REVISION

MODELE 172S OPTION NAV III
N° de Série 172S9810 et suivants

MANUEL D'UTILISATION PILOTE
ET
MANUEL DE VOL APPROUVE FAA

RÉVISION 4
12 OCTOBRE 2006

172SPHAFR-04

INSERER LES PAGES SUIVANTES DANS LE MANUEL D'UTILISATION PILOTE

Manuel d'Utilisation du Pilote

et

Manuel de Vol Approuvé par la FAA

172S
OPTION AVIONIQUES NAV III

N° de Série 172S9810 et Suivants

Edition Originale – 25 Février 2005

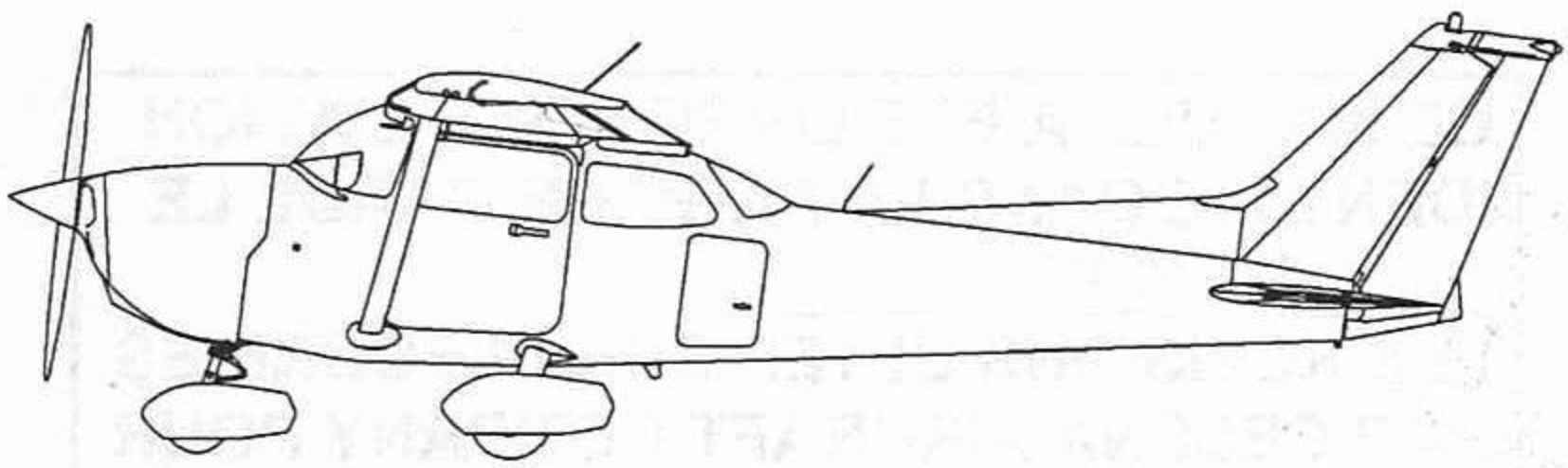
Révision 4 – 12 Octobre 2006

NUMERO DE REFERENCE : 172SPHAFR-04

Cessna
A Textron Company

Manuel d'Utilisation du Pilote
et
Manuel de Vol de l'Avion Approuvé FAA

Cessna SkyHawk



Modèle 172S
OPTION AVIONIQUES NAV III
N° de Série 172S9810 et Suivants

N° de série : _____

Immatriculation : _____

Ce document contient les informations requises devant être fournies au pilote selon la Partie 23 de la CFR 14.

Ce Supplément est la traduction française de l'original US approuvé par la FAA et acceptée par l'EASA.

Thomas IACONO **DGAC**

Date: 09 JUIL. 2007

DIRECTION GÉNÉRALE DE L'AVIATION CIVILE
Direction de la Sécurité
Contrôle de la

Membre de GAMA

COPYRIGHT 2005
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

172SPHAFR-04 EDITION ORIGINALE 25 FEVRIER 2005
REVISION 4 12 OCTOBRE 2006 FR

AVERTISSEMENT IMPORTANT
DE CESSNA AIRCRAFT

Cette traduction est donnée à des fins d'information uniquement. Si des anomalies ou des incompatibilités existent entre la Version traduite de ce Manuel et la Version Anglaise Originale, seule la Version Anglaise Originale fera foi et prévaudra sur la Version traduite.

B3254

CE MANUEL A ETE LIVRE POUR L'AVION IDENTIFIE DANS LA PAGE DE GARDE LE 11/07/2007 .

LES REVISIONS ULTERIEURES FOURNIES PAR CESSNA AIRCRAFT COMPANY POUR CE MANUEL DOIVENT Y ETRE INSEREES CORRECTEMENT.

Cessna Aircraft Company

FELICITATIONS

Félicitations pour votre achat et bienvenue parmi les propriétaires de Cessna! Votre Cessna a été conçu et fabriqué pour vous apporter les meilleures performances, le meilleur rapport qualité/prix et le plus grand confort.

Le Manuel d'Utilisation du Pilote a été préparé comme un guide afin de vous aider à utiliser votre avion dans les meilleures conditions. Il contient des informations sur les équipements de votre avion, les procédures d'utilisation, les performances et des suggestions concernant l'entretien et les soins à lui apporter. Veuillez l'étudier soigneusement et l'utiliser comme une référence.

L'Organisation Cessna mondiale et le Service Clientèle de Cessna (Cessna Customer Service) sont prêts à vous servir. Les services suivants sont offerts par toutes les Stations Service Cessna :

- LES GARANTIES CESSNA POUR VOTRE AVION, qui fournissent une couverture pour les pièces et la main-d'œuvre, sont respectées par toutes les Stations Service Cessna dans le monde entier. Les conditions de garantie et les autres informations importantes sont réunies dans le Manuel du Programme d'Entretien Client. La Carte d'Entretien Client qui vous a été attribuée lors de la livraison apportera la preuve de votre éligibilité concernant la garantie et devra être présentée à votre Station Service Cessna locale pour chaque opération d'entretien effectuée sous garantie.
- UN PERSONNEL FORME EN USINE afin de vous apporter un service courtois et compétent.
- DES EQUIPEMENTS D'ENTRETIEN APPROUVES EN USINE pour vous offrir une qualité d'exécution efficace et précise.
- UN STOCK DE PIECES DE RECHANGE D'ORIGINE CESSNA est disponible lorsque vous en avez besoin.
- LES INFORMATIONS PROVENANT DES SOURCES LES PLUS COMPETENTES POUR L'ENTRETIEN DES AVIONS CESSNA. Les Stations Service Cessna possèdent tous les Manuels de Maintenance, Catalogues Illustrés des Pièces ainsi que toutes les autres publications de support, en condition permanente de validité, édités par Cessna Aircraft Company.

Un Répertoire des Stations Service Cessna accompagne votre nouvel avion. Ce Répertoire est révisé annuellement et une édition courante peut être obtenue auprès de la Station Service Cessna la plus proche.

Nous encourageons vivement les propriétaires/utilisateurs de Cessna à profiter de tous les avantages disponibles de l'Organisation Cessna.

PERFORMANCES - SPECIFICATIONS

*VITESSES

Maximale au Niveau Mer ..... 126 NŒUDS
Croisière, 75% de la Puissance à 8500 Pieds ..... 124 NŒUDS

CROISIERE : Mélange appauvri recommandé avec la quantité de carburant nécessaire pour le démarrage moteur, le roulage, le décollage, la montée et 45 minutes de réserve.

Distance franchissable à 75 % à 8500 Pieds ..... 518 NM
Autonomie avec 53 Gallons de Carburant utilisable 4,26 heures
Distance franchissable à 45 % à 10.000 Pieds ..... 638 NM
Autonomie avec 53 Gallons de Carburant utilisable 6,72 heures

TAUX DE MONTEE AU NIVEAU MER..... 730 PIEDS/MIN

PLAFOND PRATIQUE ..... 14.000 PIEDS

PERFORMANCES DE DECOLLAGE

Roulage au Sol ..... 960 PIEDS
Distance Totale au Passage d'Obstacle à 50 pieds ..... 1630 PIEDS

PERFORMANCES A L'ATTERRISSAGE

Roulage au Sol ..... 575 PIEDS
Distance Totale au Passage d'Obstacle à 50 pieds .... 1335 PIEDS

VITESSE DE DECROCHAGE

Volets Rentrés (UP), Sans Moteur ..... 53 KCAS
Pleins Volets, Sans Moteur ..... 48 KCAS

MASSE MAXIMALE

Au Roulage..... 2558 LIVRES (1160 KG)
Au Décollage ..... 2550 LIVRES (1157 KG)
A l'Atterrissage ..... 2550 LIVRES (1157 KG)

(A suivre)

PERFORMANCES - SPECIFICATIONS (Suite)

MASSE A VIDE STANDARD ..... 1663 LIVRES (754 KG)

CHARGE UTILE MAXIMALE ..... 895 LIVRES (406 KG)

MASSE DE BAGAGES AUTORISEE ..... 120 LIVRES (54 KG)

CHARGE ALAIRE en livres/pieds^2 14,7

CHARGE A L'UNITE DE PUISSANCE en livres/cheval 14,2

CAPACITE CARBURANT ..... 56 GALLONS (212 LITRES)

CAPACITE HUILE ..... 8 QUARTS (7,6 LITRES)

MOTEUR : Textron Lycoming IO-360-L2A
180 BHP(Puissance au Frein) à 2700 RPM

HELICE : Tripale, Vitesse Constante, Diamètre .. 76 POUCES (1,93 m)

NOTA

* Les performances en vitesse et distance franchissable sont celles d'un avion équipé de carénages de roues qui améliorent les vitesses d'environ 2 noeuds. Il ya une différence correspondante au niveau de la distance franchissable, alors que tous les autres chiffres de performances restent inchangés lorsque les carénages de roues sont installés.

Les valeurs de performances ci-dessus sont basées sur une masse avion à 2550 livres (1157 kg), en atmosphère standard, sur une piste en dur, de niveau, sèche et sans vent. Ce sont des valeurs calculées dérivées d'essais en vol effectués par Cessna Aircraft Company dans des conditions soigneusement documentées, et elles varieront en fonction de chaque avion et des nombreux facteurs affectant les performances de vol.

CHAMP D'APPLICATION

Le Manuel d'Utilisation du Pilote qui fait partie de l'avion, au moment de la livraison par Cessna Aircraft Company, contient les informations applicables aux Avions de Modèle 172S Nav III dont les numéros de série et les numéros d'immatriculation sont indiqués sur la Page de Titre. Ce manuel est applicable aux avions 172S, Numéros de Série 172S9810 et suivants, équipés de l'Option Avioniques Nav III. Toutes les informations sont basées sur les données disponibles au moment de la publication.

Ce manuel est composé de neuf sections qui couvrent tous les aspects opérationnels d'un avion équipé en standard. A la suite de la Section 8, la Section 9, Suppléments, fournit des procédures opérationnelles détaillées pour les équipements avioniques (standard et optionnels), et donne également des informations sur les utilisations spéciales.

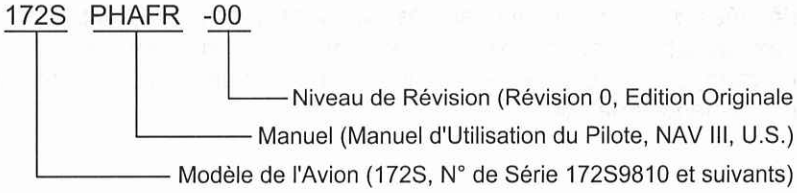
Les Suppléments sont des documents individuels et ils peuvent être édités et révisés sans tenir compte des dates de révision qui s'appliquent au Manuel d'Utilisation du Pilote proprement dit. Ces Suppléments comportent une Liste des Pages Effectives qui devra être utilisée pour déterminer l'état d'actualité de chaque supplément.

EDITION ORIGINALE ET REVISIONS

Ce Manuel d'Utilisation du Pilote (POH) et Manuel de Vol Approuvé par la FAA comprend l'édition originale et ses révisions ultérieures. Afin de s'assurer que les informations de ce manuel sont à jour, les révisions doivent être incorporées au moment de leur édition. Au moment où les révisions sont éditées, elles seront enregistrées dans la Liste des Pages Effectives.

Le numéro de référence de ce manuel a également été conçu pour aider le nouveau propriétaire/utilisateur dans la détermination du niveau de révision d'un quelconque Manuel d'Utilisation du Pilote (POH). Se reporter à l'exemple ci-dessous pour les détails :

B3996



(A suivre)

EDITION ORIGINALE ET REVISIONS (Suite)

Il est de la responsabilité du propriétaire de maintenir ce manuel dans un état permanent d'actualité quand il est utilisé à des fins opérationnelles. Les propriétaires devront contacter leur Station Service Cessna locale chaque fois que l'état de révision de leur manuel est en question.

Les révisions sont distribuées aux propriétaires des avions immatriculés sur le Registre U.S. conformément aux enregistrements de la FAA au moment de l'édition de la révision et, pour les avions immatriculés sur les Registres Internationaux, conformément aux enregistrements des Informations des Propriétaires d'avions Cessna au moment de l'édition. Les révisions devront être examinées soigneusement lors de la réception et incorporées dans ce Manuel (POH).

INSTRUCTIONS DE CLASSEMENT DES REVISONS

REVISIONS REGULIERES

Les pages devant retirées ou insérées dans le Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol approuvé par la FAA sont déterminées par la Liste des Pages Effectives située dans cette section. Cette Liste des Pages Effectives comporte le numéro de page et le niveau de révision pour chacune des pages du Manuel d'Utilisation du Pilote (POH). A mesure que les révisions du POH sont éditées, les niveaux de révision sur la Liste des Pages Effectives sont actualisés. Lorsque deux pages affichent le même numéro de page, la page portant le niveau de révision le plus récent sera inséré dans le POH. Le niveau de révision sur la Liste des Pages Effectives devra également être conforme au niveau de révision de la page en question.

REVISONS TEMPORAIRES

Dans des circonstances limitées, des révisions temporaires au POH peuvent être éditées. Ces révisions temporaires doivent être classées dans la section applicable conformément aux instructions de classement apparaissant sur la première page de la révision temporaire.

Le retrait d'une révision temporaire s'effectue par une incorporation dans le POH au moment d'une révision ou par une révision temporaire d'annulation. Dans le but de suivre très précisément l'état des révisions temporaires lorsqu'elles font partie d'un POH, une Liste des Révisions Temporaires sera insérée avant cette section quand cela est nécessaire. Cette liste indique la date à laquelle la révision temporaire a été incorporée dans le POH, autorisant donc le retrait de la révision temporaire.

IDENTIFICATION DES PARTIES REVISEES

Une barre située dans la marge extérieure à côté du texte applicable s'étendra sur toute la longueur des pages nouvelles et pour la partie de texte supprimé, nouveau ou révisé, ajouté sur les nouvelles pages ou sur les pages existant actuellement.

Une barre située dans le bas de page indiquera une révision de l'en-tête/bas de page, une nouvelle page, des modifications de format ou d'orthographe/syntaxe et/ou que l'information a été déplacée vers ou de cette page.

Une barre située dans la marge extérieure à côté du numéro de figure sera utilisée pour indiquer que seul le numéro de figure a été modifié.

Une main miniature avec un index ☛ sera utilisée pour indiquer qu'une illustration a été révisée ou que c'est une nouvelle figure. La main miniature pointera vers le numéro de figure.

Toutes les pages révisées porteront le numéro de la révision sur le côté opposé au numéro de page de la page concernée. Une liste des révisions est située au début de la Liste des Pages Effectives.

ATTENTIONS DANGER, ATTENTIONS ET NOTAS

Tout au long du texte, des Attentions Danger, Attentions et Notas concernant la manutention et les utilisations de l'avion sont utilisés. Ces adjonctions au texte sont utilisées pour mettre en valeur ou accentuer les points importants.

ATTENTION DANGER

PROCEDURES, TECHNIQUES D'UTILISATION, ETC. QUI POURRAIENT RESULTER DANS DES BLESSURES OU DES PERTES DE VIES HUMAINES SI ELLES NE SONT PAS SCRUPULEUSEMENT SUIVIES.

ATTENTION

PROCEDURES, TECHNIQUES D'UTILISATION, ETC.; QUI POURRAIENT RESULTER DANS DES ENDOMMAGEMENTS DU MATERIEL SI ELLES NE SONT PAS SOIGNEUSEMENT SUIVIES.

NOTA

Une procédure, technique d'utilisation, etc., qu'il est considéré comme essentiel d'accentuer.

LISTE DES PAGES EFFECTIVES

Utiliser cette page pour déterminer la situation d'actualité et l'applicabilité de votre Manuel d'Utilisation du Pilote.

Les pages affectées par la révision actuelle sont indiquées par un astérisque (*) précédant les pages listées dans la colonne du Numéro de Page.

Numéro de Révision	Date	Numéro de Révision	Date
Originale	25 Février 2005	Révision 3	22 Décembre 2005
Révision 1	30 Juin 2005	Révision 4	12 Octobre 2006
Révision 2	19 Juillet 2005		

Numéro de Page	Situation de la page	Indice de Révision
*Titre	Révisée	4
Identification	Révisée	1
*i/ii	Révisées	4
iii	Originale	0
iv à vii	Révisées	1
viii	Révisée	3
*ix à xi/xii	Révisées	4
xiii/xiv	Ajoutées	3
1-1/1-2 à 1-28	Originales	0
*2-1/2-2	Révisées	4
2-3 à 2-8	Révisées	3
*2-9	Révisée	4
2-10 à 2-11	Révisées	3
2-12	Révisée	2
2-13	Originale	0
2-14	Révisée	3
2-15	Révisée	2
2-16 à 2-17	Révisées	3
*2-18 à 2-22	Révisées	4
*2-23/2-24	Ajoutées	4
3-1	Révisée	1
3-2 à 3-3/3-4	Révisées	3
3-5	Révisée	1

(A suivre)

LISTE DES PAGES EFFECTIVES (Suite)

Numéro de Page	Situation de la page	Indice de Révision
3-6 à 3-21	Révisées	3
3-22 à 3-25	Révisées	1
3-26 à 3-30	Révisées	3
3-31 à 3-33	Révisées	1
3-34	Révisée	3
3-35	Révisée	1
3-36	Révisée	3
4-1 à 4-7	Révisées	3
*4-8	Révisée	4
4-9	Originale	0
4-10 à 4-38	Révisées	3
*4-39	Révisée	4
4-40 à 4-50	Révisées	3
5-1/5-2 à 5-23/5-24	Originales	0
6-1/6-2 à 6-12	Révisées	1
*6-13	Révisée	4
6-14 à 6-23/6-24	Révisées	1
7-1 à 7-2	Originale	0
7-3/7-4	Révisée	3
7-5 à 7-10	Originales	0
7-11 à 7-12	Révisées	3
7-13 à 7-35	Originales	0
7-36	Révisée	3
7-37 à 7-44	Originales	0
7-45 à 7-48	Révisées	3
7-49 à 7-54	Originales	0
7-55 à 7-56	Révisées	3
7-57 à 7-58	Originales	0
7-59 à 7-60	Révisées	3

(A suivre)

LISTE DES PAGES EFFECTIVES (Suite)

Numéro de Page	Situation de la page	Indice de Révision
7-61 à 7-62	Originales	0
7-63 à 7-65	Révisées	3
7-66	Originale	0
7-67 à 7-68	Révisées	3
7-69	Originale	0
7-70 à 7-72	Révisées	3
8-1 à 8-2	Révisées	3
8-3 à 8-12	Originales	0
8-13	Révisée	3
8-14 à 8-22	Originales	0
*8-23	Révisée	4
8-24	Originale	0
8-25 à 8-26	Révisées	3
9-1/9-2	Originale	0

This 172S Nav III French Pilots Operating Handbook and Airplane Flight Manual is current with Model 172S Nav III (Serials 172S9810 and on) POH/AFM FAA Approved U.S. Pilot's Operating Handbook Revision 4, Dated 12 October 2006 (Part Number 172SPHAUS-04) and validated by EASA.

Ce Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol de l'Avion 172S NAV III est la traduction française du Manuel d'Utilisation Pilote et Manuel de Vol U.S. de l'Avion 172S NAV III (Numéros de Série 172S9810 et suivants) Révision 4, datée du 12 Octobre 2006 (Numéro de référence 172SPHAUS-04) approuvée par la FAA et acceptée par l'EASA.

TABLE DES MATIERES

SECTION

GENERALITES 1

LIMITES D'EMPLOI 2

PROCEDURES D'URGENCE 3

PROCEDURES NORMALES 4

PERFORMANCES 5

MASSE ET CENTRAGE/ LISTE DES EQUIPEMENTS 6

DESCRIPTION DE L'AVION ET DE SES CIRCUITS 7

MANUTENTION, ENTRETIEN COURANT ET MAINTENANCE..... 8

SUPPLEMENTS 9

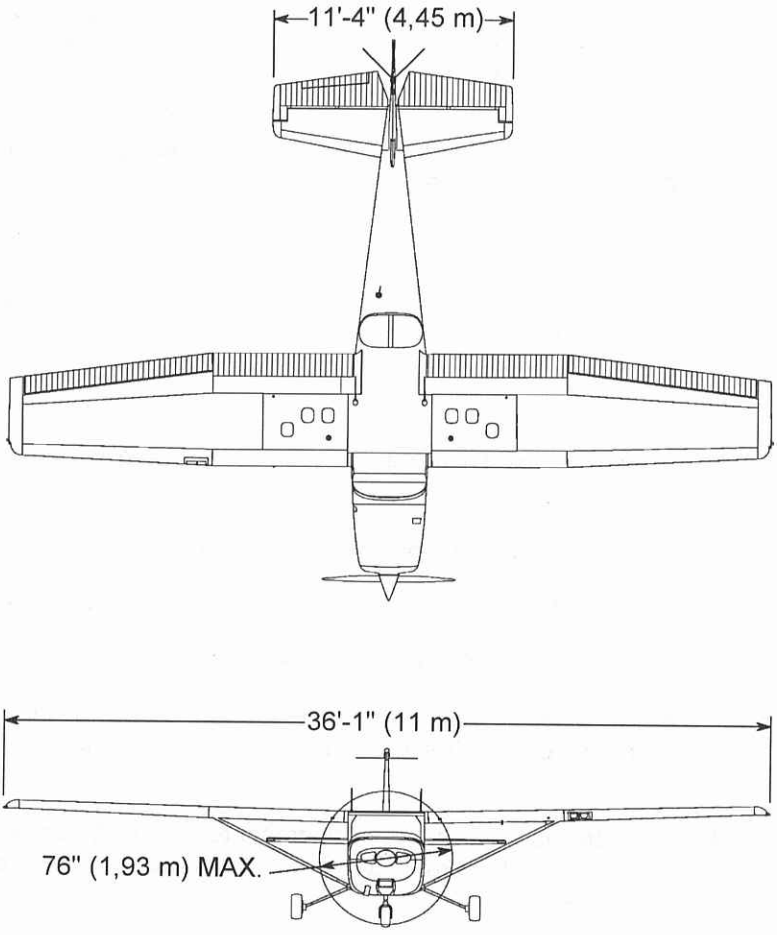
GENERALITES

TABLE DES MATIERES

	Page
Trois Vues – Assiette Normale au Sol	1-3
Introduction	1-5
Données Descriptives	1-5
Moteur	1-5
Hélice	1-5
Carburant	1-5
Huile	1-6
Masses Maximales Certifiées	1-7
Masses de l'Avion Standard	1-8
Dimensions de la Cabine et de l'Accès	1-8
Dimensions de l'Espace Bagages et de l'Accès	1-8
Charges Spécifiques	1-8
Symboles, Abréviations et Terminologie	1-9
Terminologie et Symboles Généraux des Vitesses	1-9
Terminologie de la Météorologie	1-10
Terminologie de la Puissance Moteur	1-10
Terminologie des Performances Avion et de la Préparation des Vols	1-11
Terminologie des Masses et du Centrage	1-12
Tableaux de Conversion des Unités Métriques/Anglaises/U.S.	1-14
Conversion des Unités de Masse	1-15
Conversion des Unités de Longueur	1-17
Conversion des Unités de Distance	1-21
Conversion des Unités de Volume	1-22
Conversion des Unités de Températures	1-25
Conversion des Unités de Pression	1-26
Conversion des Unités de Volume en Unités de Poids	1-27
Conversions Rapides	1-28

TROIS VUES – ASSIETTE NORMALE AU SOL

B3079



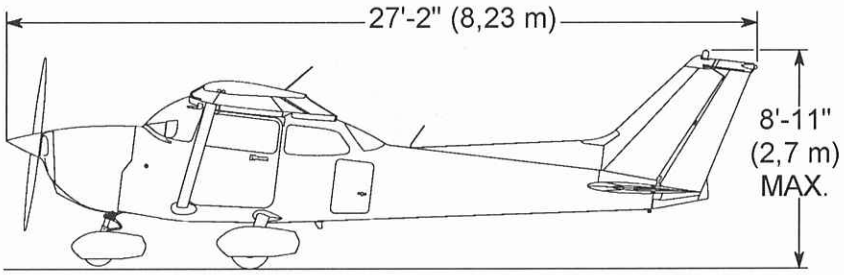
0510T1002
0510T1003

Figure 1-1 (Planche 1 de 2)

(A suivre)

TROIS VUES – ASSIETTE NORMALE AU SOL (SUITE)

B3080



0510T1006

NOTA

- L'envergure de l'aile est indiquée avec les feux à éclats installés.
- L'empattement est de 65 pouces (1,65 m).
- La garde au sol de l'hélice est de 11 pouces 1/4 (28,5 cm).
- La surface de la voilure est de 174 pieds carrés (16,16 m²).
- Le rayon de braquage (* point du pivot jusqu'au saumon extérieur de l'aile) minimum est de 27 pieds-5 pouces 1/2 (8,47 m).
- L'assiette normale au sol est présentée avec la jambe de train avant montrant environ 2 pouces (5,08 cm) d'amortisseur.

Figure 1-1 (Planche 2)

INTRODUCTION

Ce manuel contient 9 sections et comprend les informations devant être fournies au pilote conformément à la Partie 23 de la FAR. Il contient également des données supplémentaires fournies par la Société Cessna (Cessna Aircraft Company).

La Section 1 fournit les données et les informations de base d'intérêt général. Elle contient également des définitions ou des explications de symboles, d'abréviations et de terminologie communément utilisés.

DONNEES DESCRIPTIVES

MOTEUR

Nombre de Moteur : 1.
Fabricant du Moteur : Textron Lycoming.
Numéro de Type du Moteur : IO-360-L2A.
Type de Moteur : Moteur à injection non suralimenté, entraînement direct, refroidi par air, à quatre cylindres horizontaux opposés pour une cylindrée de 360 pouces cubes (5,90 litres).
Puissance en Chevaux Vapeur et Vitesse du Moteur : 180 BHP (Brake Horsepower = Puissance au Frein) à 2700 RPM.

HELICE

Fabricant de l'Hélice : McCauley Propeller Systems.
Numéro de Type de l'Hélice : 1A170E/JHA7660.
Nombre de Pales : 2.
Diamètre de l'Hélice : 76 pouces (1,93 mètres).
Type d'Hélice : Pas Fixe.

CARBURANT

ATTENTION DANGER

L'UTILISATION DE CARBURANT NON APPROUVES PEUT PROVOQUER DES ENDOMMAGEMENTS AU MOTEUR ET AUX COMPOSANTS DU CIRCUIT CARBURANT POUVANT RESULTER DANS UNE PANNE MOTEUR.

Qualités Approuvées de Carburant (et Couleurs) :

Carburant Aviation de Qualité 100LL (Bleue)
Carburant Aviation de Qualité 100 (Verte)

(A suivre)

DONNEES DESCRIPTIVES (Suite)

CARBURANT (Suite)

NOTA

De l'alcool isopropylique ou de l'éther monométhyle glycole diéthylène (DiEGME) peut être ajouté au plein de carburant. Les concentrations d'additifs ne dépasseront pas 1% pour l'alcool isopropylique ou 0,10% à 0,15% pour l'éther DiEGME. Se reporter à la Section 8 pour des informations supplémentaires.

Capacités Carburant

Capacité Totale	56,0 Gallons U.S. (212 Litres)
Capacité Totale Utilisable.....	53,0 Gallons U.S. (201 Litres)
Capacité Totale de chaque Réservoir	28,0 Gallons U.S. (106 Litres)
Total Utilisable de chaque Réservoir	26,5 Gallons U.S. (100 Litres)

NOTA

Pour s'assurer une capacité carburant maximale et réduire l'alimentation croisée lors des pleins de carburant, toujours parquer l'avion avec les ailes de niveau, une assiette normale au sol et placer le sélecteur de carburant sur la position LEFT (Gauche) ou RIGHT (Droite). Se reporter à la Figure 1-1 pour les dimensions de l'assiette normale au sol.

HUILE

Spécification de l'Huile :

Huile Minérale Pure de Qualité Aviation MIL-L-6082 ou SAE J1966 : Utilisée lorsque l'avion a été livré de l'usine et qui devra être utilisée pour compléter le plein pendant les 25 premières de fonctionnement. Cette huile devra être vidangée et le filtre remplacé après les 25 premières heures de fonctionnement. Faire le plein du moteur avec de l'Huile Minérale Pure de Qualité Aviation MIL-L-6082 ou SAE J1966 et continuer à l'utiliser jusqu'à avoir accumulé un total de 50 heures ou que la consommation d'huile se soit stabilisée.

Huile Dispersante sans Cendres de Qualité Aviation MIL-L-22851 ou SAE J1899 : Huile conforme à l'Instruction de Service N° 1014 de Textron Lycoming et à toutes les révisions et suppléments ultérieurs, elle **doit être utilisée** après les 50 premières heures ou après que la consommation d'huile se soit stabilisée.

(A suivre)

DONNEES DESCRIPTIVES (Suite)

Viscosités recommandées en fonction des plages de température :

Température	MIL-L-6082 ou SAE J1966 Huile minérale pure Qualité SAE	MIL-L-22851 ou SAE J1899 Huile dispersante sans cendres Qualité SAE
Au-dessus de 27°C (80°F)	60	15W-50, 20W-50 or 60
Au-dessus de 16°C (60°F)	50	40 ou 50
De -1°C (30°F) à 32°C (90°F)	40	40
De -18°C (0°F) à 21°C (70°F)	30	30, 40 ou 20W-40
En dessous de -12°C (10°F)	20	30 ou 20W-30
De -18°C (0°F) à 32°C (90°F)	20W-50	20W-50 ou 15W-50
Toutes températures	----	15W-50 ou 20W-50

NOTA

Lors de recouvrements de températures d'utilisation, utiliser la qualité d'huile la plus légère.

Capacité d'Huile :

Carter d'Huile :..... 8 Quarts U.S. (7,6 Litres)
Totale :..... 9 Quarts U.S. (8,5 Litres)

MASSES MAXIMALES CERTIFIEES

Masse au Roulage	Catégorie Normale :	2558 Livres (1160 kg)
	Catégorie Utilitaire :	2208 Livres (1138 kg)
Masse au Roulage	Catégorie Normale :	2550 Livres (1157 kg)
	Catégorie Utilitaire :	2200 Livres (998 kg)
Masse au Roulage	Catégorie Normale :	2550 Livres (1157 kg)
	Catégorie Utilitaire :	2200 Livres (998 kg)

(A suivre)

DONNEES DESCRIPTIVES (Suite)

MASSES MAXIMALES CERTIFIEES (Suite)

Masse dans le Compartiment à Bagages, Catégorie Normale :

Bagages dans Zone 1 (Station 82 à 108) :	120 livres (54 kg) Voir Nota ci-dessous
Bagages dans Zone 2 (Station 108 à 142) :	50 livres (23 kg) Voir Nota ci-dessous

NOTA

La capacité maximale combinée pour la Zone à Bagages 1 et la Zone à Bagages 2 est de 120 livres (54 kg).

Masse dans le Compartiment à Bagages, Catégorie Utilitaire :

Dans cette catégorie, le siège arrière ne doit pas être occupé et le compartiment à bagages doit être vide.

MASSES DE L'AVION STANDARD

Masse Standard à Vide :	1663 Livres (754 kg)
Charge Utile Maximale, Catégorie Normale	895 Livres (406 kg)
Charge Utile Maximale, Catégorie Normale	545 Livres (247 kg)

DIMENSIONS DE LA CABINE ET DE L'ACCES

Les dimensions détaillées de l'intérieur de la cabine et des ouvertures des portes d'accès sont illustrées en Section 6.

DIMENSIONS DE L'ESPACE BAGAGES ET DE L'ACCES

Les dimensions de la zone bagages et de l'ouverture de la porte du compartiment bagages sont illustrées en détail en Section 6.

CHARGES SPECIFIQUES

Charge Alaire :	14,7 Livres/Pied carré
Charge à l'Unité de Puissance	14,2 Livres/cheval

SYMBOLES, ABREVIATIONS ET TERMINOLOGIE

TERMINOLOGIE ET SYMBOLES GENERAUX DE VITESSE

KCAS	**Vitesse Corrigée en Nœuds.** C'est la vitesse indiquée corrigée pour la position et les erreurs de l'instrument et exprimée en nœuds. La vitesse corrigée en nœuds est égale à KTAS (Vitesse Vraie en Nœuds) en atmosphère standard au niveau mer.
KIAS	**Vitesse Indiquée en Nœuds.** C'est la vitesse indiquée sur l'indicateur de vitesse et exprimée en nœuds.
KTAS	**Vitesse Vraie en Nœuds.** C'est la vitesse exprimée en nœuds par rapport à de l'air non perturbé qui est la KCAS corrigée pour l'altitude et la température.
V_A	**Vitesse de Manœuvre.** C'est la vitesse maximale à laquelle des mouvements de commandes complets et brusques peuvent être utilisés.
V_{FE}	**Vitesse Maximale Volets Sortis.** C'est la vitesse la plus élevée permise avec les volets hypersustentateurs sortis à une position prescrite.
V_{NO}	**Vitesse Maximale de Structure en Croisière.** C'est la vitesse qui ne doit pas être dépassée sauf en air calme et avec précaution uniquement.
V_{NE}	**Vitesse à ne jamais dépasser.** C'est la limite de vitesse qui ne doit être dépassée à aucun moment.
V_S	**Vitesse de Décrochage ou vitesse minimale de vol stable.** C'est la vitesse minimale à laquelle l'avion est contrôlable.
V_{SO}	**Vitesse de Décrochage ou vitesse minimale de vol stable.** C'est la vitesse minimale à laquelle l'avion est contrôlable en configuration atterrissage avec le Centre de Gravité à la position la plus avant.
V_X	**Vitesse du Meilleur Angle de Montée.** C'est la vitesse qui résulte dans le plus grand gain d'altitude pour une distance horizontale donnée.
V_Y	**Vitesse du Meilleur Taux de Montée.** C'est la vitesse qui résulte dans le plus grand gain d'altitude dans un temps donné.

SYMBOLES, ABREVIATIONS ET TERMINOLOGIE
(Suite)

TERMINOLOGIE DE LA METEOROLOGIE

OAT	**Température d'Air Extérieur.** C'est la température de l'air statique libre. Elle peut être exprimée en degrés Celsius ou en degrés Fahrenheit.
Température Standard	La **Température Standard** est de 15°C à l'altitude pression du niveau mer et décroît de 2°C par 1000 pieds d'altitude.
Altitude Pression	L'**Altitude Pression** est l'altitude indiquée sur un altimètre lorsque l'échelle barométrique de l'altimètre a été calée sur 29,92 pouces de mercure (1013 millibars ou hectopascals).

TERMINOLOGIE DE LA PUISSANCE MOTEUR

BHP	La **Puissance au Frein** est la puissance développée par le moteur.
RPM	Les **Révolutions par Minute** sont la vitesse de rotation du moteur.
RPM Statique	Les **RPM Statiques** représentent la vitesse atteinte par le moteur pendant un point fixe à pleins gaz lorsque l'avion est au sol et en stationnaire.
MAP	La **Manifold Admission Pressure (Pression d'Admission)** est la pression mesurée dans le système d'admission et mesurée en pouces de mercure (in Hg).
Mélange Pauvre	Proportion réduite de carburant dans le mélange carburant/air délivré au moteur. A mesure que la densité de l'air diminue, la quantité de carburant requise par le moteur décroît pour un régime de gaz donné. Le réglage du mélange carburant/air pour délivrer une quantité de carburant inférieure est appelé "appauvrissement" du mélange.
Mélange Riche	Proportion augmentée de carburant dans le mélange carburant/air délivré au moteur. A mesure que la densité de l'air augmente, la quantité de carburant requise par le moteur augmente pour un régime de gaz donné. Le réglage du mélange carburant/air pour délivrer une quantité de carburant supérieure est appelé "enrichissement" du mélange.

(A suivre)

SYMBOLES, ABREVIATIONS ET TERMINOLOGIE
(Suite)

TERMINOLOGIE DE LA PUISSANCE MOTEUR (SUITE)

Plein Riche	Commande de Mélange complètement en avant (poussée à fond, pleine course, vers le panneau).
Ralenti Coupure	Commande de Mélange complètement en arrière (tirée à fond, pleine course, loin du panneau).
Plein Gaz	Commande de gaz complètement en avant (poussée à fond, pleine course, vers le panneau). Egalement appelée "Pleine Ouverture"
Gaz Fermés	Commande des Gaz complètement en arrière (tirée à fond, pleine course, loin du panneau). Également appelée "Ralenti"

TERMINOLOGIE DES PERFORMANCES AVION ET DE LA PREPARATION DES VOLS

Vitesse Démontrée du Vent Traversier	La **Vitesse Démontrée du Vent Traversier** est la vitesse de la composante du vent traversier pour laquelle un contrôle adéquat de l'avion pendant le décollage et l'atterrissage a été réellement démontré pendant les vols de certification. La valeur indiquée n'est pas considérée comme limitative.
Carburant Utilisable	Le **Carburant Utilisable** est le carburant disponible pour la préparation du vol.
Carburant Inutilisable	Le **Carburant Inutilisable** est la quantité de carburant qui ne peut pas être utilisée de façon sûre en vol.
GPH	**Gallons par Heure.** Les Gallons par Heure représentent la quantité de carburant consommée pendant une heure.
NMPG	**Milles Nautiques par Gallon.** Les Mille Nautiques par Gallon représentent la distance qui peut être attendue par gallon de carburant consommé à un régime moteur spécifique et/ou en configuration de vol.
g	**"g"** est l'accélération due à la gravité.
Référence de Route	La **Référence de Route** est la référence compas utilisée par le pilote automatique, avec l'écart de route afin de délivrer un contrôle latéral lors de la poursuite d'un signal de navigation.

SYMBOLES, ABREVIATIONS ET TERMINOLOGIE
(Suite)

TERMINOLOGIE DES MASSES ET CENTRAGE

Donnée de Référence	La **Donnée de Référence** est un plan vertical imaginaire à partir duquel toutes les distances horizontales sont mesurées à des fins de centrage.
Station	Une **Station** est un emplacement le long du fuselage de l'avion donné en termes de distance à partir de la donnée de référence.
Bras	Le **Bras** est la distance horizontale à partir de la donnée de référence jusqu'au centre de gravité (C.G.) d'un article.
Moment	Le **Moment** est le produit du poids d'un article multiplié par son bras. (Le moment divisé par la constante 1000 est utilisé dans ce manuel afin de faciliter les calculs de centrage en réduisant le nombre de chiffres.)
Centre de Gravité (C.G.)	Le **Centre de Gravité** est le point auquel un avion, ou un équipement, serait en équilibre s'il était suspendu. Sa distance à partir de la donnée de référence est trouvée en divisant le moment total par la masse totale de l'avion.
Bras du C.G.	Le **Bras du Centre de Gravité** est le bras obtenu en additionnant les moments individuels de l'avion et en divisant la somme par la masse totale.
Limites du C.G.	Les **Limites du Centre de Gravité** sont les emplacements extrêmes du centre de gravité à l'intérieur desquels un avion peut être utilisé à une masse donnée.
Masse à Vide Standard	La **Masse à Vide Standard** est la masse d'un avion standard incluant le carburant inutilisable, les pleins complets des fluides d'utilisation et le plein complet du circuit d'huile.
Masse à Vide de Base	La **Masse à Vide de Base** est la Masse à Vide Standard plus la masse des équipements optionnels.
Charge Utile	La **Charge Utile** est la différence entre la Masse au Roulage et la Masse à Vide de Base.

(A suivre)

SYMBOLES, ABREVIATIONS ET TERMINOLOGIE
(Suite)

TERMINOLOGIE DES MASSES ET CENTRAGE (Suite)

MAC (CAM)	La **Corde Aérodynamique Moyenne (CAM) (MAC = Mean Aerodynamic Chord)** est une corde d'un profil rectangulaire imaginaire ayant les mêmes moments de tangage pour toute la plage de vol comme celui d'une aile réelle.
Masse Maximale au Roulage	La **Masse Maximale au Roulage** est la masse maximale approuvée pour les manœuvres au sol et qui inclut la masse du carburant utilisé pour le démarrage, le roulage et le point fixe.
Masse Maximale au Décollage	La **Masse Maximale au Décollage** est la masse maximale approuvée au début du roulage pour le décollage.
Masse Maximale à l'Atterrissage	La **Masse Maximale à l'Atterrissage** est la masse maximale approuvée pour le toucher des roues à l'atterrissage.
Tare	La **Tare** est la masse des cales, des blocs, des supports etc. utilisés lors de la pesée d'un avion et qui est incluse dans les indications des balances. La tare est déduite des indications des balances pour obtenir la masse réelle (nette) de l'avion.

TABLEAUX DE CONVERSION DES UNITES METRIQUES/ANGLAISES (IMPERIALES)/U.S.

Les tableaux suivants ont été fournis afin d'aider les opérateurs internationaux à convertir les mesures du système U.S. données dans le Manuel d'Utilisation du Pilote en mesures des systèmes métriques et anglais.

La norme utilisée pour les unités de mesure est le "Guide pour l'Utilisation du Système International des Unités (SI)" (Guide for the Use of the International System of Units (SI)), Publication 811, de l'Institut National des Normes en Technologie (National Institute of Standards Technology (NIST)),

Veuillez vous reporter aux pages suivantes pour ces tableaux.

CONVERSIONS DES UNITES DE MASSE

(Kilogrammes x 2,205 = Livres) (Livres x 0,454 = Kilogrammes)

KILOGRAMMES EN LIVRES

kg	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	Livres	Livres	Livres	Livres	Livres	Livres	Livres	Livres	Livres	Livres
0		2,205	4,409	6,614	8,819	11,023	13,228	15,432	17,637	19,842
10	22,046	24,251	26,456	28,660	30,865	33,069	35,274	37,479	39,683	41,888
20	44,093	46,297	48,502	50,706	52,911	55,116	57,320	59,525	61,729	63,934
30	66,139	68,343	70,548	72,753	74,957	77,162	79,366	81,571	83,776	85,980
40	88,185	90,390	92,594	94,799	97,003	99,208	101,41	103,62	105,82	108,03
50	110,23	112,44	114,64	116,85	119,05	121,25	123,46	125,66	127,87	130,07
60	132,28	134,48	136,69	138,89	141,10	143,30	145,51	147,71	149,91	152,12
70	154,32	156,53	158,73	160,94	163,14	165,35	167,55	169,76	171,96	174,17
80	176,37	178,57	180,78	182,98	185,19	187,39	189,60	191,80	194,01	196,21
90	198,42	200,62	202,83	205,03	207,24	209,44	211,64	213,85	215,05	218,26
100	220,46	222,67	224,87	227,08	229,28	231,49	233,69	235,90	238,10	240,30

LIVRES EN KILOGRAMMES

Livres	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	kg	kg	kg	kg	kg	kg	kg	kg	kg	kg
0		0,454	0,907	1,361	1,814	2,268	2,722	3,175	3,629	4,082
10	4,536	4,990	5,443	5,897	6,350	6,804	7,257	7,711	8,165	8,618
20	9,072	9,525	9,979	10,433	10,886	11,340	11,973	12,247	12,701	13,154
30	13,608	14,061	14,515	14,969	15,422	15,876	16,329	16,783	17,237	17,690
40	18,144	18,597	19,051	19,504	19,958	20,412	20,865	21,319	21,772	22,226
50	22,680	23,133	23,587	24,040	24,494	24,948	25,401	25,855	26,803	26,762
60	27,216	27,669	28,123	28,576	29,030	29,484	29,937	30,391	30,844	31,298
70	31,752	32,205	32,659	33,112	33,566	34,019	34,473	34,927	35,380	35,834
80	36,287	36,741	37,195	37,648	38,102	38,555	39,009	39,463	39,916	40,370
90	40,823	41,277	41,731	42,184	42,638	43,091	43,545	43,999	44,452	44,906
100	45,359	45,813	46,266	46,720	47,174	47,627	48,081	48,534	48,988	49,442

Figure 1-2. Conversions des Masses (Planche 1 de 2)

CONVERSIONS DES UNITES DE MASSE

B3081

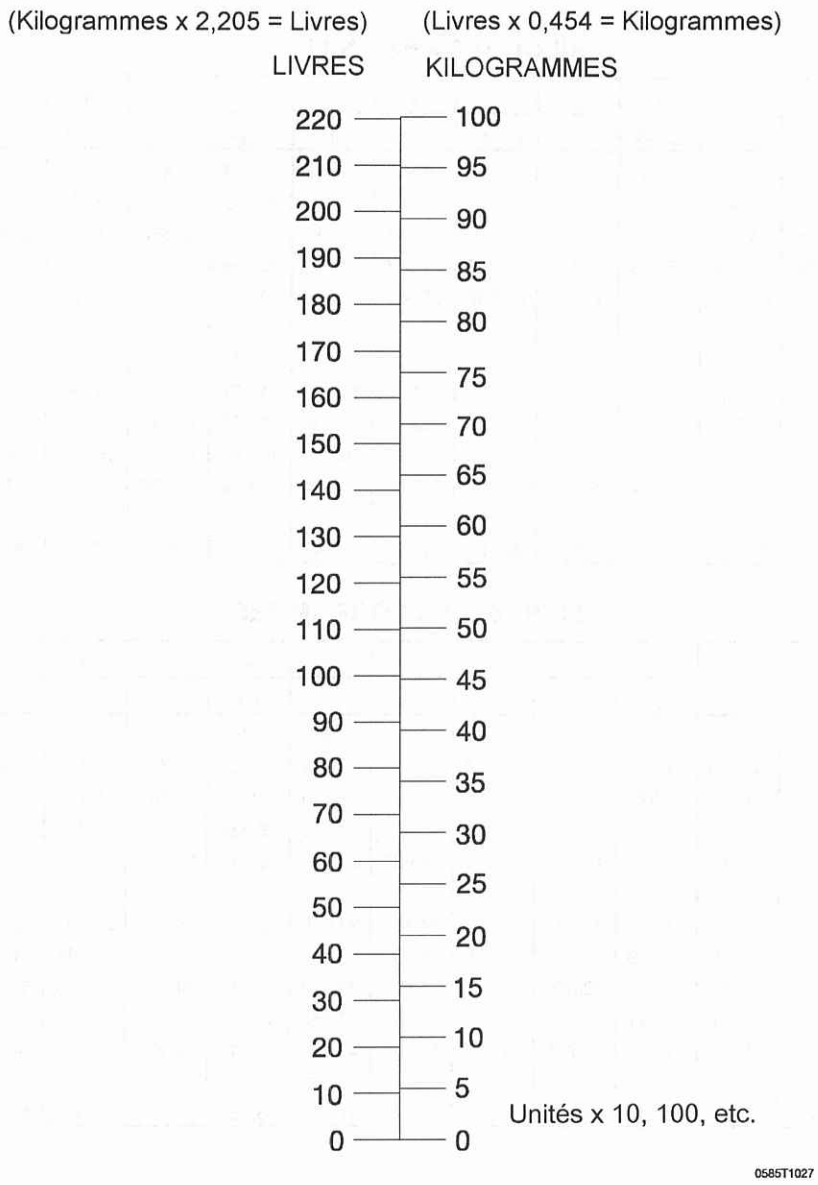


Figure 1-2. Conversions des Masses (Planche 2)

CONVERSIONS DES UNITES DE LONGUEUR

(Mètres x 3,281 = Pieds) (Pieds x 0,305 = Mètres)

METRES EN PIEDS

m	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	Pieds	Pieds	Pieds	Pieds	Pieds	Pieds	Pieds	Pieds	Pieds	Pieds
0	- - -	3,281	6,562	9,842	13,123	16,404	19,685	22,956	26,247	29,528
10	32,808	36,089	39,370	42,651	45,932	49,212	52,493	55,774	59,055	62,336
20	65,617	68,897	72,178	75,459	78,740	82,021	85,302	88,582	91,863	95,144
30	98,425	101,71	104,99	108,27	111,55	114,83	118,11	121,39	124,67	127,95
40	131,23	134,51	137,79	141,08	144,36	147,64	150,92	154,20	157,48	160,76
50	164,04	167,32	170,60	173,86	177,16	180,45	183,73	187,01	190,29	193,57
60	195,85	200,13	203,41	206,69	209,97	213,25	216,53	219,82	233,10	226,38
70	229,66	232,94	236,22	239,50	242,78	246,06	249,34	252,62	255,90	259,19
80	262,47	265,75	269,03	272,31	275,59	278,87	282,15	285,43	288,71	291,58
90	295,27	298,56	301,84	305,12	308,40	311,68	314,96	318,24	321,52	324,80
100	328,08	331,36	334,64	337,93	341,21	344,49	347,77	351,05	354,33	357,61

PIEDS EN METRES

Pieds	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	Mètres	Mètres	Mètres	Mètres	Mètres	Mètres	Mètres	Mètres	Mètres	Mètres
0	- - -	0,305	0,610	0,914	1,219	1,524	1,829	2,134	2,438	2,743
10	3,048	3,353	3,658	3,962	4,267	4,572	4,877	5,182	5,486	5,791
20	6,096	6,401	6,706	7,010	7,315	7,620	7,925	8,230	8,534	8,839
30	9,144	9,449	9,754	10,058	10,363	10,668	10,973	11,278	11,582	11,887
40	12,192	12,497	12,802	13,106	13,411	13,716	14,021	14,326	14,630	14,935
50	15,240	15,545	15,850	16,154	16,459	16,754	17,069	17,374	17,678	17,983
60	18,288	18,593	18,898	19,202	19,507	19,812	20,117	20,422	20,726	21,031
70	21,336	21,641	21,946	22,250	22,555	22,860	23,165	23,470	23,774	24,079
80	24,384	24,689	24,994	25,298	25,603	25,908	26,213	26,518	26,822	27,127
90	27,432	27,737	28,042	28,346	28,651	28,956	29,261	29566	29,870	30,175
100	30,480	30,785	31,090	31,394	31,699	32,004	32,309	32,614	32,918	33,223

Figure 1-3. Conversions de Longueur (Planche 1 de 2)

CONVERSIONS DES UNITES DE LONGUEUR

B3082

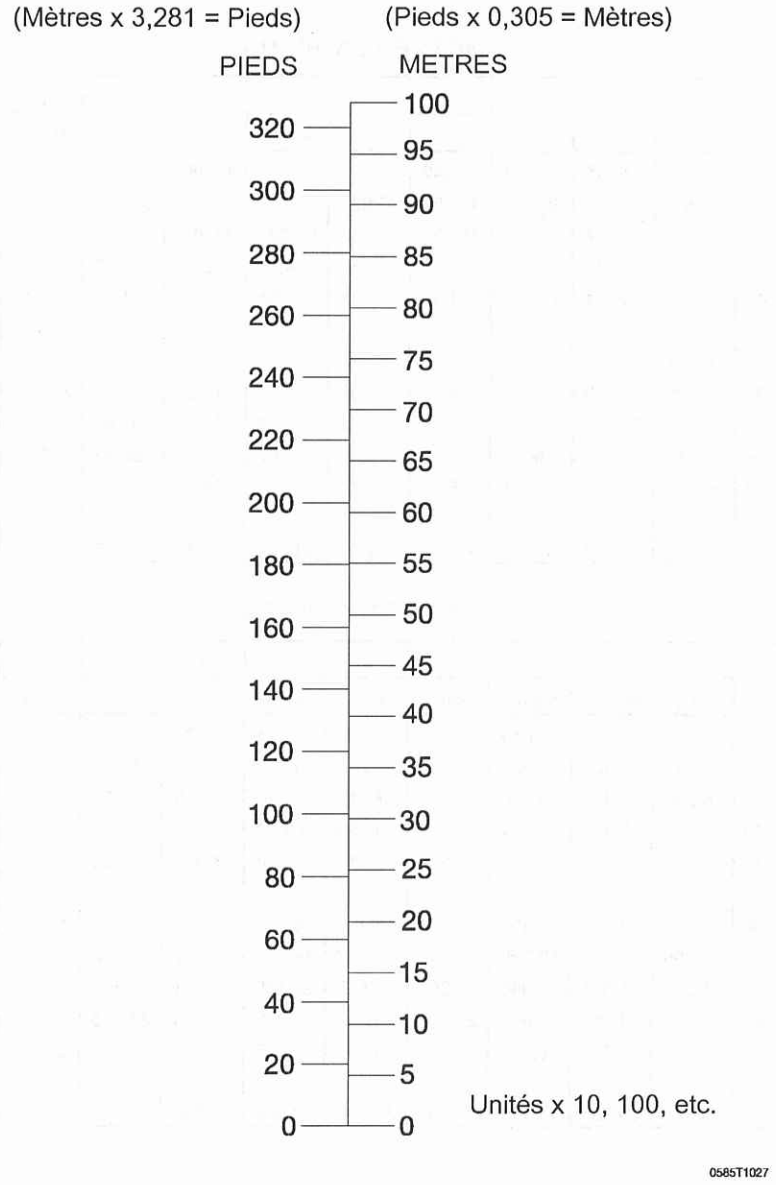


Figure 1-3. Conversions de Longueur (Planche 2)

CONVERSIONS DES UNITES DE LONGUEUR

(Centimètres x 0,394 = Pouces) (Pouces x 2,54 = Centimètres)

CENTIMETRES EN POUCES

cm	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	Pouces	Pouces	Pouces	Pouces	Pouces	Pouces	Pouces	Pouces	Pouces	Pouces
0	- - -	0,394	0,787	1,181	1,575	1,969	2,362	2,756	3,150	3,543
10	3,937	4,331	4,724	5,118	5,512	5,906	6,299	6,693	7,087	7,480
20	7,874	8,268	8,661	9,055	9,449	9,843	10,236	10,630	11,024	11,417
30	11,811	12,205	12,598	12,992	13,386	13,780	14,173	14,567	14,961	15,354
40	15,748	16,142	16,535	16,929	17,323	17,717	18,110	18,504	18,898	19,291
50	19,685	20,079	20,472	20,866	21,260	21,654	22,047	22,441	22,835	23,228
60	23,622	24,016	24,409	24,803	25,197	25,591	25,984	26,378	26,772	27,164
70	27,559	27,953	28,346	28,740	29,134	29,528	29,921	30,315	30,709	31,102
80	31,496	31,980	32,283	32,677	33,071	33,465	33,858	34,252	34,646	35,039
90	35,433	35,827	36,220	36,614	37,008	37,402	37,795	38,189	38,583	38,976
100	39,370	39,764	40,157	40,551	40,945	41,339	41,732	42,126	42,520	42,913

POUCES EN CENTIMETRES

Pouces	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	cm	cm	cm	cm	cm	cm	cm	cm	cm	cm
0	- - -	2,54	5,08	7,62	10,16	12,70	15,24	17,78	20,32	22,96
10	25,40	27,94	30,48	33,02	35,56	38,10	40,64	43,18	45,72	48,26
20	50,80	53,34	55,88	58,42	60,96	63,50	66,04	68,58	71,12	73,66
30	76,20	78,74	81,28	83,82	86,36	88,90	91,44	93,98	96,52	99,06
40	101,60	104,14	106,68	109,22	111,76	114,30	116,84	119,38	121,92	124,46
50	127,00	129,54	132,08	134,62	137,16	137,70	142,24	144,78	147,32	149,86
60	152,40	154,94	157,48	160,02	162,56	165,10	167,64	170,18	172,72	175,26
70	177,80	180,34	182,88	185,42	187,96	190,50	193,04	195,58	198,12	200,66
80	203,20	205,74	208,28	210,82	213,36	215,90	218,44	220,98	223,52	226,06
90	228,60	231,14	233,68	236,22	238,76	241,30	243,84	246,38	248,92	251,46
100	254,00	256,54	259,08	261,62	264,16	266,70	269,24	271,78	274,32	276,86

Figure 1-4. Conversions de Longueur (Planche 1 de 2)

CONVERSIONS DES UNITES DE LONGUEUR

B3083

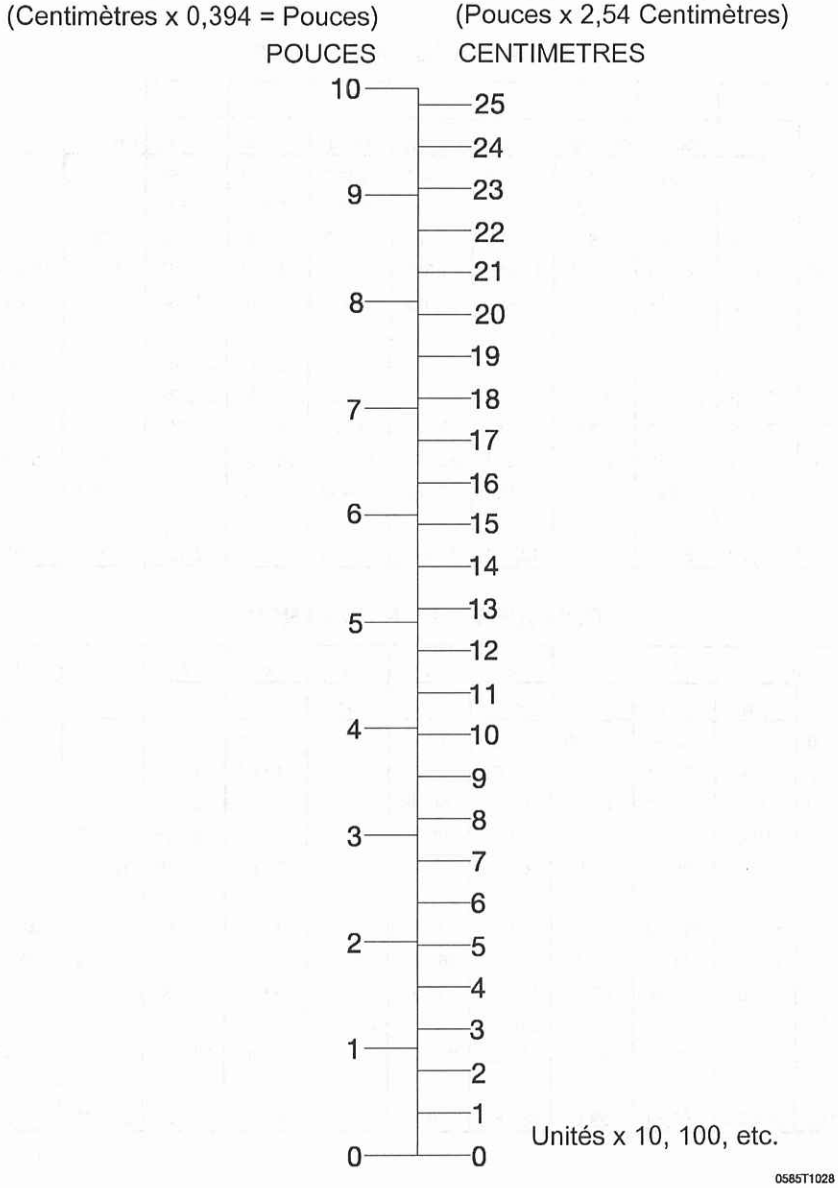


Figure 1-4. Conversions de Longueur (Planche 2)

CONVERSIONS DES UNITES DE DISTANCE

B3084

(Milles Terrestres x 1,609 = Kilomètres) (Kilomètres x 0,622 = Milles Terrestres)
(Milles Terrestres x 0,869 = Milles Nautiques) (Milles Nautiques x 1,15 = Milles Terrestres)
(Milles Nautiques x 1,852 = Kilomètres) (Kilomètres x 0,54 = Milles Nautiques)

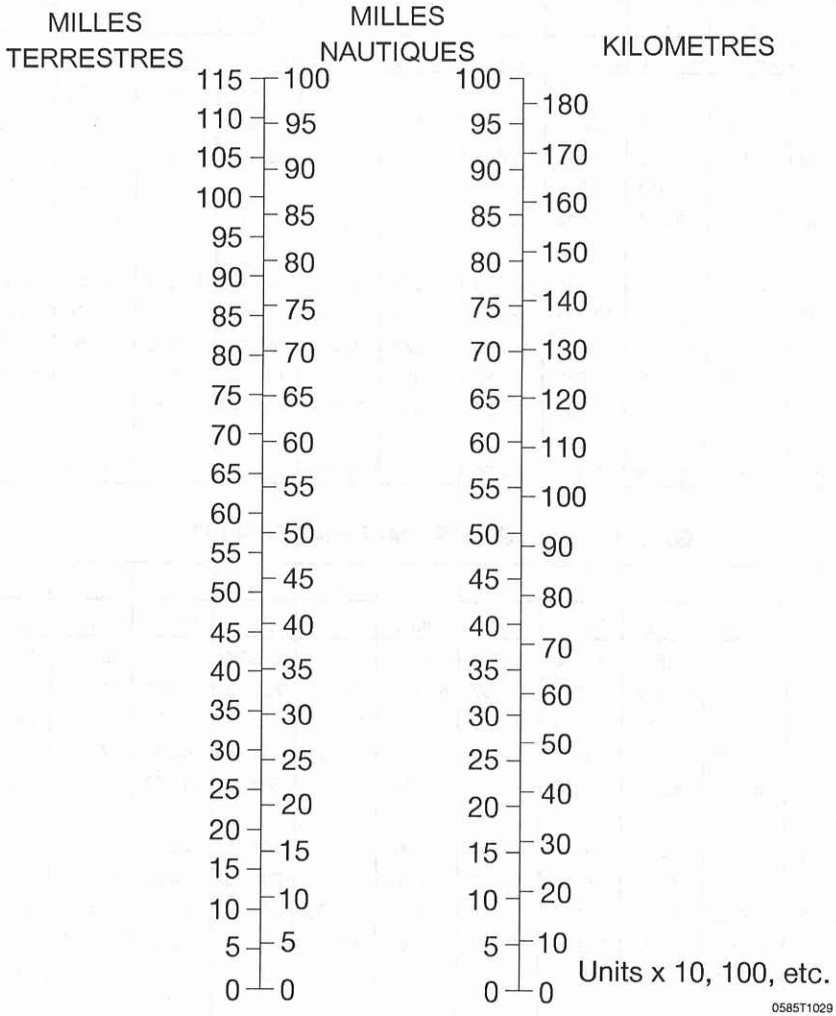


Figure 1-5. Conversions de Distance

CONVERSIONS DES UNITES DE VOLUME

(Gallons Impérial x 4,546 = Litres) (Litres x 0,22 = Gallons Impérial)

LITRES EN GALLONS ANGLAIS (IMPERIAL)

Litres	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	Gal.Imp.	Gal.Imp.	Gal.Imp.	Gal.Imp.	Gal.Imp.	Gal.Imp.	Gal.Imp.	Gal.Imp.	Gal.Imp.	Gal.Imp.
0	- - -	0,220	0,440	0,660	0,880	1,100	1,320	1,540	1,760	1,980
10	2,200	2,420	2,640	2,860	3,080	3,300	3,520	3,740	3,960	4,180
20	4,400	4,620	4,840	5,059	5,279	5,499	5,719	5,939	6,159	6,379
30	6,599	6,819	7,039	7,259	7,479	7,699	7,919	8,139	8,359	8,579
40	8,799	9,019	9,239	9,459	9,679	9,899	10,119	10,339	10,559	10,779
50	10,999	11,219	11,439	11,659	11,879	12,099	12,319	12,539	12,759	12,979
60	13,199	13,419	13,639	13,859	14,078	14,298	14,518	14,738	14,958	15,178
70	15,398	15,618	15,838	16,058	16,278	16,498	16,718	16,938	17,158	17,378
80	17,598	17,818	18,038	18,258	18,478	18,698	18,918	19,138	19,358	19,578
90	19,798	20,018	20,238	20,458	20,678	20,898	21,118	21,338	21,558	21,778
100	21,998	22,218	22,438	22,658	22,878	23,098	23,318	23,537	23,757	23,977

GALLONS ANGLAIS (IMPERIAL) EN LITRES

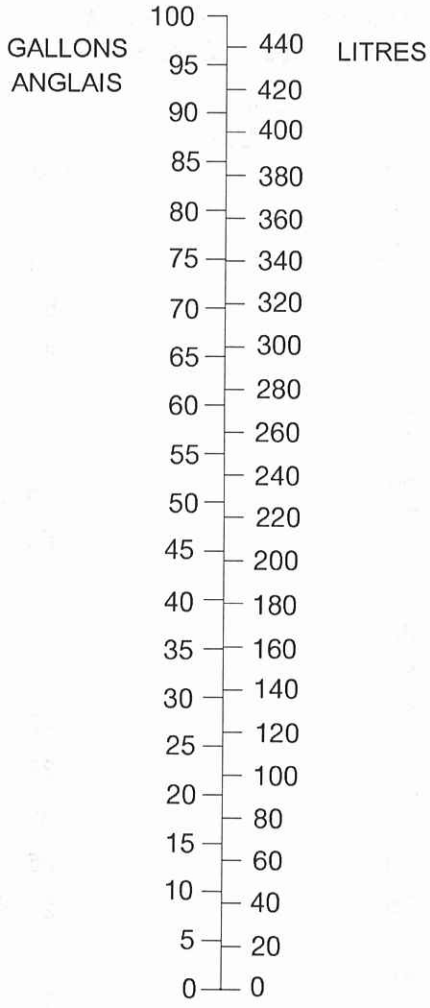
Gal.Imp.	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	Litres	Litres	Litres	Litres	Litres	Litres	Litres	Litres	Litres	Litres
0	- - -	4,546	9,092	13,638	18,184	22,730	27,276	31,822	36,368	40,914
10	45,460	50,006	54,552	59,097	63,643	68,189	72,735	77,281	81,827	86,373
20	90,919	95,465	100,01	104,56	109,10	113,65	118,20	122,74	127,29	131,83
30	136,38	140,93	145,47	150,02	154,56	159,11	163,66	168,20	172,75	177,29
40	181,84	186,38	190,93	195,48	200,02	204,57	209,11	213,66	218,21	222,75
50	227,30	231,84	236,39	240,94	245,48	250,03	254,57	259,12	263,67	268,21
60	272,76	277,30	281,85	286,40	290,94	295,49	300,03	304,58	309,13	313,67
70	318,22	322,76	327,31	331,86	336,40	340,95	345,49	350,04	354,59	359,13
80	363,68	368,22	372,77	377,32	381,86	386,41	390,95	395,50	400,04	404,59
90	409,14	413,68	418,23	422,77	427,32	431,87	436,41	440,96	445,50	450,05
100	454,60	459,14	463,69	468,23	472,78	477,33	481,87	486,42	490,96	495,51

Figure 1-6. Conversions de Volume (Planche 1 de 3)

CONVERSIONS DES UNITES DE VOLUME

B3085

(Gallons Anglais x 4,4546 = Litres)
(Litres x 0,22 = Gallons Anglais)



0585T1032

Figure 1-6. Conversions de Volume (Planche 2)

CONVERSIONS DES UNITES DE VOLUME

B3086

(Gallons Anglais x 1,2 = Gallons U.S.)
(Gallons U.S. x 0,883 = Gallons Anglais)
(Gallons U.S. x 3,785 = Litres)
(Litres x 0,264 = Gallons U.S.)

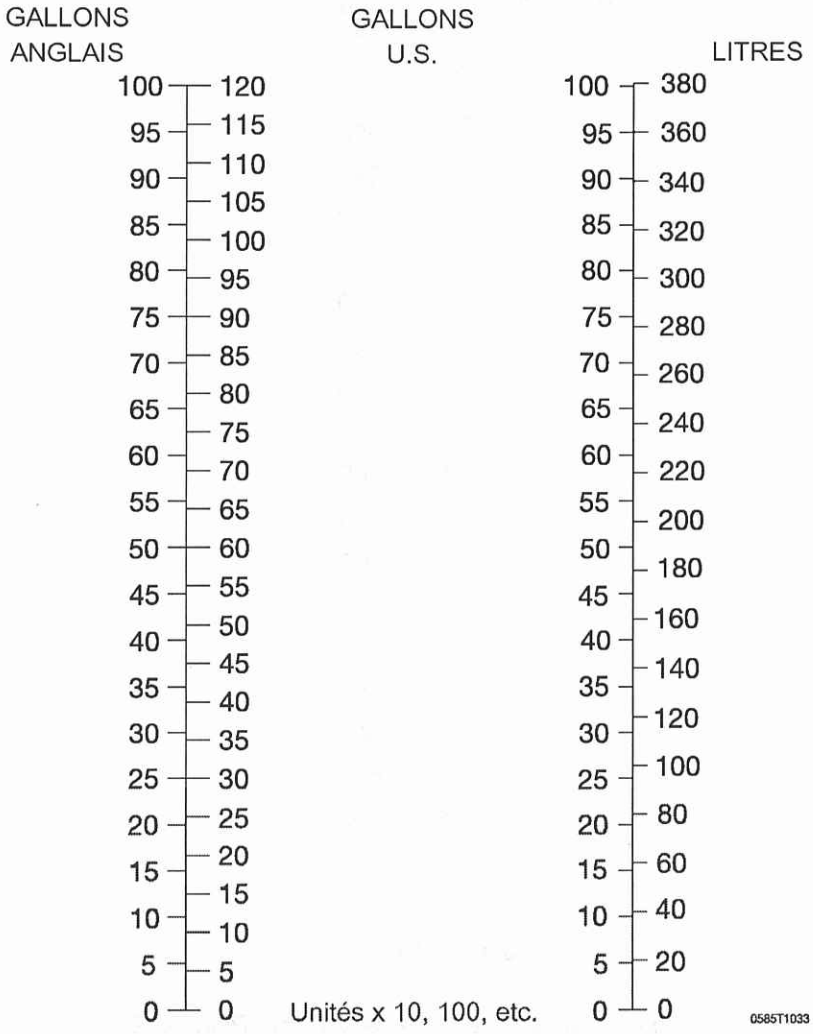


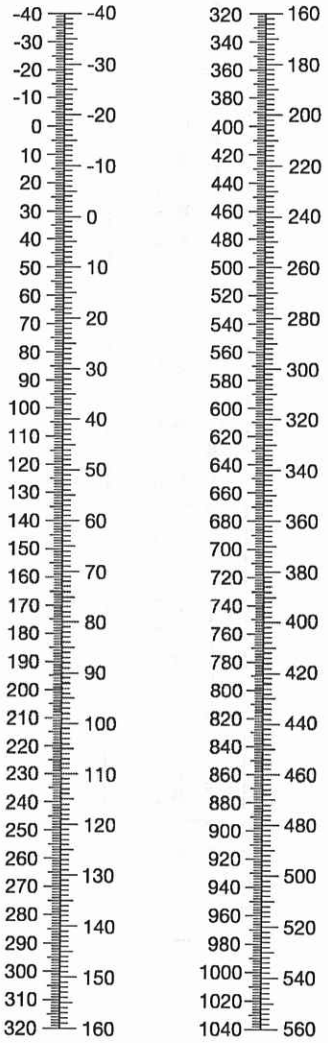
Figure 1-6. Conversions de Volume (Planche 3)

CONVERSIONS DES UNITES DE TEMPERATURE

B3067

(°F - 32) x 5/9 = °C

°C x 9/5 + 32 = °F



0585T1034

Figure 1-7. Conversions de Température

CONVERSIONS DES UNITES DE PRESSION

Hectopascals (Millibars) en pouces de mercure (inHG)

Figure 1-8. Hectopascals en Pouces de Mercure

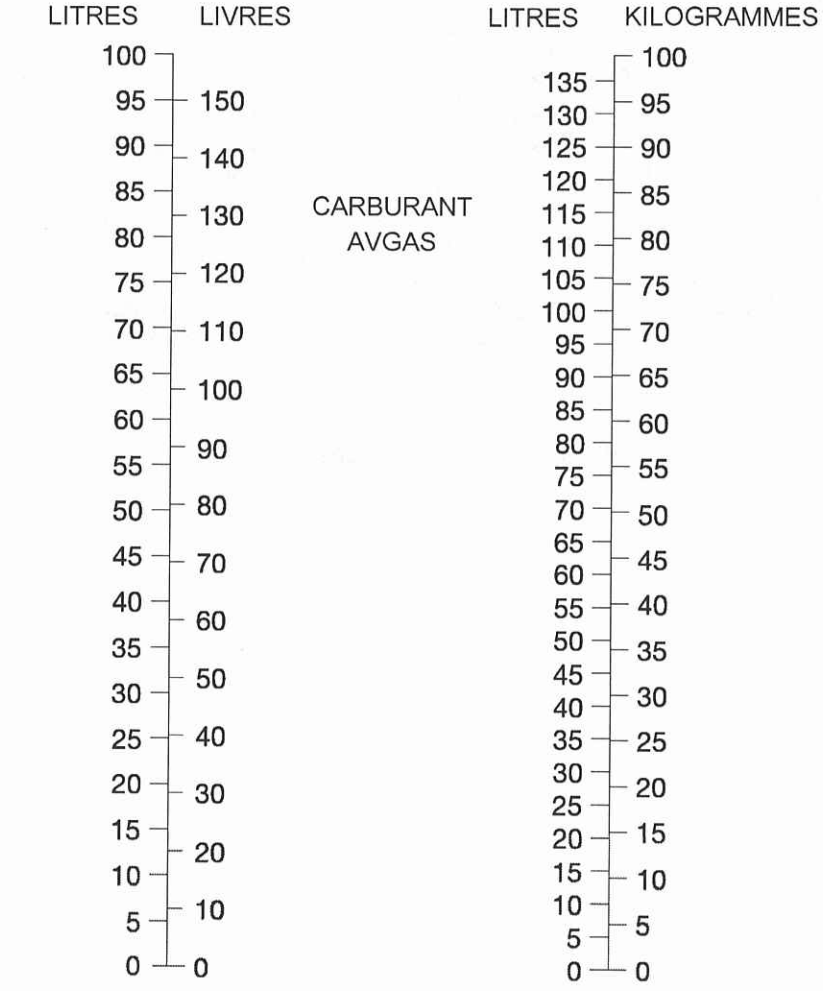
CONVERSIONS DES UNITES DE MASSE

B3088

Gravité Spécifique de l'Essence Aviation (AVGAS) = 0,72

(Litres x 0,72 = Kilogrammes)
(Litres x 1,58 = Livres)

(Kilogrammes x 1,389 = Litres)
(Livres x 0,633 = Litres)



Unités x 10, 100, etc.

0585T1030

Figure 1-9. Conversion de Volumes en Masses

CONVERSIONS RAPIDES

B3089

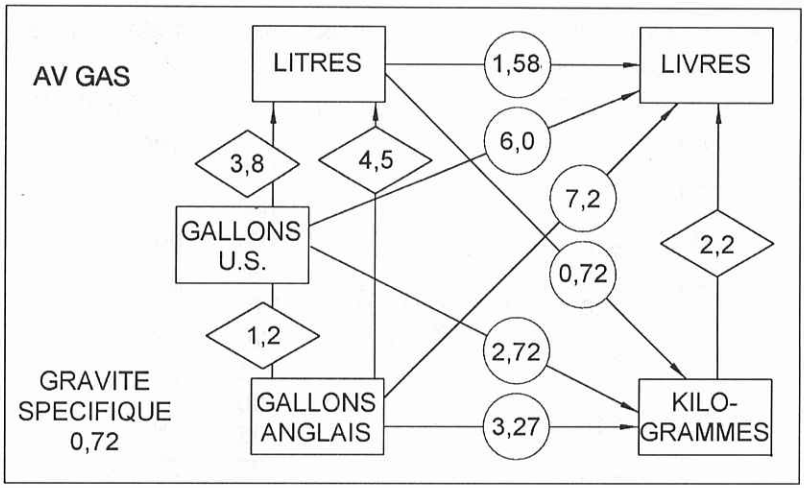


Figure 1-10. Conversions Rapides

LIMITES D'UTILISATION

TABLE DES MATIERES

	Page
Introduction	2-3
Limitations de Vitesse	2-4
Marquages de l'Indicateur de Vitesse	2-5
Limitations Moteur	2-6
Marquages des Instruments Moteur	2-7
Limitations de Masse	2-8
Catégorie Normale	2-8
Catégorie Utilitaire	2-8
Limites du Centre de Gravité	2-8
Catégorie Normale	2-8
Catégorie Utilitaire	2-9
Limites de Manoeuvre	2-9
Catégorie Normale	2-9
Catégorie Utilitaire	2-11
Limites du Facteur de Charge en Vol	2-10
Catégorie Normale	2-11
Catégorie Utilitaire	2-11
Limites des Types d'Opération	2-11
Liste des Equipements des Types d'Opérations	2-12
Limitations Carburant	2-16
Limitations des Volets Hypersustentateurs	2-16
Limitations des Systèmes	2-17
Système Audio Auxiliaire	2-17
Système d'Alimentation 12 Volts	2-17
Limitations du G1000	2-18
GPS-WAAS	2-19
Pilote Automatique 2 Axes Bendix/King KAP 140 (si installé)	2-19
Plaquettes	2-20

INTRODUCTION

La Section 2 comprend les limites d'utilisation, les marquages des instruments et les plaquettes de base pour des utilisations en toute sécurité de l'avion, du moteur, des systèmes standards et des équipements standards. Les limitations incluses dans cette section et dans la Section 9 ont été approuvées par l'Administration Fédérale de l'Aviation. Le respect de ces limitations est exigé par les Règlements de l'Aviation Civile.

NOTAS

- Se reporter à la Section 9, Suppléments, de ce Manuel d'Utilisation du Pilote pour les limites d'utilisation, les procédures d'utilisation, les données de performances et autres informations nécessaires amendées pour les avions équipés d'options spécifiques.

- Les vitesses listées dans la Figure 2-1, Limitations de Vitesse, et dans la Figue 2-2, Marquages de l'Indicateur de Vitesse, sont basées sur des données d'Etalonnage de Vitesse présentées en Section 5 en utilisant la source statique normale. Si la source statique alternative (secours) est utilisée, des marges plus importantes devront être observées pour permettre les variations d'étalonnage de vitesse entre les sources statiques normale et alternative comme indiqué en Section 5.

Le Cessna Modèle N° 172S est certifié selon le Certificat de Type N° 3A12 de la FAA.

LIMITATIONS DE VITESSE

Les limites de vitesse et leurs significations opérationnelles sont présentées dans la Figure 2-1. Les vitesses de manœuvre indiquées s'appliquent aux utilisations en catégorie normale. La vitesse de manœuvre en catégorie utilitaire est de 98 KIAS à 2200 livres (998 kg).

LIMITES DE VITESSE

SYMBOLE	VITESSE	KCAS	KIAS	OBSERVATIONS
V_{NE}	Vitesse à ne jamais Dépasser	160	163	Ne jamais dépasser cette vitesse quelque soit l'utilisation de l'avion
V_{NO}	Vitesse Maximale de Structure en Croisière	126	129	Ne pas dépasser cette vitesse, sauf en air calme et avec précautions uniquement.
V_A	Vitesse de Manœuvre 2550 Livres 2200 Livres 1900 Livres	 102 95 88	 105 98 90	Ne pas appliquer de mouvements de brusques ou au plein débattement au-dessus de cette vitesse.
V_{FE}	Vitesse Maximale Volets Sortis : Volets 10° Volets 10° à FULL (PLEINS VOLETS)	 107 85	 110 85	Ne pas dépasser cette vitesse avec les volets sortis.
.....	Vitesse Maximale Fenêtres Ouvertes	160	163	Ne pas dépasser cette vitesse avec les fenêtres ouvertes.

Figure 2-1

MARQUAGES DE L'INDICATEUR DE VITESSE

Les marquages de l'indicateur de vitesse et la signification de leur code de couleur sont présentés en Figure 2-2.

MARQUAGES DE L'INDICATEUR DE VITESSE

MARQUAGES	VALEUR OU PLAGE KIAS	SIGNIFICATION
Arc Rouge*	20 – 40	Alarme basse vitesse.
Arc Blanc	40 – 85	Plage d'utilisation avec les pleins volets. La limite inférieure est la V_{SO} à la Masse Maximale en configuration d'atterrissage. La limite supérieure est la vitesse maximale permise avec les volets sortis.
Arc Vert	48 - 129	Plage d'utilisation normale. La limite inférieure est la V_S à la Masse Maximale au C.G le plus avant et les volets rentrés. La limite supérieure est la vitesse maximale de structure en croisière.
Arc Jaune	129 – 163	Les opérations doivent être conduites avec précautions et en air calme uniquement.
Trait Rouge	163	Vitesse maximale pour toutes les utilisations.

* Indicateur de Vitesse G1000 uniquement.

Figure 2-2

LIMITATIONS MOTEUR

Fabricant du Moteur : Textron Lycoming.
Numéro du Type de Moteur : IO-360-L2A
Puissance Maximale : 180 BHP nominal
Limites d'Utilisation Moteur pour le Décollage et les Utilisations Continues :

Vitesse Moteur Maximale ..... 2700 RPM

NOTA

La plage des RPM au point fixe en statique est de 2300 - 2400 RPM.

Température Maximale de l'Huile ..... 245°F (118°C)
Pression d'Huile, Minimale ..... 20 PSI
Pression d'Huile, Maximale ..... 115 PSI

Qualité du Carburant : Se reporter aux Limitations Carburant.

Qualité de l'Huile (Spécification) :

Huile Minérale Pure de Qualité Aviation MIL-L-6082 ou SAE J1966 ou Huile Dispersante sans Cendres MIL-L-22851 ou SAE J1899 : L'huile doit être conforme à la dernière révision et/ou supplément de l'Instruction de Service Textron Lycoming N° 1014.

Fabricant de l'Hélice : McCauley Propeller Systems.
Numéro du Modèle de l'Hélice : 1A170E/JHA7660
Diamètre de l'Hélice Maximum : 76,0 POUCES (1,93 mètre)
Minimum : 75,0 POUCES (1,90 mètre)

MARQUAGES DES INSTRUMENTS MOTEUR

Les marquages des instruments moteur et la signification de leur code de couleur sont présentés en Figure 2-3. Les utilisations avec les indications dans les plages rouges sont interdites. Eviter les utilisations avec les indications dans les plages jaunes.

MARQUAGES DES INSTRUMENTS MOTEUR

INSTRUMENT	TRAIT ROUGE (MINI)	ARC ROUGE (INF)	ARC JAUNE	ARC VERT (PLAGE NORMALE EN UTILISATION)	ARC ROUGE (SUP)
Compte-tours **Niveau Mer** **5000 Pieds** **10.000 Pieds**	----	----	----	RPM 2100 à 2500 2100 à 2600 2100 à 2700	RPM 2700* à 3000
Température des Têtes de Cylindre	----	----	----	200 à 500 °F	----
Température d'Huile	----	----	----	100 à 245 °F	245* à 250°F
Pression d'Huile	----	0 à 20 PSI	----	50 à 90 PSI	115* à 120 PSI
Quantité Carburant	0 (1,5 Gallons inutilisables par réservoir)	----	0 à 5 Gallons	5 à 24 Gallons	----
Débitmètre Carburant	----	----	----	0 à 12 GPH	----
Jauge de Dépression	----	----	----	4.5 à 5.5 in.Hg	----

*La limite d'utilisation maximum est la partie inférieure de l'arc rouge.

Figure 2-3

LIMITES DE MASSES

CATEGORIE NORMALE

Masse Maximale au Roulage.....	2558 LIVRES (1160 kg)
Masse Maximale au Décollage	2550 LIVRES (1157 kg)
Masse Maximale à l'Atterrissage	2550 LIVRES (1157 kg)

Masse Maximale dans le Compartiment à Bagages

Bagages en Zone A – Stations 82 à 108.....	120 LIVRES (54 kg)
Bagages en Zone B – Stations 108 à 142.....	50 LIVRES (23 kg)

NOTA

La capacité de masse maximale combinée pour la Zone à Bagages 1 et 2 est de 120 livres (54 kg).

CATEGORIE UTILITAIRE

Masse Maximale au Roulage.....	2208 LIVRES (1002 kg)
Masse Maximale au Décollage	2200 LIVRES (998 kg)
Masse Maximale à l'Atterrissage	2200 LIVRES (998 kg)

Masse Maximale dans le Compartiment à Bagages. En Catégorie Utilitaire le compartiment à bagages doit être vide et le siège arrière ne doit pas être occupé.

LIMITES DU CENTRE DE GRAVITE

CATEGORIE NORMALE

Plage du Centre de Gravité :

Avant : 35,0 pouces (88,9 cm) à l'arrière de la donnée de référence à 1950 livres (884 kg) ou moins avec une variation linéaire à 41,0 pouces (104,14 cm) à l'arrière de la donnée de référence à 2550 livres (1157 kg).

Arrière : 47,3 pouces (120,14 cm) à l'arrière de la donnée de référence pour toutes les masses.

Donnée de Référence : Face avant de la cloison pare-feu inférieure.

(A suivre)

LIMITES DU CENTRE DE GRAVITE (Suite)

CATEGORIE UTILITAIRE

Plage du Centre de Gravité :

Avant : 35,0 pouces (88,9 cm) à l'arrière de la donnée de référence à 1950 livres (884 kg) ou moins avec une variation linéaire à 37,5 pouces (95,25 cm) à l'arrière de la donnée de référence à 2200 livres (997 kg).

Arrière : 40,5 pouces (102,87 cm) à l'arrière de la donnée de référence pour toutes les masses.

Donnée de Référence : Face avant de la cloison pare-feu inférieure

LIMITES DE MANŒUVRES

CATEGORIE NORMALE

Cet avion est certifié en catégorie normale et utilitaire. La catégorie normale est applicable aux avions conçus pour des utilisations non acrobatiques. Ceci inclut toutes les manœuvres accidentelles en vol normal, les décrochages (à l'exception des abattées sur la queue), les huit paresseux, les chandelles et les virages pour lesquels les angles d'inclinaison ne sont pas supérieurs à 60°.

MANŒUVRES EN CATEGORIE NORMALE ET VITESSES D'ENTREE RECOMMANDEES*

Chandelles	105 NŒUDS
Huit Paresseux	105 NŒUDS
Virages à Grande Inclinaison	95 NŒUDS
Décrochages (à l'exception des abattées sur la queue)	Décélération lente

***Des utilisations brusques des commandes au dessus de 105 NOEUDS sont interdites.**

(A suivre)

LIMITES DE MANŒUVRES (Suite)

CATEGORIE UTILITAIRE

Cet avion n'est pas conçu pour les vols purement acrobatiques. Cependant, dans le but de l'acquisition de différents brevets et qualifications tels que le Brevet de Pilote Professionnel ou la Qualification de Pilote Instructeur, certaines manœuvres sont requises par les autorités officielles. Toutes ces manœuvres sont autorisées sur cet avion lorsqu'il est utilisé en catégorie utilitaire.

En catégorie utilitaire, le siège arrière ne doit pas être occupé et le compartiment à bagages doit être vide.

MANŒUVRES EN CATEGORIE NORMALE ET VITESSES D'ENTREE RECOMMANDEES*

Chandelles	105 NŒUDS
Huit Paresseux	105 NŒUDS
Virages à Grande Inclinaison	95 NŒUDS
Vrilles	Décélération lente
Décrochages (à l'exception des abattées sur la queue)	Décélération lente

***Des utilisations brusques des commandes au dessus de 98 KIAS sont interdites.**

Les manœuvres acrobatiques qui peuvent imposer des charges élevées ne seront pas tentées. La chose la plus importante à garder à l'esprit dans les manœuvres en vol est que l'avion est pur dans sa conception aérodynamique et qu'il prendra rapidement de la vitesse lorsque le nez est orienté vers le bas. Un contrôle approprié de la vitesse est une exigence primordiale dans l'exécution de toute manœuvre, et il faudra toujours apporter une attention particulière pour éviter les vitesses excessives qui, à leur tour, peuvent imposer des charges excessives. Dans l'exécution de toute manœuvre, éviter les utilisations brusques des commandes.

LIMITES DU FACTEUR DE CHARGE EN VOL

CATEGORIE NORMALE

Facteurs de Charge en Vol (Masse Maximale au Décollage – 2550 LIVRES (1157 kg) :

*Volets Rentrés (UP) ..... +3,8g, -1,52g

*Volets Sortis (FULL) ..... +3,0g

*Les facteurs de charge calculés sont de 150% supérieurs à ceux indiqués ci-dessus, et dans tous les cas, la structure respecte ou dépasse les facteurs de charge calculés.

CATEGORIE UTILITAIRE

Facteurs de Charge en Vol (Masse Maximale au Décollage – 2200 LIVRES (998 kg) :

*Volets Rentrés (UP) ..... +4,4g, -1,76g

*Volets Sortis (FULL) ..... +3,0g

*Les facteurs de charge calculés sont de 150% supérieurs à ceux indiqués ci-dessus, et dans tous les cas, la structure respecte ou dépasse les facteurs de charge calculés.

LIMITES DE TYPES D'OPERATION

L'avion Cessna 172S Nav III est approuvé pour des opérations VFR et IFR de jour et de nuit. Les vols en conditions givrantes connues sont interdits.

L'équipement minimum requis pour les opérations approuvées selon les Règles d'Utilisation est défini par la Part 91 de la CFR 14 et la Part 135 de la CFR 14, suivant le cas.

La Liste des Equipements par Types d'Utilisation (KOEL) identifie les équipements requis en état de fonctionnement pour la navigabilité de l'avion dans le type d'opération listé.

LISTE DES EQUIPEMENTS DES TYPES D'OPERATION

	TYPE D'OPERATION				
Système, Instrument, Equipement et/ou Fonction	VFR JOUR	VFR NUIT	IFR JOUR	IFR NUIT	REMARQUES
PLAQUETTES ET MARQUAGES					
Manuel d'Utilisation du Pilote (MUP/MDV) 172S Nav III	1	1	1	1	Accessible au pilote en vol
Guide de Référence Cockpit : Garmin G1000™	1	1	1	1	Accessible au pilote en vol
CONDITIONNEMENT D'AIR					
1. Ventilateur des Avioniques Avant	1	1	1	1	
2. Ventilateur PFD	0	0	0	0	
3. Ventilateur MFD	0	0	0	0	
4. Ventilateur des Avioniques Arrière	1	1	1	1	
PILOTE AUTOMATIQUE					
1. Supplément Pilote Automatique Bendix/King KAP 140 du MUP	0	0	A/R	A/R	Accessible au pilote en vol lors de l'utilisation du pilote automatique
COMMUNICATIONS					
1. VHF-COM	0	0	1	1	
ELECTRICITE					
1. Batterie Principale 24V	1	1	1	1	
2. Alternateur 28V	1	1	1	1	
3. Batterie de Secours 24V	0	*	*	*	Se référer au Nota 1
4. Ampèremètre Principal	1	1	1	1	
5. Ampèremètre de Secours	0	*	*	*	Se référer au Nota 1

NOTAS

1. L'Agence de Sécurité de l'Aviation Européenne (EASA) impose que le fonctionnement correct de la Batterie de Secours de 24V et de l'Ampèremètre de Secours soit vérifié pendant la visite prévol avant l'utilisation de l'avion en conditions de VFR de nuit, IFR de jour ou IFR de nuit en Europe. Le fonctionnement correct de la Batterie de Secours de 24V et de l'Ampèremètre de Secours est recommandé pour toutes les autres opérations.

(A suivre)

LISTE DES EQUIPEMENTS DES TYPES D'OPERATION (Suite)

Système, Instrument, Equipement et/ou Fonction	TYPE D'OPERATION				REMARQUES
	VFR JOUR	VFR NUIT	IFR JOUR	IFR NUIT	
EQUIPEMENTS ET MOBILIER					
1. Ensemble Ceintures de Siège	1	1	1	1	Chaque occupant
2. Harnais d'Epaules	1	1	1	1	Occupants avant
COMMANDES DE VOL					
1. Indicateur de Position des Volets	1	1	1	1	
2. Moteur de Volets	1	1	1	1	
3. Système de Trim. de Profondeur	1	1	1	1	
4. Indicateur de Trim. de Profondeur	1	1	1	1	
CIRCUIT CARBURANT					
1. Pompe Carburant Electrique	1	1	1	1	
2. Indicateur de Quantité Carburant – Réservoir Gauche	1	1	1	1	
3. Indicateur de Quantité Carburant – Réservoir Droit	1	1	1	1	
PROTECTION CONTRE LA PLUIE ET LE GIVRE					
1. Source Statique de Secours	0	0	1	1	
2. Circuit d'Admission d'Air de Secours	0	0	1	1	
SYSTEME D'INDICATION/ ENREGISTREMENT					
1. Avertisseur de Décrochage	1	1	1	1	
2. Ensemble Annonciateurs et Affichage des Alarmes	1	1	1	1	
TRAIN D'ATTERRISSAGE					
1. Carénages de Roues	0	0	0	0	Amovibles

(A suivre)

LISTE DES EQUIPEMENTS DES TYPES D'OPERATION (Suite)

Système, Instrument, Equipement et/ou Fonction	TYPE D'OPERATION				REMARQUES
	VFR JOUR	VFR NUIT	IFR JOUR	IFR NUIT	
ECLAIRAGES					
1. Eclairage de la Face AV du PFD	0	0	0	1	
2. Eclairage de Fond du PFD	*	1	1	1	*Se référer au NOTA 2
3. Eclairage de la Face AV du MFD	0	0	0	1	
4. Eclairage de Fond du MFD	*	1	1	1	*Se référer au NOTA 3
5. Eclairage du Panneau des Interrupteurs et des Disjoncteurs	0	1	0	1	
6. Eclairage Interne de l'Indicateur de Vitesse (Secours)	0	1	0	1	
7. Eclairage Interne de l'Altimètre (Secours)	0	1	0	1	
8. Eclairage Interne du Compas Magnétique non stabilisé	0	1	0	1	
9. Eclairage Interne de l'Indicateur d'Attitude (Dépression)	0	1	0	1	
10. Eclairage Cockpit en Plafond	0	1	0	1	
11. Feux de Position Avion (NAV)	0	1	1	1	
12. Feux Anti-collision à Eclats	1	1	1	1	
13. Feu Anti-collision de Balise	0	0	0	0	
14. Phare de Roulage	0	0	0	0	
15. Phare d'Atterrissage	0	1	0	1	En utilisation location seulement

NOTAS

2. L'éclairage de fond du PFD est requis pour le vol VFR de jour si l'éclairage de fond du MFD est défaillant. Le mode d'affichage de secours doit être activé pour que les indicateurs moteur puissent être affichés.
3. L'éclairage de fond du MFD est requis pour le vol VFR de jour si l'éclairage de fond du PFD est défaillant. Le mode d'affichage de secours doit être activé pour que les indicateurs moteur puissent être affichés.

(A suivre)

LISTE DES EQUIPEMENTS DES TYPES D'OPERATION (Suite)

Système, Instrument, Equipement et/ou Fonction	TYPE D'OPERATION				REMARQUES
	VFR JOUR	VFR NUIT	IFR JOUR	IFR NUIT	
SYSTEME DE NAVIGATION ET PITOT-STATIQUE (Suite)					
1. Anémomètre G1000	1	1	1	1	
2. Anémomètre de Secours	0	0	1	1	
3. Altimètre G1000	1	1	1	1	
4. Altimètre de Secours	0	0	1	1	
5. Variomètre G1000	0	0	0	0	
6. Indicateur d'Attitude G1000	0	0	1	1	
7. Indicateur d'Attitude – Dépression (Secours)	0	0	1	1	
8. Indicateur Directionnel G1000 (HSI)	0	0	1	1	
9. Coordinateur de Virage G1000	0	0 1	1	1	
10. Compas magnétique non stabilisé	1	1	1	1	
11. Radionavigation VHF (VOR/LOC/GS)	0	0	A/R	A/R	Si nécessaire suivant la procédure
12. Récepteur/navigateur GPS	0	0	A/R	A/R	Si nécessaire suivant la procédure
13. Récepteur de Marqueurs	0	0	A/R	A/R	Si nécessaire suivant la procédure
14. Alticodeur Aveugle	A/R	A/R	1	1	Si nécessaire suivant la procédure
15. Montre	0	0	1	1	
DEPRESSION					
1. Pompe à Dépression entraînée par le Moteur	0	0	1	1	
2. Indicateur de Dépression	0	0	1	1	
CARBURANT ET COMMANDES MOTEUR					
1. Débitmètre	1	1	1	1	
INDICATIONS MOTEUR					
1. Tachymètre (TR/MIN)	1	1	1	1	
2. Indicateur de Température de Tête de Cylindre (CHT)	0	0	0	0	
3. Indicateur de Pression d'Huile	1	1	1	1	
4. Indicateur de Température d'Huile	1	1	1	1	
HUILE MOTEUR					
1. Jauge de Niveau du Carter Moteur	1	1	1	1	

LIMITATIONS CARBURANT

Total Carburant : 56,0 Gallons US (28,0 Gallons US par réservoir)
(212 Litres (106 Litres par réservoir))

Carburant Utilisable (toutes conditions de vol) : 53,0 Gallons US
(201 Litres)

Carburant Inutilisable : 3,0 Gallons US (1,5 Gallons US par réservoir)
(11 Litres (5,5 Litres par réservoir)

NOTA

Pour s'assurer une capacité carburant maximale et réduire l'alimentation croisée lors des pleins de carburant, toujours parquer l'avion avec les ailes de niveau, une assiette normale au sol et placer le sélecteur de carburant sur la position LEFT (GAUCHE) ou RIGHT (DROIT). Se reporter à la Figure 1-1 pour les dimensions de l'assiette normale au sol.

Le décollage et l'atterrissage doivent s'effectuer avec la poignée du sélecteur carburant sur la position BOTH (LES DEUX).

La durée maximale en glissade ou en dérapage avec un réservoir à sec est de : 30 secondes.

Les utilisations sur les réservoirs LEFT (GAUCHE) ou RIGHT (DROIT) sont limitées en niveau de vol uniquement.

Avec 1/4 de réservoir ou moins, le vol non coordonné prolongé est interdit en utilisation sur le réservoir gauche ou sur le réservoir droit.

Le carburant restant dans le réservoir après que l'indicateur de quantité carburant indique 0 (trait rouge) ne peut pas être utilisé en toute sécurité en vol.

Qualités (et couleurs) de carburant approuvés :

Carburant de Qualité Aviation 100LL (Bleue)
Carburant de Qualité Aviation 100 (Verte)

LIMITATIONS DES VOLETS HYPERSUSTENTATEURS

Plage approuvée au Décollage..... UP (RENTRES) à 10°
Plage approuvée à l'Atterrissage .. UP (RENTRES) à FULL (PLEINS)

LIMITATIONS DES SYSTEMES

SYSTEME AUDIO AUXILIAIRE

L'utilisation du système de divertissement AUX AUDIO IN est interdite lors des décollages et des atterrissages.

L'utilisation du système de divertissement AUX AUDIO IN et des équipements électroniques portables (PED) tels que les téléphones cellulaires, jeux, cassettes, lecteurs CD ou MP3 est interdite en IFR à moins que le pilote de l'avion ait déterminé que l'utilisation du Système Audio Auxiliaire et les équipements électroniques portables qui y sont connectés ne provoqueront aucune interférence avec les systèmes de navigation ou de communication de l'avion.

SYSTEME D'ALIMENTATION 12VOLTS

Le système d'alimentation de 12 Volts (PRISE D'ALIMENTATION 12V – 10A) n'est pas certifié pour l'alimentation électrique des équipements de communication ou de navigation essentiels pour le vol.

L'utilisation du Système d'Alimentation en 12 Volts est interdite pendant les décollages et les atterrissages.

L'utilisation du Système d'Alimentation en 12 Volts est interdite en IFR à moins que le pilote de l'avion ait déterminé que l'utilisation du système d'alimentation de 12 Volts et les équipements électroniques portables qui y sont connectés ne provoqueront aucune interférence avec les systèmes de navigation ou de communication de l'avion.

LIMITATIONS DU G1000

Les numéros de référence actuels du Guide de Référence Cockpit du Garmin G1000 (Garmin G1000 Cockpit Reference Guide) et de la Version du Logiciel du Système, qui doivent être accessibles au pilote pendant le vol, sont affichés sur le groupe MFD AUX, de la page SYSTEM STATUS (ETAT DU SYSTEME).

L'utilisation de la NAVIGATION MAP (CARTE DE NAVIGATION) pour la navigation est interdite. La Carte de Navigation a uniquement pour but d'augmenter la prise de conscience d'une situation. La navigation doit être conduite en utilisant exclusivement les cartes actuelles, les données et les installations autorisées de navigation.

L'utilisation de la TRAFFIC MAP (CARTE DE TRAFIC) dans le but de manœuvrer l'avion pour éviter un trafic est interdite. Le Système d'Information de Trafic (TIS) ne doit être utilisé qu'à des fins d'information. Le TIS a pour but d'aider le pilote à localiser visuellement le trafic. Il est de la responsabilité du pilote de voir et de manœuvrer pour éviter le trafic.

L'utilisation de l'information TERRAIN PROXIMITY (PROXIMITE DU TERRAIN) pour effectuer principalement des manœuvres d'évitement de terrain est interdite. La carte de Proximité du Terrain a uniquement pour but d'augmenter la prise de conscience d'une situation. Il est de la responsabilité du pilote de conserver une marge de franchissement du relief à tout moment.

La navigation à l'aide du G1000 n'est pas autorisée au nord d'une latitude de 70° Nord ou de 70° Sud à cause de l'inadéquation des champs magnétiques près des pôles terrestres. En outre, les utilisations ne sont pas utilisées dans les deux régions suivantes :

1. Nord de la latitude 65° Nord entre les longitudes 75° Ouest et 120° Ouest (Nord Canada).
2. Sud de la latitude 55° Sud entre les longitudes 120° Est et 165° Est (région sud de l'Australie et Nouvelle-Zélande).

La fonction COM 1/2 (division de COM) du Panneau Audio GMA 1347 n'est pas approuvée en utilisation. Pendant le fonctionnement de COM 1/2, la transmission par un membre d'équipage inhibe la réception par l'autre membre d'équipage.

(A suivre)

LIMITATIONS DU G1000 (Suite)

GPS-WAAS (Avion 172S10432 et suivants)

L'utilisation du système Garmin G1000 pour effectuer des navigations GPS ou WAAS (Wide Area Augmentation System – Système d'Augmentation à Zone Large) sous les règles du Vol aux Instruments (IFR) impose que :

1. L'appareil soit équipé de moyens de navigation alternatifs approuvés et en état de fonctionnement adéquate pour la route devant être suivie (récepteur NAV, DME ou ADF).
2. A des fins de préparation de vol, si un aéroport alternatif est requis, il doit comporter une procédure approuvée d'approche aux instruments, autre que le GPS ou le RNAV, qui est supposée être opérationnelle et disponible à l'heure estimée d'arrivée de l'appareil. Tous les équipements requis pour cette procédure doivent être installés et en état de fonctionnement.
3. Pour les procédures imposant une prévision de capacité de Suivi de l'Intégrité Autonome du Récepteur GPS (RAIM) pour les équipements TSO-C129a (non-WAAS) (par exemple les opérations océaniques, les routes RNAV aux U.S., les BRNAV et PRNAV Européennes, etc.), le Programme de Prévision de Détection/Exclusion de Panne Garmin WAAS (version 006-A0154-01 ou version ultérieure approuvée) devra être utilisé pour confirmer la disponibilité du Suivi de l'Intégrité Autonome du Récepteur GPS (RAIM) pour la route et le temps de vol prévus. Les outils génériques de prévision ne donnent pas une indication précise de disponibilité du RAIM pour le système Garmin G1000.
4. Lorsqu'une approche LNAV/VNAV est prévue, le programme de Prévision de Détection/Exclusion de Panne Garmin WAAS (version 006-A0154-01 ou version ultérieure approuvée) devra être utilisé en supplément à tous les NOTAMS issus pour cette approche.

PILOTE AUTOMATIQUE 2 AXES BENDIX/KING KAP 140 (si installé)

L'utilisation du Pilote Automatique Bendix/King KAP 140 est interdite lorsque le Panneau Audio GMA 1347 est inopérant (puisque l'alarme sonore ne sera pas assurée lors du désengagement du Pilote Automatique).

PLAQUETTES

Les informations suivantes doivent être affichées sous une forme de plaquettes composites ou individuelles.

1. En vue directe du pilote : (La mention "JOUR-NUIT-VFR-IFR", présentée sur l'exemple ci-dessous variera avec l'équipement installé).

Les marquages et plaquettes installées dans cet avion précisent les limites d'utilisation qui doivent être observées lors des opérations de l'avion en Catégorie Normale. Les autres limites d'utilisation qui doivent être observées lors des opérations de cet avion dans cette catégorie, ou dans la Catégorie Utilitaire, sont contenues dans le Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol de Vol Avion approuvé.

Catégorie Normale	Aucune manœuvre acrobatique, y compris les vrilles, n'est approuvée.
Catégorie Utilitaire	Aucune manœuvre acrobatique n'est approuvée à l'exception de celles décrites dans le Manuel d'Utilisation du Pilote.
	Le compartiment à bagages et le siège arrière ne doivent pas être utilisés.
Récupération de Vrilles	Pied opposé – Profondeur vers l'avant – Commandes au neutre.

Le vol en conditions givrantes connues est interdit.

Cet avion est certifié pour les opérations en vol suivantes à compter de la date du Certificat de Navigabilité original :

JOUR – NUIT – VFR - IFR

(A suivre)

PLAQUETTES (Suite)

2. Sur le Robinet Sélecteur de Carburant :

DECOLLAGE ATTERRISSAGE	LES DEUX 53,0 GALLONS	TOUTES ATTITUDES DE VOL

ROBINET SELECTEUR
DE CARBURANT

GAUCHE 26,5 GALLONS EN NIVEAU UNIQUEMENT	DROIT 26,5 GALLONS EN NIVEAU UNIQUEMENT

3. Près du Bouchon de Remplissage du Réservoir Carburant :

CARBURANT

ESSENCE AVIATION QUALITE 100LL/100 MINIMUM
CAPACITE : 26,5 GALLONS US UTILISABLES
CAPACITE : 17,5 GALLONS US UTILISABLES JUSQU'A
LA BASE DU COL DE REMPLISSAGE

4. Sur l'indicateur de position des volets :

UP à 10°	110 KIAS	(Plage partielle des volets avec Code de couleur Bleu ; cran mécanique à la position 10°)
10° à FULL	85 KIAS	(Code de Couleur Blanc ; également cran mécanique à la position 20°)

(A suivre)

PLAQUETTES (Suite)

5. Dans le compartiment à bagages :

BAGAGES MAXIMUM 120 LIVRES A L'AVANT DU VERROU DE LA PORTE DES BAGAGES 50 LIVRES MAXIMUM DE BAGAGES A L'ARRIERE DU VERROU DE LA PORTE DES BAGAGES MAXIMUM COMBINE 120 LIVRES POUR DES INSTRUCTIONS SUPPLEMENTAIRES DE CHARGEMENT SE REPORTER AUX DONNEES DE MASSES ET DE CENTRAGE

6. Une carte de compensation doit être fournie pour indiquer la précision du compas magnétique par incréments de 30°.

7. Sur le bouchon de remplissage d'huile :

HUILE 8 QUARTS

8. Sur le blocage de commande :

ATTENTION! BLOCAGE DE COMMANDE RETIRER AVANT DE DEMARRER LE MOTEUR

9. Au dessus du PFD .

VITESSE DE MANŒUVRE – 105 KIAS

(A suivre)

PLAQUETTES (Suite)

10. Sur le Côté Supérieur Droit de la Cloison Cabine Arrière:

TRANSMETTEUR DE LOCALISATION D'URGENCE INSTALLE A L'ARRIERE DE CETTE CLOISON DOIT ETRE ENTRETENU CONFORMEMENT A LA REGLEMENTATION EN VIGUEUR

11. Sur la face avant de la cloison pare-feu à côté de la batterie:

ATTENTION 24 VOLTS C.C. L'AVION EST EQUIPE D'UN ALTERNATEUR ET D'UN SYSTEME NEGATIF A LA MASSE. RESPECTER LA POLARITE CORRECTE. LES INVERSIONS DE POLARITE PEUVENT ENDOMMAGER LES COMPOSANTS ELECTRIQUES.

12. Sur le panneau supérieur droit des instruments :

INTERDIT DE FUMER

13. Près de la commande centrale des éclairages en plafond :

Eclairage Principal

PROCEDURES D'URGENCE

TABLE DES MATIERES

	Page
Introduction	3-5
Vitesses pour les Utilisations d'Urgence	3-5
PROCEDURES D'URGENCE	3-6
PANNES MOTEUR	3-6
Panne Moteur pendant la Course de Décollage	3-6
Panne Moteur immédiatement après le Décollage	3-6
Panne Moteur en Vol (Procédures de Redémarrage)	3-6
ATTERRISSAGES FORCES	3-7
Atterrissage d'Urgence sans Moteur	3-7
Atterrissage de Précaution avec Moteur	3-8
Amerrissage	3-8
INCENDIES	3-9
Pendant le Démarrage au Sol	3-9
Feu Moteur en Vol	3-10
Feu Electrique en Vol	3-10
Feu Cabine	3-11
Feu dans la Voilure	3-11
GIVRAGE	3-12
Rencontre Imprévue de Givrage en Vol	3-12
Blocage de la Source Statique (Indications erronées des Instruments suspectées)	3-13

(A suivre)

TABLE DES MATIERES (Suite)

Page

VAPORISATION EXCESSIVE DU CARBURANT 3-13
Procédures de Stabilisation du Débit Carburant 3-13

ATTERRISSAGES ANORMAUX 3-14
Atterrissage avec un Pneu de Train Principal à Plat 3-14
Atterrissage avec un Pneu de Train Avant à Plat 3-14

DYSFONCTIONNEMENTS DU CIRCUIT D'ALIMENTATION ELECTRIQUE 3-15
L'Annonciateur Haute Tension s'allume ou M BAT AMPS supérieur à 40 3-15
L'Annonciateur LOW VOLTS s'allume en dessous de 1000 RPM 3-17
L'Annonciateur LOW VOLTS s'allume ou ne s'éteint pas à des RPM plus élevés 3-17

PANNE DU SYSTEME DE DONNEES AIR 3-19
X Rouge – Indicateur d'Attitude (Horizon Artificiel) 3-19
X Rouge – Indicateur de Situation Horizontale (HSI) 3-19

PANNE DU SYSTEME DE REFERENCE D'ATTITUDE ET DE CAP (AHRS) 3-20
X Rouge – Indicateur d'Attitude (Horizon Artificiel) 3-20
X Rouge – Indicateur de Situation Horizontale (HSI) 3-20

INFORMATIONS DE REFROIDISSEMENT DES AFFICHAGES 3-20
Annonciateurs PFD1 COOLING ou MFD1 COOLING 3-20

PANNE DU SYSTEME DE DEPRESSION 3-21
L'Annonciateur LOW VACUUM s'allume 3-21

ANNONCIATEUR DE NIVEAU ELEVE DE MONOXIDE DE CARBONE 3-21
L'Annonciateur CO LVL HIGH s'allume 3-21
L'Annonciateur CO LVL HIGH reste allumé 3-21

(A suivre)

TABLE DES MATIERES (Suite)

Page

PROCEDURES D'URGENCE DETAILLEES 3-22
Panne Moteur 3-22
Plané Maximum 3-23
Atterrissages Forcés 3-24
Atterrissages sans Commande de Profondeur 3-25
Incendies 3-25
Manœuvres d'Urgence dans les Nuages 3-26
Virage à 180° dans les Nuages (PANNE D'AHRS) 3-27
Descente d'Urgence dans les Nuages (PANNE D'AHRS) ... 3-28
Sortie de Piqué en Spirale dans les Nuages (PANNE D'AHRS) 3-29
Vol en Conditions Givrantes par Inadvertance 3-29
Source Statique Obstruée 3-30
Vrilles 3-30
Fonctionnement irrégulier du Moteur ou Perte de Puissance .. 3-31
Encrassement des Bougies 3-31
Dysfonctionnement des Magnétos 3-31
Panne de Pompe Carburant entraînée par le Moteur 3-31
Vaporisation Excessive du Carburant 3-32
Pression d'Huile Faible 3-32
Dysfonctionnements du Circuit d'Alimentation Electrique 3-33
Taux de Charge Excessif 3-33
Taux de Charge Insuffisant 3-34
Annonce de Niveau Elevé de Monoxyde de Carbone (CO) 3-36
Autres Urgences 3-36
Endommagement du Pare-brise 3-36

INTRODUCTION

La Section 3 fournit une liste de vérifications et des procédures détaillées pour faire face aux situations d'urgence qui peuvent se produire. Les situations causées par l'avion ou des dysfonctionnements moteur sont extrêmement rares si des visites prévol et une maintenance correctes sont effectuées. Les urgences météorologiques en route peuvent être minimisées ou éliminées par une préparation soigneuse des vols et un bon jugement lorsque des conditions météorologiques imprévues sont rencontrées. Cependant, si une urgence se produit, les directives de base décrites dans cette section pourront être prises en compte et appliquées selon besoin pour corriger le problème. Dans tous les cas de situation d'urgence, la tâche la plus importante est de continuer à piloter l'avion et de manœuvrer de façon à exécuter un atterrissage réussi.

Les procédures d'urgence associées aux équipements optionnels ou supplémentaires sont réunies dans la Section 9, Suppléments.

VITESSES POUR LES UTILISATIONS D'URGENCE

PANNE MOTEUR APRES LE DECOLLAGEE

Volets Hypersustentateurs UP (RENTRES)	70 KIAS
Volets Hypersustentateurs 10° - FULL (PLEINS VOLETS)	65 KIAS

VITESSES DE MANŒUVRE

2550 LIVRES (1157 kg)	105 KIAS
2200 LIVRES (997 kg)	98 KIAS
1900 LIVRES (861 kg)	90 KIAS

PLANE MAXIMUM	68 KIAS
ATTERRISSAGE DE PRECAUTION AVEC MOTEUR	65 KIAS

ATTERRISSAGE SANS MOTEUR

Volets Hypersustentateurs UP (RENTRES)	70 KIAS
Volets Hypersustentateurs 10° - FULL (PLEINS VOLETS)	65 KIAS

PROCEDURES D'URGENCE

Les procédures de la partie Liste des Vérifications des Procédures d'Urgence de cette section repérées en **caractères gras** sont des actions immédiates qui devront être exécutées de mémoire.

PANNES MOTEUR

PANNE MOTEUR PENDANT LA COURSE DE DECOLLAGE

1. **Manette des Gaz – IDLE (RALENTI) (tirée à fond)**
2. **Freins – APPLIQUER**
3. Volets Hypersustentateurs – RENTRES
4. Commande de Mélange – IDLE CUTOFF (COUPURE) (tirée à fond)
5. Interrupteur MAGNETOS – OFF
6. Interrupteur de Batterie de Secours STBY BATT – OFF
7. Interrupteur Général MASTER (ALT et BAT) – OFF

PANNE MOTEUR IMMEDIATEMENT APRES LE DECOLLAGE

1. **Vitesse – 70 KIAS – Volets UP (RENTRES)**
   65 KIAS – Volets 10° - FULL (PLEINS VOLETS)
2. Commande de Mélange – IDLE CUTOFF (COUPURE) (tirée à fond)
3. Robinet de Coupure Carburant (FUEL SHUTOFF) – APPUYER et TOURNER sur OFF
4. Interrupteur MAGNETOS – OFF
5. Volets Hypersustentateurs – SELON BESOIN (FULL (PLEINS VOLETS) recommandés)
6. Interrupteur de Batterie de Secours STBY BATT – OFF
7. Interrupteur Général MASTER (ALT et BAT) – OFF
8. Porte Cabine – DEVERROUILLER
9. Atterrir – DROIT DEVANT

PANNE MOTEUR EN VOL (Procédures de Redémarrage)

1. **Vitesse – 68 KIAS (meilleure vitesse de plané)**
2. **Commande FUEL SHUTOFF (COUPURE CARBURANT) – ON (poussée à fond)**
3. **Robinet Sélecteur de Carburant – BOTH (LES DEUX)**
4. **Interrupteur FUEL PUMP (POMPE CARBURANT) – ON**
5. **Commande de Mélange – RICHE (si le démarrage ne s'est pas produit)**

(A suivre)

PANNES MOTEUR (Suite)

PANNE MOTEUR EN VOL (Procédures de Redémarrage) (Suite)

6. Interrupteur MAGNETOS – BOTH (LES DEUX) (ou START si l'hélice est arrêtée)

NOTA

Si l'hélice est en moulinet, le moteur redémarrera automatiquement en quelques secondes. Si l'hélice est arrêtée (possible à basses vitesses); placer l'interrupteur MAGNETOS sur START, avancer lentement la manette des gaz au delà du ralenti et appauvrir le mélange à partir du plein riche selon besoin pour obtenir un fonctionnement régulier.

7. Interrupteur FUEL PUMP (POMPE CARBURANT) – OFF

NOTA

Si le débit carburant indiqué (FFLOW GPH – DEBIT CARBURANT EN GALLONS PAR HEURE) chute immédiatement à zéro, cela indique une panne de la pompe carburant entraînée par le moteur, remettre l'interrupteur FUEL PUMP (POMPE CARBURANT) sur la position ON.

ATTERRISSAGES FORCES

ATTERRISSAGE D'URGENCE SANS MOTEUR

1. Dossiers Pilote et Passagers – DANS LA POSITION LA PLUS VERTICALE POSSIBLE
2. Sièges et Ceintures de Sièges – ATTACHER et SERRER
3. Vitesse - 70 KIAS – Volets UP (RENTRES)
   65 KIAS – Volets 10° - FULL (PLEINS VOLETS)
4. Commande de Mélange - IDLE CUTOFF (COUPURE) (tirée à fond)
5. Robinet FUEL SHUTOFF (COUPURE CARBURANT) – OFF (tirée à fond)
6. Interrupteur MAGNETOS – OFF
7. Volets Hypersustentateurs - SELON BESOIN (FULL (PLEINS VOLETS) recommandés)
8. Interrupteur de Batterie de Secours STBY BATT – OFF
9. Interrupteur Général MASTER (ALT et BAT) – OFF (lorsque l'atterrissage est assuré)
10. Portes – DEVERROUILLER AVANT LE TOUCHER
11. Toucher – LEGEREMENT QUEUE BASSE
12. Freins – APPLIQUER ENERGIQUEMENT

(A suivre)

ATTERRISSAGES FORCES (Suite)

ATTERRISSAGE DE PRECAUTION AVEC MOTEUR

1. Dossiers Pilote et Passager – DANS LA POSITION LA PLUS VERTICALE POSSIBLE
2. Sièges et Ceintures de Sièges – ATTACHER et SERRER
3. Vitesse - 65 KIAS
4. Volets Hypersustentateurs – 20°
5. Terrain sélectionné – SURVOLER, en notant le type de terrain et les obstructions.
6. Volets Hypersustentateurs – FULL (PLEINS VOLETS) (en approche finale)
7. Vitesse – 65 KIAS
8. Interrupteur de Batterie de Secours STBY BATT – OFF
9. Interrupteur Général MASTER (ALT et BAT) – OFF (lorsque l'atterrissage est assuré)
10. Portes – DEVERROUILLER AVANT LE TOUCHER
11. Toucher – LEGEREMENT QUEUE BASSE
12. Commande de Mélange – IDLE CUTOFF (COUPURE) (tirée à fond)
13. Interrupteur MAGNETOS - OFF
14. Freins – APPLIQUER ENERGIQUEMENT

AMERRISSAGE

1. Radio – TRANSMETTRE "MAYDAY" sur 121,5 MHz (Indiquer l'emplacement, les intentions et afficher 7700 sur le Transpondeur)
2. Objets lourds (dans la zone des bagages) – FIXER OU LARGUER (si possible)
3. Dossiers Pilote et Passager – DANS LA POSITION LA PLUS VERTICALE POSSIBLE
4. Sièges et Ceintures de Sièges – ATTACHER et SERRER
5. Volets Hypersustentateurs – 20° - FULL (PLEINS VOLETS)
6. Régime Moteur – ETABLIR POUR UN TAUX DE DESCENTE DE 300 PIEDS/MIN A 55 KIAS

NOTA

Si aucune puissance n'est disponible, approcher à 70 KIAS avec les volets UP (RENTRES) ou à 65 KIAS avec les volets à 10°.

7. Approche - Vents forts, Mer forte – DANS LE VENT
   Vents faibles, Mer houleuse – PARALLELE A LA HOULE
8. Portes Cabine – DEVERROUILLER
9. Toucher – ATTITUDE DE NIVEAU AU TAUX DE DESCENTE ETABLI

(A suivre)

ATTERRISSAGES FORCES (Suite)

AMERRISSAGE (Suite)

10. Visage – SE PROTEGER avec des vêtements pliés au moment de l'impact
11. Balise de Détresse (ELT) – ACTIVER
12. Avion – EVACUER PAR LES PORTES CABINE. Si nécessaire, ouvrir les fenêtres et laisser l'eau pénétrer dans la cabine pour égaliser les pressions de façon à pouvoir ouvrir les portes.
13. Gilets et Canot de Sauvetage – GONFLER A L'EXTERIEUR DE L'AVION

INDENDIES

AU SOL PENDANT LE DEMARRAGE

1. **Interrupteur MAGNETOS – START** (continuer à utiliser le démarreur pour démarrer le moteur)

SI LE MOTEUR DEMARRE

2. Puissance – 1800 RPM pendant quelques minutes
3. Moteur – COUPER et inspecter pour les endommagements

SI LE MOTEUR NE DEMARRE PAS

2. **Manette des Gaz – PLEINS GAZ (poussée à fond)**
3. **Commande de Mélange – IDLE CUTOFF (COUPURE) (poussée à fond)**
4. **Interrupteur MAGNETOS – START (continuer le démarrage)**
5. **Commande FUEL SHUTOFF – OFF (tirée à fond)**
6. **Interrupteur FUEL PUMP – OFF**
7. **Interrupteur MAGNETOS – OFF**
8. **Interrupteur STBY BAT – OFF**
9. **Interrupteur Général MASTER (ALT et BAT) – OFF**
10. Moteur – ARRETE
11. Frein de Parking – RELACHER
12. Extincteur d'Incendie – OBTENIR (demander au personnel de piste si l'avion n'en est pas équipé)
13. Avion – EVACUER
14. Feu – ETEINDRE en utilisant des extincteurs d'incendie, des couvertures en laine ou de la terre.
15. Endommagement du Feu – INSPECTER (Réparer ou remplacer les composants et/ou les câblages endommagés avant d'effectuer un autre vol)

(A suivre)

INCENDIES (Suite)

FEU MOTEUR EN VOL

1. **Commande de Mélange – IDLE CUTOFF (COUPURE) (poussée à fond)**
2. **Robinet de Coupure Carburant FUEL SHUTOFF – APPUYER et TOURNER sur OFF**
3. **Interrupteur FUEL PUMP – OFF**
4. **Interrupteur Général MASTER (ALT et BAT) – OFF**
5. Air et Chauffage Cabine – OFF (à l'exception des buses en plafond)
6. Vitesse – 100 KIAS. (Si le feu n'est pas éteint, augmenter la vitesse de plané pour trouver une vitesse, dans les limitations de vitesse, qui fournira un mélange non combustible)
7. Atterrissage forcé – EXECUTER, se reporter à la procédure ATTERRISSAGE D'URGENCE SANS MOTEUR

FEU ELECTRIQUE EN VOL

1. **Interrupteur STBY BATT – OFF**
2. **Interrupteur Général MASTER (ALT et BAT) – OFF**
3. **Buses/Air/Chauffage Cabine – FERMER**
4. **Extincteur – ACTIVER** (si disponible)
5. Interrupteur AVIONICS (BUS 1 et BUS 2) – OFF
6. Tous les autres interrupteurs (à l'exception de l'interrupteur MAGNETOS) - OFF

ATTENTION DANGER

APRES AVOIR UTILISE L'EXTINCTEUR D'INCENDIE, S'ASSURER QUE LE FEU EST ETEINT AVANT D'UTILISER DE L'AIR EXTERIEUR POUR EVACUER LA FUMEE DE LA CABINE.

7. Buses/Air/Chauffage Cabine – OUVERTS (Lorsqu'on est sur que le feu est complètement éteint)

(A suivre)

INCENDIES (Suite)

FEU ELECTRIQUE EN VOL (Suite)

SI LE FEU A ETE ETEINT ET QUE L'ALIMENTATION ELECTRIQUE EST NECESSAIRE POUR CONTINUER LE VOL VERS L'AEROPORT, OU LA ZONE D'ATTERRISSAGE, APPROPRIE LE PLUS PROCHE.

8. Disjoncteurs de Circuits – CONTROLER pour le(s) circuit(s) OUVERT(S), ne pas réenclencher.
9. Interrupteur Général MASTER (ALT et BAT) – ON
10. Interrupteur de Batterie de Secours STBY BATT – ON
11. Interrupteur AVIONICS (BUS 1) – ON
12. Interrupteur AVIONICS (BUS 2) – ON

FEU EN CABINE

1. **Interrupteur STBY BATT – OFF**
2. **Interrupteur Général MASTER (ALT et BAT) – OFF**
3. **Buses/Air/Chauffage Cabine – FERMER**
4. **Extincteur – ACTIVER (si disponible à bord)**

ATTENTION DANGER

APRES AVOIR UTILISE L'EXTINCTEUR D'INCENDIE, S'ASSURER QUE LE FEU EST ETEINT AVANT D'UTILISER DE L'AIR EXTERIEUR POUR EVACUER LA FUMEE DE LA CABINE.

5. Buses/Air/Chauffage Cabine – OUVERTS (Lorsqu'on est sur que le feu est complètement éteint)
6. Atterrir aussitôt que possible pour inspecter l'endommagement

FEU DANS LA VOILURE

1. **Interrupteurs des Phares LAND et TAXI – OFF**
2. **Interrupteur des Feux de Navigation NAV – OFF**
3. **Interrupteur des Feux Anti-collision à Eclats – OFF**
4. **Interrupteur de Chauffage Pitot PITOT HEAT – OFF**

NOTA

Effectuer une glissade pour garder les flammes loin du réservoir et de la cabine. Atterrir aussitôt que possible en utilisant les volets uniquement selon besoin pour l'approche finale et le toucher.

GIVRAGE

RENCONTRE IMPREVUE DE GIVRAGE EN VOL

1. **Interrupteur de Chauffage Pitot PITOT HEAT – ON**
2. **Revenir en arrière ou changer d'altitude** pour trouver une température d'air extérieur qui soit moins favorable au givrage.
3. **Tirer complètement la commande de chauffage cabine et tourner la commande de dégivrage dans le sens horaire** pour obtenir un débit d'air maximum vers le dégivreur.
4. Surveiller les signes de blocage du filtre d'admission d'air. Une perte de pression d'admission pourrait être causée par un blocage du filtre d'entrée d'air par de la glace. Régler les gaz selon besoin pour maintenir les RPM moteur. Ajuster le mélange, selon besoin, pour toute modification de régime moteur.
5. Préparer un atterrissage sur l'aéroport le plus proche. Dans le cas d'accumulation rapide de glace, sélectionner un site d'atterrissage approprié "hors d'un aéroport".
6. Avec une accumulation de glace de 0,25 pouces (6,35 mm) sur les bords d'attaque des ailes, soyez prêts pour des besoins de puissance plus importants, des vitesses d'approche et de décrochage plus élevées et une course d'atterrissage plus longue.
7. Laisser les volets rentrés. En cas d'accumulation sévère de glace sur le stabilisateur horizontal, la modification de direction de la veine d'air provoquée par la sortie des volets pourrait résulter dans une perte d'efficacité de la profondeur.
8. Ouvrir la fenêtre gauche et, si possible, gratter la glace d'une partie du pare-brise pour améliorer la visibilité lors de l'approche d'atterrissage.
9. Effectuer une approche d'atterrissage en effectuant une glissade avant, si nécessaire, pour augmenter la visibilité.
10. Approcher à une vitesse de 65 à 75 KIAS en fonction de l'accumulation de glace.
11. Effectuer un atterrissage avec une assiette en niveau.
12. Les approches manquées devront être évitées autant que possible car les capacités de montée seront sévèrement réduites.

(A suivre)

GIVRAGE (Suite)

BLOCAGE DE LA SOURCE STATIQUE (INDICATIONS ERRONEES DES INSTRUMENTS SUSPECTEES)

1. **Robinet de source statique ALT STATIC AIR – TIRER**
2. Boutons de chauffage CABIN HT et d'air cabine CABIN AIR – TIRER
3. Buses de Ventilation – FERMEES
4. Vitesse – Se reporter à la Section 5, Figure 5-1 (Planche 2), Etalonnage de Vitesse, Tableau de Correction de Source Statique de Secours.

VAPORISATION EXCESSIVE DU CARBURANT

PROCEDURES DE STABILISATION DU DEBIT CARBURANT

(Si des fluctuations de 1 GPH ou plus, ou des pointes de puissance se produisent.)

1. Interrupteur FUEL PUMP – ON
2. Commande de Mélange – REGLER (Selon besoin pour un fonctionnement régulier du moteur)
3. Robinet Sélecteur de Carburant – SELECTIONNER LE RESERVOIR OPPOSE (si les symptômes de vaporisation de carburant continuent)
4. Interrupteur FUEL PUMP – OFF (après que le débit carburant se soit stabilisé)

ATTERRISSAGES ANORMAUX

ATTERRISSAGE AVEC UN PNEU DE TRAIN PRINCIPAL A PLAT

1. Approche – NORMALE
2. Volets Hypersustentateurs – FULL (PLEINS VOLETS)
3. Toucher – LE BON PNEU EN PREMIER (Maintenir le pneu à plat loin du sol le plus longtemps possible au moyen des ailerons)
4. Contrôle Directionnel – MAINTENIR (En utilisant le frein sur la bonne roue selon besoin)

ATTERRISSAGE AVEC LE PNEU DE TRAIN AVANT A PLAT

1. Approche – NORMALE
2. Volets Hypersustentateurs – SELON BESOIN
   85 à 110 KIAS – Volets UP (RENTRES) – 10°
   en dessous de 85 KIAS – Volets 10° - Volets FULL (PLEINS VOLETS°
3. Toucher – SUR LES ROUES PRINCIPALES (Garder la roue avant loin du sol le plus longtemps possible)
4. Lorsque le train avant touche le sol, maintenir la commande de profondeur vers le haut pendant que l'avion ralentit jusqu'à l'arrêt.

DYSFONCTIONNEMENTS DU CIRCUIT D'ALIMENTATION ELECTRIQUE

L'ANNONCIATEUR HAUTE TENSION S'ALLUME OU "M BAT AMPS' (AMPEREMETRE DE BATTERIE PRINCIPAL) SUPERIEUR A 40

1. Interrupteur Général MASTER (ALT uniquement) – OFF
2. Charge Electrique – REDUIRE IMMEDIATEMENT de la façon suivante :
   a. Interrupteur AVIONICS (BUS 1) – OFF
   b. Interrupteur PITOT HEAT - OFF
   c. Feu Anti-collision BEACON – OFF
   d. Phare d'Atterrissage LAND – OFF (Utiliser selon besoin pour l'atterrissage)
   e. Phare de Roulage TAXI – OFF
   f. Feux de Navigation NAV – OFF
   g. Feu Anti-collision à Eclats STROBE – OFF
   h. Alimentation CABIN PWR 12V – OFF

NOTAS

- La Batterie Principale fournit l'alimentation électrique aux Barres Bus Principale et Essentielle jusqu'à ce que la tension de la Barre Bus Principale (M BUS VOLTS) chute en dessous de 20 volts. Lorsque la tension de la Barre Bus Principale (M BUS VOLTS) chute en dessous de 20 volts, le Circuit de la Batterie de Secours fournira automatiquement l'alimentation électrique à la Barre Bus Essentielle pendant au moins 30 minutes.
- Sélectionner COM1 MIC (MICRO DE COM 1) et NAV1 (NAVIGATION N° 1) sur le panneau audio et accorder sur la fréquence active avant de mettre AVIONICS BUS 2 (BARRE DES AVIONIQUES N° 2) sur OFF. Si COM2 MIC et NAV2 sont sélectionnés lorsque AVIONICS BUS 2 (BARRE DES AVIONIQUES N° 2) est sur OFF, les radios COM et NAV ne peuvent être accordées.

(A suivre)

DYSFONCTIONNEMENTS DU CIRCUIT D'ALIMENTATION ELECTRIQUE (Suite)

L'ANNONCIATEUR HAUTE TENSION S'ALLUME OU "M BAT AMPS' (AMPEREMETRE DE BATTERIE PRINCIPAL) SUPERIEUR A 40 (Suite)

i. COM1 et NAV1 – ACCORDER SUR LA FREQUENCE ACTIVE

j. COM1 MIC et NAV1 – SELECTIONNER (COM2 MIC et NAV2 seront inopérantes après que AVIONICS BUS 2 ait été positionnées sur OFF)

NOTA

Lorsque AVIONICS BUS 2 est réglé sur OFF, les équipements suivants ne fonctionnent pas :

Pilote Automatique KAP 140	Panneau Audio GMA 1347
COMM 2	NAV 2
Transpondeur GTX 133	MFD GDU 1040

k. Interrupteur AVIONICS (BUS 2) – OFF (GARDER SUR ON si vol dans les nuages)

3. Atterrir aussitôt que possible.

NOTA

S'assurer qu'un atterrissage réussi est possible avant de sortir les volets. Le moteur des volets hypersustentateurs est une charge électrique importante pendant le fonctionnement.

(A suivre)

DYSFONCTIONNEMENTS DU CIRCUIT D'ALIMENTATION ELECTRIQUE (Suite)

L'ANNONCIATEUR BASSE TENSION "LOW VOLTS" S'ALLUME EN DESSOUS DE 1000 RPM

1. Manette des Gaz – 1000 RPM
2. Annonciateur Basse Tension (LOW VOLTS) – VERIFIER ETEINT

L'ANNONCIATEUR BASSE TENSION 'LOW VOLTS" RESTE ALLUME A 1000 RPM

3. Le personnel de maintenance autorisé doit effectuer une inspection du circuit électrique avant le prochain vol.

L'ANNONCIATEUR BASSE TENSION "LOW VOLTS" S'ALLUME OU NE S'ETEINT PAS A DES RPM PLUS ELEVES

1. Interrupteur Général MASTER (ALT uniquement) – OFF
2. Disjoncteur de l'Alternateur (ALT FIELD) – VERIFIER ENCLENCHE
3. Interrupteur Général MASTER (ALT et BAT) – ON
4. Annonciateur de Basse Tension (LOW VOLTS) – VERIFIER OFF
5. Tension de le Bus Principale M BUS VOLTS – VERIFIER 27,5 VOLTS minimum
6. Ampérage de Batterie Principale – VERIFIER LA CHARGE (+)

SI L'ANNONCIATEUR "LOW VOLTS" RESTE ALLUME

7. Interrupteur Général MASTER (ALT uniquement) – OFF
8. Charge Electrique – REDUIRE IMMEDIATEMENT de la façon suivante :
   a. Interrupteur AVIONICS (BUS 1) – OFF
   b. Interrupteur PITOT HEAT - OFF
   c. Feu Anti-collision BEACON – OFF
   d. Phare d'Atterrissage LAND – OFF (Utiliser selon besoin pour l'atterrissage)
   e. Phare de Roulage TAXI – OFF
   f. Feux de Navigation NAV – OFF
   g. Feu Anti-collision à Eclats STROBE – OFF
   h. Alimentation CABIN PWR 12V – OFF

(A suivre)

DYSFONCTIONNEMENTS DU CIRCUIT D'ALIMENTATION ELECTRIQUE (Suite)

SI L'ANNONCIATEUR "LOW VOLTS" RESTE ALLUME (Suite)

NOTAS

- La Batterie Principale fournit l'alimentation électrique aux Barres Bus Principale et Essentielle jusqu'à ce que la tension de la Barre Bus Principale (M BUS VOLTS) chute en dessous de 20 volts. Lorsque la tension de la Barre Bus Principale (M BUS VOLTS) chute en dessous de 20 volts, le Circuit de la Batterie de Secours fournira automatiquement l'alimentation électrique à la Barre Bus Essentielle pendant au moins 30 minutes.
- Sélectionner COM1 MIC (MICRO DE COM 1) et NAV1 (NAVIGATION N° 1) sur le panneau audio et accorder sur la fréquence active avant de mettre AVIONICS BUS 2 (BARRE DES AVIONIQUES N° 2) sur OFF. Si COM2 MIC et NAV2 sont sélectionnés lorsque AVIONICS BUS 2 (BARRE DES AVIONIQUES N° 2) est sur OFF, les radios COM et NAV ne peuvent être accordées.

i. COM1 et NAV1 – ACCORDER SUR LA FREQUENCE ACTIVE
j. COM1 MIC et NAV1 – SELECTIONNER (COM2 MIC et NAV2 seront inopérantes après que AVIONICS BUS 2 ait été positionnées sur OFF)

NOTA

Lorsque AVIONICS BUS 2 est réglé sur OFF, les équipements suivants ne fonctionnent pas :

Pilote Automatique KAP 140	Panneau Audio GMA 1347
COMM 2	NAV 2
Transpondeur GTX 133	MFD GDU 1040

k. Interrupteur AVIONICS (BUS 2) – OFF (GARDER SUR ON si vol dans les nuages)

(A suivre)

DYSFONCTIONNEMENTS DU CIRCUIT D'ALIMENTATION ELECTRIQUE (Suite)

SI L'ANNONCIATEUR "LOW VOLTS" RESTE ALLUME (Suite)

9. Atterrir aussitôt que possible.

NOTA

S'assurer qu'un atterrissage réussi est possible avant de sortir les volets. Le moteur des volets hypersustentateurs est une charge électrique importante pendant le fonctionnement.

PANNE DU SYSTEME DE DONNEES AIR

"X" ROUGE – INDICATEUR DE VITESSE DU PFD

1. Disjoncteurs de circuit ADC/AHRS – VERIFIER ENCLENCHES (ESS BUS (BUS ESSENTIELLE) et AVN BUS 1 (BUS AVIONIQUES N° 1). Si déclenchés, réenclencher (fermer) le disjoncteur. Si le circuit se déclenche à nouveau, ne pas le réenclencher.
2. Indicateur de Vitesse de Secours – UTILISER POUR LES INFORMATIONS DE VITESSE.

"X" ROUGE – INDICATEUR D'ALTITUDE DU PFD

1. Disjoncteurs de circuit ADC/AHRS – VERIFIER ENCLENCHES (ESS BUS (BUS ESSENTIELLE) et AVN BUS 1 (BUS AVIONIQUES N° 1). Si déclenchés, réenclencher (fermer) le disjoncteur. Si le circuit se déclenche à nouveau, ne pas le réenclencher.
2. Altimètre de Secours – VERIFIER LE REGLAGE de la pression barométrique actuelle. UTILISER POUR LES INFORMATIONS D'ALTITUDE.

PANNE DU SYSTEME DE REFERENCE D'ASSIETTE ET DE CAP (AHRS)

"X" ROUGE – INDICATEUR D'ATTITUDE (HORIZON ARTICIEL) DU PFD

1. Disjoncteurs de circuit ADC/AHRS – VERIFIER ENCLENCHES (ESS BUS (BUS ESSENTIELLE) et AVN BUS 1 (BUS AVIONIQUES N° 1). Si déclenchés, réenclencher (fermer) le disjoncteur. Si le circuit se déclenche à nouveau, ne pas le réenclencher.
2. Indicateur d'Attitude (Horizon Artificiel) de Secours – UTILISER POUR LES INFORMATIONS D'ATTITUDE.

"X" ROUGE – INDICATEUR DE SITUATION HORIZONTALE (HSI)

1. Disjoncteurs de circuit ADC/AHRS – VERIFIER ENCLENCHES (ESS BUS (BUS ESSENTIELLE) et AVN BUS 1 (BUS AVIONIQUES N° 1). Si déclenchés, réenclencher (fermer) le disjoncteur. Si le circuit se déclenche à nouveau, ne pas le réenclencher.
2. Compas Magnétique non Stabilisé – VERIFIER LE REGLAGE de la pression barométrique actuelle. UTILISER POUR LES INFORMATIONS DE CAP.

INFORMATION DE REFROIDISSEMENT DES AFFICHAGES

ANNONCIATEURS DE REFROIDISSEMENT PFD1 OU MFD1

1. Chauffage Cabine (CABIN HT) – REDUIRE (minimum préféré)
2. Ventilateur des Avioniques Avant – VERIFIER (sentir le débit d'air à partir des grilles du pare-soleil)

SI LE VENTILATEUR AVANT DES AVIONIQUES EST EN PANNE

3. Interrupteur de Batterie de Secours STBY BATT – OFF (à moins que nécessaire pour une alimentation d'urgence)

SI L'ANNONCIATEUR DE REFROIDISSEMENT "PFD1 COOLING" OU "MFD1 COOLING" NE S'ETEINT PAS DANS LES 3 MINUTES OU SI LES DEUX ANNONCIATEURS "PFD1 COOLING" ET "MFD1 COOLING" S'ALLUMENT

3. Interrupteur de Batterie de Secours STBY BATT – OFF (atterrir aussitôt que possible)

PANNE DU SYSTEME DE DEPRESSION

L'ANNONCIATEUR DE DEPRESSION FAIBLE "LOW VACUUM" S'ALLUME

1. **Indicateur de Dépression (VAC) – VERIFIER** la page EIS ENGINE (SYSTEME D'INDICATIONS MOTEUR) pour s'assurer que l'index de dépression est dans les limites de l'arc vert.

ATTENTION

SI L'INDEX DE DEPRESSION EST HORS DE L'ARC VERT PENDANT LE VOL OU QUE LE DRAPEAU DU GYRO EST AFFICHE SUR L'HORIZON ARTIFICIEL DE SECOURS, L'HORIZON ARTIFICIEL DE SECOURS NE DOIT PAS ETRE UTILISE POUR DES INFORMATIONS D'ATTITUDE.

ANNONCIATEUR DE NIVEAU ELEVE DE MONOXYDE DE CARBONE (CO) (si installé)

L'ANNONCIATEUR DE NIVEAU DE MONOXYDE DE CARBONE "CO LVL" S'ALLUME

1. **Bouton de Chauffage Cabine CABIN HT – OFF (complètement en avant)**
2. **Bouton d'Air Cabine CABIN AIR – ON (complètement en arrière)**
3. **Buses de Cabine – OUVERTES**
4. Fenêtres Cabine – OUVERTES (163 KIAS maximum avec les fenêtres ouvertes)

L'ANNONCIATEUR "CO LVL" RESTE ALLUME

5. Atterrir aussitôt que possible.

PROCEDURES D'URGENCE DETAILLEES

Les Procédures d'Urgence Détaillées suivantes fournissent des informations supplémentaires au-delà des Listes de Vérifications des Procédures d'Urgence de cette section. Ces procédures incluent également des informations qui ne sont pas facilement adaptables dans un format de liste de vérifications ainsi que des informations auxquelles le pilote ne peut se référer pour résoudre une situation d'urgence spécifique. Ces informations devront être revues en détail avant de piloter l'avion, et devront être régulièrement révisées pour entretenir en permanence les connaissances des procédures du pilote.

PANNE MOTEUR

Si une panne moteur se produit pendant le roulage du décollage, arrêter l'avion sur la partie restante de la piste. Ces éléments, en complément des informations des listes de vérifications, apportent une sécurité supplémentaire après une panne de ce type.

Si une panne moteur se produit immédiatement après le décollage, l'atterrissage sera effectué dans la plupart des cas droit devant avec uniquement de petits changements de direction pour éviter les obstacles. L'altitude et la vitesse sont rarement suffisantes pour effectuer un virage de 180° en vol plané nécessaire pour retourner sur la piste. Les procédures des listes de vérifications supposent qu'il existe suffisamment de temps pour fermer le carburant et les circuits d'allumage avant le toucher des roues.

Après une panne moteur en vol, la tâche la plus importante est de continuer à piloter l'avion. La meilleure vitesse de plané, comme indiqué dans la Figure 3-1, devra être recherchée aussi vite que possible. Lors du plané vers une zone d'atterrissage appropriée, il sera important d'identifier la cause de la panne. Si le temps le permet, un redémarrage moteur sera tenté comme indiqué dans la liste des vérifications. Si le moteur ne peut pas être redémarré, un atterrissage forcé sans moteur devra être effectué.

PLANE MAXIMUM

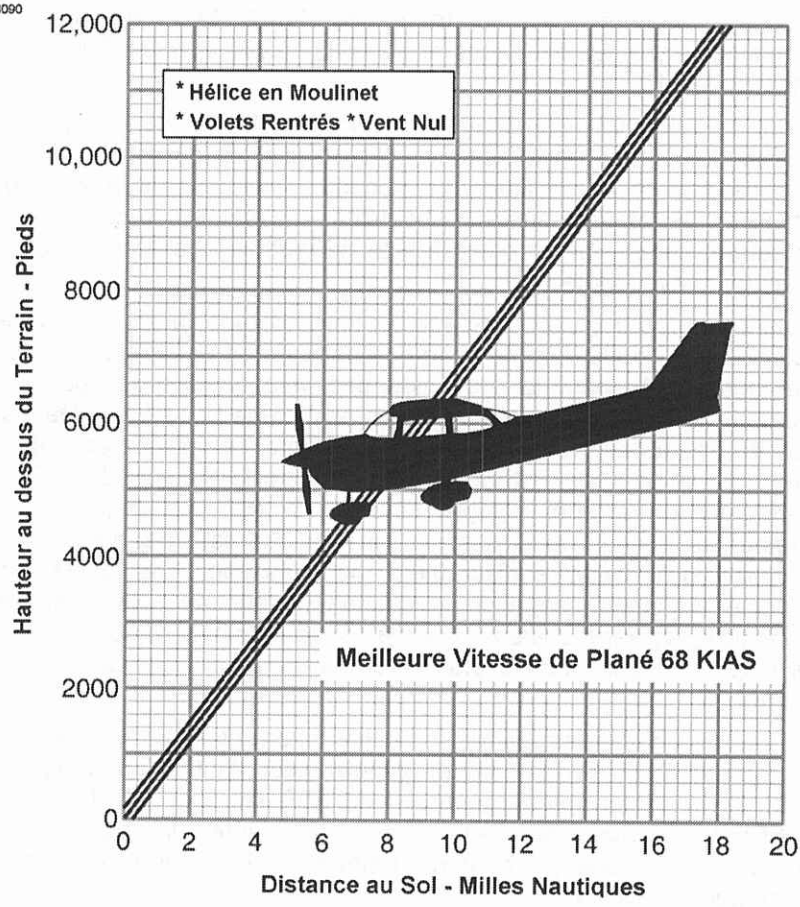


Figure 3-1

ATTERRISSAGES FORCES

Si toutes les tentatives de redémarrage du moteur sont infructueuses et qu'un atterrissage forcé est imminent, choisir un terrain approprié et se préparer pour l'atterrissage ainsi que décrit dans la liste de vérifications Atterrissage d'Urgence sans Moteur. Transmettre un message "Mayday" sur la fréquence 121,5 MHz en précisant l'emplacement et les intentions et en transmettant le code 7700 sur le transpondeur.

Avant de tenter un atterrissage "en campagne" avec de la puissance moteur disponible, on effectuera tout d'abord un survol de la zone d'atterrissage à une altitude de sécurité suffisamment basse pour inspecter le terrain pour les obstacles et l'état de la surface, en procédant comme décrit dans la liste de vérifications Atterrissage de Précaution avec Moteur.

Se préparer pour un amerrissage en immobilisant ou en larguant les objets lourds situés dans la zone des bagages et en rassemblant des vêtements pliés pour la protection des visages des occupants au moment de l'impact avec l'eau. Transmettre des messages "Mayday" sur la fréquence 121,5 MHz en précisant l'emplacement et les intentions et en transmettant le code 7700 sur le transpondeur. Eviter d'effectuer un arrondi compte tenu de la difficulté d'apprécier la hauteur au dessus de la surface de l'eau. La liste des vérifications suppose qu'il reste suffisamment de puissance disponible pour effectuer un amerrissage de précaution. Si aucune puissance n'est disponible, utiliser les vitesses notées avec le minimum de volets afin de disposer d'une attitude plus favorable pour un amerrissage sans moteur.

En situation d'atterrissage forcé, mettre l'interrupteur STBY BATT sur la position OFF. Ne pas mettre l'interrupteur AVIONICS (BUS 1 et BUS 2) ou l'interrupteur général MASTER (ALT et BATT) sur les positions OFF avant que l'atterrissage soit assuré. Une désactivation prématurée de ces deux interrupteurs désactivera tous les circuits électriques de l'avion.

Avant d'effectuer un atterrissage forcé, spécialement dans des zones éloignées ou montagneuses, activer la balise de détresse (ELT – Emergency Location Transmitter (Transmetteur de Localisation d'Urgence) en plaçant l'interrupteur monté dans le cockpit sur la position ON. Pour des informations plus complètes sur le fonctionnement de l'ELT, se reporter à la Section 9, Suppléments.

ATTERRISSAGE SANS COMMANDE DE PROFONDEUR

Compenser l'avion pour le vol horizontal avec une vitesse d'environ 65 KIAS et régler les volets à 20° utilisant les gaz et les commandes de compensation (trim) de profondeur. Ensuite, **ne plus modifier le réglage de la commande de compensation de profondeur** ; contrôler l'angle de plané en agissant sur la puissance.

Pendant l'arrondi à l'atterrissage, le nez s'abaissera lorsque la puissance sera réduite et l'avion pourrait toucher sur la roulette de nez avant de toucher avec le train principal. Pendant l'arrondi, la commande de compensation de la profondeur pourra être réglée sur la position la plus cabrée et la puissance ajustée au même moment de façon que l'avion puisse se placer dans une positon horizontale pour le toucher. Fermer les gaz au toucher.

INCENDIES

Des procédures incorrectes de démarrage impliquant une utilisation excessive de la pompe carburant auxiliaire peuvent noyer le moteur et provoquer un écoulement du carburant sur l'aire de parking car l'excès de carburant sera vidangé par-dessus bord à partir des collecteurs d'admission. Ceci se produit parfois lors des démarrages difficiles par temps froids lorsqu'un service de préchauffage moteur n'est pas disponible. Si cela se produit, l'avion devra être éloigné de la flaque de carburant avant de tenter un nouveau démarrage. Autrement, il y a un risque que des accumulations de carburant non brûlé dans le système d'échappement s'enflamment pendant un démarrage moteur, se traduisant par une longue flamme à l'arrière du tuyau d'échappement et pouvant éventuellement enflammer le carburant répandu sur le sol. Si un feu se déclenche, procéder conformément à la liste des vérifications.

Bien que les feux moteur soient extrêmement rares en vol, si un feu se produit, les procédures de la liste de vérifications appropriée devront être suivies. Après l'exécution de la procédure de la liste de vérifications, effectuer un atterrissage forcé. Ne pas tenter de redémarrer le moteur.

Le premier signe d'un feu électrique est habituellement l'odeur de brûlé de l'isolant. Les procédures de la liste des vérifications doivent permettre d'éteindre le feu.

MANOEUVRES D'URGENCE DANS LES NUAGES

Si la pompe à dépression entraînée par le moteur tombe en panne, l'horizon artificiel de secours ne sera pas précis. Le pilote devra alors compter sur les informations d'attitude et de cap (de l'AHRS) présentées sur les indicateurs PFD. Avec des entrées valides de cap (HDG) ou des GPS/NAV et d'un coordinateur de virage aveugle, le fonctionnement du Pilote Automatique ne sera pas affecté.

Si l'AHRS tombe en panne en vol (un "X" rouge sera affiché en travers des indicateurs d'attitude (horizon artificiel) et de cap), le pilote devra compter sur l'horizon artificiel de secours et le compas magnétique non stabilisé pour des informations d'attitude et de cap.

Le pilote automatique KAP 140 ne fonctionnera pas en mode cap (HDG) sans une entrée de l'AHRS. Avec des entrées GPS ou NAV valides et un coordinateur de virage aveugle, le pilote automatique fonctionnera dans les modes NAV, APR ou REV. Les modes de maintien d'altitude et de vitesse verticale du pilote automatique sont indépendants du fonctionnement de l'AHRS. Se reporter à la Section 9, Suppléments pour des détails supplémentaires sur le fonctionnement du pilote automatique.

Les instructions suivantes supposent que le pilote n'est pas très compétent pour le vol aux instruments et qu'il pilote l'avion sans avoir engagé le pilote automatique.

(A suivre)

MANOEUVRES D'URGENCE DANS LES NUAGES
(Suite)

EXECUTION D'UN VIRAGE DE 180° DANS LES NUAGES (AHRS EN PANNE)

En cas de pénétration par inadvertance dans des nuages, un virage immédiat vers la route inverse et le retour en conditions VFR devra être effectué de la façon suivante :

AHRS en panne

1. Noter le cap du compas magnétique non stabilisé.
2. En utilisant l'horizon artificiel de secours, commencer un virage avec une inclinaison de 15°. Ne pas poser les pieds sur les pédales du palonnier. Maintenir l'altitude et l'inclinaison de 15°. Continuer à tourner pendant 60 secondes, puis reprendre le vol horizontal.
3. Lorsque la rose des caps devient suffisamment stable, contrôlant la précision du virage en vérifiant que le cap du compas indique approximativement le cap inverse du cap original.
4. Si nécessaire, ajuster le cap en maintenant les ailes horizontales et en utilisant le palonnier pour effectuer de légers virages en dérapage (le compas sera plus précis) pour revenir sur la route inverse.
5. Maintenir l'altitude et la vitesse au moyen d'applications prudentes de la commande de profondeur. Garder l'aiguille de roulis et l'index alignés et contrôler la direction uniquement avec le palonnier.

(A suivre)

MANOEUVRES D'URGENCE DANS LES NUAGES
(Suite)

DESCENTE D'URGENCE DANS LES NUAGES (AHRS EN PANNE)

Quand le retour vers les conditions VFR après un virage de 180° n'est pas possible, une descente dans les nuages vers des conditions VFR situées sous la couche peut être appropriée. Si possible, demander une autorisation au Contrôle du Trafic Aérien (CTA) pour une descente d'urgence dans les nuages.

AHRS en panne

Choisir un cap vers l'est ou vers l'ouest afin de réduire la sensibilité de la rose des caps du compas magnétique non stabilisé. Occasionnellement contrôler le cap du compas et effectuer des corrections mineures pour maintenir un cap approximatif. Le pilote automatique peut être engagé en mode ROL (ROULIS), afin de maintenir les ailes horizontales, et en mode VS, pour commander le taux de descente.

Avant de descendre dans les nuages, préparer une descente stabilisée de la façon suivante :

1. Appliquer un mélange plein riche.
2. Mettre l'interrupteur de chauffage Pitot sur ON.
3. Ajuster la puissance pour un taux de descente de 500 à 800 pieds/minute.
4. Régler le compensateur de commande de profondeur pour une descente stabilisée à 80 KIAS.
5. Utiliser l'aiguille de roulis et l'index de l'horizon artificiel de secours pour maintenir les ailes de niveau.
6. Vérifier la tendance des mouvements de la rose du compas et faire de légères corrections avec le palonnier pour arrêter le virage.
7. Une fois sorti des nuages, reprendre le vol de croisière normal.

(A suivre)

MANOEUVRES D'URGENCE DANS LES NUAGES
(Suite)

SORTIE DE PIQUE EN SPIRALE DANS LES NUAGES (AHRS EN PANNE)

AHRS en panne

En cas d'entrée en spirale pendant le vol dans les nuages, continuer de la façon suivante :

1. Réduire les gaz vers le ralenti.
2. Retirer les pieds des pédales du palonnier.
3. Arrêter le virage en mettant soigneusement les ailes horizontales en utilisant la commande d'ailerons pour aligner l'aiguille et l'index de roulis de l'horizon artificiel de secours.
4. Appliquer précautionneusement de la profondeur vers l'arrière pour réduire doucement la vitesse vers 80 KIAS.
5. Ajuster le compensateur de profondeur pour un plané à 80 KIAS.
6. Utiliser les ailerons pour maintenir les ailes de niveau (maintenir alignés l'aiguille et l'index de roulis de l'horizon artificiel.
7. Reprendre la procédure de DESCENTE D'URGENCE DANS LES NUAGES.
8. Une fois sorti des nuages, reprendre le vol de croisière normal.

VOL EN CONDITIONS GIVRANTES PAR INADVERTANCE

Le vol en conditions givrantes est interdit et extrêmement dangereux. Une rencontre accidentelle de ces conditions peut être résolue en suivant les procédures de la liste des vérifications. La meilleure des réactions est de faire demi-tour ou de changer d'altitude pour échapper aux conditions givrantes. Mettre l'interrupteur PITOT HEAT sur la position ON jusqu'à la sortie totale des conditions givrantes

Lors de ces rencontres, une perte inexpliquée de la pression d'admission pourrait être provoquée par de la glace bloquant le filtre d'entrée d'air ou dans des circonstances extrêmement rares la glace peut bloquer complètement les tubes de référence d'air d'injection carburant. Dans l'un et l'autre cas, les gaz devront être positionnés de façon à maintenir les RPM (dans certains cas, les gaz devront être réduits pour une puissance maximum). Ajuster le mélange selon besoin, pour toute modification de RPM.

SOURCE STATIQUE OBSTRUEE

Si des indications erronées des instruments utilisant la source statique (indicateur de vitesse, altimètre et variomètre) sont suspectées, le robinet ALT STATIC AIR (AIR STATIQUE ALTERNATIF) sera tiré sur ON, délivrant alors de l'air statique aux instruments à partir de la cabine.

Lorsque le robinet ALT STATIC AIR (AIR STATIQUE ALTERNATIF) est sur ON, la variation maximum de vitesse par rapport à la source statique normale est de 11 nœuds et la variation maximum de l'altimètre est de 50 pieds (toutes fenêtres fermées). Se reporter à la Section 5, tableaux d'Etalonnage de Vitesse et de Correction d'Altimètre pour la Source Statique Alternative, pour de plus amples détails.

VRILLES

Les vrilles intentionnelles sont interdites avec cet avion, mais si une vrille accidentelle se produit, la procédure de récupération suivante devra être suivie :

1. REDUIRE LES GAZ VERS LA POSITION IDLE (RALENTI).
2. PLACER LES AILERONS AU NEUTRE.
3. APPLIQUER ET **MAINTENIR** LE PLEIN PALONNIER DANS LA DIRECTION OPPOSEE AU SENS DE ROTATION.
4. **DES QUE** LE PALONNIER A ATTEINT LA BUTEE, DEPLACER **BRUSQUEMENT** LE MANCHE VERS L'AVANT SUFFISAMMENT LOIN POUR ARRETER LE DECROCHAGE. Un mouvement complet de la profondeur peut être nécessaire avec des centrages arrière pour assurer une récupération optimale.
5. **MAINTENIR** CES ENTREES DE COMMANDES JUSQU'A CE QUE LA ROTATION CESSE. Un relâchement prématuré des entrées de commandes peut retarder la sortie de vrille.
6. LORSQUE LA ROTATION S'ARRETE, RAMENER LE PALONNIER AU NEUTRE, ET FAIRE UNE RESSOURCE MODEREE POUR SORTIR DU PIQUE RESULTANT.

NOTA

Si le taux de la vrille rend la détermination du sens de rotation difficile, l'indicateur magenta du taux de virage situé au sommet de la rose des vents du HSI indiquera le taux et la direction du virage. La rose des caps du HSI tournera dans la direction opposée. Maintenir le palonnier opposé à la direction du vecteur de virage.

Pour des informations supplémentaires sur les vrilles et les sorties de vrilles, se reporter aux descriptions des VRILLES dans les Procédures Normales (Section 4).

FONCTIONNEMENT IRREGULIER DU MOTEUR OU PERTE DE PUISSANCE

ENCRASSEMENT DES BOUGIES

Un fonctionnement légèrement irrégulier du moteur en vol peur être causé par un encrassement d'une ou plusieurs bougies par des dépôts de carbone ou de plomb. Ceci peut être vérifié en tournant momentanément l'interrupteur MAGNETOS de la position BOTH vers la position L (Gauche) ou R (Droite). Une perte de puissance évidente en fonctionnement sur une magnéto est la preuve d'un problème sur une bougie ou sur une magnéto. Puisque les bougies sont plus que probablement la cause, appauvrir le mélange au mélange pauvre recommandé pour le vol de croisière. Si le problème ne disparaît pas en quelques minutes, déterminer si un mélange plus riche produirait un fonctionnement plus régulier. Dans le cas contraire, voler vers l'aéroport le plus proche pour réparation en plaçant l'interrupteur MAGNETOS sur la position BOTH à moins qu'une irrégularité sévère de fonctionnement rende nécessaire l'utilisation d'une seule position de MAGNETO.

DYSFONCTIONNEMENT DE MAGNETO

Le fonctionnement irrégulier soudain du moteur ou un allumage défectueux sont habituellement le signe d'un problème magnéto. Le changement de l'interrupteur MAGNETOS de la position BOTH vers la position L (Gauche) ou R (Droite) permettra d'identifier quelle magnéto présente un dysfonctionnement. Sélectionner différents réglages de puissance et d'enrichissement pour déterminer si un fonctionnement continu sur deux (BOTH) est possible. Dans le cas contraire, placer l'interrupteur sur la bonne magnéto et continuer le vol vers l'aéroport le plus proche pour réparation.

IRREGULARITES DU MOTEUR AU RALENTI
(Ainsi que requis par la Consigne de Navigabilité AD 2001-06-17, Paragraphe (d) (3)

Un débit carburant excessivement riche au ralenti peut provoquer des irrégularités à basse vitesse moteur pendant le vol. Pendant la plupart des basses vitesses moteur en vol (décrochages sans puissance, approche pour l'atterrissage etc.), la commande de mélange est normalement en position plein riche. Cependant pour améliorer les irrégularités du moteur (provoquées par une servocommande carburant incorrectement réglée) pendant les basses vitesses moteur en vol, vous devrez tourner le vernier de la commande de mélange (appauvrissement du mélange carburant). Vous pouvez avoir également besoin d'appauvrir le mélange carburant si cette basse vitesse moteur résulte dans une perte de puissance et que vous ayez besoin de redémarrer le moteur en vol. Dans tous les cas, vous devrez atterrir sur l'aéroport le plus proche pour effectuer des réparations si les irrégularités moteur à basses vitesses moteur imposent que vous deviez régler la commande de mélange pour améliorer le fonctionnement du moteur.

(A suivre)

FONCTIONNEMENT IRREGULIER DU MOTEUR OU PERTE DE PUISSANCE (Suite)

PANNE DE LA POMPE CARBURANT ENTRAINEE PAR LE MOTEUR

Une panne de la pompe carburant entraînée par le moteur sera indiquée par une réduction soudaine de l'indication de débit carburant (FFLOW GPH) **immédiatement avant une perte de puissance** bien que fonctionnant à partir d'un réservoir contenant suffisamment de carburant.

Si la pompe carburant entraînée par le moteur tombe en panne, placer immédiatement l'interrupteur FUEL PUMP (POMPE CARBURANT) sur la position ON afin de rétablir la puissance moteur. Le vol devra être interrompu aussitôt que possible et la pompe carburant entraînée par le moteur réparée.

VAPORISATION EXCESSIVE DU CARBURANT

Une vaporisation du carburant dans le circuit d'injection carburant se produira le plus probablement au sol, plus spécialement lors de roulages prolongés, les utilisations à haute altitude et/ou dans des températures anormalement élevées.

L'accumulation excessive de vapeurs de carburant est indiquée par des fluctuations sur l'indicateur de débit carburant supérieures à 1 gallon/heure (FFLOW GPH). Cette condition, avec des mélanges plus pauvres ou des fluctuations plus importantes, peut résulter dans des pointes de puissance et si elle n'est pas corrigée, peut provoquer une perte de puissance.

Pour ralentir la formation de vapeurs de carburant et stabiliser le débit carburant au sol ou en vol, mettre l'interrupteur FUEL PUMP (POMPE CARBURANT) sur la position ON et régler le mélange selon besoin pour obtenir un fonctionnement régulier du moteur. Si les symptômes de vaporisation persistent, sélectionner le réservoir carburant opposé. Lorsque le débit carburant se stabilise, placer l'interrupteur FUEL PUMP (POMPE CARBURANT) sur la position OFF et ajuster le mélange selon besoin.

PRESSION D'HUILE FAIBLE

Si l'annonciateur de pression d'huile faible (OIL PRESS) s'allume, vérifier l'indicateur de pression d'huile (OIL PRESS de la page ENGINE (MOTEUR) ou OIL PSI de la page SYSTEM (SYSTEMES) pour confirmer la condition de pression d'huile faible. Si la pression d'huile et la température d'huile (OIL TEMP de la page ENGINE (MOTEUR) ou OIL °F de la page SYSTEM (SYSTEMES) restent normales, il est possible que l'unité de détection de pression d'huile ou le clapet de surpression présentent un dysfonctionnement. Atterrir sur l'aéroport le plus proche pour déterminer la source du problème.

(A suivre)

FONCTIONNEMENT IRREGULIER DU MOTEUR OU PERTE DE PUISSANCE (Suite)

PRESSION D'HUILE FAIBLE (Suite)

Si une perte totale de pression d'huile et une montée de la température d'huile se produisent à peu près en même temps, cela pourrait signifier que le moteur est sur le point de tomber en panne. Réduire immédiatement la puissance et choisir un terrain approprié pour effectuer un atterrissage forcé. Utiliser la puissance minimum nécessaire pour atteindre le site d'atterrissage.

DYSFONCTIONNEMENTS DU CIRCUIT D'ALIMENTATION ELECTRIQUE

Les dysfonctionnements du circuit d'alimentation électrique peuvent être détectés grâce à la surveillance de l'ampèremètre de batterie principal (M BAT AMPS) et le voltmètre de la barre bus principale (M BUS VOLTS) ; cependant, la cause de ces dysfonctionnements est habituellement difficile à déterminer. Une courroie d'alternateur cassée, une usure trop importante des balais d'alternateur, ou une erreur de câblage sont les causes les plus probables des pannes des alternateurs, bien que d'autres facteurs puissent être la cause du problème. Un régulateur d'alternateur (ACU) défectueux peut également être la cause des dysfonctionnements. Des problèmes de cette nature constituent une urgence électrique et devront être traités immédiatement. Les dysfonctionnements électriques sont généralement de deux sortes : un taux de charge excessif ou un taux de charge insuffisant. Les paragraphes suivants décrivent les solutions recommandées pour chaque situation.

TAUX DE CHARGE EXCESSIF

Après un démarrage moteur et une utilisation électrique importante à de faibles régimes moteur (tels que des temps de roulage importants), la tension de la batterie sera suffisamment faible pour accepter une charge au dessus de la normale pendant la partie initiale du vol. Cependant, après trente minutes de croisière, l'ampèremètre de la batterie principale (M BAT AMPS) devrait indiquer un courant de charge (+) inférieur à 5 ampères. Si le courant de charge reste au dessus de cette valeur pendant un long vol, l'électrolyte de la batterie pourrait surchauffer et s'évaporer.

(A suivre)

DYSFONCTIONNEMENTS DU CIRCUIT D'ALIMENTATION ELECTRIQUE (Suite)

TAUX DE CHARGE EXCESSIF (Suite)

Les composants électroniques du circuit électriques peuvent être défavorablement affectés par des tensions supérieures à la normale. Le régulateur de l'alternateur comprend un circuit de détection de surtension qui déconnectera automatiquement l'alternateur si la tension de charge augmente à plus de 31,75 volts environ. Si le circuit de détection de charge ne fonctionne pas correctement, comme indiqué par une tension supérieure à 31,75 volts sur le voltmètre de la barre bus de la batterie principale, la section ALT (ALTERNATEUR) de l'interrupteur général MASTER devra être placée sur la position OFF. Les équipements électriques non nécessaires devront être désactivés et le vol devra être interrompu aussitôt que possible.

TAUX DE CHARGE INSUFFISANT

Lorsque le circuit de détection de surtension, ou un autre défaut, déclenche le disjoncteur de circuit (ALT FIELD) et désactive l'alternateur, un courant de décharge (-) sera indiqué sur l'ampèremètre de la batterie principale et l'annonciateur de basse tension (LOW VOLTS) s'allumera. Le régulateur d'alternateur (ACU) peut désactiver l'alternateur à cause de perturbations mineures dans le circuit électriques, résultant dans un déclenchement "inconvenant" du disjoncteur de circuit (ALT FIELD). Si cela se produit, une tentative de réenclenchement sera effectuée pour activer le circuit de l'alternateur.

Pour actualiser le circuit alternateur :

1. Interrupteur général MASTER (ALT uniquement) – OFF
2. Disjoncteur du Circuit Alternateur (ALT FIELD) – VERIFIER ENCLENCHE
3. Interrupteur général MASTER (ALT uniquement) – OFF

Si le problème a été une perturbation mineure du régulateur de l'alternateur (ACU) dans le circuit électrique, la charge normale de la batterie principale redémarrera. Un courant de charge positive (+) sera indiqué sur l'ampèremètre de batterie principale et l'annonciateur de basse tension LOW VOLTS s'éteindra.

Si l'annonciateur LOW VOLTS s'allume à nouveau, il y a un problème dans le circuit de l'alternateur. Ne pas répéter les étapes pour réactiver l'alternateur. La charge électrique sur la batterie devra être réduite (en déconnectant les équipements électriques et les avioniques non essentiels) car la batterie ne peut délivrer une alimentation électrique que pendant un court moment. Réduire la charge électrique aussitôt que possible afin de prolonger la durée de fonctionnement de la batterie. Atterrir aussitôt que possible.

(A suivre)

DYSFONCTIONNEMENTS DU CIRCUIT D'ALIMENTATION ELECTRIQUE (Suite)

TAUX DE CHARGE INSUFFISANT (Suite)

La durée de fonctionnement de la batterie peut être prolongée en plaçant l'interrupteur général MASTER (ALT et BAT) sur la position OFF et en utilisant les équipements connectés à la barre bus ESS BUS (BUS ESSENTIELLE) à partir de la batterie de secours. La batterie de secours est uniquement capable d'alimenter les équipements connectés à la barre Bus Essentielle et ne peut pas fournir d'alimentation pour le fonctionnement du transpondeur (XPDR). La durée de fonctionnement de la batterie principale devra être prolongée, quand c'est possible, pour le fonctionnement éventuel des volets hypersustentateurs et l'utilisation du phare d'atterrissage (la nuit).

NOTA

L'annonciateur de basse tension LOW VOLTS peut s'allumer lorsque le moteur est utilisé à des faibles RPM avec des charges électriques importantes. L'annonciateur LOW VOLTS s'éteindra habituellement lorsque le moteur sera utilisé à des RPM plus élevés pour une sortie du circuit alternateur plus importante. S'assurer que l'indication M BATT AMPS (AMPERES DE BATTERIE PRINCIPALE) affiche un courant positif (+) à des RPM plus élevés.

ANNONCE D'UN NIVEAU ELEVE DE MONOXYDE DE CARBONE (CO) (si installé)

Le monoxyde de carbone (CO) est un produit sans couleur, sans odeur et sans goût généré par un moteur à combustion interne et qui est toujours présent dans les gaz d'échappement. Même des quantités minimes de monoxyde de carbone inhalées pendant une longue période de temps peuvent avoir à des conséquences désastreuses. Les symptômes d'un empoisonnement au monoxyde de carbone sont difficiles à détecter par la personne qui en est affectée et peuvent comprendre des difficultés de penser, une sensation d'inconfort, des étourdissements et une perte de conscience.

Le système de chauffage de la cabine fonctionne en laissant de l'air ambiant passer au travers d'un distributeur d'échappement où il est réchauffé avant d'être dirigé vers la cabine. Si une fuite d'échappement, provoquée par une crique dans le conduit d'échappement, se produit dans la zone entourée par ce distributeur elle permettra aux vapeurs d'échappement de se mélanger à l'air ambiant réchauffé et d'être dirigé vers la cabine. En conséquence, si quelqu'un dans la cabine sent des vapeurs d'échappement, ressent un des symptômes décrits ci-dessus; ou si l'annonciateur d'alarme CO LVL HIGH s'allume lors de l'utilisation du chauffage cabine, couper immédiatement le chauffage cabine et effectuer les actions d'urgence pour les cas de NIVEAUX ELEVES DE MONOXYDE DE CARBONE (CO).

Lorsque le système de détection détecte un niveau de CO de 50 parties par million (PPM) par volume, ou plus, l'alarme s'allume sur l'annonciateur d'alarme clignotant "CO LVL HIGH" dans la fenêtre d'annonce du PFD accompagné d'une alarme sonore continue jusqu'à ce que la touche du PFD située en dessous de WARNING soit enfoncée. L'alarme lumineuse restera alors allumée de façon continue jusqu'à ce que le niveau de CO chute en dessous de 50 PPM et réenclenchera automatiquement l'alarme.

AUTRES URGENCES

ENDOMMAGEMENT DU PARE-BRISE

Si un impact d'oiseau ou tout autre incident venait à détériorer le pare-brise en vol au point de créer une ouverture, une perte significative des performances peut être attendue. Cette perte peut être minimisée dans certains cas (en fonction de l'importance des dégâts, de l'altitude, etc.) en ouvrant les fenêtres latérales tout en manoeuvrant l'avion pour un atterrissage sur l'aérodrome le plus proche. Si les performances de l'avion ou d'autres conditions défavorables empêchent un atterrissage sur un aérodrome, se préparer à un atterrissage en campagne conformément aux procédures Atterrissage de Précaution avec Moteur ou Amerrissage

PROCEDURES NORMALES

TABLE DES MATIERES

Page

Introduction 4-5

VITESSES
Vitesses en Utilisation Normale 4-5

PROCEDURES NORMALES 4-6
Visite Prévol 4-6
- Cabine 4-7
- Empennage 4-8
- Bord de Fuite de l'Aile Droite 4-8
- Aile Droite 4-9
- Nez 4-10
- Bord d'Attaque de l'Aile Gauche 4-11
- Aile Gauche 4-11
- Bord de Fuite de l'Aile Gauche 4-12

Avant le Démarrage du Moteur 4-12
Démarrage du Moteur (avec la Batterie) 4-12
Démarrage du Moteur (avec Alimentation Extérieure) 4-14
Avant le Décollage 4-16
Décollage 4-19
- Décollage Normal 4-19
- Décollage sur Terrain Court 4-19

Montée en Route 4-19
Croisière 4-20
Descente 4-20
Avant l'Atterrissage 4-22

(A suivre)

TABLE DES MATIERES (Suite)

Page

PROCEDURES NORMALES (Suite)

Atterrissage 4-22
Atterrissage Normal 4-22
Atterrissage sur Terrain Court 4-22
Atterrissage Manqué 4-23
Après l'Atterrissage 4-23
Immobilisation de l'Avion 4-23

PROCEDURES NORMALES DETAILLEES 4-24
Visite Prévol 4-24
Démarrage du Moteur 4-25
Cycles Recommandés d'Utilisation du Démarreur 4-26
Appauvrissement pour les Utilisations au Sol 4-27
Roulage 4-27
Avant le Décollage 4-29
Chauffage 4-29
Contrôle des Magnétos 4-29
Contrôle de l'Alternateur 4-29
Compensateur de Profondeur 4-30
Phares d'Atterrissage 4-30
Décollage 4-30
Contrôle de Puissance 4-30
Réglages des Volets Hypersustentateurs 4-31
Décollage avec Vent de Travers 4-31
Montée en Route 4-32
Croisière 4-32
Appauvrissement au moyen la Température des Gaz d'Echappement (EGT) 4-34
Procédures d'Economies de Carburant en Utilisations Normales 4-37
Procédures pour la Vaporisation du Carburant 4-38

(A suivre)

TABLE DES MATIERES (Suite)

Page

PROCEDURES NORMALES DETAILLEES (Suite)

Décrochages 4-39
Vrilles 4-39
Attentes, Virages de Procédure et Approches Manquées 4-42
Atterrissage 4-46
  Atterrissage Normal 4-46
  Atterrissage sur Terrain Court 4-46
  Atterrissage avec Vent de Travers 4-47
  Atterrissage Manqué 4-47
Utilisations par Temps Froids 4-48
  Démarrage 4-48
  Kit de préparation pour l'hiver 4-49
Utilisations par Temps Chauds 4-50
Caractéristiques de Bruit 4-50

INTRODUCTION

La Section 4 donne des procédures et des instructions détaillées pour des utilisations normales en utilisant des équipements standards. Les procédures normales associées aux systèmes optionnels peuvent être trouvées en Section 9, Suppléments.

VITESSES

VITESSES EN UTILISATION NORMALE

A moins que différemment spécifié, les vitesses suivantes sont basées sur une masse maximale de 2550 Livres (1157 kg) et peuvent être utilisées pour toute masse inférieure.

DECOLLAGE

Montée Normale	75 – 85 KIAS
Décollage sur Terrain Court, Volets 10°, Vitesse à 50 Pieds	56 KIAS

MONTEE EN ROUTE, VOLETS RENTRES (UP)

Normale, Niveau Mer	75 – 85 KIAS
Normale à 10.000 Pieds	70 – 80 KIAS
Meilleur Taux de Montée, Niveau Mer	74 KIAS
Meilleur Taux de Montée, à 10.000 Pieds	72 KIAS
Meilleur Angle de Montée, Niveau Mer	62 KIAS
Meilleur Angle de Montée, à 10.000 Pieds	67 KIAS

APPROCHE D'ATTERRISSAGE

Approche Normale, Volets Rentrés (UP)	65 – 75 KIAS
Approche Normale, Pleins Volets (FULL)	60 – 70 KIAS
Approche sur Terrain Court, Pleins Volets (FULL)	61 KIAS

ATTERRISSAGE MANQUE

Puissance Maximum, Volets 20°	60 KIAS

VITESSE MAXIMALES RECOMMANDEES DE PENETRATION EN AIR TURBULENT

2550 LIVRES (1157 kg)	105 KIAS
2200 LIVRES (998 kg)	98 KIAS
1900 LIVRES (862 kg)	90 KIAS

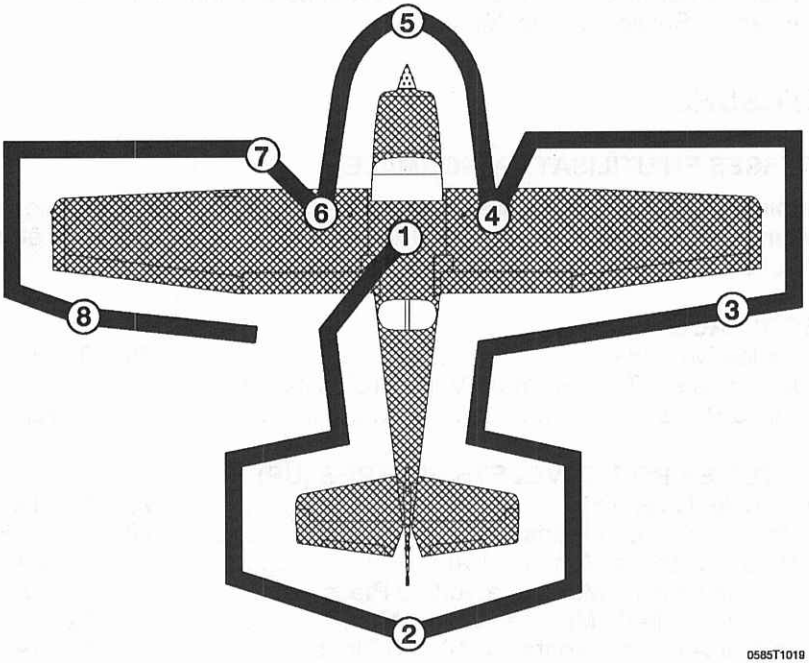
VITESSES MAXIMALE DEMONTREE DU VENT TRAVERSIER

Décollage ou Atterrissage	15 NŒUDS

PROCEDURES NORMALES

VISITE PREVOL

B3091



NOTA

Inspecter visuellement l'avion pour son état général pendant le tour de l'inspection. L'avion doit être parqué dans une attitude normale au sol (se reporter à la Figure 1-1) pour s'assurer que les clapets de drainage permettent un échantillonnage précis. L'utilisation des escabeaux de ravitaillement carburant et les poignées faciliteront les accès aux surfaces supérieures des ailes pour les contrôles et les opérations de ravitaillement de carburant. Par temps froids, éliminer les plus petites quantités de givre, de glace ou de neige sur les ailes, la dérive et les surfaces des gouvernes. S'assurer également que les surfaces des gouvernes ne contiennent aucune accumulation de glace ou de débris. Avant le vol, vérifier que le chauffage Pitot est chaud au toucher en 30 secondes avec les interrupteurs batterie et chauffage Pitot sur ON. Si un vol de nuit est prévu, vérifier le bon fonctionnement de tous les éclairages et s'assurer qu'une lampe torche est disponible.

Figure 4-1

VISITE PREVOL (Suite)

① CABINE

1. Cache Pitot – RETIRER (Vérifier la non obstruction du Pitot)
2. Manuel d'Utilisation du Pilote – ACCESSIBLE AU PILOTE
3. Guide de Référence Cockpit (Cockpit Reference Guide) du Garmin G1000™ - ACCESSIBLE AU PILOTE
4. Masses et Centrage de l'Avion – VERIFIES
5. Frein de Parking – APPLIQUER
6. Blocage de Manche – RETIRER

ATTENTION DANGER

LORSQUE L'INTERRUPTEUR GENERAL "MASTER" EST SUR "ON", L'UTILISATION D'UNE SOURCE D'ALIMENTATION EXTERIEURE OU LA ROTATION MANUELLE DE L'HELICE, CONSIDERER L'HELICE COMME SI L'INTERRUPTEUR DES MAGNETOS ETAIT SUR "ON". NE PAS RESTER, OU PERMETTRE A QUELQU'UN DE RESTER LA TRAJECTOIRE DE L'HELICE CAR UN CABLE DESSERRE OU BRISE, OU LE DYSFONCTIONNEMENT D'UN COMPOSANT POURRAIT DECLENCHER LE DEMARRAGE DU MOTEUR.

7. Interrupteur MAGNETOS – OFF
8. Interrupteur AVIONICS (BUS 1 et BUS 2) – OFF
9. Interrupteur général MASTER (ALT et BAT) – ON
10. Affichage Principal de Vol (PFD) – CONTROLER (Vérifier que le PFD est sur ON)
11. QUANTITE DE CARBURANT (L et R – Gauche et Droit) – VERIFIER
12. Annonciateurs LOW FUEL L et LOW FUEL R (BAS NIVEAU CARBURANT GAUCHE et BAS NIVEAU CARBURANT DROIT) – CONTROLER (Vérifier que les annonciateurs ne sont pas affichés sur le PFD)
13. Annonciateur OIL PRESSURE (PRESSION D'HUILE) – CONTROLER (Vérifier que l'annonciateur est affiché)
14. Annonciateur LOW VACUUM (DEPRESSION FAIBLE) – CONTROLER (Vérifier que l'annonciateur est affiché)
15. Interrupteur AVIONICS (BUS 1) – ON
16. Ventilateur avant des Avioniques – CONTROLER (Vérifier que le bruit du ventilateur est entendu)

(A suivre)

VISITE PREVOL (Suite)

① **CABINE** (Suite)

17. Interrupteur AVIONICS (BUS 1) – OFF
18. Interrupteur AVIONICS (BUS 2) – ON
19. Ventilateur avant des Avioniques – CONTROLER (Vérifier que le bruit du ventilateur est entendu)
20. Interrupteur AVIONICS (BUS 2) – OFF
21. Interrupteur de chauffage Pitot PITOT HEAT – ON (Vérifier avec précaution que le tube de Pitot est chaud au toucher dans les 30 secondes)
22. Interrupteur PITOT HEAT – OFF
23. Annonciateur LOW VOLTS – CONTROLER (Vérifier que l'annonciateur est affiché)
24. Interrupteur général MASTER (ALT et BAT) – OFF
25. Commande du Compensateur de Profondeur – Position DECOLLAGE
26. Robinet Sélecteur de Carburant – BOTH (LES DEUX)
27. Robinet de Source d'Air Statique ALT STATIC AIR – OFF (poussé à fond)
28. Extincteur d'Incendie – CONTROLER (Vérifier que l'aiguille de la jauge est dans l'arc vert)

② **EMPENNAGE**

1. Porte Compartiment à Bagages – VERIFIER (fermer avec un clé)
2. Source Statique du Pilote Automatique (si installé) – CONTROLER (Vérifier que l'orifice est dégagé)
3. Blocage Anti-rafales de la Dérive (si installée) – DEPOSER
4. Arrimages de Queue – DECONNECTER
5. Surfaces des Gouvernes – VERIFIER la liberté de mouvement et la fixation
6. Palette du compensateur de Profondeur – VERIFIER la fixation
7. Antennes – VERIFIER la sécurité de la fixation et l'état général.

③ **Bord de Fuite de l'AILE DROITE**

1. Volet – VERIFIER la fixation et l'état
2. Aileron – VERIFIER la liberté de mouvement et la fixation

(A suivre)

VISITE PREVOL (Suite)

④ AILE DROITE

1. Arrimage d'Aile – RETIRER
2. Pneu de Roue de Train Principal – VERIFIER le gonflage correct et l'état général (craquelure du pneu par l'ozone, profondeur de la sculpture et usure, etc.)
3. Clapets de Drainage Rapide de Puisard Carburant – DRAINER

   Drainer au moins une tasse de carburant (en utilisant la tasse de l'échantillonneur) à chaque emplacement du puisard pour contrôler l'eau, les sédiments et la qualité correcte du carburant avant chaque vol et après chaque ravitaillement. Si de l'eau est découverte, prélever plusieurs échantillons jusqu'à ce que le carburant devienne clair puis basculer légèrement les ailes et abaisser la queue vers le sol pour rassembler tous les contaminants vers les points de drainage. Prendre des échantillons répétés de **tous** les points de drainage jusqu'à ce que **toute** la contamination soit évacuée. Si des contaminants sont toujours présents, se reporter à l'ATTENTION DANGER ci-dessous et ne pas faire voler l'avion.

   NOTA

   Collecter tout le carburant prélevé dans un conteneur de sécurité. Disposer des échantillons de carburant de façon à ce qu'il ne cause pas de nuisance, de danger ou de dommage à l'environnement.

   ATTENTION DANGER

   SI, APRES DES PRELEVEMENTS REPETES, LA CONTAMINATION EST TOUJOURS PRESENTE, L'AVION NE DEVRA PAS VOLER. LES RESERVOIRS SERONT VIDANGES ET LE CIRCUIT SERA PURGE PAR DU PERSONNEL DE MAINTENANCE QUALIFIE. TOUTE LA CONTAMINATION DEVRA ETRE ELIMINEE AVANT LE PROCHAIN VOL.
4. Quantité de Carburant – CONTROLER VISUELLEMENT le niveau désiré.
5. Bouchon de Remplissage Carburant – VERROUILLER et MISE A L'AIR LIBRE DEGAGEE

(A suivre)

VISITE PREVOL (Suite)

⑤ NEZ

1. Clapet de Drainage Rapide de Puisard Carburant (Situé au dessous du fuselage – DRAINER

   Drainer au moins une tasse de carburant (en utilisant la tasse de l'échantillonneur) à chaque emplacement du puisard pour contrôler l'eau, les sédiments et la qualité correcte du carburant avant chaque vol et après chaque ravitaillement. Si de l'eau est découverte, prélever plusieurs échantillons jusqu'à ce que le carburant devienne clair puis basculer légèrement les ailes et abaisser la queue vers le sol pour rassembler tous les contaminants vers les points de drainage. Prendre des échantillons répétés de **tous** les points de drainage jusqu'à ce que **toute** la contamination ait été évacuée. Si des contaminants sont toujours présents, se reporter à l'ATTENTION DANGER ci-dessous et ne pas faire voler l'avion.

   NOTA

   Collecter tout le carburant prélevé dans un conteneur de sécurité. Disposer des échantillons de carburant de façon à ce qu'il ne cause pas de nuisance, de danger ou de dommage à l'environnement.

   ATTENTION DANGER

   SI, APRES DES PRELEVEMENTS REPETES, LA CONTAMINATION EST TOUJOURS PRESENTE, L'AVION NE DEVRA PAS VOLER. LES RESERVOIRS SERONT VIDANGES ET LE CIRCUIT SERA PURGE PAR DU PERSONNEL DE MAINTENANCE QUALIFIE. TOUTE LA CONTAMINATION DEVRA ETRE ELIMINEE AVANT LE PROCHAIN VOL.
2. Jauge d'Huile/Bouchon de Remplissage d'Huile Moteur – VERIFIER le niveau d'huile, puis vérifier que le bouchon de remplissage/jauge d'huile est FIXE. **Ne pas utiliser avec moins de 5 quarts (4,7 litres)**. Remplir à 8 quarts (7,6 litres) pour un long vol.
3. Entrées d'Air de Refroidissement Moteur – DEGAGER les obstructions.
4. Hélice et Cône d'Hélice – CONTROLER pour les entailles et la fixation.
5. Filtre à Air – CONTROLER pour les obstructions dues à la poussière ou à d'autres corps étrangers.
6. Amortisseur de Train Avant et Pneu - VERIFIER le gonflage correct et l'état général (craquelure du pneu par l'ozone, profondeur de la sculpture et usure, etc.)
7. Orifice de Source Statique – CONTROLER (Vérifier que l'orifice est dégagé)

(A suivre)

VISITE PREVOL (Suite)

⑥ Bord d'Attaque de l'AILE GAUCHE

1. Mise à l'Air Libre du Réservoir Carburant – CONTROLER pour les obstructions.
2. Ouverture de l'Alarme de Décrochage – CONTROLER pour les obstructions. Pour contrôler le circuit, placer un mouchoir propre au dessus de l'ouverture de mise à l'air libre et appliquer une aspiration ; un son provenant du klaxon de décrochage confirmera le fonctionnement du système.
3. Phares d'Atterrissage/Roulage – CONTROLER l'état et la propreté des diffuseurs.

⑦ AILE GAUCHE

1. Arrimage d'Aile – RETIRER
2. Quantité Carburant – CONTROLER VISUELLEMENT le niveau désiré.
3. Bouchon de Remplissage – VERROUILLE et MISE A L'AIR LIBRE DEGAGEE
4. Clapets de Drainage Rapide de Puisard Carburant – DRAINER

   Drainer au moins une tasse de carburant (en utilisant la tasse de l'échantillonneur) à chaque emplacement du puisard pour contrôler l'eau, les sédiments et la qualité correcte du carburant avant chaque vol et après chaque ravitaillement. Si de l'eau est découverte, prélever plusieurs échantillons jusqu'à ce que le carburant devienne clair puis basculer légèrement les ailes et abaisser la queue vers le sol pour rassembler tous les contaminants vers les points de drainage. Prendre des échantillons répétés de **tous** les points de drainage jusqu'à ce que **toute** la contamination ait été évacuée. Si des contaminants sont toujours présents, se reporter à l'ATTENTION DANGER ci-dessous et ne pas faire voler l'avion.

NOTA

Collecter tout le carburant prélevé dans un conteneur de sécurité. Disposer des échantillons de carburant de façon à ce qu'il ne cause pas de nuisance, de danger ou de dommage à l'environnement.

ATTENTION DANGER

SI, APRES DES PRELEVEMENTS REPETES, LA CONTAMINATION EST TOUJOURS PRESENTE, L'AVION NE DEVRA PAS VOLER. LES RESERVOIRS SERONT VIDANGES ET LE CIRCUIT SERA PURGE PAR DU PERSONNEL DE MAINTENANCE QUALIFIE. TOUTE LA CONTAMINATION DEVRA ETRE ELIMINEE AVANT LE PROCHAIN VOL.

5. Pneu de Roue de Train Principal – VERIFIER le gonflage correct et l'état général (craquelure du pneu par l'ozone, profondeur de la sculpture et usure, etc.)

(A suivre)

VISITE PREVOL (Suite)

⑧ **Bord de Fuite de l'AILE GAUCHE**

1. Aileron – CONTROLER la liberté de mouvement et la fixation
2. Volet – CONTROLER la fixation et l'état

AVANT LE DEMARRAGE MOTEUR

1. Visite Prévol – EFFECTUEE
2. Information des Passagers – EFFECTUEE
3. Sièges et Ceintures de Sièges – AJUSTEES et VERROUILLEES (Vérifier le verrouillage de la roue à inertie)
4. Freins – ESSAYES et REGLES
5. Disjoncteurs de Circuits – ENCLENCHES
6. Equipements Electriques – OFF
7. Interrupteur AVIONICS (BUS 1 et BUS 2) – OFF

ATTENTION

L'INTERRUPTEUR DES AVIONIQUES (BUS 1 ET BUS 2) DOIT SUR OFF PENDANT LE DEMARRAGE MOTEUR AFIN DE PREVENIR TOUT ENDOMMAGEMENT EVENTUEL AUX AVIONIQUES.

8. Robinet Sélecteur de Carburant – BOTH (LES DEUX)
9. Robinet de Coupure Carburant FUEL SHUTOFF – ON (poussé à fond)

DEMARRAGE MOTEUR (Avec la Batterie)

1. Manette des Gaz – OUVERTE SUR 1/4 DE POUCE (6,35 mm)
2. Commande de Mélange – IDLE CUTOFF (RALENTI COUPURE) (tirée complètement en arrière)
3. Interrupteur de Batterie de Secours STBY BATT :
   a. TEST – (Maintenir pendant 20 secondes, vérifier que le témoin vert TEST ne s'éteint pas)
   b. ARM – (Vérifier que le PFD s'allume)
4. Système d'Indications Moteur – VERIFIER LES PARAMETRES (Vérifier qu'aucun "X" rouge n'est affiché en travers des indicateurs de la page ENGINE (MOTEUR)
5. Tension de la Bus Essentielle BUS E - CONTROLER (Vérifier 24 Volts minimum indiqués)
6. Tension de la Bus Principale M BUS – CONTROLER (Vérifier 1,5 Volts ou moins indiqués)
7. Ampérage BATT S – CONTROLER (Vérifier une décharge (négative) indiquée))
8. Annonciateur de Batterie de Secours STBY BATT – CONTROLER (Vérifier que l'annonciateur est affiché)
9. Zone Hélice – DEGAGEE (Vérifier que les personnes et les équipements sont à une distance de sécurité par rapport à l'hélice)

(A suivre)

DEMARRAGE MOTEUR (Avec la Batterie) (Suite)

10. Interrupteur général MASTER (ALT et BAT) – ON
11. Interrupteur des Feux Anti-collision BEACON – ON

NOTA

Si le moteur est chaud, ne pas effectuer la procédure d'injection au démarrage des étapes 12 à 14 ci-dessous.

12. Interrupteur FUEL PUMP – ON
13. Commande de Mélange – REGLEE sur FULL RICH (complètement en avant) jusqu'à ce qu'un débit carburant stable soit indiqué (3 à 5 secondes environ), puis ramener sur la position IDLE CUTOFF (RALENTI COUPURE) (complètement en arrière).
14. Interrupteur FUEL PUMP – OFF
15. Interrupteur MAGNETOS – START (DEMARRAGE) (relâcher quand le moteur démarre)
16. Commande de Mélange – AVANCER régulièrement vers la position RICH (RICHE) quand le moteur démarre.

NOTA

Si le moteur a reçu trop d'injections (noyé), placer la commande de mélange sur la position IDLE CUTOFF (RALENTI COUPURE), ouvrir la commande des gaz entre 1/2 et pleins gaz, et engager le moteur du démarreur (START). Quand le moteur démarre, avancer la commande de mélange vers la position FULL RICH (PLEIN RICHE) et reculer rapidement la commande des gaz.

17. Pression d'Huile OIL – CONTROLER (Vérifier que la pression augmente dans l'ARC VERT dans les 30 à 60 secondes).
18. Ampères (M BATT et BATT S) – CONTROLER la charge (positive)
19. Annonciateur LOW VOLTS – CONTROLER (Vérifier que l'annonciateur n'est pas affiché)
20. Interrupteur des Feux de Navigation NAV – ON selon besoin
21. Interrupteur AVIONICS (BUS 1 et BUS 2) – ON

DEMARRAGE MOTEUR (Avec une Alimentation Extérieure)

1. Manette des Gaz – OUVERTE SUR 1/4 DE POUCE
2. Commande de Mélange – IDLE CUTOFF (RALENTI COUPURE) (tirée complètement en arrière)
3. Interrupteur de Batterie de Secours STBY BATT :
   a. TEST – (Maintenir pendant 20 secondes, vérifier que le témoin vert TEST ne s'éteint pas)
   b. ARM – (Vérifier que le PFD s'allume)
4. Système d'Indications Moteur – VERIFIER LES PARAMETRES (Vérifier qu'aucun "X" rouge n'est affiché en travers des indicateurs de la page ENGINE (MOTEUR)
5. Tension de la Bus Essentielle BUS E - CONTROLER (Vérifier 24 Volts minimum indiqués)
6. Tension de la Bus Principale M BUS – CONTROLER (Vérifier 1,5 Volts ou moins indiqués)
7. Ampérage BATT S – CONTROLER (Vérifier une décharge (négative) indiquée))
8. Annonciateur de Batterie de Secours STBY BATT – CONTROLER (Vérifier que l'annonciateur est affiché)
9. Interrupteur AVIONICS (BUS 1 et BUS 2) – OFF
10. Interrupteur Général MASTER (ALT et BAT) - OFF
11. Zone Hélice – DEGAGEE (Vérifier que toutes les personnes et les équipements sont à une distance de sécurité par rapport à l'hélice)
12. Alimentation Extérieure – CONNECTER à la prise d'alimentation au sol
13. Interrupteur général MASTER (ALT et BAT) – ON
14. Interrupteur des Feux Anti-collision BEACON – ON
15. Tension de Bus Principale M BUS VOLTS – CONTROLER (Vérifier qu'environ 28 VOLTS sont indiqués)

NOTA

Si le moteur est chaud, ne pas effectuer la procédure d'injection au démarrage des étapes 16 à 18 ci-dessous.

16. Interrupteur FUEL PUMP – ON
17. Commande de Mélange – REGLEE sur FULL RICH (complètement en avant) jusqu'à ce qu'un débit carburant stable soit indiqué (3 à 5 secondes environ), puis ramener sur la position IDLE CUTOFF (RALENTI COUPURE) (complètement en arrière).
18. Interrupteur FUEL PUMP – OFF
19. Interrupteur MAGNETOS – START (DEMARRAGE) (relâcher quand le moteur démarre)

(A suivre)

DEMARRAGE MOTEUR (Avec une Alimentation Extérieure) (Suite)

20. Commande de Mélange – AVANCER régulièrement vers la position RICH (RICHE) quand le moteur démarre.

NOTA

Si le moteur a reçu trop d'injections (noyé), placer la commande de mélange sur la position IDLE CUTOFF (RALENTI COUPURE), ouvrir la commande des gaz entre 1/2 et pleins gaz, et engager le moteur du démarreur (START). Quand le moteur démarre, avancer la commande de mélange vers la position FULL RICH (PLEIN RICHE) et reculer rapidement la commande des gaz.

21. Pression d'Huile OIL – CONTROLER (Vérifier que la pression augmente dans l'ARC VERT dans les 30 à 60 secondes).
22. Puissance – REDUIRE au ralenti
23. Alimentation Extérieure – DECONNECTER de la prise d'alimentation au sol. (Verrouiller la porte de la prise d'alimentation au sol)
24. Puissance – AUGMENTER (jusqu'à approximativement 1500 RPM pendant plusieurs minutes pour charger la batterie)
25. Ampères (M BATT et BATT S) – CONTROLER la charge (positive)
26. Annonciateur LOW VOLTS – CONTROLER (Vérifier que l'annonciateur n'est pas affiché)
27. Puissance disponible – CONTROLER
    a. Interrupteur Général MASTER (ALT) – OFF
    b. Interrupteur de Phares de Roulage TAXI et de Phare d'Atterrissage LANDING – ON
    c. Manettes des Gaz – Réduire au ralenti
    d. Interrupteur Général MASTER (ALT et BAT) – ON
    e. Manette des Gaz – AUGMENTER (jusqu'à environ 1500 RPM)
    f. Ampèremètre de Batterie Principale (M BATT) – CONTROLER (Charge batterie, Ampères positive)
    g. Annonciateur de Basse Tension LOW VOLTS – CONTROLER (Vérifier que l'annonciateur n'est pas affiché)

ATTENTION DANGER

SI M BATT (BATTERIE PRINCIPALE) N'INDIQUE PAS UN AMPERAGE POSITIF (+), DEPOSER LA BATTERIE DE L'AVION ET LA CHARGER OU REMPLACER LA BATTERIE AVANT LE VOL.

28. Interrupteur des Feux de Navigation NAV – ON selon besoin
29. Interrupteur AVIONICS (BUS 1 et BUS 2) – ON

(A suivre)

AVANT LE DECOLLAGE

1. Frein de Parking – APPLIQUE
2. Dossiers des Siège Pilote et Passagers – DANS LA POSITION LA PLUS VERTICALE
3. Sièges et Ceintures de Sièges – ATTACHER SERRER
4. Portes Cabine – FERMEES et VERROUILLEES
5. Commandes de Vol – LIBRES ET SE DEPLACANT DANS LA BONNE DIRECTION
6. Instruments de Vol (PFD) – CONTROLER (Pas d'"X" rouge)
7. Altimètres
   a. PFD (BARO) – REGLER
   b. Altimètre de Secours – REGLER
   c. Pilote Automatique KAP 140 (BARO) – REGLER (si installé)
8. Sélection d'Altitude ALT SEL du G1000 – REGLER
9. Présélection d'Altitude du KAP 140 – REGLER (si installé)

NOTA

Il n'y a aucune connexion entre le dispositif ALT SEL du G1000 et les fonctions de présélection d'altitude ou de maintien d'altitude du pilote automatique KAP 140. Les altitudes du G1000 et du KAP 140 sont réglées indépendamment.

10. Instruments de Vol de Secours – CONTROLER
11. Quantité Carburant – CONTROLER (Vérifier que le niveau est correct)

NOTA

Le vol n'est pas recommandé quand les deux indicateurs de quantité carburant sont dans l'arc jaune.

12. Commande de Mélange – RICH (RICHE)
13. Robinet Sélecteur de Carburant – SUR BOTH (LES DEUX)
14. Commandes des Compensateurs de Profondeur et de Direction – REGLER POUR LE DECOLLAGE
15. Système de Compensateur Electrique Manuel (MET) (si installé) – CONTROLER (Se reporter au Manuel d'Utilisation du Pilote/ Manuel de Vol, Supplément 3, pour les procédures de contrôle du Compensateur Electrique Manuel)

(A suivre)

AVANT LE DECOLLAGE (Suite)

16. Manette des Gaz – 1800 RPM
    a. Interrupteur MAGNETOS – CONTROLER (La chute de RPM ne doit pas dépasser 150 RPM sur l'une ou l'autre des magnétos ou 50 RPM de différence entre les deux magnétos)
    b. Indicateur VAC – CONTROLER
    c. Indications moteur – CONTROLER
    d. Ampèremètres et Voltmètres – CONTROLER
17. Annonciateurs – CONTROLER (Vérifier qu'aucun annonciateur n'est affiché)
18. Manette des Gaz – CONTROLER RALENTI
19. Manette des Gaz – 1000 RPM ou MOINS
20. Friction de la Manette des Gaz – REGLER
21. Fréquences COM – REGLER
22. Fréquences NAV – REGLER
23. Plan de Vol FMS/GPS – SELON BESOIN

NOTA

Vérifier la disponibilité du GPS sur la page AUX-GPS STATUS. Aucune annonce n'est fournie pour la perte du GPS 2.

24. Transpondeur (XPDR) – REGLER
25. Touche de fonction du CDI – SELECTIONNER la source NAV

ATTENTION

LE HSI DU G1000 AFFICHE UN INDICATEUR D'ECART DE ROUTE POUR LES SOURCES DE NAVIGATION SELECTIONNEES GPS, NAV 1 OU NAV 2. LE HSI DU G1000 N'AFFICHE PAS DE "DRAPEAU" D'ALARME LORSQU'UN SIGNAL DE NAVIGATION VALIDE N'EST PAS FOURNI A L'INDICATEUR. QUAND UN SIGNAL DE NAVIGATION VALIDE N'EST PAS FOURNI, LA PARTIE BARRE D'ECART DE ROUTE (D-BAR) DE L'INDICATEUR N'EST PAS AFFICHEE SUR LE COMPAS DU HSI. L'ABSENCE DE BARRE D'ECART DE ROUTE (D-BAR) EST CONSIDEREE COMME LE DRAPEAU D'ALARME.

(A suivre)

AVANT LE DECOLLAGE (Suite)

ATTENTION DANGER

SI LE PILOTE AUTOMATIQUE KAP 140 EST ENGAGE EN MODE NAV, APR OU REV ET SI LA NAVIGATION DU HSI EST MODIFIEE AUTOMATIQUEMENT OU MANUELLEMENT DU GPS VERS LA NAV1 (EN UTILISANT LA TOUCHE DE FONCTION DU CDI), OU MANUELLEMENT DE LA NAV2 VERS LE GPS, LE CHANGEMENT DE MODE INTERROMPERA LE SIGNAL DE NAVIGATION VERS LE PILOTE AUTOMATIQUE ET PROVOQUERA LE RETOUR DU MODE DE FONCTIONNEMENT DU PILOTE AUTOMATIQUE VERS LE MODE "ROL". NI AVERTISSEMENT AUDITIF, NI TEMOIN SUR ECRAN PFD NE SONT FOUNIS. LE SYMBOLE DU MODE SELECTIONNE PRECEDEMMENT FIGURANT SUR L'ECRAN DU PILOTE AUTOMATIQUE CLIGNOTERA POUR AVERTIR DU RETOUR VERS LE MODE "ROL". DANS CE MODE, LE PILOTE AUTOMATIQUE CONSERVERA LES AILES HORIZONTALES MAIS NE CORRIGERA PAS LE CAP OU LA ROUTE DE L'AVION. REGLER LE CURSEUR SUR LE CAP CORRECT ET SELECTIONNER LA SOURCE DE NAVIGATION CORRECTE SUR LE HSI EN UTILISANT LA TOUCHE DE FONCTION DU CDI AVANT D'ENGAGER LE PILOTE AUTOMATIQUE SUR TOUT AUTRE MODE DE FONCTIONNEMENT.

26. Pilote Automatique – OFF (si installé)
27. Interrupteur CABIN PWR 12V – OFF (si installé)
28. Volets Hypersustentateurs – UP (RENTRES) – 10° (10° préférés)
29. Fenêtres Cabine – FERMEES ou OUVERTES
30. Interrupteur des Feux Anti-collision STROBE – ON
31. Freins – RELACHER

DECOLLAGE

DECOLLAGE NORMAL

1. Volets Hypersustentateurs – UP (RENTRES) – 10° (10° préférés)
2. Commande des Gaz – PLEINS GAZ (complètement en avant)
3. Commande de Mélange – RICHE
   (au dessus d'une altitude pression de 3000 pieds, appauvrir pour les RPM maximum)
4. Commande de Profondeur – SOULEVER LA ROULETTE DE NEZ à 55 KIAS
5. Vitesse de Montée – 70 – 80 KIAS
6. Volets Hypersustentateurs – RENTRER à l'altitude de sécurité

DECOLLAGE SUR TERRAIN COURT

1. Volets Hypersustentateurs – 10°
2. Freins – APPLIQUER
3. Commande des Gaz – PLEINS GAZ (complètement en avant)
4. Commande de Mélange – RICHE
   (au dessus d'une altitude pression de 3000 pieds, appauvrir pour les RPM maximum)
5. Freins – RELACHER
6. Commande de Profondeur – LEGEREMENT QUEUE BASSE
7. Vitesse de Montée – 56 KIAS (jusqu'à de que les obstacles soient franchis)
8. Volets Hypersustentateurs – RENTRER LENTEMENT (Quand la vitesse est supérieure à 60 KIAS)

MONTEE EN ROUTE

1. Vitesse – 70 – 85 KIAS
2. Manette des Gaz – FULL (PLEINS GAZ) (complètement en avant)
3. Commande de Mélange – RICH (PLEIN RICHE)
   (au dessus d'une altitude pression de 3000 pieds, appauvrir pour les RPM maximum)

CROISIERE

1. Puissance – 2100 – 2700 RPM (Pas plus de 75% de puissance recommandés)

NOTA

Si une montée à la performance maximum est nécessaire, utiliser les vitesses du Diagramme du Taux de Montée dans la Section 5.

2. Commande de Compensateur de Profondeur – REGLER
3. Commande de Mélange – APPAUVRIR en fonction des performances ou de l'économie.
4. FMS/GPS – REVOIR et PREPARER la procédure du circuit d'attente (IFR) en utilisant la touche de fonction OBS/SUSP

DESCENTE

1. Puissance – SELON BESOIN
2. Mélange – AJUSTER selon besoin pour obtenir un fonctionnement régulier du moteur
3. Altimètres :
   a. PFD (BARO) – REGLER
   b. Altimètre de Secours – REGLER
   c. Pilote Automatique KAP 140 – REGLER (si installé)
4. SELECTION D'ALTITUDE DU G1000 – REGLER
5. Présélection d'Altitude du KAP 140 – REGLER (si installé)

NOTA

Il n'y a aucune connexion entre le dispositif ALT SEL du G1000 et les fonctions de présélection d'altitude ou de maintien d'altitude du pilote automatique KAP 140. Les altitudes du G1000 et du KAP 140 sont réglées indépendamment.

6. Touche de Fonction du CDI – SELECTIONNER la Source de NAVIGATION (NAV)
7. FMS/GPS - REVOIR et PREPARER la procédure du circuit d'attente (IFR) en utilisant la touche de fonction OBS/SUSP

(A suivre)

DESCENTE

ATTENTION

LE HSI DU G1000 AFFICHE UN INDICATEUR D'ECART DE ROUTE POUR LES SOURCES DE NAVIGATION SELECTIONNEES GPS, NAV 1 OU NAV 2. LE HSI DU G1000 N'AFFICHE PAS DE "DRAPEAU" D'ALARME LORSQU'UN SIGNAL DE NAVIGATION VALIDE N'EST PAS FOURNI A L'INDICATEUR. QUAND UN SIGNAL DE NAVIGATION VALIDE N'EST PAS FOURNI, LA PARTIE BARRE D'ECART DE ROUTE (D-BAR) DE L'INDICATEUR N'EST PAS AFFICHEE SUR LE COMPAS DU HSI. L'ABSENCE DE BARRE D'ECART DE ROUTE (D-BAR) EST CONSIDERE COMME LE DRAPEAU D'ALARME.

ATTENTION DANGER

SI LE PILOTE AUTOMATIQUE KAP 140 EST ENGAGE EN MODE NAV, APR OU REV ET SI LA NAVIGATION DU HSI EST MODIFIEE AUTOMATIQUEMENT OU MANUELLEMENT DU GPS VERS LA NAV1 (EN UTILISANT LA TOUCHE DE FONCTION DU CDI), OU MANUELLEMENT DE LA NAV2 VERS LE GPS, LE CHANGEMENT DE MODE INTERROMPERA LE SIGNAL DE NAVIGATION VERS LE PILOTE AUTOMATIQUE ET PROVOQUERA LE RETOUR DU MODE DE FONCTIONNEMENT DU PILOTE AUTOMATIQUE VERS LE MODE "ROL". NI AVERTISSEMENT AUDITIF, NI TEMOIN SUR ECRAN PFD NE SONT FOUNIS. LE SYMBOLE DU MODE SELECTIONNE PRECEDEMMENT FIGURANT SUR L'ECRAN DU PILOTE AUTOMATIQUE CLIGNOTERA POUR AVERTIR DU RETOUR VERS LE MODE "ROL". DANS CE MODE, LE PILOTE AUTOMATIQUE CONSERVERA LES AILES HORIZONTALES MAIS NE CORRIGERA PAS LE CAP OU LA ROUTE DE L'AVION. REGLER LE CURSEUR SUR LE CAP CORRECT ET SELECTIONNER LA SOURCE DE NAVIGATION CORRECTE SUR LE HSI EN UTILISANT LA TOUCHE DE FONCTION DU CDI AVANT D'ENGAGER LE PILOTE AUTOMATIQUE SUR TOUT AUTRE MODE DE FONCTIONNEMENT.

(A suivre)

DESCENTE (Suite)

8. Robinet Sélecteur de Carburant – BOTH (LES DEUX)
9. Volets Hypersustentateurs – SELON BESOIN
   (UP (RENTRES) – 10° en dessous de 110 KIAS,
   10° – FULL (PLEINS VOLETS) en dessous de 85 KIAS)

AVANT L'ATTERRISSAGE

1. Dossiers Sièges Pilote et Passagers – LE PLUS VERTICAL POSSIBLE
2. Sièges et Ceintures de Sièges – FIXES ET VERROUILLES
3. Robinet Sélecteur de Carburant – BOTH (LES DEUX)
4. Commande de Mélange – RICH (RICHE)
5. Interrupteurs des Phares d'atterrissage (LANDING) et de Roulage (TAXI) – ON
6. Pilote Automatique – OFF (si installé)
7. Alimentation Cabine CABIN PWR 12V – OFF (si installée)

ATTERRISSAGE

ATTERRISSAGE NORMAL

1. Vitesse – 65 – 75 KIAS (Volets UP (RENTRES))
2. Volets Hypersustentateurs – SELON BESOIN
   (UP (RENTRES) – 10° en dessous de 110 KIAS,
   10° – FULL (PLEINS VOLETS) en dessous de 85 KIAS)
3. Vitesse – 60 – 70 KIAS (Volets FULL (PLEINS VOLETS)
4. Commande de Compensateur de Profondeur – REGLER
5. Toucher – TRAIN PRINCIPAL D'ABORD
6. Roulage à l'Atterrissage – POSER DOUCEMENT LA ROULETTE DE NEZ
7. Freins – LE MINIMUM NECESSAIRE

ATTERRISSAGE SUR TERRAIN COURT

1. Vitesse – 65 – 75 KIAS (Volets UP (RENTRES))
2. Volets Hypersustentateurs – FULL (PLEINS VOLETS)
3. Vitesse – 61 KIAS (jusqu'à l'arrondi)
4. Commandes de Compensateurs de Profondeur et de Direction – REGLER
5. Puissance – REDUIRE vers le ralenti après le passage des obstacles
6. Toucher – TRAIN PRINCIPAL D'ABORD
7. Freins – FREINER ENERGIQUEMENT
8. Volets Hypersustentateurs – UP (RENTRES)

ATTERRISSAGE (Suite)

ATTERRISSAGE MANQUE

1. Manette des Gaz – FULL (PLEINS GAZ) (complètement en avant)
2. Volets Hypersustentateurs – RENTRER à 20°
3. Vitesse de Montée – 60 KIAS
4. Volets Hypersustentateurs – 10° (jusqu'au passage des obstacles) puis UP (RENTRES) (Après avoir atteint l'altitude se sécurité et 65 KIAS)

APRES L'ATTERRISSAGE

1. Volets Hypersustentateurs – UP (RENTRES)

IMMOBILISATION DE L'AVION

1. Frein de Parc – APPLIQUER
2. Manette des Gaz – IDLE (RALENTI) (complètement en arrière)
3. Equipements Electriques – OFF
4. Interrupteur AVIONICS (BUS 1 et BUS 2) – OFF
5. Commande de Mélange – IDLE CUTOFF (RALENTI COUPURE) (complètement en arrière)
6. Interrupteur MAGNETOS – OFF
7. Interrupteur Général MASTER (ALT et BAT) – OFF
8. Interrupteur de Batterie de Secours – OFF
9. Blocages de Commandes – INSTALLER
10. Robinet Sélecteur de Carburant – LEFT (GAUCHE) ou RIGHT (DROIT) (pour empêcher l'intercommunication entre les réservoirs)

PROCEDURES NORMALES DETAILLEES

La visite prévol, décrite en Figure 4-1 et dans la liste de contrôles adjacente, est obligatoire avant chaque vol. Si l'avion a été parqué pendant une période de temps importante, qu'il a subi récemment une maintenance majeure ou qu'il a été utilisé à partir de pistes rudimentaires, une inspection extérieure plus complète est recommandée.

Avant chaque vol, contrôler l'état des pneus du train d'atterrissage principal et du train avant. Vérifier que les pneus sont gonflés à la pression spécifiée en Section 8, Manutention, Entretien et Maintenance de l'Avion. Examiner les flancs des pneus pour les traces de criques peu profondes appelées "craquelures par l'ozone". Ces criques sont l'évidence d'une détérioration du pneu causée par l'age, un stockage incorrect ou une exposition prolongée aux conditions météorologiques. Vérifier les sculptures du pneu pour la profondeur, l'usure et les entailles. Remplacer le pneu si les fibres sont visibles.

Après l'exécution d'opérations de maintenance majeure, les commandes de vol et de compensation devront être doublement contrôlées pour le débattement correct et la fixation. La fixation de toutes les plaquettes d'inspection devra être contrôlée à toutes les inspections périodiques. Si l'avion a été ciré ou poli, vérifier les orifices externes des sources de pression statiques pour les colmatages.

Sil l'avion a été parqué dans un hangar encombré, il devra être contrôlé pour les entailles et les rayures sur les ailes, le fuselage et les surfaces de l'empennage, les endommagements aux antennes de navigation, aux feux anti-collision et aux antennes des avioniques.

Un stationnement à l'extérieur pendant de longues périodes peut résulter dans une accumulation de poussières et de saletés sur le filtre d'air d'admission, des obstructions des tuyauteries du système de vitesse, des contaminations d'eau dans les réservoirs carburant et de nids d'insectes/oiseaux/rôdeurs dans les ouvertures. Si de l'eau est détectée dans le circuit carburant, les drains de purge rapide du puisard carburant, les drains de purge rapide des tuyauteries de retour carburant et les drains de purge rapide du filtre carburant devront tous être soigneusement drainés à nouveau. Les ailes devront alors être légèrement basculées et la queue abaissée vers le sol pour rassembler tous autres contaminants vers les points d'échantillonnage. Des échantillons répétés devront être prélevés à **tous** les points de purge rapide jusqu'à ce que **toute** contamination ait été éliminée. Si, après des échantillonnages répétés, la présence de contamination est toujours décelée, les réservoirs carburant devront être complètement vidangés et le circuit carburant nettoyé.

(A suivre)

VISITE PREVOL (Suite)

Si l'avion a été parqué a l'extérieur dans des zones venteuses ou rafaleuses, ou qu'il a été arrimé à côté d'avions au roulage, une attention particulière devra être apportée aux butées des surfaces de commandes, aux articulations et aux ferrures afin de détecter la présence d'endommagements potentiels dus au vent.

Si l'avion a été utilisé à partir de terrains boueux ou si de la neige ou de la neige fondue, vérifier les carénages du train principal et du train avant pour les obstructions et la propreté. Les utilisations à partir de terrains en gravier ou en cendrée demanderont une attention supplémentaire pour les extrémités des pales d'hélice et l'abrasion des bords d'attaque de l'empennage horizontal. Des endommagements de l'hélice par des cailloux peuvent sérieusement réduire la durée de vie des pales.

Les avions qui sont utilisés à partir de terrains rudimentaires, spécialement à haute altitude, sont soumis à des utilisations excessives anormales du train d'atterrissage. Contrôler fréquemment tous les composants du train d'atterrissage, les amortisseurs, les pneus et les freins. Si les amortisseurs sont insuffisamment gonflés, des charges indues à l'atterrissage et au roulage seront transmises à la structure de l'avion.

Afin de prévenir la perte de carburant en vol, s'assurer que les bouchons de remplissage des réservoirs carburant sont complètement étanches après tout contrôle ou entretien du circuit carburant. Les mises à l'air libre du circuit carburant devront être inspectées pour les obstructions, la présence de glace ou d'eau, spécialement après des expositions au froid ou à l'humidité.

DEMARRAGE MOTEUR

Par temps froids, la température du compartiment moteur chute rapidement après l'extinction du moteur et les tuyauteries des injecteurs restent pratiquement pleines de carburant.

Par temps chauds, les températures du compartiment moteur peuvent augmenter rapidement après l'extinction du moteur et le carburant contenu dans les tuyauteries se vaporisera et s'échappera dans le collecteur d'admission. Les procédures de démarrage par temps chauds dépendent considérablement du temps dans lequel le moteur sera redémarré. Dans les 20 ou 30 minutes après l'extinction, le collecteur d'admission est amorcé de façon adéquate et les tuyauteries vides des injecteurs carburant se rempliront avant que le moteur s'éteigne. Cependant, après environ 30 minutes, le carburant vaporisé dans le collecteur se sera presque dissipé et certains "amorçages" légers pourraient être nécessaires pour remplir les tuyauteries des injecteurs et permettre au moteur de tourner après le démarrage initial. Le démarrage d'un moteur chaud est facilité en avançant rapidement la commande de mélange sur 1/3 de sa course lorsque le moteur démarre, puis en l'avançant uniformément vers plein riche à mesure que la puissance se développe.

(A suivre)

DEMARRAGE MOTEUR (Suite)

Si le moteur ne continue pas à tourner, placer temporairement l'interrupteur FUEL PUMP (POMPE CARBURANT ELECTRIQUE) sur la position ON et ajuster les gaz et/ou le mélange selon besoin pour garder le moteur en fonctionnement. Dans le cas d'un amorçage trop important ou d'un noyage, placer l'interrupteur FUEL PUMP sur la position OFF, ouvrir les gaz sur environ 1/2 de la course complète et continuer à faire tourner le démarreur avec la commande de mélange sur la position IDLE CUTOFF (RALENTI COUPURE) (tirée à fond). Lorsque le moteur démarre, avancer uniformément la commande de mélange vers plein riche et réduire les gaz selon besoin vers la vitesse de ralenti souhaité.

Si le moteur est insuffisamment amorcé (plus probablement par temps froid avec un moteur froid), il ne démarrera pas du tout et des amorçages supplémentaires seront nécessaires.

Après démarrage, si l'indicateur de pression d'huile ne commence pas à indiquer une pression dans les 30 secondes par temps chaud et environ une minute dans des temps très froids, arrêter le moteur et rechercher la cause avant de continuer à le faire tourner. Une fuite d'huile peut provoquer un endommagement sérieux du moteur.

NOTA

Des détails supplémentaires concernant le démarrage et l'utilisation par temps froids peuvent être examinés dans les paragraphes UTILISATION PAR TEMPS FROIDS de cette section.

CYCLES RECOMMANDES D'UTILISATION DU DEMARREUR

Utiliser le moteur du démarreur pendant 10 secondes suivies par une période de refroidissement de 20 secondes. Ce cycle peut être répété deux fois supplémentaires, suivies par une période de refroidissement d'une minute avant de reprendre le fonctionnement. Après le refroidissement, utiliser à nouveau le moteur du démarreur, trois cycles de 10 secondes suivis chacun par 20 secondes de refroidissement. Si le moteur ne démarre toujours pas, essayer de trouver la cause.

(A suivre)

APPAUVRISSEMENT POUR LES UTILISATIONS AU SOL

Pour toutes les opérations au sol, après le démarrage du moteur et quand le moteur tourne régulièrement :

1. Régler la manette des gaz sur 1200 RPM
2. Appauvrir le mélange pour un nombre de tours (RPM) maximum.
3. Régler la manette des gaz pour des RPM appropriés pour les utilisations au sol (800 à 1000 RPM recommandés).

NOTA

Si des utilisations au sol sont nécessaires après que la liste des vérifications "AVANT LE DECOLLAGE" soit effectuée, appauvrir le mélange à nouveau (ainsi que décrit plus haut) jusqu'à être prêt pour la liste des vérifications du "DECOLLAGE".

ROULAGE

Lors du roulage, il est important que la vitesse et l'utilisation des freins soient réduites au minimum et que toutes les commandes soient utilisées (se reporter à la Figure 4-2, Diagramme du Roulage) afin de maintenir le contrôle directionnel et le centrage.

Le roulage sur du gravier ou des cendres sera effectué à faibles vitesse moteur afin d'éviter l'abrasion et l'endommagement des extrémités de pales d'hélice par des cailloux.

NOTA

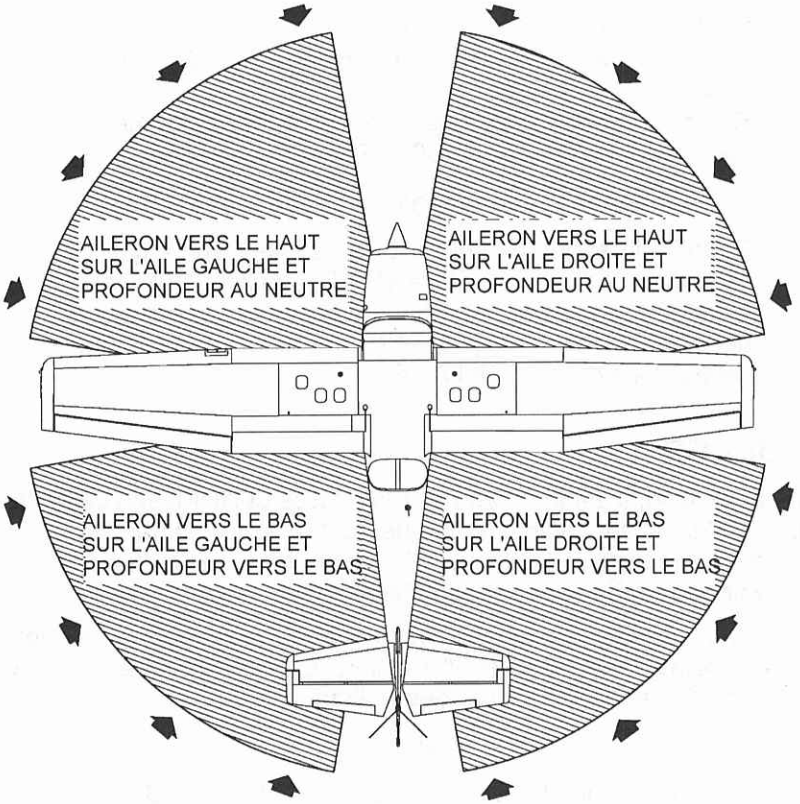
L'annonciateur de basse tension LOW VOLTS peut s'allumer quand le moteur est utilisé à de faibles RPM avec une charge élevée sur le circuit électrique. Si c'est le cas, l'annonciateur LOW VOLTS s'éteindra lorsque le moteur tournera à des RPM plus élevés pour délivrer une sortie plus importante au circuit alternateur. Vérifier que l'indication M BATT AMPS (AMPERAGE DE LA BATTERIE PRINCIPALE) montre un courant positif (charge) à des RPM plus élevés.

(A suivre)

ROULAGE (Suite)

DIAGRAMME DU ROULAGE

B3092



0585T1020

NOTA

Des vents de quarts arrières requièrent beaucoup d'attention. Eviter de brusques mouvements de la manette des gaz et des freinages trop forts lorsque l'avion est dans cette configuration. Utiliser la roulette de nez orientable et le palonnier pour maintenir la direction.

Figure 4-2

AVANT DECOLLAGE

CHAUFFAGE

Si le moteur ralenti (approximativement 600 RPM) et accélère régulièrement, l'avion est prêt pour le décollage. Puisque le moteur est étroitement caréné pour un refroidissement efficace en vol, faire attention à éviter une surchauffe pendant les utilisations au sol. De longues périodes de ralenti peuvent provoquer l'encrassement des bougies.

CONTROLE DES MAGNETOS

Le contrôle des magnétos doit être effectué à 1800 RPM. Basculer l'interrupteur MAGNETOS de la position BOTH (LES DEUX) sur la position R (DROITE). Noter les nouveaux RPM, puis basculer à nouveau l'interrupteur MAGNETOS sur BOTH pour nettoyer les bougies d'allumage. Basculer l'interrupteur MAGNETOS vers la position L (GAUCHE), noter les nouveaux RPM, puis replacer l'interrupteur sur la position BOTH (LES DEUX). La diminution de RPM ne doit pas être supérieure à 150 RPM sur l'une ou l'autre magnéto ou être supérieure à un différentiel de 50 RPM entre les magnétos. En cas de doute sur le fonctionnement du circuit d'allumage, un contrôle des RPM à des vitesses plus élevées confirmera si une déficience existe réellement.

Aucune chute de RPM n'indiquera un défaut de mise à la masse sur une magnéto ou un calage réglé en avance de l'angle spécifié.

CONTROLE DE L'ALTERNATEUR

S'assurer que l'alternateur et le régulateur d'alternateur fonctionnent correctement avant un vol de nuit ou un vol aux instruments, ou des vols pendant lesquels l'alimentation électrique est essentielle. Vérifier le circuit électrique pendant le contrôle des MAGNETOS (1800 RPM) en plaçant tous les équipements électriques nécessaires pour le vol sur la position ON. Lorsque l'alternateur et le régulateur fonctionnent correctement tous les deux, les ampèremètres indiqueront zéro ou un courant positif (ampères), les voltmètres indiqueront une tension entre 27 et 29 volts, et aucun annonciateur de circuit électrique ne sera allumé. Réduire la charge électrique avant de réduire le moteur de façon à ce que la batterie ne se décharge pas lorsque le moteur est au ralenti.

(A suivre)

AVANT DECOLLAGE (Suite)

COMPENSATEUR DE PROFONDEUR

Le volet du compensateur de profondeur est dans la position décollage lorsque le doigt du compensateur est aligné avec la marque de l'index sur le couvercle du pupitre. Ajuster la roue du compensateur pendant le vol selon besoin pour rendre plus neutres les efforts sur la roue.

PHARES D'ATTERRISSAGE

Il est recommandé que seul le phare de roulage soir utilisé pour améliorer la visibilité de l'avion dans les circuits du trafic ou en route. Ceci augmentera la durée de vie du phare d'atterrissage.

DECOLLAGE

CONTROLE DE PUISSANCE

Il est important de contrôler le fonctionnement du moteur à pleins gaz très tôt pendant le roulage du décollage. Tout signe de fonctionnement irrégulier ou d'accélération lente du moteur est une raison suffisante pour interrompre le décollage. Si cela se produit, vous avez toutes les raisons pour effectuer un point fixe soigneux à plein gaz avant de tenter un autre décollage. Le moteur devra fonctionner régulièrement et tourner à environ 2300 – 2400 RPM avec un mélange appauvri pour obtenir les RPM maximum.

Les points fixes à pleins gaz sur des pistes en gravier sont spécialement dommageables pour les extrémités des pales d'hélice. Lorsque des décollages doivent être effectués sur des pistes en gravier, avancer lentement la manette des gaz. Ceci permet à l'avion de commencer à rouler avant d'atteindre des RPM élevés et le gravier sera soufflé derrière l'hélice au lieu d'être attiré dans l'hélice.

Avant de décoller de terrains situés au dessus de 3000 pieds d'altitude pression, le mélange devra être appauvri pour obtenir le maximum de RPM à pleins gaz, lorsque l'avion est toujours immobile.

Après que les pleins gaz aient été appliqués, régler la friction de la manette des gaz dans le sens horaire pour empêcher la manette de revenir en arrière à partie de la position de la puissance maximale. Des réglages similaires de la friction seront effectués selon besoin pour les autres conditions de vol afin de conserver le réglage des gaz.

(A suivre)

DECOLLAGE (Suite)

REGLAGES DES VOLETS HYPERSUSTENTATEURS

Les décollages normaux sont effectués avec des réglages de volets de UP (RENTRES) à 10°. L'utilisation de volets à 10° réduira d'environ 10% la course au sol et la distance totale pour le franchissement des obstacles. **Des braquages de volets hypersustentateurs supérieurs à 10° ne sont pas approuvés pour le décollage**. Si 10° de volets sont utilisés pour le décollage, les volets resteront à 10° jusqu'à ce que tous les obstacles soient franchis et qu'une vitesse de sécurité de rentrée de volets de 60 KIAS soit atteinte. Pour des terrains courts, un braquage de volets de 10° et une vitesse de franchissement d'obstacles de 56 KIAS seront utilisés.

Des décollages sur terrains en herbe ou rudimentaires sont effectués avec 10° de volets en décollant l'avion du sol aussitôt que possible dans une attitude légèrement queue basse. Si aucun obstacle n'est en face, l'avion sera mis immédiatement en niveau afin d'accélérer vers une vitesse de montée supérieure. Lors d'un départ d'un terrain en herbe avec un Centre de Gravité (C.G.) arrière, la commande du compensateur de profondeur devra être réglée dans le sens à piquer afin de permettre des efforts confortables sur le manche de commande pendant la montée initiale.

DECOLLAGE PAR VENT DE TRAVERS

Les décollages dans des conditions de vent traversier élevé sont normalement effectués avec le braquage minimum de volets nécessaire pour la longueur du terrain afin de minimiser l'angle de dérive immédiatement après le décollage. Avec les ailerons légèrement inclinés dans le vent, l'avion est accéléré vers une vitesse légèrement supérieure à la normale puis la commande de profondeur est utilisée pour rapidement, mais soigneusement, décoller l'avion du sol et empêcher un éventuel abattement vers la piste pendant la dérive. Après le dégagement du sol, effectuer un virage coordonné dans le vent pour corriger la dérive.

MONTEE EN ROUTE

Des montées normales en route sont effectuées avec les volets rentrés (UP), à des vitesses de 75 - 85 KIAS, et les pleins gaz pour la meilleure combinaison de performances, de visibilité et de refroidissement moteur. Le mélange sera sur le plein riche pendant la montée jusqu'à des altitudes pression de 3000 pieds. Au dessus de 3000 pieds d'altitude pression, le mélange sera appauvri selon besoin pour augmenter la puissance ou pour apporter un fonctionnement plus régulier du moteur.

S'il est nécessaire de monter plus rapidement pour se dégager des montagnes ou atteindre des vents plus favorables à des altitudes plus élevées, la vitesse du meilleur taux de montée sera utilisée avec la puissance maximale. Cette vitesse est de 74 KIAS au niveau mer, diminuant à 72 KIAS à 10.000 pieds.

Si des obstacles imposent l'utilisation d'un angle de montée plus important, la vitesse du meilleur angle de montée sera utilisée avec les volets rentrés et à la puissance maximale. Cette vitesse est de 62 KIAS au niveau mer et augmentant à 67 KIAS à 10.000 pieds. Ce type de montée devra être d'une durée minimale et les températures moteur seront étroitement surveillées compte tenu de la faible vitesse de montée.

CROISIERE

La croisière normale s'effectue entre 45% et 75% de la puissance nominale. Les RPM moteur et la consommation correspondante de carburant pour les différentes altitudes peuvent être déterminés par les données de la Section 5.

NOTA

Le vol de croisière sera effectué autant que possible à 75% de la puissance jusqu'à ce que le moteur ait fonctionné pendant un total de 50 heures ou que la consommation d'huile se soit stabilisée. Les utilisations à des régimes plus élevés assureront un appui correct des soupapes sur leur siège et sont applicables aux nouveaux moteurs, et aux moteurs en service après un remplacement de cylindres ou une révision totale d'un ou plusieurs cylindres.

Les tableaux des Performances en Croisière de la Section 5 fournissent au pilote des informations de préparation de vol pour le Modèle 172S en air calme et avec les carénages de vitesse installés. La puissance, l'altitude et les vents déterminent le temps et le carburant nécessaire pour effectuer un vol quelconque.

(A suivre)

CROISIERE

Le Tableau des Performances en Croisière, Figure 4-3, indique la vitesse vraie et les milles nautiques par gallon pendant les vols de croisières à des altitudes et des pourcentages de puissance différents et sont basées sur des conditions standards et un vent nul. Ce tableau sera utilisé comme guide, avec les informations de vents disponibles, pour déterminer l'altitude et le régime de puissance les plus favorables pour un vol donné. La sélection de l'altitude de croisière sur la base des conditions de vent les plus favorables et l'utilisation des réglages à faibles puissances sont des facteurs significatifs qui devront être considérés pour chaque voyage afin de réduire la consommation de carburant.

Outre les réglages de puissance, des techniques correctes d'appauvrissement contribuent également augmenter les distances franchissables et sont décrites dans les tableaux de performances en croisière. Pour obtenir les chiffres de consommation de carburant au mélange pauvre recommandé présentés dans la Section 5; le mélange devra être appauvri au moyen de l'indicateur de température des gaz d'échappement (EGT) ainsi que noté.

TABLEAU DE PERFORMANCES EN CROISIERE

CONDITIONS :

Conditions Standards
Vent nul

ALTITUDE	REGIME 75%		REGIME 65%		REGIME 55%	
	KTAS	MNPG	KTAS	MNPG	KTAS	MNPG
Niveau Mer	114	11,2	108	12,0	101	12,8
4000 Pieds	119	11,7	112	12,4	104	13,2
8000 Pieds	124	12,2	117	12,9	107	13,6

Figure 4-3

(A suivre)

CROISIERE (Suite)

APPAUVRISSEMENT AU MOYEN DE LA TEMPERATURE DES GAZ D'ECHAPPEMTENT (EGT)

Les données de performances de croisière de ce Manuel d'Utilisation sont basées sur les réglages recommandés dé mélange pauvre déterminés à partir du maximum ou du Pic de Température des Gaz d'Echappement (EGT) à des régimes de puissance de 75% de la Puissance Maximum Continue (MCP) et à des régimes inférieurs. Le 172S Nav III fournit des indications d'EGT pour tous (4) les cylindres du moteur. La possibilité de surveiller tous les cylindres est une aide pour l'identification et la correction précoces des problèmes d'injection carburant.

NOTA

Tous les cylindres moteur ne reçoivent pas des mélanges identiques carburant/air (à cause des longueurs inégales des tuyauteries d'admission, des températures irrégulières d'air d'admission, des tolérances des injecteurs carburant, etc.). Cependant, toutes les EGT des cylindres seront approximativement à 100°F (37,8°C) l'une de l'autre pendant des utilisations normales. Une différence d'EGT supérieure à 100°F (37,8°C) entre les cylindres indique qu'une maintenance du circuit d'injection carburant est nécessaire.

Les EGT sont affichées sur les pages EIS ENGINE (SYSTEME D'INDICATION MOTEUR) et LEAN (APPAUVRISSEMENT). Les pages moteur ont une échelle horizontale avec un indicateur de température (triangle inversé) avec un numéro représentant le cylindre qui a l'EGT la plus élevée.

La page EIS LEAN fournit des affichages graphiques à barres verticales montrant les EGT de tous les cylindres. Le cylindre ayant l'EGT la plus élevée est présenté en cyan (bleu clair). La valeur numérique de l'EGT la plus élevée est située en dessous de la barre. Les valeurs des EGT et des Températures des Têtes de Cylindre (CHT) pour chacun des cylindres peuvent être indiquées en utilisant la touche de fonction CYL SLCT (SELECTION DU CYLINDRE) pour sélectionner le cylindre désiré. Après une courte période d'inactivité de la touche de fonction CYL SLCT, une indication automatique de l'EGT et de la CHT les plus élevées recommencera.

(A suivre)

CROISIERE (Suite)

APPAUVRISSEMENT AU MOYEN DE LA TEMPERATURE DES GAZ D'ECHAPPEMTENT (EGT) (Suite)

Pour aider à appauvrir le mélange, appuyer sur les touches de fonction ENGINE, LEAN et ASSIST, △PEAK °F (DIFFERENTIEL DE PIC en degrés Fahrenheit) s'affichera sous la valeur numérique de l'EGT °F. Appauvrir le mélange en tournant lentement le bouton de la Commande de Mélange dans le sens antihoraire en surveillant les EGT. A mesure que les EGT augmentent, continuer à appauvrir le mélange jusqu'à ce que le cylindre le plus chaud (cyan) atteigne le pic EGT. Ceci est identifié par la barre de l'EGT de ce cylindre qui vire au cyan (bleu clair) avec une barre creuse au sommet. Noter les valeurs du △PEAK (DIFFERENTIEL DE PIC EGT) du FFLOW GPH (DEBIT CARBURANT en GALLONS/HEURE) du premier cylindre ayant atteint son pic. Le pic EGT est représenté par △PEAK 0°F; si la valeur de △PEAK est négative (-), le mélange peut être sur le côté pauvre du pic. Enrichir le mélange en tournant lentement le bouton dans le sens horaire et surveiller simultanément le débit carburant et les EGT jusqu'à ce que le cylindre le plus pauvre retourne au pic EGT (△PEAK 0°F) ou au réglage désiré du tableau EGT de la Figure 4-4.

Les valeurs △PEAK °F du bord riche du pic seront également négatives (-) (-50°F). La détermination du système d'assistance d'appauvrissement est définie d'une manière telle que le pic EGT est la valeur la plus élevée et que toute valeur inférieure est représentée par une valeur négative (-) que ce soit sur le bord riche ou pauvre du pic.

NOTA

Le fabricant du moteur du 172S, Textron Lycoming, n'a pas approuvé l'utilisation du moteur à des taux de débit carburant (réglages de mélange) inférieurs au nécessaire pour atteindre le pic EGT du cylindre le plus pauvre (le premier cylindre atteignant un pic EGT). Utiliser un mélange PLEIN RICHE pour les utilisations moteur à des régimes de puissance supérieurs à 75%.

(A suivre)

CROISIERE (Suite)

APPAUVRISSEMENT AU MOYEN DE LA TEMPERATURE DES GAZ D'ECHAPPEMTENT (EGT) (Suite)

TABLEAU EGT

DESCRIPTION DU MELANGE	TEMPERATURE DES GAZ D'ECHAPPEMENT
PAUVRE RECOMMANDE (Manuel d'Utilisation du pilote)	50°F Riche du Pic EGT
ECONOMIE OPTIMALE	PIC EGT

Figure 4-4

L'utilisation au pic EGT fournit la meilleure économie de carburant. Ceci se traduit par une distance franchissable supérieure d'environ 4% à celle indiquée dans manuel accompagnée par une diminution de vitesse de 3 nœuds.

Sous certaines conditions, un fonctionnement irrégulier du moteur peut se produire lors des utilisations au pic EGT. Dans ce cas, utiliser à l'Appauvrissement Recommandé.

NOTAS

- Tout changement d'altitude ou de réglage de puissance imposera une modification du réglage de mélange pauvre et un nouveau contrôle du réglage EGT.

- Les indicateurs EGT ont besoin de plusieurs secondes, après un réglage du mélange, pour commencer à indiquer des changements de température des gaz d'échappement. Trouver le Pic EGT et ajuster le mélange au réglage applicable prendront environ une minute lorsque les ajustements seront faits soigneusement et précisément. Régler le mélange rapidement n'est pas recommandé.

(A suivre)

CROISIERE (Suite)

PROCEDURES D'ECONOMIES DE CARBURANT EN UTILISATIONS NORMALES

Pour de meilleures économies de carburant pendant les utilisations normales, les procédures suivantes sont recommandées :

1. Après avoir démarré le moteur et pour toutes les utilisations au sol, régler les gaz à 1200 RPM et appauvrir le mélange pour les RPM maximum. Après appauvrissement, régler les gaz aux RPM appropriés pour les utilisations au sol. Laisser le mélange à ce réglage jusqu'au début de l'exécution de la liste de contrôle AVANT LE DECOLLAGE. Une fois que la liste de contrôles a été accomplie, appauvrir à nouveau le mélange ainsi que décrit ci-dessus jusqu'au moment ou l'avion est prêt pour la liste de contrôles du DECOLLAGE.
2. Appauvrir le mélange pour des RPM maximum pendant toutes les montées à pleins gaz au dessus de 3000 pieds. Le mélange pourra rester appauvri (maximum de RPM à pleins gaz) pour les entraînements aux manœuvres telles que les décrochages et les vols à basses vitesses.
3. Appauvrir le mélange pour les RPM maximum pendant les opérations à toute altitude, y compris celles inférieures à 3000 pieds, lors de l'utilisation d'une puissance de 75% ou moins.

NOTAS

a. En croisière ou en manœuvres à un régime de 75% ou moins, le mélange devra être encore appauvri jusqu'aux pics de l'indicateur EGT puis enrichi ensuite de 50°F. Ceci est plus particulièrement applicable pour les vols d'entraînement en campagne, mais devra être pratiqué pendant les vols de transition vers et de la zone d'entraînement.

b. L'utilisation des procédures recommandées ci-dessus peut apporter des économies de carburant de plus de 5% par rapport aux utilisations de formation typiques effectuées au mélange plein riche. En outre, les procédures ci-dessus réduiront l'encrassement des bougies puisque la diminution de consommation de carburant résulte dans une réduction proportionnelle du plomb tétréthyle passant dans le moteur.

(A suivre)

CROISIERE (Suite)

PROCEDURES POUR LA VAPORISATION DU CARBURANT

Le circuit carburant du moteur peut provoquer la formation de vapeurs de carburant au sol par temps chauds. Ceci se produira généralement quand la température d'air ambiant est supérieure à 80°F (27°C). La formation de vapeurs peut augmenter quand les débits carburant moteur sont inférieurs aux vitesses de ralenti et du roulage. Les procédures suivantes sont recommandées quand le moteur est au ralenti et que des fluctuations de débit carburant montrent qu'une vaporisation du carburant est en train de se produire :

1. Avec le mélange sur le plein riche, régler les gaz entre 1800 RPM et 2000 RPM. Maintenir ce réglage de puissance pendant 1 à 2 minutes ou jusqu'à ce que le moteur tourne à nouveau régulièrement.
2. Réduire les gaz vers le ralenti pour vérifier le fonctionnement normal du moteur.
3. Augmenter les gaz jusqu'à 1200 RPM et appauvrir le mélange ainsi que décrit dans les PROCEDURES D'ECONOMIES DE CARBURANT EN UTILISATIONS NORMALES.
4. En plus des procédures ci-dessus, la Pompe Carburant Auxiliaire peut être mise sur ON avec le mélange ajusté comme requis pour aider à l'élimination des vapeurs pendant les opérations au sol. La Pompe Carburant Auxiliaire sera placée sur OFF avant le décollage.
5. Juste avant le décollage, appliquer les pleins gaz, pendant approximativement 10 secondes afin de vérifier le fonctionnement régulier du moteur pour le décollage.

NOTA

Lorsque le moteur est utilisé au dessus de 1800 RPM; le débit accru de carburant abaisse également les températures du carburant dans le circuit carburant moteur. Ce débit accru de carburant purge les vapeurs de carburant et le carburant plus froid minimise la formation de vapeurs.

(A suivre)

CROISIERE (Suite)

PROCEDURES POUR LA VAPORISATION DU CARBURANT (Suite)

Outre les procédures ci-dessus, les sections ci-dessous devront être revues et, lorsque c'est applicable, mises en œuvre :

Section 3 - Prendre connaissance des procédures de vapeurs excessives de carburant dans les sections des procédures et des procédures détaillées.

Section 4 - Prendre connaissance des notas d'utilisation par temps chauds et des sections des procédures et des procédures détaillées.

Section 7 - Prendre connaissance des procédures opérationnelles en altitude et de la section sur le fonctionnement de la pompe carburant auxiliaire.

DECROCHAGES

Les caractéristiques du décrochage sont conventionnelles et une alarme sonore est fournie par un klaxon d'alarme de décrochage qui retentit entre 5 et 10 nœuds au dessus du décrochage dans toutes les configurations.

Les vitesses de décrochage sans moteur à la masse maximale pour des centrages avant et arrière sont données en Section 5.

VRILLES

Les vrilles intentionnelles sont approuvées lorsque l'avion est opéré en catégorie utilitaire. Les vrilles avec des chargements de bagages ou le(s) siège(s) arrière occupé(s) ne sont pas approuvées.

Cependant, avant de tenter d'exécuter des vrilles plusieurs éléments devront être soigneusement considérés pour assurer la sécurité. Aucune vrille ne sera tentée sans avoir tout d'abord reçu une instruction en double pour les entrées en vrilles et les sorties de vrilles avec un instructeur qualifié qui est familier avec les caractéristiques de vrille du Cessna 172S Nav III.

La cabine devra être propre et tous les équipements amovibles (y compris les micros et les ceintures arrière) devront être rangés et immobilisés. Pour un vol en solo pendant lequel des vrilles seront effectuées, la ceinture et le harnais d'épaules du siège copilote devront être immobilisés. Une attention particulière sera apportée pour que le pilote puisse facilement atteindre les commandes de vol et les déplacer sur toute leur course.

(A suivre)

VRILLES (Suite)

Il est recommandé que les entrées soient exécutées à une altitude suffisante de façon que les récupérations puissent être terminées à 4000 pieds ou plus au dessus du sol. Une perte d'au moins 1000 pieds d'altitude devra être considérée pour un tour de vrille et une récupération, bien qu'une vrille de 6 tours puisse nécessiter plus du double de ce taux. Par exemple, l'altitude d'entrée recommandée pour une vrille de 6 tours serait de 6000 pieds au dessus du sol. Dans tous les cas, les entrées de vrilles devront être programmées de façon à ce que les récupérations soient terminées bien au dessus de 1500 pieds au dessus du sol ainsi que requis par la FAR 91.303. Une autre raison pour pratiquer des exercices de vrilles à hautes altitudes est le champ de vision plus large qui aidera le pilote à conserver son orientation.

Une entrée en vrille normale s'effectue à partir d'un décrochage sans puissance. A l'approche du décrochage, la commande de profondeur sera tirée en douceur complètement vers l'arrière. Juste avant d'arriver à l'abattée du décrochage, une action sur le palonnier dans la direction souhaitée de la vrille sera appliquée de façon à ce que la pleine déflexion du palonnier soir atteinte presque simultanément avec la position plein arrière de la commande de profondeur. Un taux de décélération légèrement supérieur aux entrées en vrilles normales, l'application des ailerons dans la direction désirée de la vrille et l'utilisation de la puissance au moment de l'entrée assureront des entrées en vrilles plus cohérentes et positives. Au moment où l'avion commence à entrer en vrille, réduire la puissance moteur vers le ralenti et ramener les ailerons au neutre. Les commandes de profondeur et de direction seront maintenues pendant la vrille jusqu'à ce que la récupération de la vrille soit initialisée. Un relâchement d'une de ces commandes par inadvertance pourrait résulter dans le développement d'une spirale en piqué.

Pour des buts d'entraînement aux vrilles et aux récupérations de vrilles, 1 à 2 tours de vrille sont suffisants et devront être pratiqués. Au dessus de 2 tours, la vrille progressera vers un taux de rotation plutôt rapide et une attitude à piquer accentuée. L'application des commandes de récupération provoquera des récupérations rapides (en 1/4 de tour). Lors de vrilles entretenues de deux à trois tours ou plus, la vrille aura tendance à se transformer en spirale, particulièrement vers la droite. Ceci est accompagné par une augmentation de la vitesse et des charges de gravité sur l'avion. Si cela se produit, une récupération devra être effectuée rapidement et en douceur en mettant les ailes à l'horizontale et en sortant du piqué résultant.

(A suivre)

VRILLES (Suite)

Quel que soit le nombre de tours pendant lesquels la vrille est entretenue et la façon par laquelle l'entrée s'est effectuée, la technique de récupération suivante sera utilisée :

1. VERIFIER QUE LES GAZ SONT AU RALENTI ET QUE LES AILERONS SONT AU NEUTRE.
2. APPLIQUER ET **MAINTENIR** LE PLEIN PALONNIER DANS LA DIRECTION OPPOSEE A LA ROTATION.
3. IMMEDIATEMENT **APRES** QUE LE PALONNIER A ATTEINT LA BUTEE, DEPLACER **BRUSQUEMENT** LE MANCHE VERS L'AVANT SUFFISAMENT LOIN POUR ARRETER LE DECROCHAGE.
4. **MAINTENIR** LES COMMANDES DANS CETTE POSITION JUSQU'A CE QUE LA ROTATION S'ARRETE.
5. LORSQUE LA ROTATION S'ARRETE, METTRE LE PALONNIER AU NEUTRE, ET EFFECTUER UNE RECUPERATION DU PIQUE RESULTANT.

NOTA

Si une désorientation rend difficile la détermination du sens de rotation, voir l'indicateur de virage près de l'index au sommet de l'Indicateur de Situation Horizontale (HSI).

Des variations dans les réglages de l'avion de base ou dans les masses et le centrage dues à l'équipement installé ou encore sur l'occupation du siège droit peuvent provoquer des différences de comportement, plus spécialement pour les vrilles entretenues. Ces différences sont normales et résulteront dans des variations des caractéristiques des vrilles et dans les tendances à entrer en spirale pour les vrilles de plus de 2 tours. Cependant, la technique de récupération devra toujours être utilisée et se traduira par la récupération la plus rapide de toute vrille.

Des vrilles intentionnelles avec les volets sortis sont interdites, car les vitesses élevées qui peuvent se produire pendant la récupération peuvent être supérieures aux limites de vitesse avec les volets et peuvent endommager les volets et la structure de l'aile.

(A suivre)

ATTENTES, VIRAGES DE PROCEDURES ET APPROCHES MANQUEES

NOTA

Compte tenu de la sophistication du Système de Gestion de Vol (FMS) G1000, les vols IFR en route et les procédures d'approche aux instruments au moyen du FMS/GPS G1000 et du Pilote Automatique KAP 140 devront être maîtrisés en conditions VFR (avec la présence d'un pilote qualifié) avant de tenter des utilisations en IFR. Se reporter au Guide de Référence du Cockpit (Cockpit Reference Guide) du G1000 pour des informations supplémentaires.

Une considération toute particulière doit être accordée au fonctionnement de la touche de fonction SUSP (SUSPENDRE) et à la sélection de mode du pilote automatique KAP 140 pendant les procédures des circuits d'attente, au cours des manœuvres avec station arrière (virage de procédure) ou pendant les approches manquées lorsque le FMS/GPS G1000 est utilisé. Le FMS/GPS G1000 délivre des indications initiales d'entrée pour le virage de procédure et le circuit d'attente mais ne fournit aucun guidage de route pour l'une ou l'autre manœuvre.

Les opérations en circuits d'attente, que ce soit en route ou en zone terminale, requièrent la suspension temporaire de l'exécution du plan de vol au moment où le point d'attente est atteint. Si le circuit d'attente fait partie d'une Procédure d'Approche aux Instruments (IAP) sans un Virage de Procédure associé, le mode se suspension (SUSP) sera appelé automatiquement par le FMS/GPS G1000 au moment même où le point d'attente est atteint (habituellement un IAF (Initial Approach Fix (Point d'Approche Initial). L'attente à un point d'attente en route imposera au pilote de suspendre manuellement l'exécution du plan de vol en utilisant la touche de fonction OBS et en plaçant l'index de cap sur le cap de rapprochement.

ATTENTION

SI LE PILOTE AUTOMATIQUE KAP 140 EST ENGAGE EN MODE "NAV" OU "APR" LORSQUE LE FMS/GPS G1000 PASSE EN MODE DE SUSPENSION "SUSP", LE PILOTE AUTOMATIQUE KAP 140 FONCTONNERA SANS SOURCE VALIDE DE NAVIGATION. SELECTIONNER LE MODE "HDG" (CAP) POUR LE FONCTIONNEMENT DU PILOTE AUTOMATIQUE KAP 140 ET LE CONTROLE DU CAP DE L'AVION EN UTILISANT LE BOUTON "HDG" DU PFD (POUR REGLER L'INDEX DE CAP (HDG) DU HSI).

(A suivre)

ATTENTES, VIRAGES DE PROCEDURES ET APPROCHES MANQUEES (Suite)

NOTA

Si le point d'attente est indiqué avec un circuit d'attente sur l'affichage de la NAVIGATION MAP (CARTE DE NAVIGATION) du MFD, la sélection de la touche de fonction OBS (pour suspendre l'exécution du plan de vol) provoquera l'effacement du circuit d'attente dépeint de l'affichage.

Le FMS/GPS G1000 fournit un guidage de course dans la branche de rapprochement (vers le point tournant du point d'attente) du circuit d'attente uniquement. Des virages à l'une des extrémités du circuit d'attente et la branche en éloignement doivent être exécutés manuellement par le pilote ou en réglant le Pilote Automatique KAP 140 sur le mode "HDG" (CAP) puis en réglant l'index des HDG (CAP) du PFD pour commander au pilote automatique de tourner vers chaque nouveau cap. Le Pilote Automatique peut être réglé sur le mode "APR" (APPROCHE) afin de suivre le cap de rapprochement mais devra être remis sur le mode "HDG" pour commander le reste du circuit d'attente.

NOTA

Lors de l'interception du cap de rapprochement pour les circuits d'attente des approches RNAV (GPS), le mode SUSP sera automatiquement abandonné par le FMS/GPS G1000. Si une attente continue est souhaitée, le mode SUSP sera manuellement sélectionné avant d'atteindre le point tournant du circuit.

Lorsque le pilote souhaite arrêter une attente, soit pour continuer en route soit pour le point d'attente initial (IAP), l'exécution du plan de vol sera reprise en sélectionnant les touches OBS ou SUSP suivant le cas.

(A suivre)

ATTENTES, VIRAGES DE PROCEDURES ET APPROCHES MANQUEES (Suite)

Le FMS/GPS G1000 considère la manœuvre du virage de procédure comme une branche du plan de vol et ne suspend (SUSP) pas l'exécution au point tournant de l'IAF (POINT D'APPROCHE INITIAL). Le FMS/GPS G1000 fournit un cap d'éloignement pour le virage de procédure et déclenche une invite "BEGIN PROCEDURE TURN" (COMMENCER LE VIRAGE DE PROCEDURE) à environ une minute au-delà de l'IAF. Le pilote doit virer en s'éloignant du cap d'approche final pour démarrer le virage de procédure soit manuellement soit en sélectionnant le mode "HDG" (CAP) du Pilote Automatique KAP 140 et en réglant l'index "HDG" (CAP) du PFD pour commander au Pilote Automatique de tourner vers le nouveau cap. Après le cap inverse (en rapprochement pour rejoindre le cap d'approche final), le FMS/GPS G1000 déclenche une séquence pour capturer le cap d'approche finale. Le pilote doit manuellement intercepter et rejoindre le cap d'approche finale ou sélectionner mode APR du Pilote Automatique KAP 140 pour permettre une capture automatique du cap d'approche finale.

Les approches GPS ou RNAV (GPS) sont gérées par le FMS/GPS G1000 pour délivrer des séquences de guidages de cap et de point d'attente pour la procédure d'approche. Pour les approches ILS, le FMS/GPS G1000 fournit un guidage de cap pour le Pilote Automatique KAP 140 pour capturer le cap d'approche finale. Le G1000 accordera la radionavigation NAV 1 sur la fréquence de l'installation applicable (avec un identificateur) et réglera l'aiguille des caps sur le cap de l'approche finale. A environ 0,5 mille nautique du cap d'approche finale, le FMS/GPS G1000 changera automatiquement la source de navigation du HSI de GPS en NAV1. Le changement de GPS en NAV1 fera changer le mode de fonctionnement du KAP 140 de NAV, APR ou APR ARM en mode ROL (ROULIS) et permet à l'avion de dépasser la course de l'approche finale, s'il n'est pas corrigé. Le pilote doit régler manuellement le mode APR à nouveau pour que le KAP 140 se verrouille sur le cap d'approche finale et sur la pente de descente en utilisant le signal VHF NAV1. En cas d'utilisation de vecteurs radar pour naviguer avec le KAP 140 engagé en mode HDG (CAP) vers le cap ILS d'approche finale, attendre que le G1000 change la source de navigation de NAV1 avant que le KAP 140 soir réglé sur le mode APR afin d'éviter l'inversion du mode ROL du KAP 140.

(A suivre)

ATTENTES, VIRAGES DE PROCEDURES ET APPROCHES MANQUEES (Suite)

ATTENTION DANGER

SI LE PILOTE AUTOMATIQUE KAP 140 EST ENGAGE EN MODE NAV, APR OU REV ET SI LA NAVIGATION DU HSI EST MODIFIEE AUTOMATIQUEMENT OU MANUELLEMENT DU GPS VERS LA NAV1 (EN UTILISANT LA TOUCHE DE FONCTION DU CDI), OU MANUELLEMENT DE LA NAV2 VERS LE GPS, LE CHANGEMENT DE MODE INTERROMPERA LE SIGNAL DE NAVIGATION VERS LE PILOTE AUTOMATIQUE ET PROVOQUERA LE RETOUR DU MODE DE FONCTIONNEMENT DU PILOTE AUTOMATIQUE VERS LE MODE "ROL". NI AVERTISSEMENT AUDITIF, NI TEMOIN SUR ECRAN PFD NE SONT FOUNIS. LE SYMBOLE DU MODE SELECTIONNE PRECEDEMMENT FIGURANT SUR L'ECRAN DU PILOTE AUTOMATIQUE CLIGNOTERA POUR AVERTIR DU RETOUR VERS LE MODE "ROL". DANS CE MODE, LE PILOTE AUTOMATIQUE CONSERVERA LES AILES HORIZONTALES MAIS NE CORRIGERA PAS LE CAP OU LA ROUTE DE L'AVION. REGLER LE CURSEUR SUR LE CAP CORRECT ET SELECTIONNER LA SOURCE DE NAVIGATION CORRECTE SUR LE HSI EN UTILISANT LA TOUCHE DE FONCTION DU CDI AVANT D'ENGAGER LE PILOTE AUTOMATIQUE SUR TOUT AUTRE MODE DE FONCTIONNEMENT.

Les autres procédures d'Approches aux Instruments basées sur la VHF NAV (VOR, LOC, LOC BEC) requièrent que le pilote sélectionne manuellement et identifie l'installation NAV, sélectionne la source NAV correspondante sur le HSI et règle l'aiguille des caps du HSI sur le cap d'approche finale. Se reporter au Guide de Référence Cockpit (Cockpit Reference Guide) du G1000 pour des informations supplémentaires.

A l'arrivée sur le Point d'Approche Manquée (MAP), le FMS/GPS G1000 entrera automatiquement dans le mode de suspension SUSP mais continuera à délivrer des guidages de cap le long de l'axe de piste étendu. Une fois que le pilote a stabilisé l'avion en montée, le mode SUSP peut être abandonné au moyen de la touche de fonction SUSP et le FMS/GPS G1000 délivrera des guidages de cap vers le Point d'Attente d'Approche Manquée (MAHP – MISSED APPROACH HOLDING POINT). En atteignant le MAHP, le pilote doit choisir d'attendre (ainsi que noté plus haut) ou il peut sélectionner un autre IAP (POINT D'APPROCHE INITIAL). Se reporter au Guide de Référence Cockpit (Cockpit Reference Guide) du G1000 pour des informations supplémentaires.

ATTERRISSAGE

ATTERRISSAGE NORMAL

Les approches pour atterrissage normal peuvent être effectuées avec ou sans moteur avec n'importe quel braquage de volets hypersustentateurs dans les limites de vitesse des volets. Les vents en surface et les turbulences sont habituellement les premiers facteurs pour la détermination des vitesses d'approche les plus confortables. Des glissades à forte pente avec des braquages de volets supérieurs à 20° peuvent provoquer une légère tendance de la profondeur à osciller sous certaines conditions de vitesse, d'angle de glissade, et de charges du Centre de Gravité.

Des atterrissages à basses vitesses résulteront dans des distances d'atterrissage plus courtes et une usure minimale des pneus et des freins. La puissance doit être au ralenti lorsque les roues du train principal touchent le sol. Les roues du train principal doivent toucher le sol avant la roulette de nez. La roulette de nez doit être abaissée soigneusement sur la piste après que la vitesse ait diminué afin d'éviter des charges non nécessaires sur la roulette de nez. Cette procédure est très importante pour les atterrissages sur des terrains rudimentaires ou des terrains en herbe.

ATTERRISSAGE SUR TERRAIN COURT

Pour un atterrissage sur terrain court dans des conditions d'air calme, approcher à 61 KIAS avec les PLEINS VOLETS (FULL) en utilisant suffisamment de puissance pour contrôler la trajectoire de plané. (Des vitesses d'approche légèrement supérieures seront utilisées dans des conditions d'air turbulent.) Après que les obstacles aient été franchis, réduire uniformément la puissance et maintenir la vitesse d'approche en abaissant le nez de l'avion. Les roues du train principal doivent toucher le sol avant la roulette de nez avec la puissance au ralenti. Immédiatement après que les roues du train principal aient touché le sol, abaisser avec précaution la roulette de nez et freiner énergiquement si nécessaire. Pour des performances maximales de freinage, rentrer les volets, maintenir le manche de commande complètement en arrière et appliquer une pression maximale sur les freins sans faire glisser les pneus.

(A suivre)

ATTERRISSAGE (Suite)

ATTERRISSAGE PAR VENT DE TRAVERS

Lors des atterrissages par forts vents de travers, utiliser le braquage minimum de volets nécessaire pour la longueur de la piste. Si des braquages des volets supérieurs à 20° sont utilisés, effectuer des dérapages avec une pleine déflexion du palonnier, certaines oscillations de la profondeur peuvent être ressenties aux vitesses normales d'approche. Cependant, cela n'affecte pas le contrôle de l'avion. Bien que des approches en crabes ou une combinaison de méthode de correction de dérive puissent être utilisées la méthode de l'aile basse procure le meilleur contrôle. Après le toucher, maintenir une course rectiligne avec la roulette de nez orientable, avec la déflexion de l'aileron comme applicable et un freinage occasionnel si nécessaire.

La vitesse maximum permise de vent traversier dépend de la capacité du pilote et également des limitations de l'avion. Des utilisations avec des vents de plein travers de 15 nœuds ont été démontrées.

ATTERRISSAGE MANQUE

Dans une montée après un atterrissage manqué (remise des gaz), réduire le braquage des volets à 20° immédiatement après que la pleine puissance ait été appliquée et monter à 60 KIAS. Si des obstacles doivent être franchis pendant la montée de remise des gaz, réduire le braquage des volets à 10° et maintenir une altitude de sécurité jusqu'à ce que les obstacles aient été franchis. Au dessus d'une altitude pression de 3000 pieds, appauvrir le mélange pour obtenir les RPM maximum. Après le passage des obstacles, rentrer soigneusement les volets et laisser l'avion accélérer à la vitesse normale de montée.

UTILISATIONS PAR TEMPS FROIDS

Une attention particulière sera apportée à l'utilisation du circuit carburant d'un avion pendant la saison hivernale ou avant tout vol par des températures froides. Un drainage correct avant vol du circuit carburant est spécialement important et éliminera les accumulations d'eau dans le carburant. L'utilisation d'additifs tels que l'alcool isopropylique ou d'éther monométhyle glycol diéthylène (DiEGME) peut également être souhaitable. Se reporter à la Section 8 pour les informations concernant l'utilisation correcte des additifs.

Le temps froid cause fréquemment des conditions qui requièrent une attention spéciale pendant les opérations de l'avion. **Même de petites accumulations de givre, de glace ou de neige doivent être éliminées, et plus particulièrement sur les ailes, l'empennage et toutes les surfaces des commandes afin d'assurer des performances et une manoeuvrabilité satisfaisantes**. De même, les gouvernes doivent être débarrassées de toute accumulation interne de glace ou de neige.

Si de la neige ou de la neige fondue recouvre la surface de décollage, des tolérances seront apportées aux distances de décollage qui seront considérablement augmentées à mesure que l'épaisseur de neige ou de neige fondue augmente. L'épaisseur et la consistance de cette couche peuvent, en fait, empêcher le décollage dans beaucoup de cas.

DEMARRAGE

Lorsque les températures de l'air sont inférieures à 20°F (-6°C), utiliser un réchauffeur externe ou une source d'alimentation extérieure chaque fois que c'est possible pour obtenir un démarrage positif et réduire l'usure et l'emploi excessif du moteur et du circuit électrique. Un préchauffage dégèlera l'huile emprisonnée dans le radiateur d'huile qui sera probablement congelée avant de démarrer dans des températures extrêmement froides.

ATTENTION DANGER

LORSQUE L'HELICE EST BRASSEE A LA MAIN, LA CONSIDERER COMME SI L'INTERRUPTEUR DES MAGNETOS ETAIT SUR LA POSITION "ON". UN FIL DE MASSE DESSERRE OU CASSE SUR L'UNE DES DEUX MAGNETOS POURRAIT DECLENCHER L'ALLUMAGE DU MOTEUR.

(A suivre)

UTILISATIONS PAR TEMPS FROIDS (Suite)

DEMARRAGE (Suite)

Avant de démarrer dans des matins froids, il est recommandé de tourner manuellement l'hélice sur plusieurs tours de compression du moteur afin de dégommer l'huile, de façon que le moteur démarre (tourne) plus facilement et utilise moins de puissance de la batterie. Lorsque l'hélice est tournée manuellement, brasser dans le sens opposé à la rotation normale du moteur pour s'assurer d'une plus grande sécurité. Les rotations opposées désengagent les accouplements à déclic des magnétos et empêche des allumages éventuels non désirés.

Lors de l'utilisation d'une source extérieure d'alimentation, les sections ALT et BAT de l'interrupteur général MASTER doivent être sur la position OFF avant de brancher la source extérieure sur la prise de l'avion. Se reporter à la Section 7, Prise pour Branchement d'Entretien au Sol, pour les utilisations d'une source d'alimentation extérieur.

Les procédures de démarrage par temps froids sont identiques aux procédures de démarrage normal. Cependant, pour conserver l'énergie de la batterie, les feux anticollision seront laissés sur OFF jusqu'à ce que le moteur soit démarré. Faire attention à empêcher tout déplacement par inadvertance de l'avion vers l'avant lors des démarrages effectués lorsque l'avion est parqué sur de la neige ou de la glace.

NOTA

Si le moteur ne démarre pas au cours des toutes premières tentatives, ou si la force de l'allumage du moteur diminue, les bougies d'allumage peuvent être gelées. Un préchauffage doit être utilisé avant toute nouvelle tentative de démarrage.

Pendant les opérations par temps froids, l'indicateur de température d'huile peut ne pas être dans l'arc vert avant le décollage si la température d'huile est très froide. Après une période de chauffage appropriée (2 à 5 minutes à 1000 RPM), accélérer le moteur plusieurs fois vers des RPM plus élevés. Si le moteur accélère régulièrement et que la pression d'huile reste normale et stable, l'avion est prêt pour le décollage.

KIT DE PREPARATION POUR L'HIVER

Un kit optionnel de préparation pour l'hiver est disponible et peut être utilisé quand des opérations par temps froids sont conduites. Se reporter à la Section 9, Supplément 4, pour l'installation et les détails de fonctionnement.

UTILISATIONS PAR TEMPS CHAUDS

Se reporter aux informations générales pour les démarrages par temps chauds dans les paragraphes Démarrage Moteur de cette Section. Eviter les utilisations prolongées du moteur au sol.

CARACTERISTIQUES DE BRUIT

Le niveau certifié de bruit au décollage pour le Modèle 172S à la masse maximale de 2550 livres (1157 kg) est de 75,1 dB(A) selon l'Appendice G de la 14CFR36 (jusqu'à l'amendement 36-21) et 78,2 dB(A) selon l'Annexe 16 (jusqu'à l'amendement 4) du Chapitre 10 de l'OACI. Aucune détermination n'a été effectuée disant que les niveaux de bruit de cet avion sont, ou ne sont pas, acceptables ou inacceptables pour des opérations à, dans, ou hors d'un aéroport quelconque.

Les procédures suivantes sont suggérées pour réduire les effets du bruit de l'avion sur le public :

1. Les pilotes utilisant les avions selon les règles VFR au dessus de rassemblements de personnes à l'extérieur, des parcs de divertissements ou autres, ou toutes autres zones sensibles au bruit devront faire tous les efforts possibles pour ne pas voler à moins de 2000 pieds au dessus de la surface, si les conditions météorologiques le permettent, même si le vol à des niveaux inférieurs peut être cohérent avec les règlements gouvernements.
2. Lors des départs d'un aéroport ou des approches vers un aéroport, la montée après le décollage et la descente pour l'atterrissage devront être effectuées de façon à éviter les vols prolongés à basse altitude près des zones sensibles au bruit.

NOTA

Les procédures recommandées ci-dessus ne s'appliquent pas quand elles sont en contradiction avec les autorisations ou les instructions du Contrôle du Trafic Aérien, ou quand, selon le jugement des pilotes, une altitude inférieure à 2000 pieds est nécessaire pour effectuer adéquatement leur mission de voir et d'éviter les autres avions.

PERFORMANCES

TABLE DES MATIERES

Page

Introduction 5-3
Utilisation des Tableaux de Performances 5-3
Exemple d'un Problème de Vol 5-3
  Décollage 5-4
  Croisière 5-5
  Carburant Nécessaire 5-6
  Atterrissage 5-8
Température Démontrée d'Utilisation 5-8
Etalonnage des Vitesses – Source Statique Normale 5-9
Etalonnage des Vitesses – Source Statique Alternative 5-10
Diagramme de Conversion de Température 5-11
Vitesses de Décrochage à 2550 Livres (1157 kg) 5-12
Composante de Vent Traversier 5-13
Distance de Décollage sur Terrain Court à 2550 Livres (1157 kg) 5-14
Distance de Décollage sur Terrain Court à 2400 Livres (1089 kg) 5-15
Distance de Décollage sur Terrain Court à 2200 Livres (998 kg) 5-16
Taux de Montée Maximum à 2550 Livres (1157 kg) 5-17
Temps, Carburant et Distance de Montée à 2550 Livres (1157 kg) 5-18
Performances en Croisière 5-19
Profil de Distance Franchissable 5-21
Profil d'Autonomie 5-22
Distance d'Atterrissage sur Terrain Court à 2550 Livres (1157 kg) 5-23/-5-24

INTRODUCTION

Les données de performances des pages suivantes sont présentées de façon que vous puissiez savoir ce que vous pouvez attendre de votre avion dans différentes conditions et également pour faciliter la préparation détaillée des vols avec une précision raisonnable. Les données de ces tableaux ont été calculées à partir d'essais en vol réels avec un avion et un moteur en bon état et en utilisant des techniques habituelles de pilotage.

Il doit être noté que les informations de performances présentées dans les tableaux des profils de distance franchissable et d'autonomie autorisent 45 minutes de réserve carburant au régime de croisière spécifié. Les données de débit carburant en croisière sont basées sur les réglages de mélanges pauvres recommandés à toutes les altitudes. Certaines variables indéterminées telles que les techniques d'appauvrissement de mélange, les caractéristiques de dosage carburant, l'état du moteur et de l'hélice et les turbulences d'air peuvent être les raisons de variations de 10% ou plus des distances franchissables ou de l'autonomie. En conséquence, il est important d'utiliser toutes les informations disponibles pour estimer le carburant nécessaire pour un vol particulier et pour préparer le vol de façon conservative.

UTILISATION DES TABLEAUX DE PERFORMANCES

Les données de performances sont représentées sous forme de tableaux ou de graphiques pour illustrer l'effet des différentes variables. Des informations suffisamment détaillées sont fournies dans les tableaux de façon que des valeurs conservatives puissent être sélectionnées et utilisées pour déterminer les chiffres des performances particulières avec une précision raisonnable.

EXEMPLE DE PROBLEME

L'exemple de problème de vol suivant utilise des informations provenant de différents tableaux pour déterminer les données de performances prédites pour un vol typique. En supposant que les informations suivantes ont déjà été déterminées :

CONFIGURATION DE L'AVION

Masse au Décollage	2550 Livres (1157 kg)
Carburant Utilisable	53,0 Gallons U.S.

(A suivre)

EXEMPLE DE PROBLEME (Suite)

CONDITONS AU DECOLLAGE

Altitude Pression du Terrain	1500 Pieds (457 m)
Température	28°C (16°C au dessus du Standard)
Composante de Vent sur la Piste	12 Nœuds de Face
Longueur du Terrain	3500 Pieds (1067 m)

CONDITIONS DE CROISIERE

Distance Totale	360 Milles Nautiques (667 km)
Altitude Pression	7500 Pieds
Température	16°C (16°C au dessus du Standard)
Vent attendus en Route	10 Nœuds de Face

CONDITIONS A L'ATTERRISSAGE

Altitude Pression du Terrain	2000 Pieds
Température	25°C
Longueur du Terrain	3000 Pieds (914 m)

DECOLLAGE

Le tableau des distances de décollage, Figure 5-5, devra être consulté, en gardant à l'esprit que les distances indiquées sont basées sur les techniques de pilotage sur terrain court. Des distances conservatives peuvent être extraites en lisant le tableau à la prochaine valeur supérieure de masse, d'altitude et de température. Par exemple, dans ce problème de vol particulier, l'information de distance de décollage présentée pour une masse de 2550 livres (1157 kg), une altitude pression de 2000 pieds et une température de 30°C devra être utilisée et résultera dans les paramètres suivants :

Distance de Roulage	1285 Pieds (392 m)
Distance Totale pour le Passage d'Obstacles à 50 Pieds (15 m)	2190 Pieds (668 m)

Ces distances sont très à l'intérieur de la longueur du terrain disponible pour le décollage. Cependant, une correction pour l'effet du vent peur être faite en se basant sur le Nota 3 du tableau du décollage. La correction pour un vent de face de 12 nœuds sera de :

12 Nœuds / 9 Nœuds x 10% = 13% de Diminution

(A suivre)

EXEMPLE DE PROBLEME (Suite)

DECOLLAGE (Suite)

Ceci résulte dans les distances suivantes corrigées pour le vent :

Distance de Roulage, Vent Nul	1285 Pieds (392 m)
Diminution de Roulage au Sol (1285 Pieds x 13%)	-167 Pieds -(51 m)
Distance de Roulage Corrigée	1118 Pieds (341 m)
Distance Totale pour le Passage d'Obstacles à 50 Pieds (15 m), Vent Nul	2190 Pieds (668 m)
Diminution de Distance Totale	-285 Pieds -(87 m)
Distance Totale Corrigée pour le Passage d'Obstacles à 50 Pieds (15 m)	1905 Pieds (581 m)

CROISIERE

L'altitude de croisière devra être sélectionnée en se basant sur des considérations de longueur du trajet, de vents en altitude et des performances de l'avion. Une altitude typique de croisière et des vents attendus en route ont été donnés pour cet exemple. Cependant, la sélection du régime de puissance pour la croisière devra être déterminé en se basant sur plusieurs considérations. Ceci inclut les caractéristiques des performances en croisière présentées dans la Figure 5-8, le tableau du profil de distance franchissable présenté en Figure 5-9 et le profil d'autonomie présenté en Figure 5-10.

La relation entre la puissance et la distance franchissable est illustrée par le diagramme du profil de distance franchissable. Des économies de carburant considérables et une autonomie plus importante résulteront de l'utilisation de réglages de puissance inférieurs. Pour l'exemple de ce problème, une puissance en croisière d'environ 65% sera utilisée.

Une altitude de 8000 pieds et une température de 20°C au dessus du standard seront rentrées dans le tableau des performances en croisière, Figure 5-8. Ces valeurs correspondent quasiment aux conditions d'altitude planifiée et de température attendues. La vitesse du moteur sélectionnée est de 2600 RPM, ce qui résulte dans les paramètres suivants :

Puissance	64%
Vitesse Vraie	117 Nœuds
Débit Carburant en Croisière	8,9 GPH (33,7 litres/h)

(A suivre)

EXEMPLE DE PROBLEME (Suite)

CARBURANT NECESSAIRE

Les besoins totaux de carburant pour le vol peuvent être estimés en utilisant l'information de performances de la Figures 5-7 et de la Figure 5-8. Pour cet exemple, la Figure 5-7 montre qu'une montée de 2000 pieds à 8000 pieds requiert 2,2 gallons (8,3 litres). La distance correspondante parcourue pendant la montée est de 15 Milles Nautiques (28 km). Ces valeurs sont valides pour une température standard et sont suffisamment précises pour la plupart des préparations de vol. Cependant, une correction supplémentaire pour l'effet de la température peut être effectuée ainsi que notée dans le tableau de montée. L'effet approximatif d'une température non standard est d'augmenter le temps, la consommation carburant et la distance par 10% pour chaque 10°C au dessus de la température standard, à cause du taux de montée plus faible. Dans ce cas, en supposant une température de 16°C au dessus du standard, la correction serait de :

$$\frac{16°C}{10°C} \times 10\% = 16\% \text{ d'Augmentation}$$

Avec ce facteur inclus, le carburant **estimé** sera calculé de la façon suivante :

Carburant pour la Montée, Température Standard	2,2 Gallons U.S. (8,3 litres)
Augmentation due à une température non standard (2,2 x 16%)	0,4 Gallon U.S. (1,5 litre)
Carburant corrigé pour la Montée	2,6 Gallons U.S. (14,8 litres)

En utilisant une procédure similaire pour la distance de montée ceci résulte en une distance de montée de 15 milles nautiques (27,8 km). (15 milles nautiques en utilisant la carte + 2,4 milles nautiques pour la correction de la température supérieure à la température standard = 17,4 milles nautiques. Arrondi à 18 milles nautiques).

La distance de croisière résultante est de :

Distance Totale	360 Milles Nautiques (667 km)
Distance de Montée	-18 Milles Nautiques (33 km)
Distance de Croisière	342 Milles Nautiques (634 km)

(A suivre)

EXEMPLE DE PROBLEME (Suite)

CARBURANT NECESSAIRE (Suite)

Avec un vent de face attendu de 10 nœuds, la vitesse sol prévue pour la croisière est de :

117 Nœuds
-10 Nœuds
107 Nœuds

En conséquence, le temps nécessaire pour la partie croisière du voyage est de :

342 Milles Nautiques = 3,2 heures
107 Nœuds

Le carburant requis pour la croisière est de :

3,2 heures x 8,9 Gallons/heure = 28,5 Gallons U.S. (108 litres)

Une réserve de 45 minutes requiert :

45
60 x 8,9 Gallons/heure = 6,7 Gallons U.S. (25 litres)

Le carburant total estimé requis s'établit de la façon suivante :

Démarrage Moteur, Roulage et Décollage	1,4 Gallons U.S.
Montée	2,6 Gallons U.S.
Croisière	28,5 Gallons U.S.
Réserve	6,7 Gallons U.S.
Carburant Total requis	39,2 Gallons U.S. (148 litres)

Une fois que le vol de croisière est en cours, les contrôles de vitesse sol donneront une base plus précise pour l'estimation du temps en route et le carburant correspondant pour effectuer le vol avec de réserves plus importantes.

(A suivre)

EXEMPLE DE PROBLEME (Suite)

CARBURANT NECESSAIRE (Suite)

ATTERRISSAGE

Une procédure identique au décollage devra être utilisée pour l'estimation de la distance d'atterrissage sur l'aéroport de destination. La Figure 5-11 montre des informations de distance d'atterrissage pour les techniques applicables aux terrains courts. Les distances correspondantes pour 2000 pieds et 30°C sont les suivantes :

Distance de Roulage	650 Pieds (198 m)
Distance Totale pour le passage d'obstacles de 50 Pieds (15 m)	1455 Pieds (443 m)

Une correction pour l'effet du vent peut être effectuée en se basant sur le Nota 2 du tableau d'atterrissage, en utilisant la même procédure que celle décrite pour l'atterrissage.

TEMPERATURE DEMONTREE D'UTILISATION

Un refroidissement satisfaisant du moteur a été démontré pour cet avion avec une température d'air extérieur de 23°C au dessus du standard. Ceci ne doit pas être considéré comme une limite d'utilisation. Une référence à la Section 2 sera faite pour les limites d'utilisation du moteur.

ETALONNAGE DES VITESSES

SOURCE STATIQUE NORMALE

CONDITIONS :

Puissance nécessaire pour le vol en niveau ou une descente à la puissance maximale

VOLETS "UP" (RENTRES)												
KIAS	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160
KCAS	56	62	70	78	87	97	107	117	127	137	147	157
VOLETS 10°												
KIAS	40	50	60	70	80	90	100	110	---	---	---	---
KCAS	51	57	63	71	80	89	99	109	---	---	---	---
VOLETS "FULL" (PLEINS)												
KIAS	40	50	60	70	80	85	---	---	---	---	---	---
KCAS	50	56	63	72	81	86	---	---	---	---	---	---

Figure 5-1. Etalonnage des Vitesses (Planche 1 de 2)

ETALONNAGE DES VITESSES

SOURCE STATIQUE ALTERNATIVE

CONDITIONS :

Puissance nécessaire pour le vol en niveau ou une descente à la puissance maximale

VOLETS "UP" (RENTRES)												
KIAS	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160
KCAS	56	62	68	76	85	95	105	115	125	134	144	154
VOLETS 10°												
KIAS	40	50	60	70	80	90	100	110	---	---	---	---
KCAS	51	55	60	68	77	86	96	105	---	---	---	---
VOLETS "FULL" (PLEINS)												
KIAS	40	50	60	70	80	85	---	---	---	---	---	---
KCAS	49	54	61	69	78	83	---	---	---	---	---	---

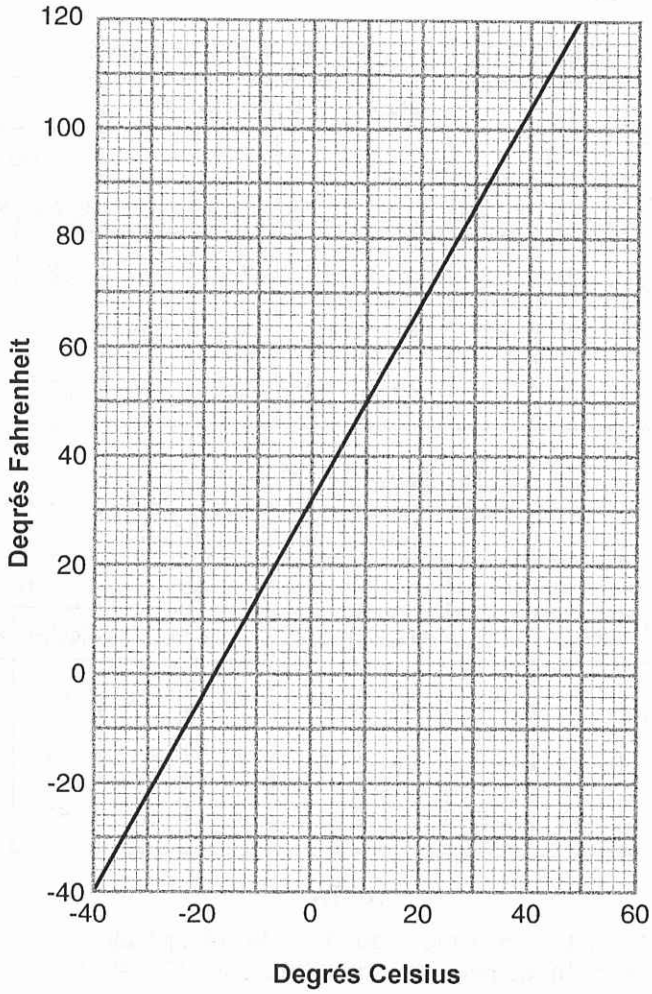
NOTA

Fenêtres fermées, aérateurs fermés, chauffage cabine, air cabine et dégivreur au maximum.

Figure 5-1. Etalonnage des Vitesses (Planche 2)

DIAGRAMME DE CONVERSION DE TEMPERATURE

B3093



0585T1002

Figure 5-2. Diagramme de Conversion de Température

VITESSES DE DECROCHAGE A 2550 LIVRES (1157 KG)

CONDITIONS :

Sans moteur

CENTRE DE GRAVITE LE PLUS ARRIERE

REGLAGE DES VOLETS	ANGLE D'INCLINAISON							
	0°		30°		45°		60°	
	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
UP (RENTRES)	48	53	52	57	57	63	68	75
10°	42	50	45	54	50	59	59	71
FULL (PLEINS)	40	48	43	52	48	57	57	68

CENTRE DE GRAVITE LE PLUS AVANT

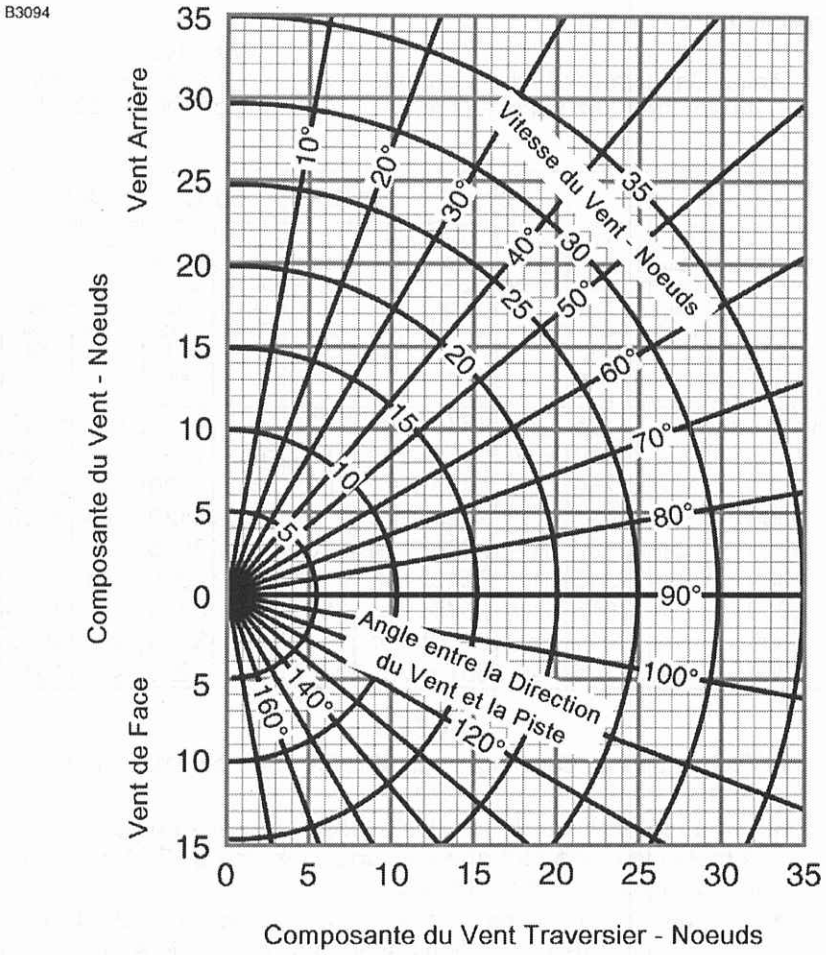
REGLAGE DES VOLETS	ANGLE D'INCLINAISON							
	0°		30°		45°		60°	
	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
UP (RENTRES)	48	53	52	57	57	63	68	75
10°	43	51	46	55	51	61	61	72
FULL (PLEINS)	40	48	43	52	48	57	57	68

NOTA

- La perte d'altitude pendant la récupération d'un décrochage peut atteindre 230 pieds (70 mètres)
- Les valeurs en KIAS sont approximatives.

Figure 5-3. Vitesses de Décrochage

COMPOSANTE DE VENT TRAVERSIER



NOTA

La vitesse maximum démontrée du vent traversier est de 15 Nœuds (28 km/h) (ce n'est pas une limitation)

Figure 5-4. Composante de Vent Traversier

DISTANCE DE DECOLLAGE SUR TERRAIN COURT A 2550 LIVRES (1157 KG)

CONDITIONS :

Volets 10° — Vent Nul
Pleins Gaz avant le lâcher des freins — Décollage : 51 KIAS
Piste en dur, horizontale et sèche — Vitesse à 50 Pieds : 56 KIAS

Altitude Pression en Pieds	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	Roul. au Décoll en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds	Roul. au Décoll en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds	Roul. au Décoll en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds	Roul. au Décoll en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds	Roul. au Décoll en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds
NIVEAU MER	860	1465	925	1575	995	1690	1070	1810	1150	1945
1000	940	1600	1010	1720	1090	1850	1170	1990	1260	2135
2000	1025	1755	1110	1890	1195	2035	1285	2190	1380	2355
3000	1125	1925	1215	2080	1310	2240	1410	2420	1515	2605
4000	1235	2120	1335	2295	1440	2480	1550	2685	1660	2880
5000	1355	2345	1465	2545	1585	2755	1705	2975	1825	3205
6000	1495	2605	1615	2830	1745	3075	1875	3320	2010	3585
7000	1645	2910	1785	3170	1920	3440	2065	3730	2215	4045
8000	1820	3265	1970	3575	2120	3880	2280	4225	2450	4615

NOTAS

- Technique de décollage sur terrain court comme décrite en Section 4.
- Avant le décollage de terrains situés au dessus de 3000 pieds, le mélange devra être appauvri pour obtenir les RPM maximum lors d'un point fixe à pleins gaz.
- Diminuer les distances de 10% pour chaque 9 nœuds de vent de face. Pour des opérations avec des vents arrière jusqu'à 10 nœuds, augmenter les distances de 10% pour chaque 2 nœuds.
- Pour des utilisations sur des piste en herbe, sèche, augmenter les chiffres des distances du "roulage au décollage "de 15%.

Figure 5-5. (Planche 1 de 3)

DISTANCE DE DECOLLAGE SUR TERRAIN COURT A 2400 LIVRES (1089 KG)

CONDITIONS :

Volets 10° — Vent Nul
Pleins Gaz avant le lâcher des freins — Décollage : 48 KIAS
Piste en dur, horizontale et sèche — Vitesse à 50 Pieds : 54 KIAS

Altitude Pression en Pieds	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	Roul. au Décoll en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds	Roul. au Décoll en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds	Roul. au Décoll en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds	Roul. au Décoll en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds	Roul. au Décoll en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds
NIVEAU MER	745	1275	800	1370	860	1470	925	1570	995	1685
1000	810	1390	875	1495	940	1605	1010	1720	1085	1845
2000	885	1520	955	1635	1030	1760	1110	1890	1190	2030
3000	970	1665	1050	1795	1130	1930	1215	2080	1305	2230
4000	1065	1830	1150	1975	1240	2130	1335	2295	1430	2455
5000	1170	2015	1265	2180	1360	2355	1465	2530	1570	2715
6000	1285	2230	1390	2410	1500	2610	1610	2805	1725	3015
7000	1415	2470	1530	2685	1650	2900	1770	3125	1900	3370
8000	1560	2755	1690	3000	1815	3240	1950	3500	2095	3790

NOTAS

- Technique de décollage sur terrain court comme décrite en Section 4.
- Avant le décollage de terrains situés au dessus de 3000 pieds d'altitude, le mélange devra être appauvri pour donner les RPM maximum lors d'un point fixe à pleins gaz.
- Diminuer les distances de 10% pour chaque 9 nœuds de vent de face. Pour des opérations avec des vents arrière jusqu'à 10 nœuds, augmenter les distances de 10% pour chaque 2 nœuds.
- Pour des utilisations sur des piste en herbe, sèche, augmenter les chiffres des distances du "roulage au décollage "de 15%.

Figure 5-5. Distance de Décollage sur Terrain Court (Planche 2)

DISTANCE DE DECOLLAGE SUR TERRAIN COURT A 2200 LIVRES (998 KG)

CONDITIONS :

Volets 10° — Vent Nul
Pleins Gaz avant le lâcher des freins — Décollage : 44 KIAS
Piste en dur, horizontale et sèche — Vitesse à 50 Pieds : 50 KIAS

Altitude Pression en Pieds	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	Roul. au Décoll en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds	Roul. au Décoll en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds	Roul. au Décoll en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds	Roul. au Décoll en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds	Roul. au Décoll en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds
NIVEAU MER	610	1055	655	1130	705	1205	760	1290	815	1380
1000	665	1145	720	1230	770	1315	830	1410	890	1505
2000	725	1250	785	1340	845	1435	905	1540	975	1650
3000	795	1365	860	1465	925	1570	995	1685	1065	1805
4000	870	1490	940	1605	1010	1725	1090	1855	1165	1975
5000	955	1635	1030	1765	1110	1900	1195	2035	1275	2175
6000	1050	1800	1130	1940	1220	2090	1310	2240	1400	2395
7000	1150	1985	1245	2145	1340	2305	1435	2475	1540	2650
8000	1270	2195	1370	2375	1475	2555	1580	2745	1695	2950

NOTAS

- Technique de décollage sur terrain court comme décrite en Section 4.
- Avant le décollage de terrains situés au dessus de 3000 pieds d'altitude, le mélange devra être appauvri pour donner les RPM maximum lors d'un point fixe à pleins gaz.
- Diminuer les distances de 10% pour chaque 9 nœuds de vent de face. Pour des opérations avec des vents arrière jusqu'à 10 nœuds, augmenter les distances de 10% pour chaque 2 nœuds.
- Pour des utilisations sur des piste en herbe, sèche, augmenter les chiffres des distances du "roulage au décollage "de 15%.

Figure 5-5. Distance de Décollage sur Terrain Court (Planche 3)

TAUX DE MONTEE MAXIMAL A 2550 LIVRES (1157 KG)

CONDITIONS :

Volets rentrés
Pleins gaz

ALTITUDE PRESSION EN PIEDS	VITESSE DE MONTEE EN KIAS	TAUX DE MONTEE – PIEDS/MINUTE			
		-20°C	0°C	20°C	40°C
NIVEAU MER	74	855	785	710	645
2000	73	760	695	625	560
4000	73	685	620	555	495
6000	73	575	515	450	390
8000	72	465	405	345	285
10.000	72	360	300	240	180
12.000	72	255	195	135	---

NOTA

Mélange appauvri au dessus de 3000 pieds d'altitude pour les RPM maximum.

Figure 5-6. Taux de Montée Maximal

TEMPS, CARBURANT ET DISTANCE DE MONTEE A 2550 LIVRES (1157 KG)

CONDITIONS :

Volets rentrés
Pleins Gaz
Température standard

ALTITUDE PRESSION EN PIEDS	VITESSE DE MONTEE EN KIAS	TAUX DE MONTEE EN PIEDS/MIN	DU NIVEAU MER		
			TEMPS EN MINUTES	CARB. UTILISE EN GAL.	DIST. EN NM
NIVEAU MER	74	730	0	0,0	0
1000	73	695	1	0,4	2
2000	73	655	3	0,8	4
3000	73	620	4	1,2	6
4000	73	600	6	1,5	8
5000	73	550	8	1,9	10
6000	73	505	10	2,2	13
7000	73	455	12	2,6	16
8000	72	410	14	3,0	19
9000	72	360	17	3,4	22
10.000	72	315	20	3,9	27
11.000	72	265	24	4,4	32
12.000	72	220	28	5,0	38

NOTAS

- Ajouter 1,4 gallons (5,3 litres) de carburant pour le démarrage du moteur, le roulage au sol et le décollage.
- Mélange appauvri au dessus de 3000 pieds d'altitude pour obtenir les RPM maximum.
- Augmenter les temps, le carburant et les distances de 10% pour chaque 10°C au-dessus de la température standard.
- Les distances indiquées sont basées sur un veut nul.

Figure 5-7. Temps, Carburant et Distance de Montée

PERFORMANCES EN CROISIERE

CONDITIONS :

2550 Livres (1157 kg)

Mélange pauvre recommandé à toutes les altitudes (Se reporter à la Section 4, Croisière)

ALT. PRESS. PIEDS	RPM	20°C EN DESSOUS DE LA TEMP. STANDARD			TEMPERATURE STANDARD			20°C AU DESSUS DE LA TEMP. STANDARD		
		% PUISS	KTAS	GPH	% PUISS	KTAS	GPH	% PUISS	KTAS	GPH
2000	2250	83	117	11,1	77	118	10,5	72	117	9,9
	2500	78	115	10,6	73	115	9,9	68	115	9,4
	2400	69	111	9,6	64	110	9,0	60	109	8,5
	2300	61	105	8,6	57	104	8,1	53	102	7,7
	2200	53	99	7,7	50	97	7,3	47	95	6,9
	2100	47	92	6,9	44	90	6,6	42	89	6,3
4000	2600	83	120	11,1	77	120	10,4	72	119	9,8
	2550	79	118	10,6	73	117	9,9	68	117	9,4
	2500	74	115	10,1	69	115	9,5	64	114	8,9
	2400	65	110	9,1	61	109	8,5	57	107	8,1
	2300	58	104	8,2	54	102	7,7	51	101	7,3
	2200	51	98	7,4	48	96	7,0	45	94	6,7
	2100	45	91	6,6	42	89	6,4	40	87	6,1
6000	2650	83	122	11,1	77	122	10,4	72	121	9,8
	2600	78	120	10,6	73	119	9,9	68	118	9,4
	2500	70	115	9,6	65	114	9,0	60	112	8,5
	2400	62	109	8,6	57	108	8,2	54	106	7,7
	2300	54	103	7,8	51	101	7,4	48	99	7,0
	2200	48	96	7,1	45	94	6,7	43	92	6,4

NOTAS

Le régime maximum en croisière en utilisant les mélanges pauvres recommandés est de 75% de MCP (Puissance Maximum Continue). Les valeurs supérieures à 75% de MCP sont uniquement indiquées à des fins d'interpolation. Les utilisations au dessus de 75% de la MCP doivent être faites à des mélanges riches.

Figure 5-8. Performances en Croisière (Planche 1 de 2)

PERFORMANCES EN CROISIERE

CONDITIONS :

2550 Livres (1157 kg)

Mélange pauvre recommandé à toutes les altitudes (Se reporter à la Section 4, Croisière)

ALT. PRESS. PIEDS	RPM	20°C EN DESSOUS DE LA TEMP. STANDARD			TEMPERATURE STANDARD			20°C AU DESSUS DE LA TEMP. STANDARD		
		% PUISS	KTAS	GPH	% PUISS	KTAS	GPH	% PUISS	KTAS	GPH
8000	2700	83	125	11,1	77	124	10,4	71	123	9,7
	2650	78	122	10,5	72	122	9,9	67	120	9,3
	2600	74	120	10,0	68	119	9,4	64	117	8,9
	2500	65	114	9,1	61	112	8,6	57	111	8,1
	2400	58	108	8,2	54	106	7,8	51	104	7,4
	2300	52	101	7,5	48	99	7,1	46	97	6,8
	2200	46	94	6,8	43	92	6,5	41	90	6,2
10.000	2700	78	124	10,5	72	123	9,8	67	122	9,3
	2650	73	122	10,0	68	120	9,4	63	119	8,9
	2600	69	119	9,5	64	117	9,0	60	115	8,5
	2500	62	113	8,7	57	111	8,2	54	109	7,8
	2400	55	106	7,9	51	104	7,5	49	102	7,1
	2300	49	100	7,2	46	97	6,8	44	95	6,5
12.000	2650	69	121	9,5	64	119	8,9	60	117	8,5
	2600	65	118	9,1	61	116	8,5	57	114	8,1
	2500	58	111	8,3	54	109	7,8	51	107	7,4
	2400	52	105	7,5	49	102	7,1	46	100	6,8
	2300	47	98	6,9	44	95	6,6	41	92	6,3

NOTAS

Le régime maximum en croisière en utilisant les mélanges pauvres recommandés est de 75% de MCP (Puissance Maximum Continue). Les valeurs supérieures à 75% de MCP sont uniquement indiquées à des fins d'interpolation. Les utilisations au dessus de 75% de la MCP doivent être faites à des mélanges riches.

Figure 5-8. Performances en Croisière (Planche 2)

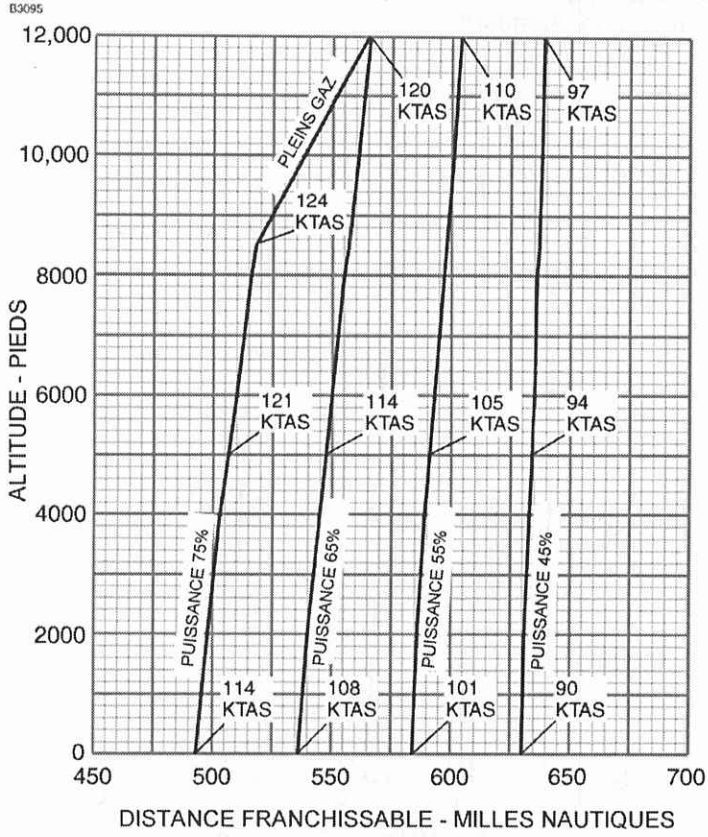
PROFIL DE DISTANCE FRANCHISSABLE

RESERVE DE 45 MINUTES
53 GALLONS (201 Litres) DE CARBURANT UTILISABLE

CONDITIONS :

2550 Livres (1157 kg)
Mélange Pauvre recommandé

Température standard
Vent nul



NOTA

Ce diagramme inclut le carburant consommé pour le démarrage du moteur, le roulage, le décollage et la montée, ainsi que la distance parcourue pendant la montée.

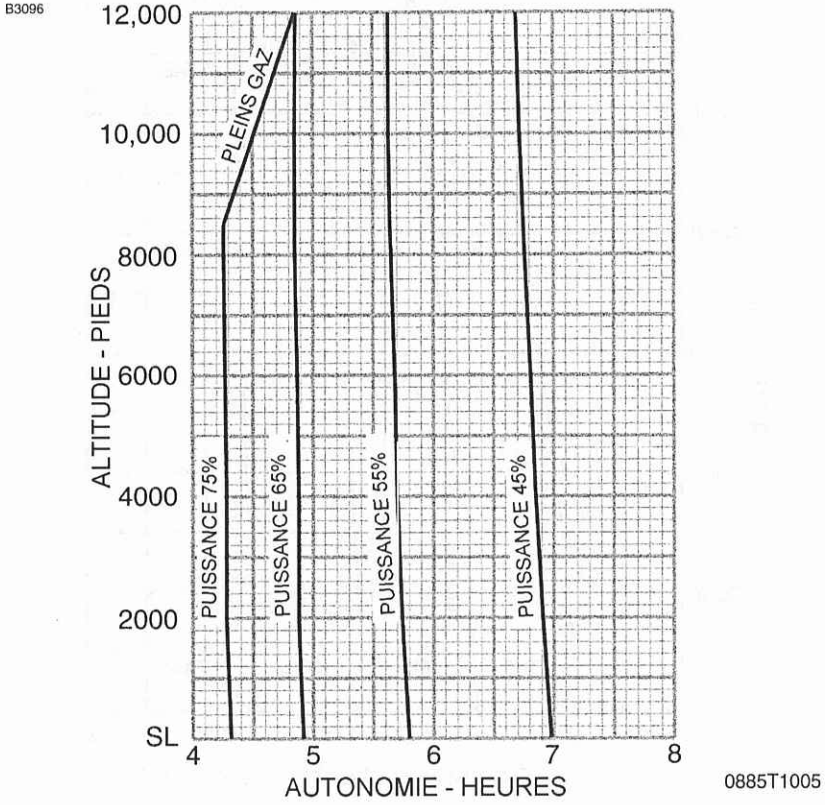
Figure 5-9. Profile de Distance Franchissable

PROFIL DE DISTANCE FRANCHISSABLE

RESERVE DE 45 MINUTES
53 GALLONS (201 Litres) DE CARBURANT UTILISABLE

CONDITIONS :

2550 Livres (1157 kg)
Mélange Pauvre recommandé en Croisière à toutes les Altitudes
Température standard



NOTA

Ce diagramme inclut le carburant consommé pour le démarrage du moteur, le roulage, le décollage et la montée, ainsi que la durée de la montée.

Figure 5-10. Profile d'Autonomie

DISTANCE D'ATTERRISSAGE SUR TERRAIN COURT A 2550 LIVRES (1157 KG)

CONDITIONS :

Pleins Volets
Moteur au ralenti
Freinage maximum

Piste en dur, sèche et de niveau
Vent nul
Vitesse indiquée à 50 pieds : 61 KIAS

Altitude Pression en Pieds	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	Roul. en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds	Roul. en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds	Roul. en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds	Roul. Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds	Roul. au Décoll en Pieds	Dist Totale pour Pass Obsta 50 Pieds
NIVEAU MER	545	1290	565	1320	585	1350	605	1380	625	1415
1000	565	1320	585	1350	605	1385	625	1420	650	1450
2000	585	1355	610	1385	630	1420	650	1455	670	1490
3000	610	1385	630	1425	655	1460	675	1495	695	1530
4000	630	1425	655	1460	675	1495	700	1535	725	1570
5000	655	1460	680	1500	705	1535	725	1575	750	1615
6000	680	1500	705	1540	730	1580	755	1620	780	1660
7000	705	1545	730	1585	760	1625	785	1665	810	1705
8000	735	1585	760	1630	790	1670	815	1715	840	1755

NOTAS

- Technique sur terrain court telle que décrite en Section 4.
- Diminuer les distances de 10% pour chaque 9 nœuds de vent de face. Pour les opérations avec des vents arrière jusqu'à 10 nœuds augmenter les distances de 10% pour chaque 2 nœuds.
- Pour les opérations sur des pistes en herbe, sèches, augmenter les distances de 45% par rapport au chiffre du Roulage.
- Si un atterrissage avec les volets rentrés est nécessaire, augmenter la vitesse d'approche de 9 KIAS et augmenter les distances de 35%.

Figure 5-11. Distance d'Atterrissage sur Terrain Court

MASSES ET CENTRAGE/ LISTE DES EQUIPEMENTS

TABLE DES MATIERES

Page

Introduction 6-3
Procédures de Pesée de l'Avion 6-3
Formulaire de Pesée de l'Avion 6-5
Exemple d'Enregistrement de Masses et de Centrage 6-7
Masses et Centrage 6-8
Arrimage des Bagages et du Fret 6-9
Exemple d'un Problème de Chargement 6-10
Graphique de Chargement 6-12
Dispositions du Chargement 6-13
Dimensions Internes de la Cabine 6-14
Enveloppe des Moments du Centre de Gravité 6-15
Limites de Centrage 6-16
Liste Complète des Equipements 6-17

INTRODUCTION

Cette section décrit les procédures d'établissement de la masse à vide et du moment de base de l'avion. Des formulaires d'exemple sont donnés en référence. Les procédures de calcul de la masse et du moment pour les différentes opérations sont également décrites. Pour des informations supplémentaires concernant les procédures de Masses et de Centrage, se reporter au Manuel des Masses et du Centrage des Avions (FAA-H-8083-1). Une liste globale des équipements disponibles sur cet avion est incluse à la fin de cette section.

Les informations concernant les masses, les bras, les moments et les équipements installés sur cet avion, tel qu'il est livré à la sortie d'usine, peuvent être trouvées dans l'enveloppe plastique insérée à la fin de ce manuel.

ATTENTION DANGER

IL EST DE LA RESPONSABILITE DU PILOTE DE S'ASSSURER QUE L'AVION EST CHARGE CORRECTEMENT. LES UTILISATIONS HORS DES LIMITES PRESCRITES DE MASSES ET CE CENTRAGE POURRAIENT RESULTER DANS UN ACCIDENT ET DES BLESSURES SERIEUSES OU MORTELLES.

PROCEDURES DE PESEE DE L'AVION

1. Préparation :
   a. Gonfler les pneus aux pressions d'utilisation recommandées.
   b. Vidanger l'avion de son carburant. Se reporter au Manuel de Vol de l'Avion.
   c. Faire le complément d'huile moteur selon besoin afin d'obtenir une indication normale de plein (approximativement 7 quarts (6,62 litres) sur la jauge).
   d. Faire glisser les sièges vers la position la plus avant.
   e. Rentrer les volets à leur position maximum.
   f. Mettre toutes les gouvernes dans une position neutre
   g. Retirer tous les équipements non requis de l'avion

(A suivre)

PROCEDURES DE PESEE DE L'AVION

2. Mise à Niveau :
   a. Placer des balances sous chaque roue (capacité minimale de la balance : 1000 livres (453; 6 kg)
   b. Dégonfler le pneu avant et/ou abaisser ou soulever l'amortisseur avant pour centrer soigneusement la bulle du niveau (Se reporter à la Figure 6-1).
3. Masses :
   a. Peser l'avion dans un hangar fermé pour éviter les erreurs causées par les courants d'air.
   b. Avec l'avion à niveau et les freins relâchés, enregistrer la masse indiquée sur chaque balance. Déduire la tare, s'il y en a une, de chaque indication.
4. Mesure :
   a. Obtenir la dimension A en mesurant horizontalement (le long de l'axe central de l'avion) à partir d'une ligne tirée entre les centres des roues principales vers un fil à plomb abaissé de la cloison pare-feu.
   b. Obtenir la dimension B en mesurant horizontalement et de façon parallèle à l'axe central de l'avion, à partir du centre de l'axe de roue avant, côté gauche, vers un fil à plomb abaissé de la ligne située entre le centre des roues principales. Répéter sur le côté droit et faire la moyenne des deux mesures.
5. En utilisant les masses de l'étape 3 et les mesures de l'étape 4, la Masse à Vide de l'Avion et le Centre de Gravité peuvent être déterminés en complétant la Figure 6-1.
6. Des changements de Masse et du Centrage de l'Avion dues à des modifications ou des réparations doivent être documentés dans le formulaire d'enregistrement permanent situé dans le Manuel d'Utilisation du Pilote similaire à celui présenté en Figure 6-2.
7. Une nouvelle Masse à Vide et un nouveau Bras du Centre de Gravité (C.G.) basés sur la masse réelle de l'avion (tel qu'il est pesé) sont nécessaires après une réparation majeure ou une modification. Il est recommandé de peser l'avion à des intervalles ne dépassant pas 5 ans pour vérifier la Masse à Vide et le Bras du Centre de Gravité (C.G.).

(A suivre)

EXEMPLE DE DOSSIER DE MASSE ET CENTRAGE

B3099

EXEMPLE D'ENTEGISTREMENT DES MASSES ET DU CENTRAGE

(Historique permanent des modifications de structure ou d'équiment affectant les Masses et le Centrage)

Date	Article N°		Type d'Avion	Description de l'Article ou de la Modification		Numéro de Série		Numéro de Page					
					Changement de Masse						Masse a Vide de Base au Roulage		
					Ajouté (+)			Déposé (-)					
	Entré	Sorti			MASSE (Livres)	Bras en Pouces	Moment /1000	MASSE (Livres)	Bras en Pouces	Moment /1000	MASSE (Livres)	Moment /1000
				A la Livraison								

0585T1009

Figure 6-2

MASSES ET CENTRAGE

Les informations suivantes vous permettront d'utiliser votre Cessna à l'intérieur des limitations prescrites de masses et de Centre de Gravité. Pour déterminer les masses et le centrage, utiliser l'Exemple de Problème de Chargement (Figure 6-3), le Graphique de Chargement (Figure 6-4) et l'Enveloppe du Moment du Centre de Gravité (Figure 6-7) de la façon suivante :

Entrer la masse à vide de base appropriée et le moment/1000 des enregistrements des masses et du centrage de votre avion dans la colonne "VOTRE AVION" de l'Exemple de Problème de Chargement.

NOTA

Outre la masse à vide de base et le moment notés dans ces enregistrements, le bras du Centre de Gravité (C.G.) est également indiqué mais n'a pas besoin d'être sur l'Exemple de Problème de Chargement. Le moment qui est indiqué doit être divisé par 1000 et cette valeur doit être utilisée comme le moment/1000 sur le problème de chargement.

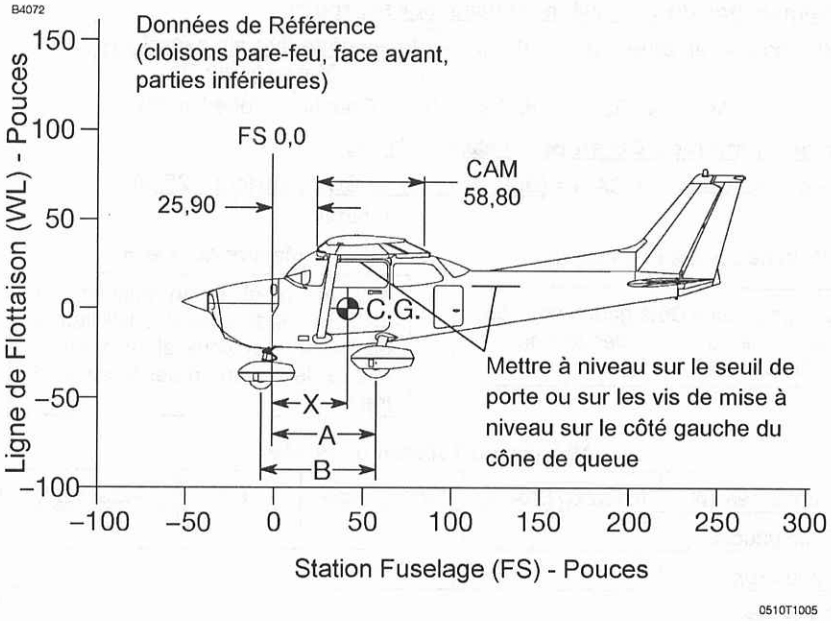
Utiliser le Graphique de Chargement pour déterminer le moment/1000 pour chaque article supplémentaire devant être emporté ; puis lister ces articles sur le problème de chargement.

NOTA

L'information du Graphique de Chargement concernant le pilote, les passagers et les bagages est basée sur des sièges positionnés pour des occupants de corpulence moyenne et des bagages chargés au centre des zones à bagages comme indiqué sur le Diagramme des Dispositions de Chargement. Pour les chargements qui peuvent différer des chargements présentés, l'Exemple de Problème de Chargement liste les stations fuselage (FS) pour ces articles afin d'indiquer les plages des limitations avant et arrière de leur C.G. (limitations des courses des sièges et de la zone à bagages). Se reporter aux Figures 6-5 et 6-6 pour les informations supplémentaires de chargement. Des calculs supplémentaires de moment, basés sur la masse réelle et le bras de C.G. (FS) de l'article devant être embarqué, doivent être effectués si la position de la charge est différente de celle indiquée sur le Graphique de Chargement.

(A suivre)

FORMULAIRE DE PESEE DE L'AVION



NOTA

Il est de la responsabilité du pilote que l'avion soit chargé correctement.

Figure 6-1 (Planche 1 de 2)

FORMULAIRE DE PESEE DE L'AVION

B4073

Détermination du CG, l'avion reposant sur ses roues

$$X \text{ (En pouces en arrière du plan)} = (A) - \left[\frac{\text{Masse nette du train avant) x B}}{\text{Masse totale *)}}\right]$$

*(Masses : Roulette de Nez + Roue Gauche + Roue Droite)

Détermination du CG en pourcentage de la CAM)

$$\text{CG en pourcent de la CAM} = \frac{\text{(Bras de levier du CG de l'avion)} - 25{,}90}{0{,}5880}$$

Moyens de mise de niveau

Longitudinal – Côté gauche du cône de queue au niveau des stations 108,00 et 142,00.

Mesure de A et B

Mesurer A et B en suivant les instructions du Manuel d'Utilisation du Pilote pour vous aider à situer le C.G de l'avion en pesée sur son train.

Valeurs du Tableau de Pesée

Emplacement	Indication Bascule	Erreur Bascule	Tare	Masse Nette
Roue gauche				
Roue droite				
Roue avant				
Masse totale résultant des Pesées				

Masses et centrage à vide de base

Eléments	Masse (livres)	Bras. du CG (pouces)	Moment (pouces-livre /1000)
Avion (éléments calculés ou résultant des pesées) (comprend la totalité des liquides non vidangeables et le plein d'huile)			
Carburant inutilisable vidangeable à 6,0 livre par gallon	18,0	46,0	0,83
Masse à vide de base			

Figure 6-1 (Planche 2)

MASSES ET CENTRAGE (Suite)

Faire le total des masses et des moments/1000 puis reporter ces valeurs sur l'Enveloppe des Moments du Centre de Gravité pour déterminer où le point se situe dans l'enveloppe et si le chargement est acceptable.

ARRIMAGE DES BAGAGES

Un filet à bagages en nylon comportant quatre sangles d'arrimage est fourni en équipement standard pour fixer les bagages sur le plancher cabine derrière le siège arrière (zone "A" des bagages) et dans la zone arrière des bagages (zone "B" des bagages). Six boulons à œil servent de points de fixation pour le filet. Deux boulons, prévus pour les sangles d'arrimage avant, sont montés sur le plancher cabine près de chaque paroi latérale juste à l'avant de la porte des bagages approximativement à la station FS 90 ; deux boulons à œil sont installés sur le plancher cabine légèrement à l'intérieur de chaque paroi latérale approximativement à la station FS 107 ; et deux boulons à œil sont situés en dessous de la fenêtre arrière près de chaque paroi latérale approximativement à la station FS 107. Une plaquette fixée sur la porte des bagages définit les limitations de masses dans les zones des bagages.

Lorsque la zone "A" des bagages est utilisée uniquement pour des bagages, les deux boulons à œil montés sur le plancher et les deux autres boulons à œil montés sur le plancher arrière (ou les boulons à œil montés sous la fenêtre arrière) peuvent être utilisés, en fonction de la hauteur des bagages. Lorsque des bagages sont transportés dans la zone "B" uniquement, les boulons à œil arrière montés en plancher et les boutons à œil montés sous la fenêtre arrière devront être utilisés. Lorsque des bagages sont installés dans les deux zones, les six boulons à œil seront utilisés.

EXEMPLE DE PROBLEME DE CHARGEMENT

DESCRIPTION DES ARTICLES	TABULATION DES MASSES ET MOMENTS			
	AVION MODELE		VOTRE AVION	
	Masse (Livres)	Moment (Livres-pouce /1000)	Masse (Livres)	Moment (Livres-pouce /1000)
1. Masse à vide de base (Utiliser les données applicables à l'avion tel qu'il est équipé. Comprend le carburant inutilisable et le plein d'huile)	1642	62,6		
2. Carburant utilisable (6 livres/gal)				
Standard 53 Gallons (206 litres) Maximum				
Plein partiel (30 Gallons) (114 litres)	180	8,6		
3. Pilote et passager avant (FS 32 à 50)	340	12,6		
4. Passagers Arrière (FS 74)	340	24,8		
5.* Bagages "A" (FS 82 à 108) 120 Livres maximum	56	4,6		
6.* Bagages "B" (FS 108 à 142) 50 livres maximum				
7. **MASSE ET MOMENT AU PARKING**	2558	113,2		
8. Carburant pour démarrage moteur, roulage et point fixe	-8,0	-0,4		
9. **MASSE AU DECOLLAGE ET MOMENT** (soustraire l'étape 8 de l'étape 7)	2550	112,8		

10. Placer ce point (2550 à 112,8) sur l'Enveloppe des Moments du Centre de Gravité et comme ce point tombe à l'intérieur de l'enveloppe, le chargement est acceptable,

*La capacité maximale de charges combinées dans les zones "A" et "B" est de 120 Livres (54 kg).

Figure 6-3 (Planche 1 de 2)

EXEMPLE DE PROBLEME DE CHARGEMENT

VOTRE AVION	
Masse (Livres)	Moment (Livres-pouce /1000)

VOTRE AVION	
Masse (Livres)	Moment (Livres-pouce /1000)

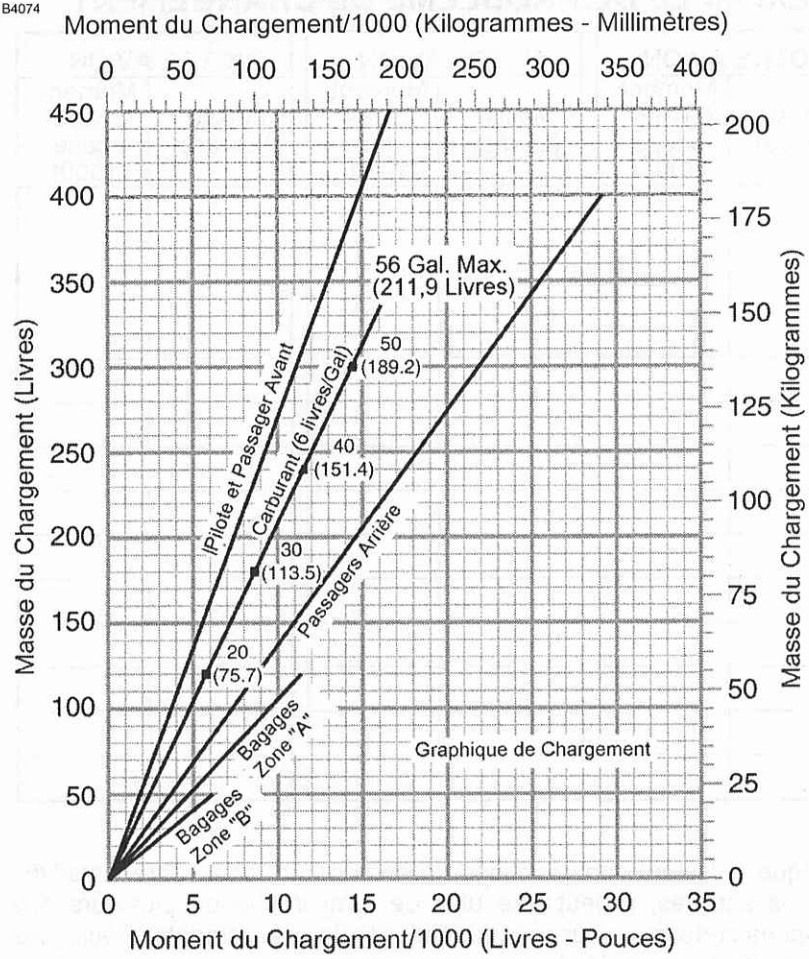
VOTRE AVION	
Masse (Livres)	Moment (Livres-pouce /1000)

Lorsque plusieurs configurations de chargement sont représentatives de vos activités, il peut être utile de remplir une ou plusieurs des colonnes ci-dessus pour pouvoir disposer de chargements spécifiques sur un simple coup d'oeil.

Figure 6-3 (Planche 2)

GRAPHIQUE DE CHARGEMENT

B4074

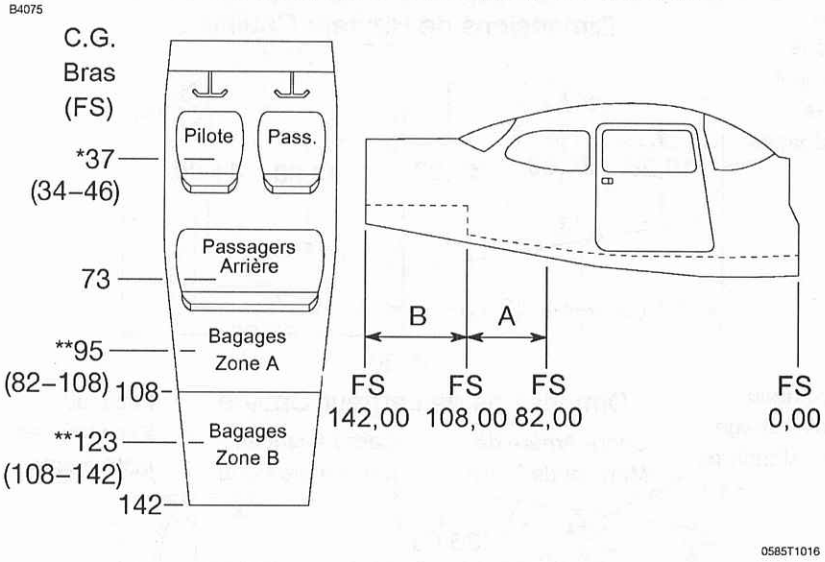


NOTA

Les lignes représentant les sièges réglables indiquent le centre de gravité du Pilote ou du passager lorsque ces sièges sont positionnés pour un occupant de corpulence moyenne. Se reporter au diagramme des Dispositions de Chargement pour les limites avant et arrière de la plage du C.G. de l'occupant.

Figure 6-4

DISPOSITIONS DE CHARGEMENT



* Centre de Gravité du pilote ou du passager sur les sièges réglables positionnés pour des occupants de corpulence moyenne. Les chiffres entre parenthèses indiquent les limites avant et arrière de la plage du centre de gravité de l'occupant.

** Bras mesurés aux centres des zones indiquées.

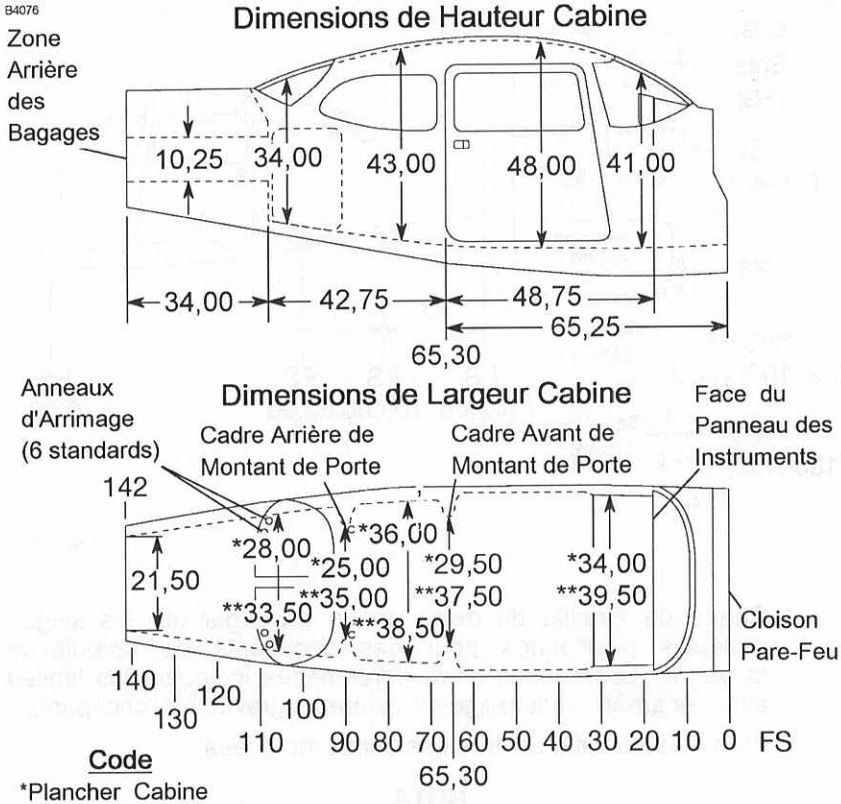
NOTA

- Le bras du C.G. du carburant utilisable est situé à la Station Fuselage (FS) 48,00.
- La cloison arrière des bagages (approximativement FS 108,00) ou la cloison arrière des bagages (approximativement FS 142,00) peut être utilisée comme un point pratique de référence pour la détermination de l'emplacement des stations fuselage de la zone des bagages.
- Pour effectuer le chargement d'un avion en catégorie utilitaire il peut être nécessaire de déposer l'ensemble du siège passager arrière de l'avion. Se reporter à la Figure 6-9 pour les masses et le bras applicable.

Figure 6-5

DIMENSIONS INTERIEURES DE LA CABINE

B4076



Dimensions d'Ouverture de Porte

	Larg. (Haut)	Larg. (Bas)	Haut. (Avant)	Haut. (Arr.)
Porte Cabine	32,00	37,00	40,50	39,00
Porte Bagages	15,25	15,25	22,00	21,00

0585T1023
0585T1004

NOTAS

- Le chargement maximum autorisé du plancher est de 200 livres par pieds carré (30,35 kg/m²).
- Toutes les dimensions sont en pouces.

Figure 6-6

ENVELOPPE DU MOMENT DU CENTRE DE GRAVITE

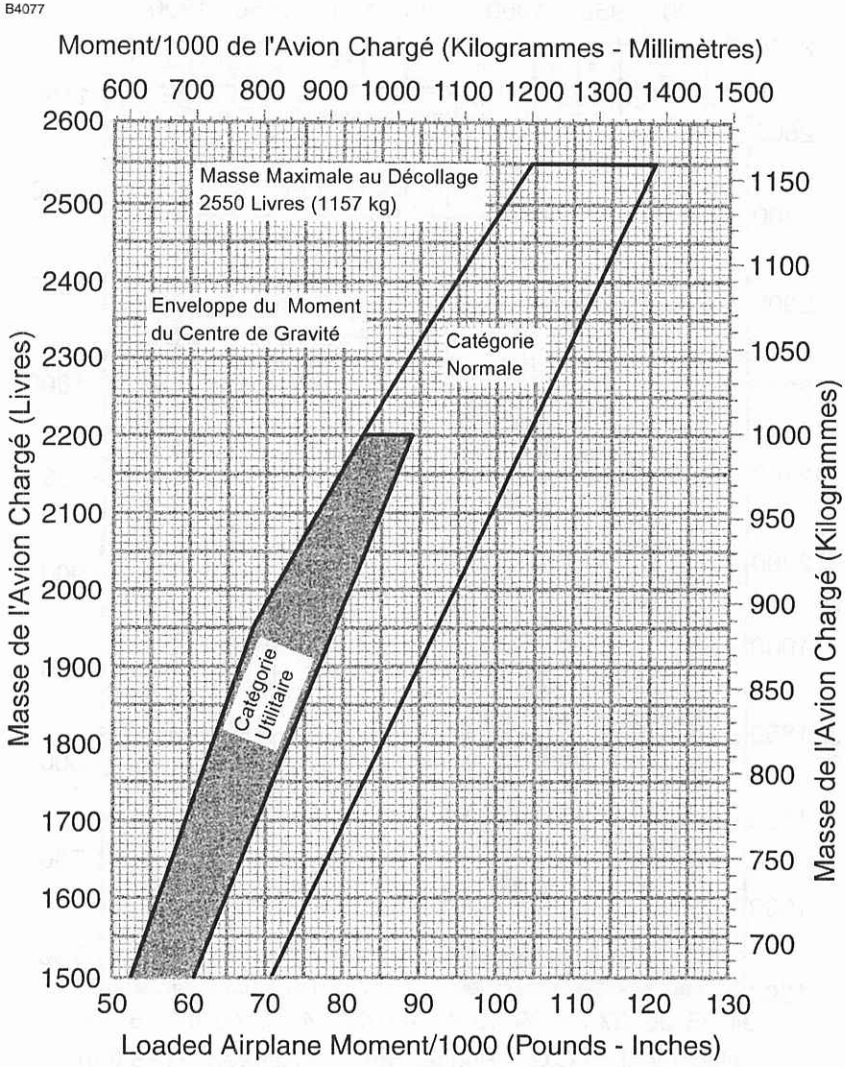


Figure 6-7

LIMITES DU CENTRE DE GRAVITE

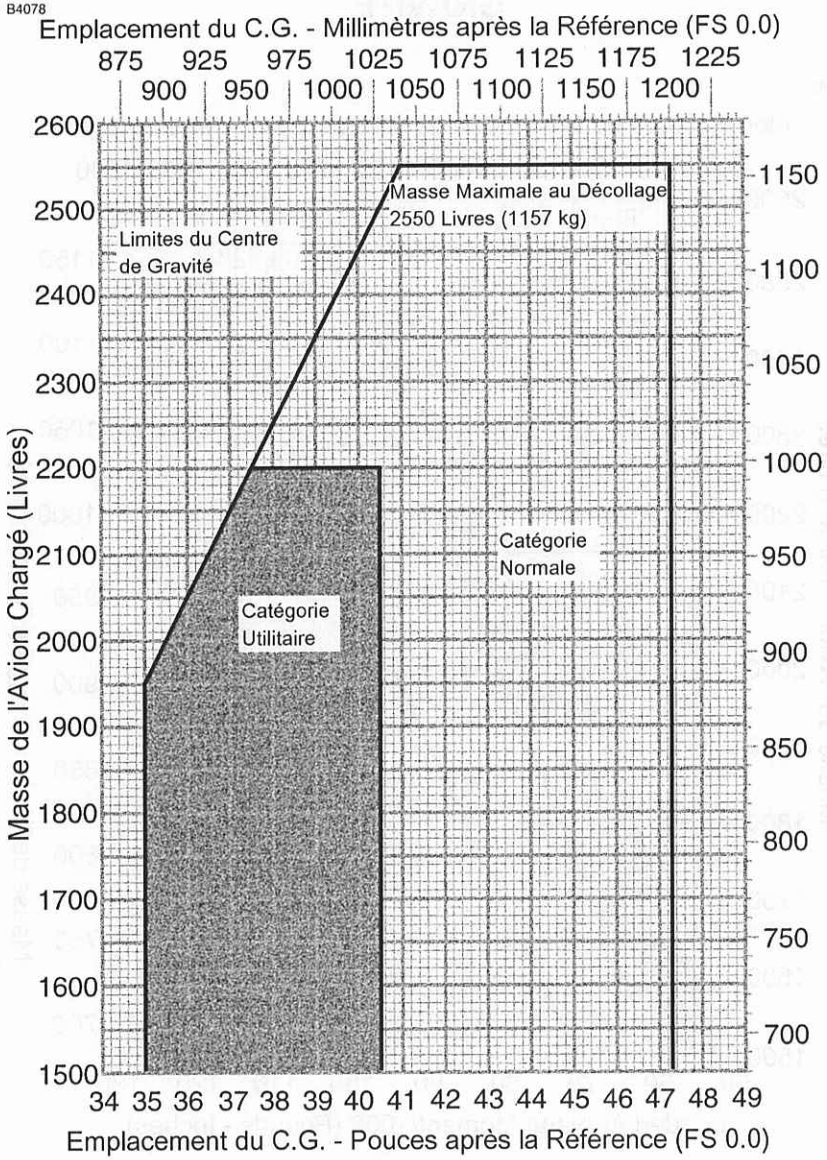


Figure 6-8

LISTE COMPLETE DES EQUIPEMENTS

La figure 6-9 constitue une liste complète de tous les équipements disponibles pour l'avion de Type 172S équipé du Système Intégré de Cockpit Garmin G1000 (Numéros de Série 172S9810 et Suivants). Cette liste complète des équipements, présentée sous forme de colonnes, fournit les renseignements suivants :

Dans la colonne **ARTICLE N°,** chaque élément est assigné d'un numéro de code. Les deux premiers chiffres du code représentent l'identification de l'élément dans la Norme de l'Association du Transport Aérien 100 (ATA 100) (Chapitre 11 pour la Peinture et les Plaquettes, Chapitre 24 pour le Circuit Electrique, Chapitre 77 pour le Système d'Indication Moteur, etc.). Ces affectations correspondent également au découpage des chapitres du Manuel de Maintenance de l'avion. Après les deux premiers chiffres, les éléments reçoivent un numéro d'ordre unique (01, 02,03, etc.). Après le numéro d'ordre, une lettre suffixe est affectée pour identifier l'équipement comme étant obligatoire, standard ou optionnel.

Les lettres suffixes sont les suivantes:

R = Eléments ou équipements obligatoires pour la certification (CFR14 Part 23 ou Part 91).

S = Eléments d'équipements standard.

O = Eléments d'équipement optionnels remplaçant les éléments obligatoires ou standard.

A = Eléments d'équipement optionnels qui s'ajoutent aux éléments obligatoires ou standard.

Dans la colonne **LISTE DES EQUIPEMENTS,** chaque équipement est affecté d'un nom descriptif permettant d'aider à l'identification de sa fonction.

Dans la colonne **PLAN DE REFERENCE,** un numéro de plan CESSNA correspondant à l'équipement est fourni.

NOTA

Si des équipements supplémentaires doivent être installés, ils doivent être installés conformément au plan de référence, au Bulletin Service ou à l'approbation particulière des services officiels.

Dans les colonnes de **MASSE en livres** et de **BRAS DE LEVIER en pouces**, des informations concernant la masse (en livres) et le bras (en pouces) de l'équipement sont fournies.

NOTA

- Sauf indication contraire, les valeurs réelles (et non les valeurs de variation nette) de masse et de bras sont indiquées. Les bras positifs sont des distances en arrière du plan de référence; les bras négatifs sont des distances en avant du plan de référence.
- L'astérisque (*) après une valeur de masse ou de bras indique un ensemble complet. Certains composants majeurs de l'ensemble sont indiqués dans les lignes immédiatement en dessous. La somme de ces composants majeurs n'est pas nécessairement égale à l'ensemble complet.

ARTICLE N°	LISTE DES EQUIPEMENTS	PLAN DE REFERENCE	MASSE Livres	BRAS Pouces
	11 - PEINTURE ET PLAQUETTES			
11-02-S	PEINTURE, ENSEMBLE BLANC SANS BANDE COULEUR	0500531	19,2*	95,4*
	- COUCHE D'ENSEMBLE BLANCHE		18,4	91,5
	- BANDE DE COULEUR		0,8	135,9
	21 – CONDITIONNEMENT D'AIR			
21-01-S	VENTILATEURS, REGLABLES, AIR CABINE	0513575-2	1,7	60,0
21-02-S	SYSTEME DE CHAUFFAGE CABINE, TYPE POT D'ECHAPPEMENT GAINE	0550365	2,5	-4,0
21-03-R	VENTILATEUR D'AVIONIQUES AVANT – MC24B3	3930379	0,5	12,7
21-04-R	VENTILATEUR D'AVIONIQUES ARRIERE	3940397	1,1	109,0
	22 - PILOTAGE AUTOMATIQUE			
22-03-S	PILOTE AUTOMATIQUE 2 AXES			
	- PILOTE AUTOMATIQUE 2 AXES, KAP 140	3930492	2,6	12,0
	CALCULATEUR KC 140 DU PILOTE AUTOMATIQUE AVEC PRESELECTION D'ALTITUDE ET GUIDAGE EN ROULIS DU GPS		2,8	
	- ACTIONNEUR DE TANGAGE KS 270C	0501145-1	4,2	171,3
	- ACTIONNEUR DE COMPENSATEUR DE TANGAGE KS 272C	0501153-1	4,1	175,5
	- ACTIONNEUR DE ROULIS KS 271C	3940400-1	3,6	54,2
	23 - COMMUNICATIONS			
23-01-S	DEPERDITEURS STATIQUE (JEU DE 10)	0501048-1	0,4	143,2
23-18-R	INSTALLATION AUDIO/INTERCOM/RADIOBORNE			
	-PANNEAU AUDIO GMA 1347	3930377	1.7	16,3
	- ANTENNE RADIOBORNE CI-102	3960193-5	0,5	129,0
23-20-R	INSTL INFORMATIQUE DU NAV/COM/GPS N°1	3921155		
	- ENSEMBLE AVIONIQUES INTEGREES GIA 63	3940397	4,9	113,3
	- ANTENNE CI 2480-200 VHFCOM/GPS	3960220-3	0,5	61,2
23-21-S	INSTL INFORMATIQUE DU NAV/COM/GPS N°2	3921155		
	- ENSEMBLE AVIONIQUES INTEGREES GIA 63	3940397	4,9	113,3
	- ANTENNE CI 2480-400 VHFCOM/GPS/XM	3960220-4	0,5	61,2
	24 - CIRCUIT ELECTRIQUE			
24-01-R	ALTERNATEUR, 28 V, 60 A - 9910591-11	0550365	10,0	-29,0
24-02-R	BATTERIE, 24 V, 12.75 A.H	0518006	23,2	-5,0
24-03-R	MODULE DE DISTRIBUTION D'ENERGIE S3100-344	0518006	6,4*	-2,5*
	- BOITIER DE CONTROLE DE L'ALTERNATEUR	AC2101	0,2	-2,5
	- CONTACTEUR GENERAL	X61-0007	0,7	-2,5
	- CONTACTEUR DEMARREUR	X61-0012	0,7	-2,5
	- TRANSMETTEUR AMPEREMETRE	CS3100	0,1	-2,0
24-07-S	BATTERIE DE SECOURS – AVT 200413	0518025	14,0	11,2

Figure 6-9 (Planche 1 de 8)

ARTICLE N°	LISTE DES EQUIPEMENTS	PLAN DE REFERENCE	MASSE Livres	BRAS Pouces
	25 - AMENAGEMENTS CABINE			
25-01-R	SIEGE PILOTE, REGLABLE, REVETEMENT TISSU/VINYLE	0719025-1	33,8	41,5
25-02-O	SIEGE PILOTE, REGLABLE, REVETEMENT CUIR/VINYLE	0719025-4	34,3	41,5
25-03-S	SIEGE PASSAGER AVANT, REGLABLE, REVETEMENT TISSU/VINYLE	0719025-1	33,8	41,5
25-04-O	SIEGE PASSAGER AVANT, REGLABLE, REVETEMENT CUIR/VINYLE	0719025-4	34,3	41,5
25-05-S	SIEGE ARRIERE, 2, AVEC COUSSIN DORSAL 2 ELEMENTS, REVETEMENT TISSU/VINYLE	0719028-1	50,0	82,0
25-06-O	SIEGE ARRIERE AVEC COUSSIN DORSAL 2 ELEMENTS, REVETEMENT CUIRA/INYLE	0719028-1	51,0	82,0
25-07-R	ENSEMBLE CEINTURE ET BRETELLE A ENROULEUR A INERTIE, REGLAGE AUTOMATIQUE, PILOTE ET PASSAGER AVANT	0519031-1	5,2	50,3
25-08-O	ENSEMBLE CEINTURE ET BRETELLE A ENROULEUR A INERTIE, REGLAGE MANUEL, PILOTE ET PASSAGER AVANT	0519031-200	4,0	50,3
25-09-S	ENSEMBLE CEINTURE ET BRETELLE A ENROULEUR A INERTIE, REGLAGE AUTOMATIQUE, SIEGE ARRIERE	0519031-1	5,2	87,8
25-10-O	ENSEMBLE CEINTURE ET BRETELLE A ENROULEUR A INERTIE, REGLAGE MANUEL, SIEGE ARRIERE	0519031-200	4,0	87,8
25-11-S	PARE-SOLEIL (JEU DE 2)	0514166-2	1,1	32,8
25-12-S	FILET D'ARRIMAGE DES BAGAGES	2015009-7	0,5	95,0
25-13-S	ANNEAUX D'ARRIMAGE DE CHARGEMENT (JEU DE10)	0515055-6	0,2	95,0
25-15-R	MANUEL D'UTILISATION DU PILOTE APPROUVE DGAC (RANGE DANS LA POCHE AU DOS DU SIEGE PASSAGER AVANT)	0500832-1	2,2	50,0
25-16-S	BOL D'ECHANTLLONNAGË CARBURANT (RANGE DANS LA POCHE AU DOS DU SIEGE PILOTE)	S2107-1	0,1	50,0
25-17-S	BARRE DE REMORQUAGE. TRAIN AVANT (REPLIEE)	0501019-1	1,7	124,0
25-18-R	BALISE DE DETRESSE	3940401-1		
	- EMETTEUR ELT	3940440	1,8	113,3
	- ANTENNE ET CABLE EQUIPE	3940440	0,1	122,0
25-39-R	GARMIN G1000 COCKPIT REFERENCE GUIDE (RANGE DANS LA POCHE DU PANNEAU LATERAL DE COCKPIT)		1,5	15,0
25-40-S	SUPPORT DE FICHE D'APPROCHE	0715083-1	0,1	22,0

Figure 6-9 (Planche 2)

ARTICLE N°	LISTE DES EQUIPEMENTS	PLAN DE REFERENCE	MASSE Livres	BRAS Pouces
	26 - PROTECTION CONTRE LE FEU			
26-01-S	EXTINCTEUR	0501011-2		
	- EXTINCTEUR, PORTABLE	A352GS	4,8	44,0
	- COLLIER DE FIXATION ET QUINCAILLERIE	1290010-1	0,5	42,2
	27 - COM MANDES DE VOL			
27-01-S	DOUBLES COMMANDES, PLACE DROITE	0506008-1	5,5*	12,4*
	- MANCHE COPILOTE	0513576-4	2,6	26,0
	- PALONNIER DE DIRECTION ET PEDALES DE FREINS COPILOTE	0510402-16	1,1	6,8
27-02-A	RALLONGES DE PALONNIER DE DIRECTION, DEMONTABLES. (JEU DE 2), (INSTALLES, BRAS INDIQUE)	0501082-1	2,9	8,0
	28 - CARBURANT			
28-01-R	POMPE CARBURANT AUXILIAIRE-A-10056-B	0516015	1,9	9,5
28-03-R	EMETTEUR NIVEAU DE CARBURANT S3852-2	0522644	0,1	47,4
	30 – PROTECTION CONTRE LA PLUIE ET LE GIVRE			
30-01-S	CHAUFFAGE PITOT	0523080	0,1	28,0
	31 - SYSTEME DE SIGNALISATION/ENREGISTREMENT			
31-01-S	ENREGISTREUR D'HEURES DE VOL C664503-0103	0506009	0,5	16,1
31-04-R	SYSTEME PNEUMATIQUE D'ALARME DE DECROCHAGE	0523112	0,4	28,5
31-05-R	ENSEMBLE CADRE/MOTEUR GEA 71	3930377	2,2	11,4
31-06-R	SONDE DE TEMPERATURE D'AIR EXTERIEUR (OAT) GTP 59	0518006	0,1	41,5
	32 - TRAIN D'ATTERRISSAGE			
32-01-R	ENSEMBLE ROUE. FREIN ET PNEU DE TRAIN PRINCIPAL 6 00 X 6 (2)	054200-7,-8	34,4*	57,8*
	- ENSEMBLE ROUE, (CHAQUE)	C163001-0104	6,2	58,2
	- ENSEMBLE FREIN, (CHAQUE)	C163030-0111	1,8	54,5
	- PNEU, 6 PLIS, 6 00 X 6, BLACKWALL	C262003-0101	7,9	58,2
	- CHAMBRE A AIR (CHAQUE)	C262023-0102	1,3	58,2
32-02-R	ENSEMBLE ROUE. FREIN ET PNEU DE TRAIN AVANT 5 00 X 5 (2)	0543062-17	9,5*	-6,8*
	- ENSEMBLE ROUE	1241156-12	3,5	-6,8
	- PNEU, 6 PLIS, 5,00 x 5, BLACKWALL	C262003-0202	4,6	-6,8
	- CHAMBRE A AIR	C262023-0101	1,4	-6,8
32-03-A	CARENAGE DE ROUE ET INSTALLATION	0541225-1	16,5*	48,1
	- CARENAGE DE ROUE, AVANT	0543079-3	3,5	-3,5
	- CARENAGES DE ROUE PRINCIPALES (JEU DE 2)	0541223-1, -2	10,1	61,1
	- CARENAGE DE FREIN, PRINCIPAL (JEU DE 2)	0541224-1, -2	1,1	55,6
	- PLAQUE DE MONTAGE, (JEU DE 2)	0541220-1, -2	0,8	59,5
32-04-O	ENJOLIVEURS DE ROUES	0741048-8	0,1	62,1

Figure 6-9 (Planche 3)

ARTICLE N°	LISTE DES EQUIPEMENTS	PLAN DE REFERENCE	MASSE Livres	BRAS Pouces
	33 - ECLAIRAGES			
33-01-S	LAMPE A CARTE DE VOLANT	0706015	0,2	21,5
33-02-S	LAMPES DE COURTOISIE, SOUS L'AILE	0521101-8	0,5	61,0
33-04-S	PHARE ANTI-COLLISION	0506003-6	1,4	204,7
33-05-R	FEUX A ECLATS	0723628	3,4	43,3
33-06-S	PHARES D'ATTERRISSAGE ET DE ROULAGE	0523029-7	2,4	28,7
	34- NAVIGATION			
34-01-R	INDICATEUR DE VITESSE - S3325-1	0506009	0,6	16,2
34-02-S	PRISE DE PRESSION STATIQUE ALTERNATIVE	0501017-1	0,2	15,5
34-03-R	ALTIMETRE SENSIBLE AVEC REPERES TOUS LES 20 PIEDS, POUCES DE MERCURE ET MILLIBARS S3328-1	0506009	0,9	14,0
34-06-R	COMPAS MAGNETIQUE	0513262-3	0,5	18,0
34-17-R	TRANSPONDEUR	3940397		
	- TRANSPONDEUR GTX-33	3910317-5	3,0	134,0
	- ANTENNE TRANSPONDEUR CI 105-16	3960191	0,4	86,3
34-18-R	ECRAN PFD	3930377		
	- ECRAN GDU-1040	3910317-1	6,3	16,4
34-19-R	ECRAN MFD	3930377		
	- ECRAN GDU-1040	3910317-1	6,3	16,4
34-20-R	SYSTEME DE REFERENCE D'ATTITUDE ET DE CAP (AHRS)	3940397		
	- GRS 77 AHRS	3910317-3	2,4	134,0
	- MAGNETOMETRE GMU 44	3940398	0,4	52,7
34-21-R	CENTRALE AERODYNAMIQUE	3940397		
	- CENTRALE AERODYNAMIQUE GDC 74A	3910317-6	1,7	11,4
34-23-S	DETECTEUR AVEUGLE DE TAUX DE LACET (COORDINATEUR DE VIRAGE)	3930493	1,0	15,5
34-24-O	DETECTEUR D'ORAGE			
	- PROCESSEUR S3100-276	3940403	2,5	162,0
	- ANTENNE – 805-10930-001	3960206	1,0	175,4
34-25-S	TRANSMETTEUR DE DONNEES GDL 69A	3940397	1,9	112,8
34-26-O	RADIO COMPAS AUTOMATIQUE (ADF)			
	- RECEPTEUR ADF KR 87	3930494	3,2	12,1
	- ANTENNE ADF	3960187	4,2	39,3
34-27-O	DISPOSITIF DE MESURE A DISTANCE (DME)			
	- DME A DISTANCE KN 63	3940448	2,8	154,0
	- ANTENNE DME CI 105-16	3960231	0,4	114,5
34-28-O	SYSTEME DE CONSULTATION DE TRAFIC	3940441	8,8	165,0

Figure 6-9 (Planche 4)

ARTICLE N°	LISTE DES EQUIPEMENTS	PLAN DE REFERENCE	MASSE Livres	BRAS Pouces
	37 - CIRCUIT A DEPRESSION			
37-01-R	POMPE A VIDE ENTRAINE PAR LE MOTEUR			
	- POMPE A VIDE – AA3215CC	0501135	2,1	-5,0
	- CARENAGE DE REFROIDISSEMENT	1201998-1	0,2	-5 6
	- FILTRE	1201075-2	0,3	2,0
	- REGULATEUR A DEPRESSION	AA2H3-2	0,5	2,0
37-04-R	TRANSDUCTEUR DE DEPRESSION – P165-5786	0501135	0,3	10,3
	53- FUSELAGE			
53-01-S	MARCHEPIEDS ET POIGNEE DE RAVITAILLEMENT	0513415-2	1,7	16,3
	56 - FENETRES			
56-01-S	FENETRE ARTICULEE SUR PORTE DROITE (VARIATION NETTE)	0517001-40	2,3*	48,0*
56-02-S	FENETRE ARTICULEE SUR PORTE GAUCHE (VARIATION NETTE)	0517001-39	2,3*	48,0*
	61 - HELICE			
61-01-R	HELICE A PAS FIXE	0550320-18	38,8*	-38,2*
	HELICE MCCAULEY 76 POUCES	IA170E/JHA7660	35,0	-38,4
	ENTRETOISE HELICE MCCAULEY 3,5 POUCES	C5464	3,6	-36,0
61-02-R	INSTALLATION DE CASSEROLE D'HELICE	0550320-11	1,8*	-41,0*
	- ENSEMBLE DOME DE CASSEROLE	0550236-14	1,0	-42,6
	- CADRE AVANT DE CASSEROLE	0552231-1	0,3	-40,8
	- CADRE ARRIERE DE CASSEROLE	0550321-10	0,4	-37,3
	71 – INSTALLATION MOTRICE			
71-01-R	FILTLRE, AIR D'INDUCTION	0550365	0,3	-27,5
71-02-S	KIT DE PREPARATION POUR L'HIVER (STOCKE, (BRAS INSTALLE INDIQUE)	0501128-3	0,8*	-20,3*
	- ISOLATION DU TUBE DU RENIFLARD	0552011	0,4	-13,8
	- CACHES D'ENTREE DE CARENAGE (INSTALLES)	0552229-3, -4	0,3	-32,0
	- CACHES D'ENTREE DE CARENAGE (STOCKES)	0552229-3, -4	0,3	95,0

Figure 6-9 (Planche 5)

ARTICLE N°	LISTE DES EQUIPEMENTS	PLAN DE REFERENCE	MASSE Livres	BRAS Pouces
	72 - MOTEUR			
72-03-R	MOTEUR LYCOMING IO-360 L2A	0550365	297,8*	-18,6*
	73 - CIRCUIT CARBURANT ET COMMANDES			
73-04-S	TRANSDUCTEUR DE DEBIT CARBURANT 680501K	0501168	0,8	-22,6
	77 – INDICATIONS MOTEUR			
77-03-R	DETECTEUR DE TACHYMETRE MOTEUR - 1A3C-1	0501168	0,2	-8,0
77-04-S	THERMOCOUPLES DE TETES DE CYLINDRE (TOUS LES CYLINDRES) 32DKWUE006F0126	0501168	0,2	-12,0
77-05-S	THERMOCOUPLES DE POT D'ECHAPPEMENT (TOUS LES CYLINDRES) - 86317	0501168	0,3	-12,0
	78 - ECHAPPEMENT			
78-01-R	CIRCUIT D'ECHAPPEMENT	9954100-1	16,3*	-20,0*
	- ENSEMBLE SOUDE SILENCIEUX ET TUYAU	9954000-2	4,6	-22,7
	- ENSEMBLE DISTRIBUTEUR, RECHAUFFEUR	9954100-3	0,8	-22,7
	79 - HUILE			
79-01-R	RADIATEUR D'HUILE – 10877A	0550365	2,3	-11,0
79-02-R	DETECTEUR DE PRESSION D'HUILE – P165-5281	0550365	0,2	-12,9
79-03-R	DETECTEUR TEMPERATURE D'HUILE – S2335-1	0550365	0,2	-8,5

Figure 6-9 (Planche 6)

DESCRIPTION DE L'AVION ET DES SYSTEMES

TABLE DES MATIERES

	Page
Introduction	7-5
Cellule	7-5
Commandes de Vol	7-6
Systèmes de Compensation	7-6
Panneau des Instruments	7-9
Disposition du Panneau Pilote	7-9
Disposition du Panneau Central	7-10
Disposition du Panneau Droit	7-12
Disposition du Pupitre Central	7-12
Instruments de Vol	7-15
Indicateur d'Attitude (Horizon Artificiel)	7-16
Indicateur de Vitesse	7-17
Altimètre	7-17
Indicateur de Situation Horizontale	7-18
Indicateur de Vitesse Verticale	7-19
Contrôle au Sol	7-20
Système des Volets Hypersustentateurs	7-21
Système du Train d'Atterrissage	7-22
Compartiment à Bagages	7-22
Sièges	7-22
Ceintures de Sièges/Harnais d'Epaule Intégrés	7-23
Portes d'Entrée et Fenêtres Cabine	7-26
Blocages de Commandes	7-27

(A suivre)

TABLE DES MATIERES (Suite)

	Page
Moteur	7-28
Commandes Moteur	7-28
Instruments Moteur	7-29
Rodage et Utilisation d'un Moteur Neuf	7-33
Circuit de Lubrification Moteur	7-34
Circuit d'Allumage et Démarreur	7-34
Système d'Admission d'Air	7-35
Système d'Echappement	7-35
Circuit d'Injection Carburant	7-36
Circuit de Refroidissement	7-36
Hélice	7-36
Circuit Carburant	7-36
Distribution Carburant	7-37
Système d'Indication Carburant	7-38
Utilisations de la Pompe Carburant Auxiliaire	7-39
Circuit de Retour Carburant	7-41
Mise à l'air Libre du Carburant	7-41
Capacité Carburant Partielle	7-41
Robinet Sélecteur de Carburant	7-42
Clapets de Drainage Carburant	7-42
Système de Freinage	7-43
Circuit Electrique	7-43
Panneau des Annonciateurs G1000	7-48
Interrupteur Général (MASTER)	7-48
Interrupteur de Batterie de Secours	7-49
Interrupteur des Avioniques	7-49
Surveillance du Circuit Electrique et Annonces	7-50
Voltmètre	7-50
Ampèremètre	7-50
Annonce de Basse Tension	7-51
Disjoncteurs de Circuits et Fusibles	7-52
Prise d'Alimentation Extérieure	7-52

(A suivre)

TABLE DES MATIERES (Suite)

Page

Circuits d'Eclairage 7-54
Eclairages Extérieurs 7-54
Eclairages Intérieurs 7-55
Système de Chauffage, Ventilation et Dégivrage Cabine 7-57
Système Pitot-Statique et Instruments 7-59
Système à Dépression et Instruments 7-60
Indicateur d'Attitude (Horizon Artificiel) 7-60
Indicateur de Dépression 7-60
Annonce du Système de Dépression 7-60
Montre/Indicateur d'Air Extérieur 7-62
Système d'Alarme de Décrochage 7-62
Avioniques Standards 7-62
Affichage Couleur GDU 1040 7-62
Panneau Audio GMA 1347 7-63
Unité Intégrée des Avioniques GIA 63 7-63
Système de Référence d'Attitude et de Cap (AHRS) GRS 63 et Magnétomètre GMU 44 7-64
Calculateur des Données Air GDC 74A 7-64
Ecran de Surveillance Moteur GEA 71 7-64
Transpondeur GTX 33 7-65
Liaison Météorologique et Données Radio XM GDL 69A 7-65
Pilote Automatique 2 Axes Bendix/King KAP 140 (si installé) 7-65
Equipement Supports des Avioniques 7-66
Ventilateurs de Refroidissement des Avioniques 7-66
Antennes 7-67
Installations des Microphones et des Casques 7-67
Prise d'Entrée d'Audio Auxiliaire 7-68
Prise d'Alimentation 12V 7-70
Déperditeurs de Statique 7-70
Dispositifs Cabine 7-71
Transmetteur de Localisation d'Urgence (ELT) (Balise de Détresse) 7-71
Extincteur d'Incendie Cabine 7-71
Système de Détection de Monoxyde de Carbone 7-72

INTRODUCTION

Cette section donne la description et décrit le fonctionnement de l'avion et de ses systèmes. Certains des équipements décrits dans cette section sont optionnels et peuvent ne pas être installés sur l'avion. Se reporter à la Section 9, Suppléments, pour les détails concernant les autres systèmes et équipements optionnels.

CELLULE

L'avion est un aéronef tout métal, de quatre places, à aile haute, monomoteur équipé d'un train tricycle et conçu pour des utilisations générales et l'instruction en vol.

La construction du fuselage est une conception conventionnelle se composant de cadres forts en aluminium, de raidisseurs et de revêtements communément désignée sous le nom de conception "semi-monocoque". Les composants majeurs de la structure comprennent les longerons porteurs avant et arrière sur lesquels les ailes sont fixées, un cadre fort et des pièces forgées pour la fixation du train principal à la base des montants arrières de portes, et cadre fort avec des ferrures de fixation à la base des montants avant de portes, pour la fixation inférieure des haubans d'ailes. Quatre raidisseurs de bâti moteur sont également fixés sur les montants avant de portes et se prolongent vers l'avant jusqu'à la cloison pare-feu.

Les ailes haubanées extérieurement, contenant les réservoirs structuraux de carburant, sont construites à partir d'un longeron avant et un longeron arrière avec des nervures en tôles formées, des renforts et des raidisseurs. La structure complète est recouverte d'un revêtement en aluminium. Les longerons avant sont équipés de fixations aile-fuselage et aile-haubans. Les longerons arrière sont équipés de fixations aile-fuselage et sont des longerons partiellement haubanés. Des ailerons pivotants à charnière conventionnels et des volets hypersustentateurs à simple fente sont fixés sur le bord de fuite des ailes. Les ailerons sont fabriqués d'un longeron avant, de nervures en tôle formée, d'un revêtement en aluminium ondulé en "V" se rejoignant au niveau du bord de fuite, et d'un bord d'attaque formé contenant des masses d'équilibrage. Les volets sont fondamentalement construits de la même façon que les ailerons, à l'exception des masses d'équilibrage, des longerons arrière et de l'adjonction d'un raidisseur de bord de fuite.

(A suivre)

CELLULE (Suite)

L'empennage (ensemble de queue) se compose d'un stabilisateur vertical conventionnel, d'une gouverne de direction, d'un stabilisateur horizontal et d'une gouverne de profondeur. Le stabilisateur vertical se compose d'un longeron, de nervures en tôle formée et de renforts, d'un panneau de revêtement de type portefeuille, de revêtements formés de bord d'attaque et d'une arête dorsale. La commande de direction est construite à partir d'un revêtement de bord d'attaque formé et d'un longeron comportant des ferrures à charnières fixées et des raidisseurs , ainsi qu'un volet de compensation ajustable au sol situé à la base du bord de fuite. Le sommet de la commande de direction incorpore un prolongement du bord d'attaque qui contient une masse d'équilibrage.

Le stabilisateur horizontal est construit d'un longeron avant et d'un longeron arrière, de nervures et de raidisseurs, de panneaux de revêtement centraux, gauche et droit de type portefeuille et de revêtements formés de bords d'attaque. Le stabilisateur horizontal contient également l'actionneur du volet du compensateur de profondeur.

La construction de la gouverne de profondeur se compose de revêtements de bords d'attaque formés, d'un longeron avant, d'un profilé en U arrière, de nervures, d'un tube de torsion et d'un guignol, de revêtements nervurés supérieurs et inférieurs droits de type portefeuille incorporant une découpe dans le bord de fuite pour le volet du compensateur. Les extensions d'extrémités de bord d'attaque de la profondeur contiennent des masses d'équilibrage. Le volet du compensateur de profondeur se compose d'un longeron, de nervures, et de revêtement nervurés de type portefeuille.

COMMANDES DE VOL

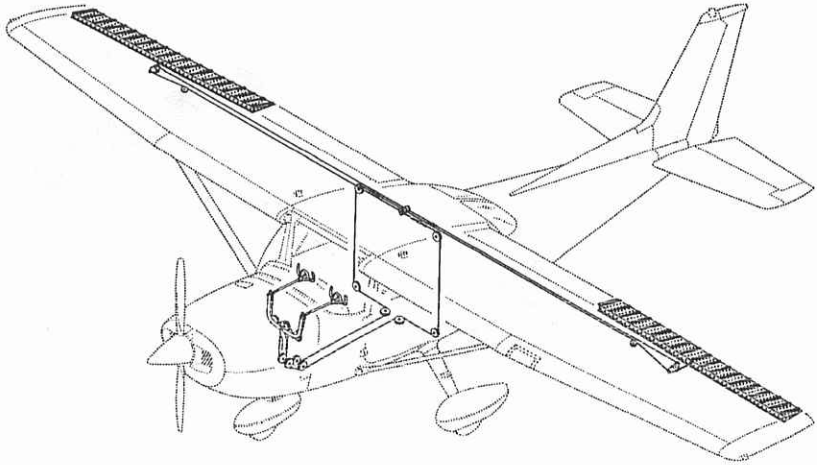
Le système des commandes de vol de l'avion (se reporter à la Figure 7-1) se compose de surfaces de commandes conventionnelles d'ailerons, de direction et de profondeur. Les surfaces de commandes sont commandées manuellement par l'intermédiaire de câbles et d'une timonerie mécanique utilisant un manche de commande pour les ailerons et la profondeur, et des pédales de direction/freins pour la direction. Le système de commande de la profondeur est équipé de ressorts de rappel qui améliorent la stabilité en vol.

SYSTEMES DE COMPENSATION

Un système de compensation de profondeur commandé manuellement est prévu (se reporter à la Figure 7-1). La compensation de la profondeur s'effectue par l'intermédiaire du volet de compensation en utilisant la roue de commande du compensateur montée verticalement dans le cockpit. Une rotation vers l'avant de la roue de compensation donnera à l'avion une assiette à piquer et inversement une rotation vers l'arrière donnera à l'avion une assiette à cabrer.

B3106

SYSTEME DE COMMANDE DES AILERONS



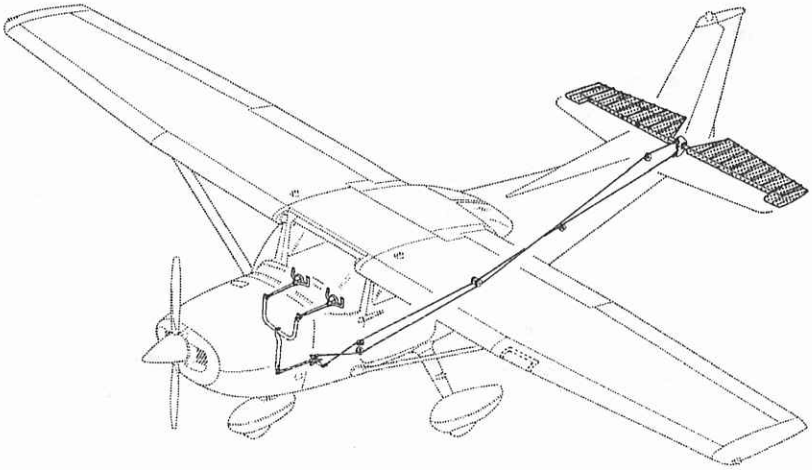
SYSTEME DE COMMANDE DE DIRECTION

0585R1017

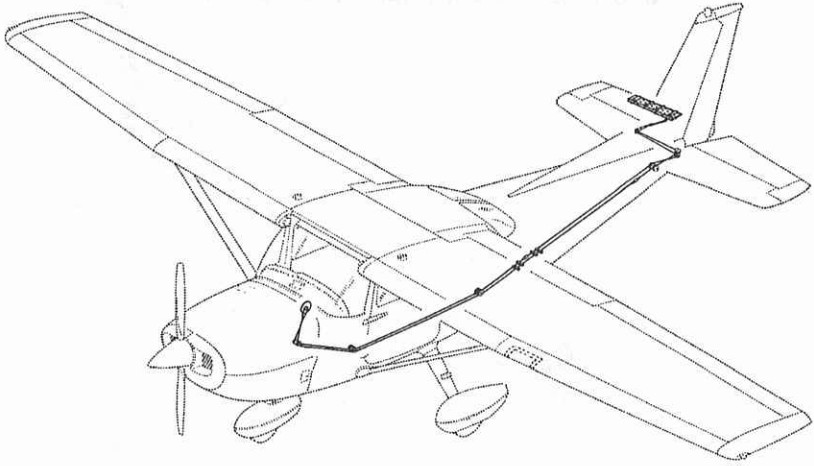
Figure 7-1. Systèmes des Commandes de Vol et de Compensation
(Planche 1 de 2)

B3107

SYSTEME DE COMMANDE DE LA PROFONDEUR



SYSTEME DE COMMANDE DU COMPENSATEUR DE PROFONDEUR



0585R1018

Figure 7-1. Systèmes des Commandes de Vol et de Compensation (Planche 2)

PANNEAU DES INSTRUMENTS

Le panneau des instruments (se reporter à la Figure 7-2) est une construction tout métal et est installé en sections de façon que les équipements puissent être facilement déposés pour la maintenance. L'auvent d'éclairage, situé au dessus et se projetant vers l'arrière du panneau des instruments, limite les réflexions indésirables sur le pare-brise provenant des équipements éclairés et des affichages montés sur le panneau des instruments.

Le panneau des instruments Nav III contient les écrans d'Affichage Principal du Vol (PFD – Primary Flight Dysplay) et d'Affichage Multifonctions (MFD – Multifonction Dysplay) Garmin GDU 1040 ainsi que le Panneau Audio Garmin GMA 1347. Pour des détails spécifiques concernant les instruments, les interrupteurs, les disjoncteurs et les commandes du panneau des instruments, se reporter aux sujets relatifs dans cette section.

DISPOSITION DU PANNEAU PILOTE

L'écran d'Affichage Principal de Vol (PFD) GDU 1040, centré sur le panneau des instruments en face du pilote, affiche les instruments de vol principaux pendant les utilisations normales. Lors du démarrage moteur, l'utilisation réversible (panne du MFD) ou quand l'interrupteur DISPLAY BACKUP (SECOURS D'AFFICHAGE) est sélectionné, le Système d'Indication Moteur (EIS – ENGINE INDICATION SYSTEM) est affiché sur le PFD. Se reporter au Guide de Référence Cockpit (Cockpit Reference Guide) Garmin G1000™ pour des informations spécifiques de fonctionnement.

L'interrupteur de Batterie de Secours (STBY BAT) est situé dans l'angle supérieur gauche du panneau des instruments pilote sur un sous panneau éclairé de l'intérieur. Les positions de l'interrupteur (ARM/OFF/TEST – ARME/ARRET/TEST) permettent de sélectionner les modes de fonctionnement de la batterie de secours. Les commutateurs à bascule MASTER (GENERAL) et AVIONICS (AVIONIQUES) sont situés immédiatement en dessous de l'interrupteur de batterie de secours.

Les commandes de réglage de l'éclairage des instruments, des équipements et du pupitre sont réunies sur un sous-panneau situé en dessous des interrupteurs MASTER (GENERAL) et AVIONICS (AVIONIQUES). Se reporter aux paragraphes ECLAIRAGES INTERIEURS de cette section pour des informations.

(A suivre)

PANNEAU DES INSTRUMENTS (Suite)

DISPOSITION DU PANNEAU PILOTE (Suite)

Les interrupteurs des circuits électriques et des équipements de l'avion sont réunis sur un sous-panneau éclairé de l'intérieur monté en dessous de l'angle inférieur gauche du PFD. Chaque interrupteur est repéré pour sa fonction et est activé (ON) lorsqu'il est orienté vers le haut. Se reporter aux descriptions des EQUIPEMENTS ELECTRIQUES de cette section pour des informations supplémentaires.

Le panneau des disjoncteurs est situé le long du bord inférieur de panneau des instruments pilote en dessous du panneau des interrupteurs des équipements électriques et du manche du pilote. Chaque disjoncteur est repéré pour l'équipement ou la fonction qu'il protège et pour la barre bus à partir de laquelle il reçoit l'alimentation électrique. L'éclairage de sous-panneau est commandé par l'atténuateur SW/CB PANELS (PANNEAUX INTERRUPTEURS/ DISJONCTEURS DE CIRCUIT). Se reporter aux descriptions des EQUIPEMENTS ELECTRIQUES de cette section pour des informations supplémentaires.

DISPOSITION DU PANNEAU CENTRAL

Le Panneau Audio Garmin GMA 1347 est situé sur la moitié supérieure du panneau central des instruments (immédiatement à la droite du PFD). Un interrupteur à poussoir repéré "DISPLAY BACKUP" (SECOURS AFFICHAGE), situé sur la façade inférieure du GMA 1347, permet de sélectionner manuellement le mode de réversion. Se reporter au Guide du Pilote du GMA 1347 pour les informations concernant le fonctionnement.

L'Affichage Multifonctions (MFD – MULTIFONCTION DISPLAY) GDU 1040 est situé sur le panneau supérieur central à droite du GMA 1347. Le MFD présente les informations du Système d'Indication Moteur sur le côté gauche l'affichage et les données de navigation, de terrain, d'éclairs et de trafic sur la carte déroulante. La gestion de vol ou les informations de configuration de l'affichage peuvent être présentées sur le MFD à la place des pages de carte déroulante. Se reporter au Guide du Pilote du GPS/MFD Garmin G1000™ pour les informations concernant le fonctionnement.

(A suivre)

PANNEAU DES INSTRUMENTS (Suite)

DISPOSITION DU PANNEAU CENTRAL (Suite)

L'ensemble des instruments de secours est situé dans le panneau central des instruments en dessous du Panneau Audio GMA 1347. Un indicateur conventionnel (mécanique) de vitesse et un altimètre anéroïde sensible sont installés de chaque côté de l'indicateur d'attitude (horizon artificiel) alimenté par dépression. Les instruments Pitot-statiques se partagent l'antenne Pitot, les orifices statiques de l'avion avec le Calculateur de Données Air GDC 74A. L'horizon artificiel comporte un "drapeau" de faible dépression afin de délivrer une alarme immédiate de panne du circuit de dépression.

Le Pilote Automatique 2 Axes Bendix/King KAP 140 avec Préselection d'Altitude est situé sur le panneau central en dessous des instruments de secours. Un coordinateur de virage électrique alimenté en courant continu (CC), installé à l'avant du panneau des instruments et invisible pour le pilote, délivre un signal de taux de roulis au KAP 140. Le KAP 140 reçoit des entrées de pilotage provenant du système G1000. Les modes ROLL (ROULIS), VS (VITESSE VERTICALE) et ALT (ALTITUDE) du KAP 140 fonctionnent indépendamment du G1000. Se reporter à la Section 9, Supplément 3, pour les procédures d'utilisation du Pilote Automatique 2 Axes Bendix/King KAP 140.

Les commandes moteur sont situées sur le panneau inférieur central des instruments en dessous du Pilote Automatique KAP 140 (si installé). Les commandes sont des commandes conventionnelles de type pousser-tirer et comprennent les gaz et le mélange. Se reporter aux descriptions du MOTEUR de cette section pour des informations de fonctionnement.

Le robinet d'Air Statique Alternatif (Secours) est situé à côté de la commande des gaz. Se reporter à la description du SYSTEME PITOT-STATIQUE ET INSTRUMENTS de cette section pour des informations de fonctionnement.

La commande et l'indicateur de position des volets hypersustentateurs sont situés sur le côté inférieur droit du panneau central. Se reporter à la description du SYSTEME DES VOLETS HYPERSUSTENTATEURS de cette section pour des informations de fonctionnement.

(A suivre)

PANNEAU DES INSTRUMENTS (Suite)

DISPOSITION DU PANNEAU DROIT

L'interrupteur de mode (ON/AUTO/RESET) du Transmetteur de Localisation d'Urgence (ELT) (Balise de Détresse) est situé dans l'angle supérieur du panneau droit adjacent du MFD. Se reporter à la description du TRANSMETTEUR DE LOCALISATION D'URGENCE de cette section pour des informations de fonctionnement.

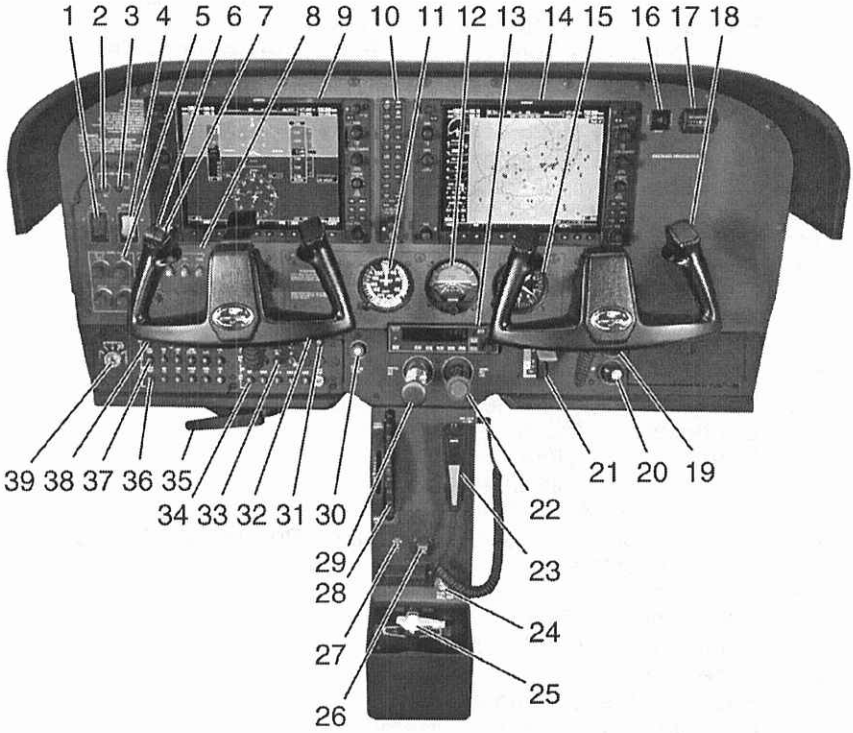
Le compteur d'heures (Hobbs) est situé à droite de l'interrupteur ELT et enregistre les temps de fonctionnement du moteur (lorsque la pression d'huile est supérieure à 20 PSI) à des fins de maintenance. Se reporter à la description des INSTRUMENTS MOTEURS de cette section pour des informations de fonctionnement.

DISPOSITION DU PUPITRE CENTRAL

Le pupitre central, situé en dessous panneau central, rassemble la roue de commande du compensateur de profondeur, l'indicateur de position du compensateur, la prise électrique 12V, la prise d'entrée de l'audio auxiliaire et un support pour le micro. La poignée du robinet sélecteur de carburant est situé à la base du pupitre.

PANNEAU DES INSTRUMENTS

A3975



0518P1119

Figure 7-2. Panneau des Instruments (Planche 1 de 2)

PANNEAU DES INSTRUMENTS

1. Interrupteur général MASTER (ALT et BAT)
2. Interrupteur de Batterie de Secours STBY BATT
3. Annonciateur de Test de Batterie de Secours (STBY BATT)
4. Interrupteur AVIONICS (AVIONIQUES) (BUS 1 et BUS 2)
5. Panneau des Atténuateurs (DIMMING)
6. Interrupteurs de Compensateur Electrique de Profondeur et de Pilote Automatique/Désengagement du Compensateur Electrique de Profondeur
7. Contacteur de Micro
8. Interrupteurs Electriques
9. Affichage Principal de Vol GDU 1040
10. Panneau Audio GMA 1437
11. Indicateur de Vitesse de Secours
12. Horizon Artificiel de Secours
13. Unité de Commande du Pilote Automatique
14. Affichage Multifonctions GDU 1040
15. Altimètre de Secours
16. Interrupteur/Annonciateur à distance de l'ELT
17. Enregistreur Quatre Heures
18. Contacteur de Micro
19. Commande de Dégivrage
20. Commande de Chauffage Cabine
21. Commande d'Air Cabine
22. Levier de Commande et Indicateur de Position des Volets Hypersustentateurs
23. Commande de Mélange
24. Commande d'Hélice
25. Robinet Sélecteur de Carburant
26. Prise 12V/10A
27. Prise d'Entrée d'Audio Auxiliaire
28. Roue de Commande et Indicateur de Position de Compensateur de Profondeur
29. Commande des Gaz (avec Verrouillage de Friction)
30. Commande d'Air Statique Alternatif ALT
31. Panneau des Disjoncteurs de Bus Systèmes Essentiels ESS
32. Atténuateur d'Eclairage de Carte monté sur le Manche
33. Panneau des Disjoncteurs de BUS 1 des Avioniques (AVN)
34. Panneau des Disjoncteurs de BUS 2 des Avioniques (AVN)
35. Poignée de Frein de Parc
36. BUS Electrique 2
37. BUS Electrique 1
38. Panneau des Disjoncteurs de BUS d'Intercom Carb. (X-feed)
39. Contact (Interrupteur) des Magnétos

Figure 7-2. Panneau des Instruments (Planche 2)

INSTRUMENTS DE VOL

Les indications des instruments de vol principaux du Système Intégré de Cockpit G1000 sont affichées sur l'Affichage Principal de Vol (PFD) GDU 1040. Les instruments de vol principaux sont disposés sur le PFD dans une configuration en "T". L'indicateur d'attitude (AI) (Horizon Artificiel) et l'indicateur de situation horizontale (HSI) sont centrés verticalement et sont conventionnels en apparence et en fonctionnement. Des indicateurs verticaux de type à bande (échelle à défilement) avec des index fixes et des affichages digitaux indiquent la vitesse, l'altitude et la vitesse verticale. Les indicateurs verticaux prennent la place des indicateurs analogiques avec des échelles circulaires fixes et des aiguilles rotatives.

Des boutons, des jeux de boutons (deux boutons sur un arbre commun) et des interrupteurs à boutons poussoirs de type à membrane, situés sur l'encadrement entourant chaque affichage GDU 1040, commandent les avioniques COM, NAV, XPDR et GPS, règlent le BARO (pression barométrique), la CRS (Route) et le HDG (Cap) et assurent différentes fonctions de gestion de vol. Certains interrupteurs à boutons poussoirs sont dédiés à certaines fonctions (touches) alors que d'autres interrupteurs ont des fonctions définies par logiciel (touches de fonction). Une touche de fonction peut effectuer plusieurs opérations ou fonctions à des moments différents en fonction de la définition du logiciel. Les touches de fonction sont installées le long de l'encadrement inférieur des affichages GDU 1040.

(A suivre)

INSTRUMENTS DE VOL (Suite)

HORIZON ARTIFICIEL (INDICATEUR D'ATTITUDE)

L'horizon artificiel G1000 est situé au centre supérieur du PFD. Les données d'indication d'assiette sont fournies par l'unité de Référence d'Attitude et de Cap (AHRS) GRS 44. L'horizon artificiel G1000 affiche une ligne d'horizon qui occupe toute la largeur de l'affichage GDU 1040.

L'échelle de l'index de roulis est conventionnelle avec des graduations de 10 degrés jusqu'à 30 degrés, puis des graduations de 15 degrés jusqu'à 60 degrés de roulis. L'index de roulis est asservi au symbole de l'avion. L'échelle de l'index de tangage est graduée en incréments de 5 degrés avec un repère de tangage tous les 10 degrés. Si les limites de tangage sont dépassées dans l'une ou l'autre direction, vers le piqué ou le cabré, des chevrons rouges d'alarme apparaîtront sur l'indicateur pour pointer vers la direction du retour vers le vol en niveau. Un petit trapèze blanc situé en dessous de l'index de roulis se déplace latéralement vers la gauche ou la droite pour fournir des informations de glissade/dérapage préalablement fournies par la bille de l'indicateur de dérapage. Le trapèze sera centré en dessous de l'index de roulis pendant des virages coordonnés. L'horizon artificiel de secours (à dépression) est situé sur le panneau inférieur central des instruments.

INSTRUMENTS DE VOL (Suite)

INDICATEUR DE VITESSE

L'indicateur à bande verticale G1000 est affiché sur le côté supérieur gauche du PFD. Les données d'indication de vitesse sont fournies par le Calculateur de Données Air. Des arcs de couleur sont installés pour indiquer la vitesse maximum, la plage de vitesse de précaution en croisière (attention), la plage d'utilisation normale, la plage d'utilisation des volets hypersustentateurs et la bande d'alerte des basses. La vitesse vraie calculée est affichée dans la fenêtre située sur le bord inférieur de la bande de vitesse.

L'indicateur de vitesse de secours (pneumatique) est situé sur le panneau inférieur central des instruments.

ALTIMETRE

L'indicateur principal d'altitude (altimètre) est situé sur le côté droit de l'horizon artificiel de l'Affichage Principal de Vol GDU 1040. Les données d'indication d'altitude sont fournies par le Calculateur de Données Air GDC 74A. La pression barométrique locale est réglée en utilisant le bouton BARO des affichages GDU 1040. Le réglage BARO du GDU 1040 n'a aucun effet sur le réglage BARO du Pilote Automatique KAP 140.

Un index ("bug") cyan sélectionnable de référence d'altitude est affiché sur la bande altimètre et est réglé en utilisant le bouton ALT SEL (SELECTION D'ALTITUDE) de l'affichage GDU 1040. Le point de réglage de l'index d'altitude est affiché dans une fenêtre au sommet de l'altimètre. Le bouton ALT SEL n'a aucun effet sur les fonctions de présélection ou de maintien d'altitude du Pilote Automatique KAP 140.

NOTA

Les réglages de Présélection d'Altitude, de Maintien d'Altitude et de BARO du Pilote Automatique KAP 140 sont complètement indépendants des réglages ALT SEL et BARO du G1000.

L'altimètre (anéroïde) sensible de secours est situé sur le panneau central des instruments.

(A suivre)

INSTRUMENTS DE VOL (Suite)

INDICATEUR DE SITUATION HORIZONTALE

L'Indicateur de Situation Horizontale (HSI) est situé au centre inférieur de l'Affichage Principal de Vol GDU 1040. Les données d'indication de cap sont fournies par le système de Référence d'Attitude et de Cap (AHRS) GRS 77 et le Magnétomètre GMU 44. Le HSI combine un indicateur stabilisé de direction magnétique (rose des vents) avec des indicateurs réglables d'écarts de navigation pour les navigations GPS ou VHF. Le HSI est conventionnel en apparence et en utilisation.

Le cap magnétique est indiqué numériquement dans une fenêtre centrée au dessus de l'index des caps (ligne de foi) au sommet du HSI. Les marques de référence d'index sont fournies à des intervalles de 45° autour de la rose des caps. Une échelle circulaire à segments, située en dessous de la fenêtre des caps au sommet du HIS, présente des demi taux ou des taux standards de virage basés sur la longueur du vecteur de virage magenta.

L'index cyan de référence de cap HSI ("bug") est réglé en utilisant le bouton HDG sur l'affichage GDU 1040. Le cap sélectionné est affiché de façon digitale dans une fenêtre au dessus de la marque index LH (GAUCHE) 45°. La fenêtre de cap disparaîtra environ 3 secondes après que le bouton HDG s'arrête de tourner. Le cap sélectionné délivrera l'entrée de commande au Bendix/King KAP 140 lorsque le Pilote Automatique est engagé en mode HDG (Cap).

La source de navigation du CDI affichée sur le HSI est réglée en utilisant la touche de fonction CDI pour sélectionner les entrées GPS, NAV 1 ou NAV 2. L'index de référence de route est affiché sous forme digitale dans une fenêtre au dessus de la marque index RH (DROIT) 45°. La fenêtre de cap disparaîtra environ 3 secondes après que le bouton HDG s'arrête de tourner. Le cap sélectionné délivrera l'entrée de commande au Bendix/King KAP 140 lorsque le Pilote Automatique est engagé en mode NAV, APR ou REV et qu'il reçoit un signal de navigation du GPS des radios VHF NAV sélectionnées.

(A suivre)

INSTRUMENTS DE VOL (Suite)

INDICATEUR DE SITUATION HORIZONTALE (Suite)

ATTENTION DANGER

SI LE PILOTE AUTOMATIQUE KAP 140 EST ENGAGE EN MODE D'UTILISATION NAV, APR OU REV ET SI LA NAVIGATION DU HSI EST MODIFIEE AUTOMATIQUEMENT OU MANUELLEMENT DU GPS VERS LA NAV1 (EN UTILISANT LA TOUCHE DE FONCTION DU CDI), OU MANUELLEMENT DE LA NAV2 VERS LE GPS, LE CHANGEMENT DE MODE INTERROMPERA LE SIGNAL NAVIGATION VERS LE PILOTE AUTOMATIQUE ET PROVOQUERA LE RETOUR DU MODE DE FONCTIONNEMENT DU PILOTE AUTOMATIQUE VERS LE MODE "ROL". NI AVERTISSEMENT AUDITIF, NI TEMOIN SUR ECRAN PFD NE SONT FOUNIS. LE SYMBOLE DU MODE SELECTIONNE PRECEDEMMENT FIGURANT SUR L'ECRAN DU PILOTE AUTOMATIQUE CLIGNOTERA POUR AVERTIR DU RETOUR VERS LE MODE "ROL". DANS CE MODE, LE PILOTE AUTOMATIQUE CONSERVERA LES AILES HORIZONTALES MAIS NE CORRIGERA PAS LE CAP OU LA ROUTE DE L'AVION. REGLER LE CURSEUR SUR LE CAP CORRECT ET SELECTIONNER LA SOURCE DE NAVIGATION CORRECTE SUR LE HSI EN UTILISANT LA TOUCHE DE FONCTION DU CDI AVANT D'ENGAGER LE PILOTE AUTOMATIQUE SUR TOUT AUTRE MODE DE FONCTIONNEMENT.

INDICATEUR DE VITESSSE VERTICALE

La bande de l'indicateur de vitesse verticale (VSI – VERTICAL SPEED INDICATOR) est située sur le côté droit de l'affichage de l'altimètre le long du côté supérieur droit de l'Affichage Principal de Vol GDU 1040. L'index de vitesse verticale se déplace vers le haut et vers le bas sur l'échelle fixe du VSI et indique le taux de montée ou de descente en chiffres à l'intérieur de l'index. La bande des VSI comporte une encoche sur le côté droit à la marque 0 pied/minute pour la référence. Le taux de descente est affiché avec un signe négatif devant les chiffres. La vitesse verticale doit dépasser 100 pieds/minute en montée ou en descente avant que les chiffres apparaissent à l'intérieur de l'index du VSI.

CONTROLE AU SOL

Le contrôle effectif au sol au cours du roulage est assuré par l'intermédiaire de l'orientation de la roulette de nez au moyen des pédales du palonnier ; la pédale gauche pour l'orientation vers la gauche et la pédale droite pour l'orientation vers la droite. Quand une pédale de palonnier est enfoncée, un sandow d'orientation à ressort (qui est connecté au train avant et aux barres du palonnier) fera tourner la roulette de nez sur un arc d'environ 10 degrés de chaque côté du centre. En appliquant une pression sur le frein gauche ou droit, l'angle de virage peut être augmenté à 30 degrés de chaque côté du centre.

Le déplacement manuel de l'avion se fait plus facilement en fixant une barre de remorquage sur l'amortisseur du train avant. Si une barre de remorquage n'est pas disponible, utiliser les haubans des ailes comme points de poussée. Ne pas utiliser les surfaces verticales ou horizontales pour déplacer l'avion. Si l'avion doit être remorqué par un véhicule, ne jamais faire pivoter la roulette de nez de plus de 30 degrés de part et d'autre du centre ou des endommagements structuraux du train avant pourraient en résulter.

Le rayon de braquage minimum de l'avion, en utilisant le freinage différentiel et l'orientation de la roulette de nez pendant le roulage, est d'environ 27 pieds (8,2 m). Pour obtenir un rayon de braquage minimum pendant la manutention au sol, l'avion peut être autour de l'un ou l'autre train principal en appuyant sur le cadre fort du cône de queue juste à l'avant du stabilisateur horizontal pour soulever le train avant du sol. Un soin particulier sera apporté pour s'assurer que la pression est uniquement appliquée sur la zone du cadre fort et non sur le revêtement entre les cadres forts. Des pressions sur le stabilisateur horizontal pour soulever le train avant du sol ne sont pas recommandées.

SYSTEME DES VOLETS HYPERSUSTENTATEURS

Les volets hypersustentateurs à simple fente (Se reporter à la Figure 7-3), sont sortis ou rentrés en positionnant le levier interrupteur des volets hypersustentateurs sur la position de braquage des volets désirée. Le levier interrupteur peut être déplacé vers le haut ou vers le bas dans un panneau à crans qui fournit des butées mécaniques aux positions 10°, 20° et 30°. Pour changer le braquage des volets, le levier des volets est déplacé vers la droite pour le dégager des butées mécaniques aux positions 10° et 20°. Une échelle et un index à gauche de l'interrupteur de volets indique en degrés la course des volets. Le circuit électrique des volets hypersustentateurs est protégé par un disjoncteur de circuit de 10 ampères, repéré FLAP (VOLETS) sur le côté gauche du panneau de commande.

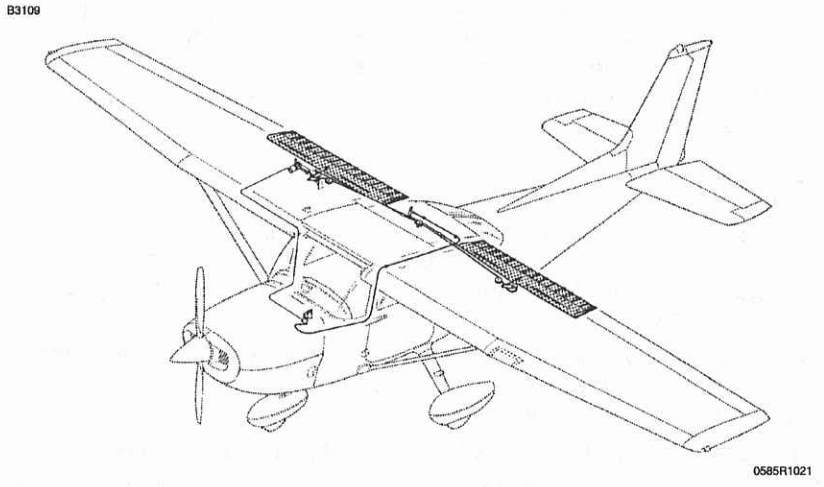


Figure 7-3. Système des Volets Hypersutentateurs

SYSTEME DU TRAIN D'ATTERRISSAGE

Le train d'atterrissage est un train de type tricycle, avec une roulette de nez orientable et deux trains principaux. Les carénages de roue et de freins de train principal sont standards pour les roues du train principal et de la roulette de nez. L'absorption des chocs est assurée par les amortisseurs à ressorts tubulaires du train principal et l'amortisseur air/huile du train avant. Chaque roue principale est équipée d'un frein à disque commandé hydrauliquement monté sur le côté intérieur de chaque roue.

COMPARTIMENT A BAGAGES

Le compartiment à bagages se compose de deux zones, une s'étendant de l'arrière du siège des passagers arrière jusqu'au cadre fort arrière de la cabine et une zone supplémentaire à l'arrière du cadre fort. L'accès aux deux zones des bagages s'effectue par une porte verrouillable des bagages située sur le côté gauche de l'avion, ou à partir de l'intérieur de l'avion. Un filet à bagages équipé de sangles d'arrimage est fourni pour immobiliser les bagages est fixé en attachant les sangles aux anneaux d'arrimage prévus dans l'avion. Pour les dimensions de la zone des bagages et de la porte, se reporter à la Section 6.

SIEGES

L'arrangement des sièges de l'avion se compose de deux sièges équipage réglables verticalement pour le pilote et le passager avant et d'un siège banquette unique avec un dossier réglable pour les passagers arrière.

Les sièges utilisés par le piloter et le passager avant sont réglables en avant et en arrière et vers le haut et le bas. En outre, l'angle du dossier du siège est réglable à l'infini.

Le réglage avant et arrière s'effectue en utilisant la poignée située en dessous du centre du cadre du siège. Pour positionner le siège, soulever la poignée, glisser le siège en position, relâcher la poignée et s'assurer que le siège est correctement verrouillé en place. Pour régler la hauteur du siège, tourner la manivelle située sous l'angle droit du siège jusqu'à ce qu'une hauteur confortable soit obtenue. Pour régler l'angle du dossier du siège, tirer sur le bouton de déverrouillage, positionner le dossier à l'angle désiré et relâcher le bouton. Lorsque le siège n'est pas occupé, le dossier du siège revient automatiquement vers l'avant chaque fois que le bouton de déverrouillage est tiré.

(A suivre)

SIEGES (Suite)

Le siège passager arrière se compose d'une assise fixe d'une seule pièce et d'un dossier inclinable à trois positions. L'inclinaison du dossier est réglée par un levier situé sous le centre du cadre du siège. Pour ajuster le dossier du siège, lever le levier, positionner le dossier du siège à l'angle désiré, relâcher le levier et s'assurer que le dossier est verrouillé en place.

Des appui-tête sont installés sur les sièges avant et arrière. Pour ajuster les appui-tête, appliquer suffisamment de pression pour le soulever ou l'abaisser à la position désirée.

CEINTURES DE SIEGES/HARNAIS D'EPAULES INTEGRES

Toutes les positions de sièges sont équipées d'ensembles ceintures de sièges/harnais d'épaules intégrés (Se reporter à la Figure 7-4). La conception comprend un enrouleur à inertie installé en plafond pour la partie épaules et un en ensemble de sécurité pour la partie boucle de la ceinture. Cette conception permet une complète liberté de mouvements de la partie supérieure du torse tout en apportant une retenue dans la partie ceinture de siège. Dans le cas d'une soudaine décélération, les enrouleurs se verrouillent pour assurer une retenue positive de l'utilisateur.

Pour les sièges avant et centraux, les enrouleurs à inertie sont situés dans l'axe central du plafond cabine. Pour les sièges arrière, les enrouleurs à inertie sont situés à l'extérieur de chaque passager dans le plafond cabine.

Pour utiliser les ceintures de sièges/harnais d'épaules intégrés, attraper la boucle mâle avec une main, et d'un mouvement simple, étendre l'ensemble et l'insérer dans la boucle femelle. Le verrouillage positif s'est produit quand un "clic" audible distinct s'est produit.

(A suivre)

CEINTURES DE SIEGES/HARNAIS D'EPAULES INTEGRES (Suite)

Un verrouillage correct de la boucle de la ceinture peut être vérifié en s'assurant que les ceintures peuvent se rétracter dans les enrouleurs et que le boucle de ceinture est basse sur la taille comme elle doit être normalement portée pendant le vol. Pas plus d'un pouce (2,54 cm) ne doit pouvoir être tiré de l'enrouleur une fois que la ceinture est en place sur l'occupant. Si plus d'un pouce (2,54 cm) de la de la ceinture peut être tiré de l'enrouleur, l'occupant est trop petit pour le système de retenue installé et le siège ne devra pas être occupé jusqu'à ce que l'occupant soit correctement retenu.

L'ouverture s'effectue en soulevant le mécanisme de libération de la boucle ou en appuyant sur le bouton de libération de la boucle et en tirant vers le haut sur le harnais. La tension du ressort de l'enrouleur à inertie ramènera automatiquement le harnais en position.

Un ensemble ceinture de siège/harnais d'épaules réglable est disponible à chaque siège.

Pour ajuster les ceintures de siège/harnais d'épaules réglables manuellement, attacher et ajuster tour d'abord la ceinture de siège/harnais d'épaules. Allonger la ceinture de siège selon besoin en tirant sur la sangle de libération de la ceinture. Verrouiller la boucle mâle dans la boucle femelle, puis ajuster la longueur. Un harnais d'épaules correctement ajusté permettra à l'occupant de se pencher suffisamment en avant pour s'asseoir verticalement, mais en empêchant tout mouvement excessif vers l'avant et d'entrer en contact avec des objets lors d'une décélération soudaine. En outre, le pilote doit avoir la liberté de mouvement lui permettant d'atteindre facilement toutes les commandes.

Le détachement des ceintures de siège/harnais d'épaules à réglage manuel s'effectue en poussant le bouton de la boucle femelle pour libérer la boucle male.

(A suivre)

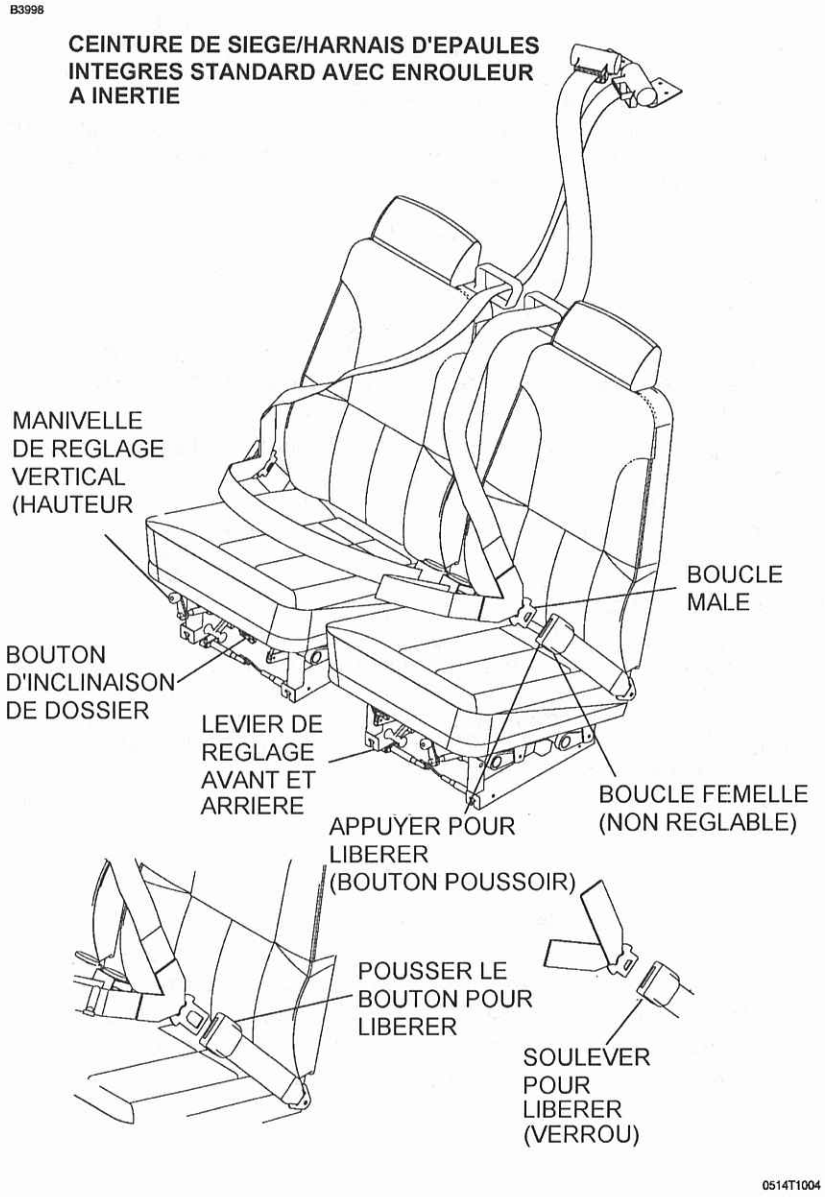


Figure 7-4. Ceintures de Sièges/Harnais d'Epaules Intégrés

PORTES D'ENTREE ET FENETRES CABINE

L'entrée et la sortie de l'avion s'effectuent par deux portes d'entrée, une de chaque côté de la cabine au niveau des positions des sièges avant (se reporter à la Section 6 pour les dimensions de la cabine et des portes cabine). Les portes comprennent une poignée extérieure noyée, une poignée intérieure de porte conventionnelle, un verrouillage de porte à clé, un mécanisme de butée de porte et des fenêtres ouvrables dans les portes gauche et droite.

NOTA

La conception du verrou de porte sur ce modèle impose que la poignée de porte extérieure de la porte pilote soit sortie vers l'extérieur chaque fois que la porte est ouverte. Lors de la fermeture de la porte, ne pas tenter de pousser la poignée de porte vers l'intérieur avant que la porte ne soit complètement fermée.

Pour ouvrir la porte d'entrée gauche de l'extérieur de l'avion, utiliser la poignée de porte noyée prés du bord arrière de la porte en saisissant l'extrémité avant de la poignée et en tirant vers l'extérieur. Pour ouvrir ou fermer la porte de l'intérieur de l'avion, utiliser la combinaison poignée de porte et accoudoir. La poignée de porte intérieure a trois positions et une plaquette à sa base repérée OPEN (OUVRIR), CLOSE (FERMER) et LOCK (VERROUILLER). La poignée est assistée par un ressort vers la position CLOSE (FERMER) (vers le haut). Lorsque la porte a été fermée et enclenchée, la verrouiller en tournant la poignée de porte vers l'avant vers la position CLOSE (FERMER) (en affleurement avec l'accoudoir). Lorsque la poignée est tournée vers la position LOCK, une action au dessus du centre la maintiendra dans cette position. Les deux portes cabine seront verrouillées avant le vol et ne devront pas être ouvertes intentionnellement pendant le vol.

NOTA

L'ouverture accidentelle de la porte cabine en vol due à une fermeture incorrecte ne constitue pas une nécessité d'atterrir. La meilleure procédure est de compenser l'avion pour une vitesse d'environ 75 KIAS, de pousser momentanément la porte légèrement vers l'extérieur, de la refermer avec force et de la verrouiller.

(A suivre)

PORTES D'ENTREE ET FENETRES CABINE (Suite)

Pour sortir de l'avion, tourner la poignée de la porte vers l'arrière de la position LOCK à OPEN, en passant par CLOSE, puis pousser pour ouvrir la porte. Pour fermer l'avion, verrouiller la porte droite avec la poignée interne, fermer la porte gauche, puis verrouiller la serrure à l'aide de la clé de contact.

Les portes gauche et droite sont équipées d'une fenêtre ouvrable. Elles sont maintenues en position fermée par un loquet à cran monté sur le bord inférieur du cadre de fenêtre. Pour ouvrir les fenêtres, tourner le loquet vers le haut. Chaque fenêtre est équipée d'un bras de retenue avec ressort qui aide la fenêtre à pivoter vers l'extérieur et la maintient dans cette position. En cas de besoin, chacune des fenêtres peut être ouverte à n'importe quelle vitesse indiquée jusqu'à 163 KIAS. Les fenêtres latérales arrières et celles arrières sont de type fixe et ne peuvent être ouvertes.

BLOCAGES DES COMMANDES

Un blocage de commandes est prévu pour bloquer les commandes d'ailerons et de profondeur afin d'empêcher ces systèmes de battre sous l'action du vent lorsque l'avion est parqué. Le blocage se compose d'une bielle en acier formé et d'un drapeau. Le drapeau identifie le blocage de commandes et alerte sur sa dépose avant de démarrer le moteur. Pour installer le blocage de commande, aligner le trou situé au sommet de l'arbre du manche pilote avec celui situé en haut de la collerette sur le panneau des instruments et insérer la biellette dans les trous ainsi alignés. L'installation du blocage immobilisera les ailerons en position neutre et les commandes de profondeur dans une position où les bords de fuite seront légèrement vers le bas. L'installation correcte du verrouillage amènera le drapeau au dessus de l'interrupteur d'allumage. Dans les zones où des vents forts ou en rafales se produisent, des verrouillages de surfaces de commandes pourront être installés sur le stabilisateur et la dérive. Le blocage de commande ou tout autre type de dispositif de blocage devra être déposé avant de démarrer le moteur.

MOTEUR

L'avion est équipé avec un moteur à injection, quatre cylindres opposés à plat, à soupapes en tête, refroidi par air et muni d'un système de lubrification à carter humide. Le moteur est un Lycoming Type IO-360-L2A, d'une puissance nominale 180 chevaux à 2700 RPM. Les accessoires principaux comprennent un démarreur et un alternateur entraîné par courroie montés à l'avant du moteur, et deux magnétos, une pompe à vide unique et un filtre à huile à débit total montés à l'arrière du boîtier des accessoires moteur.

COMMANDES MOTEUR

Le régime moteur est commandé par la manette des gaz située sur le panneau de commande et de contact au dessus du pupitre central. La manette des gaz est ouverte en position plein avant et fermée en position plein arrière. Un verrou de friction, qui est un bouton moleté noir, est situé à la base de la manette des gaz et est utilisé en tournant le disque moleté dans le sens horaire pour augmenter la friction ou dans le sens anti-horaire pour la diminuer.

La commande de mélange, montée près de la commande d'hélice, est un bouton rouge avec des points en saillie autour de la circonférence et est équipé d'un bouton de verrouillage à son extrémité. La position riche est en position plein avant et la position plein arrière correspond à la position ralenti-coupure. Pour de petits réglages, la commande peut être déplacée vers l'avant en tournant le bouton dans le sens horaire ou vers l'arrière en tournant le bouton dans le sens anti-horaire. Pour des réglages rapides ou importants, la commande peut être déplacée vers l'avant ou vers l'arrière en appuyant sur le bouton de verrouillage situé à l'extrémité de la commande puis en la positionnant selon besoin.

(A suivre)

MOTEUR (Suite)

INSTRUMENTS MOTEUR

Le Système d'Indication Moteur (EIS – Engine Indicating System) fournit des indicateurs graphiques et des valeurs numériques pour les paramètres moteur, carburant et circuit électrique pour le pilote. L'EIS est présenté comme une bande verticale sur le côté gauche du PFD pendant les démarrages moteur et sur le MFD pendant les opérations normales. Si le MFD ou le PFD tombe en panne pendant le vol, l'EIS est affiché sur l'écran restant.

L'EIS se compose de trois pages qui sont sélectionnées au moyen de la touche de fonction ENGINE (MOTEUR). La page ENGINE (MOTEUR) fournit des indicateurs pour la Pression d'Admission, le Compte-tours, le Débit Carburant, la Pression d'Huile, la Température d'Huile, la Température des Têtes de Cylindres (CHT), la Température des Gaz d'Echappement (EGT), la Quantité Carburant, les Tensions des Barres Bus et les Courants de la Batterie. Lorsque la touche de fonction ENGINE (MOTEUR) est enfoncée, les touches de fonction LEAN (APPAUVRISSEMENT) et SYSTEM (SYSTEME) apparaissent à côté de la touche de fonction ENGINE (MOTEUR). La page LEAN (APPAUVRISSEMENT) fournit simultanément des indicateurs pour les CHT (Températures des Têtes de Cylindre) et les EGT (Température des Gaz d'Echappement) de tous les cylindres devant être utilisées pour le réglage ("appauvrissement") du mélange carburant/air. La page SYSTEM fournit des valeurs numériques pour les paramètres de la page ENGINE (MOTEUR) qui sont présentés comme des indicateurs uniquement. La page SYSTEM (SYSTEME) fournit également un indicateur pour la dépression (vide) (VAC – VACUUM) et une valeur numérique pour le carburant utilisé (GAL USED).

L'Unité Moteur et Cellule GEA-71, située à l'avant du panneau des instruments, reçoit des signaux des détecteurs moteur/systèmes pour les paramètres devant être surveillés. Le GEA-71 délivre des données à l'EIS, qui affiche les données pour la page ENGINE (MOTEUR) décrite ci-dessous.

(A suivre)

MOTEUR (Suite)

RPM (COMPTE-TOURS)

La vitesse moteur (RPM) est indiquée par le compte-tours, affiché sur toutes les pages EIS sous l'indicateur de Pression d'Admission. Le compte-tours utilise une échelle circulaire avec un index mobile et une valeur numérique. Cet index se déplace dans une plage de 0 à 3000 RPM. La valeur numérique des RPM s'affiche par incréments de 10 RPM en chiffres blancs en dessous de l'index.

La limite normale d'utilisation de la vitesse moteur (sommet de l'arc vert) varie avec l'altitude. En condition de jour standard, entre le niveau mer et 5000 pieds, 2500 RPM est la limite supérieure de la plage normale d'utilisation. De 5000 pieds à 10.000 pieds, 2600 RPM est le sommet de la plage normale. Et au dessus de 10.000 pieds, 2700 RPM est la limite supérieure de la plage normale de fonctionnement. Lorsque la vitesse du moteur est de 2780 RPM ou plus, l'index, la valeur numérique et l'indication (RPM) virent au rouge pour indiquer que la vitesse du moteur est supérieure à la limite. La valeur numérique et l'indication (RPM) clignoteront. La vitesse du moteur (compte-tours) est affichée dans la même configuration et au même emplacement dans les pages LEAN et SYSTEM. Si la vitesse moteur atteint ou dépasse 2780 RPM lorsque les pages LEAN et SYSTEM sont affichées, l'affichage retournera vers la page ENGINE.

Un capteur de vitesse installé sur le bossage des accessoires d'entraînement du compte-tours moteur fournit un signal digital à l'Unité Moteur et Cellule GEA-71 qui le traite et transmet les données de RPM à l'EIS. Un "X" rouge sur l'indicateur RPM annonce que le système d'indication est inopérant.

DEBIT CARBURANT

Le débit carburant est affiché sur la page ENGINE par l'indicateur horizontal FFLOW GPH (DEBIT CARBURANT EN GALLONS PAR HEURE). La plage de l'indicateur s'étend de 0 à 20 GPH avec une graduation tous les 2 GPH. Un arc vert de 0 à 12 GPH est la plage normale de fonctionnement. Un index blanc indique le débit carburant mesuré.

Une valeur numérique du débit carburant FFLOW GPH est inclus sur les pages EIS LEAN et SYSTEM.

(A suivre)

MOTEUR (Suite)

DEBIT CARBURANT (Suite)

Le transducteur du débit carburant est placé dans le circuit d'injection carburant du moteur entre l'unité de commande carburant/air (servo) et le collecteur de distribution carburant (diviseur de débit). Il délivre un signal à l'unité GEA-71 pour l'affichage sur l'EIS. Un "X" rouge sur l'indicateur annonce que le système d'indication est inopérant.

PRESSION D'HUILE

La pression d'huile moteur est affichée sur la page ENGINE par l'indicateur horizontal OIL PRES (PRESSION D'HUILE). La plage de l'indicateur s'étend de 0 à 120 PSI avec un arc rouge de 0 à 20 PSI, un arc vert de 50 à 90 PSI (plage d'utilisation normale) et un arc rouge de 115 à 120 PSI. Un index blanc indique la pression d'huile réelle. La pression d'huile s'affiche numériquement sur la page SYSTEM.

Lorsque la pression d'huile se situe entre 0 à 20 PSI ou 115 à 120 PSI, l'index, la valeur numérique et l'indication (OIL PRES) virent au rouge pour indiquer que la pression d'huile est hors des limites normales. Si la pression d'huile dépasse la limite supérieure ou inférieure sur les pages LEAN et SYSTEM, l'EIS retournera vers la page ENGINE.

Lorsque la vitesse moteur (RPM) est dans l'arc vert et la température d'huile dans l'arc vert, la pression d'huile sera également dans l'arc vert. Si la pression d'huile est en dessous de l'arc vert ou au dessus de l'arc vert, régler la vitesse de rotation pour maintenir une pression d'huile adéquate. Lorsque la vitesse moteur est au ralenti ou proche du ralenti, l'indication de pression d'huile doit se situer au dessus de l'arc rouge inférieur. Lorsque le moteur montre une température d'huile normale en utilisation, qu'il tourne au ralenti ou proche du ralenti, une pression d'huile en dessous de l'arc vert (mais au dessus de l'arc rouge inférieur) est acceptable.

(A suivre)

MOTEUR (Suite)

PRESSION D'HUILE (Suite)

Par temps froid, la pression d'huile sera initialement élevée (proche de l'arc rouge supérieur au démarrage du moteur). Au fur et à mesure que le moteur et l'huile s'échauffent, la pression d'huile reviendra dans l'arc vert.

Le transducteur de la pression d'huile, connecté à l'orifice de la pression d'huile avant du moteur, fournit un signal à l'ensemble GEA-71 qui le traite et l'affiche comme pression d'huile sur l'EIS. Un relais séparé de basse pression d'huile déclenche l'affichage de l'annonce "OIL PRESSURE" (PRESSION D'HUILE) sur le PFD lorsque la pression de l'huile est de 0 à 20 PSI. Un "X" rouge sur l'indicateur de pression d'huile signifie que le système d'indication est inopérant.

TEMPERATURE D'HUILE

La température de l'huile moteur est affichée sur la page ENGINE par l'indicateur horizontal OIL TEMP (TEMPERATURE D'HUILE). La plage de l'indicateur s'étend de 75°F à 250°F avec un arc vert de 100°F à 245°F (plage d'utilisation normale) et un arc rouge de 245°F à 250°F. Un index blanc indique la température réelle de l'huile. La température de l'huile est affichée sous forme numérique sur la page SYSTEM.

Si la température d'huile se situe dans la plage rouge, 245°F à 250°F, l'index et l'indication OIL TEMP virent au rouge pour indiquer que la température d'huile est supérieure à la limite. Si la température d'huile devient supérieure à 245°F lorsque les pages LEAN ou SYSTEM sont utilisées, l'affichage reviendra par défaut sur la page ENGINE.

Le capteur de température d'huile est installé sur l'adaptateur du filtre à huile moteur et il fournit un signal à l'ensemble GEA-71 qui le traite et l'affiche comme température d'huile sur l'EIS. Un "X" rouge sur l'indicateur annonce que le système d'indiction est inopérant.

(A suivre)

MOTEUR (Suite)

TEMPERATURE DES TETES DE CYLINDRE

La température des têtes de tous les cylindres (CHT) est affichée sur la page LEAN. Le cylindre ayant la température de tête de cylindre (CHT) la plus élevée est repéré par une barre de couleur cyan La plage de l'indicateur s'étend de 100°F à 500°F avec un trait rouge à 500°F. Quand une température CHT atteint ou dépasse 500°F, la légende "CHT °F" et la valeur de la température virent au rouge pour indiquer que la température de tête de cylindre est supérieure à la limite.

Un thermocouple est installé dans chaque tête de cylindre pour délivrer un signal à l'unité GEA-71 qui le traite et le présente comme une température de tête de cylindre sur l'EIS. La page LEAN affichera un "X" rouge au dessus de tout cylindre ayant une panne de sonde ou de câble

TEMPERATURE DES GAZ D'ECHAPPEMENT (EGT)

La température des gaz d'échappement (EGT – EXHAUST GAS TEMPERATURE) est affichée sur la page ENGINE par l'indicateur horizontal EGT. La plage de l'indicateur s'étend de 1250°F à 1650°F. Un index blanc indique la température relative des gaz d'échappement alors que le chiffre à l'intérieur de l'index identifie le cylindre le plus chaud. Les EGT de tous les cylindres sont présentées sur la page LEAN. Le cylindre le plus chaud est repéré par une barre cyan. L'EGT d'un cylindre particulier peut être indiquée en utilisant la touche de fonction CYL SLCT (SELECTION DE CYLINDRE) pour sélectionner le cylindre désiré. Une indication automatique du cylindre le plus chaud se réaffichera de nouveau un instant après la dernière sélection du CYL SLCT.

Un thermocouple installé dans la pipe d'échappement de chaque cylindre mesure la température des gaz d'échappement et délivre une tension à l'unité GEA-71 qui la traite et la présente comme la température des gaz d'échappement sur la page LEAN de l'EIS. La page LEAN affichera un "X" rouge au dessus du cylindre ayant une panne de sonde ou de câble.

RODAGE ET UTILISATION D'UN MOTEUR NEUF

Le rodage moteur a été effectué en usine et le moteur est prêt pour être utilisé sur toute sa plage de fonctionnement. Il est cependant suggéré que la croisière soit effectuée à 75 % de la puissance, dans la mesure du possible, jusqu'à ce que le moteur ait atteint 50 heures de fonctionnement ou que la consommation d'huile soit stabilisée. Ceci assurera la mise en place correcte des segments de pistons.

(A suivre)

MOTEUR (Suite)

CIRCUIT DE LUBRIFICATION DU MOTEUR

Le moteur utilise un circuit de lubrification à pression totale, de type réservoir humide, avec une huile de qualité aviation. La capacité du réservoir (situé dans la partie inférieure du moteur) est de huit quarts (7,6 litres). L'huile est aspirée du réservoir au travers d'une crépine à l'extrémité du tube d'aspiration, vers la pompe à huile entraînée par le moteur. A la sortie de pompe, l'huile est dirigée vers un clapet de dérivation. Si l'huile est froide, le clapet de dérivation permet à l'huile d'éviter le radiateur d'huile et d'aller directement de la pompe vers filtre à huile à débit intégral. Si l'huile est chaude, le clapet de dérivation dirige l'huile hors du carter des accessoires par une tuyauterie flexible qui la dirige vers le radiateur d'huile sur la droite, à l'arrière du déflecteur moteur. L'huile sous pression en provenance du radiateur d'huile retourne vers le carter des accessoires où elle traverse le filtre à huile à passage intégral. L'huile filtrée pénètre alors dans un clapet de surpression qui régule la pression d'huile moteur en permettant à l'excès d'huile de retourner vers le réservoir alors que l'huile dosée est envoyée vers les différentes parties du moteur pour la lubrification.

Un tube de remplissage équipé d'un bouchon jaugeur est situé sur le côté arrière droit du moteur. Le bouchon jaugeur et le tube de remplissage sont accessibles par une porte d'accès située sur le côté supérieur droit du capot moteur. Le moteur ne doit pas fonctionner avec moins de cinq quarts (4,7 litres d'huile. Pour un vol prolongé, remplir jusqu'à huit quarts (7,6 litres) (niveau indiqué par la jauge uniquement). Pour la qualité d'huile et les spécifications, se reporter à la Section 8 de ce manuel.

CIRCUITS D'ALLUMAGE ET DE DEMARRAGE

L'allumage du moteur est assuré par deux magnétos entraînées par le moteur et deux bougies à étincelles dans chaque cylindre. La magnéto gauche allume les bougies inférieure droite et supérieure gauche, et la magnéto droite allume les bougies inférieure gauche et supérieure droite. Le fonctionnement normal s'effectue avec les deux magnétos pour assurer une combustion plus complète du mélange carburant/air, grâce au double allumage.

(A suivre)

MOTEUR (Suite)

CIRCUITS D'ALLUMAGE ET DE DEMARRAGE (Suite)

L'allumage et le démarrage sont contrôlés par un commutateur de type rotatif situé sur le tableau gauche des interrupteurs et du panneau de commandes. Le commutateur est identifié dans le sens horaire OFF, R, L, BOTH et START (OFF, DROITE, GAUCHE, LES DEUX et DEMARRAGE). Le moteur doit être utilisé sur les deux magnétos (position BOTH) excepté pour le contrôle des magnétos. Les positions R et L (DROITE et GAUCHE) sont uniquement utilisées à des fins de contrôle et en secours. Lorsque le commutateur est tourné sur la position START (DEMARRAGE), (avec le contact général MASTER sur la position ON), le contacteur de démarreur est fermé et le démarreur, alors mis sous tension, lancera le moteur. Lorsque le commutateur est relâché, il retourne automatiquement sur la position BOTH.

CIRCUIT D'ADMISSION D'AIR

Le circuit d'admission d'air reçoit l'air dynamique provenant de la partie inférieure avant du capotage moteur. L'entrée est recouverte par un filtre qui débarrasse l'air d'admission des poussières et autres corps étrangers. Le débit d'air passant au travers du filtre entre dans une boîte à air. La boite d'air comporte une porte à ressort pour l'air alternatif. Au cas où le filtre d'air d'admission se colmate, la dépression créée par le moteur ouvre la porte et aspire l'air non filtré de la zone inférieure du capotage. L'ouverture de la porte d'entrée d'air alternatif résulte dans une perte de puissance d'environ 10% à plein gaz. Après être passé dans la boîte à air, l'air d'admission entre dans un compresseur puis vers le boîtier de contrôle carburant/air situé sous le moteur, avant d'être dirigé vers les cylindres du moteur par les entrées des tubulures du distributeur d'admission.

CIRCUIT D'ECHAPPEMENT

Les gaz d'échappement de chaque cylindre passent au travers d'un ensemble collecteur d'échappement vers un silencieux et un tuyau d'échappement. L'air extérieur est aspiré dans des distributeurs construits autour de chaque silencieux formant des chambres de réchauffage pour délivrer du chauffage vers la cabine.

(A suivre)

MOTEUR (Suite)

CIRCUIT D'INJECTION DE CARBURANT

Le moteur est équipé d'un circuit d'injection de carburant. Le circuit se compose d'une pompe à carburant entraînée par le moteur, d'un régulateur carburant/air, d'un distributeur de carburant, d'un débitmètre carburant et d'injecteurs de type à prélèvement d'air.

Le carburant est délivré par la pompe carburant entraînée par le moteur vers le régulateur carburant/air. Le régulateur carburant/air dose correctement le débit de carburant en fonction du débit d'air. Après être passé au travers du régulateur, l'air d'admission est délivré aux cylindres par les tubulures du distributeur d'admission, et le carburant dosé est délivré à un distributeur carburant (diviseur de débit). Le distributeur carburant, soumis à la tension d'un ressort sur un diaphragme et une soupape, distribue de façon égale le carburant à un injecteur de type à prélèvement d'air monté dans la chambre de la soupape d'admission de chaque cylindre. Un transducteur de débit carburant de type à turbine, monté entre le régulateur carburant/air et l'unité de distribution carburant génère un signal numérique qui affiche le débit carburant sur les pages de l'EIS;

CIRCUIT DE REFROIDISSEMENT

L'air dynamique pour le refroidissement du moteur pénètre par deux ouvertures d'entrée situées à l'avant du capotage moteur. L'air de refroidissement est dirigé autour des cylindres et autres zones du moteur par des déflecteurs d'air, puis est ensuite évacué par une ouverture située sur le bord inférieur du capotage. Aucun système de refroidissement manuel par volets de capot n'est nécessaire.

HELICE

L'avion est équipé d'une hélice bipale à pas fixe, d'une seule pièce en alliage d'aluminium forgé qui est anodisée pour retarder la corrosion. Le diamètre de l'hélice est de 76 pouces (1,93 m).

CIRCUIT CARBURANT

Le circuit carburant de l'avion (Se reporter à la Figure 7-6) se compose de deux réservoirs structuraux avec mise à l'air libre (un réservoir dans chaque aile), un robinet sélecteur à trois positions, une pompe carburant auxiliaire, un robinet de coupure carburant, un filtre à carburant, une pompe à carburant entraînée par le moteur (pompe mécanique), un régulateur carburant/air, une vanne de répartition de carburant (diviseur de débit) et les injecteurs à carburant.

(A suivre)

CIRCUIT CARBURANT (Suite)

ATTENTION DANGER

POUR CET AVION LES NIVEAUX DE CARBURANT INUTILISABLE ONT ETE DETERMINES SELON LA REGLEMENTATION EN VIGUEUR. LE NON RESPECT DES LIMITES D'EMPLOI DU CARBURANT PRESCRITES DANS LA SECTION 2 PEUT ENTRAINER UNE REDUCTION SUPPLEMENTAIRE DU CARBURANT UTILISABLE EN VOL.

QUANTITES DE CARBURANT EN GALLONS US

RESERVOIRS CARBURANT	NIVEAU CARBURANT (QUANTITE DE CHAQUE RESERVOIR)	CARBURANT TOTAL	TOTAL INUTILISABLE	TOTAL UTILISABLE EN TOUTES CONDITIONS DE VOL
Deux	Plein (28,0)	56,0	3,0	53,0

Figure 7-5

DISTRIBUTION DU CARBURANT

Le carburant s'écoule par gravité à partir des deux réservoirs d'aile vers un robinet sélecteur à trois positions repéré BOTH, RIGHT et LEFT (LES DEUX, DROIT et GAUCHE) vers le réservoir principal. A partir du réservoir principal, le carburant s'écoule au travers de la pompe auxiliaire, passe le robinet de coupure carburant, au travers de la crépine carburant vers la pompe carburant entraînée par le moteur.

De la pompe carburant entraînée par le moteur, le carburant est délivré au régulateur carburant/air où il est dosé et dirigé vers un clapet de distribution carburant (distributeur) qui le distribue vers chaque cylindre. Le débit carburant dans chaque cylindre est continu, et le taux du débit est déterminé par la quantité d'air passant au travers du régulateur carburant/air.

(A suivre)

CIRCUIT CARBURANT (Suite)

SYSTEME D'INDICATION CARBURANT

La quantité de carburant est mesurée par deux capteurs de quantité de carburant de type à flotteur (un dans chaque réservoir), et est affichée sur les pages du Système d'Indication Moteur (EIS). Les quantités sont indiquées en gallons de carburant. Un réservoir vide est repéré sur l'indicateur de quantité de carburant (FUEL QTY GAL) par un trait rouge à l'extrême gauche de l'échelle et par le chiffre "0". Lorsqu'un indicateur montre qu'un réservoir est vide, il reste environ 1,5 gallons (5,7 litres) de carburant inutilisable dans ce réservoir. Les indicateurs ne sont pas exacts lors des glissades, des dérapages ou des attitudes de vol inhabituelles.

L'indicateur de quantité carburant montre le carburant disponible dans le réservoir jusqu'à la limite de la course du flotteur de sonde. A ce niveau, du carburant supplémentaire peut être ajouté pour compléter le plein du réservoir mais aucun mouvement du flotteur ou de l'indicateur ne s'ensuivra. La limite de la course du flotteur correspond approximativement à 24 gallons (90,85 litres) environ et est indiquée par la limite maximale de l'arc vert. Quand le niveau de carburant décroît au dessous du déplacement maximum de la sonde de carburant, l'indicateur affichera la quantité de carburant mesurée dans chaque réservoir. Un contrôle visuel du niveau carburant dans chaque réservoir doit être effectué avant chaque vol. Comparer le niveau visuel et la quantité de carburant indiquée pour estimer plus précisément le carburant utilisable.

Les indicateurs de quantité de carburant détectent des conditions de bas niveau carburant ainsi que signaux incorrects des sondes. Si la quantité de carburant indiquée est inférieure à 5 gallons (19 litres) indiqués (et reste sous cette valeur plus de 60 secondes), les annonciateurs LOW FUEL L (BAS NIVEAU CARBURANT GAUCHE) et LOW FUEL R (BAS NIVEAU CARBURANT DROIT), seront affichés en couleur ambre sur le PFD et une alarme sonore retentira. Les index des indicateurs de quantité carburant et l'indication passera de la couleur blanche à la couleur ambre stable. Quand la quantité de carburant atteint le niveau de carburant utilisable vide étalonné, les annonciateurs LOW FUEL L (BAS NIVEAU CARBURANT GAUCHE) et LOW FUEL R (BAS NIVEAU CARBURANT DROIT) restent ambres mais le(s) index et l'indication virent au rouge et clignotent.

NOTA

Le décollage n'est pas recommandé si les index des deux réservoirs sont dans l'arc jaune et/ou pour tout affichage de l'annonciateur LOW FUEL (BAS NIVEAU CARBURANT).

(A suivre)

CIRCUIT CARBURANT (Suite)

SYSTEME D'INDICATION CARBURANT (Suite)

En plus de l'annonce de bas niveau carburant, la logique de l'alarme est conçue pour signaler les pannes de chaque transmetteur occasionnées par un court circuit ou un circuit ouvert. Si les circuits détectent l'une quelconque de ces conditions dans le circuit, l'indicateur affecté affichera un "X" rouge. Un "X" rouge en travers de la partie supérieure de l'indicateur indique une panne de sonde dans le réservoir gauche. Un "X" rouge en travers de la partie inférieure de l'indicateur indique une panne de sonde dans le réservoir droit.

Le débit carburant est mesuré par un transducteur de type à turbine installé dans l'axe du moteur entre le régulateur carburant/air et le distributeur carburant. Ce débitmètre génère un signal digital qui est affiché comme le taux du débit carburant sur l'indicateur FFLOW GPH (DEBIT CARBURANT GALLONS/HEURE) des pages EIS. FFLOW GPH est affiché soit comme un indicateur analogique horizontal, soit comme une valeur numérique en fonction de la page EIS active. Pour les informations de consommation carburant, une fonction totalisateur de carburant est donnée dans la page SYSTEM EIS en tant que GAL USED (GALLONS UTILISES). Cet indicateur numérique indique la quantité totale de carburant utilisée depuis la dernière remise à zéro du totalisateur. Pour remettre à zéro le totalisateur de carburant, la page du système EIS doit être active et la touche de fonction RST USED (REMISE A ZERO UTILISEE) doit être sélectionnée. Le totalisateur de carburant ne fournit aucune indication sur la quantité de carburant restant dans chaque réservoir et devra uniquement être utilisé avec les autres procédures de gestion carburant pour estimer le carburant total restant.

UTILISATION DE LA POMPE CARBURANT AUXILAIRE

La pompe à carburant auxiliaire est principalement utilisée pour l'amorçage du moteur avant le démarrage. L'amorçage est accompli au travers du circuit d'injection carburant. Si l'interrupteur (FUEL PUMP (POMPE CARBURANT)) de la pompe à carburant auxiliaire est accidentellement positionné sur ON pendant des périodes prolongées (l'interrupteur général MASTER étant sur marche et le mélange sur riche), alors que le moteur est arrêté, le moteur peut être noyé.

La pompe à carburant auxiliaire est également utilisée pour supprimer la vaporisation du carburant par temps chaud. Normalement, une utilisation momentanée doit être suffisante pour supprimer la vapeur de carburant ; toutefois, une utilisation continue est autorisée si nécessaire. Avec la pompe à carburant moteur en fonctionnement normal, la mise en marche de la pompe à carburant auxiliaire entraîne seulement un enrichissement très mineur du mélange.

(A suivre)

CIRCUIT CARBURANT (Suite)

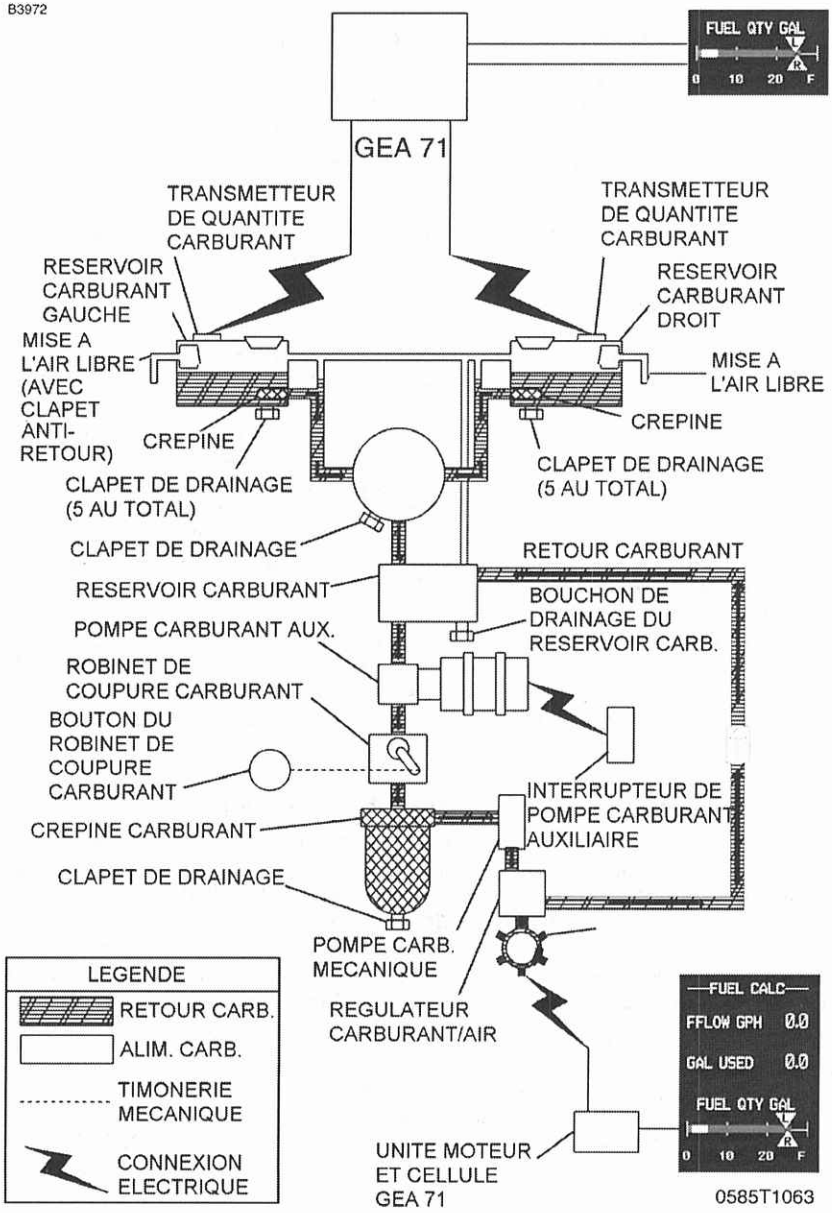


Figure 7-6. Circuit Carburant

CIRCUIT CARBURANT (Suite)

FONCTIONEMENT DE LA POMPE A CARBURANT AUXILIAIRE

Il n'est pas nécessaire d'utiliser la pompe carburant auxiliaire pour les décollages et les atterrissages normaux puisque la gravité et la pompe entraînée par le moteur fourniront un débit carburant adéquat. En cas de panne de la pompe à carburant entraînée par le moteur, l'utilisation de la pompe à carburant auxiliaire fournira suffisamment de carburant pour maintenir le vol à la puissance maximale continue.

CIRCUIT DE RETOUR CARBURANT

Un circuit de retour carburant améliore le fonctionnement du moteur lors des utilisations au sol par temps chauds. Le circuit de retour carburant transporte une quantité mesurée de carburant du régulateur carburant/air vers le réservoir carburant principal. Le débit carburant accru dû au circuit retour résulte dans des températures carburant plus basses au niveau de l'entrée moteur et aide ainsi à minimiser la quantité de vapeur carburant générée dans les tuyauteries carburant lors des utilisations sous des températures extérieures élevées. Voir la Section 4 pour les informations concernant les Utilisations par Temps Chauds.

MISE A L'AIR LIBRE DU CIRCUIT CARBURANT

La mise à l'air libre du circuit carburant est essentielle au fonctionnement du circuit. L'obstruction complète des mises à l'air libre provoquera une diminution du débit carburant et l'arrêt éventuel du moteur. La mise à l'air libre s'effectue par une canalisation reliant les réservoirs et gauche et droit. Le réservoir gauche est mis à l'air libre par l'intermédiaire d'une tuyauterie de mise à l'air libre, équipée d'un clapet anti-retour, qui ressort de la surface inférieure (intrados) de l'aile gauche près du hauban d'aile. Les deux bouchons de remplissage carburant sont également équipés de mises à l'air libre.

CAPACITE CARBURANT PARTIELLE

L'avion peut être avitaillé avec une capacité carburant partielle pour permettre des chargements cabine plus importants. Ceci s'effectue en remplissant chaque réservoir jusqu'au bord inférieur de la languette de remplissage carburant, permettant donc une charge carburant réduite de 17,5 gallons (66,25 litres) utilisables dans chaque réservoir.

(A suivre)

CIRCUIT CARBURANT (Suite)

ROBINET SELECTEUR DE CARBURANT

Le robinet sélecteur (FUEL SELECTOR) de carburant sera sur la position BOTH (LES DEUX) pour le décollage, la montée, la descente, l'atterrissage et pendant les manœuvres qui impliquent des glissades ou des dérapages prolongés de plus de 30 secondes. Le fonctionnement à partir du réservoir LEFT (GAUCHE) ou RIGHT (DROIT), est uniquement réservé au vol de croisière.

NOTA

- Lorsque la manette du robinet sélecteur de carburant est sur la position BOTH (LES DEUX) en croisière, le débit de carburant de chaque réservoir peut ne pas être égal si les ailes ne sont pas maintenues exactement horizontales. La sensation "d'aile lourde" résultante peut être éliminée progressivement en plaçant la manette du robinet sélecteur sur le réservoir correspondant à "l'aile lourde". Il n'est pas possible de mesurer le temps nécessaire pour consommer la totalité du carburant d'un réservoir ou, après avoir sélectionné le réservoir opposé, prévoir le même temps d'utilisation pour consommer le carburant restant. L'espace vide dans les deux réservoirs est interconnecté par une canalisation de mise à l'air libre et par conséquent, il faut s'attendre à un certain transfert de carburant entre les deux réservoirs lorsqu'ils sont pratiquement pleins et que les ailes ne sont pas horizontales.
- Lorsqu'il reste 1/4 quart de réservoir; ou moins, des vols prolongés non coordonnés tels que des dérapages ou des glissades, peuvent découvrir les orifices d'alimentation carburant du réservoir. En conséquence, en cas d'utilisation avec une réservoir vide ou en cas d'utilisation sur le réservoir LEFT (GAUCHE) ou RIGHT (DROIT) quand le réservoir est à 1/4 plein ou moins, ne pas maintenir l'avion dans des vols non coordonnés sur des périodes dépassant 30 secondes.

CLAPETS DE DRAINAGE DU CIRCUIT CARBURANT

Le circuit carburant est équipé de clapets de drainage qui permettent l'examen du carburant du circuit pour la contamination et la qualité. Le circuit sera examiné avant chaque vol et après chaque ravitaillement en carburant, en utilisant le bol d'échantillonnage fourni pour prélever du carburant des puisards de chaque réservoir d'aile, du puisard du réservoir principal, du clapet de drainage du robinet sélecteur et du puisard de filtre carburant. Si une trace quelconque de contamination carburant est découverte, elle doit être éliminée conformément à la liste des vérifications de la Visite avant vol et les discussions de la Section 8 de ce manuel. Si les limitations de masse au décollage pour le prochain vol le permettent, le plein des réservoirs carburant sera effectué après chaque vol pour empêcher la condensation.

CIRCUIT DE FREINAGE

L'avion comporte un frein hydraulique monodisque sur chaque roue de train principal. Chaque frein est raccordé par une tuyauterie hydraulique au maître-cylindre fixé sur chaque pédale de palonnier du pilote. Les freins sont commandés en appuyant sur le sommet des pédales de chaque jeu gauche (pilote) ou droit (copilote) puisque les deux ensembles sont conjugués. Lorsque l'avion est parqué, les deux roues principales peuvent être freinées en utilisant le frein de parc qui est commandé par une poignée située sous le côté gauche du panneau des instruments. Pour appliquer le frein de parc, appuyer sur les pédales de freins, tirer la poignée vers l'arrière et la tourner de 90° vers le bas.

Pour augmenter la durée de vie des freins, garder le circuit de freinage correctement entretenu et réduire l'utilisation des freins pendant les opérations de roulage au sol et les atterrissages.

Les symptômes de panne imminente des freins sont les suivants : diminution progressive du freinage après l'application des freins, freins bruyants ou grippés, pédales molles ou spongieuses, course excessive et freinage faible. Si un de ces symptômes apparaît, le circuit de freinage nécessite une attention immédiate. Si pendant le roulage, ou la course d'atterrissage, l'efficacité des freins diminue, relâcher les pédales puis freiner à nouveau en appliquant une forte pression. Si les freins deviennent spongieux ou que la course des pédales augmente, le pompage des pédales peut augmenter la pression de freinage. En cas de diminution d'efficacité ou de panne d'un frein, utiliser l'autre frein avec ménagement en appuyant sur le palonnier opposé pour contrer le bon frein avec la gouverne de direction.

CIRCUIT ELECTRIQUE

L'avion est équipé d'un circuit électrique courant continu (CC) de 28 volts se composant d'un alternateur de 60 ampères entraîné par courroie et d'une batterie principale de 24 volts (se reporter à la Figure 7-7). La batterie est installée à l'intérieur du capotage moteur sur la cloison pare-feu gauche. L'alternateur et la batterie sont commandés par l'interrupteur général MASTER (ALT et BAT) situé prés du sommet du panneau des instruments du pilote.

Le courant est distribué à la majeure partie des circuits électriques par l'intermédiaire de deux barres bus principales (ELECTRICAL BUS 1 et ELECTRICAL BUS 2) (BUS ELECTRIQUE 1 et BUS ELECTRIQUE 2) avec une barre bus essentielle et une barre bus d'interconnexion, connectées aux deux barres bus principales, pour alimenter les équipements essentiels.

(A suivre)

CIRCUIT ELECTRIQUE (Suite)

Le circuit est équipé d'une batterie secondaire ou "de secours" installée entre la cloison pare-feu et le panneau des instruments. L'interrupteur STBY BATT (BATTERIE DE SECOURS) contrôle l'alimentation de ou vers la batterie de secours. La batterie de secours est disponible pour alimenter la barre Bus Essentielle dans le cas où les sources d'alimentation de l'alternateur et de la batterie principale soient en panne.

Les barres bus principales sont alimentées chaque fois que le contact général MASTER (BAT) est mis sur "ON", et ne sont pas affectées par l'utilisation du démarreur ou d'une source d'alimentation extérieure. Chaque barre bus principale est également connectée à une barre bus des avioniques par l'intermédiaire d'un disjoncteur et les interrupteurs AVIONICS BUS 1 et BUS 2 (BUS DES AVIONNIQUES 1 et 2). Les deux barres bus des avioniques sont sous tension chaque fois que le contact général MASTER (BAT) et l'interrupteur AVIONICS correspondant sont mis sur "ON".

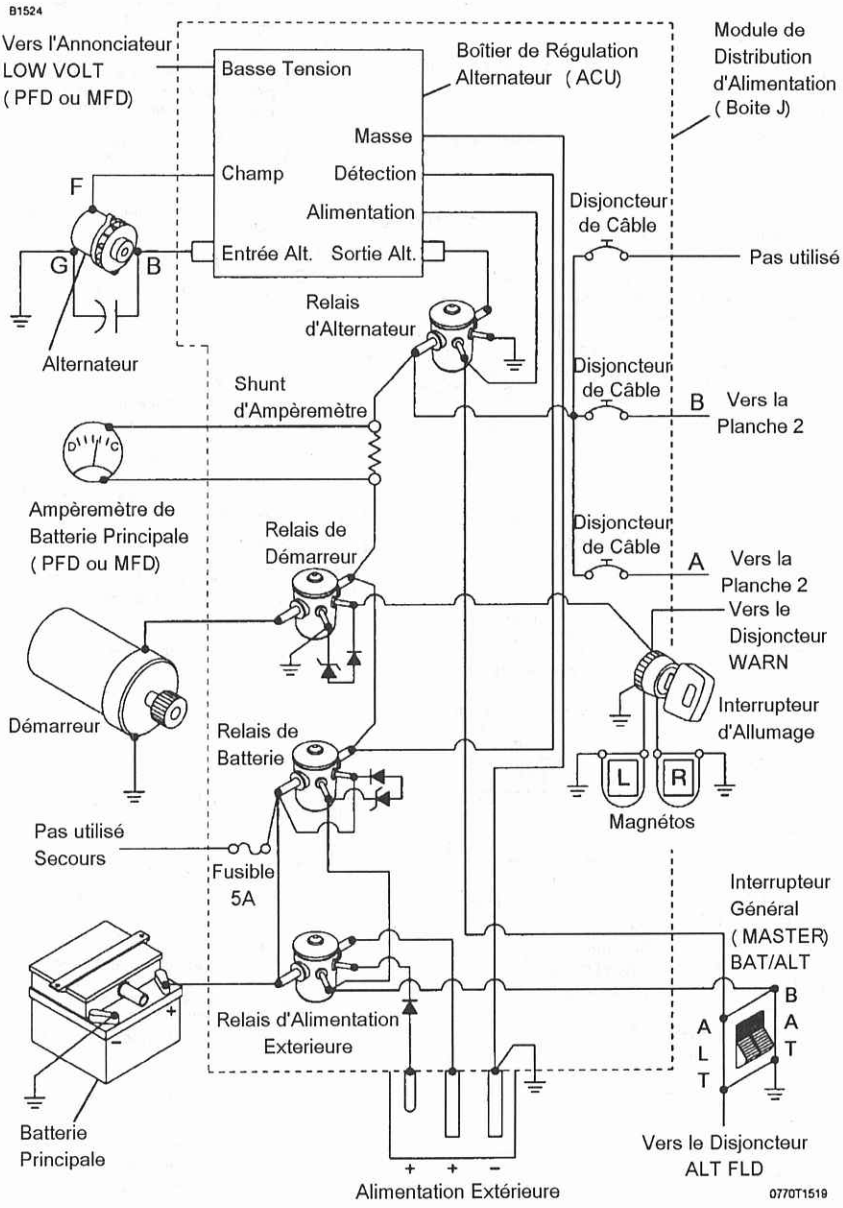
ATTENTION

LES INTERRUPTEURS DES AVIONIQUES DES BARRES BUS 1 ET BUS 2 SERONT MIS SUR "OFF" POUR EVITER TOUTE TENSION TRANSITOIRE D'ENDOMMAGER LES EQUIPEMENTS AVIONIQUES AVANT DE PLACER L'INTERRUPTEUR GENERAL "MASTER" SUR "ON" OU "OFF", DE DEMARRER LE MOTEUR, OU DE BRANCHER UNE SOURCE D'ALIMENTATION EXTERIEURE.

L'avion inclut un module de distribution d'énergie situé sur le côté avant gauche de la cloison pare-feu pour abriter tous les relais utilisés dans le circuit électrique de l'avion. Le régulateur de l'alternateur, les capteurs de courant de batterie principale et le connecteur d'alimentation externe sont également regroupés dans ce module.

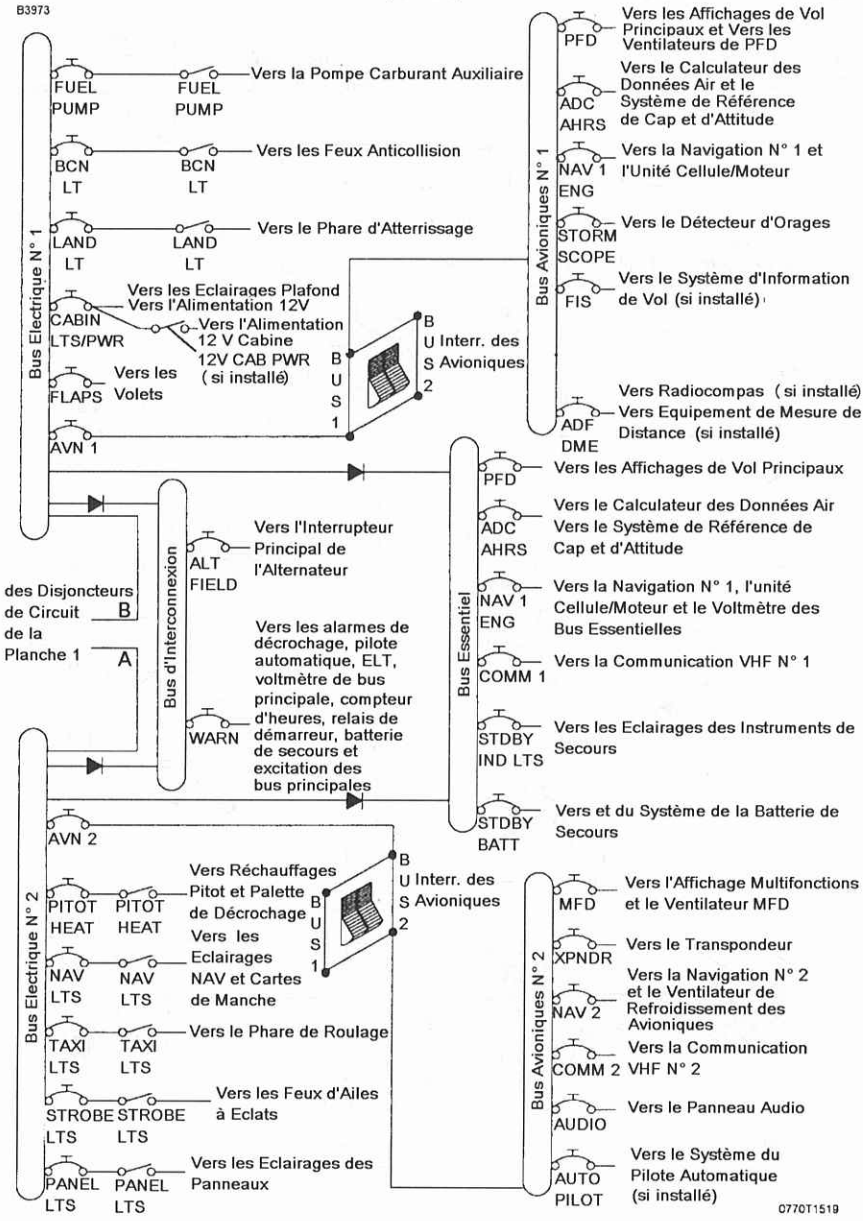
(A suivre)

CIRCUIT ELECTRIQUE (Suite)



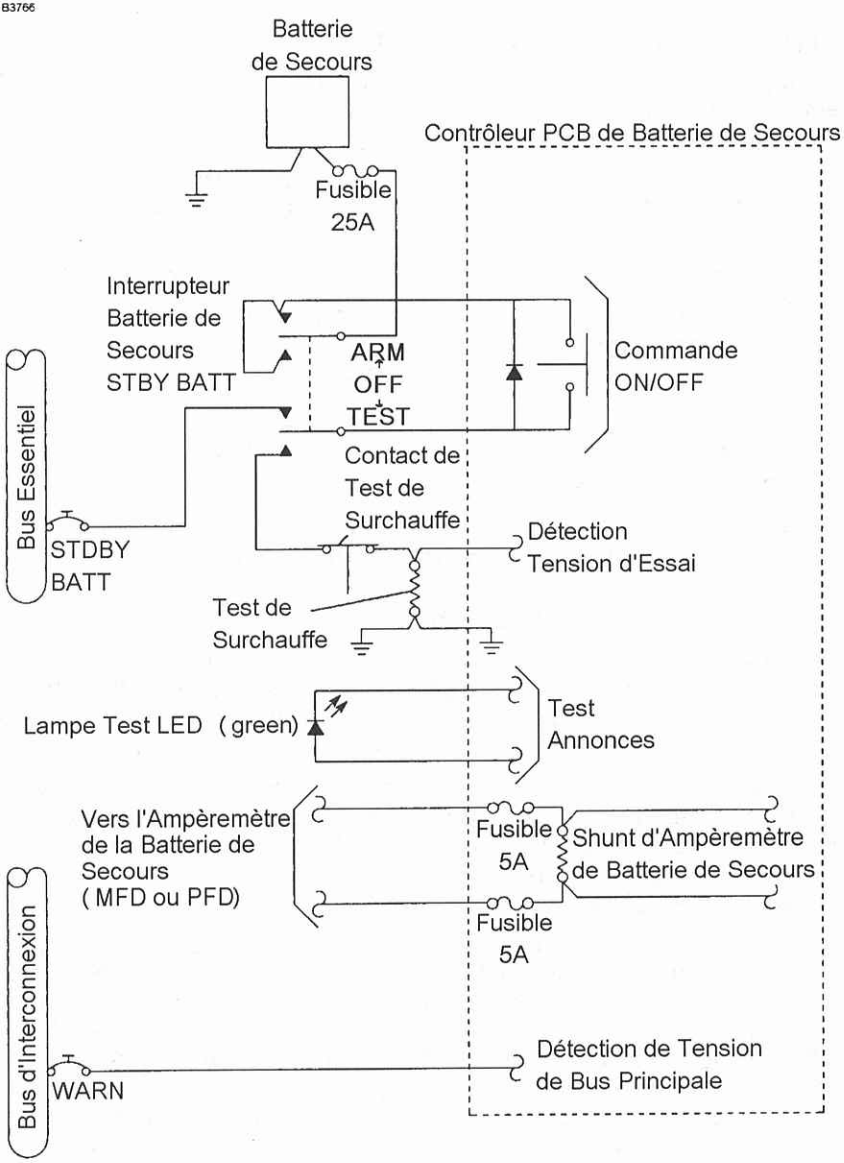
Figue 7-7 (Planche 1 de 3)

CIRCUIT ELECTRIQUE (Suite)



Figue 7-7 (Planche 2)

CIRCUIT ELECTRIQUE (Suite)



Figue 7-7 (Planche 3)

CIRCUIT ELECTRIQUE (Suite)

PANNEAU DES ANNONCIATEURS G1000

Toutes les annonces d'alarmes, d'attention et d'attention danger sont affichées du côté droit sur l'écran PFD à côté de l'indicateur de vitesse verticale. Les annonces suivantes sont présentées :

OIL PRESSURE (PRESSION D'HUILE)	LOW VACCUM (DEPRESSION FAIBLE)
LOW FUEL L (BAS NIVEAU CARBU. GAUCHE)	LOW FUEL R (BAS NIVEAU CARBU. DROIT)
LOW VOLTS (BASSE TENSION)	PITCH TRIM (COMPENSATEUR DE TANGAGE
HIGH VOLTS (TENSION ELEVEE)	CO LVL HIGH (si installé) NIVEAU CO ELEVE
STBY BAT (BAT DE SECOURS)	

Se reporter au Guide de Référence Cockpit Garmin GI000, Appendix A, pour plus d'information sur les annonces du système

CONTACT GENERAL (MASTER)

Le contact général MASTER est un commutateur double de type basculeur. Le côté BAT de l'interrupteur commande l'alimentation électrique de la batterie principale vers l'avion. Le côté ALT de l'interrupteur commande le circuit de l'alternateur.

En conditions normales, les deux côtés du contact général (ALT et BAT) sont simultanément sur ON; cependant, le côté BAT du commutateur peut être sélectionné séparément si nécessaire. Le côté ALT de l'interrupteur ne peut être mis sur ON sans que le côté BAT soit également positionné sur ON.

Si l'alternateur tombe en panne, l'interrupteur général MASTER peut être placé sur la position OFF afin de préserver la capacité de la batterie pour une utilisation ultérieure pendant le vol. Avec le contact général MASTER sur OFF et l'interrupteur STBY BATT (BATTERIE DE SECOURS) sur la position ARM (ARME), la batterie de secours alimentera la barre bus essentielle pendant une période de temps limitée. Le temps restant peut être estimé en surveillant la tension de la Barre Bus Essentielle. A 20 Volts, la batterie de secours a peu ou pas de capacité restante.

(A suivre)

CIRCUIT ELECTRIQUE (Suite)

INTERRUPTEUR DE BATTERIE DE SECOURS

L'interrupteur général STBY BATT (BATTERIE DE SECOURS) est un interrupteur à trois positions (ARM-OFF-TEST) (ARME-OFF-TEST) qui teste et contrôle le circuit de la batterie de secours. Le niveau d'énergie de la batterie sera vérifié avant le démarrage du moteur (Se reporter à la Section 4) en plaçant l'interrupteur sur la position momentanée TEST et en observant l'éclairage correct de la lampe TEST située à droite de l'interrupteur. Les essais de niveau d'énergie ne sont pas recommandés après le démarrage du moteur.

Le positionnement de l'interrupteur sur la position ARM lors du cycle de démarrage moteur permettra à la batterie de secours d'aider à réguler et à filtrer la tension de la barre Bus Essentielle. L'interrupteur est placé sur la position ARM (ARME) pendant les opérations normales en vol pour charger la batterie de secours et lui permettre d'être prête à alimenter la barre bus essentielle en cas de panne de l'alternateur et de la batterie. Le positionnement de l'interrupteur sur OFF, déconnecte la batterie de secours de la barre bus essentielle. Des utilisations avec l'interrupteur STBY BATT sur la position OFF empêchent la batterie de secours de se charger et de délivrer automatiquement une alimentation électrique si une panne du circuit électrique se produit.

INTERRUPTEUR DES AVIONIQUES

L'interrupteur AVIONICS (AVIONIQUES) est de type à basculeur double qui commande l'alimentation de la barre AVIONICS BUS 1 et AVIONICS BUS 2. Le placement de l'un ou l'autre côté de l'interrupteur sur la position ON alimente la barre bus correspondante des avioniques. Les deux côtés de l'interrupteur AVIONICS devront être placés sur la position OFF avant de mettre le contact général MASTER sur ON ou OFF, de démarrer le moteur, ou de brancher une source d'énergie extérieure.

(A suivre)

CIRCUIT ELECTRIQUE (Suite)

SURVEILLANCE ET ANNONCES DU CIRCUIT ELECTRIQUE

VOLTMETRE

L'indication de tension (VOLTS) pour les barres bus Principales et Essentielle est affichée en bas des pages EIS ENGINE ou SYSTEM et est repérée "M BUS E" (PRINCIPALE – BUS – ESSENTIELLE). La tension de la barre bus principale est affichée de façon numérique en dessous du "M". La tension de la barre bus Essentielle est affichée de façon numérique en dessous du "E". La tension de la barre bus Principale est mesurée au niveau du disjoncteur WARN de la barre bus X-FEED (ALIMENTATION TRANSVERSALE). La tension de la barre bus Essentielle est mesurée au niveau du disjoncteur NAV1 ENG sur la barre bus essentielle. Les tensions normales des barres bus lorsque l'alternateur est en fonctionnement sont d'environ 28 Volts. Si la tension de la barre bus Principale ou de la barre bus Essentielle descend à 24,5 volts ou au dessous, la valeur numérique et l'affichage VOLTS tourneront au rouge. Cette alarme plus l'annonce "LOW VOLTAGE" (BASSE TENSION) signifie que l'alternateur ne fournit pas toute la puissance requise par l'avion. Des tensions indiquées entre 24,5 et 28 volts peuvent se produire lors des utilisations moteur aux faibles régimes (RPM) (Se reporter au nota du paragraphe ALARME BASSE TENSION).

AMPEREMETRE

L'indication de courant (AMPS) pour les batteries principale et de secours est affichée en bas des pages EIS ENGINE ou SYSTEM et est repérée "M BATT S" (PRINCIPALE – BATTERIE – SECOURS). Le courant de la batterie principale est affiché de façon numérique en dessous du "M'. Le courant de la batterie de secours est affiché de façon numérique en dessous du "S". Une valeur positive de courant (affichée en blanc) indique que la batterie est en train de charger. Une valeur négative de courant (affichée ambre) indique que la batterie se décharge. Dans le cas où l'alternateur ne fonctionne pas ou que la charge électrique dépasse la sortie de l'alternateur, l'ampèremètre de la batterie principale indique un taux de décharge de la batterie principale.

Dans le cas où la décharge de la Batterie de Secours est requise, une décharge stable normale sera inférieure à 4 Ampères. Après le démarrage moteur, l'interrupteur STBY BATT étant placé sur la position ARM (ARME); l'ampèremètre de la Batterie de Secours doit indiquer une charge indiquant le chargement correct du circuit de Batterie de Secours.

(A suivre)

CIRCUIT ELECTRIQUE (Suite)

ANNONCE DE BASSE-TENSION (LOW VOLTAGE)

Un signal du Boîtier de Régulation de l'Alternateur (ACU) situé à l'intérieur du Module de Distribution d'Energie déclenche l'affichage de l'annonciateur d'alarme rouge "LOW VOLTAGE" (BASSE TENSION) sur le PFD. "LOW VOLTAGE" est affiché lorsque la tension de la barre bus Principale mesurée dans la boîte de jonction est inférieure à 24,5 volts. Cette annonce d'alarme est une indication que l'alternateur ne délivre pas la puissance requise par l'avion. Si les causes déclenchant cette alarme ne peuvent être solutionnées, les charges électriques non essentielles devront être éliminées et le vol sera interrompu dès que possible.

NOTA

Durant les utilisations à bas RPM avec une charge électrique élevée sur le circuit, telles qu'au roulage à bas RPM, l'annonce "LOW VOLTAGE" peut s'allumer, les valeurs de tension de barre bus peuvent devenir rouges, et des indications de décharge de l'ampèremètre de Batterie Principale pourront se produire. Dans de telles conditions, augmenter les RPM ou réduire les charges électriques pour diminuer la consommation sur la batterie.

Dans le cas où une surtension (ou autre panne d'alternateur) se produit, le Boîtier de Régulation de l'Alternateur (ACU) déclenchera automatiquement le disjoncteur ALT FIELD (CHAMP ALTERNATEUR), en coupant le courant d'excitation de l'alternateur et en inhibant la sortie de distribution de l'alternateur. La Batterie Principale fournira alors le courant au circuit électrique comme indiqué par un taux de décharge (valeur négative) sur l'ampèremètre M BATT (BATTERIE PRINCIPALE). L'annonce LOW VOLTS (BASSE TENSION) s'allume quand la tension du circuit chute au dessous de 24,5 volts. Enclencher (enfoncer) le disjoncteur ALT FIELD, pour alimenter le boîtier de régulation de l'alternateur (ACU). Si l'annonce d'alarme s'éteint et que l'ampèremètre (M BATT) indique un courant positif, la charge normale de l'alternateur est rétablie. Si l'annonce revient ou si le disjoncteur de circuit ALT FIELD se déclenche à nouveau, un dysfonctionnement de l'alternateur s'est produit. Si le disjoncteur de circuit se déclenche à nouveau, NE PAS LE REENCLENCHER à nouveau. Demander à un technicien qualifié de déterminer la cause et de corriger le dysfonctionnement. Couper toutes les charges électriques non essentielles et atterrir dès que possible.

(A suivre)

CIRCUIT ELECTRIQUE (Suite)

ANNONCE DE BASSE-TENSION (LOW VOLTAGE) (Suite)

Le disjoncteur ALT FIELD (CHAMP ALTERNATEUR) peut se déclencher occasionnellement lors du démarrage moteur suite à une surtension transitoire. A condition que la sortie normale de l'alternateur soit rétablie après le réenclenchement du disjoncteur ALT FIELD, ces phénomènes sont considérés comme des nuisances passagères. Si le disjoncteur ALT FIELD se déclenche à nouveau après le réenclenchement, ne plus tenter de le réarmer. Ces coupures répétitives indiquent un problème dans le circuit électrique qui doit être corrigé par un technicien de maintenance qualifié avant le prochain vol.

DISJONCTEURS ET FUSIBLES

Des disjoncteurs individuels de circuits sont situés sur le panneau des disjoncteurs de circuit en dessous du manche pilote. Tous les disjoncteurs de circuits des BUS ESSENTIELLE, BUS AVIONIQUE 1 et BUS AVIONIQUE 2 sont du type à "tirer" pour la gestion des charges électriques. L'emploi de ce type de disjoncteur comme interrupteur est à déconseillé car son utilisation en tant qu'interrupteur diminue sa durée de vie.

Le Module de Distribution d'Energie utilise trois disjoncteurs pour les câbles d'alimentation des barres bus. Des fusibles "à action rapide" de type automobile sont utilisés pour la Batterie de Secours. Le circuit de dérivation de courant de la batterie de secours utilise deux fusibles remplaçables en piste situés dans le circuit imprimé du Contrôleur de la Batterie de Secours.

La plupart des équipements GARMIN G1000 ne possède pas de fusible de rechange et doivent être renvoyés chez GARMIN par un atelier agréé pour remplacement.

PRISE DE PARC

Une prise de parc est intégrée au module de distribution d'énergie et permet l'utilisation d'une source d'alimentation extérieure pour les démarrages par temps froid et les opérations d'entretien de longue durée sur les équipements électriques et électroniques. La prise de parc est montée sur le côté gauche de l'avion, près de la cloison pare-feu. L'accès à cette prise est possible en retirant le couvercle.

(A suivre)

CIRCUIT ELECTRIQUE (Suite)

PRISE DE PARC (Suite)

NOTA

Placer les interrupteurs AVIONICS BUS 1 et BUS 2 sur OFF si aucune avionique n'est nécessaire. Si une intervention d'entretien s'avère nécessaire sur ces avioniques, une source d'alimentation extérieure réglée à 28 V CC et filtrée doit être utilisée pour éviter d'endommager les équipements avioniques par les tensions transitoires. Placer les interrupteurs AVIONICS BUS 1 et BUS 2 sur OFF avant de démarrer le moteur.

Après chaque démarrage moteur par une source d'alimentation extérieure, les vérifications suivantes seront effectuées (après avoir déconnecté la source d'alimentation extérieure):

1. Contact général MASTER (ALT et BAT) – OFF.
2. Interrupteurs des feux de ROULAGE et d'ATTERRISSAGE – ON.
3. Régime moteur – REDUIRE au ralenti.
4. Interrupteur général MASTER (ALT et BAT) – ON (avec les interrupteurs des feux de roulage et d'atterrissage sur ON).
5. Régime moteur – ACCELERER (jusqu'à environ 1500 tr/min).
6. Ampèremètre (BAT) de batterie principal – VERIFIER (la batterie doit être en charge, ampérage positif).
7. Alarme basse tension – VERIFIER (pas d'alarme LOW VOLTS).

NOTA

Si l'ampèremètre de la batterie principale (M BATT) n'affiche pas un taux de charge positif ou l'alarme basse tension ne s'éteint pas, la batterie principale devra être déposée et correctement réparée avant le prochain vol.

CIRCUITS D'ECLAIRAGE

ECLAIRAGES EXTERIEURS

Les éclairages extérieurs se composent de feux de navigation situés sur les saumons d'aile et l'extrémité du cône de queue, de phares d'atterrissage/roulage montés dans le bord d'attaque de l'aile gauche, d'un phare anti-collision à éclats installé au sommet de la dérive verticale et d'un feu anti-collision sur chaque saumon d'aile.

Deux lampes de courtoisie sont encastrées dans les surfaces inférieures de chaque aile et fournissent un éclairage pour chacune des portes d'accès. L'interrupteur des lampes de courtoisie est situé dans la console en plafond du pilote. Une pression sur l'interrupteur des lampes de courtoisie provoquera l'allumage des lampes et une nouvelle pression les éteindra.

Les autres éclairages extérieurs sont commandés par des interrupteurs situés sur le panneau éclairé des interrupteurs à gauche du PFD. Les éclairages extérieurs sont regroupés dans la section LIGHTS du panneau des interrupteurs. Pour activer les feux BEACON, LAND (Phare d'atterrissage), TAXI (Phare de roulage), NAV et STROBE, placer l'interrupteur en position haute. Le panneau des disjoncteurs de ces éclairages se trouve sur la partie inférieure gauche du panneau des instruments sous le PFD. Les disjoncteurs, sont regroupés par barre bus électrique avec ELECTRICAL BUS 1 pour BEACON et LAND, et ELECTRICAL BUS 2 pour TAXI, NAV et STROBE.

NOTA

Les feux anti-collision et le feu à éclats ne doivent pas être utilisés pendant la traversée de nuages ou d'une couche nuageuse; les éclats de lumière, réfléchis par les fines gouttelettes ou les particules d'eau en suspension dans l'atmosphère, peuvent produire des vertiges et des pertes d'orientation, particulièrement la nuit.

(A suivre)

CIRCUITS D'ECLAIRAGE

ECLAIRAGES INTERIEURS

Les éclairages intérieurs sont commandés par une combinaison d'éclairages généraux réglables dans la zone équipage, de panneaux éclairés par l'intérieur pour les interrupteurs et les disjoncteurs, de l'éclairage du panneau des avioniques, de l'éclairage des instruments, de l'éclairage du pupitre, de l'éclairage de carte du manche pilote et l'éclairage général de la zone passagers.

Pour les avions des numéros de série 172S9810 à 172S10102, l'éclairage général est assuré au moyen d'un éclairage réglable dans la zone de l'équipage à l'avant et d'un éclairage en plafond dans la zone passagers à l'arrière. Les deux éclairages sont situés dans la console en plafond et sont commandés par un interrupteur variateur pour l'éclairage avant et un bouton poussoir pour l'éclairage arrière. L'éclairage avant est orientable et fournit un éclairage directionnel pour le pilote et le passager avant. L'éclairage du plafonnier arrière assure un éclairage général dans la zone arrière de la cabine. L'éclairage du plafonnier arrière et l'éclairage des lampes de courtoisie partagent le même interrupteur.

Pour les avions des numéros de série 172S10103 et suivants, l'éclairage général est assuré au moyen de deux éclairages réglables dans la zone équipage de la cabine avant et d'un éclairage en plafond dans la zone arrière des passagers. Ces éclairages sont situés dans la console en plafond et sont commandés par des variateurs pour les éclairages avant et un interrupteur à bouton poussoir pour l'éclairage arrière. Les éclairages avant sont orientables afin de fournir un éclairage directionnel pour le pilote et le passager avant. L'éclairage arrière en plafond peut également être orienté pour fournir un éclairage général des zones arrière de la cabine. L'éclairage du plafonnier arrière et l'éclairage des lampes de courtoisie partagent le même interrupteur.

L'éclairage des panneaux des interrupteurs, des disjoncteurs, des commandes moteur et du panneau de commande de l'environnement est assuré en utilisant des panneaux éclairés par l'intérieur par des Diodes Electroluminescentes (DEL). La rotation du variateur SW/CB PANELS (PANNEAUX INTERRUPTEURS/DISJONCTEURS), situé sur le panneau du groupe DIMMING (ATTENUATION), commande le niveau d'éclairage pour les deux panneaux. Une rotation du variateur en sens anti-horaire réduit l'intensité lumineuse du niveau le plus élevé jusqu'à l'extinction complète.

L'éclairage du pupitre se compose de deux lampes sous cache situées à divers endroits du pupitre. La rotation du variateur PEDESTAL (PUPITRE), situé sur le tableau des boutons du groupe DIMMING (ATTENUATION), commande ces éclairages. Une rotation du variateur en sens anti-horaire réduit l'intensité lumineuse du niveau le plus élevé jusqu'à l'extinction complète.

(A suivre)

CIRCUITS D'ECLAIRAGE (Suite)

ECLAIRAGES INTERIEURS (Suite)

L'éclairage du panneau des avioniques se compose des éclairages de l'écran et de fond d'écran du PFD et MFD, de l'éclairage du Panneau Audio, des touches et de l'affichage du Pilote Automatique KAP 140. La rotation de l'atténuateur AVIONICS, situé sur le tableau des boutons du groupe DIMMING (ATTENUATION), commande le niveau d'éclairage. Le positionnement du bouton sur OFF, complètement tourné dans le sens anti-horaire, entraîne les écrans des avioniques à utiliser des cellules photoélectriques pour contrôler automatiquement les niveaux d'intensité. Ceci est la méthode recommandée d'éclairage des avioniques pour tous les niveaux de luminosité lorsque les éclairages des fenêtres d'affichage et des touches ne sont pas nécessaires. Pour des niveaux d'éclairage faibles et de nuit la rotation de l'atténuateur dans le sens horaire à partir de la position OFF place toute la commande du niveau d'éclairage des avioniques sur l'atténuateur AVIONICS. Ceci est la méthode recommandée pour utiliser l'éclairage des avioniques de nuit et aux faibles luminosités pour permettre au pilote de contrôler l'intensité des niveaux à adapter en fonction de l'obscurité.

La rotation du bouton variateur STDBY IND (INSTRUMENTS DE SECOURS), situé sur le panneau des interrupteurs du groupe DIMMING, commande l'éclairage de l'indicateur de vitesse de secours, de l'horizon artificiel (indicateur d'attitude), de l'altimètre et du compas magnétique non stabilisé. Une rotation du variateur dans le sens anti-horaire réduit l'intensité lumineuse du niveau le plus élevé jusqu'à l'extinction complète.

L'éclairage de carte du manche pilote est assuré au moyen d'un ensemble rhéostat et lampe, situé au-dessous du manche pilote. La lampe éclaire vers le bas, de la base de l'étrier jusqu'à la zone des genoux du pilote. Pour utiliser l'éclairage, placer d'abord l'interrupteur NAV sur ON puis régler l'intensité la lampe de carte avec le rhéostat. La rotation du variateur d'intensité dans le sens horaire augmente l'intensité de l'éclairage, et la rotation du variateur dans le sens anti-horaire diminue l'intensité de l'éclairage.

(A suivre)

CIRCUITS D'ECLAIRAGE (Suite)

ECLAIRAGES INTERIEURS (Suite)

Quel que soit le circuit d'éclairage en question, la cause la plus probable d'une panne d'éclairage est due à une ampoule grillée. Cependant, dans le cas où un circuit d'éclairage refuse de s'allumer, vérifier le disjoncteur approprié. Si le disjoncteur est déclenché et qu'aucune indication évidente de court-circuit n'apparaît (fumée ou odeur), mettre l'interrupteur des éclairages concernés sur OFF, réenclencher le disjoncteur; et remettre l'interrupteur sur ON à nouveau. Si le disjoncteur se déclenche de nouveau, ne pas le réenclencher jusqu'à ce qu'une intervention de maintenance soit effectuée.

SYSTEME DE CHAUFFAGE, DE VENTILATION ET DE DEGIVRAGE DANS LA CABINE

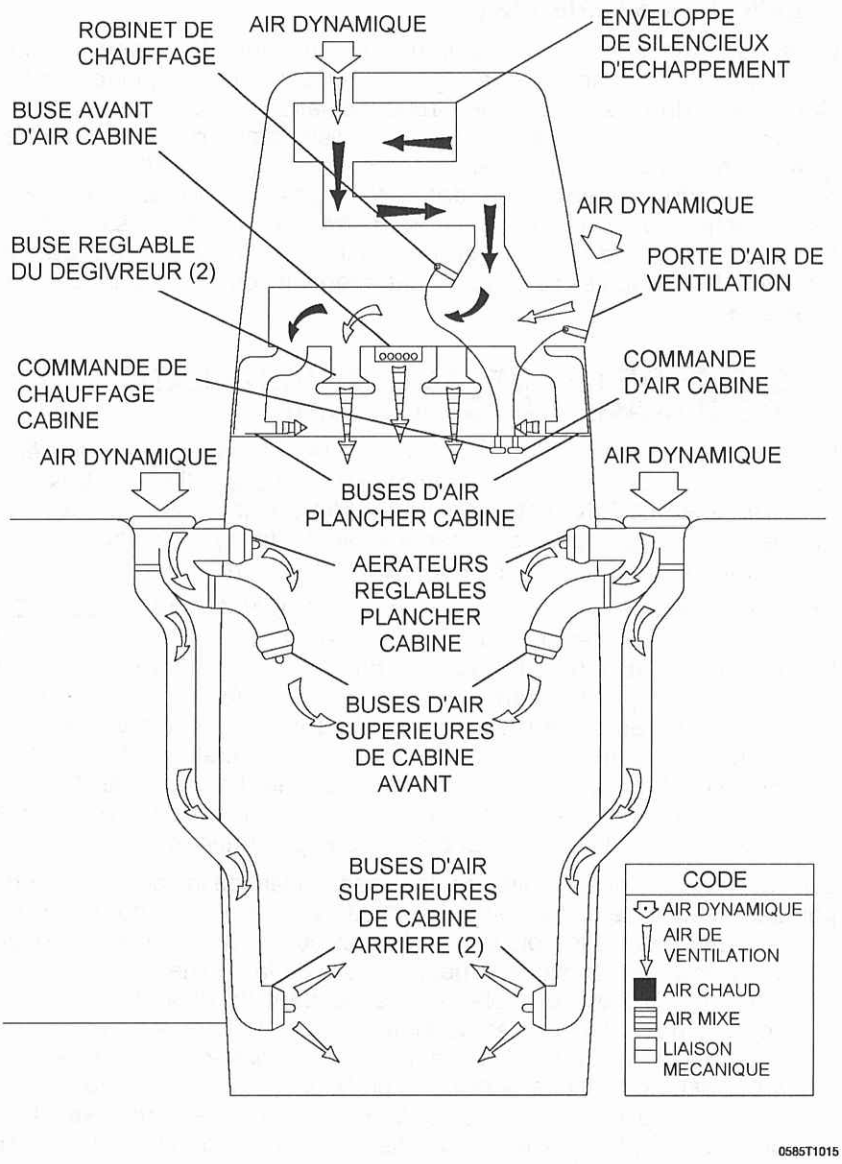
La température et le volume d'air admis dans la cabine peuvent être régulés en agissant sur les commandes pousser-tirer CABIN HT (CHAUFFAGE CABINE) et CABIN AIR (AIR CABINE) (Se reporter à la Figure 7-8). Les deux commandes sont du type à bouton de verrouillage et permettent les réglages intermédiaires.

Pour la ventilation cabine, tirer le bouton CABIN AIR (AIR CABINE). Pour augmenter la température de l'air cabine, tirer le bouton CABIN HT (CHAUFFAGE CABINE) sur environ 1/4 à 1/2 pouce (6,35 à 12,7 mm) pour une petite quantité de chauffage cabine. Un chauffage supplémentaire est disponible en tirant le bouton plus loin en arrière ; le chauffage maximum est obtenu en tirant complètement le bouton CABIN HT et en poussant complètement le bouton CABIN AIR. Quand aucun chauffage n'est désiré dans la cabine, le bouton CABIN HT (CHAUFFAGE CABINE) est poussé complètement en avant.

L'air de chauffage et de ventilation de la partie avant de la cabine est fourni par des orifices de sortie espacés, situés en travers du collecteur de cabine, juste devant les pieds du pilote et du passager avant L'air de chauffage et de ventilation de la partie arrière de la cabine est délivré par deux conduits à partir du collecteur, s'étendant de chaque côté de la cabine vers des buses de sortie situées juste derrière les pédales de palonnier au niveau du sol. L'air de dégivrage du pare-brise est également fourni par deux conduits s'étendant à partir du collecteur de cabine vers les buses du dégivreur situées près du bord inférieur de pare-brise. Deux boutons commandent les tiroirs navettes de l'une ou de l'autre buse afin de permettre la régulation de l'air de dégivrage.

(A suivre)

B3116



0585T1015

Figure 7-8. Système de Chauffage, Ventilation et de Dégivrage Cabine

SYSTEME DE CHAUFFAGE, DE VENTILATION ET DE DEGIVRAGE DANS LA CABINE (Suite)

Des aérateurs séparés réglables assurent une alimentation d'air supplémentaire ; un aérateur situé près de chaque angle supérieur du pare-brise fournit de l'air au pilote et au passager avant et deux aérateurs sont disponibles dans la cabine arrière pour fournir de l'air aux passagers du siège arrière. Des aérateurs supplémentaires sont situés à différents endroits dans le cockpit.

CIRCUIT PITOT-STATIQUE ET INSTRUMENTS

Le circuit pitot-statique se compose d'un tube (Pitot) réchauffé de pression totale monté sur l'intrados de l'aile gauche, de deux prises extérieures de pression statique montées sur le côté droit du fuselage avant et des tuyauteries associées pour connecter aux sources le Calculateur des Donnés Air GDC 74A et les instruments pitot-statiques conventionnels.

Le système de réchauffage pitot utilise un élément électrique chauffant intégré dans l'antenne Pitot. L'interrupteur de mise en route PITOT HEAT (CHAUFFAGE PITOT) est situé sur panneau des interrupteurs sous l'angle inférieur gauche du PFD. Le disjoncteur (10A) repéré PITOT HEAT est situé sur le panneau des disjoncteurs sur le côté inférieur gauche du panneau pilote.

Un robinet de prise de pression statique de secours (ALT STATIC AIR) est installé près de la manette des gaz. Le robinet ALT STATIC AIR (AIR STATIQUE ALTERNATIF) fournit la pression statique en provenance de l'intérieur de la cabine si les prises extérieures de pression statique viennent à se colmater.

Si des indications instrumentales erronées sont suspectées à cause de présence d'eau ou de glace dans la tubulure allant vers la source de pression statique extérieure standard, le robinet de prise de pression statique de secours devra être tiré.

Les pressions à l'intérieur de la cabine varieront en fonction des bouches de chauffage/ventilation et des fenêtres. Se référer à la section 5, Figure 5-1 (Planche 2) pour l'Etalonnage des Vitesses, Carte de Correction de la Source Statique Alternative.

CIRCUIT DE DEPRESSION ET INSTRUMENTS

L'installation de dépression (se reporter à la Figure 7-9) fournit le débit d'air nécessaire au fonctionnement de l'horizon gyroscopique de secours. L'installation comprend une pompe à vide entraînée par le moteur, un régulateur de dépression, l'horizon artificiel de secours, un filtre à air du système à dépression, et un transducteur de dépression. L'Unité Moteur et Cellule GEA-71 reçoit les signaux du transducteur et affiche la dépression sur la page EIS ENGINE. Si la dépression au niveau de la pompe chute en dessous de 3,5 pouces de mercure (in.Hg), l'annonciateur LOW VACUUM (DEPRESSION FAIBLE) s'affichera en couleur ambre sur l'écran PFD.

HORIZON ARTIFICIEL GYROSCOPIQUE

L'horizon artificiel gyroscopique de secours est un gyroscope entraîné par dépression installé sur le panneau central des instruments au dessous du MFD. L'horizon artificiel de secours comprend un drapeau d'alerte de dépression faible ("GYRO") qui apparaît quand la dépression est au dessous du niveau nécessaire à un fonctionnement fiable du gyroscope.

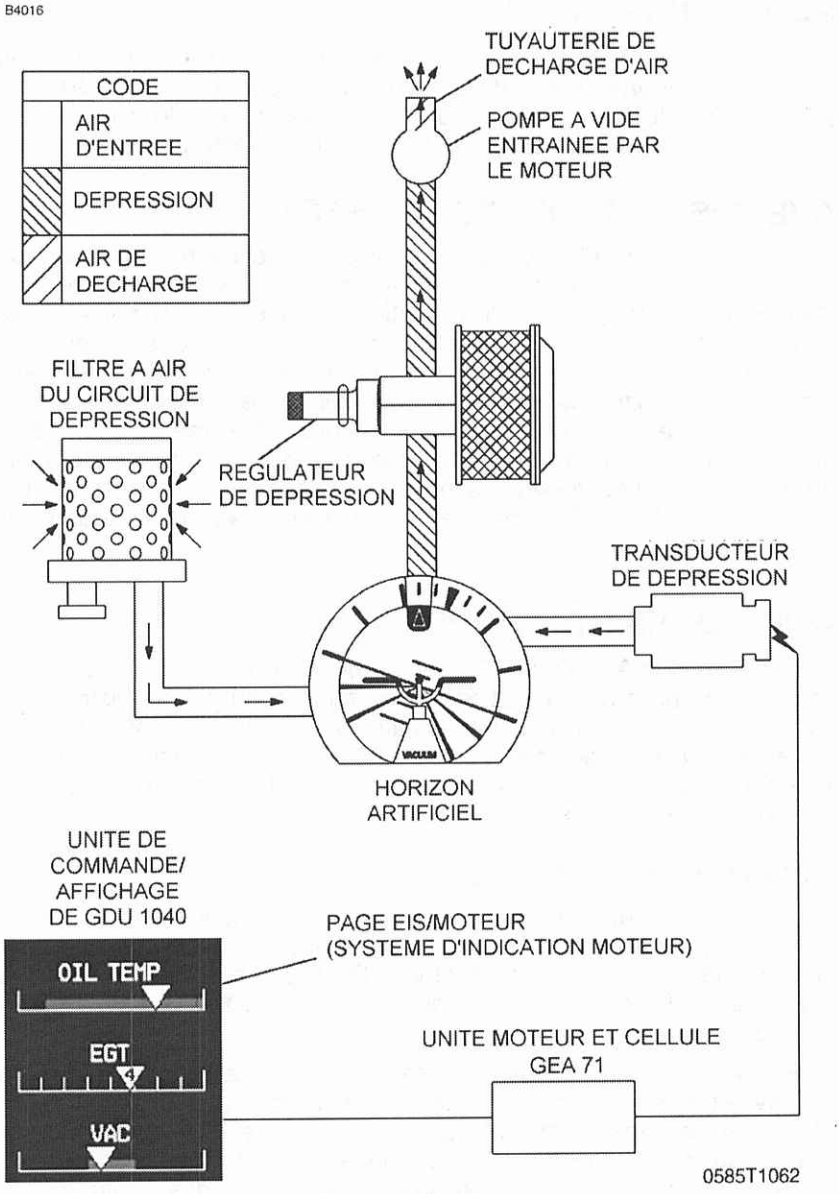
INDICATEUR DE DEPRESSION

L'indicateur de dépression est incorporé sur la page EIS SYSTEM, positionné sur le côté gauche du PFD pendant le démarrage moteur ou sur le bord gauche du MFD en utilisation normale. En opération de réversion, la barre EIS apparaît sur le côté gauche de l'écran opérationnel

ANNONCE DE DEPRESSION FAIBLE

Une condition de dépression faible est annoncée sur le côté supérieur droit du PFD par le message ambre "LOW VACUUM" (DEPRESSION FAIBLE).

CIRCUIT DE DEPRESSION



Figue 7-9. Système à Dépression

MONTRE/INDICATEUR DE TEMPERATURE EXTERIEURE (O.A.T.)

Une indication numérique du temps ou fenêtre montre (basée sur le temps GPS) et une fenêtre d'indicateur de température extérieure sont affichées sur le bord inférieur du PFD. L'indicateur de température utilise une sonde de température d'air installée SOMMET de la cabine.

AVERTISSEUR DE DECROCHAGE

L'avion est équipé d'un système avertisseur de décrochage de type pneumatique se composant d'une prise d'entrée installée dans le bord d'attaque de l'aile gauche, d'un avertisseur sonore activé par air situé dans l'angle supérieur gauche du pare brise et des tuyauteries associées. A mesure que l'avion approche du décrochage, la basse pression sur l'extrados des ailes se déplace vers l'avant autour du bord d'attaque des ailes. Cette basse pression crée une pression différentielle dans le système avertisseur de décrochage qui attire l'air au travers de l'avertisseur sonore, déclenchant ainsi une alarme audible entre 5 et 10 noeuds avant le décrochage dans toutes les conditions de vol.

AVIONIQUES STANDARD

Le Système des Avioniques Garmin G1000 est un système intégré de contrôle de vol et de navigation. Le système combine les instruments de vol principaux, les communications, les informations sur les systèmes et circuits de l'avion et les informations de navigation qui sont toutes regroupées sur deux écrans couleur. Le système G1000 se compose des équipements suivants :

ECRAN COULEUR GDU 1040

Deux ensembles identiques sont installés sur le panneau des instruments. Le premier, situé en face du pilote, est configuré comme un Affichage Principal de Vol ou PFD (Primary Flight Display). Le second, situé sur la droite, est configuré comme un Affichage Multi Fonctions ou MFD (Multi-Function Display).

Le PFD affiche les informations de roulis et de tangage, les informations de navigation de cap et de route, plus les informations d'altitude, de vitesse et de vitesse verticale pour le pilote. Le PFD commande et affiche également toutes les fréquences de communication et de navigation ainsi que les alarmes/annonces d'état des systèmes de l'avion.

AVIONIQUES STANDARD (Suite)

ECRAN COULEUR GDU 1040 (Suite)

Le MFD présente une grande carte déroulante de taille variable qui correspond à la position actuelle de l'avion. Des données en provenance d'autres composants du système peuvent être superposées sur cette carte. Des informations sur la position et la direction des déplacements des avions proches, sur la météorologie et la foudre peuvent également être affichées sur le MFD. Le MFD est également l'écran principal pour les informations concernant les paramètres moteur et le carburant.

Un Mode de Réversibilité place les informations de vol et les paramètres de base du moteur sur le PFD et le MFD. Cette fonction permet au pilote d'avoir le plein accès à toutes les informations nécessaires dans le cas d'un mauvais fonctionnement de l'un ou l'autre des écrans d'affichage.

PANNEAU AUDIO GMA 1347

Le panneau audio GMA 1347 du système G1000 intègre dans un ensemble tous les signaux audio numériques de communication et de navigation, le système interphone et les commandes radiobornes (markers) dans une unité unique. Il est installé sur le panneau des instruments entre le PFD et le MFD. Le GMA contrôle également le Mode de Réversibilité pour le PFD et le MFD.

NOTA

L'utilisation de la fonction COM1/2 n'est pas approuvée.

ENSEMBLE INTEGRE D'AVIONIQUES GIA 63

Deux ensembles GIA 63 sont installés dans le système G1000. Ils sont montés sur des baies dans le cône de queue de l'avion, derrière le rideau des bagages. Ils agissent comme le centre d'activité des communications principales rattachant toutes les autres parties périphériques aux écrans GDU 1040. Chaque ensemble est composé d'un récepteur GPS, d'un récepteur VHF pour la navigation, d'un émetteur-récepteur VHF pour les communications et des microprocesseurs principaux du système. Le premier ensemble GIA 63 à acquérir un signal de navigation satellite GPS 3-D est la source GPS active.

AVIONIQUES STANDARD (Suite)

SYSTEME DE REFERENCE GRS 77 D'ATTITUDE ET DE CAP (AHRS) ET MAGNETOMETRE GMU 44

L'AHRS GRS 77 fournit des informations d'assiette de l'avion et des caractéristiques de vol aux écrans G1000 et aux ensembles GIA 63. Il est installé dans le cône de queue de l'avion. L'unité contient les accéléromètres, les capteurs de tangage et de capteurs de taux qui remplacent les gyroscopes volumineux utilisés dans d'autres avions. Le Magnétomètre GMU 44 est situé à l'intérieur du panneau de l'aile gauche. Il se connecte avec l'AHRS pour fournir des informations de cap.

CALCULATEUR DES DONNEES AIR GDC 74A

Le Calculateur des Données Air (ADC) compile les informations provenant du système Pitot/statique de l'avion. L'unité est située derrière le panneau des instruments, juste à l'avant du MFD. Une sonde de température d'air extérieur, installée au sommet de la cabine, est connectée au Calculateur de Données Air. L'ADC calcule l'altitude pression, la vitesse, la vitesse vraie, la vitesse verticale et la température d'air extérieur.

SURVEILLANCE MOTEUR GEA 71

La Surveillance Moteur assure la réception et le traitement des signaux provenant de l'ensemble des capteurs moteur et cellule. Elle est connectée à tous les capteurs de mesure de température des têtes de cylindre, aux capteurs de température des gaz d'échappement, de RPM, de débit carburant et du système de jaugeage carburant. Cet ensemble transmet ces informations aux calculateurs du GIA 63.

TRANSPONDEUR GTX 33

Le GTX 33 est un transpondeur complet Mode S qui fournit les fonctions des modes A, C et S. Le contrôle et l'utilisation du transpondeur s'effectue par l'intermédiaire du PFD. Le GTX 33 est placé dans les baies avioniques du cône de queue.

Des équipements avioniques standard supplémentaires fournis pour être utilisés avec le Système Intégré de Cockpit G1000 :

(A suivre)

AVIONIQUES STANDARD (Suite)

LIAISON METEO ET DE DONNEES RADIO XM GDL 69A

Le système de Liaison d'Informations Météo et de Données Radio XM GDL 69A fournit des informations météo et un divertissement sonore digital dans le cockpit. L'ensemble est monté derrière le panneau des instruments, juste à l'avant du MFD. Cet ensemble communique avec le MFD par la Bus de Données Haute Vitesse. La Météo XM et la Radio XM fonctionnent dans la plage de fréquence de la bande S pour fournir des possibilités continues de liaison sol-air à n'importe quelle altitude au dessus de l'Amérique du Nord. Une souscription au service Radio Satellite XM est nécessaire pour pouvoir utiliser le GDL 69A.

PILOTE AUTOMATIQUE 2 AXES BENDIX/KING KAP 140

Se référer à la Section 9, Supplément 3, pour les procédures d'utilisation.

ATTENTION DANGER

SI LE PILOTE AUTOMATIQUE KAP 140 EST ENGAGE EN MODE D'UTILISATION NAV, APR OU REV ET SI LA NAVIGATION DU HSI EST MODIFIEE AUTOMATIQUEMENT OU MANUELLEMENT DU GPS VERS LA NAV1 (EN UTILISANT LA TOUCHE DE FONCTION DU CDI), OU MANUELLEMENT DE LA NAV2 VERS LE GPS, LE CHANGEMENT DE MODE INTERROMPERA LE SIGNAL NAVIGATION VERS LE PILOTE AUTOMATIQUE ET PROVOQUERA LE RETOUR DU MODE DE FONCTIONNEMENT DU PILOTE AUTOMATIQUE VERS LE MODE "ROL". NI AVERTISSEMENT AUDITIF, NI TEMOIN SUR ECRAN PFD NE SONT FOUNIS. LE SYMBOLE DU MODE SELECTIONNE PRECEDEMMENT FIGURANT SUR L'ECRAN DU PILOTE AUTOMATIQUE CLIGNOTERA POUR AVERTIR DU RETOUR VERS LE MODE "ROL". DANS CE MODE, LE PILOTE AUTOMATIQUE CONSERVERA LES AILES HORIZONTALES MAIS NE CORRIGERA PAS LE CAP OU LA ROUTE DE L'AVION. REGLER LE CURSEUR SUR LE CAP CORRECT ET SELECTIONNER LA SOURCE DE NAVIGATION CORRECTE SUR LE HSI EN UTILISANT LA TOUCHE DE FONCTION DU CDI AVANT D'ENGAGER LE PILOTE AUTOMATIQUE SUR TOUT AUTRE MODE DE FONCTIONNEMENT.

EQUIPEMENTS DE SUPPORT DES AVIONIQUES

Les ventilateurs de refroidissement des avioniques, les antennes, les provisions pour les micros et les casques, le convertisseur de puissance et les mèches des déperditeurs statiques supportent le fonctionnement des installations des équipements avioniques.

VENTILATEURS DE REFROIDISSEMENT DES AVIONIQUES

Quatre ventilateurs électriques, courant continu, fournissent un refroidissement en air forcé et ambiant pour les avioniques G1000. Un ventilateur unique dans le cône de queue du fuselage assure le refroidissement par air forcé vers les Ensembles Intégrés d'Avioniques intégrés et le Transpondeur. Un ventilateur situé en avant du panneau des instruments évacue l'air chaud entre le cadre de la cloison pare-feu et le panneau des instruments en le dirigeant vers le haut à l'intérieur du pare-brise. Les deux autres ventilateurs soufflent de l'air directement dans des dissipateurs de chaleur situés sur les côtés avant du PFD et MFD.

Ces ventilateurs fonctionnent quand le contact général MASTER (BAT) et l'interrupteur AVIONICS (BUS 1 et BUS 2) sont sur ON.

NOTA

Aucun des ventilateurs de refroidissement ne fonctionnera si les avioniques de la barre bus essentielle sont alimentées par la batterie de secours.

(A suivre)

EQUIPEMENTS DE SUPPORT DES AVIONIQUES
(Suite)

ANTENNES

Deux antennes VHF combinées COM/GPS sont installées au sommet de la cabine. L'antenne COM 1/GPS 1 est montée sur le côté droit. L'antenne COM 2/GPS 2 /GDL 69A est installée sur le côté gauche. Elles sont connectées aux deux émetteurs-récepteurs VHF et aux deux récepteurs GPS dans l'Ensemble Intégré d'Avioniques GIA 63 et le GDL 69A.

Un élément d'antenne sabre de navigation est monté de part et d'autre du plan fixe vertical. Elle fournit les signaux du VOR et de l'alignement de descente aux récepteurs VHF de l'Ensemble Intégré d'Avioniques GIA 63.

L'antenne des radiobornes (marqueurs) est située sous le cône de queue de fuselage. Elle fournit le signal au récepteur de radiobornes situé dans le panneau audio GMA 1347.

L'antenne du transpondeur montée sous la cabine est reliée au transpondeur en Mode S GTX 33 par un câble coaxial de transmission.

L'antenne du DME (si installé) est montée sous le cône de queue et est connectée au DME Honeywell KN 63 par un câble coaxial.

ENSEMBLES MICROPHONE ET CASQUE

L'équipement standard comprend un microphone à main, un haut-parleur en plafond, deux alternats radio montés sur les manches de pilotage, et les provisions pour des prises de casques de communications au niveau de chaque station pilote et passager de l'avion.

Le microphone à main contient un poussoir d'alternat intégré. Il se branche au niveau du pupitre central et est accessible au pilote et au passager avant. Des pressions sur le bouton de l'alternat permettent les transmissions vocales sur les radios COM.

Le haut-parleur de plafond est situé au centre de la console en plafond. Le volume et la sortie de ce haut-parleur sont commandés par l'intermédiaire du panneau audio.

(A suivre)

EQUIPEMENTS DE SUPPORT DES AVIONIQUES
(Suite)

ENSEMBLES MICROPHONE ET CASQUE (Suite)

Chaque manche de pilotage comprend un bouton d'alternat radio. Ce bouton permet au pilote ou au passager avant de transmettre sur les radios COM en utilisant un micro à distance.

Chaque poste de l'avion est équipé pour recevoir des ensembles casques de type aviation. Les prises de casque et de microphone sont situées sur chaque panneau latéral respectif et permettent la communication entre les passagers et le pilote. Le système est conçu de manière à ce que les microphones soient tous à déclenchement vocal. Seuls le pilote et le passager avant ont la possibilité d'émettre sur les radios COM.

NOTA

Pour garantir l'audibilité et la clarté des communications avec un micro à main, toujours tenir ce dernier le plus près possible des lèvres, puis appuyer sur l'alternat et parler directement dans le micro. Eviter de masquer l'ouverture sur la face arrière du micro pour une suppression optimale du bruit.

PRISE AUXILIAIRE D'ENTREE AUDIO

Une prise auxiliaire d'entrée audio (AUX AUDIO IN) est située du côté droit du pupitre central (se reporter à la figure 7-2). Elle permet de brancher des appareils de divertissement tels que des lecteurs de cassettes ou de CD et d'écouter de la musique par les casques de l'avion.

Le signal provenant de AUX AUDIO IN est automatiquement coupé pendant les communications radio ou la sélection par le pilote des modes d'isolation de l'intercommunication équipage situé sur le panneau audio du Garmin GMA 1347. La touche AUX du panneau audio du Garmin GMA 1347 ne commande pas le signal AUX AUDIO IN. Se reporter au Guide de Référence Cockpit Garmin G 1000 pour une description plus complète et les instructions d'utilisation du panneau audio.

(A suivre)

EQUIPEMENTS DE SUPPORT DES AVIONIQUES
(Suite)

PRISE AUXILIAIRE D'ENTREE AUDIO (Suite)

Puisque le signal d'entrée de l'audio de divertissement n'est pas contrôlé par un interrupteur, il n'y a aucun moyen de d'annuler la sélection de la source divertissement sauf en déconnectant la source au niveau du connecteur d'entrée audio. Dans le cas d'une charge de travail importante du pilote et/ou dans un trafic aérien encombré, il est recommandé de couper l'audio de divertissement afin d'éliminer toute source de distraction pour l'équipage.

NOTAS

- Lors du briefing des passagers, signaler que les utilisations de AUX AUDIO IN (alimentation de l'audio de divertissement) et des Dispositifs Electroniques Portables (PED) ne sont autorisés que dans la phase de vol en route.
- Déconnecter le câble de la prise AUX AUDIO IN si l'audio n'est pas utilisée.
- Utiliser avec précaution les câbles d'alimentation dans la cabine pour qu'ils ne soient pas enchevêtrés avec les occupants ou le mobilier et éviter de les endommager.

EQUIPEMENTS DE SUPPORT DES AVIONIQUES
(Suite)

ALIMENTATION DE CABINE EN 12 VOLTS

Un convertisseur de puissance situé sur le côté cabine de la cloison pare-feu en avant du panneau droit des instruments, convertit le courant de 28 V courant continu de l'avion en 12 V courant continu. Il peut délivrer jusqu'à 10 A d'intensité pour utiliser des appareils électroniques portables tels que des ordinateurs et des lecteurs audio. Le connecteur de prise de puissance (POWER OUTLET 12 V-10A) est situé sur la console central (se reporter à la figure 7-2).

Pour les avions 172S10103 et suivants, un interrupteur repéré "CABIN PWR 12 V", commande l'utilisation de ces alimentations.

NOTAS

- Le chargement des batteries au lithium peut provoquer l'explosion des batteries au lithium.
- Respecter les exigences de tension du fabricant avant de brancher un système quelconque sur le connecteur du Cabin Power System 12 V (Système d'Alimentation Cabine en 12 Volts). Ce système est limité à 10 ampères maximum.
- Apporter une attention particulière aux câbles/adaptateurs d'alimentation dans la cabine afin d'éviter l'enchevêtrement des occupants ou des mobiliers de cabine et d'empêcher également l'endommagement des câbles délivrant du courant électrique.
- Déconnecter les câbles/adaptateurs d'alimentation lorsqu'ils ne sont pas utilisés.

DEPERDITEURS STATIQUES DE POTENTIEL

Des mèches statiques (déperditeurs de potentiel) sont installées à divers endroits de la cellule pour réduire les interférences dues à l'électricité statique. Dans des conditions statiques sévères, la perte de signaux radio est possible même si des déperditeurs sont installés. Chaque fois que possible, contourner les zones de fortes précipitations pour éviter la perte de signaux radio fiables. S'il s'avère impossible de les éviter, réduire la vitesse et prévoir une perte temporaire des signaux radio pendant la traversée de ces zones.

Les déperditeurs perdent de leur efficacité avec le temps et doivent donc être vérifiés périodiquement (au moins à chaque visite annuelle) par un technicien qualifié.

ACCESSOIRES DE CABINE

EMETTEUR DE LOCALISATION D'URGENCE (BALISE DE DETRESSE) (ELT)

Un interrupteur/annonciateur à distance, est installé au centre du sommet du panneau des instruments du passager avant droit pour la commande de l'émetteur de localisation d'urgence à partir du poste de pilotage. L'annonciateur, situé au centre du commutateur à bascule, s'allume lorsque l'émetteur de la balise est en émission. L'émetteur ELT émet un signal omnidirectionnel sur les fréquences de détresse internationales 121,5 Mhz et 243,0 MHz. L'aviation générale, l'aviation commerciale, la FAA et la CAP veillent la fréquence 121,5 MHz et l'aviation militaire veille la fréquence 243,0 MHz. Se reporter à la Section 9, Supplément 1, pour une information générale sur l'émetteur de localisation d'urgence (balise de détresse).

EXTINCTEUR DE CABINE

Un extincteur portatif au Halon 1211 (Bromochlorodifluorométhane) est installé dans un support sur le plancher, entre les sièges avant pour être accessible en cas d'incendie. L'extincteur est classé 5B:C par Underwriters Laboratories.

L'extincteur doit être vérifié avant chaque vol pour s'assurer que la pression de la bouteille, indiquée par le manomètre monté sur la bouteille, se situe dans l'arc vert (125 psi) et que la goupille de sécurité de la gâchette est bien en place.

Pour utiliser l'extincteur:

1. Desserrer le ou les colliers de retenue et retirer l'extincteur de son support.
2. Tenir l'extincteur verticalement, tirer la goupille de sécurité de la gâchette et appuyer sur la gâchette en dirigeant le liquide vers la base du feu sur le bord le plus proche. Continuer ainsi à mesure que le front des flammes recule en déplaçant la buse rapidement dans un mouvement de balayage latéral.

ATTENTION DANGER

UNE FOIS L'INCENDIE ETEINT, VENTILER LA CABINE SANS ATTENDRE AFIN DE REDUIRE LE VOLUME DE GAZ PRODUITS PAR LA DECOMPOSITION THERMIQUE.

(A suivre)

ACCESSOIRES DE CABINE (Suite)

EXTINCTEUR DE CABINE (Suite)

3. Le contenu de l'extincteur d'incendie de la cabine se déchargera en approximativement huit secondes d'une utilisation continue.

Les extincteurs sont à recharger par un organisme qualifié après chaque utilisation. Ces organismes sont répertoriés à la rubrique "Extincteurs" dans l'annuaire téléphonique. Une fois rechargé, fixer l'extincteur sur son support.

SYSTEME DE DETECTION DE MONOXYDE DE CARBONE (si installé)

Le système de détection de Monoxyde de Carbone (CO) se compose d'un détecteur unique situé derrière le panneau des instruments, alimenté par le circuit électrique courant continu de l'avion et intégré dans le système Garmin G1000 avec une annonce d'alarme et des messages d'alerte affichés sur le PFD.

Lorsque le système de détection de CO détecte un niveau de CO de 50 parties par million (PPM) ou plus par volume, l'alarme déclenchera une annonce clignotante CO LVL HIGH (NIVEAU DE CO ELEVE) dans la fenêtre d'annonces du PFD accompagnée d'une alarme sonore continue jusqu'à ce que la touche de fonction située en dessous de WARNING (ALARME) soit enfoncée. L'alarme reste alors stable jusqu'à ce que le niveau de CO chute au dessous de 20 PPM et remette automatiquement l'alarme à zéro.

Si le système CO détecte un problème dans le système qui nécessite un entretien un message CO DET SRVC (CO REQUIERT ENTRETIEN) sera affiché dans la fenêtre des Alarmes du PFD. En cas de problème d'interface entre le système G1000 et le système CO, un message CO DET FAIL (CO EN PANNE) sera affiché dans la fenêtre des Alarmes du PFD.

MANUTENTION, ENTRETIEN ET MAINTENANCE

TABLE DES MATIERES

	Page
Introduction	8-3
Plaque d'Identification	8-4
Informations aux Propriétaires de Cessna	8-4
Propriétaires d'Avions aux Etats-Unis	8-4
Propriétaires d'Avions dans les pays autres que les Etats Unis	8-5
Publications	8-5
Documents de Bord	8-6
Périodes d'Inspection de l'Avion	8-7
Inspections requises par la FAA	8-7
Programmes d'Inspections Cessna	8-8
Programme d'Entretien Client Cessna	8-9
Maintenance Préventive effectuée par le Pilote	8-9
Modifications ou Réparations	8-10
Manutention au Sol	8-10
Remorquage	8-10
Stationnement	8-11
Arrimage	8-11
Mise sur Vérins	8-11
Mise à Niveau	8-12
Stockage en Ordre de Vol	8-13
Entretien Courant	8-14
Huile	8-15
Spécification de l'Huile	8-15
Viscosités recommandée en fonction de la Température	8-15
Capacité du Carter d'Huile	8-16
Changement de l'Huile et Remplacement du Filtre	8-16

(A suivre)

TABLE DES MATIERES (Suite)

	Page
Carburant	8-17
Qualités de Carburant Approuvées (et couleurs)	8-17
Capacité Carburant	8-17
Additifs Carburant	8-18
Contamination du Carburant	8-22
Train d'Atterrissage	8-23
Nettoyage et Soins	8-23
Pare-brise et Fenêtres	8-23
Surfaces Peintes	8-24
Soins concernant l'Hélice	8-25
Soins concernant le Moteur	8-25
Soins concernant les Intérieurs	8-26
Soins concernant les Avioniques	8-26

INTRODUCTION

Cette section contient les procédures recommandées par l'usine pour une manutention correcte au sol ainsi que les soins et l'entretien de routine de votre avion. Elle précise également certaines exigences d'inspection et de maintenance qui doivent être observées si vous souhaitez que votre avion conserve les performances et la fiabilité d'un avion neuf. Il est important d'observer un programme de lubrification et de maintenance préventive planifiés en fonction des conditions climatiques et des conditions de vol rencontrées dans votre région locale.

Il est important de rester en contact avec votre Station Service Cessna locale afin de bénéficier de ses compétences et de son expérience. Votre Station Service Cessna connaît votre avion et sait comment l'entretenir, et elle vous rappellera quand des lubrifications et des changements d'huile sont nécessaires ainsi que d'autres entretiens périodiques et saisonniers.

L'avion doit être régulièrement inspecté et entretenu conformément aux informations contenues dans le Manuel de Maintenance de l'avion, les Bulletins Service et Lettres de Service édités par le constructeur. Tous les Bulletins Service se rapportant à l'avion en fonction de son numéro de série doivent être appliqués et l'avion doit subir les inspections périodiques et prescrites. Cessna n'approuve pas les modifications, que ce soit sous la forme de Certificat Supplémentaire de Type ou autre, à moins que ces certificats soient édités et/ou approuvés par Cessna. Les autres modifications peuvent entraîner l'annulation des garanties couvrant l'avion, puisque Cessna n'a aucun moyen de connaître les conséquences sur l'ensemble de l'avion. L'exploitation d'un avion ayant subi des modifications peut présenter des risques pour ses occupants, et les procédures d'utilisation et les performances du manuel de vol peuvent ne plus être considérées comme précises pour l'avion modifié.

PLAQUE D'IDENTIFICATION

Toutes les correspondances concernant votre avion devront inclure son Numéro de Série. Le Numéro de Série, le Numéro de Type, le Numéro du Certificat de Production (PC) et le Numéro du Certificat de Type (TC) sont regroupés sur la Plaque d'Identification située sur le cône de queue gauche. Une plaquette "Finish and Trim Plate" (Plaquette de Finitions et d'Apparence) contenant un code qui décrit la combinaison de peinture extérieure de l'avion est également apposée sur la partie inférieure du montant de porte avant gauche. Le code peut être utilisé avec le Catalogue Illustré des Pièces applicable pour obtenir des informations sur la finition de votre avion.

INFORMATIONS AUX PROPRIETAIRES DE CESSNA

Des Informations aux Propriétaires de Cessna (Cessna Owner Advisories) sont envoyées gratuitement aux propriétaires dans le but de les informer des exigences d'entretien obligatoires et/ou bénéfiques pour l'avion ainsi que des modifications des produits. Des copies des bulletins courants sont disponibles auprès des Stations Service Cessna ou du Service Clientèle Cessna.

PROPRIETAIRES D'AVIONS AUX ETATS UNIS

Si votre avion est immatriculé aux Etats-Unis, les Informations aux Propriétaires de Cessna vous seront automatiquement adressées conformément aux noms et adresse de l'immatriculation les plus récents que vous aurez communiqués à la FAA. Par conséquent, il est important que vous fournissiez vos coordonnées exactes et à jour à la FAA.

Si vous souhaitez recevoir un exemplaire supplémentaire à une adresse différente de celle du registre FAA, veuillez remplir le formulaire "Owner Advisory Application" et le renvoyer (dans le cas contraire, aucune action n'est nécessaire de votre part).

PROPRIETAIRES D'AVIONS DANS LES PAYS AUTRES QUE LES ETATS UNIS

Pour obtenir les "Cessna Owner Advisories", veuillez remplir le formulaire "Owner Advisory Application" et nous le retourner.

La réception d'un formulaire "Owner Advisory Application" dûment rempli déclenchera votre service d'Informations Cessna aux Propriétaires pendant un an, après quoi vous recevrez une notice de renouvellement. Il est important que vous y répondiez rapidement pour nous aider à mettre à jour votre adresse pour ce service important.

PUBLICATIONS

Différentes publications et aides aux utilisations en vol sont fournies avec l'avion lors de sa livraison. Ces publications sont listées ci-dessous :

- Manuel de Programme d'Entretien Client
- Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol Approuvé FAA
- Liste de Vérifications du Pilote
- Carte d'Informations aux Passagers
- Répertoire des Concessionnaires et Stations Service Cessna

Pour obtenir d'autres documents ou les lettres d'information aux propriétaires, contacter le Département Product Support de Cessna aux numéros suivants : Téléphone (316) 517-5800, Fax (316) 942-9006 ou écrire à Cessna Aircraft Company, P.O. Box 7706, Wichita, KS 67277, Dept 751C.

PUBLICATIONS (Suite)

Les documents supplémentaires suivants ainsi que de nombreuses autres fournitures applicables à votre avion sont disponibles auprès de votre concessionnaire local Cessna :

- Manuel d'Information (contient les Informations du Manuel d'Utilisation du Pilote)
- Manuel de Maintenance, Manuel des Schémas de Câblage et Catalogue des Pièces Détachées

Votre Station Service Cessna locale possède un Catalogue des Documents et Fournitures couvrant tous les articles disponibles dont beaucoup d'entre eux peuvent être en stock dans votre Station Service. Votre Station Service peut passer une commande pour tout article qui ne serait pas en stock.

NOTA

Un Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol approuvé FAA, perdu ou détruit, peut être remplacé en contactant votre Station Service Cessna locale. Une déclaration sous serment contenant le nom du propriétaire, le numéro de série de l'avion et les raisons du remplacement doivent être incluses dans la demande de remplacement puisque le Manuel d'Utilisation de Pilote et le Manuel de Vol approuvé FAA est identifié par le numéro de série spécifique à l'avion.

DOCUMENTS DE BORD

Il existe diverses données, informations et certificats qui font partie du dossier de l'avion. La liste suivante est une liste des documents faisant partie de ce dossier. En outre, un contrôle périodique des dernières Réglementations de l'Aviation Fédérale devra être effectué afin de s'assurer de la conformité à toutes les exigences en vigueur.

Documents devant être constamment dans l'avion:

1. Certificat de Navigabilité de l'Avion (FAA Form 8100-2).
2. Certificat d'Immatriculation de l'Avion (FAA Form 8050-3).
3. Certificat d'Exploitation de l'Installation Radioélectrique de l'Avion (si applicable).

DOCUMENTS DE BORD (Suite)

Documents devant constamment accompagner l'avion:

1. Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol approuvé par la FAA à sa dernière mise à jour.
2. Guide de Référence Cockpit GARMIN G1000 (Cockpit Reference Guide) (190-00384-00 ou révision ultérieure).
3. Devis de Masses et de Centrage et documents annexes (copie la plus récente du Formulaire de Réparations et Modifications, Formulaire FAA 337, si applicable).
4. Liste des Equipements.

Documents devant être disponibles si demandés:

1. Livret d'Aéronef.
2. Livret Moteur.

La plupart des documents énumérés sont exigés par les Règlements de l'Aviation Fédérale des Etats Unis. Puisque les règlementations d'autres pays peuvent imposer d'autres documents et données, il incombe aux propriétaires des avions non immatriculés aux Etats-Unis de contacter leurs autorités de tutelle pour déterminer leurs exigences individuelles.

Cessna recommande que les documents ci-dessus ainsi que la Liste de Vérifications du Pilote, le Manuel de Programme d'Entretien du Client et la Carte d'Entretien du Client soient dans l'avion à tout moment.

PERIODES D'INSPECTION DE L'AVION

INSPECTIONS REQUISES PAR LA FAA

Ainsi qu'exigé par les Règlements de l'Aviation Fédérale des Etats-Unis, tous les avions civils des registres U.S. doivent faire l'objet d'une visite complète (annuelle) tous les douze mois civils. Les avions d'exploitation commerciale (en location) doivent en plus procéder à une visite complète toutes les 100 heures d'utilisation.

La FAA peut exiger d'autres inspections en éditant des consignes de navigabilité applicables à l'avion, au moteur, à l'hélice ou aux composants. Il est de la responsabilité du propriétaire/utilisateur de s'assurer de la conformité de l'application de toutes les consignes de navigabilité, et dans le cas de visites répétitives, de prendre les mesures nécessaires pour éviter une non-conformité par inadvertance.

PROGRAMMES D'INSPECTION CESSNA

Au lieu des exigences des visites de 100 heures ou de visite annuelle, un avion peut être inspecté conformément à un Programme d'Entretien Progressif ou un Programme d'Inspection "PhaseCard" (Carte de Phases). Les deux programmes permettent de diviser la charge de travail en plusieurs petites interventions qui peuvent être effectuées dans des périodes de temps plus courtes.

Le Programme d'Entretien Progressif Cessna permet l'inspection et l'entretien d'un avion en quatre phases. La périodicité de chacune des quatre phases est de 200 heures et les interventions de chaque phase réalisées sont enregistrées sur un Livret d'Inspection de l'Avion spécialement fourni.

Le Programme d'Inspection "PhaseCard" offre un système parallèle adapté à une exploitation intensive de vol (environ 600 heures de vol par an). Ce système s'appuie sur des intervalles de 50 heures (Phase 1 et Phase 2) pour inspecter les circuits et les composants les plus utilisés. A 12 mois ou 600 heures de vol, selon ce qui se produit ne premier, l'avion subira une inspection complète (Phase 3).

Quelle que soit la méthode de visite choisie, le propriétaire doit garder en mémoire que la Partie 43 et la Partie 91 de la FAR imposent des unités d'entretien ou des personnels certifiés pour accomplir toutes les inspections requises par la FAA et la majeure partie des inspections recommandées par le constructeur.

PROGRAMME D'ENTRETIEN CLIENT CESSNA

Les avantages et conditions spécifiques de la Garantie Cessna, ainsi que d'autres avantages importants vous concernant, sont contenus dans le Manuel du Programme d'Entretien Client fourni avec l'avion. Ce manuel doit être examiné soigneusement et conservé dans l'avion en permanence.

Vous souhaiterez également retourner dans votre Station Service Cessna soit à 50 heures pour votre première Opération d'Entretien Progressive, soit à 100 heures pour votre première visite de 100 heures en fonction du programme que vous aurez établi pour votre avion. Bien que ces visites importantes puissent être exécutées par n'importe quelle Station Service Cessna vous préférerez dans la plupart des cas que la Station Service Cessna où vous avez acheté votre avion effectue ce travail.

MAINTENANCE PREVENTIVE ASSUREE PAR LE PILOTE

Un pilote breveté muni d'une licence valide qui possède ou opère un avion qui n'est pas utilisé comme avion de transport public de passagers, est autorisé à assurer une maintenance limitée sur son avion, conformément à la FAR Partie 43. Se reporter à la Partie 43 de la FAR pour la liste des opérations de maintenance spécifiques autorisées.

NOTA

Les pilotes utilisant des avions non immatriculés aux U.S. doivent se référer à la réglementation de leur pays respectif pour s'informer de la maintenance préventive qui peut être effectuée par les pilotes.

Un Manuel de Maintenance doit être à disposition avant toute intervention de maintenance préventive afin de s'assurer que les procédures appropriées seront suivies. Contacter votre Station Service Cessna pour toute information complémentaire ou pour la maintenance qui doit être effectuée par du personnel régulièrement qualifié.

(A suivre)

MODIFICATIONS OU REPARATIONS

Il est indispensable de contacter la FAA avant de procéder à toute modification sur l'avion afin de s'assurer que la navigabilité de l'avion n'est pas altérée. Les modifications ou réparations doivent être effectuées par du personnel certifié, utilisant exclusivement des composants approuvés par la FAA et des données également approuvées par la FAA telles que les Bulletins Service Cessna.

MANUTENTION AU SOL

REMORQUAGE

Lors des manutentions au sol il est plus facile et plus sûr de le manœuvrer à la main avec une barre de remorquage fixée à la roulette de nez (la barre de remorquage est rangée derrière les sièges passagers arrière). En cas de remorquage par un véhicule, ne jamais dépasser les limites de braquage du train avant 30° de part et d'autre de l'axe, ou des endommagements du train avant pourrait en résulter.

ATTENTION

AVANT DE REMORQUER L'AVION, RETIRER TOUT BLOCAGE DE PALONNIER INSTALLE.

Si l'avion est tracté ou poussé sur une surface accidentée au cours de sa mise au hangar, veiller à ce que les oscillations de l'amortisseur de train avant n'engendrent pas un débattement vertical excessif de l'empennage pour qu'il ne heurte pas les portes ou les structures basses du hangar. La hauteur de l'empennage augmente également si le pneu de train avant est crevé ou l'amortisseur dégonflé.

MANUTENTION AU SOL (Suite)

STATIONNEMENT

Pour le stationnement, orienter l'avion face au vent et serrer le frein de parc. Ne pas serrer le frein de parc par temps froid, les freins pouvant geler par suite de l'accumulation d'humidité, ou si les freins ont chauffé. Mettre en place le blocage de manche et caler les roues. Par mauvais temps et des conditions de vents forts, amarrer l'avion comme indiqué dans le paragraphe suivant.

ARRIMAGE

Une procédure correcte d'arrimage est la meilleure précaution contre les dommages éventuels causés par des vents en rafales ou des vents forts. Pour arrimer solidement l'avion, procéder de la façon suivante :

1. Serrer le frein de parc et mettre en place le blocage de manche.
2. Mettre en place des blocages de commandes sur la dérive et le palonnier.
3. Fixer des cordages ou des chaînes suffisamment résistants (700 livres (316 kg) de résistance à la traction) sur les anneaux d'arrimage de voilure et de queue et fixer ces cordages ou ces chaînes sur des ancrages de piste.
4. Mettre un cache sur le tube de Pitot.

MISE SUR VERINS

S'il est nécessaire de soulever du sol l'avion entier ou lorsque les points de levage des ailes sont utilisés pour les opérations de mise sur vérins, se reporter au Manuel de Maintenance pour les procédures spécifiques et les équipements nécessaires.

Un train principal individuel peut être soulevé en utilisant le bossage de vérin qui est intégré dans la ferrure de la jambe de train principal. Lors de l'utilisation d'un bossage de vérin d'une jambe de train individuelle, la flexibilité de la jambe de train fait glisser la roue principale vers l'intérieur au fur et à mesure de son levage, entraînant l'inclinaison du vérin. Il est alors nécessaire de descendre le vérin avant de reprendre l'opération de levage. Ne pas soulever simultanément les deux roues principales à l'aide des bossages de vérin individuels des jambes de train.

MANUTENTION AU SOL (Suite)

MISE SUR VERINS (Suite)

ATTENTION

NE PAS APPUYER SUR LE REVÊTEMENT DE LA GOUVERNE DE PROFONDEUR OU DU PLAN FIXE HORIZONTAL. EN PESANT SUR LA POINTE ARRIÈRE, TOUJOURS APPLIQUER LA PRESSION AU NIVEAU D'UN CADRE FORT POUR ÉVITER DE DÉFORMER LE REVÊTEMENT.

Si une intervention est nécessaire sur le train avant, sa roue peut être soulevée du sol en pesant sur cadre fort du cône de queue, juste à l'avant du plan fixe horizontal, et en faisant reposer la queue sur son anneau d'amarrage.

Pour soulever la roulette de nez du sol et la maintenir dans cette position, des ancrages de piste seront utilisés au niveau du point d'arrimage de la queue.

NOTA

S'assurer que le train avant de l'avion restera soulevé du sol dans tous les cas en plaçant des bâtis ou supports appropriés sous les cadres forts près de ce train.

MISE A NIVEAU

La mise à niveau longitudinale de l'avion s'effectue en plaçant un niveau sur les vis de mise à niveau situées du côté gauche du cône de queue. Dégonfler le pneu avant et/ou baisser ou soulever l'amortisseur avant pour centrer correctement la bulle dans le niveau. Des points correspondants sur les deux seuils supérieurs des portes principales peuvent être utilisés pour la mise à niveau latérale de l'avion.

(A suivre)

MANUTENTION AU SOL (Suite)

STOCKAGE EN ORDRE DE VOL

Les moteurs des avions qui sont utilisés tous les 30 jours ou moins peuvent ne pas atteindre leur durée normale de vie en service à cause de la corrosion interne. La corrosion se produit lorsque l'humidité de l'air et les produits de combustion se combinent pour attaquer les parois des cylindres et les surfaces des coussinets lors des périodes où l'avion n'est pas utilisé.

La fréquence minimale de fonctionnement recommandée du moteur est d'une heure de vol continue (en excluant le temps de roulage, de décollage et d'atterrissage), avec des températures d'huile comprises entre 165°F et 200°F, tous les 30 jours ou moins (en fonction de l'emplacement géographique et des conditions du stockage). Les avions utilisés près des océans, des lacs, des rivières et des régions humides ont besoin d'une plus grande protection moteur que les avions utilisés dans des régions arides. Les procédures appropriées de protection des moteurs doivent être effectuées par l'utilisateur ou le propriétaire en se basant sur les conditions d'environnement existantes et la fréquence d'activité de l'avion.

NOTA

Le motoriste ne recommande pas de tourner le moteur à la main pendant les périodes de stockage.

Si l'avion doit resté inactif pendant plus de 30 jours, consultez la dernière révision de la Lettre de Service Textron Lycoming L180 (www.lycoming.textron. com).

Lors du stockage de l'avion pour une période de temps quelconque, il est recommandé de maintenir les réservoirs pleins afin de réduire les risques de condensation dans les réservoirs. Maintenir la batterie à pleine charge afin d'empêcher l'électrolyte de geler par temps froids. Se reporter au Manuel de Maintenance pour les procédures correctes de stockage de l'avion.

(A suivre)

ENTRETIEN COURANT

En plus de la Visite Prévol décrite dans la Section 4 de ce manuel, les opérations d'entretien complet, d'inspection et d'essais requises pour votre avion sont décrites dans le Manuel de Maintenance. Le Manuel de Maintenance précise tous les points nécessitant un entretien à des intervalles spécifiques ainsi que des opérations d'entretien courant de visite et/ou d'essais intervalles spéciaux.

Puisque les Stations Service Cessna effectuent toutes les opérations d'inspections, et d'essais conformément aux procédures des Manuels de Maintenance, il est recommandé à l'exploitant de contacter sa Station Service locale concernant ces exigences et de prévoir l'entretien de l'avion aux intervalles recommandés.

Le Programme d'Entretien Progressif garanti que ces exigences sont satisfaites aux intervalles requis afin de se conformer avec la visite des 100 heures ou la visite annuelle telle que décrite antérieurement.

En fonction des différents types d'opérations, les autorités aéronautiques locales peuvent exiger des opérations supplémentaires d'entretien, d'inspection ou d'essais. En ce qui concerne ces exigences réglementaires, les exploitants devront vérifier avec les services officiels du pays où l'avion est utilisé.

Pour permettre de les consulter rapidement et facilement, les quantités, les ingrédients et les spécifications des articles les plus fréquemment utilisés pour l'entretien courant sont listés ci-aprés.

HUILE

SPECIFICATION DE L'HUILE

Huile Minérale Pure, Qualité Aviation, conforme à la spécification MIL-L-6082 ou SAE J1966 : Utilisée lorsque l'avion a été livré d'usine et qui devra être utilisée pour compléter le plein pendant les 25 premières heures. Cette huile devra être vidangée et le filtre à huile remplacé après les 25 premières heures de fonctionnement. Refaire le plein du carter et continuer à utiliser cette huile jusqu'à un total de 50 heures de fonctionnement ou jusqu'à ce que la consommation d'huile soit stabilisée.

Huile Dispersante sans Cendres, qualité aviation, conforme à la spécification MIL-L-22851 ou SAE J1899 : Huile conforme à l'Instruction de Service Textron Lycoming N° 1014, et à toutes les révisions et suppléments ultérieurs, qui doit être utilisée après les 50 premières heures de fonctionnement ou lorsque la consommation d'huile est stabilisée.

VISCOSITE RECOMMANDEE EN FONCTION DE LA TEMPERATURE

De l'huile multigrade ou minérale pure peut être utilisée tout au long de l'année pour lubrifier le moteur. Se référer au tableau suivant pour les viscosités en fonction de la température.

Température	MIL-L-6082 ou SAE J1966 Huile minérale pure SAE	MIL-L-22851 ou SAE J1899 Huile dispersante sans cendre SAE
Au-dessus de 27°C (80°F)	60	60
Au-dessus de 16°C (60°F)	50	40 ou 50
De -1°C (30°F) à 32°C (90°F)	40	40
De -18°C (0°F) à 21°C (70°F)	30	30, 40 ou 20W-40
En dessous de -12°C (10°F)	20	30 ou 20W-30
De -18°C (0°F) à 32°C (90°F)	20W-50	20W-50 ou 15W-50
Toutes températures	---	15W-50 ou 20W-50

HUILE (Suite)

CAPACITE DU CARTER D'HUILE

La capacité totale d'huile du moteur est 9 quarts (8,5 litres) avec le filtre à huile comptant pour environ un quart (0,95 litre) de ce total. Le carter d'huile moteur a une capacité d'environ 8 quarts (7,6 litres). Le moteur ne doit pas être utilisé avec moins de 5 quarts (4,7 litres) (comme indiqué sur la jauge) Pour les vols longs le niveau d'huile moteur devra être de 8 quarts (7,6 litres).

REMPLACEMENT DE L'HUILE ET DU FILTRE A HUILE

Après les 25 premières heures de fonctionnement, vidanger le carter d'huile moteur et remplacer le filtre. Remplir le carter avec de l'huile minérale pure et utiliser jusqu'à un total de 50 heures de fonctionnement ou jusqu'à ce que la consommation d'huile soit stabilisée ; puis changer pour une huile dispersante sans cendre. L'huile dispersante sans cendre (et le filtre à huile) seront changés aux intervalles de temps établis par le fabricant de moteur.

NOTA

Lors du changement d'huile et du filtre à huile après les 25 premières heures de fonctionnement, une inspection générale de l'ensemble du compartiment moteur est requise. Il sera apporté une attention particulière aux équipements qui ne sont pas normalement inspectés pendant la visite prévol. Les tuyauteries flexibles, les tuyauteries métalliques et les raccords seront inspectés pour des signes de fuites d'huile ou de carburant, et contrôlées pour les abrasions, l'usure par frottement, la fixation, le cheminement et le support corrects et les signes de détérioration. Inspecter les circuits d'entrée et d'échappement pour les criques, les traces de fuites et la sécurité des fixations. Les commandes et les timoneries moteur seront contrôlées pour la liberté de mouvement sur toute la plage de débattement, la sécurité des fixations et l'absence d'usure. Inspecter les câblages pour la fixation, l'usure par frottement, les brûlures, l'isolation défectueuse, le desserrage ou la rupture des connexions, la détérioration par la chaleur ou les branchements corrodés. Contrôler la courroie d'alternateur conformément aux instructions du Manuel de Maintenance et resserrer si nécessaire. Un contrôle périodique de ces éléments lors des opérations d'entretien ultérieures est recommandé.

CARBURANT

QUALITES DE CARBURANT APPROUVEES (ET COULEURS)

Carburant Aviation de Qualité 100 LL (couleur bleue).

Carburant Aviation de Qualité 100 (couleur verte).

NOTA

De l'alcool isopropylique ou de l'éther monométyl glycol diéthylène (DiEGME) peuvent être ajoutés au plein de carburant dans des quantité qui ne doivent pas dépasser 1% (alcool) ou 0,15% (DiEGME) du volume total. Se reporter aux paragraphes Additifs Carburant suivants pour toute information complémentaire.

CAPACITE CARBURANT

Capacité totale 56,0 Gallons US : (212 litres)

28,0 Gallons US par réservoir (106 litres par réservoir)

NOTA

Pour être sûr que les réservoirs sont remplis au maximum de leur capacité et minimiser toute intercommunication, placer la manette du robinet sélecteur soit sur LEFT (GAUCHE) ou sur RIGHT (DROIT) l'avion étant stationné avec les ailes horizontales et une assiette normale au sol. Se reporter à la Figure 1-1 pour la définition de l'assiette normale au sol.

Faire le plein de carburant après chaque vol, et garder les réservoirs pleins pour minimiser la condensation.

(A suivre)

CARBURANT

ADDITIFS CARBURANT

La stricte observation des consignes de purge avant vol recommandées dans la Section 4 permet l'élimination de l'eau accumulée dans les puisards de réservoirs. Bien que de petites quantités d'eau puissent rester en solution dans l'essence, cette eau sera consommée et passera inaperçue au cours du fonctionnement du moteur.

Une exception à cette règle peut se produire lors des utilisations sous les effets combinés de : 1) l'utilisation de certains carburants, associée à 2) des conditions de forte humidité au sol suivies par 3) un vol à haute altitude à basse température. Dans ces conditions inhabituelles de petites quantités d'eau en solution peuvent être précipitées de l'écoulement de carburant et geler en quantités suffisantes pour provoquer un givrage partiel du circuit carburant moteur.

Bien que ces conditions soient extrêmement rares et ne posent normalement pas de problème aux propriétaires et utilisateurs, elles existent cependant dans certaines régions du monde et doivent être traitées lorsqu'elles se produisent.

Par conséquent, pour réduire les risques de givrage du carburant se produisant dans ces conditions inhabituelles, il est permis d'ajouter de l'alcool isopropylique ou de l'éther monométhyl glycol diéthylène (DiEGME) au carburant.

L'introduction d'alcool ou DiEGME dans le carburant provoque deux effets distincts : 1) il absorbe l'eau en solution dans le carburant et 2) il a un effet d'abaissement de la température de congélation.

NOTA

Lors de l'utilisation des additifs carburant, il faut se souvenir que le but final est d'obtenir une proportion correcte carburant-additif dans le réservoir; et pas uniquement dans le carburant qui sort du pistolet de remplissage. Par exemple, ajouter 15 gallons (57 litres) de carburant correctement proportionnés dans un réservoir contenant 20 gallons (76 litres) de carburant non traités, entraîne un niveau de concentration moins qu'acceptable, pour les 35 gallons (132 litres) de carburant qui sont maintenant dans le réservoir.

(A suivre)

CARBURANT (Suite)

ADDITIFS CARBURANT (Suite)

L'alcool devra être mélangé au carburant à raison de 1% par volume. Des concentrations supérieures à 1% ne sont pas recommandées car elles peuvent être préjudiciables aux matériaux des réservoirs de carburant.

La façon dont l'alcool est mélangé au carburant est importante car l'alcool est plus efficace lorsqu'il est complètement dissous dans le carburant. Pour garantir un mélange correct, la procédure suivante est recommandée :

1. Les meilleurs résultats seront obtenus en ajoutant l'alcool pendant l'opération de remplissage du carburant en versant l'alcool directement dans le flot de carburant sortant du pistolet de ravitaillement.
2. Une autre méthode qui peut être utilisée consiste à mélanger d'abord la quantité d'alcool prévue avec du carburant dans un récipient séparé et propre (d'une contenance de 2 à 3 gallons US (7,6 à 11,3 litres) environ) puis à verser ce mélange dans le réservoir avant l'opération de ravitaillement.

L'éther monométhyl glycol diéthylène (DiEGME) doit être soigneusement mélangé avec le carburant dans des concentrations comprises entre 0,10% (minimum) et 0,15% (maximum) du volume total. Se reporter à la figure 8-1 pour le graphique de mélange DiEGME-carburant.

ATTENTION DANGER

L'INHALATION DE L'ADDITIF ANTIGIVRE ET/OU SON ABSORPTION PAR LA PEAU SONT DANGEREUSES POUR LA SANTE.

(A suivre)

CARBURANT (Suite)

ADDITIFS CARBURANT (Suite)

ATTENTION

LE MELANGE DU DiEGME AVEC LE CARBURANT EST EXTREMEMENT IMPORTANT. UNE CONCENTRATION SUPERIEURE A CELLE RECOMMANDEE (0,15% MAXIMUM EN VOLUME) AURA DES EFFETS NUISIBLES SUR LES RESERVOIRS CARBURANT ET LEUR ETANCHEITE, ET ENDOMMAGERA LES JOINTS TORIQUES ET AUTRES JOINTS UTILISES DANS LE CIRCUIT CARBURANT ET LES ORGANES MOTEUR. UNE CONCENTRATION INFERIEURE A CELLE RECOMMANDEE (0,10% MINIMUM PAR VOLUME TOTAL) ABOUTIT A UN TRAITEMENT INEFFICACE. N'UTILISER QUE LE MATERIEL DE MELANGE RECOMMANDE PAR LE FABRICANT POUR OBTENIR LE DOSAGE CORRECT.

Le stockage prolongé de l'avion entraîne une accumulation de l'eau dans le carburant qui "absorbe" l'additif. Ce phénomène se distingue lorsqu'une quantité d'eau excessive s'accumule dans les puisards des réservoirs de carburant. La concentration peut se vérifier à l'aide d'un réfractomètre différentiel. Il est impératif de suivre à la lettre les instructions spécifiées dans le manuel technique du réfractomètre différentiel lors de la vérification de la concentration d'additif.

(A suivre)

TAUX DE MELANGE DU CARBURANT

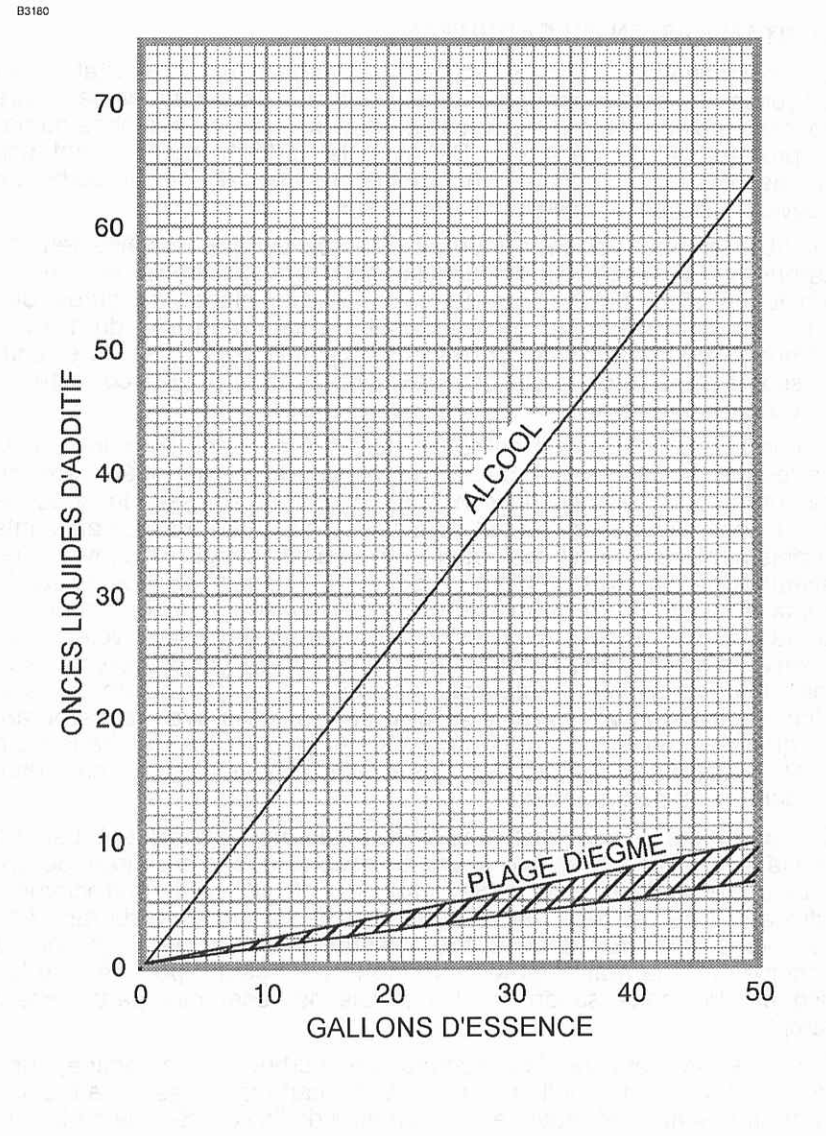


Figure 8-1. Taux de Mélange du Carburant

CARBURANT (Suite)

CONTAMINATION DU CARBURANT

La contamination du carburant est habituellement le résultat de la présence de corps étrangers dans le circuit carburant et peut être constituée d'eau, de rouille, de sable, de poussière, de microbes ou par la prolifération de bactéries. De plus, les additifs qui ne sont pas compatibles avec le carburant ou les organes du circuit carburant peuvent entraîner la pollution du carburant.

Avant le premier vol de la journée et après chaque ravitaillement en carburant, utiliser un bol d'échantillonnage transparent et prélever au moins un plein bol de carburant de chaque clapet de purge des puisards de réservoirs, et du clapet de purge rapide du filtre à carburant pour déterminer si des contaminants sont présents et pour s'assurer que l'avion a bien été ravitaillé avec la qualité correcte de carburant.

Si une contamination est détectée, purger à nouveau **tous** les points de purge, y compris le clapet de purge du robinet sélecteur de carburant puis balancer l'avion latéralement et abaisser le cône de queue de l'avion jusqu'au sol pour faire descendre les contaminants supplémentaires vers les points d'échantillonnage. Prélever des échantillons de **tous** les points de purge jusqu'à ce que **toute** la contamination ait été éliminée. Si après plusieurs prélèvements, la contamination existe toujours, l'avion ne devra pas voler. Les réservoirs devront être vidangés et le circuit purgé par du personnel de maintenance qualifié. Toute trace évidente de contamination doit être éliminée avant le vol suivant. Si l'avion a été utilisé avec un carburant de qualité incorrect, vidanger complètement le circuit et refaire le plein avec le carburant correct. Ne pas utiliser l'avion avec du carburant contaminé ou non approuvé.

En outre, les Propriétaires/Utilisateurs qui ne connaissent pas un utilisateur sur une base fixe devront s'assurer que le carburant délivré a bien été contrôlé pour la contamination et qu'il a été correctement filtré avant de permettre le ravitaillement de l'avion en carburant. Les réservoirs carburant doivent être maintenus pleins entre les vols, à condition que la masse et le centrage le permettent, pour réduire les risques de condensation sur les parois de réservoirs partiellement remplis.

Pour réduire encore les risques de carburant contaminé, une maintenance de routine du circuit carburant sera effectuée conformément au Manuel de Maintenance de l'avion. Seul le carburant correct, ainsi que recommandé dans de manuel, sera utilisé, et aucun additif carburant sera utilisé à moins d'être approuvé par Cessna et les Services Officiels.

TRAIN D'ATTERRISSAGE

Consulter le tableau suivant pour les informations d'entretien courant du train d'atterrissage.

COMPOSANT	CRITERES DE SERVICE
Roulette de nez (Pneu 5,00-5, 6 plis)	45,0 PSI
Train principal (Pneus 6,00-6, 6 plis	42,0 PSI
Freins	MIL-H-5606
Amortisseur de Train Avant	MIL-H-5606 ; 45,0 PSI *

* Maintenir le plein de liquide hydraulique MIL-H-5606 dans l'amortisseur selon la plaquette d'instructions de remplissage et, en l'absence de charge sur l'amortisseur, gonfler à 45,0 PSI avec de l'air. Ne pas dépasser cette pression.

NETTOYAGE ET SOINS

FENETRES ET PARE-BRISE

Les fenêtres et le pare-brise en plastique devront être nettoyés avec un nettoyant pour pare-brise d'avion. Appliquer le produit modérément avec des chiffons doux et frotter tout en exerçant une pression moyenne jusqu'à élimination complète de toute la crasse, des taches d'huile et salissures d'insectes. Laisser sécher le produit de nettoyage, puis l'essuyer avec des chiffons de flanelle doux.

ATTENTION

NE JAMAIS UTILISER D'ESSENCE, DE BENZINE, D'ALCOOL, D'ACÉTONE, DE LIQUIDE D'EXTINCTION OU D'ANTIGEL, DE DILUANT POUR PEINTURE, OU DE PRODUIT DE NETTOYAGE POUR VITRES POUR NETTOYER LES SURFACES EN PLASTIQUE. LES PRODUITS PRÉCITÉS ATTAQUENT LE PLASTIQUE ET RISQUENT DE LE CRAQUELER.

En l'absence d'un produit spécial pour pare-brise, les surfaces en plastique peuvent être nettoyées avec un chiffon doux imprégné de solvant Stoddard, pour éliminer l'huile et la graisse.

(A suivre)

NETTOYAGE ET SOINS (Suite)

Laver ensuite soigneusement avec un détergent doux et beaucoup d'eau. Rincer abondamment, puis sécher avec une peau de chamois propre humide. Ne jamais frotter le plastique avec un chiffon sec, car cette action crée une charge d'électricité statique qui attire la poussière. Un polissage avec une bonne cire du commerce complétera l'opération de nettoyage. Une mince couche de cire et uniforme, polie à la main avec des chiffons de flanelle doux et propres, comble les petites rayures et renforce la résistance aux rayures.

Ne pas utiliser de housse en grosse toile pour protéger le pare-brise, à moins que des chutes de pluie surfondue ou de neige mouillée ne soient prévues, car une telle housse risque de rayer le plastique.

SURFACES PEINTES

Les surfaces extérieures peintes de votre Cessna neuf ont un fini résistant et durable.

Généralement, les surfaces peintes peuvent rester brillantes grâce à un lavage à l'eau avec un savon doux, suivi d'un rinçage à l'eau et d'un séchage à l'aide de chiffons propres ou d'une peau de chamois. Ne jamais utiliser de savons durs ou abrasifs ou de détergents générateurs de corrosion et de rayures. Enlever les taches tenaces d'huile et de graisse avec un chiffon imbibé de solvant Stoddard. Faire attention à ce que les graphismes extérieurs ne soient pas touchés par le solvant. Pour des soins complets des décorations extérieures se reporter au Manuel de Maintenance.

Pour obturer les petites éraflures de surface et protéger la cellule contre la corrosion, l'avion doit être ciré régulièrement avec une bonne cire pour automobile appliquée conformément aux instructions du fabricant. Si l'avion est exploité en bordure de mer ou dans une atmosphère saline, le laver et le cirer plus fréquemment pour assurer une protection suffisante. Veiller particulièrement à l'étanchéité autour des têtes de rivets et des recouvrements de revêtements qui sont les zones les plus propices à la corrosion. Une couche de cire plus épaisse sur les bords d'attaque de la voilure, de l'empennage, sur l'avant du capot moteur et la casserole d'hélice contribuera à réduire l'abrasion qui se produit dans ces zones. Une nouvelle application de cire sera généralement nécessaire après tout nettoyage avec une solution savonneuse ou après un dégivrage chimique.

(A suivre)

NETTOYAGE ET SOINS (Suite)

SURFACES PEINTES (Suite)

Lorsque l'avion est stationné à l'extérieur par temps froid et qu'il est nécessaire d'éliminer la glace avant le vol, il y a lieu de protéger les surfaces peintes pendant l'élimination de la glace avec des liquides chimiques. L'alcool isopropylique permet un enlèvement correct des dépôts de glace sans endommager la peinture. Eviter les projections de liquide de dégivrage sur le pare-brise et les fenêtres de cabine, car l'alcool attaque le plastique et risque de le craqueler.

SOINS CONCERNANT L'HELICE

Effectuer une inspection prévol des pales d'hélice pour les entailles et les essuyer occasionnellement avec un chiffon imbibé d'huile pour les débarrasser des salissures d'herbe et d'insectes leur assureront une longue durée de vie. De petites entailles sur l'hélice, principalement près des extrémités et sur les bords d'attaque, devront être adoucies aussitôt que possible car ces entailles créent des concentrations de contraintes qui peuvent entraîner la formation de criques ou de rupture de la pale d'hélice si elles ne sont pas éliminées. Ne jamais utiliser un produit alcalin pour le nettoyage des pales ; enlever la graisse et la saleté au moyen de solvant Stoddard.

SOINS CONCERNANT LE MOTEUR

Le moteur peut être nettoyé, au moyen d'un solvant approprié, conformément aux instructions du Manuel de Maintenance de l'avion. Le nettoyage le plus efficace s'effectuera avec un pulvérisateur. Avant le nettoyage par pulvérisation, s'assurer que tous les organes pouvant être endommagés par le solvant sont protégés. Se reporter au Manuel de Maintenance de l'avion pour le graissage correct des commandes et des composants à effectuer après le nettoyage moteur. Le filtre d'admission d'air doit être remplacé quand son état l'impose, ne pas dépasser 500 heures.

(A suivre)

NETTOYAGE ET SOINS (Suite)

SOINS CONCERNANT LES INTERIEURS

Pour enlever la poussière et les salissures des garnitures et de la moquette, nettoyer régulièrement l'intérieur de l'avion à l'aide d'un aspirateur.

Sécher rapidement tour liquide répandu à l'aide de papiers absorbants ou de chiffons. Ne jamais tapoter la tache, mais appuyer le matériau absorbant sur la tache et le maintenir ainsi pendant plusieurs secondes. Continuer jusqu'à ce qu'il n'y ait plus d'absorption de liquide. Eliminer les peluches collantes par grattage avec un couteau émoussé, puis procéder à un nettoyage local.

Les taches huileuses peuvent être enlevées avec des produits détachants ménagers, utilisés avec parcimonie. Avant d'employer un solvant quelconque, prendre connaissance des instructions portées sur le flacon et faire un essai préalable sur une partie non visible du tissu à nettoyer. Ne jamais appliquer de solvant volatil en quantité importante sur un tissu, car ceci risque d'endommager les matériaux sous-jacents de rembourrage et de renforcement.

Les garnitures et les tapis souillés peuvent être nettoyés avec un détergent à mousse, utilisé suivant les instructions du fabricant. Employer la mousse la plus sèche possible, pour éviter de trop mouiller les matériaux nettoyés, et enlever cette mousse avec un aspirateur;

Pour de plus amples informations sur les nettoyages intérieurs, se reporter au Manuel de Maintenance.

SOINS CONCERNANT LES AVIONIQUES

Les affichages GDU 1040 du Garmin comportent un revêtement anti-reflets qui est très sensible aux huiles, cires, ammoniaque et agents abrasifs de nettoyage. Nettoyer la surface comme décrit dans le Guide de Référence du Cockpit.

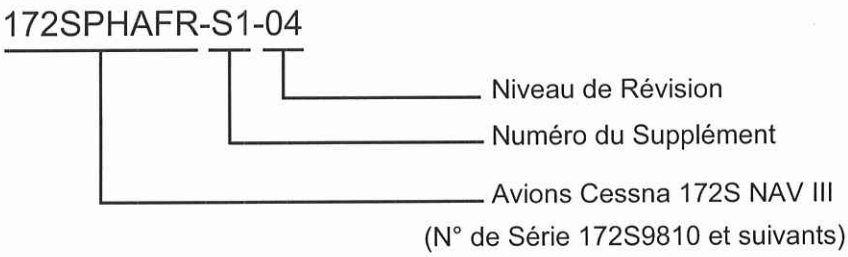
SUPPLEMENTS

INTRODUCTION

Les suppléments de cette section contiennent des procédures opérationnelles détaillées pour les équipements standards et optionnels installés sur l'avion. Les utilisateurs devront se reporter à chaque supplément pour s'assurer que toutes les limitations et procédures appropriées pour leur avion sont observées.

Une Liste des Suppléments Approuvés est fournie uniquement à des fins de convenance, commençant sur la page Liste 1 et dresse la liste numérique de tous les suppléments applicables à cet avion par nom, numéro et niveau de révision. Cette liste devra être utilisée comme une liste de vérification afin de s'assurer que tous les suppléments applicables ont été placés dans le Manuel d'Utilisation du Pilote (POH). Les suppléments peuvent être retirés du Manuel d'Utilisation du Pilote (POH) à condition que l'équipement ne soit pas installé sur l'avion. Si l'équipement est installé sur l'avion, cependant, le(s) supplément(s) doivent être conservés et mis à jour chaque fois que des révisions sont éditées pour ce supplément

Chaque supplément individuel contient sa propre Liste de Pages Effectives. Cette page liste le numéro de page et la date effective de chaque page du supplément. Cette page liste également les dates auxquelles les révisions à ce supplément ont été éditées. En outre, le numéro de référence du supplément donne l'information du niveau de révision. Se reporter à l'exemple suivant :



LISTE DES SUPPLEMENTS APPROUVES

NOTA

IL EST DE LA RESPONSABILITE DU PROPRIETAIRE DE L'AVION DE S'ASSURER QU'IL DETIENT LA DERNIERE REVISION DE CHAQUE SUPPLEMENT DU MANUEL D'UTILISATION DU PILOTE ET LA DERNIERE EDITION DE LA "LISTE DES SUPPLEMENTS APPROUVES". CETTE "LISTE DES SUPPLEMENTS APPROUVES" ETAIT A SA DERNIERE VERSION AU MOMENT OU ELLE A ETE EXPEDIEE PAR CESSNA ; CEPENDANT, CERTAINES MODIFICATIONS ONT PU SE PRODUIRE ET LE PROPRIETAIRE DEVRA VERIFIER QUE CETTE LISTE EST LA TOUTE DERNIERE, LA VERSION LA PLUS A JOUR, EN CONTACTANT LE SUPPORT CLIENTELE DE CESSNA AU (316) 517-5800.

Numéro du Supplément	Nom	Numéro de Révision	Equipement Installé
1	Balise de Détresse Pointer type 3000-11 ou 4000-11	1	
2	Réservé		
3	Pilote Automatique Bendix/King KAP 140 à 2 axes	0	X
4	Kit de Préparation pour l'Hiver	0	
5	Réservé		
6	Balise de Détresse (ELT) Artex C406-N	1	
7	Radiocompas (ADF) Bendix/King KR87	0	
8	Réservé		
9	Balise de Détresse (ELT) Artex ME406	0	X
10	Eligibilité Opérationnelle du JAR-OPS	0	

Cessna
A Textron Company

Manuel d'Utilisation du Pilote et
Manuel de Vol Approuvé par la FAA

CESSNA MODELE 172S

OPTION AVIONIQUES NAV III

Numéros de Série 172S9810 et suivants

SUPPLEMENT 1

TRANSMETTEUR DE LOCALISATION D'URGENCE POINTER TYPE 3000-11 OU 4000-11

N° DE SERIE _____
N° D'IMMATRICULATION _____

Ce supplément doit être inséré dans la Section 9 du Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol Approuvé par la FAA lorsque l'avion est équipé du Transmetteur de Localisation d'Urgence (Balise de Détresse) Pointer Type 3000-11 ou 4000-11. Le Transmetteur de Localisation d'Urgence (Balise de Détresse) Pointer Type 4000-11 n'est approuvée pour utilisation qu'aux Etats Unis, au Canada, au Japon et en France.

Ce Supplément est la traduction en français de l'original en anglais approuvé par la FAA et accepté par l'EASA
Thomas IACONO **DGAC**
Date: 01 JUIN 2006

Membre de GAMA

COPYRIGHT © 2005
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

25 FEVRIER 2005

REVISION 1 : 19 SEPTEMBRE 2005

SUPPLEMENT 1

TRANSMETTEUR DE LOCALISATION D'URGENCE (ELT) (BALISE DE DETRESSE) POINTER TYPE 3000-11 OU 4000-11

Utiliser la liste de validité des pages pour vérifier l'indice de révision de ce supplément.

Les pages affectées par la dernière mise à jour sont indiquées par un astérisque (*) précédent le numéro de la page.

Situation du Supplément	**Date**
Edition Originale	25 Février 2005
Révision	19 Septembre 2005

LISTE DE VALIDITE DES PAGES

Numéro de Page	Situation des pages	Indice de la révision
*S1-1 à S1-2	Révisées	1
S1-3	Originale	0
*S1-4	Révisée	1
S1-5 à S1-12	Originales	0

Ce Supplément N° 1, Transmetteur de Localisation d'Urgence (Balise de Détresse) Pointer Type 3000-11 ou 4000-11, daté du 19 Septembre 2005 est la traduction française du Supplément anglais N° 1 Transmetteur de Localisation d'Urgence (Balise de Détresse) Pointer Type 3000-11 ou 4000-11 Révision 1, daté du 19 Septembre 2005 approuvé par la FAA (Numéro de référence 172SPHAUS-S1-01).

LISTE DES BULLETINS SERVICE

La liste suivante énumère les Bulletins Service applicables à l'utilisation de l'avion et qui ont été incorporés dans ce supplément. Cette liste ne comprend que les Bulletins Service actuellement en vigueur.

Numéro	Titre	Applicabilité N° de série	Révision incorporée	Incorporé dans l'avion

TRANSMETTEUR DE LOCALISATION D'URGENCE (BALISE DE DETRESSE) (ELT) POINTER TYPE 3000-11 OU 4000-11

GENERALITES

Ce supplément fournit des informations qui doivent être observées lors de l'utilisation du Transmetteur de Localisation d'Urgence (Balise de Détresse) Pointer Type 3000-11 ou 4000-11. Le Transmetteur de Localisation d'Urgence Pointer Type 4000-11 n'est approuvé que pour être utilisé aux Etats Unis, au Canada, au Japon et en France.

Le transmetteur Pointer Type 3000-11 (muni de plaquettes en anglais) et le transmetteur Pointer 4000-11 (muni de plaquettes bilingues) se composent chacun d'un émetteur radio autonome à double fréquences, alimenté électriquement à partir d'un boîtier de 5 piles alcalines de type "C", et automatiquement activé par un contact à inertie "G" de détection de décélération qui est conçu pou s'activer quand l'unité détecte des forces d'inertie longitudinales telles qu'elles sont définies dans le TSO-C91A. Egalement, un interrupteur/annonciateur situé sur le côté supérieur droit du panneau des instruments copilote est prévu pour commander le transmetteur ELT à partir du poste de pilotage. L'annonciateur, qui est situé au centre de l'interrupteur à bascule, s'allume lorsque l'émetteur du transmetteur est en émission. Le transmetteur émet un signal omnidirectionnel sur les fréquences de détresse internationales 121,5 MHz et 243,0 MHz. Les aéronefs de l'aviation générale et les aéronefs commerciaux, la FAA et la CAP veillent la fréquence 121,5 MHz. tandis que la fréquence 243,0 MHz est veillée par les militaires.

Le transmetteur est contenu dans un boîtier Lexan en fibre de verre résistant aux impacts élevés, retardant l'action du feu, étanche, muni d'une poignée de transport et monté derrière la cloison de cabine arrière, sur le côté droit du cône de queue. Pour accéder à l'équipement, défaire les attaches à ouvertures rapides de la cloison de cabine arrière. Le transmetteur de localisation d'urgence (ELT) est mis en service à partir d'un panneau de commande situé sur la face de l'unité faisant face vers l'avant ou par l'interrupteur/annonciateur à distance situé sur le côté supérieur droit du panneau des instruments côté copilote, (se reporter à la Figure S1-1).

L'alimentation du transmetteur est assurée par une pile alcaline installée à l'intérieur du boîtier de l'émetteur.

(A suivre)

GENERALITES (Suite)

Conformément aux règlements de la FAA, le boîtier d'alimentation par piles du transmetteur ELT doit être remplacé après deux années de stockage ou de durée de service, ou pour l'une ou l'autre des raisons suivantes :

a. Après l'utilisation de l'émetteur dans une situation d'urgence (incluant la mise en marche par inadvertance pendant une durée inconnue).
b. Après l'utilisation de l'émetteur pendant plus d'une heure de fonctionnement global (c'est-à-dire, le temps cumulé pendant plusieurs tests et la mise en marche par inadvertance pendant une durée connue).
c. A la date, ou avant la date de remplacement du boîtier d'alimentation marquée sur le boîtier et sur l'étiquette de l'émetteur.

BALISE DE DETRESSE POINTER TYPE 3000-11

B3123

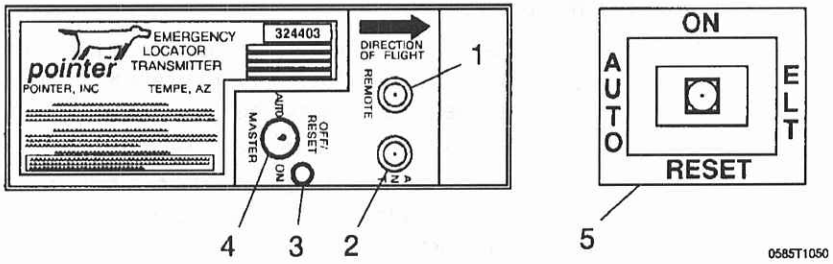


Figure S1-1

1. PRISE DE CABLE DE COMMANDE A DISTANCE – Permet le branchement du transmetteur à l'interrupteur/annonciateur situé sur le tableau de bord copilote.
2. PRISE D'ANTENNE - Permet le branchement de l'antenne montée au sommet du cône de queue.
3. VOYANT ANNONCIATEUR DU TRANSMETTEUR - S'allume en rouge pour indiquer que l'émetteur transmet un signal de détresse.

(A suivre)

GENERALITES (Suite)

4. COMMUTATEUR GENERAL DE FONCTION (Commutateur basculeur à trois positions) :

   AUTO - Arme l'émetteur pour une activation automatique lorsque le contacteur de "G" détecte le niveau de décélération prédéterminé.

   ON - Met instantanément le transmetteur en service. Utilisé pour des essais et si le contacteur d'accélération "G" est inopérant. La position ON court-circuite le commutateur d'activation automatique. (Le voyant rouge, au centre de l'interrupteur à bascule, devra s'allumer).

   OFF/ RESET - Met la balise hors service pendant la maintenance, après le sauvetage et pour réactiver la fonction mise en service automatique. (L'annonciateur rouge, au centre du basculeur, doit s'éteindre).

5. INTERRUPTEUR/ANNONCIATEUR A DISTANCE (Interrupteur basculeur à trois positions) :

   ON - Déclenche le transmetteur à distance pour des essais ou en cas d'urgence. L'annonciateur rouge, au centre du basculeur, s'allume pour indiquer que l'émetteur transmet un signal de détresse.

   AUTO - Arme l'émetteur pour une activation automatique lorsque le contacteur de "G" détecte le niveau de décélération prédéterminé.

   RESET - Désactive et réarme l'émetteur après une activation automatique par le contacteur d'accélération "G". L'annonciateur rouge, au centre de l'interrupteur à bascule, doit s'éteindre.

(A suivre)

GENERALITES (Suite)

TRANSMETTEUR DE LOCALISATION D'URGENCE (BALISE DE DETRESSE) POINTER TYPE 4000-11

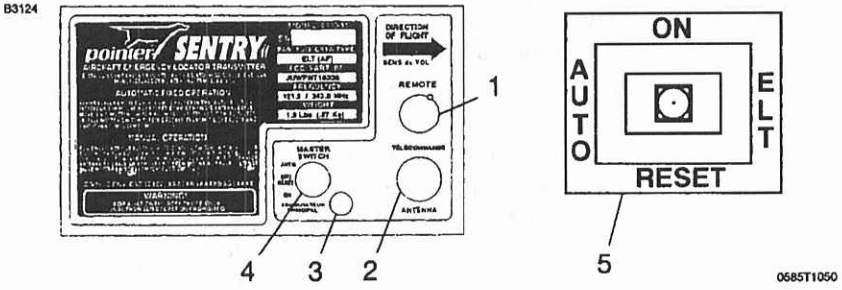


Figure S1-2

1. PRISE DE CABLE DE COMMANDE A DISTANCE – Permet le branchement du transmetteur à l'interrupteur/annonciateur situé sur le tableau de bord copilote.
2. PRISE D'ANTENNE - Permet le branchement de l'antenne montée au sommet du cône de queue.
3. VOYANT ANNONCIATEUR DU TRANSMETTEUR - S'allume en rouge pour indiquer que l'émetteur transmet un signal de détresse.
4. COMMUTATEUR GENERAL DE FONCTION (Commutateur basculeur à trois positions) :

   AUTO - Arme l'émetteur pour une activation automatique lorsque le contacteur de "G" détecte le niveau de décélération prédéterminé.

   ON - Met instantanément le transmetteur en service. Utilisé pour des essais et si le contacteur d'accélération "G" est inopérant. La position ON court-circuite le commutateur d'activation automatique. (Le voyant rouge, au centre de l'interrupteur à bascule, devra s'allumer).

   OFF/ RESET - Met la balise hors service pendant la maintenance, après le sauvetage et pour réactiver la fonction mise en service automatique. (L'annonciateur rouge, au centre du basculeur, doit s'éteindre).

(A suivre)

GENERALITES (Suite)

5. INTERRUPTEUR/ANNONCIATEUR A DISTANCE (Interrupteur basculeur à trois positions) :

   ON - Déclenche le transmetteur à distance pour des essais ou en cas d'urgence. L'annonciateur rouge, au centre du basculeur, s'allume pour indiquer que l'émetteur transmet un signal de détresse.

   AUTO - Arme l'émetteur pour une activation automatique lorsque le contacteur de "G" détecte le niveau de décélération prédéterminé.

   RESET - Désactive et réarme l'émetteur après une activation automatique par le contacteur d'accélération "G". L'annonciateur rouge, au centre de l'interrupteur à bascule, doit s'éteindre.

LIMITES D'UTILISATION

Se reporter à la Section 2 du Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol approuvé par la FAA (POH/AFM).

PROCEDURES D'URGENCE

Avant d'effectuer un atterrissage forcé, spécialement dans des régions montagneuses ou retirées, mettre en marche l'émetteur du transmetteur en positionnant l'interrupteur annonciateur sur ON. L'annonciateur au centre du basculeur doit s'allumer.

Immédiatement après un atterrissage forcé, lorsqu'une assistance d'urgence est nécessaire, le transmetteur de localisation d'urgence doit être utilisé de la façon suivante :

NOTA

L'interrupteur/annonciateur à distance de l'ELT peut être inopérant s'il a été endommagé lors d'un atterrissage forcé. Dans ce cas, le contacteur d'accélération "G" active automatiquement le transmetteur. Cependant, mettre le transmetteur sur OFF puis à nouveau sur ON requiert l'utilisation manuelle du sélecteur général de fonction situé sur le transmetteur de localisation d'urgence (ELT).

(A suivre)

PROCEDURES D'URGENCE (Suite)

1. S'ASSURER DE LA MISE EN SERVICE DU TRANSMETTEUR (ELT) :
   a. Placer l'interrupteur/annonciateur sur ON même si l'annonciateur est déjà allumé.
   b. Si la radio de l'avion est utilisable et peut être utilisée en toute sécurité (pas de menace d'incendie ou d'explosion), mettre sur ON et sélectionner 121,5 MHz. Si l'émission du transmetteur est audible, c'est qu'elle fonctionne correctement.
   c. S'assurer que l'antenne est dégagée de toute obstruction.

NOTA

Lorsque le transmetteur est activé, un son décroissant peut être entendu avant que les hululements typiques commencent.

2. AVANT DE VOIR L'AERONEF DE SAUVETAGE -Ménager la batterie de bord. Ne pas activer l'émetteur-récepteur radio.
3. APRES AVOIR VU L'AERONEF DE SAUVETAGE – Placer l'interrupteur basculeur sur RESET et le relâcher sur la position AUTO pour éviter les interférences radio. Tenter d'établir la liaison avec l'aéronef de sauvetage au moyen de l'émetteur-récepteur radio sur 121,5 MHz. Si le contact n'est pas établi, remettre immédiatement l'interrupteur à bascule sur ON.
4. UNE FOIS LE SAUVETAGE TERMINE - Placer l'interrupteur basculeur sur AUTO, terminant ainsi les émissions d'urgence.

PROCEDURES NORMALES

Tant que l'interrupteur/annonciateur à distance est sur la position AUTO et que le sélecteur général de fonction de l'ELT reste sur la position AUTO, le transmetteur fonctionne automatiquement lorsque l'équipement mesure des accélérations longitudinales telles qu'elles sont définies dans le TSO-C91A.

A la suite d'un foudroiement ou d'un atterrissage particulièrement dur, la balise peut se déclencher alors qu'il n'y a aucune urgence. Si le voyant de l'interrupteur basculeur à distance s'allume, le transmetteur s'est accidentellement mis en marche. Un autre moyen de le vérifier est de sélectionner 121,5 MHz sur l'émetteur-récepteur radio et d'écouter la présence éventuelle d'une émission d'urgence. Si l'interrupteur/annonciateur est allumé sur ON, ou si une tonalité d'urgence est entendue, placer l'interrupteur/annonciateur à distance sur la position RESET et le relâcher sur la position AUTO.

L'entretien de la balise de détresse doit s'effectuer conformément aux exigences de la réglementation en vigueur.

INSPECTIONS/ESSAIS

1. Le transmetteur de localisation d'urgence devra être essayé toutes les 100 heures.

   NOTA

   L'essai ne doit être effectué que pendant les 5 premières minutes de chaque heure.

2. Déconnecter le câble d'antenne de la balise.
3. Mettre la partie BAT (Batterie) de l'interrupteur général MASTER sur ON.
4. Mettre sous tension l'émetteur-récepteur de bord et afficher la fréquence 121,5 MHz.
5. Placer l'interrupteur à distance sur ON. L'annonciateur doit s'allumer. Laisser fonctionner pendant **uniquement trois** tonalités d'urgence puis remettre immédiatement l'interrupteur/annonciateur à distance sur la position RESET et le relâcher sur la position AUTO.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

6. Mettre le sélecteur général de fonction de l'ELT sur ON. Vérifier l'allumage du témoin annonciateur du transmetteur sur l'ELT et l'allumage de l'interrupteur/annonciateur à distance sur le tableau de bord.
7. Mettre le sélecteur général de fonction sur la position OFF/RESET.
8. Remettre le commutateur général de fonction sur AUTO.
9. Reconnecter le câble d'antenne à la balise.

ATTENTION – DANGER

LES ESSAIS AVEC L'ANTENNE BRANCHEE DOIVENT ETRE AUTORISES ET CONFIRMES PAR LA TOUR DE CONTROLE LA PLUS PROCHE.

NOTA

L'antenne n'étant pas branchée, le signal émis par la balise est suffisant pour atteindre le récepteur tout en ne perturbant pas les autres communications ou en ne détériorant pas le circuit de sortie.

Après des essais accumulés ou de temps de fonctionnement égalant 1 heure, la batterie devra être remplacée.

VEILLE ET COMPTE RENDU EN VOL

Les pilotes sont encouragés à veiller 121,5 MHz et/ou 243,0 MHz en vol pour aider à l'identification d'émissions d'urgence possible transmetteur de localisation d'urgence. A la réception d'un signal, effectuer le compte rendu suivant à l'organisme de contrôle aérien le plus proche:

1. Votre position à l'heure où le signal a été entendu pour la première fois.
2. Votre position à l'heure où le signal a été entendu pour la dernière fois.
3. Votre position à l'endroit où le signal était le plus fort.
4. Votre altitude de vol et la fréquence sur laquelle a été entendu le signal 121,5 MHz ou 243,0 MHz. La position sera, si possible, donnée par rapport à une aide de radionavigation. Si l'avion possède un équipement de radioralliement, fournir le relèvement du signal d'urgence avec chaque position de report.

PERFORMANCES

Il n'y a aucune modification des performances de l'avion lorsque le Transmetteur de Localisation d'Urgence (ELT) Pointer Type 3000-11 ou 4000-11 est installé.

Cessna
A Textron Company

Manuel d'Utilisation du Pilote et
Manuel de Vol Approuvé par la FAA

MODELE CESSNA 172S

OPTION AVIONIQUES NAV III

Numéros de Série 172S9810 et suivants

SUPPLEMENT 3

PILOTE AUTOMATIQUE 2 AXES BENDIX/KING KAP 140

N° DE SERIE _____
N° D'IMMATRICULATION _____

Ce supplément doit être inséré dans la Section 9 du Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol Approuvé par la FAA lorsque l'avion est équipé du pilote automatique 2 axes KAP 140.

Ce Supplément est la traduction en français de l'original en anglais approuvé par la FAA et accepté par l'EASA
Thomas IACONO **DGAC**
Date: 01 JUIN 2005

Membre de GAMA

COPYRIGHT © 2005
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

25 FEVRIER 2005

SUPPLEMENT 3

PILOTE AUTOMATIQUE 2 AXES BENDIX/KING KAP 140

Utiliser la liste de validité des pages pour vérifier l'indice de révision de ce supplément.

Les pages affectées par la dernière mise à jour sont indiquées par un astérisque (*) précédent le numéro de la page.

Situation du Supplément	Date
Originale	25 Février 2005

LISTE DE VALIDITE DES PAGES

Numéro de Page	Situation des pages	Indice de la révision
S3-1 à S3-44	Originales	0

Ce Supplément N° 3, Pilote Automatique 2 axes Bendix/King KAP 140, daté du 25 Février 2005 est la traduction française du Supplément N° 3, Pilote Automatique 2 axes Bendix/King KAP 140 en anglais, daté du 25 Février 2005, approuvé par la FAA (Numéro de référence 172SPHAUS-S3-00).

LISTE DES BULLETINS SERVICE

La liste suivante énumère les bulletins services applicables à l'utilisation de l'avion et insérés dans ce supplément. Cette liste ne comprend que les bulletins service actuellement en vigueur.

Numéro	Titre	Applicabilité N° de série	Révision incorporée	Incorporé dans l'avion

PILOTE AUTOMATIQUE 2 AXES BENDIX/KING KAP 140

GENERALITES

Le pilote automatique 2-Axes Bendix/King KAP 140 permet les modes fonctionnement suivants:

1. Mode roulis (ROL) – maintient les ailes horizontales.
2. Vitesse verticale (VS) – conserve le taux de montée ou de descente au moment où le pilote automatique est engagé ou le taux affiché manuellement. Contrôlée par les boutons UP (CABRER) et DN (PIQUER).

NOTA

Le pilote automatique ne peut tenir une vitesse verticale que si la puissance du moteur et la masse de l'avion le permettent. Si la vitesse verticale affichée sur le pilote automatique est supérieure à celle que l'avion peut atteindre et la vitesse diminue suffisamment, l'avion peut être mis en décrochage. S'assurer que cette vitesse verticale reste dans les limites d'utilisation du pilote automatique et de l'avion.

3. Maintien d'altitude (ALT) – maintient une altitude présélectionnée en utilisant la combinaison puissance du moteur, commande de tangage et trim de profondeur.
4. Sélection de cap (HDG) – maintient le cap magnétique affiché en utilisant le curseur HDG du HSI de l'écran des instruments de vol principaux G1000 (PFD).
5. Navigation (NAV) – verrouille sur une route affichée en utilisant le bouton CRS quand une source de navigation VHF valide (NAV 1ou NAV 2) est sélectionnée sur le HSI G1000, ou quand le GPS est la source de navigation du HSI et fonctionne en mode OBS, ou quand la route est réglée automatiquement par la fonction direct to ou plan de vol (FPL) du GPS et que le GPS est affiché sur le HSI du G1000.

(A suivre)

GENERALITES (Suite)

6. Mode approche (APR) – verrouille la route avec une plus grande sensibilité que le mode NAV. Le mode APR est utilisé en approche finale (au point de report d'approche finale) pour entamer le segment d'approche finale de la procédure. En tenue de cap en mode HDG ou en tenue de route en mode NAV, le mode APR est sélectionné ou armé (ARM) pour capturer la route d'approche finale. Le mode APR fonctionnera pour les approches VOR, LOC et ILS en utilisant les radios de navigation VHF NAV 1 ou NAV 2, avec un signal valide, comme source de navigation et en réglant la route correcte (CRS) sur le HSI. Le mode APR capturera automatiquement l'alignement de descente (GS) en utilisant le mode vitesse verticale dans les approches ILS. Le mode APR fournit un guidage vertical uniquement pour les approches ILS, après avoir capturé le localiseur avant l'interception de l'alignement de descente. Ce mode fonctionne aussi pour les approches GPS ou RNAV/GPS quand le GPS est réglé comme source de navigation sur le HSI.

Le pilote automatique KAP 140 permet la présélection de l'altitude par le pilote et la fonction alerte d'altitude. Le pilote sélectionne une altitude limite ou une altitude désirée avant d'entamer sa montée ou sa descente. L'avion effectuera si nécessaire une montée ou une descente à la vitesse verticale sélectionnée pour atteindre l'altitude de croisière voulue. Une alerte d'altitude (un avertissement électronique ou "tonalité") est émise à 1000 pieds avant l'altitude sélectionnée ou lors de variations d'altitude supérieures de 200 pieds par rapport à l'altitude sélectionnée.

Le pilote automatique KAP 140 est équipé d'un système de compensateur électrique de profondeur qui assure la compensation automatique durant le fonctionnement du pilote automatique et lorsque le pilote automatique n'est pas engagé, il permet au pilote d'agir manuellement sur le compensateur électrique (MET) (utiliser les poussoirs DN-UP sur le manche). Le compensateur est conçu pour résister à toute anomalie simple en vol (fail-safe). Les défauts du système de compensateur électrique sont signalés par des annonces d'alerte sur l'écran du pilote automatique et sur le PFD du G1000.

(A suivre)

GENERALITES (Suite)

Un dispositif de verrouillage empêche l'engagement du pilote automatique ou du MET (TRIM ELECTRIQUE MANUEL) tant que le test avant vol n'a pas été effectué de façon satisfaisante. Un auto-test automatique démarre lorsque l'interrupteur AVIONICS BUS 2 est mis sur la position ON.

L'une des conditions suivantes entraîne le désengagement automatique du pilote automatique:

1. Une panne interne du système de contrôle de vol.
2. Le contrôleur du calculateur du pilote automatique détecte l'annonce de mauvais fonctionnement R (axe de roulis) ou P (axe de tangage).
3. Des accélérations en tangage supérieures à + 1,4 g ou - 0,6 g produites par un mauvais fonctionnement du servomoteur. Le pilote ne peut pas manoeuvrer l'avion et désengage le pilote automatique si ce n'est fait par la turbulence.
4. Panne du coordinateur électrique de virage.
5. L'interrupteur A/PDISC/TRIM INT sur le manche gauche est actionné.

L'interrupteur AVIONICS BUS 2 alimente le disjoncteur AUTO PILOT à partir de AVN BUS 2. Il peut également servir d'interrupteur de coupure du pilote automatique ou du trim électrique manuel en cas d'urgence.

(A suivre)

GENERALITES (Suite)

Les disjoncteurs suivants alimentent et protègent le pilote automatique 2 axes KAP 140 :

REPERE	FONCTIONS
AUTO PILOT	Disjoncteur de type tirer pour ouvrir sur la bus AVN BUS 2 qui alimente le calculateur du pilote automatique KAP 140 et les servomoteurs de tangage, de roulis et de compensateur de profondeur.
WARN	Disjoncteur de type tirer pour ouvrir sur la bus X-FEED BUS qui alimente l'annonciateur PITCH TRIM du PFD du G1000.

(A suivre)

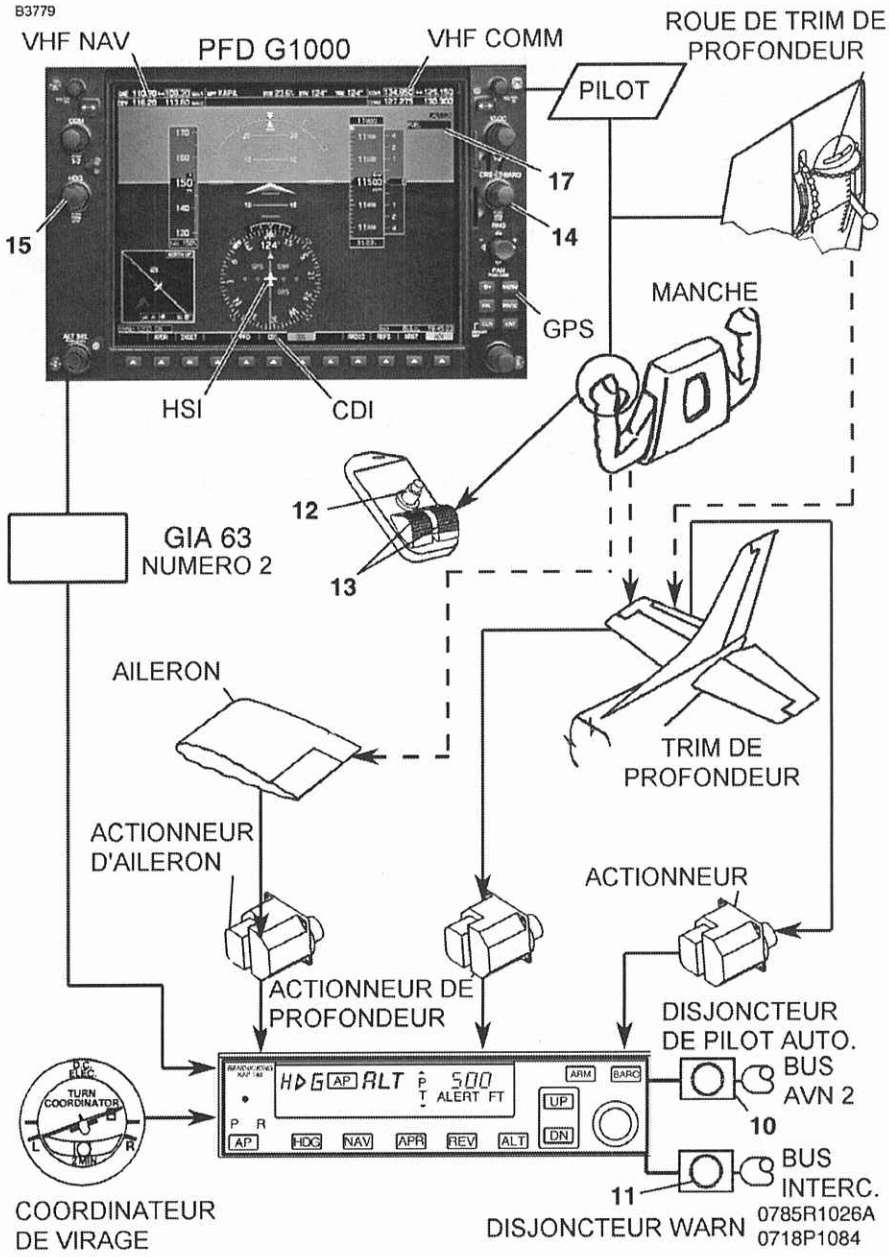

B3779
VHF NAV
PFD G1000
VHF COMM
ROUE DE TRIM DE PROFONDEUR
PILOT
17
15
14
MANCHE
GPS
HSI
CDI
12
13
GIA 63
NUMERO 2
AILERON
TRIM DE PROFONDEUR
ACTIONNEUR D'AILERON
ACTIONNEUR
ACTIONNEUR DE PROFONDEUR
DISJONCTEUR DE PILOT AUTO.
BUS AVN 2
10
BUS INTERC.
11
COORDINATEUR DE VIRAGE
DISJONCTEUR WARN
0785R1026A
0718P1084

Figure S3-1

GENERALITES (Suite)

PILOTE AUTOMATIQUE 2 AXES BENDIX/KING KAP 140 AVEC PRESELECTION D'ALTITUDE, COMMANDES ET INDICATEURS

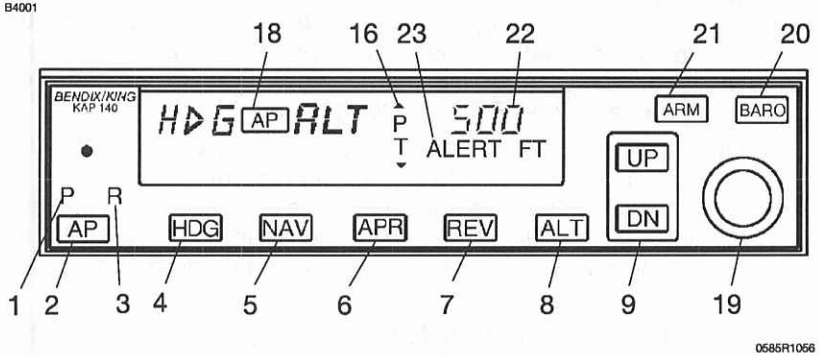


Figure S3-2

BENDIX/KING KAP 140 AVEC PRESELECTION D'ALTITUDE

1. VOYANT ANNONCIATEUR D'AXE DE TANGAGE (P) - Indique une panne d'axe de tangage lorsqu'il est allumé, et, soit désengagera le pilote automatique, soit ne permettra pas son engagement sur l'axe tangage. En zone turbulente, il s'allumera lors des accélérations verticales anormales.
2. POUSSOIR (AP) D'ENGAGEMENT/DESENGAGEMENT DU PILOTE AUTOMATIQUE - Enfoncé et maintenu (approximativement pendant 0,25 seconde), ce poussoir permet d'engager le pilote automatique si toutes les conditions de test automatique avant vol sont satisfaites. Le pilote automatique est engagé en mode roulis de base (ROL) qui assure le maintien des ailes horizontales et le mode vitesse verticale (VS) sur l'axe de tangage. L'annonciateur de la vitesse verticale commandée apparaît dans la partie supérieure droite de l'afficheur du pilote automatique. La VS capturée sera celle présente au moment de la pression sur le bouton AP. Ce bouton peut être utilisé pour désengager le pilote automatique.
3. VOYANT ANNONCIATEUR D'AXE DE ROULIS (R) – Allumé, il indique une panne d'axe de roulis et désengage le pilote automatique.

(A suivre)

GENERALITES (Suite)

4. POUSSOIR DE SELECTION DU MODE CAP (HDG) - Enfoncé, ce poussoir permet de sélectionner le mode Cap, qui commande à l'avion de virer et de maintenir le cap sélectionné avec le curseur de cap, sur le HSI. Un nouveau cap peut être sélectionné à tout moment, et l'avion virera à ce cap. L'utilisation de ce poussoir permet également de basculer du mode HDG au mode ROL et inversement.
5. POUSSOIR DE SELECTION DU MODE NAVIGATION (NAV) - Enfoncé, il sélectionne le mode Navigation, qui assure la capture automatique de faisceau et la poursuite automatique des signaux VOR LOC ou GPS sélectionnés sur le HSI. Le mode NAV est recommandé pour la poursuite de navigation en route.
6. POUSSOIR DE SELECTION DU MODE APPROCHE (APR) - Enfoncé, il sélectionne le mode Approche, qui assure la capture automatique de faisceau et la poursuite automatique des signaux VOR, GPS, LOC et GS en ILS, sélectionnés sur le HSI. La sensibilité de poursuite en mode APR est recommandée pour les approches aux instruments.
7. POUSSOIR DE SELECTION DU MODE APPROCHE EN STATION ARRIERE (REV) - Ce bouton est actif uniquement lorsque le récepteur de navigation couplé est calé sur une fréquence LOC/ILS. Enfoncé, il sélectionne le mode Approche en station arrière. Les fonctions de ce mode sont identiques à celles du mode Approche à l'exception de la réaction du pilote automatique aux signaux LOC, qui est inversée. En mode REV, l'alignement de descente est impossible.
8. POUSSOIR DE SELECTION DU MODE MAINTIEN D'ALTITUDE (ALT) - Enfoncé, il sélectionne le mode maintien d'altitude qui assure la capture et le maintien de l'altitude sélectionnée. L'altitude sélectionnée est l'altitude de l'avion au moment où le bouton ALT est enfoncé. Si le bouton est enfoncé alors que l'avion présente un taux de vitesse verticale VS établie, il y aura dépassement de l'altitude voulue d'environ 10 % (du taux de vitesse verticale VS), puis l'avion revient à l'altitude sélectionnée.

(A suivre)

GENERALITES (Suite)

9. BOUTONS DE MODE VITESSE VERTICALE (UP/DN) - L'action de ces boutons dépend du mode vertical sélectionné au moment où ils sont enfoncés. Si le mode VS est actif (AP et n'importe quel mode latéral) et que le bouton UP est enfoncé, le pilote automatique modifiera la VS affichée (en pieds/mn) en l'augmentant. De simples impulsions momentanées sur le bouton UP ou DN incrémente la vitesse verticale de 100 pieds/min (0,51 m/s) par impulsion. Lorsque l'un ou l'autre bouton est enfoncé continuellement, la vitesse verticale est modifiée de 300 pieds/min par seconde.

   Si le mode ALT est actif, enfoncer l'un des boutons UP/DN modifie l'altitude capturée de 20 pieds par impulsion, ou s'il est maintenu enfoncé continuellement, il commande l'avion à monter ou à descendre à un taux de 500 pieds/min pour synchroniser la référence ALT à celle de l'avion lorsque le bouton est relâché.

10. DISJONCTEUR DU PILOTE AUTOMATIQUE – Le système KAP 140 est alimenté en 28 v continu par l'intermédiaire d'un disjoncteur à tirer de 5A.

11. DISJONCTEUR ALARME - Alimente l'alarme sonore de désengagement du pilote automatique et l'annonciateur (COMPENSATEUR DE PROFONDEUR).

12. POUSSOIR DE DESENGAGEMENT DU PILOTE AUTOMATIQUE (A/P DISC/TRIM INT) - Une pression sur ce poussoir désengage le pilote automatique et coupe l'alimentation du compensateur électrique manuel (MET). Le désengagement du pilote automatique est annoncé par un son continu de deux secondes accompagné par le clignotement du voyant «AP» sur l'afficheur du calculateur du pilote automatique.

13. INTERRUPTEURS DE COMMANDE DE TRIM ELECTRIQUE MANUEL (MET) - Lorsque les deux interrupteurs sont actionnés dans le même sens, le compensateur de profondeur fonctionne dans la direction désirée. L'utilisation du compensateur électrique manuel désengage le pilote automatique s'il est en cours de fonctionnement.

(A suivre)

GENERALITES (Suite)

14. BOUTON DE SELECTION DE ROUTE (CRS) - Sélectionne la route magnétique désirée que doit suivre le pilote automatique. (Nota : il faut que l'index de cap HDG soit également positionné sur la route correcte pour capturer et suivre le radial sélectionné ou la route désirée).

15. BOUTON DE SELECTION DE CAP (HDG) - Positionne l'index de cap ("bug") sur la rose mobile du HSI. Noter que la position de l'index de cap fournit également la valeur de la donnée de référence de cap au pilote automatique lorsqu'il est armé pour une capture de route en modes "NAV", "APR" ou "REV" (Station arrière). Ceci est une fonction supplémentaire en plus de son utilité dans le mode HDG.

16. ANNONCIATEUR DU COMPENSATEUR DE PROFONDEUR (PT) - Indique le sens de déplacement du trim de profondeur. L'annonce clignotera si la compensation automatique n'a pas satisfaite la requête du compensateur pendant 10 secondes. Une indication fixe $\frac{P}{T}$ sans flèche indique un défaut de fonctionnement du compensateur de profondeur. Se reporter aux PROCEDURES D'URGENCES pour la réaction en cas de panne de compensateur de profondeur.

17. VOYANT D'ALARME DU COMPENSATEUR DE PROFONDEUR - sur le PFD, s'allume à chaque fois que le test automatique avant vol détecte une panne de compensateur de profondeur ou que le système de contrôle continu détecte une panne en vol. Se reporter aux PROCEDURES D'URGENCES pour la réaction en cas de panne de compensateur de profondeur.

18. ANNONCIATEUR AP DU PILOTE AUTOMATIQUE ENGAGE - S'allume à chaque fois que le pilote automatique est engagé. Il clignote lors d'un désengagement par le pilote ou s'il se désengage automatiquement.

(A suivre)

GENERALITES (Suite)

19. BOUTONS ROTATIFS - Utilisés pour régler l'altitude de référence de l'avertisseur d'altitude; ou peuvent être utilisés immédiatement après une pression sur le bouton BARO pour ajuster le réglage barométrique du pilote automatique sur celui de l'altimètre de l'avion quand un ajustement manuel est nécessaire.

20. POUSSOIR DE REGLAGE BAROMETRIQUE **(BARO)** - Quand il est enfoncé puis relâché, l'écran d'affichage de l'altitude sélectionnée pour l'avertisseur d'altitude est remplacé par l'écran de réglage barométrique (en In Hg ou en HPa) pendant 3 secondes. S'il est enfoncé et maintenu pendant 2 secondes, l'unité de mesure sur l'écran de réglage barométrique passe des In Hg aux HPa, ou vice-versa. Une fois l'écran de réglage barométrique visible, les boutons rotatifs peuvent être utilisés pour ajuster ce réglage.

21. POUSSOIR D'ARMEMENT D'ALTITUDE (**ARM**)- Enfoncé, il active ou désactive l'armement d'altitude. Quand ALT ARM est affiché, le pilote automatique capture l'altitude affichée sur l'avertisseur d'altitude (à condition que l'avion monte ou descend en mode VS à l'altitude affichée). Lorsque le pilote automatique est engagé, l'enclenchement du mode maintien d'altitude ALT est automatique à la sélection d'une altitude sur l'avertisseur d'altitude au moyen des boutons rotatifs. Remarquez que les fonctions d'alerte sont indépendantes du processus d'enclenchement, ce qui assure ainsi une fonction d'alerte permanente, même quand le pilote automatique n'est pas engagé.

22. ECRAN DE REGLAGE AVERTISSEUR D'ALTITUDE/VITESSE VERTICALE/BAROMETRIQUE - Affiche normalement l'altitude sélectionnée pour l'avertisseur d'altitude. Si l'un des poussoirs UP ou DN est enfoncé en mode maintien de vitesse verticale VS, l'affichage est remplacé par la référence de la commande pour le mode VS en pieds/mn pendant 3 secondes. Si le poussoir BARO est enfoncé, l'affichage passe au réglage barométrique en In Hg ou HPa pendant 3 secondes.

(A suivre)

GENERALITES (Suite)

23. ANNONCIATEUR D'ALERTE D'ALTITUDE (**ALERT**)- S'allume de façon continue dans une plage de 200 à 1000 pieds à partir de l'altitude sélectionnée si l'avion se trouvait précédemment en dehors de cette plage. Clignote (1) pendant 2 secondes lorsque pour la première fois l'avion dépasse l'altitude sélectionnée et (2) continuellement dans la plage de 200 à 1000 pieds à partir de l'altitude sélectionnée si l'avion se trouvait précédemment à l'intérieur de cette plage (c'est à dire à l'altitude sélectionnée). Une alarme sonore (5 tonalités brèves) associée à l'avertissement visuel se déclenche à 1000 pieds de l'altitude sélectionnée en s'en rapprochant et à 200 pieds de l'altitude sélectionnée en s'en éloignant.

LIMITATIONS

Les limites d'emploi suivantes du pilote automatique doivent être respectées:

1. La procédure prévol décrite dans la section Procédures Normales de ce supplément doit être effectuée dans sa totalité avec succès avant chaque vol. L'utilisation du pilote automatique ou du système de compensateur électrique manuel est interdite avant l'achèvement avec succès de cette procédure.
2. Le pilote automatique doit être sur OFF au décollage et à l'atterrissage.
3. Lorsque le pilote automatique fonctionne, le pilote doit être assis place gauche et ceinture de sécurité attachée.
4. Le système est approuvé pour l'utilisation en Catégorie I uniquement (Mode Approche sélectionné).
5. Limite de vitesse maximale du Pilote Automatique 140 nœuds
   Limite de vitesse minimale du Pilote Automatique 70 nœuds
   Vitesse minimale d'approche du Pilote Automatique 80 noeuds

(A suivre)

LIMITATIONS (Suite)

6. Braquage maximum des volets – 10°.
7. Déséquilibre latéral carburant maximal avec le pilote automatique engagé - 90 livres (41 kg).
8. Le pilote automatique doit être débrayé en dessous de 200 pieds au-dessus du niveau du sol durant les phases d'approche et, en dessous de 800 pieds au-dessus du niveau du sol pour toutes les autres phases de vol.
9. Il est interdit de surpasser manuellement le pilote automatique pour changer d'assiette de tangage ou de roulis. (Désengager le pilote automatique avant de manipuler le manche manuellement).
10. Si le voyant d'alarme rouge "PITCH TRIM" (affiché sur le PFD) s'allume en vol, appliquer la procédure de récupération indiquée dans les Procédures d'urgence. Les circuits du compensateur électrique manuel et du pilote automatique seront mis hors service en tirant sur le disjoncteur AUTO PILOT.
11. Il est interdit d'utiliser le pilote automatique KAP 140 si la boîte de commande d'écoute GMA 1347 est inopérante (aucune alerte sonore ne sera fournie si le pilote automatique est débrayé).

PROCEDURES D'URGENCE

Les quatre étapes (1 à 4) de la procédure décrite ci-dessous, doivent être mémorisées. Il faut que le pilote soit compétent et exécute ces quatre étapes sans avoir à se reporter à ce manuel.

PROCEDURE DE RECUPERATION

1. En cas de mauvais fonctionnement du pilote automatique, du compensateur du pilote automatique ou du compensateur électrique manuel (effectuer les opérations a et b simultanément) :
   a. Manche de l'avion -le **SAISIR FERMEMENT** et reprendre le contrôle de l'avion.
   b. Poussoir **A/P DISC/TRIM INT - APPUYER** et le **MAINTENIR** pendant toute la récupération.

(A suivre)

PROCEDURES D'URGENCE (Suite)

c. AVION - **COMPENSER** manuellement si nécessaire.
d. Disjoncteur **AUTO PILOT - TIRER**.

ATTENTION DANGER

APRES UN MAUVAIS FONCTIONNEMENT DU PILOTE AUTOMATIQUE, DU TRIM AUTOMATIQUE OU DU TRIM ELECTRIQUE MANUEL, NE PAS REENGAGER LE PILOTE AUTOMATIQUE AVANT QUE LA CAUSE DU DYSFONCTIONNEMENT NE SOIT CORRIGEE.

NOTA

L'interrupteur AVIONICS BUS 2 peut être utilisé pour couper l'alimentation du pilote automatique et du compensateur électrique. En cas de nécessité, exécuter les étapes a à c ci-dessus et couper l'interrupteur AVIONICS BUS 2 avant de repérer et de tirer le disjoncteur AUTO PILOT. Remettre ensuite l'interrupteur AVIONICS BUS 2 sur ON pour réalimenter les autres équipements avioniques sur AVN BUS 2. L'instrument principal d'attitude, le compas directionnel, l'anémomètre et l'altimètre continueront d'être opérationnels lorsque le contact AVIONICS BUS 2 est sur OFF.

Perte d'altitude maximale due à un mauvais fonctionnement du pilote automatique:

CONFIGURATION	PERTE D'ALTITUDE (pieds)
Croisière, montée, ou descente	350 pieds (107 m)
Manœuvre	100 pieds (30,5 m)
Approche	90 pieds (25,5 m)

PROCEDURES D'URGENCE DETAILLEES

Les paragraphes suivants fournissent des informations supplémentaires pour une compréhension totale des actions à suivre en situations d'urgence.

(A suivre)

PROCEDURES D'URGENCE (Suite)

1. Un mauvais fonctionnement du pilote automatique et du compensateur automatique se produit lorsqu'il y a déviation non commandée de l'avion sur sa trajectoire de vol ou lorsqu'il y a des mouvements anormaux du manche pilote ou du compensateur. Dans certains cas (plus spécialement pour le compensateur automatique), il peut y avoir de petits dysfonctionnements sans mouvement de l'avion, mais l'annonciateur PITCH TRIM (côté droit du PFD) peut s'afficher.

2. La première des choses est de réagir, vis à vis d'un mauvais fonctionnement du pilote automatique ou du compensateur automatique, ou d'un désengagement automatique, en maintenant le contrôle de l'avion. Saisir immédiatement et fermement le manche de l'avion et appuyer et maintenir le poussoir A/P DISC/TRIM INT durant la récupération. Manoeuvrer les commandes, si nécessaire, pour maintenir le fonctionnement de l'avion à l'intérieur de son domaine d'utilisation, en toute sécurité. Le compensateur de profondeur doit être utilisé manuellement à la demande pour pallier aux efforts sur la commande. Repérer et tirer le disjoncteur AUTO PILOT, situé dans le coin inférieur droit du tableau de disjoncteurs, pour mettre le pilote automatique complètement hors service.

3. Un mauvais fonctionnement du compensateur manuel électrique (sans aucune action du pilote sur les poussoirs de ce compensateur) peut être identifié par l'affichage de l'annonciateur PITCH TRIM ou par des mouvements inhabituels du manche de compensateur avec le pilote automatique débrayé. Comme lors d'un mauvais fonctionnement du pilote automatique, la première chose à faire suite à un mauvais fonctionnement du compensateur électrique est de récupérer le contrôle de l'avion. Saisir fermement le manche de l'avion et appuyer et maintenir le poussoir «A/P DISC/TRIM INT». Repérer et tirer le disjoncteur AUTO PILOT, sur le côté droit du tableau de disjoncteurs (AVN BUS 2).

Les messageries vocales du compensateur seront annoncées dans les conditions de vol suivantes:

1. «TRIM IN MOTION» - Le compensateur de profondeur se déroule plus de 5 secondes, le message se répète toutes les 5 secondes.

(A suivre)

PROCEDURES D'URGENCE (Suite)

2. CHECK PITCH TRIM - Dans une situation hors trim durant 20 secondes, agir immédiatement:
   a. Manche de l'avion - le SAISIR FERMEMENT et reprendre le contrôle de l'avion.
   b. Poussoir A/P DISC/TRIM INT - APPUYER et le MAINTENIR durant toute la récupération.
   c. AVION – COMPENSER de nouveau manuellement si nécessaire.
   d. Disjoncteur AUTO PILOT - TIRER.

NOTA

Noter que la procédure d'urgence pour tout mauvais fonctionnement est essentiellement la même: saisir immédiatement et fermement le manche de l'avion et appuyer et maintenir le poussoir A/P DISC/TRIM INT en récupérant le contrôle de l'avion, et compenser de nouveau l'avion à la demande. Après avoir accompli ces étapes, mettre hors service le compensateur électrique du pilote automatique en tirant le disjoncteur du pilote automatique AUTO PILOT. Comme pour la procédure d'urgence de n'importe quel autre avion, il est important que les 4 étapes de la Procédure de Récupération soient mémorisées.

3. Le contact AVIONICS BUS 2 peut être utilisé pour couper toute alimentation du pilote automatique et du compensateur électrique pendant que le disjoncteur AUTO PILOT est repéré et tiré. S'il est sur OFF, le pilote automatique et son trim électrique sont inopérants. Tirer le disjoncteur AUTO PILOT et remettre l'interrupteur AVIONICS BUS 2 sur ON pour alimenter les autres équipements de AVN BUS 2.

4. Il est important de tester toutes les sections du système du pilote automatique et du compensateur électrique avant chaque vol en conformité avec les procédures ci-incluses, de manière à assurer leur intégrité et continuer à les utiliser en toute sécurité pendant le vol.

(A suivre)

PROCEDURES D'URGENCE (Suite)

ATTENTION DANGER

APRES UN MAUVAIS FONCTIONNEMENT DU PILOTE AUTOMATIQUE, DU COMPENSATEUR AUTOMATIQUE OU DU COMPENSATEUR MANUEL ELECTRIQUE, NE PAS ENGAGER LE PILOTE AUTOMATIQUE TANT QUE LE DEFAUT N'AURA PAS ETE CORRIGE.

Une annonce clignotante du compensateur automatique sur la face avant du calculateur du pilote automatique indique une panne de la fonction tangage du compensateur. Le trim de tangage (auto trim) n'a pas neutralisé l'effort du servomoteur de tangage assez rapidement. Cet état devrait être temporaire.

1. ANNONCE $\overset{P}{T}$ CLIGNOTANTE - OBSERVER le comportement de l'avion en tangage. S'il est satisfaisant, attendre 5 à 10 secondes pour que l'annonce s'éteigne.

2. Si l'annonce $\overset{P}{T}$ continue - SAISIR FERMEMENT le manche de l'avion, puis DESENGAGER le pilote automatique et VERIFIER l'état de mise hors service du compensateur. Compenser manuellement pour réduire les efforts de contrôle.

3. UTILISATION DU PILOTE AUTOMATIQUE - POURSUIVRE en étant sure que l'indication de compensateur hors service était temporaire. ARRETER si l'évidence indique une panne de la fonction du compensateur automatique.

Si un P ou R rouge apparaît sur la face du pilote automatique.

1. Un P rouge indique que l'axe de tangage du pilote automatique a été mis hors service et ne peut être engagé.

ATTENTION DANGER

NE PAS ENGAGER LE PILOTE AUTOMATIQUE SI LE SYSTEME DE ROULIS SEULEMENT EST EN ETAT DE MARCHE.

(A suivre)

PROCEDURES D'URGENCE (Suite)

NOTA

Si l'allumage du **P** rouge est le résultat de quelques accélérations anormales de l'avion (due aux turbulences), l'annonce doit s'éteindre approximativement dans la minute qui suit et le fonctionnement normal du pilote automatique sera rétabli.

2. Un **R** rouge indique que l'axe de roulis du pilote automatique a été mis hors service et ne peut être engagé. Ne pas tenter de réengager le pilote automatique.

L'annonce clignotante du Mode apparaît sur la face du pilote automatique:

1. HDG clignote - Indique un cap en panne. APPUYER sur le poussoir HDG pour passer au mode ROL qui s'affichera sur la face du pilote automatique.
2. NAV, APR ou REV clignote - Indique qu'une source de navigation ne fonctionne pas correctement (alarme). Le signal de navigation peut être perdu ou la source de navigation peut avoir été commutée sur le PFD.

NOTA

La cause d'une annonce clignotante NAV, APR ou REV peut être une panne d'entrée de cap (pendant la capture de la route).

3. GS clignote - Indique une panne de signal ou d'entrée de l'alignement de descente (GS se réarme automatiquement si un signal valide d'alignement de descente est reçu).

NOTAS

- Si l'approche est poursuivie en utilisant seulement le localiseur, respecter l'altitude de descente minimum (MDA) pour une approche de non précision. Utiliser le mode ALT ou VS si nécessaire pour contrôler l'altitude.

(A suivre)

PROCEDURES D'URGENCE (Suite)

- Au début du clignotement du voyant annonciateur, le pilote automatique est déjà revenu sur un mode de fonctionnement par défaut : ROL pour le contrôle latéral et/ou VS pour le vertical. Le pilote automatique peut être engagé de nouveau sur son mode précédent dès que le signal ou la source valide de navigation, d'alignement de descente ou de cap est disponible.
- L'annonce HDG clignotera pendant 5 secondes lors de la sélection du mode NAV, APR ou REV pour rappeler au pilote qu'il doit positionner le curseur HDG sur la route désirée.

Effets causés par la panne d'instruments sur le fonctionnement du pilote automatique.

1. Panne de l'horizon artificiel - Aucun effet sur le pilote automatique.
2. Panne du système de référence d'attitude et de cap – Le pilote automatique ne fonctionnera que sur le mode ROL.
3. Panne du coordinateur de virage à courant continue – Le pilote automatique se désengagera ou devient inopérant.
4. Panne de l'indicateur de situation horizontale (HSI) - Si le HSI ne fonctionne pas correctement, aucun signal de cap ne sera disponible et les modes HDG, NAV, APR, et REV du pilote automatique ne fonctionneront pas correctement. Dans ces conditions, le seul mode fonctionnant correctement est ROL.
5. Panne de l'encodeur d'altitude de pression de transpondeur - Les fonctions d'avertissement d'altitude et de présélection d'altitude ne fonctionneront pas correctement (le signal de code gris non disponible).
6. Panne du GIA 63 Integrated Avionics Unit N° 2: Si l'ensemble GIA 63 N° 2 tombe en panne, le pilote automatique ne fonctionnera que sur le mode ROL.
7. Le tableau d'écoute GMA 1347 – Aucune alarme orale (bruit électronique ou tonalité) ne sera entendu au désengagement du pilote automatique.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES

VISITE PREVOL (A EFFECTUER AVANT CHAQUE VOL):

1. Contact général MASTER - ON.
2. Interrupteur des avioniques du BUS 2 – ON.
3. MISE SOUS TENSION ET AUTOCONTROLE - Un autocontrôle est exécuté à la mise sous tension du pilote automatique. Ce test est une séquence de vérifications internes avant le démarrage de l'utilisation normale du système. La séquence est indiquée sur la face du pilote automatique par "PPIEDS X". "X" est le nombre de l'étape de séquence du test. Le passage de l'autocontrôle avec succès est identifié par l'allumage de tous les éléments d'affichage du pilote automatique (Test d'affichage), de l'annonciateur PITCH TRIM sur le PFD et la tonalité de l'avertisseur sonore de désengagement du pilote automatique.

ATTENTION DANGER

SI L'ALARME ROUGE "P" RESTE ALLUMEE, LE PILOTE AUTOMATIQUE N'A PAS PASSE LE TEST AVANT VOL. TIRER LE DISJONCTEUR AUTO PILOT POUR ETRE CERTAIN QUE LE PILOTE AUTOMATIQUE ET LE COMPENSATEUR ELECTRIQUE MANUEL NE SERONT PAS MIS EN FONCTIONNEMENT.

NOTA

Lors de la mise sous tension du pilote automatique, l'alarme rouge P (trim de tangage) sur la face avant du pilote automatique peut s'allumer indiquant que le système de tangage ne peut être engagé. Cette condition doit durer 30 secondes environ. Le voyant P s'éteindra et le système de trim en tangage du pilote automatique fonctionnera correctement.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

4. COMPENSATEUR ELECTRIQUE MANUEL (MET) - VERIFIER (En utilisant les interrupteurs DN – UP côté droit sur le manche gauche):

   a. Poussoir gauche - POUSSER VERS L'AVANT et le maintenir sur DN (PIQUER). OBSERVER le mouvement du manche du compensateur de profondeur. S'il tourne, le système MET est en panne. Relâcher le poussoir sur la position centrale OFF.

NOTA

Si un déplacement du manche de compensateur de profondeur est observé pendant la vérification du poussoir gauche ou droit, le système du compensateur électrique manuel est en panne. Le vol peut être poursuivi à condition de tirer le disjoncteur AUTO PILOT pour déconnecter le pilote automatique de l'alimentation électrique et ne l'utiliser qu'après l'avoir réparé.

   b. Poussoir gauche - POUSSER VERS L'ARRIERE et le maintenir sur UP. N'OBSERVER AUCUN MOUVEMENT du manche du compensateur de profondeur. Relâcher le poussoir sur la position centrale OFF.

   c. Poussoir droit - POUSSER VERS L'AVANT et le maintenir sur DN. N'OBSERVER AUCUN MOUVEMENT du manche du compensateur de profondeur. Vérifier l'allumage du voyant rouge $\frac{P}{T}$ sur l'afficheur du pilote automatique. Relâcher le poussoir sur la position centrale OFF.

NOTA

Si le voyant rouge $\frac{P}{T}$ ne s'affiche pas sur la face du pilote automatique après le maintien du poussoir droit sur DN pendant 5 secondes, le système de commande du compensateur de profondeur est en panne. Le vol peut être poursuivi à condition de tirer le disjoncteur AUTO PILOT pour déconnecter le pilote automatique de l'alimentation électrique et ne l'utiliser qu'après l'avoir réparé.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

d. Poussoir droit - POUSSER VERS L'ARRIERE et le maintenir sur UP. N'observer aucun mouvement du manche du compensateur de profondeur. Vérifier le voyant rouge $\frac{P}{T}$ s'allume sur l'afficheur du pilote automatique. Relâcher le poussoir sur la position centrale OFF.

e. Poussoirs gauche et droit - LES POUSSER SIMULTANEMENT VERS L'AVANT (position DN (PIQUER)) et les maintenir. Observer le déplacement correct (à piquer) du manche du compensateur de profondeur. Tout en maintenant les poussoirs gauche et droit vers l'avant, APPUYER et MAINTENIR le bouton AP DISC/TRIM INT et n'observer aucun mouvement du manche du compensateur de profondeur. Continuer à maintenir les poussoirs gauche et droit vers l'avant et relâcher le bouton AP DISC/TRIM INT. Observer le déplacement correct à piquer du manche du compensateur de profondeur. Relâcher les poussoirs gauche et droit sur la position centrale OFF.

NOTA

Vérifier que le compensateur du trim de profondeur se déplace vers le haut pour une compensation à piquer (Les poussoirs droit et gauche maintenus en position DN). S'il y a déplacement du manche du compensateur de profondeur suite à la pression en continu sur le bouton AP DISC/TRIM INT, le système du compensateur électrique manuel est en panne. Le vol peut être poursuivi à condition de tirer le disjoncteur AUTO PILOT de façon à ce que le pilote automatique soit déconnecté de l'alimentation électrique et qu'il ne puisse pas être utilisé jusqu'à ce qu'il soit réparé.

f. Poussoirs gauche et droit - LES POUSSER SIMULTANEMENT VERS L'ARRIERE (en position UP) et LES MAINTENIR. Observer le déplacement correct à cabrer du manche du compensateur de profondeur. Tout en maintenant les poussoirs gauche et droit vers l'arrière, POUSSER et MAINTENIR le bouton AP DISC/TRIM INT, et n'observer aucun mouvement du manche du compensateur de profondeur. Continuer à maintenir les poussoirs gauche et droit vers l'arrière et RELACHER le bouton AP DISC/TRIM INT. Observer le déplacement correct du manche du compensateur de profondeur. Relâcher les poussoirs gauche et droit sur la position centrale OFF.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

NOTA

Vérifier que le compensateur du trim de profondeur se déplace vers le bas pour une compensation à cabrer (Les poussoirs droit et gauche maintenus en position UP). S'il y a déplacement du manche du compensateur de profondeur suite à la pression en continu sur le bouton AP DISC/TRIM INT, le système du compensateur électrique manuel est en panne. Le vol peut être poursuivi à condition de tirer le disjoncteur AUTO PILOT pour déconnecter le pilote automatique de l'alimentation électrique et ne l'utiliser qu'après l'avoir réparé.

5. Réglage BAROMETRE clignotant - REGLER manuellement le baromètre à la pression locale (pression atmosphérique) ou appuyer sur le bouton BARO pour valider la valeur actuelle.
6. PILOTE AUTOMATIQUE - ENGAGER (appuyer sur le poussoir AP et le maintenir enfoncé pendant une seconde).
7. COMMANDES DE VOL - Les MANOEUVRER en avant, en arrière, à gauche et à droite pour vérifier que le pilote automatique peut être surpassé en roulis et en tangage.
8. Poussoir A/P DISC/TRIM INT - APPUYER. Vérifier le désengagement du pilote automatique et la tonalité de l'alarme au moment du désengagement.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

9. COMPENSATEUR DE LA COMMANDE DE PROFONDEUR – POSITIONNER le pointeur sur décollage.

ATTENTION DANGER

- **LORSQUE LE PILOTE AUTOMATIQUE EST ENGAGE LE PILOTE AUX COMMANDES DOIT CONSTAMMENT LE SURVEILLER, ET ETRE PREPARE A LE DESENGAGER COMME INDIQUE CI-DESSUS. EFFECTUER LA PROCEDURE DE RECUPERATION D'URGENCE SI LE FONCTIONNEMENT DU PILOTE AUTOMATIQUE EST ERRATIQUE OU NE CONTROLE PAS CORRECTEMENT L'AVION.**
- **PENDANT LES OPERATIONS DU PILOTE AUTOMATIQUE, LE PILOTE AUX COMMANDES DOIT REGLER LE TAUX DE VS (VITESSE VERTICALE) DU PILOTE AUTOMATIQUE ET LA PUISSANCE CORRECTE DU MOTEUR POUR S'ASSURER QUE L'AVION EST MAINTENU A UNE VITESSE INDIQUEE COMPRISE ENTRE 80 NŒUDS ET 160 NŒUDS, ET NE DEPASSE PAS LES AUTRES LIMITATIONS D'UTILISATION DE BASE DE L'AVION.**

NOTA

Les performances de poursuite du pilote automatique seront dégradées dans les turbulences.

10. Interrupteur AVIONICS BUS 2 – OFF.
11. Contacteur MASTER (BAT) – OFF.

AVANT DECOLLAGE

1. Poussoir A/P DISC/TRIM INT – APPUYER.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

2. BAROMETRE – REGLER.

ATTENTION

CONTINUER A REGLER LE BAROMETRE MANUELLEMENT TOUT AU LONG DU VOL A CHAQUE DEREGLAGE DE L'ALTIMETRE. AUCUN SIGNAL DE RAPPEL CLIGNOTANT NE SERA AFFICHE.

3. ALTITUDE SELECT – REGLER à l'altitude désirée au moyen des boutons.

ATTENTION

IL N'EXISTE AUCUNE CONNEXION ENTRE LA FONCTION SEL ALT DU G1000 ET CELLE D'ALERTE ALTITUDE DU KAP 140.

NOTA

1000 feet avant d'atteindre l'altitude sélectionnée, un bruit électronique (tonalité) est prévu pour le pilote. Les variations d'altitude supérieures à 200 feet par rapport à l'altitude sélectionnée provoqueront une série de tonalités brèves pour alerter le pilote.

APRES DECOLLAGE

1. Compensateur de profondeur – REGLER pour mettre l'avion en condition compensée avant l'engagement du pilote automatique.

NOTA

Engager le pilote automatique en condition non compensée peut entraîner un changement d'assiette non désiré et l'annonciation TRIM FAIL.

2. Vitesse et taux de montée – STABILISES.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

NOTA

N'engager le pilote automatique qu'en vol stabilisé et ailes horizontales. Il sera en mode ROL (ailes horizontales) et VS (vitesse verticale). Le taux de montée initial en mode VS sera celui à la mise en marche du pilote automatique. Ne pas engager le pilote automatique si l'avion ne peut pas maintenir le taux de montée dû à l'assiette longitudinale excessive, basse vitesse, faible puissance moteur ou masse élevée de l'avion. Ne pas engager le pilote automatique si les performances et l'état de marche du pilote automatique ou de l'avion ne respectent pas les limitations.

3. Poussoir AP – APPUYER et MAINTENIR. Noter la présence des annonces ROL et VS sur la face du pilote automatique. Si aucun autre mode n'est sélectionné, le pilote automatique fonctionne en modes ROL et VS.

NOTA

En mode ROL, le cap de l'avion peut être changé en zone de turbulence. Ce mode maintient uniquement les ailes horizontales.

4. Sélectionner le mode HDG ou NAV si nécessaire (optionnel).

ATTENTION DANGER

- **LORS DE L'UTILISATION DU PILOTE AUTOMAATIQUE EN MODE VS AVEC LA PUISSANCE REGLEE POUR LA MONTEE ET LA VITESSE POUR OU PRES DU MEILLEUR TAUX DE MONTEE, L'UTILISATION CONTINUE EN MODE (VS) PEUT ENTRAINER UN DECROCHAGE. SI NECESSAIRE, DESENGAGER LE PILOTE AUTOMATIQUE, REMETTRE L'AVION EN MONTEE STABILISEE ET ENGAGER DE NOUVEAU LE PILOTE AUTOMATIQUE.**

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

ATTENTION DANGER

- **LORS DES UTILISATIONS A OU PRES DE LA VITESSE MAXIMALE D'UTILISATION DU PILOTE AUTOMATIQUE, REDUIRE LA PUISSANCE POUR CONTROLER LE TAUX DE DESCENTE DESIRE ET MAINTENIR LA VITESSE INFERIEURE A LA VITESSSE MAXIMALE D'UTILISATION DU PILOTE AUTOMATIQUE.**
- **NE PAS DEPLACER LE MANCHE SI LE PILOTE AUTOMATIQUE EST ENGAGE. SI LE PILOTE ESSAIE DE PILOTER MAUELLEMENT L'AVION OU "D'AIDER" LE PILOTE AUTOMATIQUE ENGAGE, LE PILOTE AUTOMATIQUE COMPENSERA AVEC LE TRIM DE TANGAGE POUR S'OPPOSER AU MOUVEMENT DU MANCHE ET PLACER L'AVION HORS TRIM. CETTE CONDITION ENTRAINE DES FORCES IMPORTANTES SUR LA COMMANDE DE PROFONDEUR AU DESENGAGEMENT DU PILOTE AUTOMATIQUE.**

MONTEE OU DESCENTE

1. BAROMETRE – REGLER l'altimètre en cours.
2. Mode VS (Vitesse verticale):

   Boutons UP ou DN – APPUYER pour incrémenter la vitesse verticale de 100 pieds/min. APPUYER et MAINTENIR pour accroître la vitesse verticale désirée d'environ 300 pieds/min/sec, puis RELACHER. Le pilote automatique maintient la vitesse verticale affichée.

   ATTENTION

   LE MODE VITESSE VERTICALE EST LIMITE A ± 2000 PIEDS PAR MINUTE. L'UTILISATION DU MODELE 172S PRES DE CES LIMITES N'EST PAS RECOMMANDEE.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

3. PUISSANCE – REGLER selon la vitesse verticale affichée.

NOTA

Le pilote automatique ne peut tenir une vitesse verticale que si la puissance du moteur et la masse de l'avion le permettent. Si la vitesse verticale affichée sur le pilote automatique est supérieure à celle que l'avion peut atteindre et si la vitesse diminue suffisamment, l'avion peut être mis en décrochage. S'assurer que cette vitesse verticale reste dans les limites d'utilisation du pilote automatique et de l'avion.

MODE ALTITUDE PRESELECTIONNEE (CAPTURE DES ALTITUDES)

1. Bouton ALTITUDE SELECT du pilote automatique - TOURNER jusqu'à ce que l'altitude désirée soit affichée.
2. ALTITUDE ARM – POSITIONNER le poussoir ARM sur ON pour enclencher (si nécessaire) la fonction capture d'altitude. Notez que l'annonce ALT ARM s'allume sur la face du pilote automatique quand le poussoir est engagé.

NOTAS

- Il est possible d'observer une différence mineure entre l'altitude sélectionnée du pilote automatique et l'indication de l'altitude de l'avion après une capture d'altitude. Cette petite variation est généralement due aux tolérances du pilote automatique.
- Le mode présélection d'altitude (capture) n'est pas recommandé dans des approches de non précision pour capturer l'altitude de descente minimum (MDA) en raison d'un dépassement possible de l'altitude. Le couplage de l'alignement de descente (GS) empêchera la capture d'une altitude présélectionnée sur un ILS.
- Utiliser le mode Vitesse Verticale comme décrit précédemment dans MONTEE ou DESCENTE pour des changements d'altitude.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

MAINTIEN D'ALTITUDE

1. Poussoir ALT – APPUYER (S'assurer que l'annonce maintien ALT s'allume sur la face du pilote automatique). Le pilote automatique maintient l'altitude sélectionnée.

NOTAS

- Si la pression sur le poussoir ALT se fait pendant la montée ou la descente, l'avion peut dépasser l'altitude sélectionnée d'environ 10% du taux de montée (par exemple : (500 pieds/min = environ 50 pieds), mais capture rapidement et corrige pour l'altitude désirée.
- Le chapitre «Thunderstorms» de l'Advisory Circular AC00-24B de la FAA recommande d'utiliser le mode «Maintien d'Assiette en Tangage» en zone de turbulences sévères. Comme le KAP 140 n'utilise pas de référence de tangage, il est recommandé de désengager le pilote automatique et de piloter l'avion manuellement dans ces zones.

CHANGEMENT D'ALTITUDE

Si le pilote automatique est engagé en mode ALT (maintien d'altitude):

1. Pour de petits changements d'altitude (inférieurs à 100 pieds), appuyer momentanément sur le bouton UP ou DN selon le cas pour augmenter ou diminuer l'altitude sélectionnée de 20 feet à chaque pression et permettant au pilote automatique de réaliser de petites corrections à l'altitude choisie.
2. Pour des changements d'altitude plus importants, appuyer et MAINTENIR le bouton sur UP ou DN selon le cas pour commencer des changements d'altitude de 500 pieds/mn. Relâcher à l'altitude à laquelle le pilote automatique doit maintenir.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

Si le pilote est engagé en mode VS (Vitesse Verticale):

1. Boutons UP ou DN – APPUYER pour incrémenter la vitesse verticale de 100 pieds/min ou APPUYER et MAINTENIR pour augmenter la vitesse verticale de 300 pieds/min/sec, puis RELACHER au taux désiré. L'avion montera ou descendra au taux choisi.

NOTAS

- Le pilote automatique ne peut tenir une vitesse verticale que si la puissance du moteur et la masse de l'avion le permettent. Si la vitesse verticale affichée sur le pilote automatique est supérieure à celle que l'avion peut atteindre et si la vitesse diminue suffisamment, l'avion peut être mis en décrochage. S'assurer que cette vitesse verticale reste dans les limites d'utilisation du pilote automatique et de l'avion.
- En utilisation à la vitesse ou à une vitesse proche de celle du meilleur taux de montée effectué au moteur à la puissance de montée ou en mode tenue de Vitesse Verticale, éviter de décélérer là où toute réduction de la vitesse se traduit par une diminution du taux de montée. En mode Vitesse Verticale, maintenir des marges suffisantes de vitesse pour éviter le décrochage.

UTILISATION EN MODE HEADING (HDG)

1. Bouton HDG – REGLER l'index de cap ("curseur") sur le HSI du G1000 au cap magnétique correct en utilisant le bouton du PFD.
2. Bouton HDG – APPUYER pour sélectionner le mode HDG. S'assurer que l'annonce HDG s'affiche sur la face du pilote automatique. L'avion est viré au taux standard approximatif (3°/sec) pour capturer le cap sélectionné.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

UTILISATION EN MODE NAVIGATION (NAV)

Le pilote automatique KAP 140 fonctionnera en mode NAV en utilisant les informations des signaux de navigation du GPS ou VHF (VOR ou LOC). Le HSI G1000 affiche que le signal de navigation GPS, NAV 1 ou NAV 2 est alimenté au pilote automatique. Utiliser la touche fonctionnelle CDI pour sélectionner la source de navigation sur le HSI.

En utilisation NAV 1 ou NAV 2, s'assurer que la radio est correctement réglée à la fréquence active et que NAV 1 ou NAV 2, selon le cas, s'allume sur le HSI.

ATTENTION DANGER

SI LE PILOTE AUTOMATIQUE KAP 140 EST ENGAGE EN MODE D'UTILISATION NAV, APR OU REV ET SI LA NAVIGATION DU HSI EST MODIFIEE AUTOMATIQUEMENT OU MANUELLEMENT DU GPS VERS LA NAV1 (EN UTILISANT LA TOUCHE DE FONCTION DU CDI), OU MANUELLEMENT DE LA NAV2 VERS LE GPS, LE CHANGEMENT DE MODE INTERROMPERA LE SIGNAL NAVIGATION VERS LE PILOTE AUTOMATIQUE ET PROVOQUERA LE RETOUR DU MODE DE FONCTIONNEMENT DU PILOTE AUTOMATIQUE VERS LE MODE "ROL". NI AVERTISSEMENT AUDITIF, NI TEMOIN SUR ECRAN PFD NE SONT FOUNIS. LE SYMBOLE DU MODE SELECTIONNE PRECEDEMMENT FIGURANT SUR L'ECRAN DU PILOTE AUTOMATIQUE CLIGNOTERA POUR AVERTIR DU RETOUR VERS LE MODE "ROL". DANS CE MODE, LE PILOTE AUTOMATIQUE CONSERVERA LES AILES HORIZONTALES MAIS NE CORRIGERA PAS LE CAP OU LA ROUTE DE L'AVION. REGLER LE CURSEUR SUR LE CAP CORRECT ET SELECTIONNER LA SOURCE DE NAVIGATION CORRECTE SUR LE HSI EN UTILISANT LA TOUCHE DE FONCTION DU CDI AVANT D'ENGAGER LE PILOTE AUTOMATIQUE SUR TOUT AUTRE MODE DE FONCTIONNEMENT.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

ATTENTION

LE HSI DU G1000 PRESENTE UN INDICATEUR DE DEVIATION DE ROUTE DU GPS ET DES SOURCES DE NAVIGATION NAV 1 OU NAV 2 SELECTIONNEES. AUCUN DRAPEAU D'AVERTISSEMENT DANS LE HSI DU G1000 N'EST PREVU DANS LE CAS OU UN SIGNAL DE NAVIGATION VALIDE N'EST PAS TRANSMIS. DANS CES CONDITIONS, LA BARRE DE L'INDICATEUR DE DEVIATION DE ROUTE (D-BAR) NE S'AFFICHE PAS SUR LA ROSE MOBILE DU HSI. LA D-BAR MANQUANTE EST CONSIDEREE COMME LE DRAPEAU D'AVERTISSEMENT.

NOTA

En navigation GPS, s'assurer que le GPS 2 est disponible dans la page AUX-GPS STATUS du MFD G1000. Aucune alarme n'est prévue pour un GPS 2 en panne.

CAPTURE DE ROUTE NAV (VERROUILLAGE)

1. Pointeur de cap de route - REGLER sur la route magnétique désirée en utilisant le bouton CRS du PFD.

NOTA

En utilisation directe (Direct-to) ou d'un plan de vol du GPS actif, le pointeur de la route sera automatiquement réglé par le G1000.

2. Curseur HDG - POSITIONNER le curseur de cap du HSI sur le cap d'interception de route désiré
3. Poussoir HDG – APPUYER pour engager le mode cap du KAP 140. S'assurer que l'annonce HDG s'allume sur la face du pilote automatique.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

4. Poussoir NAV - APPUYER pour armer la fonction capture NAV du pilote automatique. S'assurer que le pilote automatique est correctement engagé par les annonces du pilote automatique:

   a. Si D-Bar du HSI est positionnée à moins de 2 ou 3 points du centre, le pilote automatique basculera sur mode NAV. Le voyant NAV s'allumera sur la face du pilote automatique.

   b. Si l'aiguille (D-Bar) du HSI est positionnée à plus de 2 ou 3 points du centre, le voyant NAVARM s'allumera sur la face du pilote automatique. Lorsque le point de capture calculé est atteint, le voyant ARM s'éteint et la séquence de capture/poursuite débute automatiquement. Le voyant NAV restera allumé sur la face du pilote automatique.

GUIDAGE EN ROULIS ET NAV GPS

KAP 140 offre la possibilité de guidage en courant continue (analogique) qui permet au Système de Guidage en Vol (dans ce cas, le calculateur de navigation G1000) de contrôler le pilote automatique par des changements de route automatique aux points tournants du plan de vol et d'intercepter la route jusqu'au prochain point tournant.

Le calculateur de navigation GPS utilise les données de la vitesse sol, de la poursuite et du taux de virage pour calculer l'angle d'inclinaison exigé pour les changements de route aux points tournants (le KAP 140 limite cet angle à environ 18° sur le 172S). La sortie GPS du guidage en roulis commandera le pilote automatique pour virer et intercepter la route au nouveau point tournant actif sans avoir à survoler directement le point de cheminement précédent à l'exception des points de survol désignés. La trajectoire de vol est approximativement tangente aux branches du plan de vol en rapprochement ou en éloignement.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

La distance entre le point tournant et le démarrage du virage varie avec la vitesse sol, l'angle de changement de cap, etc., mais généralement est aux environs de 0,5 mille nautique (NM) du point tournant. L'enchaînement du plan de vol au point tournant suivant se produit approximativement au milieu du virage.
Le guidage en roulis est en état de marche que si les conditions suivantes sont remplies:

1. Le GPS doit être la source de navigation sur le HSI G1000.
2. L'ordinateur de navigation GPS doit exécuter un plan de vol actif.
3. Le KAP 140 doit être engagé en mode NAV ou APPR.
4. Le GPS ne doit pas fonctionner en mode OBS (PFD).

NOTA

Quand un plan de vol GPS actif avec le Pilote Automatique couplé en mode NAV ou APR, des modifications de cap du point tournant supérieures à 140° peuvent résulter dans un taux de virage qui atteint la limite d'angle d'inclinaison du pilote automatique. Le pilote peut souhaiter changer le KAP 140 en mode HDG (CAP) (armer également le mode NAV ou APR) et régler manuellement le cap d'interception pour aider le pilote automatique à se verrouiller sur le nouveau cap.

CIRCUITS D'ATTENTE ET VIRAGES DE PROCEDURE

En utilisation IFR d'un plan de vol, en route ou en transition vers un terminal, un circuit d'attente ou une manœuvre de changement de route peut s'avérer nécessaire. Le GPS G1000 n'assure pas le guidage de route dans ces manœuvres. Le pilote doit régler à la fois le G1000 et le KAP 140 au mode d'utilisation correcte et fournir le guidage de route.

Le circuit d'attente est généralement indiqué sur la carte de navigation du MFD (pour un point de report d'attente publié), mais n'est pas inclus comme une branche du plan de vol. L'exécution du plan de vol GPS doit être interrompu en introduisant le mode OBS et utiliser les modes HDG et NAV, selon le cas, pour réaliser la manœuvre.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

Le virage de procédure est inclus comme une branche du plan de vol avec la procédure d'approche aux instruments. Le guidage de route est fourni à la capture de la route en éloignement par le virage, mais est interrompu après environ 1 minute. Le mode OBS du G 1000 n'est pas requis mais le KAP 140 doit être réglé au mode HDG et le curseur du HDG utilisé pour fournir le guidage par le changement de route. Lorsque la route en rapprochement est établie, passer du mode HDG à APR pour intercepter la route d'approche finale.

Pour un KAP 140 utilisé en mode NAV dans un plan de vol GPS actif:

En atteignant le point d'attente, régler le KAP 140 au mode HDG et fournir le guidage de route en ajustant manuellement le curseur HDG du G1000 pour commander le virage ou le cap, suivant le cas. Faite une pause de l'exécution du plan de vol G1000 au cours du circuit d'attente en sélectionnant le mode OBS du PFD. Régler la route de cap correcte en rapprochement sur le pointeur de route du HSI et le mode NAV peut être utilisé pour le KAP 140 sur la branche en rapprochement du circuit d'attente pour le guidage de route; mais le mode HDG doit être utilisé pour la manœuvre du circuit d'attente restant. A la fin de la procédure d'attente, sortir du mode OBS pour redémarrer l'exécution du plan de vol et passer au mode NAV du KAP 140 pour intercepter la route. Se référer au document Garmin G1000 Cockpit Reference Guide pour plus d'informations.

En atteignant l'IAF (point de départ habituel pour la manœuvre de virage de procédure), le G1000 commandera le pilote automatique à virer vers la route en éloignement et fournira le guidage de route pendant un temps court (environ 1 minute). Contrairement au Circuit d'Attente, le G1000 inclut le virage de procédure comme une branche dans le plan de vol ne nécessitant aucun changement de mode OBS. Régler le curseur HDG sur le cap de la branche en éloignement du Virage de Procédure et appuyer sur le poussoir HDG du KAP 140 pour démarrer le virage. Après le temps convenable de vol en éloignement, régler le curseur HDG pour réaliser le virage selon le cap d'éloignement en virage de procédure. Une fois l'éloignement en virage établi, appuyer sur le poussoir APR du KAP 140 pour intercepter la route d'approche finale. Se référer au document Garmin G1000 Cockpit Reference Guide pour plus d'informations.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

UTILISATION EN MODE APPROCHE (APR)

Le mode APR permet une poursuite plus précise pendant les procédures d'approches aux instruments. Il engage une capture automatique de route d'approche finale sur la plupart des approches et captures automatiques de l'alignement de descente en approches ILS.

Le Système G1000 changera automatiquement du GPS au ILS à la capture de la route d'approche finale (seulement si la procédure a été activée dans le plan de vol et la fonction Capture CDI ILS n'est pas possible). Le changement automatique à la navigation VHF est disponible seulement pour les approches ILS.

ATTENTION DANGER

SI LE PILOTE AUTOMATIQUE KAP 140 EST ENGAGE EN MODE D'UTILISATION NAV, APR OU REV ET SI LA NAVIGATION DU HSI EST MODIFIEE AUTOMATIQUEMENT OU MANUELLEMENT DU GPS VERS LA NAV1 (EN UTILISANT LA TOUCHE DE FONCTION DU CDI), OU MANUELLEMENT DE LA NAV2 VERS LE GPS, LE CHANGEMENT DE MODE INTERROMPERA LE SIGNAL NAVIGATION VERS LE PILOTE AUTOMATIQUE ET PROVOQUERA LE RETOUR DU MODE DE FONCTIONNEMENT DU PILOTE AUTOMATIQUE VERS LE MODE "ROL". NI AVERTISSEMENT AUDITIF, NI TEMOIN SUR ECRAN PFD NE SONT FOUNIS. LE SYMBOLE DU MODE SELECTIONNE PRECEDEMMENT FIGURANT SUR L'ECRAN DU PILOTE AUTOMATIQUE CLIGNOTERA POUR AVERTIR DU RETOUR VERS LE MODE "ROL". DANS CE MODE, LE PILOTE AUTOMATIQUE CONSERVERA LES AILES HORIZONTALES MAIS NE CORRIGERA PAS LE CAP OU LA ROUTE DE L'AVION. REGLER LE CURSEUR SUR LE CAP CORRECT ET SELECTIONNER LA SOURCE DE NAVIGATION CORRECTE SUR LE HSI EN UTILISANT LA TOUCHE DE FONCTION DU CDI AVANT D'ENGAGER LE PILOTE AUTOMATIQUE SUR TOUT AUTRE MODE DE FONCTIONNEMENT.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

NOTA

Changer de GPS à ILS nécessite un réglage de la fréquence active NAV 1 pour corriger la fréquence LOC, un balayage par le pointeur de route au cap magnétique de la route d'approche finale applicable et le changement de CDI à NAV 1 tout en maintenant le pilote automatique sur mode APR. Le G1000 effectuera ce qui précède automatiquement si CDI Capture de l'ILS est réglé sur AUTO.

Le guidage sur roulis selon les procédures d'approche aux instruments choisies d'une base de données aéronautique à jour du GPS ne fonctionnera que si:

1. Le pilote automatique est engagé en mode NAV ou APR.
2. Le GPS est choisi comme source de navigation du HSI.

NOTAS

- S'assurer que le mode GPS applicable est réglé à chaque portion de la procédure d'approche choisie (NAV, APR ou REV) dont le symbole clignote sur la face du pilote automatique.
- Si le signal de navigation du GPS ou du VHF, selon le cas, tombe en panne à l'engagement du pilote automatique en mode NAV, APR ou ROL, le pilote automatique retournera au fonctionnement en mode ROL figurant dans le mode précédent.

CAPTURE APPROCHE (APR) (VERROUILLAGE)

1. BAROMETRE – REGLER à la pression barométrique locale (altimètre).
2. Pointeur CRS – REGLER le pointeur de la route du HSI sur celle désirée en utilisant le bouton CRS du PFD.

NOTA

En utilisation directe (Direct-to) ou d'un plan de vol du GPS actif, le pointeur de la route sera automatiquement réglé par le G1000.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

3. Curseur HDG - POSITIONNER le curseur de cap du HSI sur le cap d'interception de route désiré
4. Poussoir H – APPUYER pour engager le mode HDG du pilote automatique. S'assurer que l'annonce HDG s'allume sur la face du pilote automatique.
5. Poussoir APR - APPUYER pour engager le mode HDG du pilote automatique. S'assurer que le pilote automatique est correctement engagé par les annonces du pilote automatique:
   a. Si la barre de déviation D-Bar du HSI est positionnée à moins de 2 ou 3 points du centre, le pilote automatique basculera sur le mode APR. Le voyant APR s'allumera sur la face du pilote automatique.
   b. Si l'aiguille (D-Bar) du HSI est positionnée à plus de 2 ou 3 points du centre, le voyant APR_{ARM} s'allumera sur la face du pilote automatique. Lorsque le point de capture calculé est atteint, le voyant ARM s'éteint et la séquence de capture/poursuite débute automatiquement. Le voyant APR restera allumé sur la face du pilote automatique.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

ATTENTION DANGER

SI LE PILOTE AUTOMATIQUE KAP 140 EST ENGAGE EN MODE D'UTILISATION NAV, APR OU REV ET SI LA NAVIGATION DU HSI EST MODIFIEE AUTOMATIQUEMENT OU MANUELLEMENT DU GPS VERS LA NAV1 (EN UTILISANT LA TOUCHE DE FONCTION DU CDI), OU MANUELLEMENT DE LA NAV2 VERS LE GPS, LE CHANGEMENT DE MODE INTERROMPERA LE SIGNAL NAVIGATION VERS LE PILOTE AUTOMATIQUE ET PROVOQUERA LE RETOUR DU MODE DE FONCTIONNEMENT DU PILOTE AUTOMATIQUE VERS LE MODE "ROL". NI AVERTISSEMENT AUDITIF, NI TEMOIN SUR ECRAN PFD NE SONT FOUNIS. LE SYMBOLE DU MODE SELECTIONNE PRECEDEMMENT FIGURANT SUR L'ECRAN DU PILOTE AUTOMATIQUE CLIGNOTERA POUR AVERTIR DU RETOUR VERS LE MODE "ROL". DANS CE MODE, LE PILOTE AUTOMATIQUE CONSERVERA LES AILES HORIZONTALES MAIS NE CORRIGERA PAS LE CAP OU LA ROUTE DE L'AVION. REGLER LE CURSEUR SUR LE CAP CORRECT ET SELECTIONNER LA SOURCE DE NAVIGATION CORRECTE SUR LE HSI EN UTILISANT LA TOUCHE DE FONCTION DU CDI AVANT D'ENGAGER LE PILOTE AUTOMATIQUE SUR TOUT AUTRE MODE DE FONCTIONNEMENT.

6. Vitesse indiquée – MAINTENIR 100 KIAS minimum (recommandée) durant les approches avec le pilote automatique engagé.

ENCLENCHEMENT ET CAPTURE DE L'ALIGNEMENT DE DESCENTE

1. Mode APR – ENGAGER. Noter l'annonce GSARM sur la face du pilote automatique.

NOTA

L'alignement de descente ne peut intercepter si le pilote automatique est en modes NAV ou REV. Engagé en mode APR, avec NAV 1 ou NAV 2 réglé sur une fréquence ILS valide, et indiqué comme la source de navigation du HSI, l'armement de l'alignement de descente se fait sur l'interception du localiseur.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

2. Indicateur d'alignement de descente – CENTRE. S'assurer que les voyants annonciateurs ARM et GS s'éteint et reste allumé respectivement.

NOTA

Le KAP 140 peut capturer l'alignement de descente l'avion étant soit au dessus soit en dessous du faisceau. La capture au dessus n'est pas recommandée.

3. Vitesse indiquée - MAINTENIR 100 KIAS minimum (recommandé) durant les approches avec le pilote automatique engagé.

UTILISATION EN MODE STATION ARRIERE (REV)

Ce mode permet la détection de l'alignement en station arrière pour la route de navigation du pilote automatique aux approches du type localiseur en station arrière.

1. BAROMETRE – REGLER à la pression barométrique locale (altimètre).
2. Pointeur CRS – REGLER le pointeur de la route du HSI sur le cap d'approche en rapprochement ILS en utilisant le bouton CRS du PFD.
3. Curseur HDG - POSITIONNER le curseur de cap du HSI sur le cap d'interception de route désiré
4. Poussoir HDG – APPUYER pour engager le mode HDG. S'assurer que l'annonce HDG s'allume sur la face du pilote automatique.
5. Poussoir REV - APPUYER pour armer le mode capture REV du pilote automatique. S'assurer que le pilote automatique est correctement engagé par les annonces du pilote automatique:
   a. Si D-Bar du HSI est positionnée à moins de 2 ou 3 points du centre, le pilote automatique basculera sur mode REV. Le voyant REV s'allumera sur la face du pilote automatique.
   b. Si l'aiguille (D-Bar) du HSI est positionnée à plus de 2 ou 3 points du centre, le voyant REV**ARM** s'allumera sur la face du pilote automatique. Lorsque le point de capture calculé est atteint, le voyant ARM s'éteint et la séquence de capture/poursuite débute automatiquement. Le voyant REV restera allumé.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

6. Vitesse indiquée - MAINTENIR 100 KIAS minimum (recommandé) durant les approches avec le pilote automatique engagé.

APPROCHE MANQUEE

1. Poussoir A/P DISC/TRIM INTER - APPUYER pour désengager le pilote automatique.
2. Procédure d'approche manquée – EXECUTER.
3. Si le pilote automatique est engagé:
   a. Compensateur de la gouverne de profondeur – REGLER.
   b. Vitesse et taux de montée – STABILISES.

ATTENTION DANGER

LE G1000 ENTRERA EN MODE "SUSP" (ARRETE LE PLAN DE VOL) AU POINT D'APPROCHE FINAL (MAP) ET NE FOURNIRA PAS UN SIGNAL DE NAVIGATION AU KAP 140. SI LE G1000 DOIT ETRE UTILISE POUR GUIDAGE DE ROUTE AU POINT DE CAP D'APPROCHE MANQUEE (MAHP), APPUYER SUR LA TOUCHE FONCTIONNELLE "SUSP" POUR REDEMARRER LE PLAN DE VOL ET LE SIGNAL DE NAVIGATION AVANT D'ENGAGER LE KAP 140.

NOTAS

- N'engager le pilote automatique qu'en vol stabilisé et ailes horizontales. Il sera en mode ROL (dispositif de maintien ailes horizontales) et VS (vitesse verticale). Le taux de montée initial en mode VS sera celui à la mise en marche du pilote automatique. Ne pas engager le pilote automatique si l'avion ne peut pas maintenir le taux de montée dû à l'assiette longitudinale excessive, basse vitesse, faible puissance moteur ou masse élevée de l'avion. Ne pas engager le pilote automatique si les performances et l'état de marche du pilote automatique ou de l'avion ne respectent pas les limitations.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

- Le pilote automatique ne peut tenir une vitesse verticale que si la puissance du moteur et la masse de l'avion le permettent. Si la vitesse verticale affichée sur le pilote automatique est supérieure à celle que l'avion peut atteindre et la vitesse diminue suffisamment, l'avion peut être mis en décrochage. S'assurer que cette vitesse verticale reste dans les limites d'utilisation du pilote automatique et de l'avion.
- En utilisation à la vitesse ou à une vitesse proche de celle du meilleur taux de montée effectué au moteur à la puissance de montée ou en mode tenue de Vitesse Verticale, éviter de décélérer là où toute réduction de la vitesse se traduit par une diminution du taux de montée. En mode Vitesse Verticale, maintenir des marges suffisantes de vitesse pour éviter le décrochage.

c. Poussoir AP - APPUYER et MAINTENIR pour engager le pilote automatique. Vérifier l'allumage des annonces ROL et VS sur la face du pilote automatique. Si aucun autre mode n'est sélectionné, le pilote automatique fonctionne en modes ROL et VS.

NOTA

En mode ROL, le cap de l'avion peut être changé en zone de turbulence. Ce mode maintient uniquement les ailes horizontales. Utiliser le mode NAV pour éviter un couplage intempestif avec l'alignement de descente GS dans la poursuite de l'axe ILS en éloignement de la procédure d'approche manquée.

AVANT ATTERRISSAGE

1. Poussoir A/P DISC/TRIM INT - APPUYER pour désengager le pilote automatique AP.

PERFORMANCES

L'installation du pilote automatique KAP 140 n'a pas d'influence sur les performances de l'avion. Se reporter à la Section 2 pour les limitations qui peuvent avoir un effet sur les performances de l'avion.

Cessna
A Textron Company

Manuel d'Utilisation du Pilote et
Manuel de Vol Approuvé par la FAA

CESSNA MODELE 172S

OPTION AVIONIQUES NAV III

Numéros de Série 172S9810 et suivants

SUPPLEMENT 4

KIT DE PREPARATION POUR L'HIVER

N° DE SERIE _____
N° D'IMMATRICULATION _____

Ce supplément doit être inséré dans la Section 9 du Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol Approuvé par la FAA lorsque le Kit de Préparation pour l'Hiver est installé.

Ce Supplément est la traduction en français de l'original en anglais approuvé par la FAA et accepté par l'EASA
Thomas IACONO **DGAC**
Date: 0 1 JUIN 2005

Membre de GAMA

COPYRIGHT © 2005
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

25 FEVRIER 2005

SUPPLEMENT 4

KIT DE PREPARATION POUR L'HIVER

Utiliser la liste de validité des pages pour vérifier l'indice de révision de ce supplément.

Les pages affectées par la dernière mise à jour sont indiquées par un astérisque (*) précédent le numéro de la page.

Situation du Supplément	Date
Original	25 Février 2005

LISTE DE VALIDITE DES PAGES

Numéro de Page	Situation des pages	Indice de la révision
S4-1 à S4-4	Originales	0

Ce Supplément N° 4, Kit de Préparation pour l'Hiver, daté du 25 Février 2005 est la traduction française du Supplément original anglais N° 4, Kit de Préparation pour l'Hiver, daté du 25 Février 2005 approuvé par la FAA (Numéro de référence 172SPHAUS-S4-00).

LISTE DES BULLETINS SERVICE

La liste suivante énumère les bulletins services applicables à l'utilisation de l'avion et insérés dans ce supplément. Cette liste ne comprend que les bulletins service actuellement en vigueur.

Numéro	Titre	Applicabilité N° de série	Révision incorporée	Incorporé dans l'avion

KIT DE PREPARATION POUR L'HIVER

GENERALITES

Le kit de préparation pour l'hiver se compose de deux plaques de protection (avec des plaquettes) qui se fixent sur les entrées d'air dans le chapeau avant du capotage et d'une plaquette en sérigraphie sur le panneau des instruments. Ces équipements devront être installés pour des utilisations dans des températures inférieures à 20°F (-6°C) en continu.

LIMITATIONS

Les informations suivantes doivent être présentées sous la forme de plaquettes lorsque l'avion est équipé du kit de préparation pour l'hiver.

1. Sur chaque plaque de protection de capotage avant :

DEPOSER QUAND LA TEMPERATURE EXTERIEURE DE L'AIR DEPASSE +20°F (-6°C).

2. Sur le panneau des instruments en dessous de l'Affichage Principal de Vol (PFD) :

LE KIT DE PREPARATION POUR L'HIVER DOIT ETRE DEPOSE LORSQUE LA TEMPERATURE D'AIR EXTERIEUR EST SUPERIEURE A 20°F (-6°C).

PROCEDURES D'URGENCE

Il n'y a aucun changement dans les procédures d'urgence de l'avion lorsque le kit de préparation pour l'hiver est installé.

PROCEDURES NORMALES

Il n'y a aucun changement dans les procédures normales de l'avion lorsque le kit de préparation pour l'hiver est installé.

PERFORMANCES

Il n'y a aucun changement dans les performances de l'avion lorsque le kit de préparation pour l'hiver est installé.

Cessna
A Textron Company

Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol Approuvé par la FAA

SKYHAWK SP

CESSNA MODELE 172S
OPTION AVIONIQUES NAV III
Numéro de Série 172S9810 et suivants

SUPPLEMENT 6

TRANSMETTEUR DE LOCALISATION D'URGENCE (ELT) ARTEX C406-N

N° DE SERIE _____
N° D'IMMATRICULATION _____

Ce supplément doit être inséré dans la Section 9 du Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol Approuvé par la FAA lorsque l'avion est équipé du Transmetteur de Localisation d'Urgence (Balise de Détresse) Artex C406-N.

Ce Supplément est la traduction en français de l'original en anglais approuvé par la FAA et accepté par l'EASA
Thomas IACONO DGAC
Date: 18 JUIL. 2007

Membre de GAMA

COPYRIGHT © 2006
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

14 FEVRIER 2006

REVISION 1 16 NOVEMBRE 2006

SUPPLEMENT 6

TRANSMETTEUR DE LOCALISATION D'URGENCE (ELT) (BALISE DE DETRESSE) ARTEX C406-N

Utiliser la liste de validité des pages pour vérifier l'indice de révision de ce supplément.

Les pages affectées par la dernière mise à jour sont indiquées par un astérisque (*) précédent le numéro de la page.

Situation du Supplément	Date
Edition Originale	14 Février 2006
Révision 1	16 Novembre 2006

LISTE DE VALIDITE DES PAGES

Numéro de Page	Situation des pages	Indice de la révision
*S6-1 à S6-2	Révisées	1
S6-3	Originale	0
*S6-4 à S6-6	Révisées	1
*S6-7 à S6-8	Ajoutées	1

Ce Supplément N° 6, Transmetteur de Localisation d'Urgence (Balise de Détresse) Artex C406-N, daté du 14 Février 2006 est la traduction française du Supplément anglais N° 6, Transmetteur de Localisation d'Urgence (Balise de Détresse) Artex C406-N daté du 14 Février 2006, Révision 1 du 16 Novembre 2006, approuvée par la FAA (Numéro de référence 172SPHAUS-S6-01).

LISTE DES BULLETINS SERVICE

La liste suivante énumère les Bulletins Service applicables à l'utilisation de l'avion et qui ont été incorporés dans ce supplément. Cette liste ne comprend que les Bulletins Service actuellement en vigueur.

Numéro	Titre	Applicabilité N° de série	Révision incorporée	Incorporé dans l'avion

TRANSMETTEUR DE LOCALISATION D'URGENCE (BALISE DE DETRESSE) (ELT) ARTEX C406-N

GENERALITES

Le Transmetteur de Localisation d'Urgence (Balise de Détresse) (ELT) Artex C406-N utilise un transmetteur à semi-conducteurs à trois fréquences alimenté par une batterie interne au lithium. La fonction navigation de la balise de détresse C406-N reçoit son alimentation de la batterie principale de l'avion par l'intermédiaire de la barre bus Avionique N° 1 et la barre Bus Essentielle. La balise C406N est également équipée d'un ensemble interrupteur à distance, qui inclut un témoin lumineux rouge d'alarme et une antenne externe installée au sommet de la poutre de queue. L'ensemble interrupteur à distance de la balise est monté sur le côté supérieur droit du panneau des instruments et commande les modes de fonctionnement de la balise à partir de la station de l'équipage de vol. Lorsque l'interrupteur de commande de la balise est placé sur la position ARM (ARME), le transmetteur est activé uniquement quand le "détecteur de G" interne détecte des forces longitudinales d'inertie conformes aux TSO-C91a/TSO-C126. Lorsque l'interrupteur de commande est placé sur la position ON, le transmetteur est activé immédiatement.

Le transmetteur C406-N est situé dans le cône de queue sur le côté droit derrière le panneau arrière du compartiment à bagages. Un panneau contenant un interrupteur ON/OFF et un témoin d'alarme sont installés sur le transmetteur de balise ELT.

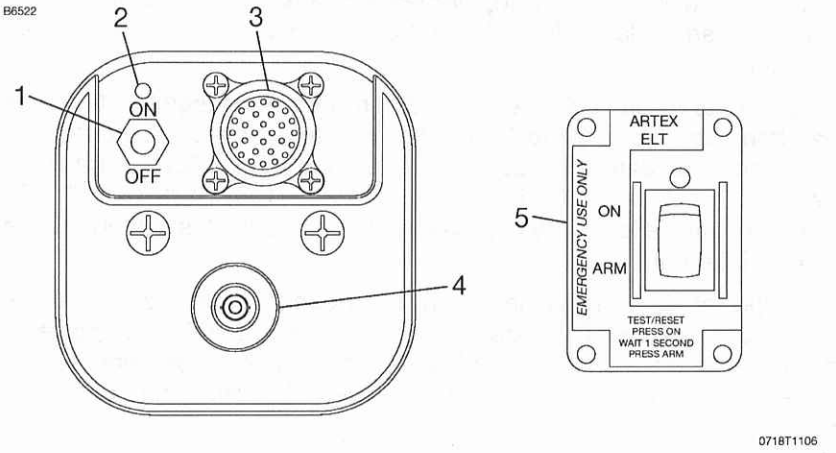
L'installation de la balise de détresse (ELT) comporte deux alarmes différentes pour indiquer au pilote quand la balise est activée. L'alarme sonore est un son inhabituel qui est facilement entendu par le pilote. L'alarme visuelle est un témoin lumineux rouge clignotant situé directement au dessus de l'interrupteur de commande de l'ELT et qui indique au pilote que la balise de détresse a été activée.

Lorsque la balise C406-N (ELT) est activée, l'ELT transmet le signal à balayage de fréquence sur la fréquence VHF internationale de 121,5 MHz, et la fréquence UHF de 243,0 MHz, jusqu'à ce que la charge de la batterie soit épuisée. Le signal de la fréquence 121,5 MHz est principalement utilisé pour localiser la balise pendant les opérations de recherche et sauvetage, et il est surveillé par l'aviation générale, l'aviation commerciale et les agences gouvernementales.

En outre, pendant les premières 24 heures qui suivent l'activation de la balise ELT, un signal de 406,028 MHz est transmis à des intervalles de 50 secondes. Cette transmission dure 440 millisecondes et contient des données d'identification programmées dans la balise ELT et est reçue par les satellites COSPAS/SARSAT. Les données transmises peuvent inclure l'Identification de l'Avion, les coordonnées GPS, le numéro de série de la balise ELT, le code du pays et l'Identification COSPAS/SARSAT.

(A suivre)

PANNEAU DE COMMANDE DE LA BALISE DE DETRESSE C406-N



1. INTERRUPTEUR DU PANNEAU ELT (Basculeur à deux positions) :
   a. OFF – Désactive et arme le transmetteur pour une activation automatique si le contact "G" détecte un niveau prédéterminé de décélération.
   b. ON – Active le transmetteur instantanément. La position ON surpasse le contact d'activation automatique. L'alarme lumineuse ROUGE située sur le panneau de l'ELT et l'ensemble interrupteur à distance monté sur le panneau des instruments s'allumeront.
2. TEMOIN D'ALARME DU TRANSMETTEUR – Le témoin ROUGE s'allume pour indiquer que le transmetteur émet un signal de détresse.
3. PRISE DE CABLE A DISTANCE – Connecte l'ensemble interrupteur à distance de l'ELT situé sur le panneau supérieur droit des instruments.
4. PRISE D'ANTENNE – Connecte l'antenne montée au sommet du cône de queue.
5. ENSEMBLE INTERRUPTEUR A DISTANCE – (Interrupteur basculeur à deux positions) :
   a. OFF – Désactive et arme le transmetteur pour une activation automatique si le contact "G" détecte un niveau prédéterminé de décélération.
   b. ON – Active à distance le transmetteur pour des essais ou des situations d'urgence. L'alarme lumineuse ROUGE située au dessus de l'interrupteur s'allumera pour indiquer que le transmetteur émet un signal de détresse.

Figure S6-1

LIMITES D'UTILISATION

Il n'y a aucune limitation supplémentaire aux limites d'utilisation de l'avion lorsque la Balise de Détresse (ELT) Artex C406-N est installée.

Le propriétaire ou l'utilisateur de l'avion doivent enregistrer la balise de détresse (ELT) C406-N auprès des autorités compétentes de l'aviation civile afin de s'assurer que le code d'identification transmis par l'ELT est dans la base de données COPAS/SARSAT. Se reporter au site www.copas-sarsat.org pour les informations d'enregistrement.

Se reporter à la réglementation en vigueur pour les exigences d'inspection de l'ELT. Le transmetteur C406-N doit être inspecté et essayé par un technicien certifié en utilisant l'équipement d'essai correct selon les conditions approuvées des autorités d'aviation civile appropriées.

PROCEDURES D'URGENCE

Si un atterrissage forcé est nécessaire, placer l'interrupteur de commande de l'ELT sur la position ON avant l'atterrissage. Ceci est très important dans des régions éloignées ou montagneuses. L'alarme lumineuse rouge au dessus de l'interrupteur de commande de l'ELT clignotera et l'alarme sonore retentira.

Après un atterrissage et si les sauvetages sont nécessaires, utiliser la balise de détresse de la façon suivante :

NOTA

L'ensemble interrupteur à distance de l'ELT pourra être inopérant s'il a été endommagé lors d'un atterrissage forcé. S'il est inopérant, le contact inertiel "G" s'activera automatiquement. Cependant, le placement de la balise ELT sur OFF puis à nouveau sur ON impose l'utilisation manuelle de l'interrupteur du panneau de l'ELT qui est situé sur l'ELT proprement dite.

1. S'ASSURER QUE LA BALISE DE DETRESSE EST ACTIVEE :
   a. Si l'alarme lumineuse rouge au dessus de l'interrupteur de commande de l'ELT ne clignote pas, placer l'interrupteur de commande de l'ELT sur la position ON.
   b. Ecouter pour l'alarme sonore. Si les radios COM fonctionnent et peuvent être activées en toute sécurité (pas de risque de feu ou d'explosion), activer une radio COM et régler la fréquence sur 121,5 MHz. La tonalité de l'ELT sera entendue sur la radio si l'ELT fonctionne correctement. Lorsque c'est fait désactiver la(les) radio(s)COM pour conserver l'alimentation de la batterie.
   c. S'assurer que rien ne touche ou ne bloque l'antenne de l'ELT.
2. APRES LE SAUVETAGE – Placer l'interrupteur de commande à distance de l'ELT sur la position ARM pour désactiver la balise. Si l'interrupteur de commande à distance de l'ELT ne fonctionne pas, placer l'interrupteur de commande du transmetteur C406-N (dans le cône de queue) sur la position OFF.

PROCEDURES NORMALES

Lors des utilisations dans des zones éloignées ou au dessus de terrains dangereux, il est recommandé de faire inspecter la balise de détresse (ELT) par un technicien certifié plus fréquemment que ce qui est requis par la réglementation en vigueur.

UTILISATION NORMALE

1. Vérifier que l'interrupteur à distance de l'ELT (sur le panneau droit des instruments) est placé sur la position ARM.

L'utilisation normale de la C406-N à partir de la station équipage est réduite uniquement à la désactivation et à l'armement de l'ELT après qu'elle ait été accidentellement activée (pas de situation d'urgence).

L'ELT peut être activée par un éclair orageux ou un atterrissage dur. Si le témoin lumineux rouge au dessus de l'interrupteur de commande de l'ELT clignote et que l'alarme sonore retentit, cela signifie que l'ELT est activée. Contrôler le signal d'urgence sur une radio COM réglée sur 121,5 MHz. Pour arrêter les transmissions, placer momentanément l'interrupteur de commande de l'ELT sur la position ON puis le remettre sur la position ARM. Informer aussi tôt que possible le Contrôle du Trafic Aérien le plus proche de la transmission accidentelle afin de réduire au minimum les opérations de recherches et de sauvetage.

PERFORMANCES

Il n'y a aucune modification des performances de l'avion lorsque le Transmetteur de Localisation d'Urgence (ELT) Artex C406-N est installé.

Cessna
A Textron Company

Manuel d'Utilisation du Pilote et
Manuel de Vol Approuvé par la FAA

CESSNA MODELE 172S

OPTION AVIONIQUES NAV III

Numéros de Série 172S9810 et suivants

SUPPLEMENT 7

RADIOCOMPAS AUTOMATIQUE (ADF)
BENDIX/KING KR 87

N° DE SERIE _____
N° D'IMMATRICULATION _____

Ce supplément doit être inséré dans la Section 9 du Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol Approuvé par la FAA lorsque le Radiocompas Automatique (ADF) Bendix/King KR 87 est installé.

Ce Supplément est la traduction en français de l'original en anglais approuvé par la FAA et accepté par l'EASA
Thomas IACONO — **DGAC**
Date: 01 JUIN 2006

Membre de GAMA

22 DECEMBRE 2005

COPYRIGHT © 2005
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

SUPPLEMENT 7

RADIOCOMPAS AUTOMATIQUE (ADF) BENDIX/KING KR 87

Utiliser la liste de validité des pages pour vérifier l'indice de révision de ce supplément.

Les pages affectées par la dernière mise à jour sont indiquées par un astérisque (*) précédent le numéro de la page.

Situation du Supplément	Date
Edition Originale	22 Décembres 2005

LISTE DE VALIDITE DES PAGES

Numéro de Page	Situation des pages	Indice de la Révision
S7-1 à S7-12	Originales	0

Ce Supplément N° 7, Radiocompas Automatique Bendix/King KR87, daté du 22 Décembre 2005 est la traduction française du Supplément N° 7, Radiocompas Automatique (ADF) Bendix/King KR 87, daté du 22 Décembre 2005 approuvé par la FAA (Numéro de référence 172SPHAUS-S7-00).

LISTE DES BULLETINS SERVICE

La liste suivante énumère les Bulletins Service applicables à l'utilisation de l'avion et qui ont été incorporés dans ce supplément. Cette liste ne comprend que les Bulletins Service actuellement en vigueur.

Numéro	Titre	Applicabilité N° de série	Révision incorporée	Incorporé dans l'avion

RADIO COMPAS AUTOMATIQUE (ADF) BENDIX/KING KR 87

GENERALITES

L'ADF Digital Bendix/King est un radiocompas automatique monté sur panneau accordé en mode numérique. Il est conçu pour permettre un accord numérique continu de 1 kHz dans la bande de fréquences des 200 kHz à 1799 kHz et éliminer le besoin de commutation mécanique de bande. Le système comporte un récepteur, une minuterie électronique, une aiguille des caps affichée sur l'Indicateur de Situation Horizontale (HSI) G1000 et une antenne combinée "cadre" et "lever de doute". Les commandes et les affichages de l'ADF digital Bendix/King sont présentés et décrits sur la Figure S7-1. Le Panneau Audio Garmin GMA 1347 est utilisé pour commander la sortie audio. Le fonctionnement du panneau audio est décrit dans le Guide de Référence Cockpit Garmin G1000.

L'ADF Digital Bendix/King peut être utilisé pour les procédures de relèvement et de radio ralliement ainsi que pour les réceptions audio des signaux modulés en amplitude (AM).

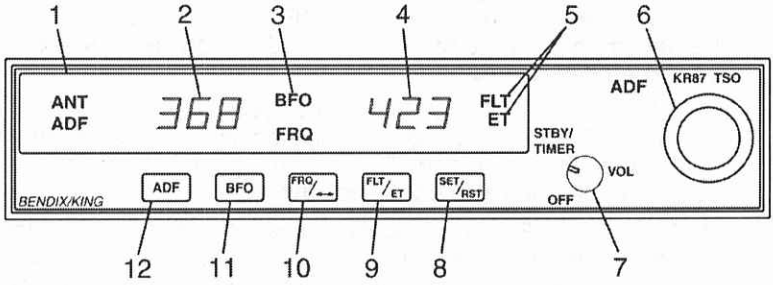
L'affichage à deux positions des fréquences permet le basculement entre les fréquences active et d'attente en appuyant sur le bouton de transfert de fréquences. Les deux fréquences présélectionnées sont stockées dans un circuit de mémoire non volatile (aucune batterie n'est nécessaire) et affichées sous la forme de gros chiffres à décharge de gaz à atténuation automatique faciles à lire. La fréquence active est affichée en permanence dans la fenêtre de gauche, alors que la fenêtre de droite affichera soit la fréquence en attente soit l'indication de la minuterie électronique intégrée

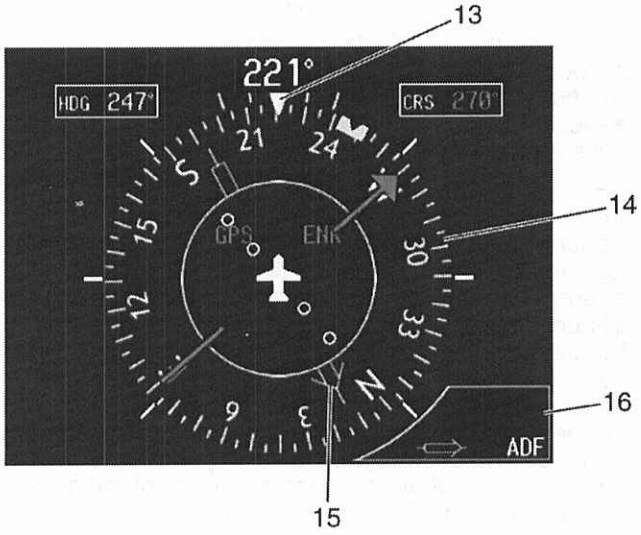
La minuterie électronique intégrée offre deux fonctions de comptage de temps qui fonctionnent indépendamment. Une minuterie automatique du temps de vol démarre lorsque l'équipement est mis sous tension. Cette minuterie compte jusqu'à 59 heures et 59 minutes. Une minuterie du temps écoulé comptera en temps écoulé ou en temps restant jusqu'à 59 minutes et 59 secondes. Quand un intervalle de temps préréglé a été programmé et que le compte à rebours atteint 0:00, l'affichage clignotera pendant 15 secondes. Puisque les deux fonctions de minuterie et de temps écoulé fonctionnent indépendamment, il est possible de surveiller l'une des deux sans interrompre l'autre. Les commandes par boutons poussoirs sont éclairés par l'intérieur. L'intensité lumineuse est commandée par la commande d'atténuation AVIONICS.

(A suivre)

RADIOCOMPAS AUTOMATIQUE (ADF)
BENDIX/KING KR 87

B4218





0585T1043
0585T1065

Figue S7-1

GENERALITES (Suite)

1. ANNONCIATEUR DE MODE ANT/ADF – L'antenne (ANT) est sélectionnée lorsque le bouton ADF est dans la position OUT. Ce mode améliore la réception audio et est habituellement utilisé pour l'identification des stations. L'aiguille des gisements est désactivée et restera arrêtée dans une position relative de 90°. Le mode Radiocompas Automatique (ADF) est sélectionné par une pression sur le bouton ADF. Ce mode active l'aiguille des gisements qui pointera dans la direction de la station par rapport au cap de l'avion.
2. AFFICHAGE DE FREQUENCE ACTIVE – La fréquence sur laquelle l'ADF est accordé est affichée ici. La fréquence ADF active peut être changée directement lorsque l'une ou l'autre fonction de la minuterie est sélectionnée.
3. ANNONCIATEUR BFO (Beat Frequency Oscillator – Oscillateur de Battement de Fréquence) – Le mode BFO est activé et annoncé en appuyant sur le bouton BFO. Lorsque le mode BFO est actif, l'onde porteuse et son identificateur en code morse peuvent être entendus.

NOTA

Les signaux CW (Code Morse) ne sont pas modulés et ne peuvent pas être entendus sans l'utilisation du BFO. Ce type de signal n'est pas utilisé pour la navigation aérienne aux États-Unis. Ils sont utilisés dans certains pays étrangers et sur des balises maritimes.

4. AFFICHAGE DE LA FREQUENCE EN ATTENTE/TEMPS DE VOL OU TEMPS PASSE – Lorsque FRQ est affiché, la fréquence en attente (STANDBY) est sélectionnée en utilisant les boutons de sélection de fréquences. La fréquence en attente (STANDBY) sélectionnée est placée dans la fenêtre de fréquence active en appuyant sur le bouton de transfert de fréquences. La fréquence en attente, la minuterie du temps de vol ou le temps écoulé sont affichés dans cette fenêtre. La minuterie du temps de vol et du temps écoulé remplacent la fréquence en attente dans la mémoire aveugle qui sera rappelée à tout moment par une pression sur le bouton FRQ. Le temps de vol ou le temps écoulé sont indiqués et annoncés en appuyant sur le bouton FLT/ET.
5. ANNONCE DU MODE TEMPS DE VOL ET TEMPS ECOULE – Le mode du temps écoulé (ET) ou du temps de vol (FLT) est annoncé ici.

(A suivre)

GENERALITES (Suite)

6. BOUTONS DE SELECTION DE FREQUENCES – Ces boutons sélectionnent la fréquence en attente lorsque FRQ est affiché et sélectionnent directement la fréquence active chaque fois que l'une ou l'autre des fonctions de temps est sélectionnée. Les boutons de sélection de fréquences peuvent être tournés dans le sens horaire ou antihoraire. Le petit bouton est tiré pour sélectionner les unités. Le petit bouton est poussé pour sélectionner les dizaines. Le bouton extérieur sélectionne les centaines avec un renversement vers les milliers jusqu'à 1799. Ces boutons sont également utilisés pour régler le temps désiré lorsque la minuterie du temps du temps écoulé est utilisée dans le mode du compte à rebours.
7. INTERRUPTEUR DE COMMANDE ON/OFF/VOLUME (ON/OFF/VOL) – Commande le niveau de puissance et de sortie audio. Tourner l'interrupteur de commande dans le sens horaire vers la position OFF pour activer le récepteur et augmenter le volume audio. Le KR87 comporte un assourdissement audio qui provoque l'assourdissement de la sortie audio à moins que le récepteur soit verrouillé sur une station valide.
8. BOUTON DE REGLAGE/REMISE A ZERO DU TEMPS PASSE (SET/RST) – Le bouton SET/RST remet à zéro la minuterie du temps écoulé qu'elle soit affichée ou non.
9. BOUTON SELECTEUR DE MODE TEMPS DE VOL/TEMPS PASSE (FLT/ET) – Le bouton FLT/ET sélectionne le mode Temps de Vol ou le mode Temps Ecoulé lorsqu'il est enfoncé.
10. BOUTON DE TRANSFERT DE FREQUENCES (FRQ) – Le bouton FRQ change les fréquences active et d'attente lorsqu'il est enfoncé.
11. BOUTON BFO (Oscillateur de Battement de Fréquence) – Le bouton BFO sélectionne le mode BFO lorsqu'il est enfoncé. (voir le NOTA sous l'article 3).
12. BOUTON ADF – Le bouton ADF sélectionne le mode ANT ou le mode ADF. Le mode ANT est sélectionné lorsque le bouton ADF est en position sortie. Le mode ADF est sélectionné lorsque le bouton ADF est en position enfoncée.
13. LIGNE DE FOI – Indique le cap magnétique de l'avion.
14. ROSE ROTATIVE DU COMPAS (CARTE COMPAS HSI) – La rose rotative du compas tourne en fonction des variations de cap de l'avion. Le cap magnétique de l'avion est sous la ligne de foi.
15. AIGUILLE DE CAP – Indique le cap magnétique vers la station.
16. FENETRE D'INFORMATION DE CAP – Indique le type d'aiguille qui est utilisé comme indicateur de cap ADF. Si ADF n'est pas indiqué, appuyer sur les boutons de fonction BRG1 ou BRG2 jusqu'à ce que ADF soit indiqué.

LIMITES D'UTILISATION

Se reporter à la Section 2 du Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol Approuvé FAA (POH/AFM).

PROCEDURES D'URGENCE

Il n'y a aucun changement dans les procédures d'urgence de l'avion lorsque le Radiocompas Automatique (ADF) Bendix/King KR 87 est installé.

PROCEDURES NORMALES

POUR UNE UTILISATION COMME UN RADIOCOMPAS :

1. Bouton de commande OFF/VOL – ON.
2. Boutons sélecteurs de fréquences – SELECTIONNER la fréquence désirée dans l'affichage de la fréquence en attente.
3. Bouton FRQ – APPUYER pour transférer la fréquence désirée de la positon en attente vers la position active.
4. Interrupteur Sélecteur ADF (sur le panneau de commande audio) – SELECTIONNER selon besoin.
5. Bouton de commande OFF/VOL – REGLER au niveau de volume désiré et identifier quelle station désirée est reçue.
6. Touche de fonction PFD (sur le PFD) – APPUYER pour afficher les touches de fonction BRG1 et BRG2.
7. Touches de fonction BRG1 et BRG2 (sur le PFD) – APPUYER pour indiquer ADF dans la fenêtre d'information de cap.
8. Bouton ADF – SELECTIONNER le mode ADF et noter le cap magnétique sur le HSI.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

TEST ADF (AVANT VOL OU EN VOL) :

1. Bouton ADF – SELECTIONNER le mode ANT et noter que l'aiguille se déplace vers la position 90°.
2. Bouton ADF - SELECTIONNER le mode ADF et noter que l'aiguille se déplace sans hésitation vers le cap de la station. Une paresse de l'aiguille, des variations ou des inversions indiquent que le signal est trop faible ou un dysfonctionnement du système.

POUR UTILISER LE BFO :

1. Bouton OFF/VOL – ON
2. Bouton BFO – APPUYER ON
3. Boutons Sélecteurs ADF (sur le panneau de commande audio) – REGLER pour le mode désiré.
4. Commande VOL – AJUSTER au niveau d'écoute désiré.

NOTA

Une tonalité en 1000 Hertz et l'identificateur Morse sont entendus sans la sortie audio lorsque le signal CW est reçu.

POUR UTILISER LA MINUTERIE DU TEMPS DE VOL :

1. Bouton OFF/VOL – ON
2. Bouton de mode FLT/ET – APPUYER (une fois ou deux) jusqu'à ce que FLT soit annoncé. La minuterie sera prête à compter puisqu'elle est activée en mettant l'unité sous tension.
3. Bouton OFF/VOL – OFF puis sur ON si on souhaite remettre à zéro le minuterie du temps de vol.

POUR UTILISER COMME RECEPTEUR DE COMMUNICATIONS UNIQUEMENT :

1. Bouton OFF/VOL – ON
2. Bouton ADF – SELECTIONNER le mode ANT
3. Boutons Sélecteurs de fréquence – SELECTIONNER la fréquence désirée dans la fenêtre de fréquence d'attente
4. Bouton FRQ – APPUYER pour transférer la fréquence désirée de la position d'attente vers la position active.
5. Boutons Sélecteurs ADF (sur le panneau de command audio) – REGLER sur le mode désiré.
6. Bouton VOL – AJUSTER au niveau d'écoute souhaité.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

POUR UTILISER EN MODE TEMPS PASSE/TEMPS A VENIR :

1. Bouton OFF/VOL – ON
2. Bouton de mode FLT/ET – APPUYER (une fois ou deux) jusqu'à ce que ET soit affiché.
3. Bouton SET/RST – APPUYER momentanément pour remettre la minuterie du temps écoulé à zéro.

NOTA

La fréquence en attente qui est en mémoire lorsque les modes Temps de Vol ou Temps Passe sont affichés peut être rappelée en appuyant sur le bouton FRQ, puis transférée dans la fenêtre de fréquence active en appuyant à nouveau sur le bouton FRQ.

POUR UTILISER LA MINUTERIE DU TEMPS ECOULE EN MODE COMPTE A REBOURS

1. Bouton OFF/VOL – ON
2. Bouton de mode FLT/ET – APPUYER (une fois ou deux) jusqu'à ce que ET soit affiché.
3. Bouton SET/RST – APPUYER jusqu'à ce que l'annonce ET commence à clignoter.
4. BOUTONS SELECTEURS DE FREQUENCE – REGLER le temps désiré dans l'affichage du temps. Le petit bouton est tiré pour sélectionner les unités. Le petit bouton est poussé pour sélectionner les dizaines. Le bouton extérieur règle les minutes jusqu'à 59 minutes.

NOTA

Les boutons sélecteurs restent dans le mode de réglage de temps pendant 15 secondes après la dernière entrée ou jusqu'à ce que le bouton SET/RST, FLT/ET ou FRQ soit enfoncé.

5. Bouton SET/RST – APPUYER pour démarrer le compte à rebours. Lorsque la minuterie atteint 0 elle commencera à compter vers le temps écoulé et clignotera pendant 15 secondes.

NOTA

Pendant que FLT ou ET sont affichés, la fréquence active sur le côté gauche de la fenêtre peut être modifiée en utilisant les boutons sélecteurs de fréquence, sans avoir aucun effet sur la fréquence sélectionnée en attente ou sur les autres modes.

(A suivre)

PROCEDURES NORMALES (Suite)

NOTAS CONCERNANT LES UTILISATIONS DE L'ADF

CAPS ADF ERRONES DUS A DES PHENOMENES DE FREQUENCES RADIO :

Aux Etats-Unis, le FCC, qui assigne les fréquences radio en modulation d'amplitude (AM), assignera occasionnellement la même fréquence à plus d'une station dans la même région. Certaines conditions, telles que l'Effet de Nuit, peuvent provoquer le recouvrement des signaux provenant de ces stations. Ceci devra être pris en considération lors de l'utilisation de stations de radiodiffusion pour la navigation.

Les taches solaires et les phénomènes météorologiques peuvent occasionnellement déformer la réception de façon que des signaux provenant de deux stations sur la même fréquence se recouvrent. Pour ces raisons, il est toujours prudent de s'assurer de l'identification positive de la station sélectionnée en basculant le sélecteur de fonction sur ANT et en écoutant les lettres d'appel de la station.

ORAGES ELECTRIQUES :

Dans la proximité des orages électriques, l'aiguille d'un indicateur ADF à toujours tendance à basculer de la station sélectionnée vers le centre de l'orage.

EFFET DE NUIT :

Ceci est une perturbation particulièrement forte juste après le coucher du soleil ou juste après l'aube. Une aiguille d'un indicateur ADF peut basculer de façon erratique à ces moments. Si possible, régler sur la station la plus puissante dans les fréquences les plus faibles. Si ce n'est pas possible, prendre la moyenne des oscillations de l'aiguille pour déterminer le cap vers la station.

EFFET DE MONTAGNE :

Des ondes radio se réfléchissant sur la surface des montagnes peuvent provoquer des fluctuations de l'aiguille ou une indication erronée de cap. Ceci devra être pris en compte lors des relèvements de cap en région montagneuse.

REFRACTION COTIERE :

Des ondes radio peuvent être réfléchies au passage de la terre vers l'eau ou en se déplaçant parallèlement à la côte. Ceci doit également être pris en compte.

PERFORMANCES

Il n'y a aucun changement dans les performances de l'avion lorsque le Radiocompas Automatique (ADF) Bendix/King KR 87 est installé. Cependant, l'installation d'une antenne montée à l'extérieur ou d'antennes externes adjacentes résulteront dans une réduction mineure des performances en croisière.

Cessna
A Textron Company

Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol Approuvé par la FAA

SKYHAWK SP

CESSNA MODELE 172S
OPTION AVIONIQUES NAV III
Numéro de Série 172S9810 et suivants

SUPPLEMENT 9

TRANSMETTEUR DE LOCALISATION D'URGENCE (ELT) ARTEX ME406

N° DE SERIE _____
N° D'IMMATRICULATION _____

Ce supplément doit être inséré dans la Section 9 du Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol Approuvé par la FAA lorsque l'avion est équipé du Transmetteur de Localisation d'Urgence (Balise de Détresse) Artex ME406.

Ce Supplément est la traduction en français de l'original en anglais approuvé par la FAA et accepté par l'EASA
Thomas IACONO — **DGAC**
Date: 18 JUIL. 2007

DIRECTION GÉNÉRALE DE L'AVIATION CIVILE — Direction de la Certification de la Sécurité aérienne

Membre de GAMA

30 OCTOBRE 2006

COPYRIGHT © 2006
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

SUPPLEMENT 9

TRANSMETTEUR DE LOCALISATION D'URGENCE (ELT) (BALISE DE DETRESSE) ME406

Utiliser la liste de validité des pages pour vérifier l'indice de révision de ce supplément.

Les pages affectées par la dernière mise à jour sont indiquées par un astérisque (*) précédent le numéro de la page.

Situation du Supplément	**Date**
Edition Originale	30 Octobre 2006

LISTE DE VALIDITE DES PAGES

Numéro de Page	Situation des pages	Indice de la révision
S9-1 à S9-8	Originales	0

Ce Supplément N° 9, Transmetteur de Localisation d'Urgence (Balise de Détresse) Artex ME406, daté du 30 Octobre 2006 est la traduction française du Supplément anglais N° 9, Transmetteur de Localisation d'Urgence (Balise de Détresse) Artex ME406 daté du 30 Octobre 2006, approuvé par la FAA (Numéro de référence 172SPHAUS-S9-00).

LISTE DES BULLETINS SERVICE

La liste suivante énumère les Bulletins Service applicables à l'utilisation de l'avion et qui ont été incorporés dans ce supplément. Cette liste ne comprend que les Bulletins Service actuellement en vigueur.

Numéro	Titre	Applicabilité N° de série	Révision incorporée	Incorporé dans l'avion

TRANSMETTEUR DE LOCALISATION D'URGENCE (BALISE DE DETRESSE) (ELT) ARTEX ME406

GENERALITES

Le Transmetteur de Localisation d'Urgence (Balise de Détresse) (ELT) Artex ME406 utilise un transmetteur à semi-conducteurs à deux fréquences alimenté par une batterie interne au lithium. Le transmetteur ME406 est également équipé d'un ensemble interrupteur à distance, installé sur le panneau des instruments, qui inclut un témoin lumineux rouge d'alarme, et une antenne externe installée au sommet de la poutre de queue. L'ensemble interrupteur à distance de la balise est monté sur le côté supérieur droit du panneau des instruments et commande les modes de fonctionnement de la balise à partir de la station de l'équipage de vol. Lorsque l'interrupteur de commande de la balise est placé sur la position ARM (ARME), le transmetteur est activé uniquement quand le contact interne de gravité "G" détecte des forces longitudinales d'inertie selon les TSO-C91a/TSO-C126. Lorsque l'interrupteur de commande est placé sur la position ON, le transmetteur est activé immédiatement.

Le transmetteur ME406 est situé dans le cône de queue sur le côté droit derrière le panneau arrière du compartiment à bagages. Un panneau contenant un interrupteur ARM/ON et un témoin d'alarme de transmetteur sont installés sur le transmetteur de balise ELT.

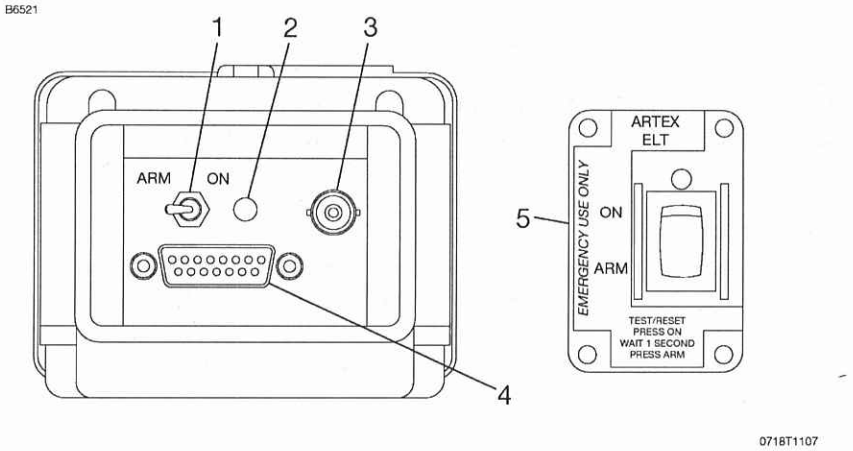
L'installation de la balise de détresse (ELT) comporte deux alarmes différentes pour indiquer au pilote quand la balise est activée. L'alarme sonore est un son inhabituel qui est facilement entendu par le pilote. L'alarme visuelle est un témoin lumineux rouge clignotant situé directement au dessus de l'interrupteur de commande de l'ELT et qui indique au pilote que la balise de détresse a été activée.

Lorsque la balise ME406 (ELT) est activée, l'ELT transmet le signal à balayage de fréquence sur la fréquence VHF internationale de 121,5 MHz, jusqu'à ce que la charge de la batterie soit épuisée. Le signal de la fréquence 121,5 MHz est principalement utilisé pour localiser la balise pendant les opérations de recherche et sauvetage, et il est surveillé par l'aviation générale, l'aviation commerciale et les agences gouvernementales.

En outre, pendant les premières 24 heures qui suivent l'activation de la balise ELT, un signal de 406,028 MHz est transmis à des intervalles de 50 secondes. Cette transmission dure 440 millisecondes et contient des données d'identification programmées dans la balise ELT et est reçue par les satellites COSPAS/SARSAT. Les données transmises peuvent inclure l'Identification de l'Avion, les coordonnées GPS, le numéro de série de la balise ELT, le code du pays et l'Idenfication COSPAS/SARSAT.

(A suivre)

PANNEAU DE COMMANDE DE LA BALISE DE DETRESSE ME406



1. INTERRUPTEUR DU PANNEAU ELT (Basculeur à deux positions) :
   a. ARM (OFF) – Met sur OFF et arme (ARM) le transmetteur pour une activation automatique si le contact "G" détecte un niveau prédéterminé de décélération.
   b. ON – Active le transmetteur instantanément. La position ON surpasse le contact d'activation automatique. L'alarme lumineuse ROUGE située sur le panneau de l'ELT et l'ensemble interrupteur à distance monté sur le panneau des instruments s'allumeront.
2. TEMOIN D'ALARME DU TRANSMETTEUR – Le témoin ROUGE s'allume pour indiquer que le transmetteur transmet un signal de détresse.
3. PRISE D'ANTENNE – Connecte l'antenne montée au sommet du cône de queue.
4. PRISE DE CABLE A DISTANCE – Connecte l'ensemble interrupteur à distance de l'ELT situé sur le panneau supérieur droit des instruments.
5. ENSEMBLE INTERRUPTEUR A DISTANCE – (Interrupteur basculeur à deux positions) :
   a. ARM (OFF) – Met sur OFF et arme (ARM) le transmetteur pour une activation automatique si le contact "G" détecte un niveau prédéterminé de décélération.
   b. ON – Active à distance le transmetteur pour des essais ou des situations d'urgence. L'alarme lumineuse ROUGE située au dessus de l'interrupteur s'allumera pour indiquer que le transmetteur transmet un signal de détresse.

Figure S9-1

LIMITES D'UTILISATION

Il n'y a aucune limitation supplémentaire aux limites d'utilisation de l'avion lorsque la Balise de Détresse (ELT) Artex ME406 est installée.

Le propriétaire ou l'utilisateur de l'avion doivent enregistrer la balise de détresse (ELT) ME406 auprès des autorités compétentes de l'aviation civile afin de s'assurer que le code d'identification transmis par l'ELT est dans la base de données COPAS/SARSAT. Se reporter à www.copas-sarsat.org pour les informations d'enregistrement.

Se reporter à la réglementation en vigueur pour les exigences d'inspection de l'ELT. Le transmetteur ME406 doit être inspecté et essayé par un technicien certifié en utilisant l'équipement d'essai correct selon les conditions approuvées par les autorités d'aviation civile appropriées.

PROCEDURES D'URGENCE

Si un atterrissage forcé est nécessaire, placer l'interrupteur de commande de l'ELT sur la position ON avant l'atterrissage. Ceci est très important dans des régions éloignées ou montagneuses. L'alarme lumineuse rouge au dessus de l'interrupteur de commande de l'ELT clignotera et l'alarme sonore retentira.

Après un atterrissage et si les sauvetages sont nécessaires, utiliser la balise de détresse de la façon suivante :

NOTA

L'ensemble interrupteur à distance de l'ELT pourra être inopérant s'il a été endommagé lors d'un atterrissage forcé. S'il est inopérant, le contact inertiel "G" s'activera automatiquement. Cependant, le placement de la balise ELT sur OFF puis à nouveau sur ON impose l'utilisation manuelle de l'interrupteur du panneau de l'ELT qui est situé sur l'ELT proprement dite.

1. S'ASSURER QUE LA BALISE DE DETRESSE EST ACTIVEE :
   a. Si l'alarme lumineuse rouge au dessus de l'interrupteur de commande de l'ELT ne clignote pas, placer l'interrupteur de commande de l'ELT sur la position ON.
   b. Ecouter pour l'alarme sonore. Si les radios COM fonctionnent et peuvent être activées en toute sécurité (pas de risque de feu ou d'explosion), activer une radio COM et régler la fréquence sur 121,5 MHz. La tonalité de l'ELT sera entendue sur la radio si l'ELT fonctionne correctement. Lorsque c'est fait désactiver la(les) radios COM pour conserver la capacité de la batterie.
   c. S'assurer que rien ne touche ou ne bloque l'antenne de l'ELT.
2. APRES LE SAUVETAGE – Placer l'interrupteur de commande de l'ELT sur la position ARM pour désactiver la balise. Si l'interrupteur de commande de l'ELT ne fonctionne pas, placer l'interrupteur de commande du transmetteur ME406 (dans le cône de queue) sur la position ARM.

PROCEDURES NORMALES

Lors des utilisations dans des zones éloignées ou au dessus de terrains dangereux, il est recommandé de faire inspecter la balise de détresse (ELT) par un technicien certifié plus fréquemment que ce qui est requis par la réglementation en vigueur.

UTILISATION NORMALE

1. Vérifier que l'interrupteur à distance de l'ELT (sur le panneau droit des instruments) est placé sur la position ARM.

L'utilisation normale de la ME406 à partir de la station équipage est réduite uniquement à la désactivation et à l'armement de l'ELT après qu'elle ait été accidentellement activée (pas de situation d'urgence).

L'ELT peut être activée par un éclair orageux ou un atterrissage dur. Si le témoin lumineux rouge au dessus de l'interrupteur de commande de l'ELT clignote et que l'alarme sonore retentit, cela signifie que l'ELT est activée. Contrôler le signal d'urgence sur une radio COM réglée sur 121,5 MHz. Pour arrêter les transmissions, placer momentanément l'interrupteur de commande de l'ELT sur la position ON puis le remettre sur la position ARM. Informer aussi tôt que possible le Contrôle du Trafic Aérien le plus proche de la transmission accidentelle afin de réduire au minimum les opérations de recherches et de sauvetage.

PERFORMANCES

Il n'y a aucune modification des performances de l'avion lorsque le Transmetteur de Localisation d'Urgence (ELT) Artex ME406 est installé.

Cessna
A Textron Company

Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol Approuvé par la FAA

SKYHAWK SP

CESSNA MODELE 172S

OPTION AVIONIQUES NAV III

Numéro de Série 172S9810 et suivants

SUPPLEMENT 10

ELIGIBILITE OPERATIONNELLE JAR-OPS

N° DE SERIE _____
N° D'IMMATRICULATION _____

Ce supplément doit être inséré dans la Section 9 du Manuel d'Utilisation du Pilote et Manuel de Vol Approuvé par la FAA pour l'Eligibilité Opérationnelle JAR-OPS.

Ce Supplément est la traduction en français de l'original en anglais approuvé par la FAA et accepté par l'EASA
Thomas IACONO DGAC
Date: 18 JUIL. 2007

DIRECTION GÉNÉRALE DE L'AVIATION CIVILE Direction du Contrôle de la Sécurité

Membre de GAMA

16 NOVEMBRE 2006

COPYRIGHT © 2006
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

SUPPLEMENT 10

ELIGIBILITE OPERATIONNELLE JAR-OPS

Utiliser la liste de validité des pages pour vérifier l'indice de révision de ce supplément.

Les pages affectées par la dernière mise à jour sont indiquées par un astérisque (*) précédent le numéro de la page.

Situation du Supplément	**Date**
Edition Originale	16 Novembre 2006

LISTE DE VALIDITE DES PAGES

Numéro de Page	Situation des pages	Indice de la révision
S10-1 à S10-5/S10-6	Originales	0

Ce Supplément N° 10, Eligibilité Opérationnelle du JAR-OPS, daté du 16 Novembre 2006 est la traduction française du Supplément anglais N° 10, Eligibilité Opérationnelle JAR-OPS daté du 16 Novembre 2006, approuvé par la FAA (Numéro de référence 172SPHAUS-S10-00).

LISTE DES BULLETINS SERVICE

La liste suivante énumère les Bulletins Service applicables à l'utilisation de l'avion et qui ont été incorporés dans ce supplément. Cette liste ne comprend que les Bulletins Service actuellement en vigueur.

Numéro	Titre	Applicabilité N° de série	Révision incorporée	Incorporé dans l'avion

ELIGIBILITE OPERATIONNELLE DU JAR-OPS

GENERALITES

ELIGIBILITE OPERATIONNELLE

Les TGL (Amendements Temporaires) de la JAA, notés ci-dessous, spécifient que l'information d'Eligibilité Opérationnelle soit incluse dans le Manuel d'Utilisation du Pilote/Manuel de Vol Approuvé ou le Supplément au Manuel d'Utilisation du Pilote/Manuel de Vol Approuvé pour la commodité dans la procédure d'approbation JAR-OPS. Ce Supplément donne une position cohérente pour l'information requise. Cette information ne traite pas de l'utilisation de l'avion ou des équipements par le pilote.

ELIGIBILITE OPERATIONNELLE DE NAVIGATION

Les récepteurs GPS/GNSS du Système G1000 sont certifiés selon les TSO C129a, Classe A1 et ETSO C129a, Classe A1, ou TSO C145a et ETSO 2C145a.

Les performances installées du Système G1000 ont été essayées et approuvées pour des opérations IFR en route, des opérations en zones terminales et des approches classiques (RNAV ou GPS) selon l'AC 20-138A lors de l'utilisation des GPS/GNSS avec la base correcte de données de navigation.

Le Système G1000 répond aux exigences en ce qui concerne les GPS/GNSS comme moyens principaux de navigation pour des opérations océaniques/à distance (RNP-10) selon l'AC 20-138A, Note FAA N8110.60, l'instruction FAA 8400-12A et l'instruction FAA 8700-1. Les deux récepteurs sont requis en état de fonctionnement et capables de recevoir des signaux sauf pour les routes qui n'imposent qu'un détecteur de Navigation à Grande Distance.

Le Système G1000 a été jugé éligible pour des navigations BRNAV (RNP-5) et PRNAV (RNP-1) en route et en zone terminale selon les TGL-2 de la JAA (ACJ20X4), TGL-10 et l'AC 90-96A à condition que le G1000 reçoive l'information utilisable de navigation d'au moins un récepteur GPS. L'éligibilité ne constitue pas une Approbation Opérationnelle.

(A suivre)

GENERALITES (Suite)

ELIGIBILITE OPERATIONNELLE DU MODE DE SURVEILLANCE SSR "S" AMELIORE

Le Transpondeur GTX 33 est certifié selon les TSO C112a et ETSO 2C112a. Les performances installées du GTX 33 ont été essayées et approuvées selon l'AC 20-131A, Projets AC-131B et AC 23-8B.

Le GTX 33 est capable de répondre aux interrogations en Modes A, C et est complètement conforme aux exigences de Surveillance Elémentaire du Mode S selon le TGL 13, Révision 1 et le Projet de TGL 13, Révision 2. La fonctionnalité étendue de réponses erratiques est supportée par le GTX 33. Ceci ne constitue pas une approbation de navigabilité ou opérationnelle pour la fonctionnalité étendue de réponse erratique.

LIMITES D'UTILISATION

Il n'y a aucun changement aux limites d'utilisation de l'avion pour l'Eligibilité Opérationnelle JAR-OPS. Le JAR-OPS peut imposer des limites séparées d'utilisation de l'espace aérien.

PROCEDURES D'URGENCE

Il n'y a aucun changement aux limites d'utilisation de l'avion pour l'Eligibilité Opérationnelle du JAR-OPS.

PROCEDURES NORMALES

Il n'y a aucun changement aux limites d'utilisation de l'avion pour l'Eligibilité Opérationnelle du JAR-OPS.

PERFORMANCES

Il n'y a aucun changement aux limites d'utilisation de l'avion pour l'Eligibilité Opérationnelle du JAR-OPS.

AmSafe, Inc.
Inflatable Restraints Division
1043 N. 47th Avenue
Phoenix, AZ, 85043
Document No.: E508810
Revision: D

FAA APPROVED
AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT

to

PILOT'S OPERATING HANDBOOK AND
FAA APPROVED AIRPLANE FLIGHT MANUAL

for

Cessna Aircraft Company

Skyhawk Models: 172R, 172S

Skylane Models 182S, 182T, T182T

Stationair Models 206H, T206H

Airplane Reg. No. _____ Airplane S/N: _____

This supplement must be attached to the FAA-Approved Cessna Airplane Models 172R, 172S, 182S, 182T, T182T, 206H, and T206H associated Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual when the Airplane is modified by the installation of AmSafe Aviation Inflatable Restraint (AAIR®) System, V23 Version in accordance with STC No. SA01700LA.

The information contained herein supplements or supersedes the basic manual only in those areas listed herein. For limitations, procedures, and performance information not contained in this supplement, consult the associated Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual.

FAA APPROVED _____

Manager, Flight Test Branch, ANM-160L
Federal Aviation Administration
Los Angeles Aircraft Certification Office
Transport Airplane Directorate

Date June 28, 2007

LOG OF REVISIONS

REV NO	EFFECTED PAGES	DATE	DESCRIPTION	FAA APPROVAL
IR	Title (1) Log Page (2) 3 4	11-24-04 11-24-04 11-24-04 11-24-04	Initial Release	Original signed P. Power Manager, Flight Test Branch, ANM-160L Federal Aviation Administration Los Angeles Aircraft Certification Office Transport Airplane Directorate Date: November 24, 2004
A	Log Page (2) 3 4	12-21-04 12-21-04 12-21-04	Added information in SECTION 1and a limitation in SECTION 2. Corrected Moment Arm for system installations in all models.	Original signed by P. Power Manager, Flight Test Branch, ANM-160L Federal Aviation Administration Los Angeles Aircraft Certification Office Transport Airplane Directorate Date: December 21, 2004
B	Log Page (2) 4	4-14-05 4-14-05	Added weight and balance information summary for Models 172, 182, and 206 without rear bench seat AAIR Systems.	Original signed by P. Power Manager, Flight Test Branch, ANM-160L Federal Aviation Administration Los Angeles Aircraft Certification Office Transport Airplane Directorate Date: April 14, 2005
C	Log Page (2) 4 5 - Added	10-26-05 10-26-05 10-26-05	Section 6 – changed paragraph to explain alternate calculation concerning new EMA. Added weight and balance information summary for Model 206 additional kits and added alternate summaries for all models with new, lighter EMA in parenthesis.	Original signed by P. Power Manager, Flight Test Branch, ANM-160L Federal Aviation Administration Los Angeles Aircraft Certification Office Transport Airplane Directorate Date: October 26, 2005
D	Title (1) Log Page (2) 3 4 5	6-28-07 6-28-07 6-28-07 6-28-07 6-28-07	Updated Title by removing POH part numbers and added Title and page to footer. Section 2 – First paragraph – deleted part numbers from first sentence and deleted reference to part numbers above in last sentence. Third paragraph – sentence was "The restraint in an empty co-pilot or passenger seat must not . . ." Added warning label for orientation of airbag and information on additional Child Seat Buckle for Middle Seats of 206. Section 6 – deleted bolded empty weight in all summaries and deleted last paragraph. Whole Document – updated changed Company name from AMSAFE, Inc. to AmSafe, Inc. Unless proper name, aircraft was replaced with airplane.	 Manager, Flight Test Branch, ANM-160L Federal Aviation Administration Los Angeles Aircraft Certification Office Transport Airplane Directorate Date: June 28, 2007

SECTION 1 GENERAL

The AAIR V23 is a self-contained, modular, three-point restraint system that improves protection from serious head-impact injury during a survivable airplane crash by inclusion of an inflatable airbag to the lapbelt portion of the three-point restraint. An unbuckled restraint airbag will not inflate.

SECTION 2 LIMITATIONS

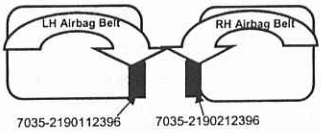
A child safety seat shall not be used with the V23 AAIR System in the front seat (co-pilot). A child safety seat may be used in the rear seat positions only by attaching the child seat with an auxiliary child seat buckle. The standard inflatable restraint buckle cannot be used to secure a child safety seat.

The Auxiliary Child Seat Buckle adapter secures a Child Safety Seat to either left or right positions of the Rear Seat for all models and the Middle Seats for Model 206 (see warning label below). For the Rear Seats, it is typically stored under the cushion and is found in the center of the seat adjacent to the standard AAIR End-Release Buckle Assembly. For the Middle Seats of Model 206, it is attached at the same attachment point as the metal strap AAIR End-release Buckle Assy and may be stored under the seat cushion. Both these Child Seat Buckle adapters are identifiable by part number below and attach to the Airbag Belt portion of the Seatbelt Airbag Assembly (see diagram).

It is recommended that the restraint in an empty co-pilot or passenger seat not be buckled to prevent inflation of the lapbelt airbag in the unoccupied seat.

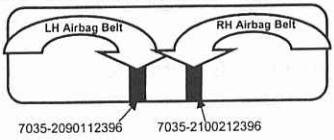
Representative Seatbelt Warning Label
Note: Label side of belt goes towards occupant.

Middle Seats for Model 206



Airplane Forward

Rear Bench Seat for Models 172, 182, and 206



SECTION 3 EMERGENCY PROCEDURES

No Change

SECTION 4 NORMAL PROCEDURES

To activate the system, join (buckle) the three-point restraint in the same manner as any other three-point seatbelt. An empty co-pilot or passenger seat restraint must not be buckled.

SECTION 5 PERFORMANCE

No Change

SECTION 6 WEIGHT AND BALANCE/EQUIPMENT LIST

For complete information of the AAIR V23 System effect on weight and balance loading to the airplane, please refer to AmSafe Aviation's, Weight and Balance Information Report, Document No. E508952.

In the summary that follows, Empty Weights and Moments are given for AAIR Systems with the current EMA, P/N 508358-409 and the new, lighter-weight EMA, P/N 508358-421, useful for loading and Center of Gravity calculations. Those expressed in parentheses were calculated using the new, lighter EMA, P/N 508358-421.

Models 172R, 172S – with optional rear seat bench AAIR System

Weight-lbs.	Arm-in.	Moment-in. lbs.	
7.638	57.928	442.454	AAIR System Difference Added (EMA, P/N 508358-409)
(7.338)		(425.075)	AAIR System Difference Added (EMA, P/N 508358-421)

Models 172R, 172S – without optional rear seat bench AAIR System

Weight-lbs.	Arm-in.	Moment-in. lbs.	
3.848	45.397	174.686	AAIR System Difference Added (EMA, P/N 508358-409)
(3.698)		(167.871)	AAIR System Difference Added (EMA, P/N 508358-421)

Models 182S, 182T, T182T – with rear seat bench AAIR System

Weight-lbs.	Arm-in.	Moment-in. lbs.	
7.638	57.682	440.578	AAIR System Difference Added (EMA, P/N 508358-409)
(7.338)		(423.270)	AAIR System Difference Added (EMA, P/N 508358-421)

Models 182S, 182T, T182T – without rear seat bench AAIR System

Weight-lbs.	Arm-in.	Moment-in lbs.	
3.848	41.798	160.838	AAIR System Difference Added (EMA, P/N 508358-409)
(3.698)		(154.569)	AAIR System Difference Added (EMA, P/N 508358-421)

Models 206H, T206H – with optional rear seat bench AAIR System

Weight-lbs.	Arm-in.	Moment-in.lbs.	
11.54	69.782	805.284	AAIR System Difference Added (EMA, P/N 508358-409)
(11.090)		(773.882)	AAIR System Difference Added (EMA, P/N 508358-421)

Models 206H, T206H – without optional rear seat bench AAIR System

Weight-lbs.	Arm-in.	Moment-in.lbs.	
7.75	53.852	417.350	AAIR System Difference Added (EMA, P/N 508358-409)
(7.450)		(401.197)	AAIR System Difference Added (EMA, P/N 508358-421)

Models 206H, T206H – Pilot/Co-Pilot Seat Only AAIR System

Weight-lbs.	Arm-in.	Moment-in.lbs.	
2.575	44.583	114.802	AAIR System Difference Added (EMA, P/N 508358-409)
(2.425)		108.113)	AAIR System Difference Added (EMA, P/N 508358-421)

Models 206H, T206H – Middle Seat Only AAIR System

Weight-lbs.	Arm-in.	Moment-in.lbs.	
3.875	65.382	253.356	AAIR System Difference Added (EMA, P/N 508358-409)
(3.725)		(243.547)	AAIR System Difference Added (EMA, P/N 508358-421)