6 Weather Interface

The Datalink weather data can be displayed on the moving map or as a dedicated view on the MFD when connected to the EWR50 or FIS-B external sensor. The dedicated view is titled WX.

NEXRAD consists of composite images from many radar sites that are collected and compiled. The oldest portions of the contributing NEXRAD sites could be 0 to 20 minutes older than the age depicted.

7.7 Stormscope

The Strikes data shows the electrical discharges (associated with thunderstorms) that are detected by the L3 Stormscope®.

7.8 Terminal Procedure Charts

The MFD supports a dedicated charts view. The dedicated view is titled CHARTS.

The dedicated charts view displays pre-composed terminal procedures from the Seattle Avionics Instrument Procedures Charts Database. The dedicated charts view allows the pilot to overlay the ownship on geo-reference instrument approach procedures and airport diagrams. The ownship is only available for display on the airport diagram when the aircraft is on the ground.

The ownship position is centered at the intersection of the wings and fuselage.

The Terminal Procedures Charts require a database.

Only Geo-referenced charts are eligible for ownship depiction.

7.9 NAV and Terrain Maps

The PFD and MFD both support a moving map.

The PFD moving map is integrated into the navigation display on the bottom-half of the PFD.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

7.20.1 AOA Display Modes

The PFD supports three AOA display modes, Auto, On and Off. The MFD supports one mode, On.

Table 6 - AOA Display Modes

Mode	Description
AUTO	From cruise, the AOA indicator fades in when the Upper Pointer trends past the green/blue transition. This minimizes the indication on the PFD until the AOA presents useful information.
ON	The AOA indicator is always displayed.
OFF	The PFD does not display the AOA indicator.

See Section 4.7 for information on how to select the modes of operation.

7.20.2 AOA Operation by Phase of Flight

The following tables describe the typical AOA indications in various phases of flight in the On and Auto modes.

Table 7 - AOA "ON "Mode

Phase of Flight	Description of the AOA Indicator
Taxi	The AOA indicator is displayed with no pointers.
Takeoff	The AOA pointers fade in at about 35 KIAS. AOA indications are not valid for takeoff.
Climb	In the clean configuration, the AOA pointers will be in the green band.
Cruise	In normal cruise, the AOA pointers are parked at the bottom of the blue band.
Descent	In normal descent, the AOA pointers are parked at the bottom of the blue band.
Approach	As the airplane slows, the AOA trends from the blue band toward the green/yellow transition. When on-speed at one g and full flaps, the Lower Pointer nears the green/yellow transition.
Landing	The pointers trend toward stall during landing.
Rollout	The pointers fade out at approximately 35 KIAS.

Table 8 - AOA "AUTO" Mode

Phase of Flight	Description of the AOA Indicator
Taxi	"AOA AUTO" is displayed.
Takeoff	The AOA indicator with pointers will fade in at about 35 KIAS. AOA indications are not valid for takeoff.
Climb	In the clean configuration, the AOA pointers will be in the green band.
Cruise	The AOA indicator will fade to "AOA AUTO" when the Upper Pointer parks at the end of the blue band.
Descent	"AOA AUTO" is displayed.
Approach	The AOA Indicator fades in when the Upper pointer trends above the blue band. As the airplane slows, the AOA trends toward the green/yellow transition. When on-speed at one g and full flaps, the Lower Pointer nears the green/yellow transition.
Landing	The pointers trend toward stall during landing.
Rollout	The indicator fades out at approximately 35 KIAS and the AOA AUTO message fades in.

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

7.16 GPS Interface

When installed and configured, GPS1 or GPS2 can be selected using the lower center button.

7.17 Avionik Straubing APS4A Altitude Preselector

The Altitude Preselector is a remote altitude hold function. When armed, the altitude hold will be engaged at the selected altitude.

7.18 S-TEC 55X Vertical Speed Control/Altitude Preselect

When installed and configured, the PFD provides vertical speed command and altitude preselect for the S-TEC 55X autopilot.

7.19 Autopilot Source Select

The autopilot normally is connected to the PFD. If the MFD is reverted to a PFD, then the MFD can be selected as the autopilot source.

7.20 AOA System

The Aspen AOA System is a derived AOA system, meaning it uses the air data and inertial functions in the EFD1000 to calculate the approximate AOA. It does not indicate stall warning.

The AOA system is designed to show trend toward stall and stall margin. Stall margin is the actual AOA compared to the stall AOA.

WARNING:
The AOA indications are not valid for takeoff.

There are two pointers that move together. The Upper Pointer indicates stall margin in the flaps up configuration. The Lower Pointer indicates stall margin in the full flaps down configuration.

NOTE:
There is no indication of derived AOA for intermediate flap settings.

When the airplane moves toward stall, the pointers will move from the green band into the yellow band, and eventually to the black/yellow band. Whenever the pointers are rapidly moving toward the yellow/black band, the airplane is rapidly approaching stall.

Conversely, as the airplane accelerates toward cruise speed, both pointers will move toward the blue band and will eventually park at the end of the blue band.

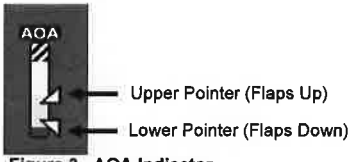
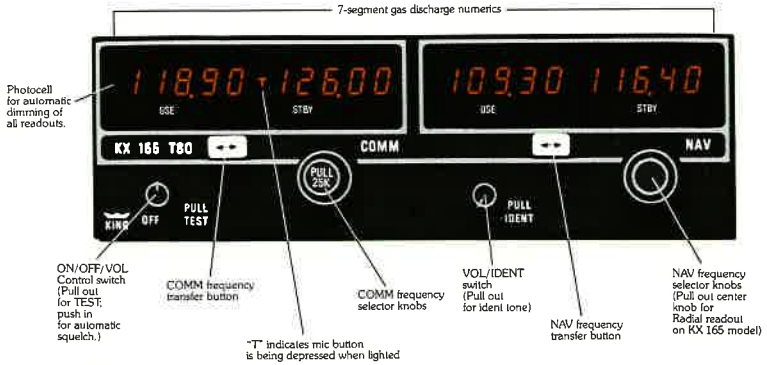


Figure 2 - AOA Indicator

© Copyright 2016 Aspen Avionics Inc.

HOW TO OPERATE THE KING KX 155/165 VHF NAV/COMM:



TURN-ON: Rotate the ON/OFF/Volume Control knob clockwise from the detented "OFF" position. Power will be activated and the unit will be ready to operate. No warm up time is required.

A non-volatile memory stores the "active" and "standby" frequencies during power shutdown. So, when turned on, the "USE" and "STBY" windows will display the same frequencies that were selected before shutdown.

The KX 165's digital "Radial" readout will only function when receiving a valid VOR signal.

NOTE: As with all avionics, the KX 155/165 should be turned on only after engine start-up. This is a simple precaution which will help protect the solid-state circuitry and extend the operating life of your avionics equipment.

To Communicate:

FREQUENCY SELECTION: By rotating the concentric COMM frequency selector knobs either clockwise or counterclockwise, the desired operating frequency can be entered into the "STBY" display window. A clockwise rotation of the knobs will increase the displayed frequency number, while a counterclockwise rotation will decrease it. The outer, larger selector knob is used to change the MHz portion of the frequency display; the smaller knob changes the kHz portion. This smaller knob is designed to change the indicated frequency in steps of 50 kHz when it is pushed in, and in 25 kHz steps when it is pulled out. At either band-edge of the 118.000—135.975 MHz frequency spectrum, an off-scale rotation will wrap the display around to the other frequency band-edge (i.e., 135.00 MHz advances to 118.00 MHz).

COMM CHANNELING: To tune the COMM transceiver to the desired operating frequency, the selected frequency must first be entered into the "STBY" display window and then activated by pushing the "flip-flop" transfer button. This will interchange the frequencies in the "USE" and "STBY" displays, and the transceiver will be tuned to the operating frequency appearing in the "USE" display.

As you can see, this feature makes it possible to display two COMM frequencies—one each in the "USE" and "STBY" displays—and then switch back and forth between them just by pressing the transfer button. An additional transfer button may also be remote mounted in the aircraft.

TRANSMIT INDICATOR: Whenever the microphone is keyed, a lighted "T" will appear between the "USE" and "STBY" displays to indicate that the transceiver is operating in the transmit mode.

VOLUME ADJUSTMENT TEST: To override the automatic squelch for audio test, or to aid in receiving a distant station, simply pull the volume control knob out and rotate to the desired listening level. Push the knob back in to activate the automatic squelch.

To Navigate:

NAV FREQUENCY SELECTION: By rotating the concentric NAV frequency selector knobs either clockwise or counterclockwise, the desired operating frequency can be entered into the "STBY" display window. A clockwise rotation will increase the displayed frequency number, while a counterclockwise rotation will decrease it. As with the COMM frequency selectors, an off-scale rotation of the NAV frequency band-edge (108.00 to 117.95) will wrap the display around to the other edge of the frequency band (i.e., 117.00 advances to 108.00 with MHz knob rotation). Remote DME and internal glideslope channeling are also controlled by these selector knobs.

VOR "RADIAL" MODE: When the smaller NAV kHz frequency selector knob is pulled out on the KX 165 model, the VOR Radial FROM the station in "USE" is digitally displayed in the "STBY/RAD" window. The "STBY" frequency will go into non-displayed storage from which it can be "flip-flopped" into "USE" at a press of the transfer button—without disturbing the displayed Radial. While in the "RADIAL" mode, rotation of the frequency selector knobs will channel the active frequency directly in the "USE" window display. If the VOR signal is too weak to provide a Radial readout, a "warning flag" is activated consisting of three dashes " --- " displayed in the "STBY/RAD" window. Also, when an ILS frequency has been selected, the digital flag" --- " will appear in the "STBY/RAD" window. This digital "RADIAL" mode is not provided on the lower-cost KX 155 model, therefore, with the inner NAV Frequency select knob pulled out, three dashes " --- " will always appear in the right NAV window.

NAV FREQUENCY OPERATION: To tune the NAV receiver to the desired operating frequency, the selected frequency is first entered into the "STBY" display and then "flip-flopped" into "ACTIVE" status by pushing the transfer button.

IDENT: The NAV "IDENT" knob is activated by pulling it outward, so that both voice and ident can be heard. When this knob is pushed in, the ident tone is muted. Volume of voice/ident can be adjusted by turning this knob—clockwise to increase, counterclockwise to decrease.

KING

King Radio Corporation, 400 North Rogers Road, Olathe, Kansas 66062 • (913) 782-0400 • TELEX WUD (0) 4-2299 • CABLE: KINGRAD • King Radio S.A.; P.O.B. No. 6, 80 Ave. Louis Casai, 1216 Cointrin • Geneva, Switzerland • Tel. Geneva 98 58 80 • TELEX 289445 KING CH • CABLE: KINGRADIO

A subsidiary of ALLIED Bendix Aerospace

PILOT'S GUIDE
KING KX 155/165
SILVER CROWN NAV/COMM SYSTEMS