

MANUEL DE VOL
APPROUVÉ PAR L'EASA
pour le
CIRRUS DESIGN SR22
Les appareils immatriculés en Europe et
exploités selon les règles des Autorités
conjointes de l'aviation



Approuvé par la FAA pour la Catégorie normale, basé sur la FAR 23. Ce document doit toujours être présent dans l'avion et accessible par le pilote pendant tous les vols.

CE MANUEL DE VOL INCLUT LES INFORMATIONS QUE LE RÉGLEMENTS DE CERTIFICATION EXIGENT DE FOURNIR AU PILOTE

Le manuel de vol approuvé par l'EASA comprend le manuel de vol approuvé par la FAA, les suppléments associés au manuel de vol et cette page de titre.

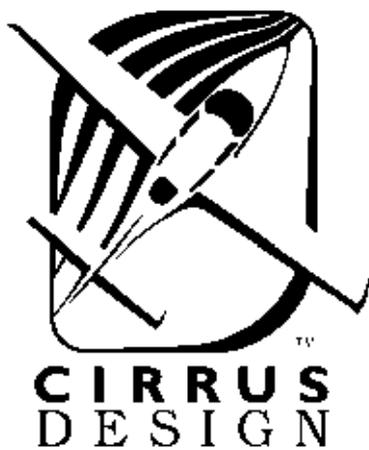
Modèle - Numéro de série SR22- _____ Numéro d'immatriculation _____

Approved _____ **Date** _____

Ce manuel de vol est la traduction en français du manuel en anglais approuvé par l'EASA le TBD (approbation numéro TBD).

P/N 13772-001

Publication Initiale: Draft



Copyright © 2003 - All Rights Reserved
Cirrus Design Corporation
4515 Taylor Circle
Duluth, MN 55811

Avant-propos

Ce manuel d'utilisation de l'avion (Manuel) a été préparé par Cirrus Design Corporation pour permettre à l'utilisateur de se familiariser à l'avion SR22 de Cirrus Design. Il faut lire ce manuel attentivement. Il fournit les procédures d'exploitation qui assurent que l'utilisateur obtiendra les performances publiées dans ce manuel, les données développées pour permettre une utilisation efficace de l'avion et les renseignements élémentaires pour maintenir l'avion dans un état « d'origine ».

• Nota •

Toutes les limitations, les procédures, les exigences de maintenance et de réparation et les données de performance contenues dans ce manuel sont exigées par les règlements d'exploitation de la FAA et pour maintenir la navigabilité de l'avion.

Ce manuel comprend les informations qui doivent être fournis au pilote, conformément aux exigences des règlements d'aviation fédéraux américains (Federal Aviation Regulations ; FAR) et les renseignements complémentaires fournis par Cirrus Design Corporation, et il constitue le manuel d'utilisation de l'avion approuvé par la FAA (Federal Aviation Administration) pour le SR20 de Cirrus Design.

Manuel

Ce manuel d'utilisation de l'avion a été préparé en utilisant la norme GAMA n° 1 pour le manuel d'utilisation de l'avion, révision 2, du 18 octobre 1996, comme modèle de contenu et guide de format. Cependant, nous avons dévié de cette norme pour permettre une meilleure clarté. Ce manuel est présenté sous forme de feuillets mobiles pour faciliter l'insertion des révisions et la taille a été choisie pour faciliter le rangement. Des intercalaires à onglets permettent d'identifier facilement les diverses sections. Au début de chaque section, une table des matières logique et pratique aide à trouver des renseignements spécifiques au sein de cette section. Le manuel est divisé en dix sections comme suit :

Section 1.....	Généralités
Section 2.....	Limites
Section 3.....	Procédures de secours
Section 4.....	Procédures normales
Section 5.....	Données techniques
Section 6.....	Liste de l'équipement et masse et centrage
Section 7.....	Description de l'avion et de ses systèmes
Section 8.....	Comportement, entretien et maintenance
Section 9.....	Suppléments
Section 10.....	Sécurité

Les renseignements présentés dans ce manuel sont le résultat de nombreux vols d'essais et sont approuvés par la Federal Aviation Administration américaine. Cependant, quand de nouvelles procédures ou de nouvelles données de performance deviennent disponibles, elles sont envoyées au propriétaire enregistré de chaque avion.

• Nota •

Le propriétaire a la responsabilité de s'assurer que le manuel d'utilisation de l'avion est toujours à jour. Il est donc très important d'incorporer correctement toutes les révisions dans ce manuel, dès leur réception.

Révisions du manuel

Deux types de révisions peuvent être publiées pour ce manuel, numérotées et temporaires.

Les révisions temporaires sont imprimées sur du papier jaune, elles traitent normalement d'un seul sujet ou d'une seule procédure, et sont publiées pour fournir des renseignements ayant trait à la sécurité ou tout autre renseignement à durée de vie critique quand il n'est pas possible de fournir une révision numérotée dans le temps disponible. Tous les renseignements nécessaires pour classer une révision temporaire sont inclus avec la révision elle-même. Théoriquement, une révision temporaire est abrogée et remplacée par la révision numérotée suivante. Un « Registre de révisions temporaires » suivant la « Liste de pages valides » est fourni pour enregistrer les révisions temporaires publiées. Théoriquement, le « Registre de révisions temporaires » est remplacé par la publication de la révision numérotée suivante.

Les révisions numérotées sont imprimées sur du papier blanc, elles traitent normalement de plusieurs sujets et sont publiées sous forme de mises à jour générales du manuel. Chaque révision numérotée comprend une « Feuille d'instruction », une « Liste des pages valides » et une page d'« Éléments principaux des révisions ». La « Feuille d'instruction » a pour objet d'aider le détenteur du manuel à enlever les pages remplacées et à insérer les nouvelles pages ou les pages de remplacement. La « Liste des pages valides » indique le statut de publication ou de révision de toutes les pages du manuel. La page « Éléments principaux des révisions » donne une brève description des changements de chaque page de la révision la plus récente.

Identification des données révisées

Chaque page du manuel contient l'identification de la révision, au coin inférieur intérieur, à l'opposé du numéro de la page. Les pages de publication initiale sont identifiées par les mots « Publication initiale » à cet endroit. En cas de révision de la majorité des pages du manuel, Cirrus peut décider qu'il est plus efficace de publier un nouveau manuel. Les pages objets d'une nouvelle publication sont identifiées par le mot « Nouvelle publication » suivis d'une lettre indiquant le niveau de la révision ; par exemple, les pages révisées de la « Publication Initiale » sont identifiées par le mot « Révision » suivi du numéro de la révision à cet emplacement ; exemple : « Révision 2 »

(publication initiale, révision 2) ou « Révision B1 » (Nouvelle publication B, révision 1).

Le texte révisé d'une page est identifié par une barre de changement dans la marge extérieure de la page. La barre à côté de ce paragraphe, dans la marge extérieure est un exemple. Les barres de révision ne sont pas utilisées dans une nouvelle publication de ce manuel.

Révision de service

Les révisions de service de ce manuel sont fournies gratuitement pour le Manuel d'utilisation de l'avion et le manuel de vol de l'avion approuvé par la FAA affecté à cet avion. Il est possible d'obtenir des copies supplémentaires de ce manuel et des révisions de service auprès du service après-vente de Cirrus Design, à l'adresse ci-dessous.

• Nota •

Si à un moment quelconque, il est déterminé que ce manuel n'est pas à jour, que des révisions temporaires sont absentes ou que des suppléments applicables ne sont pas inclus, contacter immédiatement le service après-vente de Cirrus Design.

Service après-vente
Cirrus Design Corporation
4515 Taylor Circle
Duluth, MN 55811
Téléphone : +1 (218) 727-2737
Télécopieur :+1 (218) 727-2148

Suppléments

La section de suppléments (section 9) de ce manuel contient les suppléments approuvés par la FAA nécessaires pour maintenir la sécurité et exploiter de manière efficace le SR22 quand il est équipé d'équipement optionnel qui n'est pas fourni avec l'avion standard ou qui n'est pas inclus dans le manuel. Les suppléments sont essentiellement des « mini-manuels » et ils peuvent contenir des données correspondant à la majorité des sections du manuel. Les données du supplément ajoutent, supplantent ou remplacent des données similaires du manuel de base.

La section 9 comprend une page de « Registre de suppléments » précédant tous les suppléments de Cirrus Design produits pour cet avion. Il est possible d'utiliser la page de « Registre de suppléments » comme table des matières de la section 9. Si l'avion est modifié dans un atelier autre qu'un atelier de Cirrus Design, selon un STC (certificat de type supplémentaire) ou toute autre méthode approuvée, le propriétaire a la responsabilité de s'assurer que le supplément approprié, si applicable, est mis en place dans le manuel et que le supplément est correctement enregistré sur la page de « Registre de suppléments ».

Rétention des données

En cas de publication d'une nouvelle page titre, de changement de masse et centrage, de changement de la liste d'équipement ou de remplacement du « Registre de suppléments », le propriétaire doit s'assurer que tous les renseignements applicables à l'avion sont transférés aux nouvelles pages et que le dossier de l'avion est à jour. Le propriétaire n'est pas tenu de conserver les renseignements, les suppléments par exemple, qui ne s'appliquent pas à son avion.

Avertissements

Mise en garde, Notice et Nota sont utilisés dans ce manuel pour attirer l'attention sur des situations ou des procédures spéciales, comme suit :

• MISE EN GARDE •

Mise en garde - Utilisé pour attirer l'attention sur les procédures d'exploitation qui, si elles ne sont pas strictement observées, peuvent causer des blessures ou le décès.

• Attention •

Attention - Utilisé pour attirer l'attention sur des procédures d'exploitation qui, si elles ne sont pas strictement observées, peuvent causer des dommages de l'équipement.

• Nota •

Nota - Utilisé pour mettre en évidence une situation d'exploitation ou une étape d'une procédure.

Intentionnellement laissé en blanc

Section 1

Généralités

Table des matières

Introduction	1-3
L'avion	1-6
Moteur.....	1-6
Hélice	1-6
Carburant.....	1-6
Huile.....	1-7
Poids maximal d'homologation	1-7
Dimensions de la cabine et de l'entrée	1-7
Dimensions de la soute à bagages et de l'entrée	1-7
Chargements spécifiques	1-7
Symboles, abréviations et terminologie	1-8
Terminologie et symboles de vitesse anémométrique.....	1-8
Terminologie météorologique	1-9
Terminologie de puissance du moteur.....	1-10
Terminologie de performance d'établissement de plan de vol..	1-11
Masse et centrage	1-11

Intentionnellement laissé en blanc

Introduction

Cette section contient des renseignements d'intérêt général pour les pilotes et les propriétaires. Les renseignements sont utiles pour se familiariser avec l'avion, ainsi qu'avec le chargement, le remplissage des réservoirs, la protection et les manoeuvres de l'avion pendant les opérations au sol. En plus, cette section contient des définitions ou des explications des symboles, des abréviations et de la terminologie utilisés dans ce manuel.

• Nota •

Pour obtenir des renseignements spécifiques sur l'organisation de ce manuel, les révisions, les suppléments et les procédures à utiliser pour obtenir le service de révisions pour ce manuel, *consulter l'avant-propos qui suit la page de titre.*

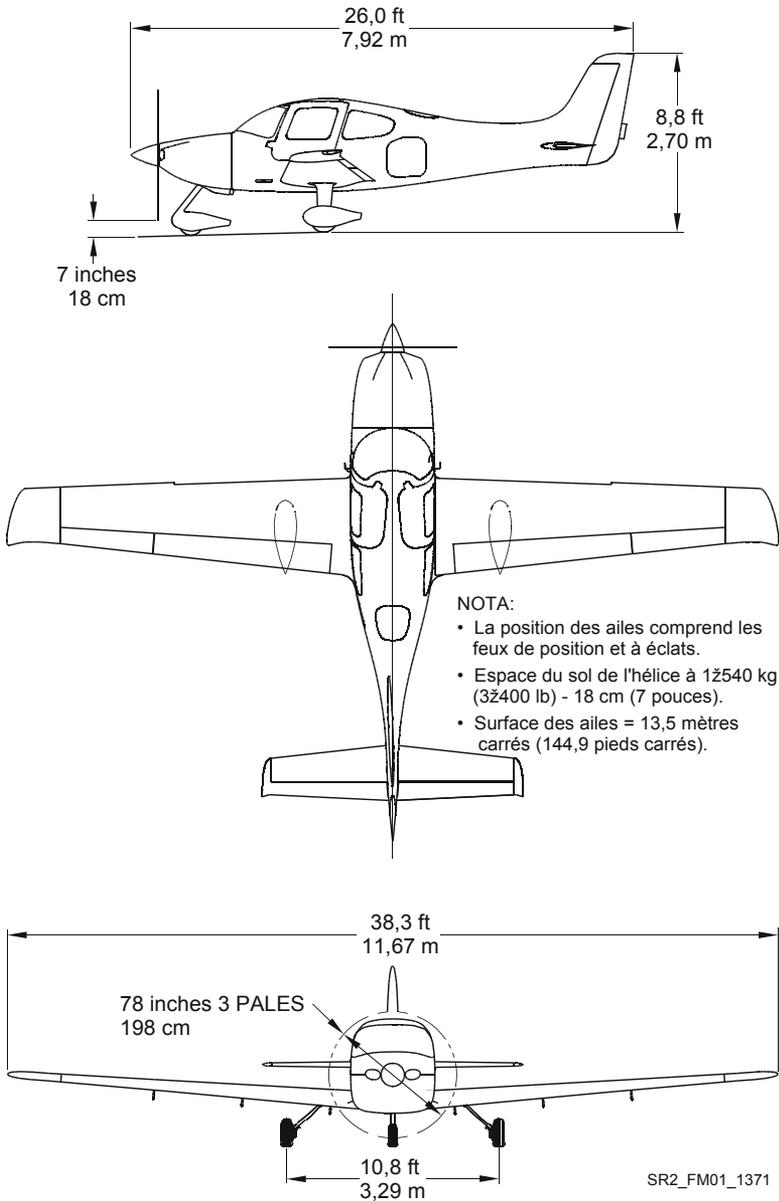
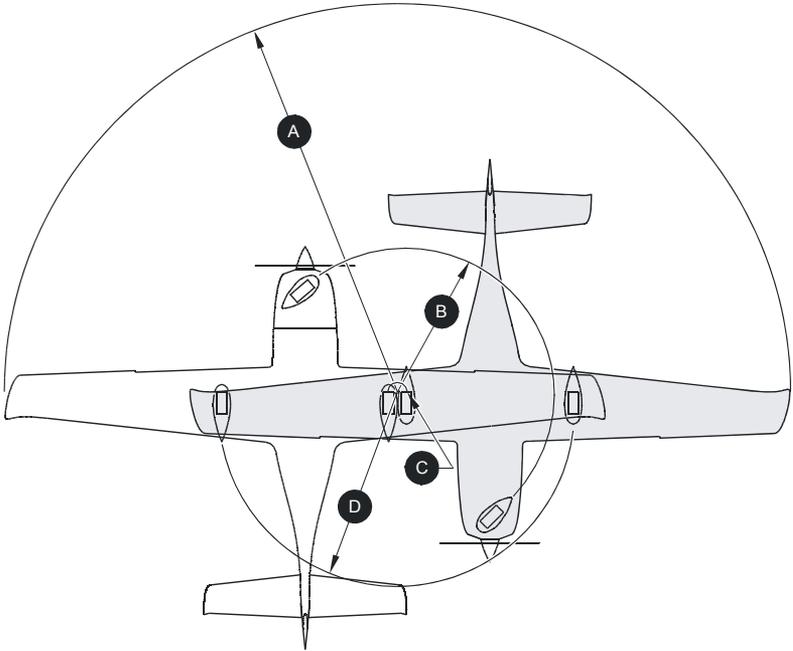


Figure 1-1
Trois vues de l'avion



ESPACE DE BRAQUAGE AU SOL

- A** - RAYON POUR LES BOUTS D'AILES _____ 24.8 ft. (7.54 m)
- B** - RAYON POUR LA ROUE AVANT _____ 7.0 ft. (2.16 m)
- C** - RAYON POUR LA ROUE INTERIEURE _____ 0.5 ft. (.15 m)
- D** - RAYON POUR LA ROUE EXTERIEURE _____ 10.8 ft. (3.30 m)

LES RAYONS DE BRAQUAGE SONT DETERMINES EN UTILISANT UN FREIN ET UNE PUISSANCE PARTIELLE. LES RAYONS DE BRAQUAGE REELS PEUVENT VARIER D'UN MAXIMUM DE 1 METRE (TROIS PIEDS).

SR2_FM01_1370

Figure 1-2
Rayon de virage

L'avion

Moteur

Nombre de moteurs.....	1
Nombre de cylindres.....	6
Constructeur du moteur.....	Teledyne Continental
Modèle du moteur.....	IO-550-N
Dosage du carburant.....	Injection de carburant
Refroidissement du moteur.....	Refroidissement à air
Type de moteur.....	A cylindres opposés à plat, entraînement direct
Puissance.....	310 hp à 2 700 tr/min

Hélice

Hartzell

Type d'hélice.....	Régime constant, trois pales
Numéro de modèle.....	PHC-J3YF-1RF/F7694
Diamètre.....	78,0 in (76,5 in minimum)
Numéro de modèle.....	PHC-J3YF-1RF/F7693DF
Diamètre.....	78,0 in (76,5 in minimum)

ou

McCauley

Type d'hélice.....	Régime constant, trois pales
Numéro de modèle.....	D3A34C443/78CYA-0
Diamètre.....	78,0 in (76,5 in minimum)

Carburant

Capacité totale.....	318,0 l (84,0 gallons américains)
Total utilisable.....	306,6 l (81,0 gallons américains)
Qualités de carburant approuvées :	
Carburant aviation 100 LL (bleu)	
Carburant aviation 100 (autrefois 100/130) (vert)	

Huile

Capacité d'huile (carter) 7,6 l (8 quarts américains)

Qualités d'huiles :

Toutes températures SAE 15W-50, 20W-50 ou 20W-60

Au-dessous de 40 °F (4 °C)..... SAE 30

Au-dessus de 40 °F (4 °C)..... SAE 50

Poids maximal d'homologation

Masse maximale au décollage 1542 kg (3400 lb)

Charge maximale de la soute à bagages..... 59 kg (130 lb)

Poids à vide standard 1021 kg (2250 lb)

Charge utile 522 kg (1150 lb)

Poids total de carburant 307 kg (676 lb)

Dimensions de la cabine et de l'entrée

Les dimensions de l'intérieur de la cabine et des ouvertures de portes d'entrée sont illustrées en détail à la section 6.

Dimensions de la soute à bagages et de l'entrée

Les dimensions de la soute à bagages et de l'ouverture de la porte de soute sont illustrées en détail à la section 6.

Chargements spécifiques

Charge des ailes 23,5 lb/ft²

Rapport poids-puissance 11,0 lb/hp

Symboles, abréviations et terminologie

Terminologie et symboles de vitesse anémométrique

- KCAS** La **vitesse corrigée, en noeuds**, est la vitesse indiquée corrigée pour la position et l'erreur due à l'instrument. La vitesse corrigée est égale à la vitesse anémométrique réelle à une atmosphère standard au niveau de la mer.
- KIAS** La **vitesse indiquée, en noeuds**, est la vitesse affichée sur l'indicateur de vitesse. Les valeurs de vitesse publiées dans ce manuel supposent qu'il n'y aucune erreur due aux instruments.
- KTAS** **Vitesse vraie, en noeuds**, est la vitesse indiquée, exprimée en noeuds, par rapport à de l'air en atmosphère standard qui est la vitesse corrigée (KCAS) pour l'altitude et la température.
- V_O** La **vitesse d'exploitation** est la vitesse maximale à laquelle l'application d'un plein débattement des gouvernes ne soumet pas l'avion à un niveau de contraintes excessif.
- V_{FE}** La **vitesse maximale avec les volets sortis** est la vitesse maximale permise avec les volets d'ailes à une position sortie prescrite.
- V_{NO}** La **vitesse structurale maximale en croisière** est la vitesse qui ne doit pas être dépassée, sauf dans de l'air calme et seulement avec prudence.
- V_{NE}** La **vitesse à ne jamais dépasser** est la vitesse qui ne peut jamais être dépassée, à n'importe quel moment.
- V_{PD}** La **vitesse maximale démontrée d'ouverture du parachute** est la vitesse maximale à laquelle l'ouverture du parachute a été démontrée.
- V_S** La **vitesse de décrochage** est la vitesse minimale en vol stabilisé à laquelle il est possible de maintenir la maîtrise de l'avion.

- V_S 50 % **La vitesse de décrochage** est la vitesse minimale en vol stabilisé à laquelle il est possible de maintenir la maîtrise de l'avion, avec les volets sortis à 50 %.
- V_{SO} **La vitesse de décrochage** est la vitesse minimale en vol stabilisé à laquelle il est possible de maintenir la maîtrise de l'avion en configuration d'atterrissage (volets sortis à 100 %, dans les conditions de masse et centrage les plus défavorables.
- V_X **La vitesse pour la pente maximale de montée** est la vitesse qui donne le plus grand gain d'altitude sur une distance horizontale donnée.
- V_Y **La vitesse optimale de montée** est la vitesse qui donne le plus grand gain d'altitude pour un temps donné.

Terminologie météorologique

- IMC **Les conditions météorologiques de vol aux instruments** sont les conditions météorologiques, exprimées en terme de visibilité, distance des nuages et plafond, moins les minimums pour vol à vue définies par la FAR 91.155.
- ISA **L'atmosphère type internationale** (atmosphère standard) est une atmosphère où (1) l'air est un gaz sec parfait, (2) la température au niveau de la mer est 15 °C, (3) la pression atmosphérique au niveau de la mer est de 1013,2 mm (29,92 in) de mercure et (4) le gradient de température du niveau de la mer à l'altitude à laquelle la température est -56,5 °C est -0,00198 °C par pied et zéro au-dessus de cette altitude.
- NMM **Le niveau moyen de la mer** est la hauteur moyenne de la surface de la mer. Dans ce manuel, l'altitude donnée comme NMM est l'altitude au dessus du niveau moyen de la mer. C'est l'altitude affichée sur l'altimètre quand le compensateur barométrique de l'altimètre a été réglé à la valeur altimétrique, pression au niveau de la mer, obtenue de sources météorologiques au sol.

Température extérieure **La température extérieure** est la température de l'air statique obtenue des indications de température en vol ou de sources météorologiques au sol. Elle est exprimée en degrés Celsius ou Fahrenheit.

- **L'altitude-pression** est l'altitude affichée par l'altimètre quand la compensation barométrique de l'altimètre a été réglée à 1013 mb (29,92 in) de mercure, corrigée pour la position et l'erreur due aux instruments. Dans ce manuel, il est supposé que les erreurs d'altimètre dues aux instruments sont de zéro.
- **La température de référence** est la température qui serait trouvée à une altitude-pression donnée dans l'atmosphère de référence. Elle est de 15 °C (59 °F) à l'altitude-pression du niveau de la mer et elle diminue d'environ 2 °C (3,6 °F) pour chaque tranche de 1000 pied d'augmentation de l'altitude. Consulter les définitions de l'atmosphère type international.

Terminologie de puissance du moteur

Puissance (HP) **La puissance** est la puissance développée par le moteur.

MCP **La puissance maximale continue** est la puissance maximale qui peut être utilisée continuellement.

P.A. **La pression d'admission** est la pression mesurée dans le système d'admission du moteur et elle est exprimée en mm de mercure ou en pouces de mercure.

Régime **Le régime** est la vitesse de rotation du moteur, exprimée en tr/min.

- **Le régime au point fixe** est le régime obtenu pendant un point fixe à plein gaz du moteur quand l'avion est au sol et stationnaire.

Terminologie de performance et d'établissement de plan de vol

- g. Une « **g** » est l'accélération de la pesanteur.
- **La vitesse démontrée par vent traversier** est la vitesse de l'élément de vent traversier pour lequel une maîtrise adéquate, pendant le roulage, le décollage et l'atterrissage, a réellement été démontrée pendant les essais d'homologation. La vitesse démontrée par vent traversier n'est pas considérée comme étant un facteur limitant.
 - **Le plafond pratique** est l'altitude maximale à laquelle l'avion, à masse maximale, peut monter à une vitesse de 100 pieds par minute.

Consommation **La consommation** est la quantité de carburant que consomme l'avion par heure ; elle est exprimée en gallons américains par heure.

NMPG **Le nombre de miles nautiques par gallon (américain)** est la distance (en miles nautiques) qu'il est possible de parcourir avec un gallon (américain) de carburant consommé à un réglage des gaz et une configuration de vol spécifiques.

- **Le carburant non utilisable** est la quantité de carburant qui ne peut pas être utilisée en vol, d'une manière sûre.
- **Le carburant utilisable** est la quantité de carburant disponible pour préparer un plan de vol.

Masse et centrage

- c.g. **Le centre de gravité** est le point auquel un avion serait en équilibre s'il était suspendu. Sa distance par rapport au plan de référence est obtenue en divisant le moment total par la masse totale de l'avion.

- **Le bras de levier** est la distance horizontale du plan de référence au centre de gravité (c.g.) d'un élément. Le bras de l'avion est obtenu en ajoutant les moments individuels de l'avion et en divisant la somme par la masse totale.
- **La masse à vide de base** est la masse réelle de l'avion, y compris tous les équipements d'exploitation qui ont un emplacement fixe dans l'avion. La masse à vide de base comprend la masse du carburant non utilisable et la masse totale d'huile.

MAC **La corde aérodynamique moyenne** est la corde tirée à travers le centroïde de la surface plan des ailes.

LEMAC **Le bord d'attaque de la corde aérodynamique moyenne** est le bord avant de la corde aérodynamique moyenne, exprimée en pouce, à l'arrière du plan de référence (référence fuselage).

- **La masse brute maximale** est la masse maximale permise de l'avion et de son contenu, indiquée dans les données techniques de l'avion.
- **Le moment** est le produit de la masse d'un élément par son bras.
- **La charge utile** est la masse à vide de base soustraite de la masse brute maximale de l'avion. C'est la masse maximale permise combinée du poids du pilote, des passagers, du carburant et des bagages.
- **La station (référence)** est un emplacement le long du fuselage, mesuré en pouce à partir du plan de référence et exprimée comme un nombre. Par exemple - Un point à 123 pouces à l'arrière du plan de référence est la station de fuselage 123,0 (FS 123).
- **Le plan de référence** est un plan vertical imaginaire à partir duquel toutes les distance horizontale sont mesurées pour déterminer le centrage.

- **La tare** est le poids de tous les éléments utilisés pour maintenir l'avion en place ou le mettre en position sur une bascule afin de le peser. La tare comprend les diverses cales. Il faut soustraire la masse de la tare de la lecture de la bascule.

Intentionnellement laissé en blanc

Section 2

Limites

Table des matières

Introduction	2-3
Validité du certificat	2-3
Limites de vitesse	2-4
Marquages de l'indicateur de vitesse	2-5
Limites du groupe moto propulseur	2-6
Moteur	2-6
Hélice	2-7
Marquages des instruments	2-8
Limites générales	2-9
Limites de masse	2-9
Limites de centre de gravité	2-9
Limites d'altitude	2-9
Limites de manoeuvres	2-9
Limites des volets	2-11
Limites de facteur de charge de vol	2-11
Limites de carburant	2-11
Nombre maximum de passagers	2-11
Nombre minimum de membres d'équipage	2-11
Peinture	2-12
Surface des pistes	2-12
Fumer	2-12
Limites des systèmes	2-12
Système de parachute de cellule Cirrus (CAPS)	2-12
Affichage multifonctions	2-12
Système d'alimentation d'oxygène	2-12
Types d'utilisation	2-13
Givrage	2-13
Types de listes d'équipement d'utilisation	2-13
Placards	2-18

Intentionnellement laissé en blanc

Introduction

Les limites incorporées dans cette section du manuel d'utilisation de l'avion sont approuvées par la Federal Aviation Administration américaine.

Cette section fournit les limites d'exploitation, les marquages des instruments et les Plaquettes de base exigés par les réglementations et nécessaires pour assurer une bonne exploitation du SR22 et de ses systèmes et équipements standard. *Consulter la section 9* de ce manuel pour obtenir les limites d'exploitation modifiées pour les avions équipés d'équipement optionnel. Le respect des limites d'exploitation de cette section et de la section 9 est exigé par les règlements de l'aviation fédéraux américains.

Validité du certificat

Le Cirrus SR22 est homologué selon les règlements de l'aviation fédérale américaine (FAR), Part 23 comme documenté par FAA Type Certificate TC A00009CH.

Limites de vitesse

Les vitesses indiquées sur les tableaux suivants sont basées sur la section 5, Etalonnages de vitesse indiquée, en utilisant la source statique normale. Quand la source statique secondaire est utilisée, il faut tenir compte des variations d'étalonnage de vitesse indiquée entre les sources statiques normale et secondaire

Vitesse	KIAS	KCAS	Remarques
V_{NE}	201	204	La vitesse à ne jamais dépasser est la vitesse qui ne peut jamais être dépassée, à n'importe quel moment.
V_{NO}	178	180	La vitesse maximale de croisière est la vitesse qui ne doit pas être dépassée, sauf dans de l'air calme et seulement avec prudence.
V_O 3 400 lb	133	135	La vitesse de manoeuvre d'utilisation est la vitesse maximale à laquelle les commandes peuvent être amenés en fin de course. En dessous de cette limite, l'avion décroche avant d'avoir atteint les charges limites. Au-dessus de cette vitesse, le déplacement en pleine course des commandes peut endommager l'avion.
V_{FE} Volets à 50 % Volets à 100 %	119 104	120 104	La vitesse maximale avec les volets sortis est la vitesse maximale permise avec les volets sortis.
V_{PD}	133	135	La vitesse maximale démontrée d'ouverture du parachute est la vitesse maximale à laquelle l'ouverture du parachute a été démontrée.

Figure 2-1
Limites de vitesse

Marquages de l'indicateur de vitesse

Les marquages de l'indicateur de vitesse sont basés sur la section 5, Etalonnage de vitesse indiquée, en utilisant la source statique normale. Quand la source statique secondaire est utilisée, il faut tenir compte des variations d'étalonnage de vitesse indiquée entre les sources statiques normale et secondaire

Marquage	Valeur (KIAS)	Remarques
Arc blanc	59 à 104	Plage d'utilisation des volets complètement sortis. La limite inférieure est la vitesse de décrochage la plus adverse dans la configuration d'atterrissage. La limite supérieure est la vitesse maximale permmissible avec les volets sortis.
Arc vert	70 à 178	Plage d'utilisation normale. La limite inférieure est la masse de décrochage maximale au point où le centre de gravité est le plus avancé avec les volets rétractés. La limite supérieure est la vitesse de croisière maximale.
Arc jaune	178 à 201	Plage de prudence L'utilisation doit être faite avec prudence et seulement dans de l'air calme.
Ligne rouge	201	Vitesse à ne pas dépasser. Vitesse maximale pour toutes les utilisations.

Figure 2-2
Marquages de l'indicateur de vitesse

Limites du groupe moto propulseur

Moteur

Teledyne Continental IO-550-N

Puissance nominale 310 hp à 2 700 tr/min

Régime maximal..... 2 700 tr/min

Huile

Température d'huile..... 240 °F (115 °C) maximum

Pression d'huile

Minimum..... 10 psi

Maximum..... 100 psi

Huiles approuvées

Rodage du moteur : Pendant les 25 premières heures de fonctionnement ou jusqu'à la stabilisation de la consommation d'huile, utiliser de l'huile minérale conforme à MIL-L-6082. S'il faut ajouter de l'huile moteur à l'huile d'usine, ajouter seulement de l'huile minérale pure conforme à MIL-L-6082.

Après le rodage : Utiliser uniquement de l'huile conforme à la spécification MHS-24 (huile de lubrification dispersante sans cendre) de Teledyne Continental ou MHS-25 (huile de lubrification synthétique). *Consulter la section 8 - Huile de lubrification.* Viscosité de l'huile dans la plage suivante :

Toutes températures15W-50, 20W-50 ou 20W-60

Au-dessous de 40 °F (4 °C) SAE 30

Au-dessus de 40 °F (4 °C) SAE 50

Catégorie de carburantCatégorie aviation 100 LL (bleu) ou 100 (vert)

• Nota •

Consulter les limites générales - Limites de carburant dans cette section pour obtenir les limites d'utilisation concernant le carburant et le stockage de carburant.

Hélice

Hartzell

Type d'hélice..... Régime constant, trois pales
Numéro de modèle..... PHC-J3YF-1RF/F7694
Diamètre..... 78,0 in (76,5 in minimum)
Numéro de modèle..... PHC-J3YF-1RF/F7693DF
Diamètre..... 78,0 in (76,5 in minimum)

ou

McCauley

Type d'hélice..... Régime constant, trois pales
Numéro de modèle..... D3A34C443/78CYA-0
Diamètre..... 78,0 in (76,5 in minimum)

Marquages des instruments

Instrument (Plaque)	Ligne rouge	Arc vert	Arc jaune	Ligne rouge
	Minimum	Normal	Attention	Maximum

Instruments du groupe moteur				
Tachymètre (0 à 3 500 tr/min)	—	500 à 2 700 tr/min	—	2 700 tr/min
Température de la culasse (200 °F à 500 °F)	—	240 à 420 °F	420 à 460 °F	460 °F
Temp. gaz échap. (1 250 à 1 650 °F)	—	÷÷	—	—
Pression d'admission (10 à 30 pouces Hg)	—	15 à 29,5 in Hg	—	—
Débit de carburant (0 à 18 gallons américains/h)	—	10,5 gallons par heure	—	—
Température d'huile (50 à 240 °F)	—	100 à 240 °F	—	240 °F
Pression d'huile (0 à 100 psi)	10 psi (ralenti)	30 à 60 psi	10 à 30 psi (60 à 100 psi)	100 psi (froid)
Quantité de carburant (0 à 90 gallons américains)	0 gal.	—	0 à 14 gallons américains	—

Instruments divers				
Voltmètre (16 à 32 V)	—	24 à 30 V	—	32 V

Figure 2-3
Marquages des instruments

Limites générales

Limites de masse

Masse maximale au décollage 1 542 kg (3 400 lb)

Masse maximale dans la soute à bagages 59 kg (130 lb)

Limites de centre de gravité

Plan de référence 100 pouces en avant de la cloison pare-feu

En avant *Consulter la figure 2-4*

En arrière *Consulter la figure 2-4*

Limites d'altitude

Altitude maximale de décollage 10 000 pieds NMM

Altitude maximale d'exploitation 17 500 pieds NMM

Les règles de vol (FAR Part 91 et FAR Part 135) exigent l'utilisation d'oxygène supplémentaire aux altitudes spécifiées, en dessous de l'altitude maximale d'exploitation. *Consulter les limites du système d'oxygène dans cette section.*

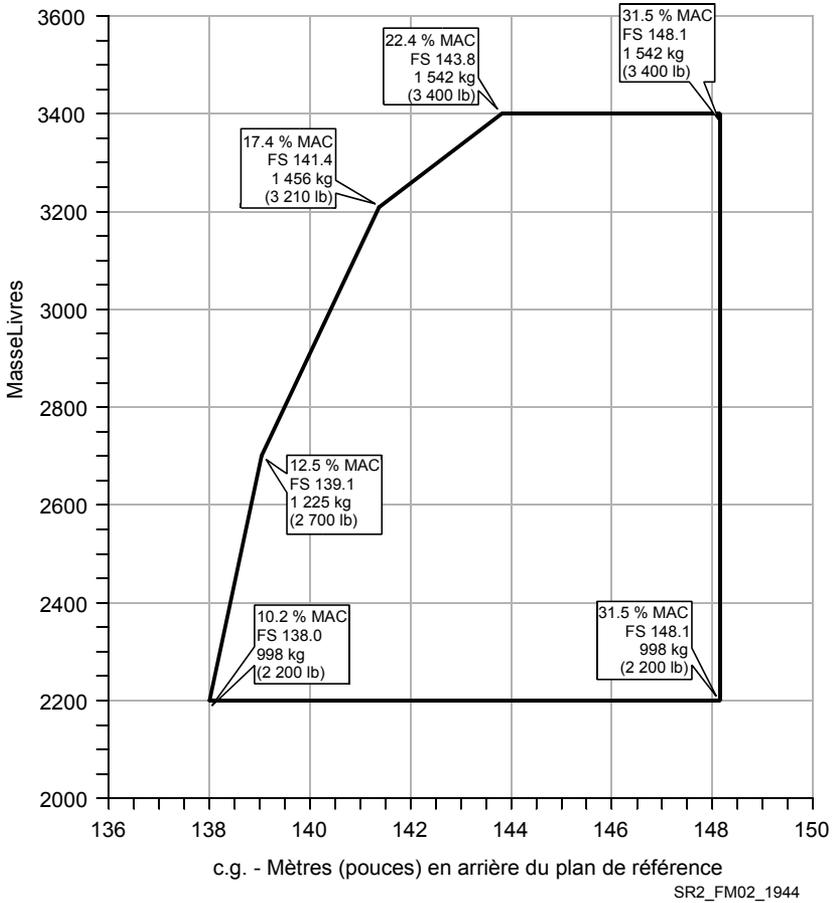
Limites de manoeuvres

Les manoeuvres acrobatiques, y compris les vrilles sont interdites.

• Nota •

Le SR22 n' a pas été homologué pour la sortie de vrille, le système de parachute de cellule de Cirrus (CAPS) doit être déployé si l'avion sort un vol contrôlé. *Consulter la section 3 – Procédures de secours, entrée accidentelle en spirale ou en vrille.*

Cet avion est homologué dans la catégorie normale et n'est pas conçu pour les vols acrobatiques. Seules les opérations associées à un vol normal sont approuvées. Ces opérations comprennent les décrochages normaux, les chandelles, les huit glissés et les virages à un angle d'inclinaison inférieur à 60 %.



LIMITE AVANT - La limite avant est FS 138,0 (10,2 % de corde aérodynamique moyenne ; MAC) à 2 200 lb, avec un effilement en ligne droite jusque FS 139,1 (12,5 % de MAC) à 2 700 lb, jusque FS 141,4,0 (17,4 % de MAC) à 3 210 lb et jusque FS 143,8 (22,4 % de MAC à 3 400 lb.

LIMITE ARRIERE - La limite arrière est FS 148,1 (31,5 % de MAC) à toutes les masses de 2 200 lb à 3 400 lb.

Figure 2-4
c.g. Enveloppe

Limites des volets

Pour les numéros de série 0002 à 0227 inclus, avant la mise en oeuvre du bulletin technique

SB 22-27-02 : l'activation simultanée des volets et des transmissions COM est défendue.

Paramètres approuvés pour le décollage Rétractés (0 %) ou 50 %

Paramètres approuvés pour l'atterrissage Rétractés (0 %), 50 % ou 100 %

Limites de facteur de charge de vol

Volets rétractés (0 %), 3 000 lb.+3,8g, -1,9g

Volets 50 %, 3 000 lb.....+1,9g, -0g

Volets 100 % (sortis), 3 000 lb.....+1,9g, -0g

Limites de carburant

Carburant approuvé.....Catégorie aviation 100 LL (bleu) ou 100 (vert)

Capacité totale 318,0 l (84,0 gallons américains)

Capacité de chaque réservoir de carburant 159,0 l (42,0 gallons américains)

Quantité totale de carburant utilisable (toutes les conditions de vol) 306,6 l (81,0 gallons américains)

Déséquilibre de carburant maximal permis 10,0 U.S. gallons américains (¼ du réservoir)

La pompe auxiliaire BOOST du système de carburant doit être en marche pour le décollage, l'atterrissage et pour le changement de réservoir.

Nombre maximum de passagers

La capacité de cet avion est limitée à quatre personnes (le pilote et trois passagers).

Nombre minimum de membres d'équipage

L'équipage de vol doit comprendre au moins une personne, le pilote.

Peinture

Pour assurer que la température de la structure composite ne dépasse pas 66 °C (150 °F), la surface externe de l'avion doit être couverte de peinture blanche approuvée, sauf aux emplacements de l'immatriculation, des Plaquettes et des décorations mineures. *Consulter le manuel de maintenance de l'avion SR22, chapitre 51, pour obtenir des renseignements spécifiques concernant la peinture.*

Surface des pistes

Cet avion peut atterrir et décoller sur n'importe quelle surface de piste.

Fumer

Il est interdit de fumer dans cet avion.

Limites des systèmes

Système de parachute de cellule Cirrus (Cirrus Airframe Parachute System ; CAPS)

V_{PD} Vitesse maximale d'ouverture démontrée 133 kt

• Nota •

Consulter la section 10 - Sécurité, pour obtenir des renseignements supplémentaires sur le système de CAPS.

Affichage multifonctions

L'affichage multifonctions n'est pas approuvé comme instrument de navigation primaire. Les renseignements affichés sur l'affichage multifonctions ne doivent être utilisés qu'à titre indicatif.

Système d'alimentation d'oxygène

Quand les règles d'utilisation exigent l'utilisation d'oxygène d'appoint, le pilote doit :

- Utiliser un système d'oxygène approuvé par Cirrus, numéro de référence 113772-109 dans la liste du supplément AFM du système d'oxygène.
- Monter la bouteille d'oxygène dans le siège avant droit, comme indiqué dans le supplément AFM indiqué plus haut.

Types d'utilisation

Le SR22 est équipé et approuvé pour les types d'utilisation suivants :

- Règles de vol à vue, jour et nuit.
- Règles de vol au instruments, jour et nuit.

Givrage

Il est interdit de voler quand il est connu que le givrage est possible.

Types de listes d'équipement d'utilisation

La liste suivante donne un sommaire des conditions exigées par la FAR Part 23 pour maintenir la navigabilité pour les types d'utilisation indiqués. L'équipement minimum nécessaire selon les règles d'utilisation est défini dans la FAR Part 91 et la FAR Part 135, selon le cas.

- Nota •

Toutes les références aux types d'opérations aériennes sur les placard de limites d'utilisation sont basées sur l'équipement installé au moment de l'émission du certificat de navigabilité.

Système, instrument, et équipement	Types d'utilisation				Remarques, notes, et exceptions
	VFR jour	VFR nuit	IFR jour	IFR nuit	
Communications					
VHF COM	—	—	1	1	
Alimentation électrique					
Batterie 1	1	1	1	1	
Batterie 2	—	—	1	1	
Alternateur 1	1	1	1	1	
Alternateur 2	—	—	1	1	
Ampèremètre	1	1	1	1	

Système, instrument, et équipement	Types d'utilisation				Remarques, notes, et exceptions	
	VFR jour	VFR nuit	IFR jour	IFR nuit		
Voyant de basse tension	1	1	1	1	Selon besoin	
Voyant d'ALT 1	1	1	1	1		
Voyant d'ALT 2	1	1	1	1		
Disjoncteurs	Selon besoin	Selon besoin	Selon besoin	Selon besoin		
Équipement et accessoires						
Radiobalise de détresse Emetteur	1	1	1	1	Une ceinture de sécurité pour chaque occupant	
Système de ceintures de sécurité	Selon besoin	Selon besoin	Selon besoin	Selon besoin		
Protection contre l'incendie						
Extincteur	1	1	1	1		
Commandes de vol						
Position des volets Voyants	3	3	3	3		
Système de volets	1	1	1	1		
Indicateur de compensateur de profondeur	1	1	1	1		
Système de compensateur de profondeur	1	1	1	1		

Système, instrument, et équipement	Types d'utilisation				Remarques, notes, et exceptions
	VFR jour	VFR nuit	IFR jour	IFR nuit	
* Indicateur de compensateur de direction	1	1	1	1	
* Système de compensateur de direction	1	1	1	1	
* Indicateur et compensateur de direction	1	1	1	1	Il est possible que le système de compensateur et d'indicateur de direction ne fonctionne pas si le volet compensateur est fixé en position aérodynamique, l'indicateur est recouvert d'un placard « Rudder Trim Inop » (volet compensateur non fonctionnel) et le système électrique est désactivé.
Système d'avertisseur de décrochage	1	1	1	1	
Carburant					
Pompe auxiliaire	1	1	1	1	
Jauge de carburant	2	2	2	2	
Sélecteur de réservoir	1	1	1	1	
Protection contre le givre et la pluie					
Système secondaire d'admission d'air du moteur	1	1	1	1	

* si installé

Système, instrument, et équipement	Types d'utilisation				Remarques, notes, et exceptions
	VFR jour	VFR nuit	IFR jour	IFR nuit	
Source secondaire d'air statique	1	1	1	1	
Réchauffeur Pitot	—	—	1	1	
Train d'atterrissage					
Carénages de roues	—	—	—	—	Dépose possible.
Voyants					
Feux anticollision	2	2	2	2	
Lampes d'éclairage d'instruments	—	❖	—	❖	❖ - Doivent être en état de marche.
Feux de navigation	—	4	—	4	
Navigation et statique de Pitot					
Altimètre	1	1	1	1	
Indicateur de vitesse	1	1	1	1	
Variomètre (VSI)	—	—	—	—	
Compas magnétique	1	1	1	1	
Gyroscope d'assiette	—	—	1	1	
Horizon artificiel	—	—	1	1	
Indicateur de virage (gyroscope directionnel)	—	—	1	1	
Horloge	—	—	1	1	
Radionavigation	—	—	1	1	
Système de Pitot	1	1	1	1	
Système statique, normal	1	1	1	1	

Système, instrument, et équipement	Types d'utilisation				Remarques, notes, et exceptions
	VFR jour	VFR nuit	IFR jour	IFR nuit	
Affichage multifonctions	—	—	—	—	
Affichages moteur					
Culasse Thermomètre	—	—	—	—	
Débitmètre de carburant	1	1	1	1	
Pression d'admission Manomètre	1	1	1	1	
Manomètre d'huile	1	1	1	1	
Indicateur de niveau d'huile(jauge à main)	1	1	1	1	
Thermomètre d'huile	1	1	1	1	
Tachymètre	1	1	1	1	
Équipement spécial					
Parachute de cellule Cirrus (CAPS)	1	1	1	1	
Manuel de vol de l'avion	1	1	1	1	Inclus avec le manuel d'utilisation.

Plaquettes

Compartiment moteur, à l'intérieur de l'accès au filtre à huile:

TYPE D'HUILE MOTEUR
AU-DESSUS DE 4°C (40°F) SAE 50 OU 20W50
AU-DESSOUS DE 4°C (40°F) SAE 30, 10W30, 15W50 OU 20W50
CONSULTER LA LISTE DES HUILES APPROUVEES DANS
LE MANUEL D'UTILISATION DE L'AVION

Ailes, à côté des bouchons de remplissage:



Fuselage supérieur, de chaque côté du couvercle de la fusée du système de CAPS:

ATTENTION
FUSEE POUR DEPLOIEMENT DU PARACHUTE, A L'INTERIEUR
RESTER A L'ECART QUAND L'AVION EST OCCUPE

FR_SR22_FM02_1372B

Figure 2-5
Plaquettes (feuille 1 de 7)

*Gouvernes de direction et de profondeur,
des deux côtés:*

NE PAS POUSSER

*Fuselage gauche, sur la trappe
d'alimentation électrique extérieure:*

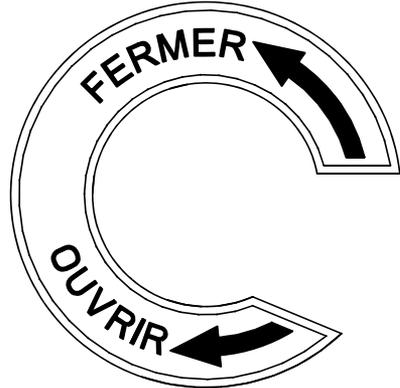
**ALIMENTATION
EXTERIEURE 28 V,
COURANT CONTINU**

**TYPE DE LIQUIDE DE DEGIVRAGE
SE REFERER AU MANUEL DE
VOL POUR LES LIQUIDES
DE DEGIVRAGE APPROUVES**

Portes, au-dessus et au-dessous de verrou:



Serials 0334 & subs w/ Ice Protection.



Serials 0522 thru 0820.

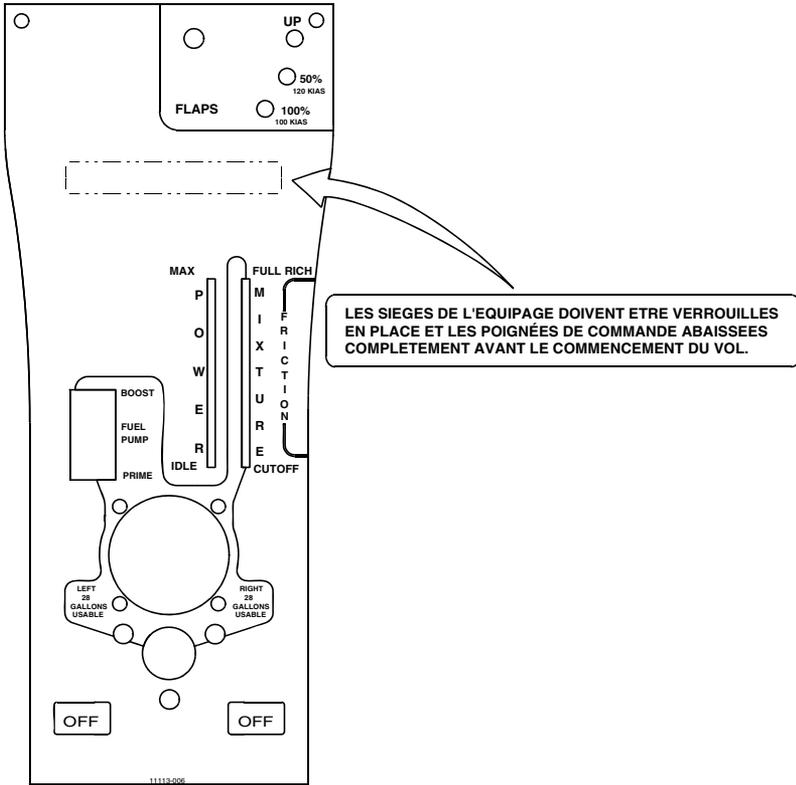
**POUSSER
POUR
OUVRIR**

Serials 0821 & subs.

FR_SR22_FM02_1373A

**Figure 2-5
Plaquettes (feuille 2 de 7)**

Panneau de commande du moteur:



FR_SR22_FM02_1374C

Figure 2-5
Plaquettes (feuille 3 de 7)

Ailes, bord defuite de volet:

**DEFENSE
DE MARCHER**

Fenêtre de porte de cabine, bord inférieur:

SECOURS: BRISER ET ENLEVER LA FENETRE

Panneau d'interrupteur de la traverse, bord gauche:

**THIS AIRCRAFT IS CERTIFIED FOR THE
FOLLOWING FLIGHT OPERATIONS:
DAY - NIGHT - VFR - IFR
(WITH REQUIRED EQUIPMENT)
FLIGHT INTO KNOWN ICING IS PROHIBITED
OPERATE PER AIRPLANE FLIGHT MANUAL**

Numéro de série 1337 et suivants, avec option SRV:

**THIS AIRCRAFT IS CERTIFIED FOR THE
FOLLOWING FLIGHT OPERATIONS:
DAY - NIGHT - VFR
(WITH REQUIRED EQUIPMENT)
FLIGHT INTO KNOWN ICING IS PROHIBITED
OPERATE PER AIRPLANE FLIGHT MANUAL**

Portion supérieure gauche du tableau de bord:

**MANEUVERING
SPEED: Vo 131 KIAS
NORMAL CATEGORY AIRPLANE
NO ACROBATIC MANEUVERS,
INCLUDING SPINS, APPROVED**

FR_SR22_FM02_1375C

**Figure 2-5
Plaquettes (feuille 4 de 7)**

Panneau de traversin, les deux côtés:



Soute à bagages, bord arrière:

**RADIOBALISE DE DETRESSE DERRIERE LA CLOISON
ENLEVER LA MOQUETTE ET LA PANNEAU D'ACCESS**

Porte de la soute à bagages, intérieur:

**CAPACITE MAXI DU PLANCHER DE 60 KG (130 LB)
CAPACITE DES SANGLES DE BAGAGES: 15 KG (35 LBS) MAXIMUM
CONSULTER LES RENSEIGNEMENTS D'ARRIMAGE ET DE MASSE
ET CENTRAGE DES BAGAGES DANS LE MANUEL
DE VOL DE L'AVION**

FR_SR22_FM02_1376C

**Figure 2-5
Plaquettes (feuille 5 de 7)**

Portion supérieure droite du tableau de bord:

**DEFENSE DE FUMER
ATTACHER LES CEINTURES
DE SECURITE
EXTINCTEUR SOUS LE
SIEGE AVANT DU PILOTE**

OU

Au dessus de l'affichage multifonctions (sur une ligne):

DEFENSE DE FUMER EXTINCTEUR SOUS LE SIEGE AVANT DU PILOTE ATTACHER LES CEINTURES DE SECURITE

Fenêtre de cabine, au-dessus de la serrure de la porte:

**SORTIE DE SECOURS
ENLEVER LE MARTEAU DE SECOURS DU
COUVERCLE DE L'ACCOUDOIR CENTRAL. FRAPPER
LE COIN DE LA FENETRE. DONNER UN COUP
DE PIED OU POUSSER VERS L'EXTERIEUR APRES
L'AVOIR BRISEE**

FR_SR22_FM02_1517C

**Figure 2-5
Plaquettes (feuille 6 de 7)**

Couvercle de la poignée de déploiement du système de CAPS,
au-dessus de l'épaule droite du pilote:



Avion numéro de série 0210 et
suivants et avions avant
incorporation du bulletin technique
SB 22-95-03.

FR_SR22_FM02_1437B

Figure 2-5
Plaquettes (feuille 7 de 7)

Section 3

Procédures d'urgence

Table des matières

Introduction	3-3
Vitesses indiquées pour utilisation en situation d'urgence	3-4
Guide de procédures en situation d'urgence	3-5
Préparations avant le vol	3-5
Inspections et entretien avant le vol	3-5
Méthodologie	3-5
Urgences au sol	3-7
Incendie moteur avant le démarrage	3-7
Panne des freins pendant le roulage	3-7
Décollage interrompu	3-7
Arrêt d'urgence du moteur au sol	3-8
Sortie d'urgence au sol	3-8
Urgences en vol	3-9
Panne du moteur au décollage (faible altitude)	3-9
Vol plané maximal	3-10
Panne du moteur en vol	3-11
Rallumage du moteur en vol	3-12
Perte partielle de puissance du moteur	3-13
Pression d'huile basse	3-16
Panne du régulateur d'hélice	3-16
Elimination de la fumée et des vapeurs	3-17
Incendie moteur en vol	3-17
Incendie d'aile en vol	3-18
Incendie de cabine en vol	3-18
Rencontre accidentelle de givrage	3-20
Descente d'urgence	3-20
Rencontre accidentelle de conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC)	3-21
Piqué en spirale accidentel pendant un vol en conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC)	3-21
Ouverture des portes en vol	3-21
Vrilles	3-22
Déploiement du système de CAPS	3-23

Atterrissage d'urgence	3-26
Atterrissage forcé (moteur arrêté)	3-26
Atterrissage sans commande de profondeur	3-27
Atterrissage avec défaillance des freins	3-27
Atterrissage avec un pneu à plat	3-28
Mauvais fonctionnement d'un système	3-30
Panne d'alternateur.....	3-30
Voyant de basse tension LOW VOLTS allumé	3-33
Panne de communications.....	3-33
Défaillance de la tringlerie de commande des gaz	3-34
Mauvais fonctionnement de statique de Pitot	3-35
Panne de compensateur électrique et de pilote automatique	3-36

Introduction

Cette section fournit les procédures traitant les cas d'urgence et les situations anormales pouvant se présenter pendant l'utilisation du SR22. Bien que les cas d'urgence causés par un mauvais fonctionnement de l'avion, des systèmes ou du moteur soient extrêmement rares, il faut considérer et appliquer les directives données dans cette section selon le besoin en cas d'urgence.

• Nota •

Les procédures d'urgence pour les systèmes optionnels se trouvent dans la section 9.

Vitesses indiquées pour utilisation en situation d'urgence

Vitesse de manoeuvre

3 400 lb 133 kt

Meilleur vol plané

3 400 lb 88 kt

..... 2 900 lb 87 kt

Atterrissage d'urgence (moteur arrêté)

Volets rétractés 90 kt

Volets à 50 % 85 noeuds

Volets à 100 % 80 kt

Guide de procédures en situation d'urgence

Bien que cette section fournisse des procédures traitant la majorité des cas d'urgence et conditions de vol anormales qui peuvent se présenter avec SR22, elle n'est pas un substitut pour une connaissance approfondie de l'avion et des techniques générales de vol. Une étude approfondie des renseignements de ce manuel, au sol, aide à se préparer pour les situations d'urgence en vol.

Préparations avant le vol

Il est possible de minimiser ou d'éliminer les urgences en transit causées par des conditions météorologiques, en préparant soigneusement le vol et en utilisant du bon sens en cas de rencontre de mauvaises conditions météorologiques.

Inspections et entretien avant le vol

Les problèmes mécaniques en vol du SR22 sont extrêmement rares si les inspections avant le vol et l'entretien sont faits correctement. Il faut toujours faire une inspection extérieure détaillée avant le vol pour vérifier qu'aucun dommage n'est arrivé pendant le vol précédent ou lorsque l'avion était au sol. Il faut faire spécialement attention aux taches de fuites d'huile ou de carburant pouvant indiquer des problèmes moteur.

Méthodologie

Dans un avion, les urgences sont des événements soudains. C'est pourquoi, il est impossible de présenter toutes les actions qu'un pilote peut accomplir en cas d'urgence. Il est cependant possible d'appliquer quatre actions de base à tous les cas d'urgence. Elles sont :

Maintien de la maîtrise de l'avion — De nombreuses urgences mineures d'avion deviennent une urgence majeure lorsque le pilote ne maintient pas la maîtrise de l'avion. Il faut se souvenir de ne pas paniquer et de ne pas se fixer sur un problème particulier. Une concentration excessive sur un voyant d'alarme pendant une approche aux instruments peut conduire à une attitude inhabituelle induite par le pilote au pire moment possible. Pour éviter cela, même dans un cas d'urgence, il faut piloter, naviguer et communiquer, dans cet ordre. Il ne faut jamais laisser quoi que ce soit interférer à la maîtrise de l'avion. Il ne faut jamais arrêter de piloter.

Analyse de la situation —Après avoir pris l'avion en main, évaluer la situation. Consulter les instruments du moteur. Ecouter le moteur. Déterminer quels symptômes l'avion transmet.

Action appropriée — Dans la majorité des cas, les procédures indiquées dans cette section corrigent le problème de l'avion ou permettent la maîtrise de l'avion. Il faut les suivre et se servir d'un bon jugement.

Atterrir dès que les conditions le permettent — Lorsque l'urgence est maîtrisée, évaluer l'action suivante. Prendre soin de toutes les actions « de vérification » non cruciales de la liste de vérification et amener l'avion au sol. Il faut se souvenir, même si l'avion semble être dans un état sécurisé, il est possible qu'il ne le soit pas.

Urgences au sol

Incendie moteur avant le démarrage

Un incendie pendant le démarrage du moteur peut être causé par l'inflammation du carburant dans le système d'admission de carburant. Dans ce cas, il faut essayer d'aspirer l'incendie dans le moteur en continuant à faire tourner le moteur au démarreur.

1. Richesse COUPER
2. Pompe à carburant..... ARRET
3. Sélecteur de réservoir de carburant..... ARRET
4. Commande des gaz..... VERS L'AVANT
5. Démarreur..... LANCER
6. Si les flammes continuent, exécuter les listes d'*arrêt d'urgence du moteur au sol* et de *sortie d'urgence au sol*.

Panne des freins pendant le roulage

La commande de direction au sol est réalisée par freinage dissymétrique. Cependant, une augmentation des gaz peut permettre d'augmenter la vitesse au sol et le débit d'air sur la gouverne de direction.

1. Commande des gaz..... SELON LE BESOIN
 - Pour arrêter l'avion -REDUIR
 - Si nécessaire pour diriger -AUGMENTER
2. Commande de direction... MAINTENIR AVEC LA GOVERNE DE DIRECTION
3. Pédale(s) de freins POMPER

Décollage interrompu

Utiliser la plus grande portion possible restante de la piste pour arrêter l'avion ou le ralentir suffisamment pour l'arrêter hors piste.

1. Commande des gaz..... RALENTI
2. Freins SELON LE BESOIN

• **Attention** •

Pour obtenir la plus grande puissance de freinage possible, maintenir le manche complètement en arrière et arrêter l'avion avec une application progressive et régulière des freins pour éviter la perte de maîtrise et l'éclatement d'un pneu.

Arrêt d'urgence du moteur au sol

1. Commande des gaz.....RALENTI
2. Pompe à carburant (si utilisée).....ARRET
3. RichesseCOUPEE
4. Sélecteur de réservoir de carburant.....ARRET
5. Commutateur d'allumageARRET
6. Interrupteurs principaux de batterie et d'alternateurARRET

Sortie d'urgence au sol

• **MISE EN GARDE** •

En sortant de l'avion, vérifier qu'il n'y a aucun autre avion, une hélice en rotation ou tout autre danger dans la voie d'évacuation.

1. Moteur..... ARRETE

• **Nota** •

Si le moteur est laissé en marche, serrer le frein de stationnement avant d'évacuer l'avion.

2. Ceintures de sécurité RELACHEES
3. Avion EVACUE

• **Nota** •

S'il n'est pas possible d'ouvrir les portes, briser une fenêtre avec le marteau de secours qui se trouve entre les sièges avant, et passer dans l'ouverture.

Urgences en vol

Panne du moteur au décollage (faible altitude)

Si le moteur tombe en panne immédiatement après le décollage, interrompre le décollage sur la piste si possible. Si l'altitude ne permet pas de s'arrêter sur la piste, mais n'est pas suffisante pour relancer le moteur, abaisser le nez pour maintenir la vitesse indiquée et établir une altitude de vol plané. Dans la majorité des cas, l'atterrissage doit être fait tout droit, en ne virant que pour éviter un obstacle. Après avoir établi un vol plané pour l'atterrissage, exécuter autant de points de la liste de vérifications que le temps permet.

• MISE EN GARDE •

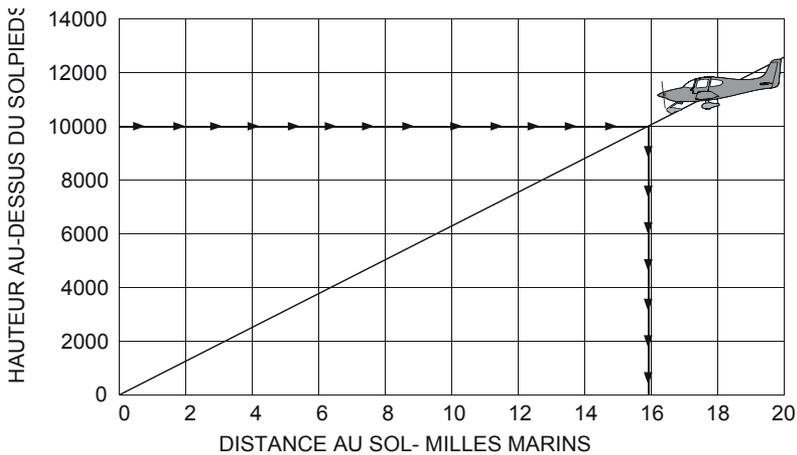
En cas de tentative de retour à la piste, il faut faire très attention de ne pas mettre l'avion en décrochage.

1. Meilleure vitesse de vol plané ou d'atterrissage
(selon le cas) ETABLIE
2. Richesse COUPEE
3. Sélecteur de réservoir de carburant..... ARRET
4. Commutateur d'allumage ARRET
5. Volets SELON LE BESOIN
Si le temps le permet :
6. Commande des gaz RALENTI
7. Pompe à carburant..... ARRET
8. Interrupteurs principaux de batterie et d'alternateur ARRET
9. Ceintures de sécurité VERIFIER QU'ELLES SONT ENCLENCHÉES

Vol plané maximal

Conditions		Exemple	
Commande des gaz	ARRET	Altitude	10 000 pieds au-dessus du sol
Hélice	En moulinet	Vitesse indiquée	Meilleur vol plané
Volets	0% (RETRACTES)	<hr/>	
Vent	Zéro	Distance de vol plané	15,8 milles marins

Meilleure vitesse de vol plané
 3 400 lb 88 kt
Taux de vol plané maximal Environ 9,6 à 1



SR2_FM03_1391

Figure 3-1
Vol plané maximal

Panne du moteur en vol

Si le moteur tombe en panne en altitude, ajuster l'assiette de tangage selon le besoin pour établir la meilleure vitesse de vol plané. Tout en maintenant un vol plané vers une zone d'atterrissage appropriée, essayer d'identifier la cause de la panne et de la corriger.

• MISE EN GARDE •

Si la panne de moteur est accompagnée de vapeurs d'essence dans le poste de pilotage ou s'il y a raison de soupçonner des dommages internes du moteur, amener la commande de richesse à la position ARRET et ne pas essayer de redémarrer le moteur.

1. Meilleure vitesse de vol plané..... ETABLIR

• Nota •

Avec un moteur grippé ou en panne, la distance de vol plané de l'avion est supérieure à la distance de vol plané avec le moteur au ralenti, comme rencontré pendant la formation.

Si l'hélice est en moulinet, il est possible d'augmenter légèrement la distance de vol plané en mettant la commande des gaz au ralenti et en augmentant la vitesse indiquée 5 à 10 kt.

2. Richesse RICHESSE MAXIMALE
3. Sélecteur de réservoir de carburant.. CHANGER DE RESERVOIR
4. Pompe à carburant..... AUXILIAIRE
5. Admission d'air secondaire MARCHE
6. Commutateur d'allumage VERIFIER LES DEUX
7. Si le moteur ne démarre pas, passer à la liste de vérification de *Redémarrage en vol* ou d'*Atterrissage forcé*, selon le cas.

Rallumage du moteur en vol

La procédure suivante est applicable aux causes les plus fréquentes de perte de moteur. Changer de réservoir et mettre la pompe à carburant en marche améliore le démarrage si la panne était causée par de la contamination du carburant. Appauvrir le mélange et l'enrichir lentement peut corriger un mauvais réglage de richesse.

• Nota •

Il est possible de faire un rallumage en vol pendant un vol à 1 g, tant que l'avion reste dans son enveloppe de fonctionnement normal.

1. Interrupteurs principaux de batterie MARCHE
2. Commande des gaz OUVERTE A MOITIE
3. Richesse RICHE
4. Sélecteur de réservoir de carburant.. CHANGER DE RESERVOIR
5. Commutateur d'allumage LES DEUX
6. Pompe à carburant..... AUXILIAIRE
7. Admission d'air secondaire MARCHE
8. Interrupteurs principaux d'alternateur ARRET
9. Démarreur (hélice pas en moulinet) ENGAGE
10. Commande des gaz AUGMENTER lentement
11. Interrupteurs principaux d'alternateur MARCHE
12. Si le moteur ne démarre pas, exécuter la liste de vérifications d'*atterrissage forcé*.

Perte partielle de puissance du moteur

Les indications de perte partielle de puissance comprennent les fluctuations de régime, une pression d'admission réduite ou variable, une température d'huile élevée et un bruit irrégulier ou un comportement anormal du moteur. Une légère irrégularité du moteur en vol peut être causée par l'encrassement d'une ou de plusieurs bougies. Une irrégularité ou des ratés soudains du moteur sont normalement une preuve de mauvais fonctionnement d'une magnéto.

• Nota •

Une pression huile faible peut être le signe d'une panne de moteur imminente ÷ *Consulter la procédure pour basse pression d'huile* dans cette section afin d'obtenir la procédure spéciale pour basse pression d'huile.

• Nota •

Une hélice endommagée ou (déséquilibrée) peut causer un fonctionnement extrêmement irrégulier. S'il y a raison de croire que l'hélice est déséquilibrée, arrêter immédiatement le moteur et exécuter la procédure d'atterrissage forcé.

Si une panne partielle du moteur permet de maintenir un vol horizontal, atterrir à un terrain d'aviation approprié dès que les conditions le permettent. Si les conditions ne permettent pas un vol horizontal en sécurité, utiliser la puissance partielle selon le besoin pour établir une approche d'atterrissage forcé sur un terrain d'atterrissage approprié. Dans tous les cas, il faut être préparé pour une panne complète du moteur.

Si la perte de puissance est causée par une fuite de carburant dans le système d'injection, le carburant projeté sur le moteur peut être refroidi par le souffle de l'air, ce qui peut éviter un incendie en altitude. Cependant, alors que la commande des gaz est reculée pendant la descente et l'approche pour l'atterrissage, il est possible que le refroidissement par l'air ne soit pas suffisant pour empêcher un incendie du moteur.

• **MISE EN GARDE** •

S'il y a une forte odeur de carburant dans le poste de pilotage, il faut se diriger vers le terrain d'atterrissage approprié le plus

proche. Faire une approche d'atterrissage forcé et couper l'alimentation de carburant du moteur après avoir établi les conditions pour un atterrissage en sécurité.

La procédure suivante fournit un guide pour isoler et corriger certaines situations procurant à un régime moteur irrégulier ou une perte partielle de puissance. *(Suite à la page suivante)*

1. Pompe à carburant..... AUXILIAIRE

La sélection d'AUXILIAIRE peut éliminer le problème en cas de présence de vapeurs de carburant dans les conduites d'injection ou de défaillance partielle de la pompe à carburant entraînée par le moteur. La pompe électrique ne fournit pas une pression de carburant suffisante pour alimenter le moteur en cas de défaillance complète de la pompe à carburant entraînée par le moteur.

2. Sélecteur de réservoir de carburant..CHANGER DE RESERVOIR

Sélectionner l'autre réservoir de carburant peut résoudre le problème en cas de panne d'alimentation de carburant ou de présence de contamination dans un des réservoirs.

3. Richesse . VERIFIER qu'elle est appropriée pour les conditions de vol

4. Commande des gaz..... ACTIONNEE

Actionner la manette des gaz dans toute la plage selon le besoin pour obtenir un fonctionnement régulier et la puissance nécessaire.

5. Admission d'air secondaire MARCHE

Une perte graduelle de la pression d'admission et l'irrégularité possible du moteur peuvent être causées par la formation de glace dans l'admission. L'ouverture de l'admission d'air secondaire du moteur fournit de l'air permettant le fonctionnement du moteur si la source normale est bloquée ou si le filtre à air est recouvert de glace.

6. Sélecteur d'allumage LES DEUX, à gauche et ensuite à droite

En passant momentanément de BOTH (les deux) à gauche (L), puis à droite (R) peut aider à identifier le problème. Une perte de puissance importante en mode d'allumage unique indique un problème de magnéto ou de bougie. Appauvrir la richesse à la valeur recommandée pour la croisière. Si le régime moteur ne devient pas plus régulier après quelques minutes, essayer d'enrichir le mélange. Ramener le commutateur d'allumage à la position BOTH (les deux) à moins qu'une irrégularité extrême indique qu'il faut utiliser une seule magnéto.

7. Atterrir dès que possible.

Pression d'huile basse

Si la basse pression d'huile est accompagnée d'une augmentation de la température d'huile, le moteur a probablement perdu une quantité d'huile importante et une défaillance du moteur peut être imminente. Amener immédiatement le moteur au ralenti et sélectionner un terrain approprié pour effectuer un atterrissage forcé.

• MISE EN GARDE •

L'utilisation prolongée d'une puissance élevée après la perte de la pression d'huile conduit à des dommages mécaniques du moteur et une défaillance totale du moteur, qui peut être catastrophique.

• Nota •

Après une perte de pression d'huile, il ne faut utiliser la puissance maximale qu'en cas de vol près du sol et seulement pendant la durée nécessaire pour regagner de l'altitude afin de pouvoir faire un atterrissage en sécurité ou analyser la cause de l'indication de basse pression d'huile et confirmer que la pression d'huile est perdue.

Si la basse pression d'huile est accompagnée d'une température d'huile normale, il est possible qu'il y ait un mauvais fonctionnement du pressostat d'huile, du manomètre ou du clapet de sécurité. Dans tous les cas, atterrir dès que possible et déterminer la cause.

1. Commande des gaz.....MINIMUM NECESSAIRE
2. Atterrir dès que possible.

Panne du régulateur d'hélice

Si le régime ne répond pas au déplacement de la commande des gaz ou en cas de surrégime, la cause la plus probable est un régulateur défectueux ou un mauvais fonctionnement du système d'huile. Si le déplacement de la manette des gaz est difficile ou irrégulier, il faut soupçonner une défaillance de la tringlerie et exécuter la liste de vérification de *Défaillance de la tringlerie de la commande des gaz*.

Le régime de l'hélice n'augmente pas

1. Pression d'huile.....VERIFIEE
2. Atterrir dès que possible.

Surrégime ou pas de réduction du régime de l'hélice

1. Commande des gaz.. REGLER (pour maintenir le régime dans les limites)
2. Vitesse indiquée REDUIR à 90 kt
3. Atterrir dès que possible.

Elimination de la fumée et des vapeurs

En cas de détection de fumée ou de vapeurs dans la cabine, vérifier les instruments du moteur pour déterminer s'il y a un mauvais fonctionnement quelconque. En cas de fuite de carburant, l'activation des éléments électriques peut causer un incendie. S'il y a une forte odeur de carburant dans le poste de pilotage, il faut se diriger vers le terrain d'atterrissage approprié le plus proche. Faire une approche d'*atterrissage forcé* et couper l'alimentation de carburant du moteur après avoir établi les conditions pour permettre un atterrissage en sécurité.

1. Chauffage ARRET
2. Bouches d'airOUVRIR, FROID MAXIMUM
3. Préparer pour un atterrissage dès que possible.

Débit d'air insuffisant pour éliminer la fumée ou les vapeurs de la cabine

4. Portes de la cabine DEVERROUILLEE

Incendie moteur en vol

En cas d'incendie du moteur en vol, ne pas essayer de redémarrer le moteur.

1. Richesse COUPEE
2. Pompe à carburant..... ARRET
3. Commande des gaz..... RALENTI
4. Sélecteur de réservoir de carburant..... ARRET
5. Sélecteur d'allumage ARRET
6. Exécuter la liste de vérifications d'*atterrissage forcé*.

Incendie d'aile en vol

1. Interrupteur de réchauffage PitotARRET
2. Interrupteur de feux de navigationARRET
3. Interrupteur de feux stroboscopiques.....ARRET
4. Si possible, faire une glissade pour maintenir les flammes à l'écart du réservoir de carburant et de la cabine.

• Nota •

La mise de l'avion en descente peut éteindre l'incendie.
Pendant le piqué, ne pas dépasser la vitesse V_{NE} .

5. Atterrir dès que possible.

Incendie de cabine en vol

Si la cause de cet incendie est évidente et facilement accessible, utiliser un extincteur pour éteindre les flammes et atterrir dès que possible. Ouvrir les bouches d'air peut alimenter l'incendie, mais il peut être nécessaire de faire sortir la fumée ou le produit d'extinction de la cabine pour éviter que le pilote et les occupants ne respirent la fumée. Si la cause de l'incendie n'est pas évidente ou si elle n'est pas facilement accessible, appliquer la procédure suivante.

• MISE EN GARDE •

Numéro de série 0435 et suivants, avec configuration à écran de vol principal (PFD) : Si l'avion est dans des conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC), mettre sur l'arrêt les interrupteurs de ALT 1, ALT 2 et BAT 1. Le courant de la batterie 2 maintient la fonctionnalité de l'écran de vol principal pendant environ 30 minutes.

1. Interrupteurs principaux de batterie et d'alternateur ARRET, SELON BESOIN

• Nota •

Le moteur continue à fonctionner. Cependant, aucune alimentation électrique n'est disponible.

2. Chauffage.....ARRET
3. Bouches d'air FERMEES
4. Extincteur ACTIVE

• **MISE EN GARDE** •

Le halon utilisé dans l'extincteur peut être un gaz toxique, spécialement dans un espace clos. Après avoir éteint l'incendie, ouvrir les bouches d'air et déverrouiller les portes (si nécessaire) pour aérer la cabine.

5. Quand l'incendie est éteint, bouches d'air OUVRIR, FROID MAXIMUM
6. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique ARRET
7. Tous les autres interrupteurs ARRET
8. Atterrir dès que possible.

Si la mise sur l'arrêt des interrupteurs principaux n'élimine pas la source de l'incendie ou des vapeurs, et si l'avion est en vol de nuit, en conditions de vol aux instruments ou par mauvais temps :

• **MISE EN GARDE** •

Si l'avion est en vol à vue de jour et si la position des interrupteurs principaux arrêt n'élimine pas l'incendie, laisser les interrupteurs principaux sur arrêt. Ne pas essayer d'isoler la source de l'incendie en vérifiant chaque élément électrique individuellement.

9. Interrupteurs principaux de batterie et d'alternateur MARCHE
10. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique MARCHE
11. Activer les systèmes nécessaires, un à la fois. Attendre plusieurs secondes après l'activation de chaque système pour isoler le système qui ne fonctionne pas correctement. Continuer le vol jusqu'au terrain d'atterrissage le plus proche, avec le système défectueux sur arrêt. Activer le nombre minimum d'équipements nécessaires pour effectuer un atterrissage en sécurité.

Rencontre accidentelle de givrage

Il est interdit de voler en condition de givrage connue. Cependant, si du givrage est rencontré par accident :

1. Réchauffage Pitot..... MARCHÉ
2. Sortir de la situation causant le givrage. Faire demi-tour ou changer d'altitude.
3. Chauffage de la cabine MAXIMUM
4. Dégivrage du pare-brise COMPLETEMENT OUVERT
5. Admission d'air secondaire MARCHÉ

Descente d'urgence

1. Commande des gaz.....RALENTI
2. Richesse Selon besoin

• Nota •

Si des turbulences sont prévues, ne pas dépasser une vitesse indiquée supérieure à la vitesse V_{NO} (178 kt)

3. Vitesse indiquée..... V_{NE} (201 kt)

Rencontre accidentelle de conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC)

En cas de rencontre de conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC), un pilote qui n'est pas complètement compétent pour un vol aux instruments doit se fier au pilote automatique pour exécuter un demi-tour afin de sortir de ces conditions. Il faut prendre une action immédiate pour faire demi-tour en suivant la procédure suivante :

1. Commandes de l'avion .. Etablir un vol en ligne droite et horizontal
2. Pilote automatique Engager pour maintenir le cap et l'altitude
3. Cap Régler pour initier un virage de 180°

Piqué en spirale accidentel pendant un vol en conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC)

1. Commande des gaz..... RALENTI
2. Arrêter le piqué en spirale en utilisant des commandes coordonnées d'aileron et de gouverne de direction tout en consultant l'altimètre et l'indicateur de virage pour mettre les ailes horizontales.
3. Appliquer avec prudence de la contre-pression sur la gouverne de profondeur pour amener l'avion en position de vol horizontal.
4. Faire les réglages pour maintenir un vol horizontal.
5. Régler la puissance selon le besoin.
6. Utiliser le pilote automatique s'il est fonctionnel, autrement ne pas toucher le manche, utiliser la gouverne de direction pour maintenir un cap constant.
7. Sortir dès que possible des conditions météorologiques de vol aux instruments.

Ouverture des portes en vol

En vol, les portes du SR22 restent ouvertes entre 1 et 3 pouces quand elle ne sont pas verrouillées. En cas de découverte de cette situation pendant le roulage de décollage, interrompre le décollage si c'est possible. Si l'avion est déjà en vol :

1. Vitesse indiquéeREDUIRE LA VITESSE ENTRE 80 ET 90 kt
2. Atterrir dès que possible.

Vrilles

Le SR22 n'est pas approuvé pour les vrilles et n'a pas été soumis à des essais ni homologué pour des caractéristiques de sortie de vrille. La seule méthode approuvée et démontrée de sortir d'une vrille est d'activer le système de parachute de cellule de Cirrus (CAPS) (consulter *Déploiement du système de CAPS*, dans cette section). C'est pourquoi, si l'avion « sort du vol contrôlé », il faut déployer le système de CAPS.

Bien que les caractéristiques de décrochage du SR22 rendent extrêmement improbable l'entrée accidentelle en vrille, une telle entrée est possible. Il est possible d'éviter l'entrée en vrille en utilisant des bonnes pratiques de vol : utilisation coordonnée des commandes de vol, d'une vitesse indiquée appropriée selon les recommandations de ce manuel et ne jamais utiliser les commandes de vol avec des actions brusques à proximité du décrochage (consulter *Décrochages*, section 4).

Si, au moment du décrochage, les commandes sont mal placées ou des actions brusques accélérées sont imposées à la gouverne de profondeur, la gouverne de direction ou les ailerons, il est possible de sentir une descente abrupte de l'aile et d'entrer dans une spirale ou une vrille. Dans certains cas, il peut être difficile de déterminer si l'avion est entré dans une spirale ou un commencement d'une vrille.

• MISE EN GARDE •

Dans tous les cas, si l'avion entre dans une attitude anormale dont il n'est pas escompté d'en sortir avant impact au sol, il faut déployer *immédiatement* le système de CAPS.

La perte d'altitude minimale démontrée pour un déploiement du système de CAPS après une vrille d'un tour est de 920 pieds. L'activation à une altitude plus élevée procure une meilleure marge de sécurité pour le rétablissement après l'ouverture du parachute. Il ne faut pas perdre de temps et de l'altitude à essayer de sortir d'une spirale ou d'une vrille avant d'activer le système de CAPS.

Entrée accidentelle dans une vrille

1. CAPS Activé

Déploiement du système de CAPS

Le système de parachute de cellule de Cirrus (CAPS) doit être activé en cas d'urgence constituant un danger de mort, quand il est jugé que le déploiement du CAPS est plus sûr que de continuer le vol et d'atterrir.

• MISE EN GARDE •

Après le déploiement du système de CAPS, il faut s'attendre à la perte de la cellule et, en fonction de facteurs externes défavorables tels que déploiement à vitesse élevée, à basse altitude, sur terrain accidenté ou par vent fort, à des blessures graves ou le décès des occupants. C'est pourquoi, le système de CAPS ne doit être activé que si aucun autre moyen de traiter l'urgence ne peut éviter des blessures graves des occupants.

• Attention •

L'impact escompté d'un déploiement complètement stabilisé est équivalent à une chute d'une hauteur d'environ 13 pieds.

• Nota •

Plusieurs scénarios possibles où l'activation du système de CAPS serait approprié sont discutés à la section 10, Sécurité, de ce manuel. Ils comprennent :

- Collisions en vol
- Défaillance structurale
- Perte de contrôle
- Atterrissage sur un terrain accidenté
- Incapacité soudaine du pilote

Tous les pilotes doivent soigneusement étudier les consignes sur l'activation et le déploiement du système de CAPS dans la section 10 avant de piloter l'avion.

Après avoir pris la décision de déployer le système de CAPS, il faut suivre la procédure suivante :

1. Vitesse indiquée.....**AUSSI BASSE QUE POSSIBLE**
La vitesse de déploiement maximale démontrée est de 133 kt. La réduction de la vitesse permet de réduire la charge sur le parachute et d'éviter une surcharge structurale et peut-être la défaillance du parachute.
2. Richesse (si le temps et l'altitude permettent) **COUPER**
Généralement, un avion en détresse offre plus de sécurité pour ses occupants si son moteur n'est pas en marche.
3. Couvercle de la poignée d'activation..... **ENLEVER**
Le couvercle est équipé d'une poignée sur son bord avant. Abaisser le couvercle pour exposer la poignée en forme de T.
4. Poignée d'activation (à deux mains) **ABAISSER TOUT DROIT**
Sortir la poignée d'activation de son support. Prendre fermement la poignée à deux mains et tirer tout droit vers le bas, d'un mouvement fort, régulier et continu. Maintenir une force maximale jusqu'à l'activation de la fusée. Il peut être nécessaire d'appliquer une force de l'ordre de 45 livres. Il faut s'attendre à une déformation du support du boîtier de la poignée.

• MISE EN GARDE •

Tirer rapidement sur la poignée d'activation ou par a-coups augmente de façon appréciable la force nécessaire pour activer la fusée. L'utilisation d'un mouvement ferme et régulier, comme pour une barre de traction, améliore la bonne activation du système.

Après le déploiement

5. Richesse **VERIFIEE, COUPEE**
6. Sélecteur de réservoir de carburant.....**ARRET**
L'arrêt de l'alimentation de carburant réduit le risque d'incendie au moment de l'impact au sol.
7. Interrupteurs principaux de batterie et d'alternateur**ARRET**
8. Commutateur d'allumage**ARRET**

9. Pompe à carburant..... ARRET
10. Radiobalise de détresse MARCHÉ
11. Ceintures et harnais de sécurité SERRES

Tous les occupants doivent serrer fermement leur ceinture et harnais de sécurité.

12. Objets libres RANGES

Si le temps le permet, tous les objets libres doivent être rangés et maintenus pour éviter des blessures occasionnées par des objets projetés en l'air dans la cabine au moment du contact au sol.

13. Prendre la position d'atterrissage d'urgence.

Pour prendre la position d'atterrissage d'urgence, croiser les bras sur la poitrine, prendre fermement en main le baudrier de sécurité et maintenir le torse vertical.

14. Quand l'avion s'est arrêté complètement, l'évacuer rapidement et se déplacer en amont du vent.

Alors que les occupants sortent de l'avion, le poids plus faible peut permettre au vent de traîner l'avion. En raison de l'impact, les portes peuvent se coincer. S'il n'est pas possible d'ouvrir les portes, briser une fenêtre avec le marteau de secours qui se trouve entre les sièges avant, et passer dans l'ouverture.

Atterrissage d'urgence

Atterrissage forcé (moteur arrêté)

Si toutes les tentatives de démarrage du moteur ne produisent aucun résultat et si un atterrissage forcé est imminent, choisir un terrain approprié et se préparer pour l'atterrissage.

Choisir un terrain dès que possible de manière à avoir le maximum de temps pour préparer et exécuter l'atterrissage forcé. Pour faire un atterrissage forcé sur un terrain non préparé, sortir complètement les volets si possible. Atterrir sur le train d'atterrissage principal et maintenir la roue avant en l'air aussi longtemps que possible.

Si la puissance du moteur est disponible, avant de faire un atterrissage en dehors d'un aéroport, survoler les environs à une altitude basse et non dangereuse pour inspecter le terrain et déterminer qu'il n'y a pas d'obstruction et que la surface est acceptable.

• Nota •

Sortir les volets complètement (100 %) pour réduire la distance de vol plané. Il ne faut sortir les volets qu'après avoir déterminé que l'atterrissage est assuré.

En cas d'atterrissage forcé, éviter un arrondi d'atterrissage car il est difficile de juger la hauteur au-dessus de l'eau.

1. Meilleure vitesse de vol plané ETABLIE

(Suite à la page suivante)

2. Radio Transmettre (121,5 MHz) MAYDAY
en donnant la position et les intentions.
3. Transpondeur SQUAWK 7700
4. En dehors d'un aéroport, radiobalise de détresse ACTIVEE
5. Commande des gaz RALENTI
6. Richesse COUPEE
7. Sélecteur de réservoir de carburant ARRET
8. Commutateur d'allumage ARRET

- 9. Pompe à carburant..... ARRET
- 10. Volets (quand l'atterrissage est assuré)..... 100 %
- 11. Interrupteurs principaux ARRET
- 12. Ceinture(s) de sécurité ATTACHEES

Atterrissage sans commande de profondeur

La cartouche à ressort de compensateur de tangage est montée directement sous la commande de profondeur et fournit un moyen de secours pour régler le système de commande de profondeur primaire. Régler le compensateur de profondeur pour une approche d'atterrissage à 80 kt. Ensuite, attendre après l'arrondi d'atterrissage pour changer le compensateur. Pendant l'arrondi, le moment de nez abaissé résultant d'une réduction de puissance peut causer un contact de la roue avant de l'avion avec le sol. Pour éviter cela, déplacer le bouton de compensateur à la position complètement cabrée pendant l'arrondi et ajuster la puissance pour faire un atterrissage doux. Au touché, amener la commande des gaz au ralenti.

- 1. Volets REGLES A 50 %
- 2. Compensateur REGLE A 80 kt
- 3. Commande des gaz..... SELON LE BESOIN POUR L'ANGLE DE DESCENTE

Atterrissage avec défaillance des freins

Un frein ne fonctionne pas

- 1. Atterrir sur le côté de la piste correspondant au frein qui ne fonctionne pas.
- 2. Maintenir la maîtrise de la direction avec la gouverne de direction et le frein fonctionnel.

Aucun frein ne fonctionne

1. Se diriger vers la piste la plus longue et la plus large, avec le vent debout le plus direct.
2. Atterrir sur le côté sous le vent de la piste.
3. Utiliser la gouverne de direction pour éviter les obstacles.

• Nota •

L'efficacité de la gouverne de direction diminue avec la réduction de la vitesse.

4. Exécuter la liste de vérification *Arrêt d'urgence du moteur au sol*.

Atterrissage avec un pneu à plat

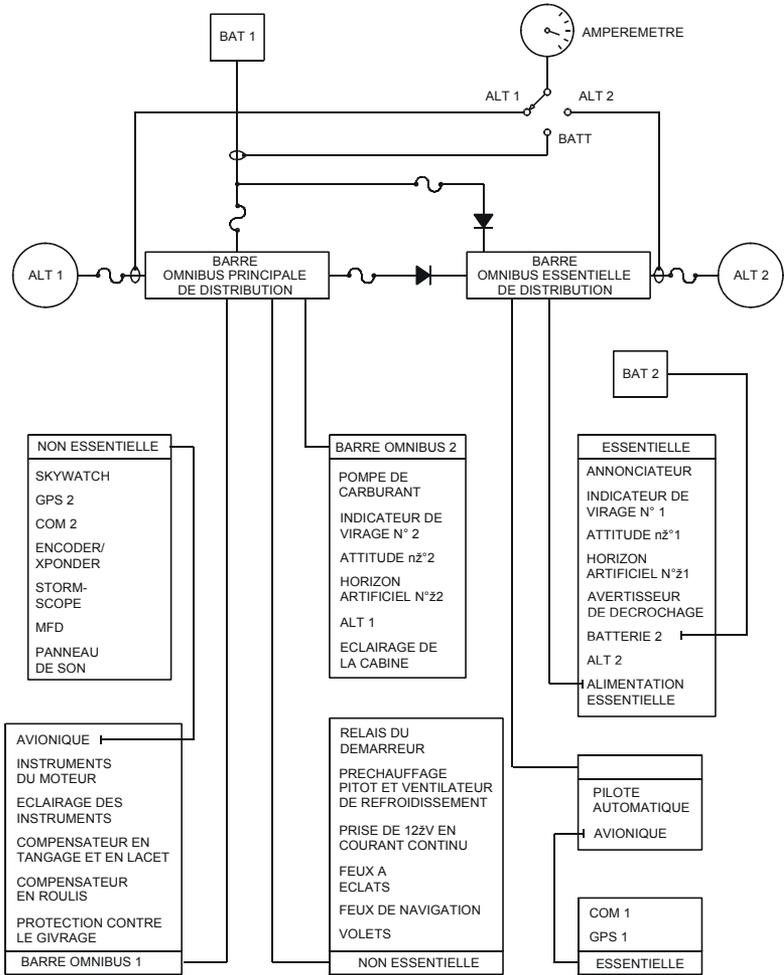
En cas de pneu à plat ou de séparation de la bande de roulement au décollage et s'il n'est pas possible d'interrompre le décollage, atterrir dès que les conditions le permettent.

Train d'atterrissage principal

1. Atterrir sur le côté de la piste correspondant au pneu en bon état.
2. Maintenir la maîtrise de direction avec les freins et la gouverne de direction.
3. Ne pas faire de roulage. Arrêter l'avion et arrêter le moteur normalement.

Train d'atterrissage avant

1. Atterrir au centre de la piste.
2. Maintenir la roue avant en l'air aussi longtemps que possible.
3. Ne pas faire de roulage. Arrêter l'avion et arrêter le moteur normalement.



SR2_FM03_1453A

Figure 3-2

Alimentation et distribution électrique (simplifiée)

P/N 13772-001

Publication Initiale

Mauvais fonctionnement d'un système

Panne d'alternateur

L'allumage continu d'un des voyant de ALT dans le panneau annonceur indique une défaillance de l'alternateur correspondant. La cause la plus probable d'une panne d'alternateur est un problème de branchement, un mauvais fonctionnement de l'alternateur ou un mauvais fonctionnement du régulateur de tension. Habituellement, un mauvais fonctionnement du système électrique est accompagné d'une intensité de courant de charge ou de décharge très élevée.

• Attention •

Les alternateurs de cet avion sont des alternateurs à auto-excitation. Une batterie doit être connectée pour que ces alternateurs s'exitent ; cependant, une fois excités, les alternateurs génèrent leur propre champ inducteur pour continuer à fonctionner en cas de défaillance de la batterie. Pour assurer qu'il y a du courant pour redémarrer l'alternateur en cas de défaillance de l'alternateur, il faut couper les batteries en vol.

Un voyant ALT 1 clignotant indique une intensité de courant de charge excessive. Ceci a lieu avec une batterie BAT 1 très déchargée et un charge d'équipement élevée. Puisque les charges sur l'alternateur ALT 2 sont beaucoup plus basses, il est peu probable que le voyant ALT 2 clignote, même avec une batterie BAT 2 très déchargée.

La figure 3-2 montre le système de distribution électrique. Les charges individuelles de chaque barre omnibus du panneau de disjoncteurs sont montrées dans le même ordre que sur le panneau. Il faut noter que les appareils des barres omnibus essentielles du panneau de disjoncteurs sont alimentées par ALT 1, ALT 2, BAT 1 et BAT 2. Les barres omnibus principales et les barres omnibus non essentielles du panneau de disjoncteurs sont alimentées uniquement par ALT 1 et BAT 1.

Voyant ALT 1 allumé

L'allumage continu indique une défaillance de ALT 1. Essayer de remettre l'alternateur en ligne. S'il n'est pas possible de remettre l'alternateur en ligne, réduire les charges et utiliser la barre omnibus principale ou les charges non essentielles seulement selon le besoin en fonction des conditions du vol.

1. Interrupteur principal de ALT 1 ARRET
2. Disjoncteur d'alternateur 1 VERFIE et RENGAGE
3. Interrupteur principal de ALT 1 MARCHÉ

Pas possible de rengager l'alternateur

4. Réduire les charges sur la barre omnibus principale 1, la barre omnibus principale 2 et les barres omnibus non essentielles. Surveiller la tension.
5. Interrupteur principal de ALT 1 ARRET
6. Atterrir dès que possible.

Voyant ALT 1 clignotant

La cause la plus probable est une batterie extrêmement déchargée accompagnée de charges électriques importantes. Dans ce cas, réduire les charges sur les barres omnibus principales et non essentielles et surveiller l'intensité jusqu'à ce que l'intensité du courant de charge revienne dans les limites normales. Il est alors possible d'ajouter des charges selon le besoin.

1. Interrupteur d'ampèremètre BATT
2. Si l'intensité du courant de charge est supérieure à 30 A, réduire la charge sur la barre omnibus principale 1, la barre omnibus principale 2 et les barres omnibus non essentielles.
3. Surveiller l'ampèremètre jusqu'à ce que l'intensité du courant de charge de la batterie soit inférieur à 15 A.
4. Quand l'intensité du courant de charge de la batterie est dans les limites normales, ajouter des charges selon le besoin pour les conditions du vol.

Voyant ALT 2 allumé

Sauf en fonctionnement à bas régime, le voyant allumé indique une défaillance de ALT 2. S'il n'est pas possible de remettre l'alternateur en ligne, les charges des barres omnibus essentielles sont alimentées par ALT 1, BAT 1 et BAT 2.

• Nota •

Le voyant ALT 2 est allumé et l'alternateur n'est pas en ligne à un régime inférieur à 1 7000-2 200 tr/min.

1. Interrupteur principal de ALT 2.....ARRET
2. Disjoncteur de l'alternateur 2VERFIER et RENGAGER
3. Interrupteur principal de ALT 2..... MARCHÉ

Pas possible de rengager l'alternateur

4. Réduire les charges sur la barre omnibus principale 1, la barre omnibus principale 2 et les barres omnibus non essentielles.
5. Interrupteur principal de ALT 2.....ARRET
6. Atterrir dès que possible.

Voyant de basse tension LOW VOLTS allumé

Le voyant de basse tension LOW VOLTS allumé indique que la tension mesurée à la barre omnibus essentielle est égale ou inférieure à 24,5 V. Typiquement, ceci indique que l'avion est alimenté uniquement par les batteries et que les deux alternateurs sont en panne ou hors ligne. Défaillance des deux alternateurs

1. Atterrir dès que possible.

Panne de communications

Une panne de communications peut avoir plusieurs causes. Si, après avoir suivi la procédure de la liste de vérification, les communications ne sont pas rétablies, exécuter la procédure de perte de communications prescrites dans FAR/AIM.

• Nota •

En cas de perte d'alimentation du panneau de radio, le panneau de radio connecte COM 1 au casque du pilote et aux haut-parleurs. La mise du panneau de radio sur OFF (arrêt) connecte aussi COM 1 au casque du pilote et aux haut-parleurs.

1. Interrupteurs et commandes VERIFIES
2. Fréquence CHANGEE
3. Disjoncteurs VERIFIES
4. Casque CHANGE
5. Microphone manuel BRANCHE

Défaillance de la tringlerie de commande des gaz

En cas de défaillance de la tringlerie de la commande des gaz en vol, le moteur ne répond pas au déplacement de la commande des gaz. Utiliser la puissance disponible et les volets selon le besoin pour atterrir l'avion en sécurité.

Si la commande des gaz est coincée à proximité de la position de puissance maximale, aller à un terrain d'aviation approprié. Faire un circuit d'atterrissage forcé. Avec l'atterrissage assuré, arrêter le moteur en reculant complètement à CUTOFF (coupure) la commande de richesse. S'il faut de nouveau de la puissance, ramener la commande de richesse sur RICHE et reprendre les paramètres de circuit normaux ou faire un autre tour de piste. S'il n'est pas possible de maîtriser la vitesse, arrêter le moteur et exécuter la liste de vérification d'*atterrissage forcé*. Après l'atterrissage, arrêter complètement l'avion et terminer la liste de vérification d'*arrêt d'urgence du moteur au sol*.

Si la manette des gaz est coincée à proximité de la position de ralenti et qu'il n'est pas possible de maintenir un vol en ligne droite horizontal, établir un vol plané vers une surface d'atterrissage appropriée. Faire un circuit d'atterrissage forcé.

1. Déplacement de la commande des gaz..... VERIFIE
2. Commande des gaz.....REGLEE, si possible
3. Volets REGLES si nécessaire
4. Richesse SELON LE BESOIN (de richesse totale à coupure)
5. Atterrir dès que possible.

Mauvais fonctionnement de statique de Pitot

Source de statique bloquée

En cas de mauvaises indications possible des instruments à source statique, (vitesse indiquée, altimètre et vitesse verticale), ouvrir la vanne de source statique secondaire, sur le côté de la console, près de la cheville droite du pilote, afin de fournir aux instruments la pression statique de la cabine .

• Nota •

Si la sélection de la source de statique secondaire ne résout pas le problème, il est possible de fournir la pression statique aux instruments, en cas d'urgence, en fracturant le verre du cadran du variomètre. Quand la pression statique est fournie par l'intermédiaire de l'indicateur de vitesse verticale, l'indication de montée et descente du variomètre est inversée (c'est-à-dire que l'aiguille indique montée pour une descente et descente pour une montée).

Avec la source de statique secondaire en marche, ajuster légèrement la vitesse indiquée pendant la montée ou l'approche, conformément au tableau d'étalonnage de la vitesse indiquée (source statique secondaire) de la section 5, en tenant compte de la configuration des bouches d'air et du chauffage.

1. Réchauffage Pitot MARCHE
2. Source de statique secondaireOUVERTE

Tube de Pitot bouché

Si seul l'indicateur de vitesse indiquée fournit des renseignements erronés et en cas de givrage, du givre sur le tube de Pitot est la cause la plus probable. Si la mise en marche du réchauffage du tube de Pitot ne corrige pas le problème, descendre dans de l'air plus chaud. S'il faut faire une approche avec un tube de Pitot bouché, utiliser des réglages connus d'inclinaison longitudinale et de puissance et l'indicateur GPS de vitesse au sol, en prenant en compte la vitesse du vent au sol.

1. Réchauffage Pitot MARCHE

Panne de compensateur électrique et de pilote automatique

Il est possible de reprendre les commandes en utilisant le manche en cas de défaillance ou de mauvais fonctionnement du compensateur électrique ou de l'auto pilote. En cas d'emballement du compensateur, désactiver le circuit en tirant sur le disjoncteur (compensateur longitudinal, compensateur de direction ou pilote automatique ; PITCH TRIM, ROLL TRIM, or AUTOPILOT) et atterrir dès que possible quand les conditions le permettent.

1. Commandes de l'avion.....MAINTENIR MANUELLEMENT
2. Pilote automatique (si engagé) Désengagé
Problème pas corrigé
3. Disjoncteurs TIRES selon besoin
 - COMPENSATEUR EN TANGAGE
 - COMPENSATEUR EN ROULIS
 - PILOTE AUTOMATIQUE
4. Commande des gaz.....SELON LE BESOIN
5. MancheMAINTENIR LA PRESSION MANUELLEMENT
6. Atterrir dès que possible.

Section 4

Procédures normales

Table des matières

Introduction	4-3
Vitesses indiquées pour utilisation normale	4-4
Procédures normales	4-5
Inspections avant le vol	4-5
Inspection extérieure avant le vol	4-6
Avant la mise en route du moteur	4-9
Mise en route du moteur	4-10
Avant le roulage	4-12
Roulage	4-13
Avant le décollage	4-13
Débit de carburant à puissance maximale	4-15
Décollage	4-16
Décollage normal	4-17
Décollage sur un terrain court	4-17
Montée	4-17
Croisière	4-19
Appauvrissement en croisière	4-20
Descente	4-20
Avant l'atterrissage	4-20
Atterrissage	4-21
Atterrissage interrompu et nouveau tour de piste	4-22
Après l'atterrissage	4-22
Arrêt	4-23
Décrochages	4-24
Conditions météorologiques sévères	4-25
Utilisation par temps froid	4-25
Utilisation par temps chaud	4-28
Caractéristiques acoustique et réduction du bruit	4-28
Economie du carburant	4-29

Intentionnellement laissé en blanc

Introduction

Cette section fournit les procédures détaillées pour l'utilisation normale. Les procédures normales pour les systèmes optionnels se trouvent dans la section 9.

Vitesses indiquées pour utilisation normale

A moins d'indication contraire, les vitesses suivantes sont basées sur une masse maximale de 3 000 lb et peuvent être utilisées pour n'importe quelle masse plus faible. Cependant, il faut utiliser la vitesse appropriée pour une masse particulière afin d'obtenir la performance spécifiée à la section 5 pour la distance de décollage.

Rotation de décollage

- Normal, volets à 50 % 70 kt
- Passage d'un obstacle, volets à 50 % 78 kt

Montée en route, volets rétractés

- Normale 110 à 120 kt
- Meilleure vitesse ascensionnelle, NM 101 kt
- Meilleure vitesse ascensionnelle, 10 000 pieds 95 kt
- Meilleure pente, NM 78 kt
- Meilleure pente, 10 000 pieds 82 kt

Approche d'atterrissage

- Approche normale, volets rétractés 90 à 95 kt
- Approche normale, volets sortis à 50 % 85 à 90 kt
- Approche normale, volets sortis à 100 % 80 à 85 kt
- Piste courte, volets sortis à 100 % (V_{REF}) 77 kt

Remise des gaz, volets sortis à 50 %

- Pleine puissance 80 kt

Pénétration maximale recommandée dans des turbulences

- 3 400 lb 133 kt
- 2 900 lb 123 kt

Vent de travers maximum

- Décollage ou atterrissage 20 kt

Procédures normales

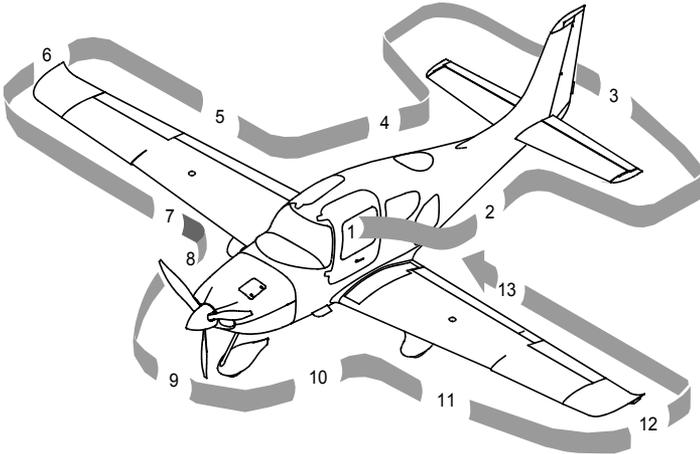
Inspections avant le vol

Avant d'effectuer les inspections avant le vol, il faut s'assurer que toutes les opérations d'entretien ont été réalisées. Etudier le plan de vol et calculer la masse et centrage.

• Nota •

Pendant toute l'inspection extérieure, inspecter l'installation de toutes les articulations, des axes d'articulation et des boulons ; vérifier que le revêtement n'est pas endommagé, qu'il est en bon état et qu'il n'y a pas de trace de délaminage ; vérifier que toutes les gouvernes se déplacent correctement et qu'il n'y a pas de jeu excessif ; vérifier qu'il n'y a pas de fuite à proximité de tous les réservoirs et des conduites.

Par temps froid, enlever tout le givre, la glace ou la neige du fuselage, des plans fixes et des gouvernes. Vérifier qu'il n'y a pas de glace ni de débris à l'intérieur des gouvernes. Vérifier qu'il n'y a pas d'accumulation de neige ni de glace dans les carénages de roues. Vérifier que la sonde de Pitot est chauffée pendant moins de 30 secondes de la mise en marche du réchauffage Pitot.



SR2_FM04_1454

Figure 4-1
Inspection extérieure

Inspection extérieure avant le vol

1. Cabine

- a. Documents obligatoires A bord
- b. Interrupteur d'alimentation de système d'avionique ARRET
- c. Interrupteur principal de BAT 2 MARCHÉ
- d. Voltmètre 23 à 25 V
- e. Voyant de position des volets. ETEINT
- f. Interrupteur principal de BAT 1 MARCHÉ
- g. Quantité de carburant Vérifiée
- h. Sélecteur de réservoir de carburant .. Sélectionner le réservoir contenant le plus de carburant
- i. Volets 100 %, vérifier que le voyant est allumé
- j. Voyant d'huile Allumé
- k. Feux Vérifier le fonctionnement
- l. Interrupteurs principaux de BAT 1 et BAT 2 ARRET
- m. Source statique secondaire NORMALE
- n. Disjoncteurs ENFONCES
- o. Extincteur Chargé et disponible
- p. Marteau de sortie de secours Disponible
- q. Poignée du système de CAPS Goupille enlevée

2. Gauche du fuselage

- a. Antenne de COM 1 (sur le fuselage) Etat et branchement
- b. Emplanture d'aile Vérifiée
- c. Antenne COM 2 (sous le fuselage) Etat et branchement
- d. Porte de soute Fermée et verrouillée
- e. Prise statique Vérifiée
- f. Couvercle du parachute Etanche et verrouillé

3. Empennage

- a. Arrimage au sol Enlevé
- b. Plans fixes horizontaux et verticaux Etat

- c. Gouverne de profondeur et volet compensateur Etat et déplacement
 - d. Gouverne de direction Déplacement libre
 - e. Volet compensateur de gouverne Etat et installation
 - f. Articulations de montage, boulons et goupilles Installation
4. Droite du fuselage
- a. Prise statique..... Vérifiée
 - b. Emplanture d'aile..... Vérifiée
5. Bord de fuite de l'aile droite
- a. Volet et bandes de plastique (si installées) ..Etat et installation
 - b. Aileron et compensateur Etat et déplacement
 - c. Joint d'espace d'aileron Sécurité
 - d. Articulations, bras de commande, boulons et goupilles Installation
6. Pointe d'aile droite
- a. Pointe Montage
 - b. Feu à éclats, feu de navigation et cabochon Etat et installation
 - c. Mise à air libre carburant (dessous) Pas obstruée
7. Avant de l'aile et train d'atterrissage principal
- a. Bord d'attaque et arêtes de décrochage Etat
 - b. Bouchon de carburant Vérifier la quantité et la fermeture
 - c. Avertisseur de décrochage..... Essai

• Nota •

Avec le système électrique sous tension, faire un essai du système d'avertisseur de décrochage ; pour cela vérifier que l'avertisseur de décrochage se met en marche quand du vide est appliqué à l'admission du système d'avertisseur de décrochage.

- d. Robinets de purge de carburant (2 sous l'avion) Purger et inspecter l'échantillon
- e. Carénages de roue..... Installation et accumulation de débris

- f. PneuEtat, gonflage et usure
 - g. Roue et freins Fuites de liquide de frein, état et sécurité
 - h. Cales et cordes d'arrimage..... Enlever
 - i. Prise d'air de cabine Pas obstruée
8. Partie avant droite
- a. Générateur de tourbillons Etat
 - b. Capot Installé correctement
 - c. Tuyau d'échappement..... Etat, installation et espacement
 - d. Antenne de radiophare (sous l'avion)Etat et branchement
 - e. Filtre à carburant (sous l'avion)..... Vider pendant 3 secondes, vérifier un échantillon
9. Train avant, hélice et casserole

• MISE EN GARDE •

Se maintenir à l'écart du plan de rotation de l'hélice. Ne permettre à personne de s'approcher de l'hélice.

- a. Barre de remorquage Enlevé et rangée
 - b. Jambe de force Etat
 - c. Carénage de roue Installation et accumulation de débris
 - d. Roue et pneuEtat, gonflage et usure
 - e. Hélice.....Etat (indentations, encoches, etc.)
 - f. Casserole d'héliceEtat, installation et fuites d'huile
 - g. Admissions d'air..... Pas obstruée
 - h. Alternateur Etat
10. Partie avant gauche
- a. Projecteur d'atterrissage..... Etat
 - b. Huile moteur Vérifier qu'il a 6 à 8 quarts américains, qu'il n'y a pas de fuites, que le bouchon et la trappe sont bien en place
 - c. Capot Installé correctement
 - d. Prise de courant externeTrappe bien en place
 - e. Générateur de tourbillons Etat

- f. Tuyau(x) d'échappement Etat, installation et espacement
- 11. Train d'atterrissage gauche et avant de l'aile
 - a. Carénages de roue..... Installation et accumulation de débris
 - b. Pneu Etat, gonflage et usure
 - c. Roue et freins Fuites de liquide de frein, état et sécurité
 - d. Cales et cordes d'arrimage Enlevée
 - e. Robinets de purge de carburant (2 sous l'avion) Purger et inspecter l'échantillon
 - f. Prise d'air de cabine Pas obstruée
 - g. Bouchon de carburant Vérifier la quantité et la fermeture
 - h. Bord d'attaque et arêtes de décrochage Etat
- 12. Pointe d'aile gauche
 - a. Event de carburant (dessous) Pas obstrué
 - b. Mât Pitot (sous l'avion)Housse enlevée, tube pas obstrué
 - c. Feu à éclats, feu de navigation et cabochon Etat et installation
 - d. Pointe Montage
- 13. Bord de fuite de l'aile gauche
 - a. Volet et bandes de plastique (si installées) ..Etat et installation
 - b. Aileron Déplacement libre
 - c. Joint d'espace d'aileron Sécurité
 - d. Articulations, bras de commande, boulons et goupilles Installation

Avant la mise en route du moteur

- 1. Inspections avant le vol..... FAITE
- 2. Equipement de secours A BORD
- 3. Passagers INFORMES

• Attention •

Les sièges de l'équipage doivent être verrouillés en place et les poignées de commande abaissées complètement avant le début du vol.

• Nota •

Vérifier que les passagers ont bien reçu les instructions concernant l'interdiction de fumer et l'utilisation des ceintures de sécurité, des portes, des sorties et du marteau de secours, ainsi que du système de CAPS. Vérifier que la goupille de sécurité du système de CAPS est enlevée.

4. Sièges, ceintures et harnais de sécuritéREGLESET VERROUILLES EN PLACE

Mise en route du moteur

Si le moteur est chaud, il n'est pas nécessaire de faire un amorçage. Pour le premier démarrage de la journée ou par temps froid, il faut faire un amorçage.

• MISE EN GARDE •

Si l'avion est démarré avec une batterie externe, maintenir toutes les personnes et les câbles de batterie bien à l'écart de plan de rotation de l'hélice. *Consulter la section 8 - Manoeuvres au sol, entretien et maintenance* pour obtenir les procédures et précautions spéciales en cas d'utilisation d'une batterie externe.

1. Batterie externe (si applicable)..... BRANCHEE
2. Freins SERRES
3. Interrupteurs principaux de batterie ..MARCHE (vérifier la tension)
4. Feux à éclats MARCHE
5. Richesse RICHESSE MAXIMALE
6. Commande des gaz COMPLETEMENT VERS L'AVANT
7. Pompe à carburant.....INJECTION puis AUXILIAIRE

• Nota •

Numéro de série entre 0002 et 0278 avant bulletin technique SB 22-73-01 : Au premier démarrage de la journée, spécialement par temps frais, maintenir le commutateur de la pompe à carburant sur PRIME (injection) de 30 à 60 secondes pour améliorer le démarrage.

Numéro de série entre 0002 et 0278 après bulletin technique SB 22-73-01 et numéro de série 0279 et suivants : Au premier démarrage de la journée, spécialement par temps frais, maintenir le commutateur de la pompe à carburant sur PRIME (injection) pendant 2 secondes pour améliorer le démarrage.

La pompe à carburant AUXILIAIRE doit être en marche pendant le décollage et pour la montée, selon le besoin afin d'éviter la formation de vapeur quand le carburant est très chaud ou chaud.

8. Alentours de l'hélice DEGAGES
9. Commande des gaz OUVRIR DE 1/4
10. Contacteur d'allumage LANCEMENT (START) (Relâcher quand le moteur démarre)

• Attention •

limiter le lancement à des intervalles de 20 secondes, avec 20 secondes de refroidissement entre les lancements. Ceci afin d'améliorer la longévité de la batterie et du démarreur.

11. Commande des gaz RALENTI (pour maintenir 1 000 tr/min)
12. Pression d'huile VERIFIEE
13. Interrupteurs principaux d'alternateur MARCHE
14. Interrupteur d'alimentation de système d'avionique MARCHE
15. Paramètres du moteur VERIFIES
16. Batterie externe (si applicable) DEBRANCHEE
17. Ampèremètre VERIFIE

Un allumage intermittent et faible suivi de bouffées de fumée noire sortant de l'échappement indique un amorçage excessif ou un noyage. Procédure à suivre pour évacuer l'excès de carburant des chambres de combustion :

- Laisser le carburant s'écouler des pipes d'admission.
- Régler la commande de richesse au plus pauvre et pousser la commande des gaz à fond vers l'avant.
- Faire tourner le moteur de plusieurs tours avec le démarreur.

- Lorsque le moteur démarre, relâcher le contacteur d'allumage, ramener vers l'arrière la commande des gaz et avancer lentement la commande de richesse à la position FULL RICH (pleine richesse).

Si l'amorçage du moteur n'est pas suffisant, spécialement lorsque le moteur est bien froid, il n'y a pas d'allumage et il faut faire une injection supplémentaire. Dès que l'allumage commence, pousser légèrement la commande des gaz vers l'avant afin de maintenir le moteur en marche.

Après le démarrage, si le manomètre n'affiche pas une pression d'huile dans les 30 secondes par temps chaud ou 60 secondes par temps très froid, arrêter le moteur et déterminer la cause. Une absence de pression d'huile indique une perte de lubrification, qui peut sévèrement endommager le moteur.

• Nota •

Consulter Fonctionnement par temps froid dans cette section ou les renseignements supplémentaires concernant le fonctionnement par temps froid.

Avant le roulage

1. Freins VERIFIES
2. VoletsRETRACTES (0 %)
3. Radios et avionique.....SELON LE BESOIN
4. Chauffage et dégivrage de la cabine SELON LE BESOIN

Roulage

Pendant le roulage, diriger avec le palonnier et le freinage dissymétrique. En cas de vent traversier, il peut être nécessaire de freiner, même pour un roulage à vitesse modérée. Rouler à faible régime moteur sur des gravillons pour éviter d'endommager les pointes de pales de l'hélice.

1. Orientation conserveur de cap.....VERIFIEE
2. Gyroscope d'assiette VERIFIE
3. Indicateur de virage VERIFIE

Avant le décollage

En cas d'utilisation par temps froid, il faut laisser chauffer le moteur correctement avant le décollage. Dans la majorité des cas, ceci est réalisé lorsque la température de l'huile est d'au moins 38 °C (100 °F). Par temps chaud ou très chaud, il faut prendre soin de ne pas surchauffer le moteur pendant le fonctionnement prolongé du moteur au sol. De plus, de longues périodes de fonctionnement au ralenti peuvent encrasser les bougies.

1. Ceintures et harnais de sécurité ATTACHES
2. Portes.....VERROUILLEES
3. Freins SERRES
4. Commandes de vol LIBRES ET CORRECTES
5. Compensateurs REGLES pour décollage
6. Pilote automatique DEBRANCHE
7. Volets REGLES A 50 % ET VERIFIES
8. Instruments de vol et du moteurVERIFIES
9. Horizon artificiel et altimètre VERIFIES ET REGLES
10. Quantité de carburant CONFIRMEE
11. Sélecteur de réservoir de carburant.....AU RESERVOIR LE PLUS PLEIN
12. HéliceVERIFIEE
 - a. Commande des gazAUGMENTEE au cran

- b. Il faut noter que le régime monte à environ 2 000 tr/min et la pression d'admission augmente légèrement quand la commande des gaz arrive dans le cran d'arrêt.
 - c. Commande des gaz 1 700 tr/min
13. Alternateur VERIFIE
- a. Réchauffage Pitot MARCHÉ
 - b. Avionique MARCHÉ
 - c. Feux de navigation MARCHÉ
 - d. Projecteur d'atterrissage MARCHÉ (3 à 5 secondes)
 - e. Vérifier que les voyants d'alarme de ALT 1 et ALT 2 sont éteints et que chaque alternateur indique un courant de charge positif. Si nécessaire, augmenter le régime pour que le voyant de ALT 2 s'éteigne.. Le voyant de ALT 2 doit s'éteindre au-dessous de 2 200 tr/min.

• Nota •

Les alternateurs ont besoin d'une alimentation batterie pour se remettre en marche. Ne pas désactiver les alternateurs en vol à moins que ce soit nécessaire pour obtenir un vol en sécurité.

14. Tension VERIFIEE
15. Magnétos VERIFIEES, gauche et droite
- a. Sélecteur d'allumageR (droite), noter le régime, puis BOTH (les deux)
 - b. Sélecteur d'allumage . L (gauche), noter le régime, puis BOTH (les deux)

• Nota •

La chute de régime ne doit pas dépasser 150 tr/min pour chacune des magnétos. La différence de régime d'une magnéto à l'autre ne doit pas dépasser 75 tr/min. En cas de doute sur le fonctionnement du système d'allumage, vérifier le régime à un régime plus élevé du moteur pour confirmer s'il y a un problème.

Une absence de chute de régime indique une mauvaise mise à la masse d'un côté du système d'allumage ou une magnéto callée en avant de la valeur spécifiée.

- 16. Commande des gaz..... RAMENEE À 1 000 tr/min
- 17. Transpondeur..... ALT
- 18. Radios et GPS de navigation..... REGLES pour décollage
- 19. Réchauffage Pitot SELON LE BESOIN

• Nota •

Le réchauffage Pitot doit être en marche avant un vol aux instruments (IMC) ou un vol où de l'humidité est visible, avec une température extérieure égale ou inférieure à 4 °C (40 °F).

Débit de carburant à puissance maximale

Pour appauvrir pour le décollage et la montée maximale à plein gaz, appauvrir le mélange de richesse maximale jusqu'au débit de carburant cible pour une altitude-pression donnée. Les valeurs de débit de carburant ont été démontrées afin d'obtenir les performances de décollage et de montée présentées à la section 5.

Altitude-pression	Débit de carburant cible	Altitude-pression	Débit de carburant cible	Altitude-pression	Débit de carburant cible
0	27,1	7 000	21,4	14 000	17,5
1 000	26,2	8 000	20,5	15 000	16,9
2 000	25,1	9 000	19,9	16 000	16,7
3 000	24,3	10 000	19,5	17 000	16,2
4 000	23,6	11 000	18,8	17 500	16,1
5 000	22,8	12 000	18,4		
6 000	22,1	13 000	17,9		

• Nota •

Le mélange est excessivement riche si la commande de richesse est mise à FULL RICH (Richesse maximale) à une altitude pression supérieure à 7 500 pieds.

Décollage

Vérification du régime - Dès le début pendant le roulement au décollage, vérifier que le moteur fonctionne à plein régime. Le moteur doit tourner régulièrement à environ 2 700 tr/min. Tous les instruments moteur doivent être dans la zone verte. Interrompre le décollage s'il y a un signe quelconque de fonctionnement irrégulier ou d'accélération molle. Avant de tenter un autre décollage, effectuer une vérification à plein régime au point fixe.

Pour un décollage sur une surface en gravier, avancer lentement la commande des gaz. Ceci permet à l'avion de commencer à rouler avant d'atteindre un régime élevé et le gravier est soufflé derrière l'hélice plutôt qu'aspiré dans celle-ci.

Réglage des volets - Les décollages sont autorisés avec les volets rétractés (0 %) ou sortis à 50 %. Pour les décollages normaux ou sur une piste courte, sortir les volets à 50 %. Avec les volets sortis à 50 % le roulement de décollage et la distance au-dessus d'un obstacle sont plus courts qu'avec les volets rétractés. Les décollages avec les volets sortis à plus de 50 % ne sont pas autorisés.

Les décollages sur une piste molle ou irrégulière sont effectués avec les volets sortis à 50 %, permettant de lever l'avion du sol dès que possible avec une queue basse. S'il n'y a aucun obstacle en avant, mettre l'avion horizontal immédiatement pour accélérer jusqu'à une vitesse de montée plus élevée.

Normalement, les décollages avec vent traversier sont faits avec les volets rétractés autant que possible (0 ou 50 %) en fonction de la longueur de la piste, afin de minimiser l'angle de dérive immédiatement après le décollage. Avec les ailerons partiellement braqués dans le vent, accélérer l'avion à une vitesse légèrement supérieure à la normale et le tirer franchement pour éviter une retombée sur la piste pendant la rotation. Après le décollage, faire un virage coordonné dans le vent pour corriger la dérive.

Décollage normal

1. Commande des gaz..... COMPLETEMENT VERS L'AVANT
2. Instruments du moteurVERIFIES
3. FreinsRELACHES (diriger avec la gouverne de direction seulement)
4. Gouverne de profondeur BRAQUEE régulièrement entre 70 et 73 kt
5. A 80 kt, volets RETRACTES

Décollage sur un terrain court

1. Volets 50 %
2. Freins SERRES
3. Commande des gaz..... COMPLETEMENT VERS L'AVANT
4. Richesse REGLEE
5. Instruments du moteurVERIFIES
6. FreinsRELACHES (diriger avec la gouverne de direction seulement)
7. Gouverne de profondeurBRAQUEE régulièrement à 70 kt
8. Vitesse à l'obstacle 78 kt

Montée

Les montées normales sont faites avec les volets rentrés (0 %) et à pleins gaz, à une vitesse de 5 à 10 kt plus élevée que la vitesse ascensionnelle optimale. Cette vitesse plus élevée donne la meilleure combinaison de performance, de visibilité et de refroidissement du moteur.

Pour obtenir la vitesse ascensionnelle maximale, utiliser la vitesse ascensionnelle optimale indiquée au tableau de vitesse ascensionnelle de la section 5. Si un obstacle implique l'utilisation d'une pente plus forte, il faut utiliser la vitesse pour la pente maximale de montée. Une montée à une vitesse inférieure à la vitesse ascensionnelle optimale doit être de courte durée afin d'éviter les problèmes de refroidissement du moteur.

1. Puissance ascensionnelle..... REGLEE
2. Richesse APPAUVRIR selon le besoin pour l'altitude
3. Instruments du moteur VERIFIES
4. Pompe à carburant.....ARRET

• Nota •

Il est possible d'utiliser la pompe à carburant pour éliminer les vapeurs pendant une montée. A une altitude-pression supérieure à 6 000 pieds, la pompe à carburant auxiliaire (BOOST) doit être laissée en marche si le décollage a été fait avec du carburant très chaud ou chaud.

Croisière

Pour la croisière normale, le régime doit être réglé entre 55 et 85 %. Les données de croisière dans la section 5 permettent de déterminer la relation entre le régime et la consommation de carburant pour diverses altitudes et températures.

L'altitude de croisière est sélectionnée en fonction des vents les plus favorables et des valeurs de puissance désirées. Ces facteurs sont importants et il faut les prendre en compte à chaque voyage de manière à réduire la consommation de carburant.

• Nota •

Pendant le rodage du moteur, utiliser un régime de croisière d'au moins 75 %, pendant les 25 premières heures de fonctionnement ou jusqu'à la stabilisation de la consommation d'huile. Le fonctionnement à ce régime plus élevé assure une bonne mise en place des segments des pistons, elle est applicable à tous les moteurs neufs et aux moteurs mis en service après le remplacement d'un cylindre ou d'une révision de la culasse d'un ou de plusieurs cylindres.

1. Régime de croisière REGLE
2. Instruments du moteur VERIFIES
3. Débit de carburant et équilibre VERIFIE

• Nota •

Il faut utiliser la pompe à carburant AUXILIAIRE lors du passage d'un réservoir à l'autre. Lorsque la pompe à carburant n'est pas mise en marche avant le transfert, il peut y avoir un retard de remise en marche du moteur en cas d'arrêt du moteur causé par un manque de carburant.

4. Richesse APPAUVRIR selon le besoin

Appauvrissement en croisière

Il est possible d'utiliser la température des gaz d'échappement (EGT) comme paramètre pour appauvrir le mélange **en vol en croisière à un régime de 75 % ou moins**. Pour régler la richesse, appauvrir jusqu'à l'obtention de la température maximale des gaz d'échappement, comme base de référence, et régler ensuite la richesse de la quantité désirée en fonction du tableau suivant.

Description du mélange	Température des gaz d'échappement
Meilleure puissance	75 °F plus riche que la température de pointe des gaz d'échappement
Meilleure consommation	50 °F plus pauvre que la température de pointe des gaz d'échappement

Dans certaines situations, il est possible que le régime du moteur soit légèrement irrégulier en fonctionnement au réglage de meilleure consommation. Dans ce cas, enrichir le mélange selon le besoin pour que le moteur fonctionne régulièrement. Tout changement d'altitude ou de position du levier de puissance entraîne une nouvelle vérification de la température des gaz d'échappement.

Descente

1. Altimètre REGLE
2. Chauffage et dégivrage de la cabine SELON LE BESOIN
3. Système de carburant VERIFIE
4. Richesse SELON LE BESOIN
5. Volets SELON LE BESOIN
6. Pression des freins VERIFIEE

Avant l'atterrissage

1. Ceintures et harnais de sécurité ATTACHES
2. Richesse RICHESSE MAXIMALE
3. Pompe à carburant AUXILIAIRE
4. Volets SELON LE BESOIN
5. Projecteur d'atterrissage SELON LE BESOIN
6. Pilote automatique DECONNECTE

Atterrissage

Atterrissage normal

Il est possible de faire une approche pour atterrissage normal avec les gaz appliqués ou non, avec les volets à n'importe quelle position désirée. Le vent de surface et la turbulence de l'air sont généralement les principaux facteurs pour déterminer la vitesse d'approche la plus confortable.

Le posé doit être fait sans puissance moteur et sur le train principal afin de réduire la vitesse d'atterrissage et la puissance de freinage ultérieure. Abaisser doucement le train avant sur la piste après le ralentissement de l'avion. Ceci est spécialement important pour les atterrissages sur les pistes irrégulières ou molles.

Atterrissage sur une piste courte

Pour faire un atterrissage sur une piste courte, par temps calme, faire une approche à 77 kt avec les volets complètement sortis, en utilisant suffisamment de gaz pour contrôler la trajectoire d'approche (utiliser une vitesse d'approche légèrement plus élevée quand il y a des turbulences). Après avoir passé tous les obstacles de l'approche, réduire progressivement les gaz afin d'atteindre le ralenti juste avant le posé et maintenir la vitesse d'approche en abaissant l'avant de l'avion. Le posé doit se faire sans gaz et sur le train principal en premier. Immédiatement après le posé, abaisser le train avant et appliquer les freins selon le besoin. Pour obtenir le freinage maximum, rentrer les volets, tirer le manche complètement en arrière et appliquer la pression maximale sur les freins, sans déraper.

Atterrissage avec vent traversier

Lors d'un atterrissage avec un vent traversier fort, utiliser aussi peu de volets que possible pour la longueur de la piste. Voler en crabe dans le vent jusqu'à l'arrivée dans la zone d'effet de sol. Éliminer l'angle de dérive au moyen de la gouverne de direction. Éviter les glissements prolongés. Après le posé, maintenir une trajectoire droite en utilisant la gouverne de direction et des freins, selon le besoin.

La vitesse de vent traversier maximale permise dépend de l'aptitude du pilote tout autant que des limites de l'avion. Le vol dans un vent traversier direct de 20 kt a été démontré.

Atterrissage interrompu et nouveau tour de piste

Pour une montée en cas d'atterrissage interrompu (nouveau tour de piste), déconnecter le pilote automatique, appliquer les gaz au maximum et réduire ensuite les volets à environ 50 %. S'il faut passer des obstacles pendant un nouveau tour de piste, monter entre 75 et 80 kt, avec les volets à 50 %. Après avoir passé les obstacles, rétracter les volets et accélérer à la vitesse ascensionnelle normale pour volets rétractés.

1. Pilote automatiqueDECONNECTE
2. Commande des gaz COMPLETEMENT VERS L'AVANT
3. Volets50 %
4. Vitesse indiquée 75 à 80 kt

Après avoir passé tous les obstacles

5. VoletsRENTRES

Après l'atterrissage

1. VoletsRENTRES
2. Commande des gaz 1 000 tr/min
3. Transpondeur VEILLE (STBY)

• Nota •

Alors que l'avion ralentit, la gouverne de direction devient moins efficace et le roulage est accompli en utilisant le freinage dissymétrique.

4. Réchauffage PitotARRET
5. Pompe à carburantARRET

Arrêt

1. Interrupteur d'avioniqueARRET
2. Pompe à carburant (si utilisée)ARRET
3. Richesse COUPEE
4. MagnétosARRET
5. Interrupteurs principaux de batterie et d'alternateur ARRET
6. Radiobalise de détresse VOYANT D'EMETTEUR ETEINT

• Nota •

Après un atterrissage dur, il est possible que la radiobalise de détresse soit activée. Si c'est le cas, appuyer sur le bouton RESET.

7. Cales, arrimages, houses de Pitot SELON LE BESOIN

Décrochages

Les caractéristiques de décrochage du SR22 sont traditionnelles. Les décrochages sans gaz peuvent être accompagnés d'un léger flottement de l'avant si le manche est maintenu complètement en arrière. Les décrochages avec gaz sont marqués d'une vitesse de chute élevée quand le manche est tiré complètement en arrière. Les vitesses de décrochage sans gaz à la masse maximale pour les positions en avant et en arrière du centre de gravité sont données dans la section 5, Performance.

Lors des pratiques de décrochage en altitude, alors que la vitesse indiquée diminue lentement, il est possible de sentir une légère vibration de la cellule et d'entendre l'avertisseur de décrochage entre 5 et 10 kt avant le décrochage. Normalement, le décrochage est marqué par une légère abattée de l'avant et il est possible de maintenir facilement les ailes à l'horizontale ou dans une inclinaison latérale avec utilisation coordonnée des ailerons et de la gouverne de direction. Lorsque l'avertisseur de décrochage sonne, pour sortir du décrochage, pousser le volant vers l'avant afin de maintenir une vitesse indiquée suffisante, mettre les pleins gaz si nécessaire et amener les ailes horizontales avec utilisation coordonnée des commandes.

• MISE EN GARDE •

Il faut faire extrêmement attention d'éviter des manoeuvres non coordonnées, brusques ou abusives, à proximité du décrochage, spécialement près du sol.

Conditions météorologiques sévères

Utilisation par temps froid

Démarrage

Si le moteur a été imprégné de froid, il est recommandé de faire tourner l'hélice à la main plusieurs fois pour dégommer ou améliorer la viscosité de l'huile. Cette procédure évite l'épuisement de la batterie si la batterie est utilisée pour le démarrage.

• MISE EN GARDE •

Il faut être extrêmement prudent lors de la rotation de l'hélice à la main. Vérifier que l'allumage est sur l'arrêt (OFF), que la clé n'est pas dans le sélecteur d'allumage et agir comme si le moteur pouvait démarrer. Un fil de masse desserré ou cassé sur une des magnétos peut faire démarrer le moteur.

Lorsque la température est inférieure à -7 °C (20 °F), il est recommandé utiliser un système de préchauffage et une batterie externe. Le préchauffage liquéfie l'huile emprisonnée dans le radiateur d'huile qui peut être congelée en cas de température extrêmement froide.

• MISE EN GARDE •

Si l'avion est démarré avec une batterie externe, maintenir toutes les personnes et les câbles de batterie bien à l'écart de plan de rotation de l'hélice. *Consulter la section 8 - Manoeuvres au sol, entretien et maintenance* pour obtenir les procédures et précautions spéciales en cas d'utilisation d'une batterie externe.

1. Contacteur d'allumage ARRET
2. Hélice TOURNEE à la main sur plusieurs tours
3. Batterie externe (si applicable) BRANCHEE
4. Freins SERRES
5. Interrupteurs principaux de batterie .. MARCHE (vérifier la tension)
6. Richesse RICHESSE MAXIMALE
7. Commande des gaz COMPLETEMENT VERS L'AVANT

8. Pompe à carburant.....AMORÇAGE puis AUXILIAIRE

• Nota •

Numéro de série entre 0002 et 0278 avant bulletin technique SB 22-73-01 : Lorsque la température atteint -7 °C (20 °F), maintenir le commutateur de pompe à carburant sur AMORCAGE (PRIME) pendant 60 à 120 secondes avant le démarrage.

Numéro de série entre 0002 et 0278 après bulletin technique SB 22-73-01 et numéro de série 0279 et suivants : Lorsque la température atteint -7 °C (20 °F), maintenir le contacteur de pompe à carburant sur AMORCAGE (PRIME) pendant 15 secondes avant le démarrage.

9. Abords de l'hélice..... DEGAGES

10. Commande des gaz..... OUVRIER DE 1/4

11. Contacteur d'allumage ..LANCEMENT (START) (Relâcher lorsque le moteur démarre)

• Attention •

Limiter le lancement à des intervalles de 20 secondes, avec 20 secondes de refroidissement entre les lancements. Ceci améliore la longévité de la batterie et du contacteur.

12. Commande des gaz..... REGLEE (pour maintenir 1 000 tr/min)

13. Pression d'huile..... VERIFIEE

14. Interrupteurs principaux d'alternateur MARCHE

15. Interrupteur d'alimentation de système d'avionique MARCHE

16. Paramètres moteur VERIFIES

17. Batterie externe (si applicable)..... DEBRANCHEE

18. Ampèremètre VERIFIE

19. Feux à éclats..... MARCHE

Si le moteur ne démarre pas pendant les premières tentatives ou si l'allumage du moteur perd de la puissance, les bougies sont probablement givrées. Il faut faire un préchauffage avant d'essayer un nouveau démarrage.

Si la température extérieure est très basse, il est possible que le thermomètre d'huile n'affiche aucune augmentation de la température d'huile avant le décollage. Dans ce cas, faire un préchauffage approprié (deux à cinq minutes à 1 000 tr/min) ; accélérer ensuite le moteur plusieurs fois à un régime plus élevé. Si le moteur accélère régulièrement et si la pression d'huile reste normale et uniforme, effectuer un décollage normal.

Utilisation par temps chaud

Eviter le fonctionnement prolongé du moteur au sol.

• Nota •

La pompe à carburant auxiliaire (BOOST) doit être en marche pour le démarrage du moteur et le décollage, et pendant la montée afin d'empêcher la formation de vapeur qui peut avoir lieu lorsque la température ambiante est élevée ou après un ralenti prolongé.

Caractéristiques acoustique et réduction du bruit

Les niveaux sonores des certificats pour le SR22 du Cirrus Design établis conformément à FAR 36 Annexe G, sont :

Configuration	Réel	Maximum permis
Hélice à 3 pales Hartzel PHC-J3YF-1RF/F7694	83,65 dB(A)	88,00 dB(A)
Hélice à 3 pales Hartzel PHC-J3YF-1RF/F7693DF	84,81 dB(A)	88,00 dB(A)
Hélice à 3 pales McCauley D3A34C443/78CYA-0	83,15 dB(A)	88,00 dB(A)

La Federal Aviation Administration n'a pas déterminé que les niveaux sonores de cet avion sont ou devraient être acceptables ou inacceptables pour utilisation d'un aéroport quelconque, au départ ou à l'arrivée. Les niveaux sonores ci-dessus sont établis à une masse de décollage de 3400 lb, à 2 700 tr/min.

Récemment, une sensibilisation à l'amélioration de la qualité de l'environnement exige que tous les pilotes minimisent l'effet du niveau sonore de l'avion sur le grand public. Les procédures suivantes sont suggérées afin de minimiser le niveau sonore ambiant lors de l'utilisation du SR22.

• Nota •

Il ne faut pas suivre ces procédures de réduction du bruit lorsque elles sont en conflit avec les autorisations ou les instructions des contrôleurs de la circulation aérienne, les

considérations météorologiques ou lorsque elles réduisent la sécurité.

1. En cas de vol à vue au-dessus de zones sensibles au bruit, telles que des événements en plein air, des parcs ou des aires de loisir, il faut voler au moins 2 000 pieds au-dessus de la surface, même si un vol à une altitude plus basse est permis.
2. Pour les départs des aéroports ou les approches, éviter le vol prolongé à basse altitude à proximité des zones sensibles au bruit.

Economie du carburant

Aucune technique spéciale n'est nécessaire pour obtenir la meilleure consommation de carburant possible avec le SR22 de Cirrus. La meilleure consommation en croisière est obtenue en utilisant le réglage de meilleur régime décrit dans la section de croisière.

Intentionnellement laissé en blanc

Section 5

Données techniques

Table des matières

Introduction	5-3
Autres paramètres affectant les performances	5-3
Préparations avant le vol	5-4
Exemple de problème	5-4
Décollage	5-5
Montée	5-6
Croisière	5-8
Carburant nécessaire	5-9
Atterrissage	5-10
Température de fonctionnement observée	5-10
Correction de l'indicateur de vitesse	5-11
Source statique normale	5-11
Correction de l'indicateur de vitesse	5-12
Source statique secondaire	5-12
Correction d'altitude	5-13
Source statique normale	5-13
Correction d'altitude	5-14
Source statique secondaire	5-14
Conversion de température	5-15
Température extérieure pour les conditions d'atmosphère standard type internationale	5-16
Vitesses de décrochage	5-17
Composantes de vent	5-18
Distance de décollage	5-19
Distance de décollage	5-21
Distance de décollage	5-22
Pente de montée au décollage	5-23
Vitesse ascensionnelle au décollage	5-24
Pente de montée en route	5-25
Vitesse ascensionnelle en route	5-26
Temps, carburant et distance de montée	5-27
Performance de croisière	5-28
Performance de croisière	5-29

Performance de croisière	5-30
Performance de croisière	5-31
Profil de distance franchissable et d'autonomie	5-32
Profil de distance franchissable et d'autonomie	5-33
Profil de distance franchissable et d'autonomie	5-34
Pente de montée après un atterrissage interrompu	5-35
Vitesse ascensionnelle après un atterrissage interrompu	5-36
Distance d'atterrissage	5-37
Distance d'atterrissage	5-39

Introduction

Les données de performance de cette section sont présentées pour la planification d'exploitation afin que le pilote connaisse la performance de l'avion dans différentes conditions ambiantes normales. Les données de performance sont présentées pour le décollage, la montée et la croisière (y compris distance franchissable et l'autonomie).

Autres paramètres affectant les performances

Les données de performance calculées de cette section sont basées sur des données dérivées d'essais en vol réels, avec l'avion et le moteur en bon état et en utilisant des techniques de pilotage moyennes. A moins d'indication contraire notée dans les remarques « Conditions » présentées avec chaque tableau, les conditions ambiantes sont celles d'atmosphère standard (*consulter la section 1*). La position des volets, ainsi que la technique d'application des gaz, est notée de la même manière dans chaque tableau.

Les tableaux de cette section fournissent des données pour une température ambiante entre ± 20 et $+40$ °C (-4 et $+104$ °F). Si la température ambiante est inférieure à celle du tableau, utiliser la température la plus basse montrée pour calculer la performance. Ceci fournit une performance calculée plus conservatrice. **Si la température ambiante est supérieure à celle du tableau, il faut être extrêmement prudent car les performances se détériorent rapidement à température élevée.**

Toutes les données de débit de carburant en croisière sont données pour une richesse de mélange recommandée dans la section 4 - Procédures normales.

Préparations avant le vol

Les tableaux de performance de cette section présentent suffisamment de renseignements pour prévoir les performances de l'avion avec une précision raisonnable. Cependant, des variations de la mesure du carburant, de la technique de réglage de la richesse du mélange, l'état du moteur et de l'hélice, les turbulences de l'air et d'autres variables rencontrées pendant un vol particulier peuvent justifier des variations de 10 % ou plus de la distance franchissable et de l'autonomie. Il faut donc utiliser tous les renseignements disponibles pour estimer le carburant nécessaire pour un vol particulier.

• Nota •

Dans la mesure du possible, sélectionner les valeurs les plus conservatrices des tableaux suivants afin d'avoir une marge de sécurité plus importante et pour faire face à des événements imprévus pendant le vol.

Exemple de problème

L'exemple de problème en vol suivant utilise des renseignements dérivés des graphiques et des tableaux de performance de l'avion pour déterminer la performance prévue pour un vol type.

La première étape de la planification d'un vol est de déterminer la masse et le centre de gravité de l'avion, ainsi que les renseignements concernant le vol. Dans cet exemple, les renseignements suivants sont connus :

Configuration de l'avion

- Masse au décollage..... 3 400 livres
- Carburant utilisable..... 81 gallons américains

Conditions au décollage

- Pression-altitude du terrain..... 1 750 pieds
- Température25 °C (ISA + 13 °C)
- Composante du vent sur la piste Vent debout de 11 kt
- Etat de la piste Sèche, horizontale, revêtue
- Longueur de la piste 3 000 pieds

Conditions de croisière

- Distance totale..... 560 milles marins
- Altitude-pression..... 6 500 pieds
- Température20 °C (ISA + 17 °C)
- Vent prévu en route Vent debout de 10 kt

Conditions d'atterrissage

- Pression-altitude du terrain 2 000 pieds
- Température20 °C (ISA + 10 °C)
- Longueur du terrain 3 000 pieds

Décollage

Les tableaux de distances de décollage, figure 5-9, montrent la distance de roulage et la distance de décollage pour atteindre une hauteur de 50 pieds au-dessus du sol. Les distances montrées sont basées sur une technique pour terrain court.

Il est possible d'établir des distances conservatrices en lisant la valeur immédiatement supérieure pour la masse, l'altitude et la température. Par exemple, dans cet exemple spécifique, il faut utiliser une distance de décollage présentée pour une masse de 3400 livres, une altitude-pression de décollage du terrain de 2000 pieds et une température de 30 °C. L'utilisation de valeurs conservatrices donne les paramètres suivants :

- Distance de roulement 1385 pieds
- Distance totale pour passer au-dessus d'un obstacle de 50 pieds..... 2 107 pieds

Puisque les tableaux de distances de décollage sont basées sur un vent de zéro, il faut faire une correction pour l'effet du vent. Utiliser le tableau de composante du vent, figure 5-8, pour déterminer la composante de vent traversier et de vent debout (ou de vent arrière) des vents indiqués.

En utilisant la composante de vent debout de 11 kt, il est possible de faire les corrections suivantes :

- Correction pour vent debout (10 % pour chaque tranche de 12 kt).9,2 %

- Distance de roulement, sans vent 1 385 pieds
- Diminution de la distance de roulement
(1 385 pieds x 0,092)..... 127 pieds
- Distance de roulement corrigée 1 258 pieds
- Distance totale pour passer au-dessus d'un obstacle
de 50 pieds, sans vent..... 2 107 pieds
- Diminution de la distance totale
(2 107 pieds x 0,092)..... 194 pieds
- Distance totale corrigée pour passer au-dessus
d'un obstacle de 50 pieds..... 1 913 pieds

Les corrections pour piste gazonnée ou en pente sont aussi applicables et doivent être appliquées. Ces corrections sont calculées de la même manière que les corrections pour le vent, plus haut. Consulter les facteurs de correction à appliquer, à la figure 5-9.

Montée

Les tableaux de vitesse ascensionnelle et de pente de montée, au décollage et en route, figures 5-10 à 5-13, présentent la vitesse ascensionnelle et la pente de montée maximales pour diverses situations. Le tableau de temps, de quantité de carburant et de distance de montée, figure 5-14, permet de déterminer le temps, la quantité de carburant et la distance pour monter du niveau de la mer à une altitude-pression spécifiée. Pour déterminer les valeurs à utiliser pour la préparation du vol, les valeur de temps de début de montée, de quantité de carburant et de distance sont soustraites de la valeur de fin de montée (altitude de croisière). Encore une fois, les valeurs conservatrices sont obtenues en utilisant la valeur pour l'altitude immédiatement inférieure pour le début de la montée ou l'altitude immédiatement supérieure pour la fin de la montée. Les calculs suivants sont fait en utilisant les valeurs conservatrices pour l'exemple :

Valeurs de commencement de montée (niveau de la mer jusque 1 750 pieds)

- Temps de montée0,7 minutes
- Distance de montée 1.0 mille marin
- Carburant pour la montée 0,3 gallon américain

Valeurs de fin de montée (niveau de la mer à 6 500 pieds)

- Temps de montée6,0 minutes
- Distance de montée 10,5 milles marins
- Carburant pour la montée 2,4 gallons américains

Valeurs pour la montée (1 750 à 6 500 pieds)

- Temps de montée (fin à 6,0 - commencement à 0,7) 5,3 minutes
- Distance de montée (fin à 10,5 - commencement à 1,0) 9.5 milles marins
- Carburant pour la montée (fin à 2,4 - commencement à 0,3) 2,1 gallons américains

Ces valeurs représentent la montée pour un jour standard et sont suffisantes pour la majorité des planifications avant le vol. Cependant, il est possible de faire des corrections pour l'effet de la température sur la montée. L'effet de la température sur la performance en montée est d'augmenter le temps, la quantité de carburant et la distance de montée d'environ 10 % pour chaque tranche de 10 °C au-dessus de l'atmosphère type internationale. Dans notre exemple, en utilisant une température d'atmosphère type internationale + 13 °C, il faut utiliser une correction de 13 %.

Quantité de carburant estimée pour la montée

- Quantité de carburant pour la montée (température normale)..... 2,1 gallons américains
- Augmentation à cause de la température non standard (2,1 x 0,13) 0,3 gallon américain
- Correction de quantité de carburant pour la montée..... 2,4 gallons américains

Procédure pour la distance de montée

- Distance pour la montée, température normale9.5 milles marins
- Augmentation à cause de la température non standard (9.5 x 0,13) 1,2 mille marin
- Distance de montée corrigée (9,5 + 1,2) 10,7 milles marins

Croisière

L'altitude de croisière sélectionnée doit être basée sur la performance de l'avion, de la longueur du trajet et des vents en altitude. Une altitude de croisière type et des vents types en altitude sont donnés pour cet exemple. La puissance de croisière doit être sélectionnée en fonction des caractéristiques de performance du tableau de la figure 5-16 et du profil de distance franchissable et d'autonomie pour la puissance maximale présentée à la figure 5-16.

Le rapport entre la puissance et la distance franchissable ainsi que l'autonomie est montré dans le tableau de profil de distance franchissable et autonomie, figure 5-16. Il faut noter que la consommation et la distance franchissable sont substantiellement meilleures à une puissance plus faible.

Le tableau de performance en croisière, figure 5-15, est entrée à une altitude de 6 000 pieds et une température normale de 30 °C. Ces valeurs sont conservatrices pour l'altitude et la température prévues. Le régime du moteur est choisi à 2 500 tr/min à une puissance d'environ 55 %, donnant les résultats suivants :

- Puissance (pression d'admission = 19,5)56 %
- Vitesse réelle 157 kt
- Débit de carburant en croisière 15,3 gallons américains par heure

Carburant nécessaire

Il est possible d'estimer la quantité totale de carburant nécessaire pour le vol en utilisant les renseignements de performance obtenus des figures 5-14 et 5-15. Distance de croisière résultant

- Distance totale (pour l'exemple) 560,0 milles marins
- Distance de montée (valeur corrigée du tableau de montée) 10,7 milles marins
- Distance de croisière (distance totale - distance de montée)..... 549,3 milles marins

En utilisant la vitesse réelle du tableau de performance, figure 5-15, et en appliquant le vent debout de 10 kt, il est prévu d'avoir une vitesse au sol de croisière de 121 kt. Le temps nécessaire pour la croisière est donc de :

- $549,3 \text{ milles marins} / 147 \text{ kt} = 3,7 \text{ heures}$

La quantité de carburant pour la croisière est :

- $3,7 \text{ heures} \times 15,3 \text{ gallons américains par heure} = 56,6 \text{ gallons américains.}$

Du tableau de croisière à 6 000 pieds (figure 5-15), une réserve de 45 minutes pour vols aux instruments à une puissance d'environ 55 % nécessite :

- $45/60 \times 15,3 \text{ gallons américains par heure} = 11,5 \text{ gallons américains}$

Quantité de carburant estimée nécessaire

- Démarrage du moteur, roulage, décollage 1,0 gallon américain
- Montée 2,4 gallons américains
- Croisière 56,6 gallons américains
- Réserve 11,5 gallons américains
- Quantité totale de carburant nécessaire 71,5 gallons américains

Après le commencement du vol, des vérifications de la vitesse sol fournissent une base plus précise pour estimer la durée du vol et la quantité de carburant correspondante pour terminer le vol avec une réserve suffisante.

Atterrissage

Il faut utiliser une procédure similaire à celle du décollage pour estimer la distance d'atterrissage à l'aéroport de destination. La figure 5-19 présente les renseignements de distance d'atterrissage pour la technique de piste courte. Distances correspondant à 2 000 pieds et 20 \downarrow C

- Distance de roulement..... 1 248 pieds
- Distance totale pour atterrir au-dessus d'un obstacle de 50 pieds..... 2 476 pieds

Il peut être nécessaire de faire une correction pour l'effet du vent en fonction des corrections de vent debout ou vent arrière présentées dans le tableau d'atterrissage, en utilisant la même procédure indiquée pour le décollage. Il faut aussi appliquer de la même manière des corrections pour la pente de la piste et pour une piste gazonnée.

Température de fonctionnement observée

Un refroidissement satisfaisant du moteur a été démontré pour cet avion avec une température extérieure de 23 °C au-dessus de la température standard. La valeur donnée n'est pas considérée comme une limite d'exploitation. Il faut faire référence à la section 2 pour les limites d'exploitation du moteur.

Correction de l'indicateur de vitesse

Source statique normale

Conditions

- Niveau de puissance pour un vol en palier ou maximale continue, la plus basse des deux.

Exemple

Volets50 %
 Vitesse indiquée 85 kt

Vitesse corrigée..... 85 kt

• Nota •

- Les valeurs de vitesse indiquée supposent une erreur d'instrument de zéro.
- KIAS = Vitesse indiquée en kt
- KCAS = Vitesse corrigée en kt

KIAS	KCAS		
	Volets à 0 %	Volets à 50 %	Volets à 100 %
60			58
70		68	69
80	79	80	80
90	90	91	90
100	100	101	100
110	110	111	
120	121	121	
130	131		
140	142		
150	152		
160	162		
170	172		
180	183		
190	193		
200	203		

Figure 5-1

Correction de l'indicateur de vitesse

Source statique secondaire

Conditions

- Niveau de puissance pour un vol en palier ou maximale continue, la plus basse des deux.
- Chauffage, dégivrage et bouches d'air MARCHÉ

Exemple

Volets 50 %
Vitesse indiquée..... 85 kt

Vitesse corrigée 86 kt

• Nota •

- Les valeurs de vitesse indiquée supposent une erreur d'instrument de zéro.
- KIAS = Vitesse indiquée en kt
- KCAS = Vitesse corrigée en kt

KIAS	KCAS		
	Volets à 0 %	Volets à 50 %	Volets à 100 %
60			62
70		71	73
80	80	81	82
90	90	91	92
100	100	101	101
110	110	111	
120	120	121	
130	130		
140	140		
150	150		
160	160		
170	170		
180	180		
190	190		
200	199		

Figure 5-2

Correction d'altitude

Source statique normale

Conditions

- Niveau de puissance pour un vol en palier ou maximale continue, la plus basse des deux.

Exemple

Volets 0 %
 Vitesse indiquée 120 kt

 Altitude désirée 12 000 pieds
 Correction d'altitude -13 pieds

 Altitude de vol 11 987 pieds

• Nota •

- Les valeurs de vitesse indiquée supposent une erreur d'instrument de zéro.
- KIAS = Vitesse indiquée en kt
- KCAS = Vitesse corrigée en kt

Volets	Altitude-pression Alt	CORRECTION A AJOUTER, EN PIEDS									
		Source statique normale - KIAS									
		60	70	80	90	100	120	140	160	180	200
0 %	NM		8	6	3	0	-9	-19	-31	-44	-56
	5 000		10	7	4	0	10	-23	-36	-51	-65
	10 000		11	8	5	0	-12	-26	-42	-59	-76
	15 000		13	10	5	0	-14	-31	-50	-70	-90
50 %	NM		14	3	-6	-12	-6				
	5 000		17	4	7	14	7				
	10 000		19	4	9	17	8				
100 %	NM	13	8	3	0	-1					
	5 000	15	9	3	0	-1					
	10 000	17	10	4	0	-2					

Figure 5-3

Correction d'altitude

Source statique secondaire

Conditions

- Niveau de puissance pour un vol en palier ou maximale continue, la plus basse des deux.
- Chauffage, dégivrage et bouches d'air MARCHÉ

Exemple

Volets 0 %
 Vitesse indiquée..... 120 kt
 Altitude désirée 12 000 pieds
 Correction d'altitude -4 pieds

 Altitude de vol 11 996 pieds

• Nota •

- Les valeurs de vitesse indiquée supposent une erreur d'instrument de zéro.
- KIAS = Vitesse indiquée en kt
- KCAS = Vitesse corrigée en kt

Volets	Altitude-pression Alt	CORRECTION A AJOUTER, EN PIEDS									
		Source statique normale - KIAS									
		60	70	80	90	100	120	140	160	180	200
0 %	NM		1	0	-1	-1	-3	-3	-1	4	13
	5 000		2	0	-1	-2	-3	-3	-1	5	15
	10 000		2	1	-1	-2	-4	-4	-1	6	18
	15 000		2	1	-1	-2	-4	-4	-1	7	21
50 %	NM		-7	-6	-5	-5	-9				
	5 000		-8	-7	-6	-6	-10				
	10 000		-9	-8	-7	-7	-12				
100 %	NM	-14	-17	-18	-16	-10					
	5 000	-16	-20	-21	-19	-12					
	10 000	-18	-23	-25	-22	-14					

Figure 5-4

Conversion de température

• Nota •

- Pour convertir de degrés Celsius en degrés Fahrenheit, trouver dans la colonne grisée la température en Celsius à convertir. Lire dans la colonne de droite l'équivalent en Fahrenheit.
→ **EXEMPLE** : 38 °C = 100 °F
- Pour convertir de degrés Fahrenheit en degrés Celsius, trouver dans la colonne grisée la température en Fahrenheit à convertir. Lire dans la colonne de gauche l'équivalent en Fahrenheit.
→ **EXEMPLE**: 38 °F = 3 °C.

Température à convertir °C ou °F			Température à convertir °C ou °F			Température à convertir °C ou °F		
°C	↔	°F	°C	↔	°F	°C	↔	°F
-50	-58	-72	-17	2	36	17	62	144
-49	-56	-69	-16	4	39	18	64	147
-48	-54	-65	-14	6	43	19	66	151
-47	-52	-62	-13	8	46	20	68	154
-46	-50	-58	-12	10	50	21	70	158
-44	-48	-54	-11	12	54	22	72	162
-43	-46	-51	-10	14	57	23	74	165
-42	-44	-47	-9	16	61	24	76	169
-41	-42	-44	-8	18	64	26	78	172
-40	-40	-40	-7	20	68	27	80	176
-39	-38	-36	-6	22	72	28	82	180
-38	-36	-33	-4	24	75	29	84	183
-37	-34	-29	-3	26	79	30	86	187
-36	-32	-26	-2	28	82	31	88	190
-34	-30	-22	-1	30	86	32	90	194
-33	-28	-18	0	32	90	33	92	198
-32	-26	-15	1	34	93	34	94	201
-31	-24	-11	2	36	97	36	96	205
-30	-22	-8	3	38	100	37	98	208
-29	-20	-4	4	40	104	38	100	212
-28	-18	0	6	42	108	39	102	216
-27	-16	3	7	44	111	40	104	219
-26	-14	7	8	46	115	41	106	223
-24	-12	10	9	48	118	42	108	226
-23	-10	14	10	50	122	43	110	230
-22	-8	18	11	52	126	44	112	234
-21	-6	21	12	54	129	46	114	237
-20	-4	25	13	56	133	47	116	241
-19	-2	28	14	58	136	48	118	244
-18	0	32	16	60	140	49	120	248

Figure 5-5

Température extérieure pour les conditions d'atmosphère standard type internationale

Exemple

Altitude-pression..... 8 000 pieds
Température extérieure 48 °F

Condition d'atmosphère standard internationale (ISA)ISA + 10 °C

Altitude-pression Alt pieds	ISA -40 °C		ISA -20 °C		ISA		ISA +10 °C		ISA +20 °C	
	°C	°F	°C	°F	°C	°F	°C	°F	°C	°F
NM	-25	-13	-5	23	15	59	25	77	35	95
1 000	-27	-18	-7	18	13	54	23	72	33	90
2 000	-29	-20	-9	16	11	52	21	70	31	88
3 000	-31	-24	-11	12	9	48	19	66	29	84
4 000	-33	-27	-13	9	7	45	17	63	27	81
5 000	-35	-31	-15	5	5	41	15	59	25	77
6 000	-37	-34	-17	2	3	38	13	56	23	74
7 000	-39	-38	-19	-2	1	34	11	52	21	70
8 000	-41	-42	-21	-6	-1	30	10	48	20	66
9 000	-43	-45	-23	-9	-3	27	7	45	17	63
10 000	-45	-49	-25	-13	-5	23	5	41	15	59
11 000	-47	-52	-27	-16	-7	20	3	38	13	56
12 000	-49	-56	-29	-20	-9	16	1	34	11	52
13 000	-51	-59	-31	-23	-11	13	-1	31	9	49
14 000	-53	-63	-33	-27	-13	9	-3	27	7	45
15 000	-55	-67	-35	-31	-15	6	-5	23	5	41
16 000	-57	-71	-37	-34	-17	2	-7	20	3	38
17 000	-59	-75	-39	-38	-19	-2	-9	16	1	34
17 500	-60	-76	-40	-40	-20	-3	-10	14	0	32

Figure 5-6

Vitesses de décrochage

Conditions

- Masse 3 400 lb
- c.g.Notée
- Puissance Ralenti
- Angle d'inclinaison latérale.....Notée

Exemple

Volets..... RETRACTES (0 %)
 Angle d'inclinaison latérale 15°
 c.g.....En avant

Vitesse de décrochage 71 kt70 KCAS

• Nota •

- La perte d'altitude pendant un décrochage avec les ailes horizontales peut atteindre 250 pieds ou plus.
- Il est possible que la vitesse indiquée au décrochage ne soit pas précise.

Masse lb	Angle d'inclinaison latérale Degrés	VITESSE DE DECROCHAGE					
		Volets 0 %, complètement rétractés		Volets à 50 %		Volets 100 %, complètement sortis	
		KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
3 400 c.g. le plus avancé	0	70	69	67	64	61	59
	15	71	70	68	65	62	60
	30	75	74	72	69	66	64
	45	84	82	80	76	73	70
	60	99	97	95	90	87	84
3 400 c.g. le plus en arrière	0	68	67	66	62	61	59
	15	69	68	67	63	62	60
	30	73	72	71	67	65	63
	45	81	79	78	74	72	70
	60	96	94	93	88	86	83

Figure 5-7

Composantes de vent

Conditions

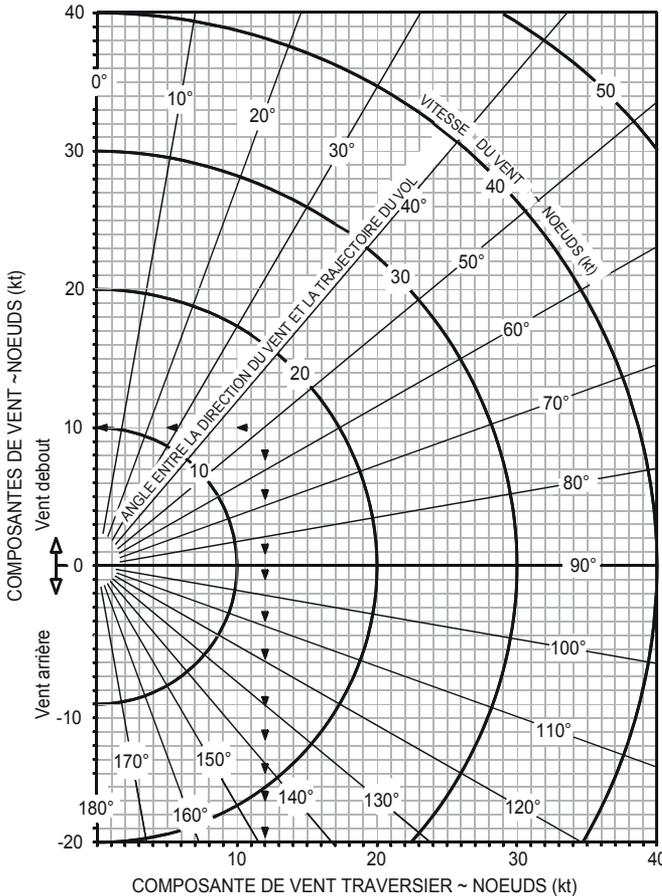
- Cap de la piste..... 10°
- Direction du vent..... 60°
- Vitesse du vent..... 15 kt

Exemple

- Angle du vent par rapport à la trajectoire 50°
- Composante de vent traversier .. 12 kt
- Composante de vent debout..... 10 kt

• Nota •

- La vitesse de vent traversier maximale démontrée est de 20 kt. Cette valeur n'est pas considérée comme une limite.



SR2_FM05_1014

Figure 5-8

Distance de décollage

Conditions

- Vent Zéro
- Piste Sèche, horizontale, revêtue
- Volets 50 %
- Puissance Plein régime
- Mélange Réglé selon l'autocollant

Exemple

- Température extérieure 25 °C
- Masse 3 400 lb
- Altitude-pression 2 000 pieds
- Vent debout 12 kt
- Piste Sèche et revêtue

-
- Vitesse de décollage 73 kt
 - Vitesse au-dessus de l'obstacle . 78 kt
 - Roulement de décollage.. 1 203 pieds
 - Distance au-dessus d'un obstacle de
50 pieds 1 835 pieds
-

Facteurs

Il faut appliquer les facteurs suivants à la distance de décollage calculée pour les conditions notées:

- Vent debout - Soustraire 10 % de la distance calculée pour chaque tranche de 12 kt de vent debout
- Vent arrière - Ajouter 10 % pour chaque tranche de 2 kt de vent arrière, jusque 10 kt.
- Piste gazonnée - Ajouter 15 % à la distance de roulement
- Piste inclinée - Ajouter 22 % à la distance de roulement au niveau de la mer, 30 % à la distance de roulement à 5 000 pieds, 43 % à la distance de roulement à 10 000 pieds, pour chaque degré de pente montante. Soustraire 7 % à la distance de roulement au niveau de la mer, 10 % à la distance de roulement à 5 000 pieds, 14 % à la distance de roulement à 10 000 pieds, pour chaque degré de pente descendante.

• Attention •

Il est obligatoire d'inclure la correction pour la pente. Ces corrections doivent être utilisées avec prudence, car la donnée de pente publiée représente habituellement la pente nette d'une extrémité de la piste à l'autre. Dans de nombreux cas, une portion de la piste a une pente plus ou moins prononcée que la valeur publiée, allongeant ou raccourcissant le roulement de décollage estimé en utilisant le tableau.

- Si les freins ne sont pas appliqués pendant la montée du régime du moteur, la distance effective commence au point d'application de la puissance et de la richesse totales.

- Pour exploitation à une température extérieure inférieure à celles du tableau, utiliser les données pour la température la plus basse démontrée.
- Pour exploitation à une température extérieure supérieure à celles du tableau, il faut être extrêmement prudent.

Distance de décollage

MASSE = 3 400 lb Vitesse au décollage = 73 kt Vitesse au-dessus d'un obstacle de 50 pieds = 78 kt Volets à 50 % Puissance de décollage · Sèche et revêtue		Vent debout : Soustraire 10 % par tranche de 13 kt de vent debout. Vent arrière : Ajouter 10 % pour chaque tranche de 2 kt de vent arrière, jusque 10 kt. Pente de la piste : Facteurs de référence Gazon sec : Ajouter 15 % à la distance de roulement					
ALTITUDE PRESSION Pieds	DISTANCE Pieds	TEMPERATURE ~ °C					ISA
		0	10	20	30	40	
NM	Roulement	910	982	1 058	1 137	1 219	1 020
	50 pieds	1 414	1 520	1 629	1 742	1 860	1 574
1 000	Roulement	1 003	1 084	1 167	1 254	1 344	1 108
	50 pieds	1 554	1 670	1 790	1 915	2 044	1 706
2 000	Roulement	1 108	1 196	1 289	1 385	1 484	1 206
	50 pieds	1 710	1 837	1 970	2 107	2 248	1 851
3 000	Roulement	1 224	1 322	1 424	1 530	1 640	1 312
	50 pieds	1 883	2 024	2 169	2 320	2 476	2 010
4 000	Roulement	1 354	1 463	1 575	1 693	1 814	1 430
	50 pieds	2 076	2 231	2 392	2 558	2 730	2 185
5 000	Roulement	1 500	1 620	1 746	1 875	2 009	1 560
	50 pieds	2 291	2 462	2 640	2 823	3 013	2 377
6 000	Roulement	1 663	1 796	1 935	2 078	2 228	1 704
	50 pieds	2 532	2 721	2 917	3 120	3 330	2 590
7 000	Roulement	1 846	1 994	2 147	2 307	2 473	1 862
	50 pieds	2 801	3 010	3 227	3 452	3 684	2 824
8 000	Roulement	2 052	2 216	2 387	2 564	2 748	2 038
	50 pieds	3 103	3 335	3 575	3 823	4 080	3 083
9 000	Roulement	2 284	2 466	2 656	2 853	3 058	2 233
	50 pieds	3 442	3 698	3 965	4 240	4 526	3 370
10 000	Roulement	2 544	2 748	2 959	3 179	3 407	2 449
	50 pieds	3 822	4 107	4 403	4 709	5 026	3 687

Figure 5-9
Feuille 1 de 2

Distance de décollage

MASSE = 2900 lb Vitesse au décollage = 70 kt Vitesse au-dessus d'un obstacle de 50 pieds = 74 kt Volets à 50 % Puissance de décollage · Sèche et revêtue		Vent debout : Soustraire 10 % par tranche de 13 kt de vent debout. Vent arrière : Ajouter 10 % pour chaque tranche de 2 kt de vent arrière, jusque 10 kt. Pente de la piste : Facteurs de référence Gazon sec : Ajouter 15 % à la distance de roulement					
ALTITUDE PRESSION Pieds	DISTANCE Pieds	TEMPERATURE ~ °C					ISA
		0	10	20	30	40	
NM	Roulement	605	654	704	757	811	679
	50 pieds	958	1 029	1 103	1 180	1 259	1 066
1 000	Roulement	668	721	777	835	895	738
	50 pieds	1 053	1 131	1 212	1 297	1 383	1 155
2 000	Roulement	737	796	857	921	989	802
	50 pieds	1 158	1 244	1 334	1 426	1 522	1 253
3 000	Roulement	815	880	948	1 018	1 092	873
	50 pieds	1 275	1 370	1 469	1 570	1 676	1 361
4 000	Roulement	901	973	1 048	1 126	1 207	952
	50 pieds	1 408	1 510	1 619	1 731	1 847	1 479
5 000	Roulement	998	1 078	1 161	1 248	1 337	1 088
	50 pieds	1 552	1 667	1 787	1 911	2 039	1 610
6 000	Roulement	1 107	1 195	1 287	1 383	1 483	1 134
	50 pieds	1 714	1 842	1 974	2 111	2 253	1 753
7 000	Roulement	1 229	1 327	1 429	1 535	1 646	1 239
	50 pieds	1 896	2 037	2 184	2 335	2 492	1 912
8 000	Roulement	1 366	1 475	1 588	1 706	1 829	1 356
	50 pieds	2 100	2 257	2 419	2 587	2 760	2 087
9 000	Roulement	1 520	1 641	1 767	1 899	2 035	1 486
	50 pieds	2 329	2 503	2 682	2 868	3 061	2 281
10 000	Roulement	1 683	1 828	1 969	2 115	2 267	1 630
	50 pieds	2 586	2 779	2 978	3 185	3 399	2 495

Figure 5-9
Feuille 2 de 2

Pente de montée au décollage

Conditions

- Puissance Plein régime
- Mélange Régulé selon l'autocollant
- Volets 50 %
- Vitesse indiquée..... Meilleure vitesse ascensionnelle

Exemple

Température extérieure20 °C
Masse..... 3 400 lb
Altitude-pression..... 4 000 pieds

Vitesse de montée..... 89 kt
Pente654 pieds par mille marin

• Nota •

- Les pentes de montée montrées représentent le gain d'altitude, exprimé en pieds par mille marin, pour une distance horizontale parcourue.
- Pour exploitation à une température extérieure inférieure à celles du tableau, utiliser les données pour la température la plus basse montrée.
- Pour exploitation à une température extérieure supérieure à celles du tableau, il faut être extrêmement prudent.

Masse	Altitude-pression	Vitesse de montée	PENDE DE MONTÉE ~ pieds par mille marin				
			Température ~ °C				ISA
lb	Pieds	KIAS	20	0	20	40	
3 400	NM	91	939	896	853	811	864
	2 000	90	834	793	75,2	711	770
	4 000	89	734	694	654	615	680
	6 000	88	638	600	561	524	594
	8 000	87	546	509	472	436	510
	10 000	86	458	422	387	353	431
2 900	NM	91	1 172	1 122	1 070	1 019	1 083
	2 000	90	1 049	1 000	950	902	972
	4 000	89	931	884	836	790	867
	6 000	88	818	773	727	683	766
	8 000	87	711	667	623	581	669
	10 000	86	608	566	524	484	576

Figure 5-10

Vitesse ascensionnelle au décollage

Conditions

- Puissance Plein régime
- Mélange Réglé selon l'autocollant
- Volets 50 %
- Vitesse indiquée Meilleure vitesse ascensionnelle

Exemple

Température extérieure 10 °C
Masse 3 400 lb
Altitude-pression 6 000 pieds

Vitesse de montée 88 kt
Vitesse ascensionnelle 948 pieds par minute

• Nota •

- Les vitesses ascensionnelles indiquées représentent le changement altitude par unité de temps, exprimée en pieds par minute.
- Pour exploitation à une température extérieure inférieure à celles du tableau, utiliser les données pour la température la plus basse montrée.
- Pour exploitation à une température extérieure supérieure à celles du tableau, il faut être extrêmement prudent.

Masse	Altitude-pression	Vitesse de montée	VITESSE ASCENSIONNELLE ~ Pieds par minute				
			Température ~ °C				
			20	0	20	40	ISA
lb	Pieds	KIAS					
3 400	NM	91	1 326	1 317	1 300	1 277	1 304
	2 000	90	1 214	1 200	1 179	1 153	1 189
	4 000	89	1 100	1 082	1 057	1 028	1 074
	6 000	88	985	962	934	901	958
	8 000	87	869	842	809	774	843
	10 000	86	851	719	683	644	727
2 900	NM	91	1 646	1 638	1 621	1 598	1 626
	2 000	90	1 518	1 505	1 484	1 457	1 494
	4 000	89	1 389	1 371	1 346	1 316	1 363
	6 000	88	1 259	1 236	1 207	1 172	1 232
	8 000	87	1 128	1 100	1 066	1 028	1 101
	10 000	86	995	962	924	883	971

Figure 5-11

Pente de montée en route

Conditions

- Puissance Plein régime
- Mélange Richesse maximale
- Volets 0% (RETRACTES)
- Vitesse indiquée Meilleure vitesse ascensionnelle

Exemple

Température extérieure 20 °C
 Masse 3 400 lb
 Altitude-pression 4 000 pieds

Vitesse de montée 98 kt
 Pente 639 pieds par mille marin

• Nota •

- Les pentes de montée montrées représentent le gain d'altitude, exprimé en pieds par mille marin, pour une distance horizontale parcourue.
- Pour exploitation à une température extérieure inférieure à celles du tableau, utiliser les données pour la température la plus basse démontrée.
- Pour exploitation à une température extérieure supérieure à celles du tableau, il faut être extrêmement prudent.

Masse	Altitude-pression	Vitesse de montée	PENDE DE MONTÉE - pieds par mille marin				
			Température ~ °C				
lb	Pieds	KIAS	20	0	20	40	ISA
3 400	NM	101	911	867	823	781	834
	2 000	100	813	771	729	689	748
	4 000	98	720	679	639	600	665
	6 000	97	630	590	552	515	584
	8 000	96	544	505	468	433	507
	10 000	95	461	424	388	354	433
	12 000	94	381	346	312	279	361
	14 000	93	304	271	238	207	292
16 000	92	231	199	168	139	226	
2 900	NM	101	1 130	1 078	1 026	975	1 039
	2 000	100	1015	965	915	867	937
	4 000	98	905	857	809	763	840
	6 000	97	800	753	708	664	746
	8 000	96	699	654	611	569	656
	10 000	95	603	560	518	478	570
	12 000	94	610	469	429	391	487
	14 000	93	422	382	344	308	407
16 000	92	337	299	263	229	331	

Figure 5-12

Vitesse ascensionnelle en route

Conditions

- PuissancePlein régime
- Mélange.....Selon besoin
- Volets0% (RETRACTES)
- Vitesse indiquéeMeilleure vitesse ascensionnelle

Exemple

Température extérieure 10 °C
Masse 3 400 lb
Altitude-pression6 000 pieds

Vitesse de montée 97 kt
Vitesse ascensionnelle 1 030 pieds par minute

• Nota •

- Les valeurs de vitesse ascensionnelle sont le changement d'altitude, exprimé en pieds par minute.
- Pour exploitation à une température extérieure inférieure à celles du tableau, utiliser les données pour la température la plus basse démontrée.
- Pour exploitation à une température extérieure supérieure à celles du tableau, il faut être extrêmement prudent.

Masse lb	Altitude-pression Pieds	Vitesse de montée KIAS	VITESSE ASCENSIONNELLE ~ Pieds par minute				
			Température ~ °C				
			20	0	20	40	ISA
3400	NM	101	1 428	1 414	1 392	1 366	1 398
	2 000	100	1 311	1 292	1 267	1 238	1 279
	4 000	98	1 193	1 170	1 141	1 108	1 160
	6 000	97	1 074	1 046	1 013	977	1 041
	8 000	96	953	921	884	845	922
	10 000	95	830	794	754	712	803
	12 000	94	706	666	623	577	684
	14 000	93	581	537	490	441	565
2 900	NM	101	1 761	1 748	1 726	1 698	1 732
	2 000	100	1 629	1 610	1 584	1 552	1 596
	4 000	98	1 494	1 471	1 441	1 405	1 461
	6 000	97	1 359	1 331	1 296	1 257	1 326
	8 000	96	1 222	1 189	1 151	1 108	1 191
	10 000	95	1 084	1 046	1 004	958	1 056
	12 000	94	945	902	855	806	921
	14 000	93	804	757	706	653	787
	16 000	92	662	610	556	499	653

Figure 5-13

Temps, carburant et distance de montée

Conditions

- Puissance Plein régime
- Mélange Richesse maximale
- Densité du carburant 6,0 lb/gallon américain
- Masse 3 400 lb
- Vent Zéro
- Vitesse de montée Notée

Exemple

Température extérieure ISA
 Masse 3 400 lb
 Pression à l'aéroport 1 400 pieds

Altitude-pression 12 000 pieds

Temps de montée 11,3 minutes
 Carburant pour la montée .4,1 gallons américains
 Distance de montée 20,5 milles marins

Facteurs

- Carburant pour le roulage - Ajouter 1 gallon américain pour la mise en marche, le roulage et le décollage.
- Température - Ajouter 10 % à la valeur calculée pour chaque tranche de 10 °C au-dessus de normal.

Altitude-pression Pieds	Température extérieure (ISA) °C	Vitesse de montée KIAS	Vitesse ascensionnelle pieds par minute	TEMPS, CARBURANT, DISTANCE ~ au-dessus du niveau de la mer		
				Temps Minutes	Carburant Gallons américains	Distance Milles marins
NM	15	101	1 398	0,0	0,0	0,0
1 000	13	100	1 339	0,7	0,3	1,0
2 000	11	100	1 279	1,5	0,7	2,5
3 000	9	99	1 220	2,5	1,0	4,0
4 000	7	98	1 160	3,0	1,3	5,5
5 000	5	97	1 101	4,0	1,7	7,0
6 000	3	97	1 041	5,0	2,0	8,5
7 000	1	96	982	6,0	2,4	10,5
8 000	-1	96	922	7,0	2,7	12,0
9 000	-3	95	863	8,0	3,1	14,5
10 000	-5	95	803	9,5	3,5	16,5
11 000	-7	94	744	10,5	3,9	19,0
12 000	-9	94	684	12,0	4,4	21,5
13 000	11	93	625	13,5	4,8	24,5
14 000	-13	93	565	15,0	5,3	28,0
15 000	-15	92	506	17,0	5,8	31,5
16 000	-17	92	446	19,0	6,4	35,5
17 000	-19	91	387	21,5	7,1	40,0
17 500	-20	91	357	24,0	7,8	45,5

Figure 5-14

Performance de croisière

Conditions

- Mélange..... Meilleure puissance
- Masse de croisière 2 900 lb
- Vent Zéro

Exemple

Température extérieure 25 °C
Régime 2 500 tr/min
Altitude-pression de croisière.. 10 000 pieds

% de puissance (pression d'admission de 24,0 in) 61 %
Vitesse réelle 173 kt
Débit de carburant 14,4 gallons par heure

Altitude-pression de 2 000 pieds										
Régime	Pression d'admission	ISA - 30 °C (-19 °C)			ISA (11 °C)			ISA + 30 °C (41 °C)		
		PUIS-SANCE	KTAS	Gallons par heure	PUIS-SANCE	KTAS	Gallons par heure	PUIS-SANCE	KTAS	Gallons par heure
2 700 tr/min	27,4	103 %	186	24,6	98 %	186	23,3	93 %	181	22,0
2 600	27,4	99 %	183	23,5	94 %	183	22,2	89 %	178	21,5
2 500	27,4	93 %	179	22,1	88 %	179	20,9	84 %	174	20,8
2 500	26,4	89 %	176	21,1	84 %	176	19,9	80 %	171	20,2
2 500	25,4	84 %	173	20,0	80 %	173	19,0	76 %	168	19,5
2 500	24,4	80 %	170	19,0	76 %	170	18,0	72 %	165	18,8
2 500	23,4	76 %	167	18,0	72 %	167	17,0	68 %	162	18,1

Altitude-pression de 4 000 pieds										
Régime	Pression d'admission	ISA - 30 °C (-23 °C)			ISA (7 °C)			ISA + 30 °C (37 °C)		
		PUIS-SANCE	KTAS	Gallons par heure	PUIS-SANCE	KTAS	Gallons par heure	PUIS-SANCE	KTAS	Gallons par heure
2 700 tr/min	25,4	96 %	185	22,9	91 %	185	21,6	87 %	180	20,8
2 600	25,4	92 %	182	21,9	87 %	182	20,7	83 %	177	20,6
2 500	25,4	87 %	178	20,6	82 %	178	19,5	78 %	173	19,9
2 500	24,4	82 %	175	19,5	78 %	175	18,5	74 %	170	19,2
2 500	23,4	78 %	172	18,5	74 %	172	17,5	70 %	167	18,5
2 500	22,4	73 %	169	17,4	69 %	169	16,5	66 %	163	17,7
2 500	21,4	69 %	165	16,4	65 %	165	15,5	62 %	159	16,9

Figure 5-15
Feuille 1 de 4

Performance de croisière

Altitude-pression de 6 000 pieds										
Régime	Pres- sion d'admis- sion	ISA - 30 °C (-27 °C)			ISA (3 °C)			ISA + 30 °C (33 °C)		
		PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure
2 700 tr/min	23,5	89 %	184	21,2	85 %	184	20,1	81 %	179	19,6
2 600	23,5	85 %	181	20,3	81 %	181	19,2	77 %	176	19,1
2 500	23,5	80 %	177	19,1	76%	177	18,1	72 %	172	18,3
2 500	22,5	76 %	174	18,1	72 %	174	17,1	68 %	169	17,6
2 500	21,5	72 %	170	17,0	68 %	170	16,1	64 %	165	16,9
2 500	20,5	67 %	166	15,9	64 %	166	15,1	60 %	161	16,1
2 500	19,5	63 %	162	14,9	59 %	162	14,1	56 %	157	15,3

Altitude-pression de 8 000 pieds										
Régime	Pres- sion d'admis- sion	ISA - 30 °C (-31 °C)			ISA (-1 °C)			ISA + 30 °C (29 °C)		
		PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure
2 700 tr/min	21,7	83 %	183	19,7	78 %	183	18,6	75 %	178	17,7
2 600	21,7	79 %	180	18,8	75 %	180	17,8	71 %	175	17,0
2 500	21,7	75 %	176	17,7	71 %	176	16,8	67%	171	16,0
2 500	20,7	70 %	172	16,7	66 %	172	15,8	63 %	167	15,0
2 500	19,7	66 %	168	15,6	62 %	168	14,8	59 %	163	14,0
2 500	18,7	61 %	163	14,5	58 %	163	13,8	55 %	158	13,1
2 500	17,7	57 %	159	13,5	54 %	159	12,8	51%	153	12,1

Altitude-pression de 10 000 pieds										
Régime	Pres- sion d'admis- sion	ISA - 30 °C (-35 °C)			ISA (-5 °C)			ISA + 30 °C (25 °C)		
		PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure
2 700 tr/min	20,0	77 %	182	18,2	73 %	182	17,3	69 %	176	16,4
2 600	20,0	71 %	177	17,0	68 %	177	16,1	64 %	172	15,3
2 500	20,0	67 %	173	16,0	64 %	173	15,1	61 %	167	14,4
2500	19,0	63 %	168	14,9	59 %	168	14,1	56 %	163	13,4
2 500	18,0	58 %	163	13,8	55 %	163	13,1	52 %	158	12,5
2 500	17,0	54 %	158	12,8	51 %	158	12,1	48 %	153	11,5

Figure 5-15
Feuille 2 de 4

Performance de croisière

Altitude-pression de 12 000 pieds										
Régime	Pres- sion d'admis- sion	ISA - 30 °C (-39 °C)			ISA (-9 °C)			ISA + 30 °C (21 °C)		
		PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure
2 700 tr/min	18,5	71 %	180	16,9	67 %	180	16,0	64 %	175	15,2
2 600	18,5	68 %	177	16,2	64 %	177	15,3	61 %	172	14,5
2 500	18,5	64 %	173	15,2	60 %	173	14,4	58 %	167	13,7
2 500	17,5	59 %	168	14,1	56 %	168	13,4	53 %	162	12,7
2 500	16,5	55 %	162	13,0	52 %	162	12,3	49 %	157	11,7
2 500	15,5	50 %	156	12,0	48 %	156	11,3	45 %	151	10,8

Altitude-pression de 14 000 pieds										
Régime	Pression d'admis- sion	ISA - 30 °C (-43 °C)			ISA (-13 °C)			ISA + 30 °C (17 °C)		
		PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure
2 700 tr/min	17,1	66 %	178	15,6	62 %	178	14,8	59 %	173	14,1
2 600	17,1	63 %	175	14,9	60 %	175	14,1	57 %	170	13,5
2 500	17,1	59 %	171	14,1	56 %	171	13,3	53 %	165	12,7
2 500	16,1	55 %	165	13,0	52 %	165	12,3	49 %	159	11,7
2 500	15,1	50 %	159	11,9	47 %	159	11,2	45 %	153	10,7

Altitude-pression de 16 000 pieds										
Régime	Pression d'admis- sion	ISA - 30 °C (-47 °C)			ISA (-17 °C)			ISA + 30 °C (13 °C)		
		PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure
2 700 tr/min	15,8	61 %	176	14,5	58 %	176	13,0	55 %	171	13,0
2 600	15,8	58 %	173	13,8	55 %	173	12,5	52 %	167	12,5
2 500	15,8	55 %	168	13,0	52 %	168	11,7	49 %	163	11,7
2 500	14,8	50 %	162	11,9	47 %	162	10,7	45 %	156	10,7

Figure 5-15
Feuille 3 de 4

Performance de croisière

Altitude-pression de 17 000 pieds										
Régime	Pres- sion d'admis- sion	ISA - 30 °C (-43 °C)			ISA (-19 °C)			ISA + 30 °C 9 °C)		
		PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure
2 700 tr/ min	15,2	59 %	175	13,9	55 %	175	13,2	53 %	169	12,5
2 600	15,2	56 %	171	13,3	53 %	171	12,6	50 %	166	12,0
2 500	15,2	53 %	167	12,5	50 %	167	11,9	47 %	162	11,3
2 500	14,2	48 %	160	11,4	45 %	160	10,8	43 %	155	10,3

Figure 5-15
Feuille 4 de 4

Profil de distance franchissable et d'autonomie

Conditions

- Masse 3 400 lb
- Température Atmosphère standard

- Vent Zéro

- Mélange.....Meilleure consommation
- Carburant total. 81 gallons américains

Exemple

Puissance 55 %
 Altitude-pression de décollage.. 2 000
 pieds
 Altitude-pression de croisière ... 6 000
 pieds

Carburant pour la montée 1,3gallon
 américain
 Débit de carburant en croisière 11,3
 gallons par heure
 Autonomie 6,1 h
 Distance franchissable 962 milles
 nautiques
 Vitesse réelle 157 kt

• Nota •

- La quantité de carburant restant après la montée est égale à 81,0 gallons américains utilisables, moins la quantité de carburant pour la montée, moins 9,8 gallons américains pour 45 minutes de réserve de carburant pour vol IFR (ISA à 10 000 pieds, PA), moins le carburant pour la descente et moins 0,5 gallon de carburant utilisé pour le décollage précédent.
- La distance franchissable et l'autonomie montrées comprennent la descente à la destination finale à environ 178 kt et 500 pieds par minute.
- La distance franchissable est diminuée de 1 % si le carénage de la roue de train avant est enlevé.

PUISSANCE A 75 %				Richesse = Meilleure puissance			
Altitude-pression	Carburant pour montée gallons américains	Carburant restant pour croisière gallons américains	Vitesse indiquée	Débit de carburant	Autonomie	Distance franchissable	Distance spécifique
Pieds	gallons américains	gallons américains	KTAS	Gallons par heure	Heures	Milles marins	Milles marins/gallon américain
NM	0,0	70,8	166	17,8	4,0	661	9,3
2 000	0,7	69 0	170	17,8	3,9	670	9,6
4 000	1,3	67,2	173	17,8	3,9	680	9,8
6 000	2,0	65,3	177	17,8	3,9	689	10,0
8 000	2,7	63,5	180	17,8	3,8	700	10,3

Figure 5-16
Feuille 1 de 3

Profil de distance franchissable et d'autonomie

PUISSANCE A 65 %								Richesse = Meilleure puissance	
Alti- tude- pres- sion Pieds	Carbu- rant pour montée	Carburant restant pour croisière gallons américains	Vitesse indiquée KTAS	Débit de carbu- rant	Autonomie	Dis- tance fran- chissa- ble Milles marins	Dis- tance spécifi- que Milles marins/ gallon améri- cain		
	gal- lons améri- cains			Gal- lons par heure					
NM	0,0	70,8	158	15,4	4,6	725	10,3		
2 000	0,7	69,0	161	15,4	4,5	735	10,5		
4 000	1,3	67,2	165	15,4	4,5	745	10,7		
6 000	2,0	65,3	168	15,4	4,5	755	11,0		
8 000	2,7	63,5	171	15,4	4,4	765	11,2		
10 000	3,5	61,6	174	15,4	4,4	775	11,5		
12 000	4,4	59,8	178	15,4	4,3	785	11,8		

PUISSANCE DE 55 %								Richesse = Meilleure puissance	
Alti- tude- pres- sion Pieds	Carbu- rant pour montée	Carburant restant pour croisière gallons amé- ricains	Vitesse indiquée KTAS	Débit de carbu- rant	Autonomie	Dis- tance fran- chissa- ble Milles marins	Dis- tance spécifi- que Milles marins/ gallon améri- cain		
	gal- lons améri- cains			Gal- lons par heure					
NM	0,0	70,8	149	13,1	5,4	806	11,4		
2 000	0,7	69,0	152	13,1	5,4	815	11,6		
4 000	1,3	67,2	154	13,1	5,3	825	11,9		
6 000	2,0	65,3	157	13,1	5,3	835	12,2		
8 000	2,7	63,5	160	13,1	5,2	845	12,4		
10 000	3,5	61,6	163	13,1	5,1	856	12,7		
12 000	4,4	59,8	166	13,1	5,1	865	13,0		
14 000	5,3	57,8	169	13,1	5,0	875	13,4		

Figure 5-16
Feuille 2 de 3

Profil de distance franchissable et d'autonomie

PUISSANCE DE 55 %								Richesse = Meilleure consommation
Alti- tude- pres- sion Pieds	Carbu- rant pour mon- tée	Carburant restant pour croisière gallons américains	Vitesse indiquée KTAS	Débit de car- burant	Autonomie Heures	Dis- tance fran- chissa- ble	Distance spécifi- que	
	gal- lons améri- cains			Gal- lons par heure		Milles marins	Milles marins/ gallon améri- cain	
NM	0,0	70,8	149	11,3	6,2	930	13,1	
2 000	0,7	69,0	152	11,3	6,2	941	13,4	
4 000	1,3	67,2	154	11,3	6,1	951	13,7	
6 000	2,0	65,3	157	11,3	6,1	962	14,0	
8 000	2,7	63,5	160	11,3	6,0	974	14,3	
10 000	3,5	61,6	163	11,3	5,9	985	14,6	
12 000	4,4	59,8	166	11,3	5,9	995	15,0	
14 000	5,3	57,8	169	11,3	5,8	1 006	15,4	

Figure 5-16
Feuille 3 de 3

Pente de montée après un atterrissage interrompu

Conditions

- Puissance Plein régime
- Mélange Réglé selon l'autocollant
- Volets 100 % (SORTIS)
- Vitesse de montée V_{REF}

Exemple

Température extérieure 20 °C
 Masse 3 400 lb
 Altitude-pression 4 000 pieds

Vitesse de montée 77 kt
 Vitesse ascensionnelle. 633 pieds par mille nautique

• Nota •

- Les pentes de montée après un atterrissage interrompu montrées représentent le gain d'altitude, exprimé en pieds par mille marin, pour une distance horizontale parcourue.
- Pour exploitation à une température extérieure inférieure à celles du tableau, utiliser les données pour la température la plus basse démontrée.
- Pour exploitation à une température extérieure supérieure à celles du tableau, il faut être extrêmement prudent.
- Ce tableau fait partie des données obligatoires pour l'homologation. Cependant, il est possible d'obtenir des performances bien meilleures en montant à la meilleure vitesse ascensionnelle, avec les volets sortis ou en suivant la procédure tour de piste et d'atterrissage interrompu de la section 4.

Masse lb	Altitude-pression Pieds	Vitesse de montée KIAS	PENTE DE MONTÉE ~ pieds par mille marin					Meilleure vitesse ascensionnelle KIAS
			Température ~ °C					
			-20	0	20	40	ISA	
3 400	NM	77	834	835	823	803	827	80
	2 000	77	750	744	728	704	736	80
	4 000	77	666	654	633	604	648	78
	6 000	77	581	564	537	504	560	78
	8 000	77	496	472	440	402	473	77
	10 000	77	409	379	341	296	387	77
2 900	NM	77	1069	1 070	1 056	1 032	1 060	
	2 000	77	969	962	942	914	953	
	4 000	77	869	855	829	796	847	
	6 000	77	789	747	716	677	743	
	8 000	77	668	639	602	556	641	
	10 000	77	565	529	484	432	639	

Figure 5-17

Vitesse ascensionnelle après un atterrissage interrompu

Conditions

- Puissance.....Plein régime
- Mélange..... Réglé selon l'autocollant
- Volets..... 100 % (SORTIS)
- Vitesse de montée..... V_{REF}

Exemple

Température extérieure..... 20 °C
Masse 3 400 lb
Altitude-pression 4 000 pieds

Vitesse de montée 77 kt
Vitesse ascensionnelle .878 pieds par mille marin

• Nota •

- Les valeurs de vitesse ascensionnelle après un atterrissage interrompu sont données pour les volets sortis complètement, et le changement d'altitude par unité de temps exprimé en pieds par minute.
- Pour exploitation à une température extérieure inférieure à celles du tableau, utiliser les données pour la température la plus basse démontrée.
- Pour exploitation à une température extérieure supérieure à celles du tableau, il faut être extrêmement prudent.
- Ce tableau fait partie des données obligatoires pour l'homologation. Cependant, il est possible d'obtenir des performances bien meilleures en montant à la meilleure vitesse ascensionnelle, avec les volets sortis ou en suivant la procédure tour de piste et d'atterrissage interrompu de la section 4.

Masse lb	Altitude-pression Pieds	Vitesse de montée KIAS	VITESSE ASCENSIONNELLE ~ Pieds par minute					Meilleure vitesse ascensionnelle KIAS
			Température ~ °C					
			-20	0	20	40	ISA	
3 400	NM	77	996	1 035	1 057	1 067	1 053	80
	2 000	77	930	959	972	971	966	80
	4 000	77	858	876	878	867	878	79
	6 000	77	779	784	775	752	784	78
	8 000	77	691	683	660	623	684	77
	10 000	77	593	571	532	478	578	77
2 900	NM	77	1 268	1 318	1 348	1 363	1 342	
	2 000	77	1 195	1 233	1 252	1 255	1 245	
	4 000	77	1 115	1 140	1 146	1 137	1 144	
	6 000	77	1 026	1 037	1 030	1 007	1 037	
	8 000	77	927	923	900	861	923	
	10 000	77	817	796	755	696	803	

Figure 5-18

Distance d'atterrissage

Conditions

- Vent Zéro
- Piste Sèche, horizontale, revêtue
- Volets 100 %
- Puissance Puissance pour une approche à 3° au-dessus d'un obstacle de 50 pieds, suivie d'une réduction régulière au ralenti

Exemple

- Température extérieure 10 °C
- Masse 3 400 lb
- Altitude-pression 2 000 pieds
- Vent debout Zéro

Vitesse au-dessus de l'obstacle
(V_{REF}) 77 kt

Roulement d'atterrissage. 1 206 pieds
Distance au-dessus d'un obstacle de
50 pieds 415 pieds

Facteurs

Il faut appliquer les facteurs suivants à la distance d'atterrissage calculée pour les conditions notées:

- Vent debout - Soustraire 10 % des distances du tableau pour chaque tranche de 13 kt de vent debout.
- Vent arrière - Ajouter 10 % à la distance du tableau pour chaque tranche de 2 kt de vent arrière, jusque 10 kt.
- Piste gazonnée sèche - Ajouter 40 % à la distance de roulement des valeurs du tableau.
- Piste inclinée - Ajouter 27 % à la distance de roulement du tableau pour chaque 1° de pente négative. Soustraire 9 % à la distance de roulement du tableau pour chaque 1° de pente positive.

• Attention •

Il est obligatoire d'inclure la correction pour la pente. Ces corrections doivent être utilisées avec prudence, car la donnée de pente publiée représente habituellement la pente nette d'une extrémité de la piste à l'autre. Dans de nombreux cas, une portion de la piste a une pente plus ou moins prononcée que la valeur publiée, allongeant ou raccourcissant le roulement d'atterrissage estimé en utilisant le tableau.

- Pour exploitation à une température extérieure inférieure à celles du tableau, utiliser les données pour la température la plus basse démontrée.
- Pour exploitation à une température extérieure supérieure à celles du tableau, il faut être extrêmement prudent.

Distance d'atterrissage

MASSE = 3 400 lb Vitesse au-dessus d'un obstacle de 50 pieds = 77 kt Volets à 100 % Ralenti · Surface sèche, horizontale, revêtue		Vent debout : Soustraire 10 % par tranche de 12 kt de vent debout. Vent arrière : Ajouter 10 % pour chaque tranche de 2 kt de vent arrière, jusque 10 kt. Pente de la piste : Facteurs de référence Gazon sec : Ajouter 40 % à la distance de roulement					
ALTITUDE PRESSION Pieds	DISTANCE Pieds	TEMPERATURE ~ °C					ISA
		0	10	20	30	40	
NM	Roulement	1 082	1 121	1 161	1 200	1 240	1 141
	50 pieds	2 244	2 298	2 352	2 408	2 464	2 325
1 000	Roulement	1 122	1 163	1 204	1 245	1 286	1 175
	50 pieds	2 298	2 355	2 412	2 470	2 529	2 372
2 000	Roulement	1 163	1 206	1 248	1 291	1 334	1 210
	50 pieds	2 356	2 415	2 476	2 537	2 598	2 422
3 000	Roulement	1 207	1 251	1 295	1 339	1 384	1 247
	50 pieds	2 417	2 479	2 543	2 607	2 672	2 473
4 000	Roulement	1 252	1 298	1 344	1 390	1 436	1 285
	50 pieds	2 481	2 547	2 614	2 681	2 749	2 528
5 000	Roulement	1 300	1 348	1 395	1 443	1 490	1 324
	50 pieds	2 550	2 619	2 689	2 759	2 831	2 585
6 000	Roulement	1 350	1 399	1 449	1 498	1 547	1 365
	50 pieds	2 622	2 694	2 768	2 842	2 917	2 644
7 000	Roulement	1 402	1 453	1 504	1 556	1 607	1 408
	50 pieds	2 698	2 775	2 852	2 930	3 008	2 707
8 000	Roulement	1 456	1 509	1 563	1 616	1 669	1 452
	50 pieds	2 779	2 860	2 941	3 022	3 105	2 773
9 000	Roulement	1 513	1 569	1 624	1 679	1 735	1 497
	50 pieds	2 865	2 949	3 035	3 121	3 207	2 841
10 000	Roulement	1 573	1 630	1 688	1 746	1 803	1 545
	50 pieds	2 956	3 045	3 134	3 225	3 316	2 914

Figure 5-19

Intentionnellement laissé en blanc

Section 6

Masse et centrage

Table des matières

Introduction	6-3
Formulaire de pesage de l'avion	6-6
Procédure de pesage de l'avion.....	6-7
Dossier de masse et centrage	6-10
Instructions de chargement.....	6-12
Limites de centre de gravité.....	6-14
Formulaire de chargement en fonction de masse et centrage.....	6-15
Données de chargement.....	6-16
Limites de moment.....	6-17
Liste d'équipement	6-18

Intentionnellement laissé en blanc

Introduction

Cette section décrit la procédure pour établir la masse à vide et le moment de base de l'avion. Des exemples de formulaires sont fournis en référence. Des procédures pour calculer la masse et le moment pour diverses opérations sont aussi fournies. Une liste détaillée de tout l'équipement offert pour cet avion est incorporée à la fin de cette section.

Il faut noter que les renseignements spécifiques concernant la masse, le bras, le moment et l'équipement installé dans l'avion "sorti usine" se trouvent uniquement dans l'enveloppe en plastique à la fin de ce manuel.

Le pilote a la responsabilité de s'assurer que l'avion est chargé correctement.

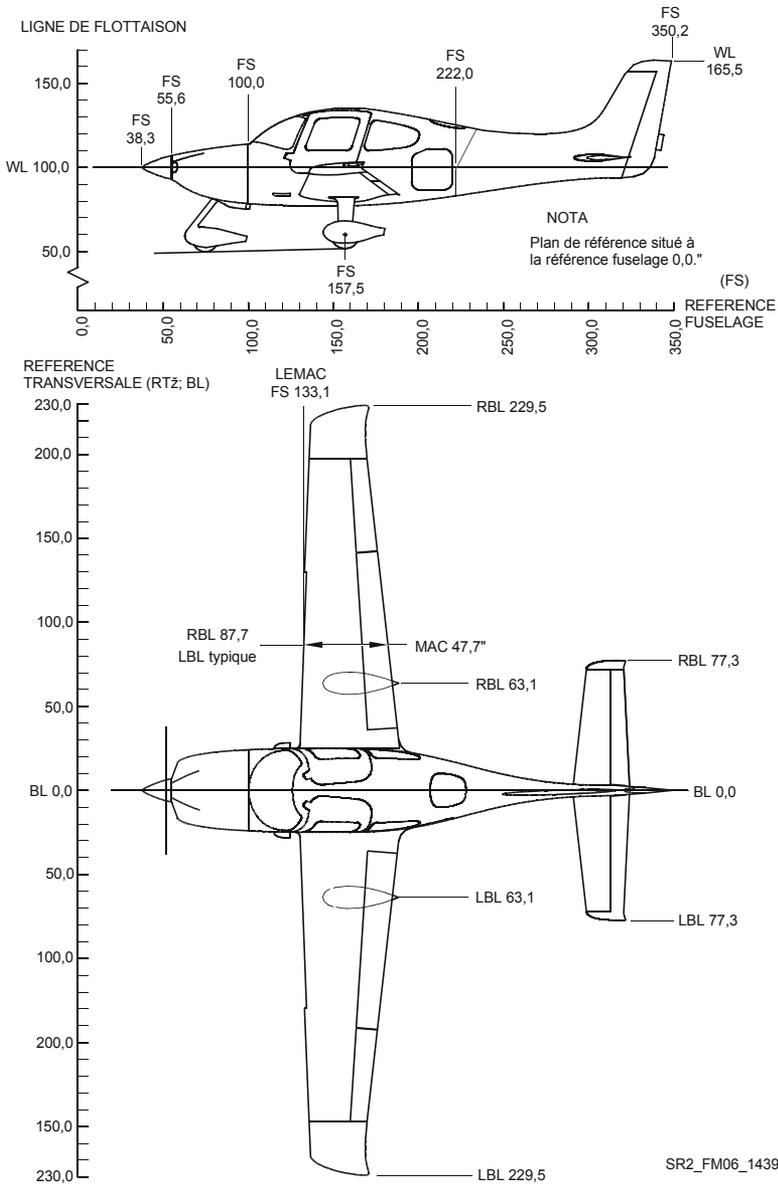
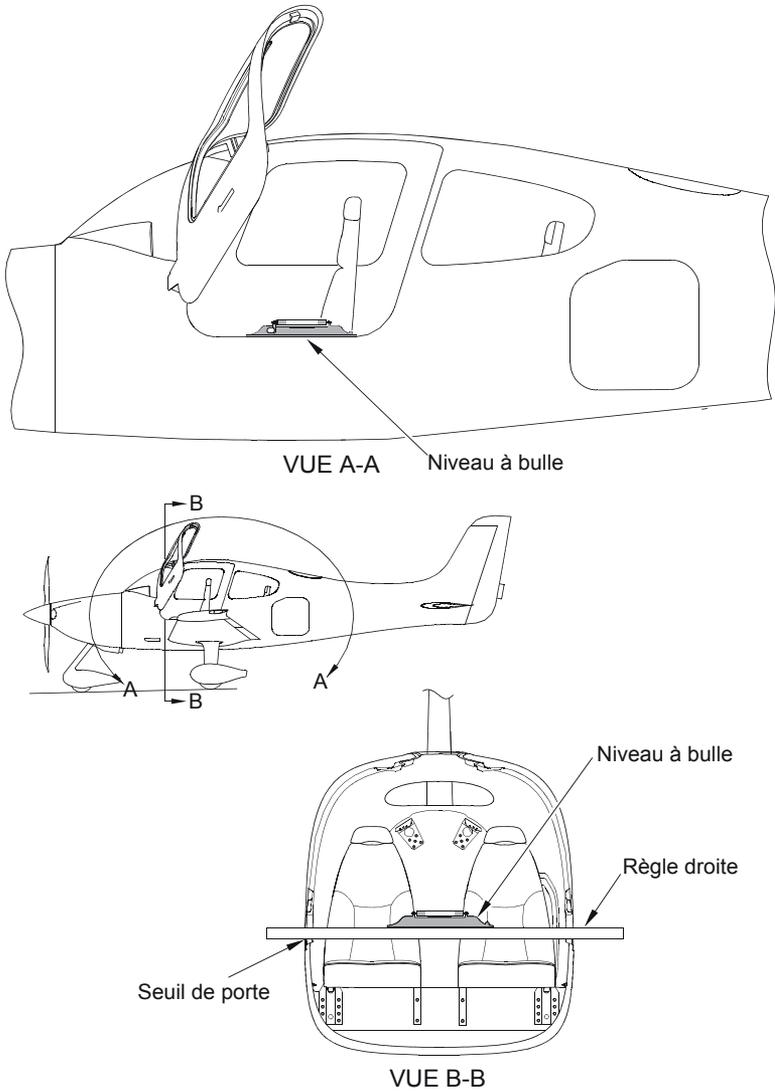


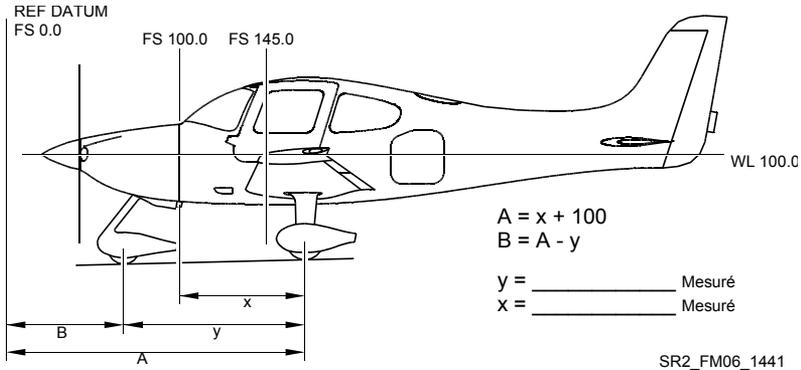
Figure 6-1
Dimensions de l'avion



SR2_FM06_1440

Figure 6-2
Mise à niveau de l'avion

Formulaire de pesage de l'avion



Point de pesage	Lecture de la bascule	- Tare	= Masse nette	x Bras	= Moment
Train principal gauche				A=	
Train principal droit				A=	
Avant				B=	
Total Selon pesage				CG =	
CG = Moment total ÷ Masse totale					
<i>L'espace ci-dessous est fourni pour des additions ou soustractions supplémentaires au poids selon le pesage.</i>					
Masse à vide				CG =	
Huile moteur (si l'huile est vidangée) 15 lb à FS 78,4, moment = 1 176					
Carburant non utilisable			26,4	153,95	4 064
Masse à vide de base				CG =	

Figure 6-3
Formulaire de pesage de l'avion

Procédure de pesage de l'avion

Une masse à vide et un centre de gravité de base ont été établis pour cet avion quand l'avion a été pesé juste avant la livraison initiale. Cependant, des modifications importantes, une perte du dossier, l'addition ou le changement d'emplacement de l'équipement, l'exécution des bulletins techniques et le gain de masse avec le temps peuvent justifier un nouveau pesage pour maintenir à jour la masse à vide et le centre de gravité de base. La fréquence des pesages est déterminée par l'opérateur. Tous les changements de la masse à vide et du centre de gravité de base sont la responsabilité de l'utilisateur.

1. Préparation

- a. Gonfler les pneus à la pression d'exploitation recommandée.
- b. Faire l'appoint du réservoir de liquide de freins.
- c. Enlever le raccord de vidange du réservoir de carburant et le bouchon de vidange du robinet de filtre à carburant pour vider tout le carburant.
- d. Faire l'appoint d'huile du moteur.
- e. Amener les sièges avant à la position la plus avancée.
- f. Lever les volets à la position totalement rentrés.
- g. Mettre toutes les commandes de gouverne en position neutre.
- h. Vérifier l'installation de l'équipement et son emplacement et comparer à la liste d'équipement.

2. Mise à niveau (figure 6-2)

- a. Mettre à niveau longitudinalement en plaçant un niveau à bulle sur le seuil de la porte du pilote et latéralement avec un niveau à bulle en travers du seuil de porte. Autre possibilité, mettre l'avion à niveau en visant les orifices pour outil avant et arrière le long de la ligne de flottaison 95,9.
- b. Placer les bascules sous chacune des roues (capacité minimale de la bascule, 500 livres pour le train avant, 1 000 livres chacune pour chaque train principal).
- c. Dégonfler le pneu du train avant ou mettre des cales sous les bascules, selon le besoin, pour centrer correctement la bulle du niveau.

3. Pesage (figure 6-3)
 - a. Avec l'avion de niveau, les portes fermées et les freins relâchés, enregistrer la masse affichée sur chaque bascule. Déduire la tare de chaque lecture, selon le besoin.
4. Mesures (figure 6-3)
 - a. Obtenir la mesure « x » en mesurant horizontalement le long de l'axe de l'avion (BL 0) de la ligne entre le centre des deux roues du train atterrissage principal jusqu'à un point à l'aplomb du côté avant de la cloison pare-feu (FS 100). Ajouter 100 à cette mesure pour obtenir les bras des points de pesage gauche et droit (dimension « A »). Typiquement, la dimension « A » est approximativement 157,5 pouces.
 - b. Pour obtenir la mesure « y », mesurer horizontalement et parallèlement à l'axe de l'avion (BL0), du centre de l'axe de la roue avant, côté gauche, au point à l'aplomb de la ligne entre les centres des roues du train principal. Répéter sur le côté droit et faire la moyenne des mesures. Soustraire cette mesure de la dimension « A » pour obtenir le bras du point de pesage de la roue avant (dimension « B »).
5. Déterminer et enregistrer le moment pour chacun des points de pesage du train principal et du train avant, en utilisant la formule suivante :

$$\text{Moment} = \text{Masse nette} \times \text{bras}$$

6. Calculer et enregistrer le poids brut et le moment en faisant la somme des colonnes appropriées.
7. Déterminer et enregistrer le centre de gravité du pesage brut, en pouces, à l'arrière du plan de référence, en utilisant la formule suivante :

$$C.G. = \text{Moment total} \div \text{Masse totale}$$

8. Ajouter ou soustraire tous les articles qui ne sont pas inclus dans le pesage, afin de déterminer la condition à vide. L'application de la formule du centre de gravité ci-dessus détermine le centre de gravité pour cette situation.
9. Ajouter la correction pour l'huile du moteur (15 livres à FS 78,4), si l'avion a été pesé après avoir vidangé l'huile. Ajouter la correction pour le carburant non utilisable (26,4 lb à FS 153,95) afin de

déterminer la masse et le moment de base à vide. Calculer et enregistrer le centre de gravité de la masse de base à vide en appliquant la formule de centre de gravité plus haut.

10. Enregistrer la nouvelle masse et le nouveau centre de gravité dans le dossier de masse et centrage (figure 6-4).

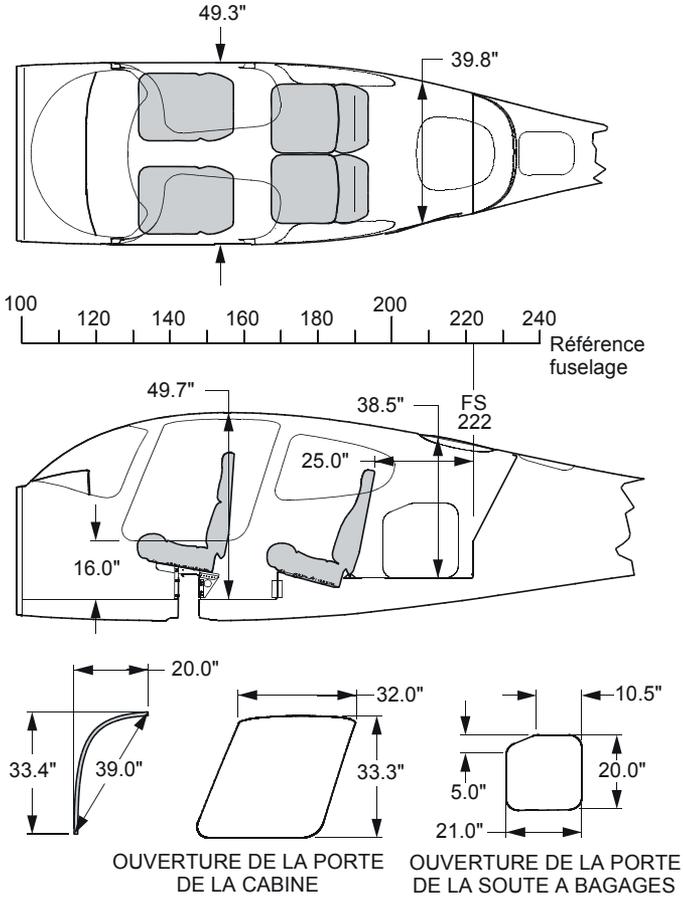
La procédure précédente détermine la masse, le moment et le centre de gravité de base, à vide, en pouces à l'arrière du plan de référence de l'avion. Il est aussi possible d'exprimer le centre de gravité en termes de son emplacement en pourcentage de la corde aérodynamique moyenne (MAC), en utilisant la formule suivante :

$$c.g. \% MAC = 100 \times (C.G. \text{ pouces} \div LEMAC) \div MAC$$

où :

$$LEMAC = 132,9$$

$$MAC = 48,4$$



SR2_FM06_1019

Emplacement	Longueur	Largeur	Hauteur	Volume
Cabine	122 in	49,3 in	49,7 in	137 cu ft
Soute à bagages	36 in	39,8 in	38,5 in	32 pieds cubes

Figure 6-5
Dimensions intérieures de l'avion

Instructions de chargement

Le pilote doit s'assurer que l'avion est chargé correctement et exploité dans les limites prescrites de masse et d'emplacement du centre de gravité. Les renseignements suivants permettent au pilote de calculer la masse totale et le moment pour le chargement. Le moment calculé est alors comparé au tableau de limites (figure 6-9) pour déterminer si le chargement est correct.

La détermination du chargement de l'avion est calculée en utilisant le formulaire de masse et centrage du chargement (figure 6-7), le tableau de données de chargement (figure 6-8) et le tableau de limites de moment (figure 6-9).

1. **Masse à vide de base** – Entrer la masse à vide et le moment de base du dossier de masse et centrage (figure 6-4).
2. **Occupants des sièges avant** – Entrer le poids total et le moment/1000 pour les occupants des sièges avant du formulaire de données de chargement (figure 6-8).
3. **Occupants des sièges arrière** – Entrer le poids total et le moment/1000 pour les occupants des sièges arrière du formulaire de données de chargement (figure 6-8).
4. **Bagages** – Entrer le poids et le moment des bagages du formulaire de données de chargement (figure 6-8)
 - Si désiré, faire un total partiel des poids et moments/1000 des étapes 1 à 4. C'est l'*ordre sans carburant*. Il comprend tous les éléments, sauf le carburant.
5. **Chargement du carburant** – Entrer la masse et le moment du carburant utilisable dans l'avion du formulaire de données de chargement (figure 6-8).
 - Total partiel de masse et moment/1000. C'est l'*ordre de rampe* ou la masse et le moment de l'avion avant le roulage.
6. **Carburant pour démarrage, roulage et point fixe** – Cette valeur est incorporée au formulaire. Normalement, le carburant utilisé pour le démarrage, le roulage et le point fixe est approximativement 9 livres à un moment moyen/1000 de 1,394.

7. **Ordre de décollage** – Soustraire la masse et le moment/1000 de l'étape 8 (démarrage, roulage et point fixe) de l'ordre de mise en route (étape 7) pour déterminer la masse et le centrage/1000 de l'ordre de décollage
 - La masse totale au décollage ne doit pas dépasser la masse limite maximale de 3 400 livres.
 - Le moment total/1000 ne doit pas être supérieur au maximum ou inférieur au minimum pour le moment/1000 de la *masse en ordre de décollage* déterminée au tableau de limites de moments (figure 6-9).

Limites de centre de gravité

Les tableaux suivants décrivent l'enveloppe du centre de gravité de l'avion, en terme de pouces en arrière du plan de référence et en pourcentage de la corde aérodynamique moyenne (MAC). Le rapport entre les deux est donné en détail dans les instructions de pesage.

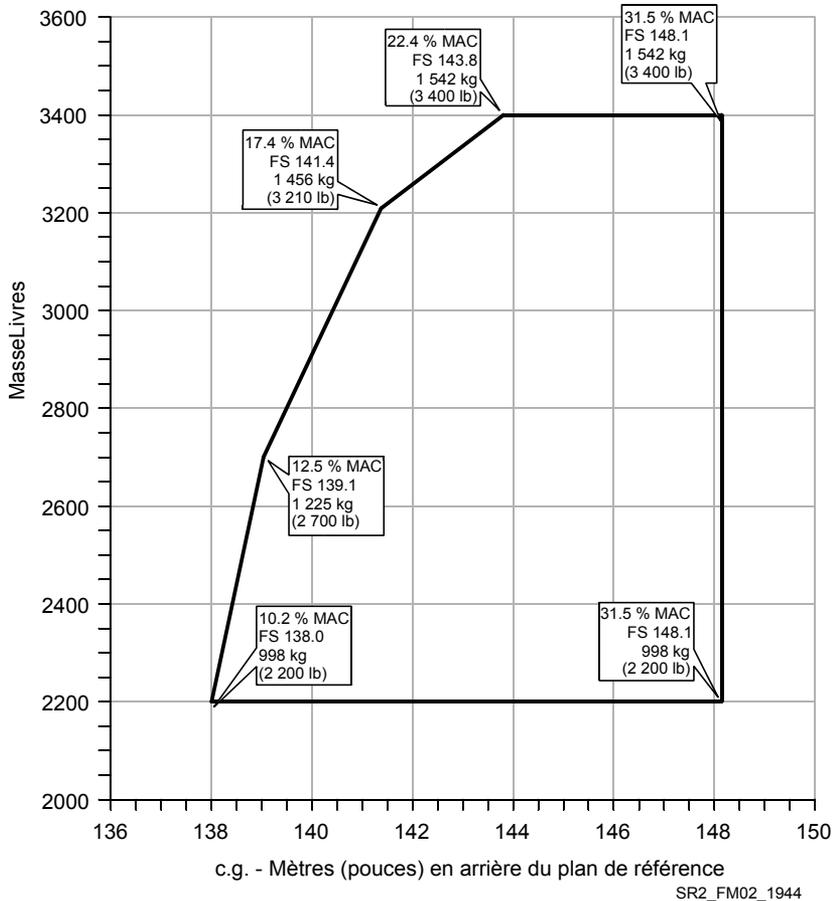


Figure 6-6
Limites de centre de gravité

Formulaire de chargement en fonction de masse et centrage

Numéro de série : _____ Date : _____

N° immatriculation : _____ Initiales : _____

Article	Description	Masse lb	Moment/1000
1.	Masse à vide de base <i>Comprend le carburant utilisable et le plein d'huile</i>		
2.	Occupants des sièges avant <i>Pilot et passager (total)</i>		
3.	Occupants des sièges arrière		
4.	Soute à bagages <i>130 lb maximum</i>		
5.	Masse en ordre sans carburant <i>Total partiel des points 1 à 4</i>		
6.	Chargement du carburant <i>81 gallons américains à 6.0 lb/gal. maximum</i>		
7.	Masse en ordre à la mise en route <i>Total partiel des points 5 et 6</i>		
8.	Carburant pour démarrage, roulage et point fixe <i>Normalement, 9 livres à un moment moyen de 1 394.</i>	÷	÷
9.	Masse en ordre de décollage <i>Soustraire le point 8 du point 7</i>		

• Nota •

La masse en ordre de décollage ne doit pas dépasser 3 400 lb.

Le moment en ordre de décollage doit être dans la plage entre le moment minimum et le moment maximum à la masse en ordre de décollage (consulter la figure 6-9, Limites de moment).

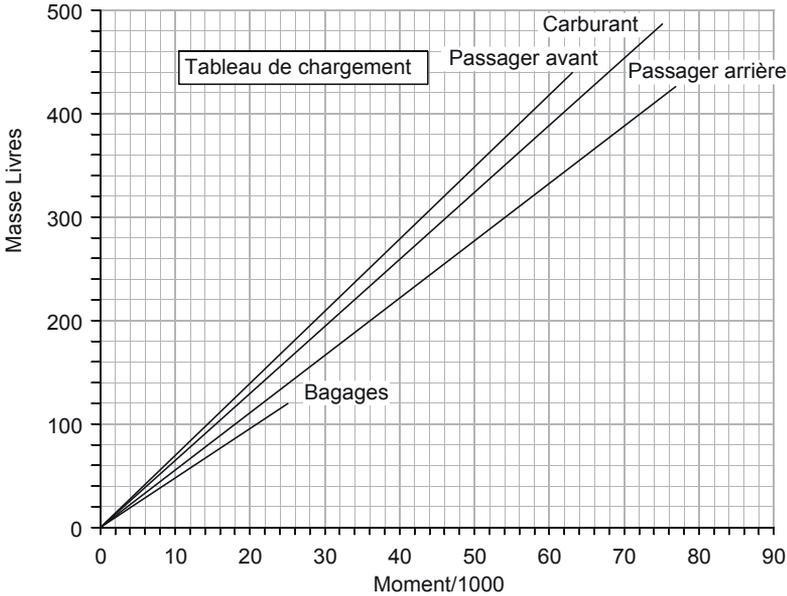
Figure 6-7

Formulaire de chargement en fonction de masse et centrage
P/N 13772-001

Publication Initiale

Données de chargement

Utiliser le tableau suivant pour déterminer le moment/1000 pour le carburant et la charge transportée afin de remplir le formulaire de chargement (figure 6-7).



Masse lb	Passager avant FS 143,5	Passager arrière FS 180,0	Bagages FS 208 0	Carburant FS 154,9	Masse lb	Passager avant FS 143,5	Passager arrière FS 180,0	Carburant FS 154 9
20	2,87	3,60	4,16	3,10	260	37,31	46,80	40,27
40	5,74	7,20	8,32	6,20	280	40,18	50,40	43,37
60	8,61	10,80	12,48	9 29	300	43,05	54,00	46,47
80	11,48	14,40	16,64	12,39	320	45,92	57,60	49,57
100	14,35	18,00	20,80	15,49	340	48,79	61,20	52,67
120	17,22	21,60	24,96	18,59	360	51,66	64,80	55,76
140	20,09	25,20	(27,04)*	21,69	380	54,53	68,40	58,86
160	22,96	28,80		24,78	400	57,40	72,00	61,96
180	25,83	32,40		27,88	420	60,27	75,60	65,06
200	28,70	36,00		30,98	440	63,14	79,20	68,16
220	31,57	39,60		34,08	460			71,25
240	34,44	43,20		37,18	486**			75,28

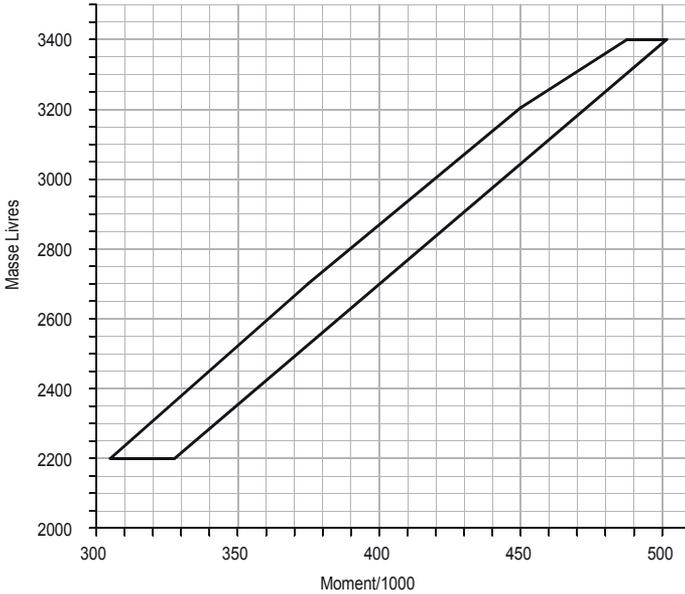
*130 lb maximum

**81 gallons américains utilisables

Figure 6-8
Données de chargement

Limites de moment

Utiliser le tableau suivant pour déterminer si la masse et le moment du formulaire de masse et centrage de chargement (figure 6-7) sont dans les limites.



Masse lb	Moment/1000		Masse lb	Moment/1000	
	Minimum	Maximum		Minimum	Maximum
2 200	304	326	2 850	398	422
2 250	311	333	2 900	406	430
2 300	318	341	2 950	414	437
2 350	326	348	3 000	421	444
2 400	333	355	3 050	429	452
2 450	340	363	3 100	437	459
2 500	347	370	3 150	444	467
2 550	354	378	3 200	452	474
2 600	362	385	3 250	461	481
2 650	369	392	3 300	471	489
2 700	375	400	3 350	480	496
2 750	383	407	3 400	489	504
2 800	390	415			

Figure 6-9
Limites de moment

Liste d'équipement

Cette liste doit être finalisée lorsque le dernier équipement a été installé dans l'avion.

Section 7

Description de l'avion et de ses systèmes

Table des matières

Introduction	7-5
Cellule	7-6
Fuselage	7-6
Ailes	7-7
Empennage	7-7
Volets	7-8
Commutateur de commande des volets	7-8
Commandes de vol primaires	7-10
Système de gouverne de profondeur	7-10
Système d'ailerons.....	7-12
Système de gouverne de direction	7-14
Systèmes de compensateurs.....	7-16
Système de commande de compensateur de profondeur.....	7-16
Système commande de compensateur d'inclinaison.....	7-17
Système de compensateur de lacet	7-17
Agencement de la cabine	7-18
Tableau de bord.....	7-18
Console centrale.....	7-20
Cabine de l'avion.....	7-23
Portes de la cabine	7-23
Pare-brise et fenêtres	7-23
Soute à bagages.....	7-23
Sièges.....	7-26
Équipement de sécurité de la cabine.....	7-27
Train d'atterrissage	7-29
Train d'atterrissage principal.....	7-29
Train d'atterrissage avant	7-29
Système de freins	7-29
Moteur	7-32
Système d'huile du moteur	7-32
Refroidissement du moteur.....	7-33

Injection de carburant du moteur	7-33
Système d'admission d'air du moteur	7-34
Allumage du moteur	7-34
Echappement du moteur	7-35
Commandes du moteur	7-35
Contacteur de démarrage et d'allumage	7-36
Commande d'air secondaire	7-37
Affichages moteur	7-37
Hélice	7-42
Circuit de carburant	7-43
Voyant d'avertissement de carburant	7-45
Jauge de carburant	7-46
Sélecteur de réservoir	7-46
Commutateur de pompe auxiliaire	7-47
Circuit électrique	7-48
Production d'électricité	7-48
Distribution d'électricité	7-51
Interrupteurs principaux de batterie et d'alternateur	7-51
Interrupteur d'alimentation d'avionique	7-53
Voyant de basse tension	7-53
Voltmètre et ampèremètre	7-53
Voyants de défaillance d'altimètre	7-54
Disjoncteurs et fusibles	7-54
Prise d'alimentation extérieure	7-56
Prise de courant de service	7-56
Eclairage extérieur	7-57
Feux de navigation	7-57
Feu à éclats	7-57
Projecteur d'atterrissage	7-57
Eclairage intérieur	7-58
Lampes d'éclairage des instruments	7-58
Lampes d'éclairage de tableau de bord	7-58
Lecteurs de cartes	7-58
Plafonnier	7-59
Système de conditionnement d'air	7-60
Commande de chauffage de la cabine	7-62
Commande de refroidissement de la cabine	7-62
Sélecteur d'air de la cabine	7-62
Système d'avertisseur de décrochage	7-64

Système Pitot et statique	7-66
Indicateur de vitesse	7-66
Variomètre (VSI)	7-67
Altimètre	7-67
Interrupteur de réchauffage Pitot	7-68
Voyant de réchauffage Pitot	7-68
Source statique secondaire	7-68
Avionique et navigation	7-69
Interrupteur d'alimentation d'avionique	7-71
Compass magnétique	7-71
Indicateur de virage	7-72
Horizon artificiel	7-72
Indicateur d'écart de route	7-73
Indicateur de situation horizontale	7-74
Pilote automatique	7-77
Système audio	7-80
Affichage multifonctions	7-81
Navigation par GPS	7-82
Emetteurs-récepteurs de communication (COM)	7-84
Récepteur de navigation (Nav)	7-85
Transpondeur	7-86
Radiobalise de détresse	7-87
Horamètre	7-89
Horloge numérique	7-89
Système de parachute d'avion Cirrus	7-92
Description du système	7-92
Poignée d'activation	7-93
Caractéristiques de déploiement	7-94

Intentionnellement laissé en blanc

Introduction

Cette section fournit une description et les procédures d'utilisation élémentaires de l'avion standard et de ses systèmes. L'équipement optionnel décrit dans cette section est identifié comme étant optionnel.

- Nota •

Il est possible que certains équipements optionnels, en particulier des systèmes d'avionique, ne soient pas couverts dans cette section. Pour obtenir une description et les procédures d'utilisation qui ne sont pas décrites dans cette procédure, *consulter la section 9, Suppléments.*

Cellule

Fuselage

Le fuselage monocoque du SR22 est construit principalement de matériaux composites et est conçu pour avoir un aérodynamisme efficace. La cabine est entourée, à l'avant, de la cloison pare-feu, à la station de fuselage 100 et, à l'arrière, de la cloison de la soute à bagage arrière, à la station de fuselage 222. Des sièges confortables permettent d'asseoir quatre adultes. Une cage de retournement en composite à l'intérieur de la structure du fuselage fournit aux occupants de la cabine de la protection contre les retournements. Le plancher de la cabine et celui de la soute à bagage sont construits d'une âme en mousse composite, avec accès aux éléments sous les planchers.

Toutes les charges de vol et statiques sont transférées, des ailes et des gouvernes, à la structure du fuselage, par l'intermédiaire de quatre points de montage des ailes, deux endroits sous les sièges avant et deux endroits sur la paroi latérale, juste derrière les sièges arrière.

Numéro de série 0821 et suivants : La base de la cloison pare-feu est inclinée de 20° pour améliorer la résistance à l'impact. De plus, la baie d'avionique se trouve en arrière de la cloison 222 et est accessible à travers un panneau d'accès installé sur le côté droit du fuselage arrière.

• Nota •

Consulter la description de la cabine de l'avion dans cette section pour obtenir une description complète des portes, des fenêtres, de la soute à bagages, des sièges et de l'équipement de sécurité.

Ailes

La structure des ailes est construite en matériaux composites produisant des surfaces d'ailes lisses et sans joints. Une coupe transversale des ailes est une combinaison de plusieurs profils aérodynamiques à haut rendement. Un allongement élevé donne une faible traînée. Chaque aile fournit la structure pour le montage du train d'atterrissage principal et contient un réservoir de carburant de 42 gallons américains.

L'aile est construite avec un arrangement pratique de longeron, de nervures et d'âmes travaillantes. Les revêtements supérieurs et inférieurs sont collés sur le longeron, les nervures et les âmes travaillantes (longerons arrière), formant un caisson de torsion qui absorbe toutes les charges de flexion et de torsion des ailes. Le longeron d'aile est fabriqué d'une seule pièce et est continu, d'une extrémité d'aile à l'autre. Les âmes travaillantes (longerons arrière) sont de construction similaire, mais ne traversent pas le fuselage. Le longeron d'aile principal passe sous le fuselage, en-dessous des deux sièges avant, et est fixé au fuselage à deux endroits. Les âmes travaillantes arrière sont fixées aux parois latérales du fuselage, juste derrière les sièges arrière.

Empennage

L'empennage comprend le plan fixe horizontal, une gouverne de profondeur en deux sections, un plan fixe vertical et une gouverne de direction. Tous les éléments de l'empennage, longeron (âme travaillante), nervures et revêtement, sont construits de manière traditionnelle.

Le plan fixe horizontal est une structure d'une seule pièce, d'une extrémité à l'autre. La gouverne de profondeur en deux pièces, montées sur le plan fixe, est en alliage d'aluminium.

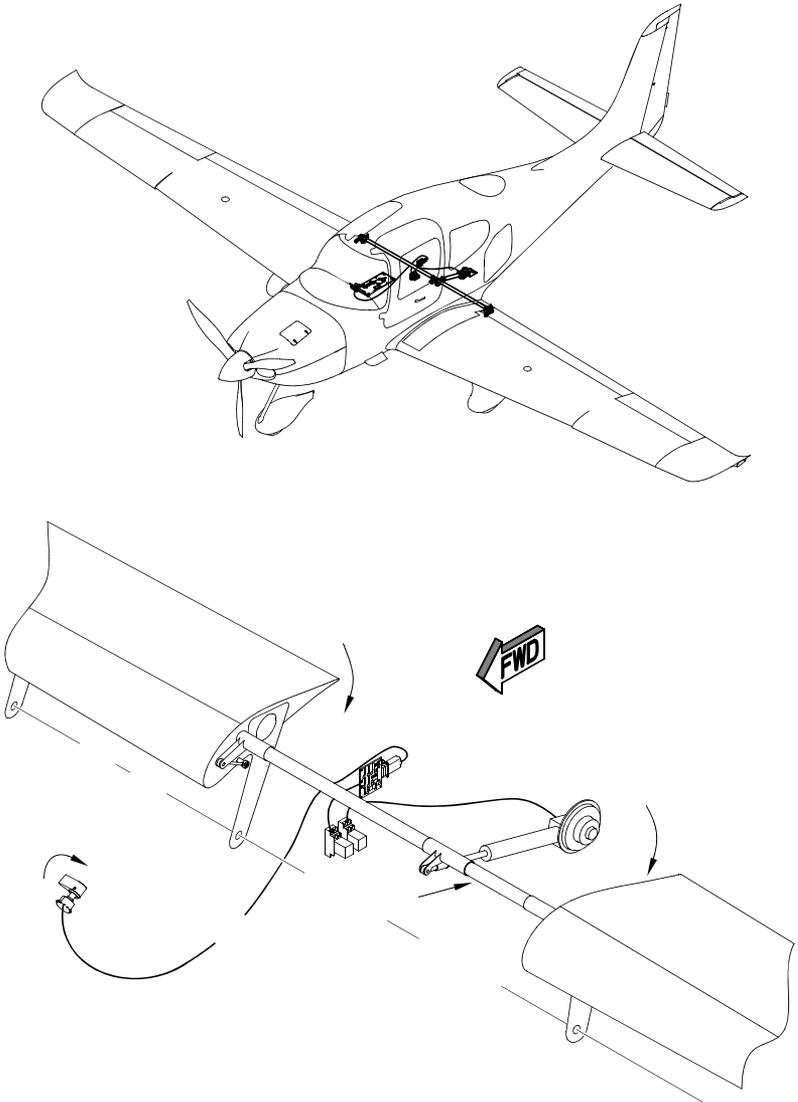
Le plan fixe vertical est une structure composite intégrée à la coque du fuselage principal, afin de permettre un transfert régulier des charges de vol. La gouverne de direction en alliage d'aluminium est montée sur l'âme travaillante du plan fixe vertical, à trois points d'articulation.

Volets

Les volets à simple fente, à commande électrique, fournissent une meilleure portance à faible vitesse. Chaque volet est connecté à la structure de l'aile à trois points d'articulation. Les volets sont réglés sélectivement à trois positions : 0 %, 50 % (16°) et 100 % (32°), par activation du commutateur de commande de volet « FLAP ». Le commutateur de commande FLAP met les volets en position au moyen d'un actionneur linéaire à moteur connecté aux deux volets par l'intermédiaire d'un tube de torsion. L'actionneur incorpore un embrayage qui limite le déploiement des volets à une vitesse indiquée élevée. Des contacteurs de proximité dans l'actionneur limitent le déplacement des volets à la position sélectionnée et fournissent l'indication de position. Les volets et les circuits de commande sont alimentés en courant continu de 28 V à travers le disjoncteur de 15 A, FLAPS, sur la barre omnibus non essentielle.

Commutateur de commande des volets

Un commutateur de commande de volets FLAPS à profil aérodynamique se trouve en bas de la section verticale de la console centrale. Le commutateur de commande est identifié et a des crans à trois positions : rentrés (0 %), 50 % et sortis (100 %). La vitesse V_{FE} appropriée est marquée aux position du commutateur pour les volets sortis à 50 % et 100 %. En mettant le commutateur à la position désirée, les volets se rétractent ou sortent à la position appropriée. Un voyant à chaque position du commutateur de commande s'allume quand les volets sont à la position sélectionnée. Le voyant est vert pour la position rentrée (UP, 0%), jaune pour les positions intermédiaire (50 %) et complètement sortie (FULL, 100 %).



SR2_FM07_1460

Figure 7-1
Système de commande de volets

Commandes de vol primaires

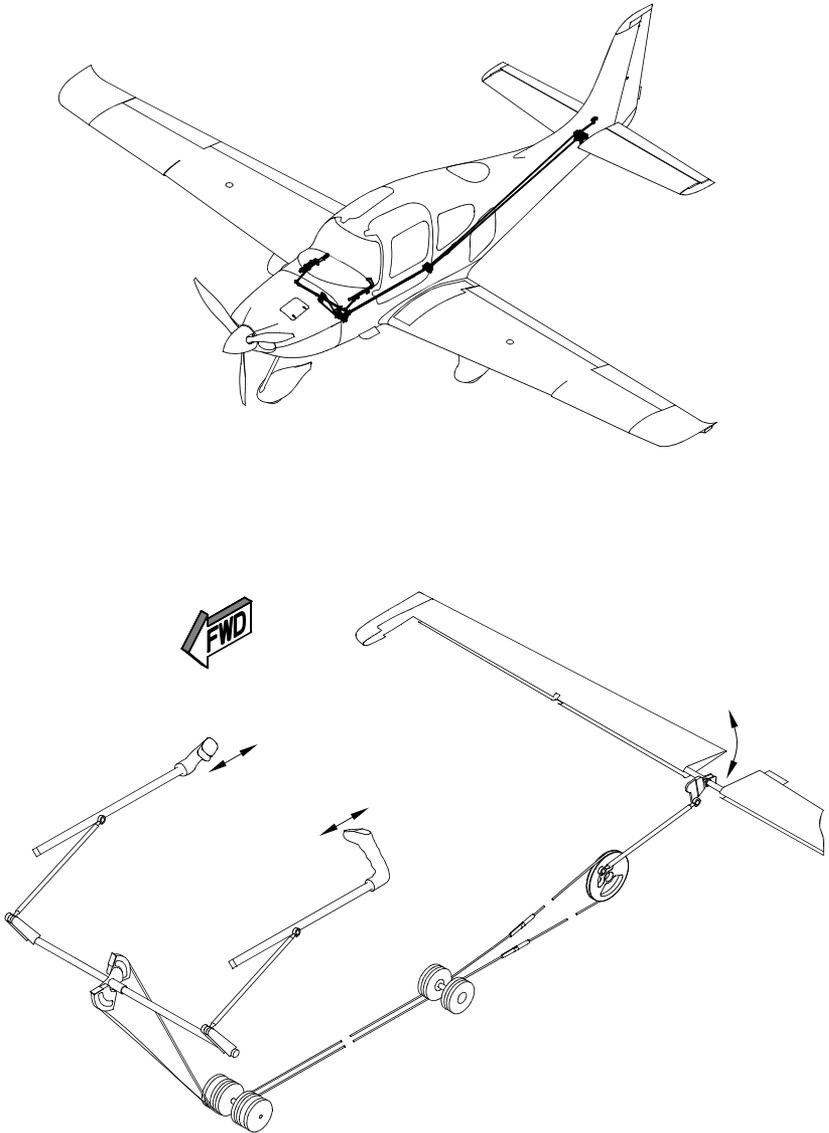
Le SR22 utilise des commandes de vol traditionnelles pour les ailerons, la gouverne de profondeur et la gouverne de direction. Les gouvernes sont commandées par le pilote au moyen d'un des deux manches de commande pour une seule main montés sous le tableau de bord. L'emplacement et la construction des manches permettent une utilisation facile et naturelle par la pilote. Le système de commandes utilise une combinaison de tiges, de câbles et de renvois d'angles pour commander les surfaces.

Le compensateur de roulis et le compensateur de tangage sont actionnés par un interrupteur électrique en haut de chaque manche de commande. Un compensateur électrique de lacet, si installé, est activé à l'aide d'un interrupteur sur la console avant, immédiatement à gauche du commutateur des volets FLAPS.

Système de gouverne de profondeur

La gouverne de profondeur en deux sections fournit la commande d'inclinaison longitudinale (tangage) de l'avion. La gouverne de profondeur est de conception traditionnelle, avec le revêtement, le longeron et les nervures fabriqués en alliage d'aluminium. Chaque moitié de gouverne de profondeur est montée sur le plan fixe horizontal à deux points d'articulation et sur le cône de queue du fuselage, au secteur de commande de gouverne de profondeur.

Le déplacement de la gouverne de profondeur est généré par le glissement, vers l'avant ou l'arrière, dans un palier coulissant, du manche de commande du pilote. Une tringle à double effet est connectée à un secteur de câble monté sur un tube de torsion. Un système à câble unique passe du secteur avant de gouverne de profondeur, sous le plancher de la cabine, jusqu'à la poulie du secteur arrière de gouverne de profondeur. Un tube à double effet connecté à la poulie du secteur arrière de la commande de profondeur transmet le mouvement au renvoi d'angle attaché aux gouvernes de profondeur.



SR2_FM07_1461

Figure 7-2

Système de commande de gouverne de profondeur

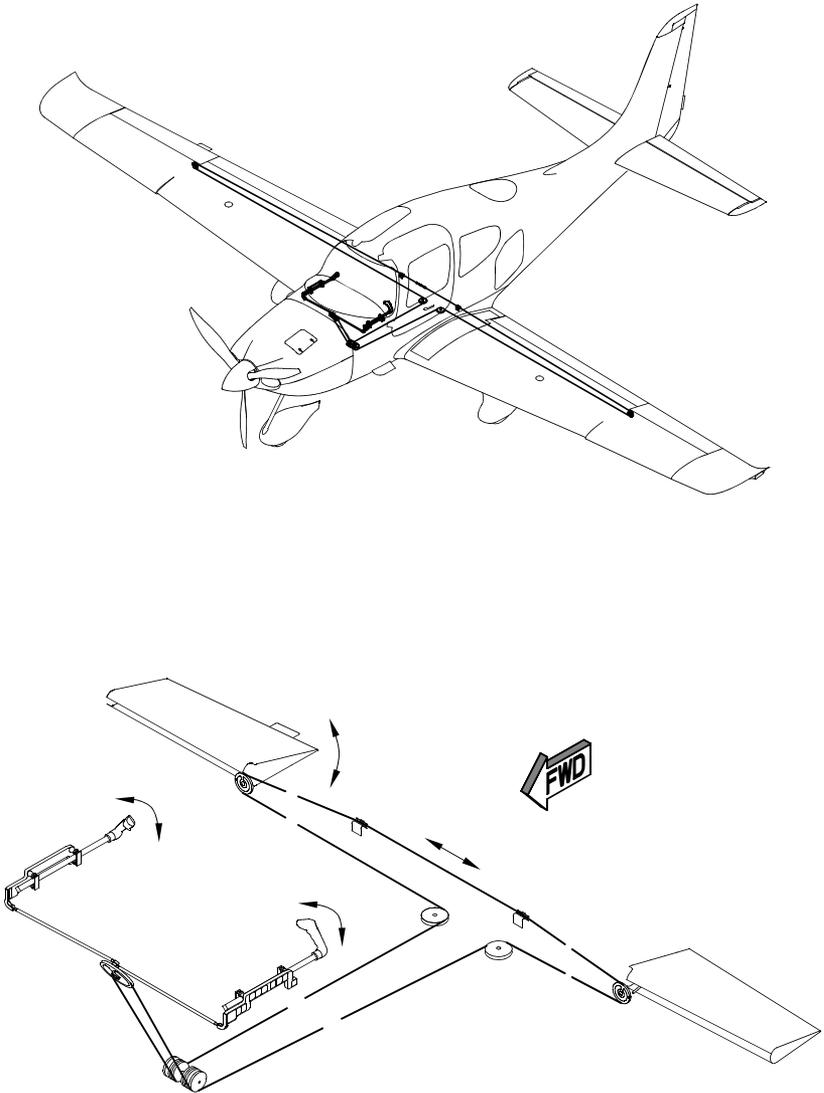
P/N 13772-001

Publication Initiale

Système d'ailerons

Les ailerons permettent la commande de l'inclinaison latérale (roulis) de l'avion. Les ailerons sont de conception traditionnelle, avec le revêtement, le longeron et les nervures fabriqués en aluminium. Chaque aileron est monté sur l'âme travaillante de l'aile, à deux points d'articulation.

Le déplacement de la commande des ailerons est généré en tournant, dans des paliers pivotants, les manches de commande du pilote. Des tiges connectent les paliers pivotants à un secteur à poulie central. Un système à câble unique passe du secteur sous le plancher de la cabine jusqu'à l'arrière du longeron arrière. De là, les câbles passent dans chaque aile, vers un secteur et renvoi d'angle vertical qui fait pivoter les ailerons par l'intermédiaire d'un bras d'entraînement conique à angle droit.



SR2_FM07_1462

Figure 7-3
Système de commande des ailerons

Système de gouverne de direction

La gouverne de direction permet la commande directionnelle (lacet) de l'avion. La gouverne de direction est de conception traditionnelle, avec le revêtement, le longeron et les nervures fabriqués en alliage d'aluminium. La gouverne de direction est montée sur l'âme travaillante arrière du plan fixe vertical à trois points d'articulation et au cône de queue du fuselage, au renvoi de commande de gouverne de direction.

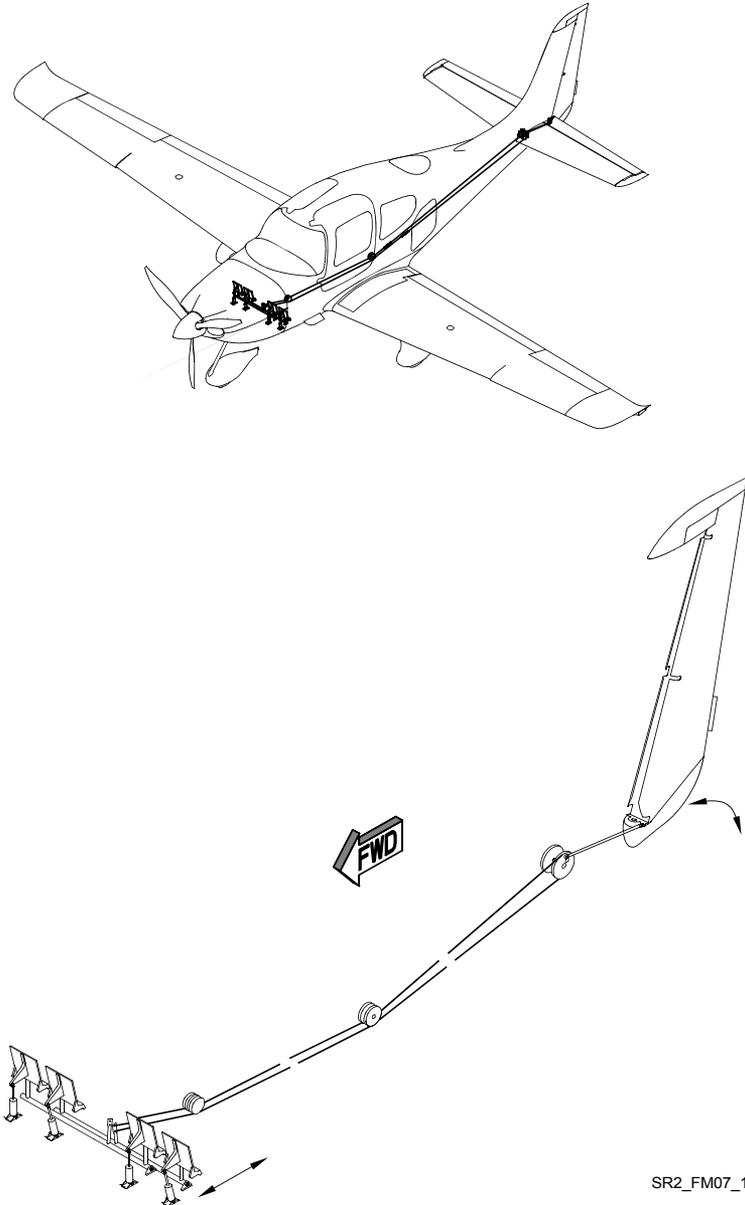
Le déplacement de la gouverne de direction est transféré du palonnier à la gouverne de direction, par un système à un câble unique sous le plancher de la cabine, vers un secteur à côté de la poulie à secteur de la commande de profondeur, à l'arrière du fuselage. Un tube à double effet du secteur au renvoi de gouverne de profondeur transfère le mouvement du câble à la gouverne de profondeur. Des ressorts et une cartouche à ressort réglable au sol connectée au palonnier tendent les câbles et fournissent une force de centrage.

Une interconnexion entre la gouverne de direction et les ailerons est installée pour permettre un abaissement maximal de 5° de l'aileron, avec la déflexion de la gouverne de direction. Le palonnier droit induit une inclinaison vers la droite et le palonnier gauche induit une inclinaison vers la gauche. Avec le compensateur d'ailerons en position neutre, les commandes des ailerons ne causent pas une déflexion de la gouverne de direction.

Sur certains avions, un volet compensateur à commande électrique, sur le bord de fuite de la gouverne de direction, permet au pilote de commander la compensation de la gouverne de direction. Les avions sans compensateur électrique de gouverne de direction sont équipés d'un volet de compensation réglable au sol.

Verrouillage des commandes

Le système de commande du Cirrus SR22 n'est pas équipé de verrouillages des gouvernes. Les cartouches à ressort des compensateurs ont suffisamment de puissance pour agir comme amortisseur de rafales, sans verrouiller rigide la position.



SR2_FM07_1463

Figure 7-4

Système de commande de gouverne de direction

Systèmes de compensateurs

La compensation de direction et d'ailerons est fournie pour régler, au moyen d'un moteur électrique, la position neutre d'une cartouche à ressort en compression dans chaque système de commande. Le compensateur de direction électrique est aussi utilisé par le pilote automatique pour commander la position des ailerons. Un volet compensateur à commande électrique sur la gouverne de direction, si installé, fournit la compensation de gouverne de direction. Il est possible de surmonter facilement les entrées de compensation complète ou du pilote automatique en utilisant les entrées de commande normales.

Des volets compensateur réglables au sol sont installés sur la gouverne de profondeur et l'aileron droit afin de fournir des petits ajustements de l'assiette zéro. Sur les avions sans volet compensateur électrique, un volet compensateur réglable au sol est installé sur la gouverne de direction. Ces volets sont réglés en usine et, normalement, n'ont besoin d'aucun réglage.

Système de commande de compensateur de profondeur

Un moteur électrique change la position neutre de la cartouche à ressort attachée au guignol de commande de la gouverne de profondeur. Un bouton conique de compensateur placé en haut de chaque manche commande le moteur. Le déplacement du contacteur vers l'avant lance une compensation de piqué et le déplacement vers l'arrière lance une compensation de cabré. Une pression sur le bouton désactive le pilote automatique si celui-ci est engagé. Une compensation neutre (décollage) est indiquée par l'alignement de la marque de référence sur le tube du manche, avec un onglet attaché à la traverse du tableau de bord. Le compensateur de profondeur fournit également un moyen secondaire de contrôler l'inclinaison longitudinale de l'avion en cas de défaillance du système primaire de commande d'inclinaison qui ne met pas en cause un coincement de la gouverne de profondeur. Le compensateur de profondeur (tangage) fonctionne en courant continu de 28 V fourni par le disjoncteur de 2 A, PITCH / YAW TRIM, sur la barre omnibus principale 1.

Système commande de compensateur d'inclinaison

Un moteur électrique change la position neutre d'une cartouche à ressort montée sur la poulie d'activation dans l'aile. Un bouton conique de compensateur placé en haut de chaque manche commande le moteur. Le déplacement du contacteur vers la gauche lance une compensation d'aile gauche abaissée et le déplacement vers la droite lance une compensation d'aile droite abaissée. Une pression sur le bouton désactive le pilote automatique si celui-ci est engagé. L'assiette zéro est indiquée par l'alignement de la ligne gravée dans le manche sur le repère de centrage marqué sur le tableau de bord. Le compensateur d'ailerons fournit également un moyen secondaire de contrôler l'inclinaison latérale de l'avion en cas de défaillance du système primaire de commande d'inclinaison latérale qui ne met pas en cause un coincement des ailerons. Le compensateur d'ailerons fonctionne en courant continu de 28 V fourni par le disjoncteur de 2 A, ROLL TRIM, sur la barre omnibus primaire 1.

Système de compensateur de lacet

La compensation de lacet est fournie par une cartouche à ressort montée sur le tube de torsion de palonnier et la structure de la console. La cartouche à ressort fournit une force de centrage quelle que soit la direction de braquage de la gouverne de direction. La compensation de lacet ne peut être réglée qu'au sol.

Sur les avions équipés d'un compensateur électrique de gouverne de direction (lacet), les changements du compensateur sont commandés par le pilote par l'intermédiaire d'un actionneur linéaire connecté à deux volets compensateurs articulés, sur le bord de fuite de la gouverne de profondeur. L'actionneur est installé dans la gouverne de profondeur. Un indicateur de compensateur de gouverne de profondeur RUDDER TRIM, avec interrupteur à bascule intégral, est monté dans la console, immédiatement à côté du commutateur de commande de volets FLAP. Appuyer sur la moitié gauche de l'interrupteur pour actionner le compensateur de nez gauche et sur la moitié droite pour lancer le compensateur droit. Une aiguille se déplace devant l'échelle de compensateur pour indiquer la position de l'indicateur. La position de compensateur de nez droit est identifiée TAKEOFF (décollage). Le compensateur de gouverne de direction (lacet) fonctionne en courant continu de 28 V fourni par le disjoncteur de 2 A, PITCH YAW TRIM, sur la barre omnibus primaire 1. L'interrupteur et l'indicateur ont un éclairage interne.

Agencement de la cabine

Les paragraphes suivants donnent une description générale de la cabine, des instruments et des commandes. Les détails concernant les instruments, les interrupteurs, les disjoncteurs et les commandes sur le tableau de bord, la traverse et la console centrale, sont donnés avec la description du système affecté.

Tableau de bord

Le tableau de bord est conçu pour éviter les reflets dans toutes les conditions de vol. Le tableau de bord est agencé principalement pour utilisation par le pilote dans le siège gauche, il est cependant visible des deux sièges. Les instruments de vol et les voyants sont placés sur le côté gauche du tableau et les instruments du moteurs sont placés sur le côté droit du tableau de bord. Un grand affichage multifonctions, en couleur, est placé entre les instruments de vol et les instruments du moteur. Les commandes de température se trouvent à droite, sous les instruments du moteur.

Le SR22 utilise des instruments de vol standard agencés selon les « six de base ». Ils comprennent :

Indicateur de vitesse	Horizon artificiel	Altimètre
Indicateur de virage	Plateau de route (HSI)	Variomètre (VSI)

En plus, une horloge électronique et un indicateur d'écart de route VOR/LOC/ILS sont placés immédiatement à gauche des instruments de vol, sur le tableau de bord.

Un panneau d'interrupteurs placé dans la traverse du tableau de bord, sous les instruments de vol, contient les interrupteurs principaux et le contacteur d'allumage, l'interrupteur d'alimentation d'avionique, l'interrupteur de préchauffage Pitot et les commutateurs d'éclairage.

Une tirette de frein de stationnement est monté sous les instruments de vol, côté intérieur du pilote, au niveau du genou.

Numéro de série 0435 et suivants, avec configuration à écran de vol principal (PFD) : Le tableau de bord est conçu pour éviter les reflets dans toutes les conditions de vol. Le tableau de bord est agencé principalement pour utilisation par le pilote dans le siège gauche, il est cependant visible des deux sièges.

L'avion est équipé d'un écran de vol primaire Avidyne FlightMax Entegra-Series. L'écran de vol primaire est un affichage de 10,4 in, format horizontal, conçu pour être l'affichage primaire des renseignements primaires des paramètres de vol (attitude, vitesse, cap et altitude) au pilote. L'écran de vol primaire accepte les données de diverses sources, y compris les détecteurs de GPS, le système de pilote automatique 55X/55SR et la source primaire de cap pour l'affichage multifonctions.

L'écran de vol primaire remplace les instruments suivants :

- Horizon artificiel (HSI)
- Variomètre (VSI)
- Indicateur de VOR/LOC
- Avertisseur d'altitude
- Affichage de température extérieure et horloge

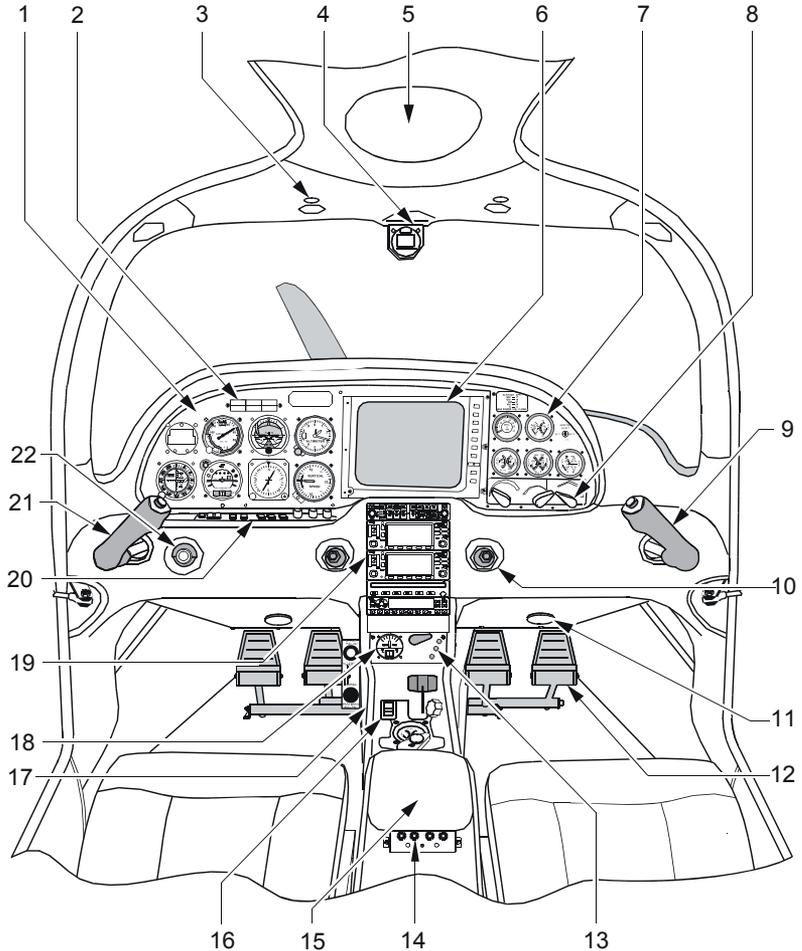
Un altimètre, un indicateur de vitesse et des indicateurs d'assiette sont montés dans le panneau de traverse, en cas de défaillance totale ou partielle de l'écran de vol primaire. Un indicateur de virage est monté derrière le panneau droit de la traverse afin de fournir des données de roulis au système de pilote automatique.

Les instruments de vol et les voyants sont placés sur le côté gauche du tableau et les instruments du moteurs sont placés sur le côté droit du tableau de bord. Un grand affichage multifonctions, en couleur, est placé entre les instruments de vol et les instruments du moteur. Les commandes de température se trouvent à droite, sous les instruments du moteur.

Consulter la section 9, Suppléments, pour obtenir des renseignements supplémentaires sur l'écran de vol primaire.

Console centrale

Une console centrale contient l'avionique, les commandes de volets et les commandes de feux de position, des gaz et de richesse du mélange, la jauge et les commandes de carburant, ainsi que les commandes de radio. Les disjoncteurs, la vanne de source secondaire de statique, la commande d'admission d'air secondaire et l'interrupteur du panneau de radiobalise de détresse se trouvent à gauche de la console pour permettre l'accès facile au pilote. Une molette de friction pour le réglage de la sensation des commandes des gaz et de richesse et de stabilité de position se trouve à droite de la console. Une prise pour accessoires, un vide-poches, des prises d'audio, un horomètre, un marteau de sortie de secours et des prises de casques sont installés à l'intérieur de l'accoudoir de la console.

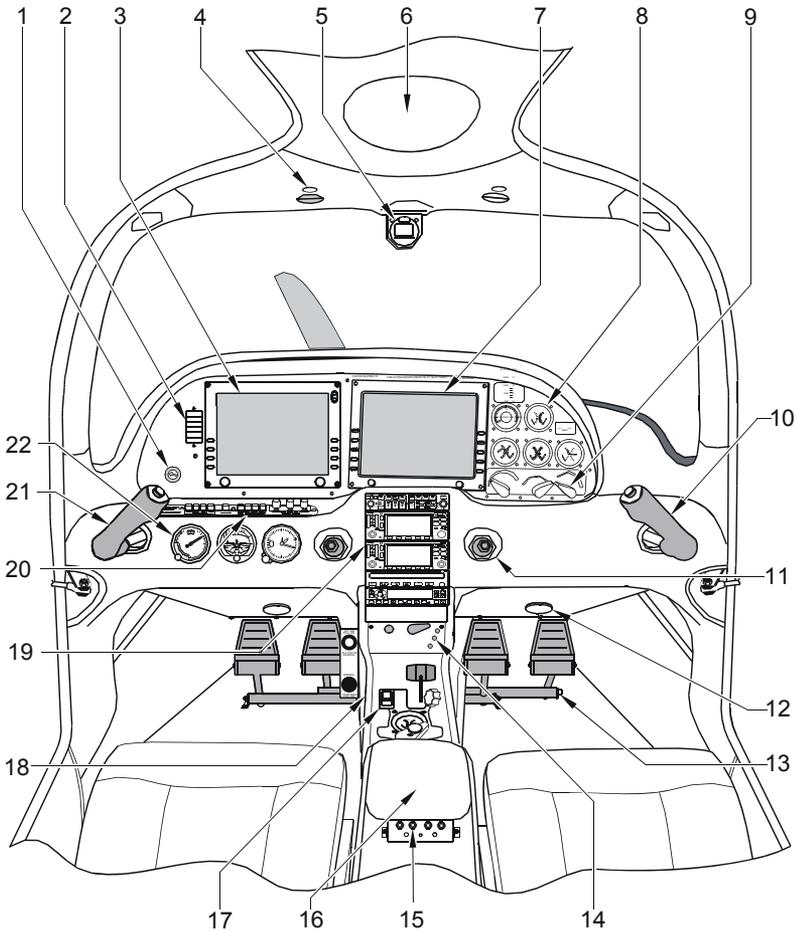


Légende

- | | | |
|--|--|--|
| 1. Panneau d'instruments de vol | 11. Sortie d'air climatisé | 18. Équilibre Switch/Indicateur de Gouvernail de direction |
| 2. Panneau d'annonciateurs | 12. Pédales de palonnier | 19. Panneau d'avionique |
| 3. Plafonnier et interrupteur | 13. Commande de volets et indicateurs de position | 20. Panneau d'interrupteur la traverse |
| 4. Compas magnétique | 14. Prises de son des passagers | 21. Manche de commande |
| 5. Couverture de poignée d'activation du système de parachute de cellule Cirrus (CAPS) | 15. Micro | 22. Contacteur de démarrage d'allumage à clé |
| 6. Affichage multifonction d'ARNAV | 16. Commandes du moteur et du système de carburant | |
| 7. Instruments du moteur | 17. Console gauche | |
| 8. Commandes de température et ventilation | · Panneau de disjoncteurs | |
| 9. Manche de commande | · Air secondaire du moteur | |
| 10. Sortie d'air frais à rotule | · Frein de stationnement | |
| | · Source statique secondaire | |

SR2_FM07_1455A

Figure 7-5
Tableau de bord et console (feuille 1 de 2)



Légende

- | | | |
|--|--|--|
| 1. Contacteur de démarrage et d'allumage à clé | 9. Commandes de température et ventilation | 18. Console gauche |
| 2. Panneau d'annonciateurs | 10. Manche de commande | - Panneau de disjoncteurs |
| 3. Ecran primaire de vol | 11. Sortie d'air frais à rotule | - Air secondaire du moteur |
| 4. Plafonnier et interrupteur | 12. Sortie d'air climatisé | - Frein de stationnement |
| 5. Compas magnétique | 13. Pédales de palonnier | - Source statique secondaire |
| 6. Couverture de poignée d'activation du système de parachute de cellule Cirrus (CAPS) | 14. Commande de volets et indicateurs de position | 19. Panneau d'avionique |
| 7. Affichage multifonctions | 15. Prises de son des passagers | 20. Panneau d'interrupteurs de la traverse |
| 8. Instruments du moteur | 16. Accoudeur | 21. Manche de commande |
| | 17. Commandes du moteur et du système de carburant | 22. Panneau d'instruments de vol |

SR2_FM07_1730

Figure 7-5
Tableau de bord et console (feuille 2 de 2)

Cabine de l'avion

Portes de la cabine

Deux grandes portes avec charnière à l'avant permettent à l'équipage et aux passagers d'entrer dans la cabine et d'en sortir. Les poignées de porte s'engagent sur des goujons de verrouillage dans le cadre de la porte, à l'arrière supérieur et inférieur du périmètre de la porte. Des ressorts pneumatiques fournissent de l'assistance pour ouvrir les portes et les maintenir ouvertes contre les rafales. Les accoudoirs des sièges avant sont intégrés aux portes. Une serrure à clé dans chaque porte fournit la sécurité. Les clés des portes de cabine sont aussi utilisées pour verrouiller la porte de la soute à bagages. Les bouchons de réservoirs de carburant ont des clés séparées.

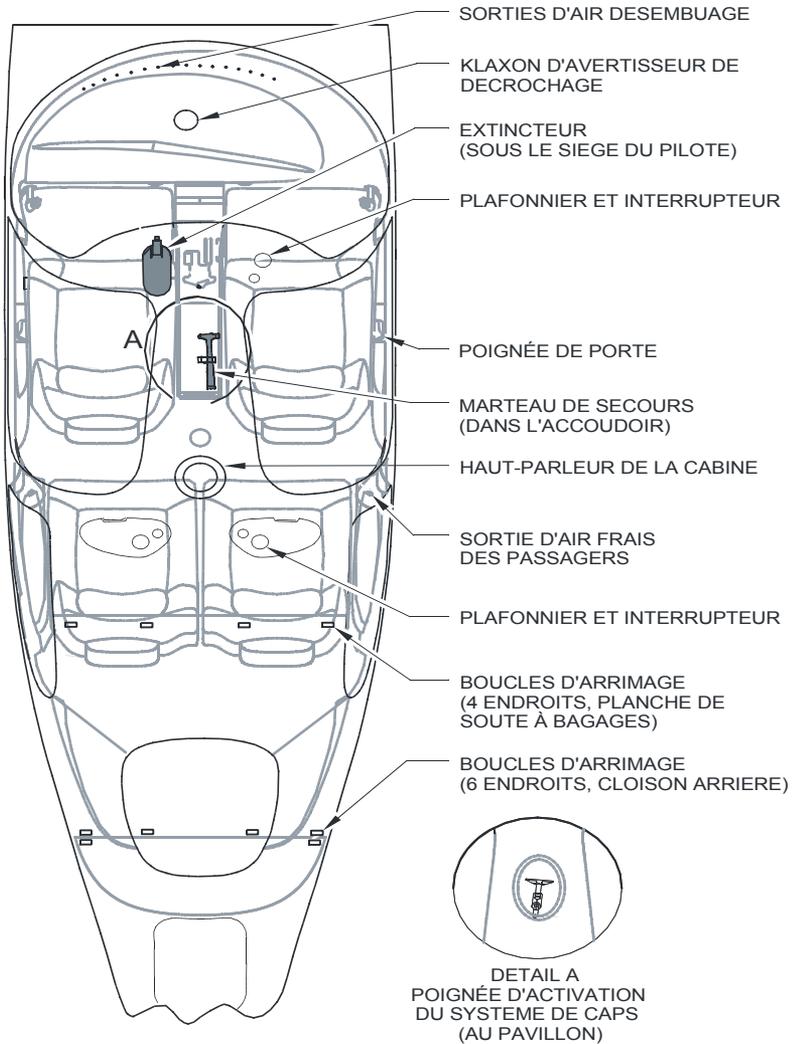
Pare-brise et fenêtres

Le pare-brise et les fenêtres latérales sont fabriquées en acrylique. Il ne faut utiliser que des chiffons doux et un détergent doux pour nettoyer les surfaces en acrylique. *Consulter la section 8* pour obtenir les instructions de nettoyage détaillées.

Soute à bagages

La porte de la soute à bagages, située sur le côté gauche du fuselage, à l'arrière de l'aile, permet l'introduction des bagages dans la soute. La porte de la soute à bagage est articulée au bord avant et est verrouillée au bord arrière. La porte est verrouillée de l'extérieur, avec une serrure à clé. La clé de la soute à bagages ouvre aussi les portes de la cabine.

La soute à bagages s'étend de derrière les sièges des passagers arrière jusqu'à la cloison arrière de la cabine. Il est possible de rabattre le dossier des sièges arrière pour fournir de l'espace supplémentaires pour les objets longs ou encombrants.



SR2_FM07_1064

Figure 7-6
Agencement général de la cabine

Quatre sangles d'arrimage des bagages sont présentes pour maintenir en place les bagages et autres articles placés dans la soute à bagages. Chaque sangle a un crochet à chaque extrémité et une boucle à came de verrouillage au milieu. Les crochets des extrémités s'accrochent sur des anneaux montés au plancher de la soute à bagages et dans la cloison arrière. Les sangles d'arrimage doivent être rangées accrochées aux anneaux et tendues.

Installation des sangles d'arrimage

1. Mettre les sangles sur les bagages. Passer la sangle dans les poignées de bagages si possible.
2. Accrocher les crochets des extrémités des sangles aux anneaux.
3. Prendre fermement la poignée et tirer sur le bout libre de chaque sangle pour serrer les sangles sur les bagages de la soute.

Desserrage des sangles

1. Lever le levier de libération de la sangle et tirer sur la boucle pour desserrer la sangle.
2. Décrocher les extrémités des anneaux.

Sièges

La cabine est équipée de deux sièges individuels réglables pour le pilote et le passager avant et deux sièges individuels avec dossiers rabattables pour les passagers arrière.

Les sièges avant sont réglable d'avant en arrière et l'inclinaison des dossiers est réglable pour offrir plus de confort aux passagers, ou rabattus pour permettre l'accès aux sièges arrière. Les sièges sont équipés d'appui-tête intégrés. La position avant-arrière des sièges est réglée au moyen de la commande au bord avant du coussin du siège. Les rails de fixation des sièges sont plus haut à l'avant qu'à l'arrière, de telle manière que les petites personnes sont assises légèrement plus haut quand le siège est avancé. L'inclinaison du dossier est réglée au moyen des leviers placés de chaque côté des dossiers. Une pression sur le levier de réglage quand il n'y a aucune pression sur le dossier permet au dossier de revenir à la position verticale.

• Attention •

Les coussins de sièges sont équipés d'un nid d'abeilles intégré en aluminium, conçu pour s'écraser en cas d'impact, pour absorber les charges vers le bas. Pour éviter d'écraser ce nid d'abeilles, il ne faut pas s'agenouiller ni se tenir debout sur les sièges.

Réglage avant-arrière de la position du siège

1. Lever la poignée de réglage de position.
2. Glisser le siège à la position désirée.
3. Relâcher la poignée et vérifier que le siège est verrouillé en place.

Réglage de l'inclinaison

1. Actionner et tenir le levier de commande d'inclinaison du dossier.
2. Mettre le dossier à la position désirée.
3. Relâcher le levier de commande.

Chaque siège arrière se compose d'un coussin fixe, d'un dossier rabattable et d'un appui-tête. Il est possible de déverrouiller les dossiers de l'intérieur de la soute de bagages et de les rabattre vers l'avant pour fournir une surface semi-plate pour les objets encombrants qui s'étendent vers l'avant de la soute à bagages.

Rabattage du dossier

1. De la porte d'accès à la soute à bagages, lever le panneau de moquette au coin arrière du siège pour exposer les goupilles de verrouillage des dossiers (avec une dragonne).
2. Enlever les goupilles et rabattre le dossier vers l'avant.

Équipement de sécurité de la cabine

Système de retenue des passagers

Des ensembles de ceinture et harnais de sécurité avec enrouleur automatique à inertie sont installés pour le pilote et chacun des passagers. Les ceintures arrière sont montées sur des dispositifs d'accrochage au plancher et les ceintures des sièges avant sont montés sur le bâti des sièges. Les harnais de sécurité sont attachés à des enrouleurs automatiques à inertie dans le dossier pour les sièges avant et à la cloison arrière de la soute à bagages pour les sièges arrière. Chaque harnais est accroché à la ceinture de sécurité. La boucle de chaque ensemble est à gauche et la languette à droite. Les enrouleurs à inertie permettent le déplacement totalement libre du torse de l'occupant. Cependant, en cas de décélération soudaine, les enrouleurs se bloquent automatiquement pour protéger les occupants. Quand elles ne sont pas en service, il est recommandé d'accrocher les ceintures de sécurité pour les remiser.

Utilisation des systèmes de retenue

1. Glisser les bras derrière le harnais pour que le harnais passe sur les épaules.
2. Tenir la poignée et insérer fermement la languette.
3. Prendre la sangle à l'extérieur de la connexion et de la boucle et tirer pour serrer. La boucle doit être centrée sur les hanches pour obtenir le confort et la sécurité maximale.

Débouclage des systèmes de retenue

1. Prendre fermement le haut de la poignée, à l'opposé de la sangle et tirer vers l'extérieur. La languette sort de la boucle.
2. Sortir les bras de derrière le harnais.

Marteau de sortie de secours

Un marteau à panne ronde de 225 g (8 onces) se trouve dans l'accoudoir central, accessible aux deux occupants des sièges avant. En cas d'incident où les portes de la cabine sont coincées ou non ouvrables, il est possible d'utiliser le marteau pour briser les fenêtres acryliques pour permettre aux occupants de sortir de la cabine.

Extincteur

Un extincteur de type à gaz liquéfié, contenant du Halon 1211/1301 comme agent extincteur, est monté sur le côté avant interne de la base du siège du pilote. L'extincteur est approuvé pour utilisation sur les feux de catégorie B (liquides et graisses) et de catégorie C (équipement électrique). Le mélange de Halon 1211/1301 fournit la meilleure extinction possible, avec une toxicité faible. Une goupille est installée à travers le mécanisme de commande afin d'éviter la décharge accidentelle de l'agent extincteur. Il faut remplacer l'extincteur après chaque utilisation.

Utilisation de l'extincteur

1. Desserrer les agrafes de retenue et sortir l'extincteur de son support.
2. Tenir l'extincteur vertical et tirer la goupille.
3. Après s'être éloigné du feu, pointer la buse à la base du feu, au bord le plus proche.
4. Appuyer sur le levier rouge et balayer d'un côté à l'autre.

• MISE EN GARDE •

Le halon utilisé dans l'extincteur peut être un gaz toxique, spécialement dans un espace clos. Après avoir déchargé l'extincteur, ouvrir les bouches d'air et déverrouiller les portes pour aérer la cabine. Fermer les bouches d'air et les portes quand les vapeurs sont dissipées.

Avant chaque vol, il faut inspecter visuellement l'extincteur et vérifier qu'il est disponible, chargé et fonctionnel. Lors de l'inspection avant le vol, vérifier que la buse n'est pas obstruée, que la goupille est en place et que le réservoir n'est pas endommagé. De plus, l'extincteur doit peser environ 0,7 kg (1,5 lb). Dans le cadre de l'inspection avant le vol, soulever l'extincteur pour déterminer l'état de charge.

Train d'atterrissage

Train d'atterrissage principal

Le train d'atterrissage principal est boulonné à la structure composite des ailes, entre le longeron d'aile et l'âme travaillante. Les jambes de force du train d'atterrissage sont construites en matériaux composites pour résister à la fatigue. La construction composite est robuste et n'a besoin d'aucun entretien. Les roues principales et leur carénage sont boulonnés aux jambes de force. Chaque roue du train principal a un pneu de 15 x 6,00 x 6, avec une chambre à air. Les carénages de roue standard sont facilement déposés pour permettre l'accès aux pneus et aux freins. Il est possible d'enlever facilement les bouchons d'accès aux carénages de roues afin de gonfler les pneus et de vérifier la pression de gonflage. Chaque roue de train principal est équipée d'un frein à disque unique indépendant, actionnée hydrauliquement.

Train d'atterrissage avant

La jambe de force du train avant est construite en tube d'acier et est montée à la structure en acier de soutien du moteur. La roue avant pivote librement et peut tourner sur un arc d'environ 216° (108° de chaque côté du centre). La commande de direction se fait au moyen du freinage dissymétrique des freins du train d'atterrissage principal. La roue avant est équipée d'un pneu à chambre de 5,00 x 5.

Système de freins

Les roues du train principal sont équipées de freins à disque hydrauliques, individuellement actionnés par les pédales de palonnier des deux postes de pilotage. Pour le stationnement, un mécanisme de frein de stationnement maintient la pression hydraulique induite sur les disques.

Le système de freins comprend un maître cylindre pour chaque pédale de palonnier, un réservoir de liquide de frein, une vanne de frein de stationnement, un disque de frein unique sur chaque roue du train d'atterrissage principal et la tuyauterie hydraulique associée. La pression de freinage est appliquée en appuyant sur la partie supérieure des pédales de palonnier (frein de palonnier). La tuyauterie des freins est agencée de telle manière que l'application de la pression sur le frein de palonnier droit ou gauche par le pilote ou le

copilote applique le frein sur la roue de train d'atterrissage principal correspondante (droite ou gauche). Le réservoir est rempli de liquide hydraulique Mil-H-5606.

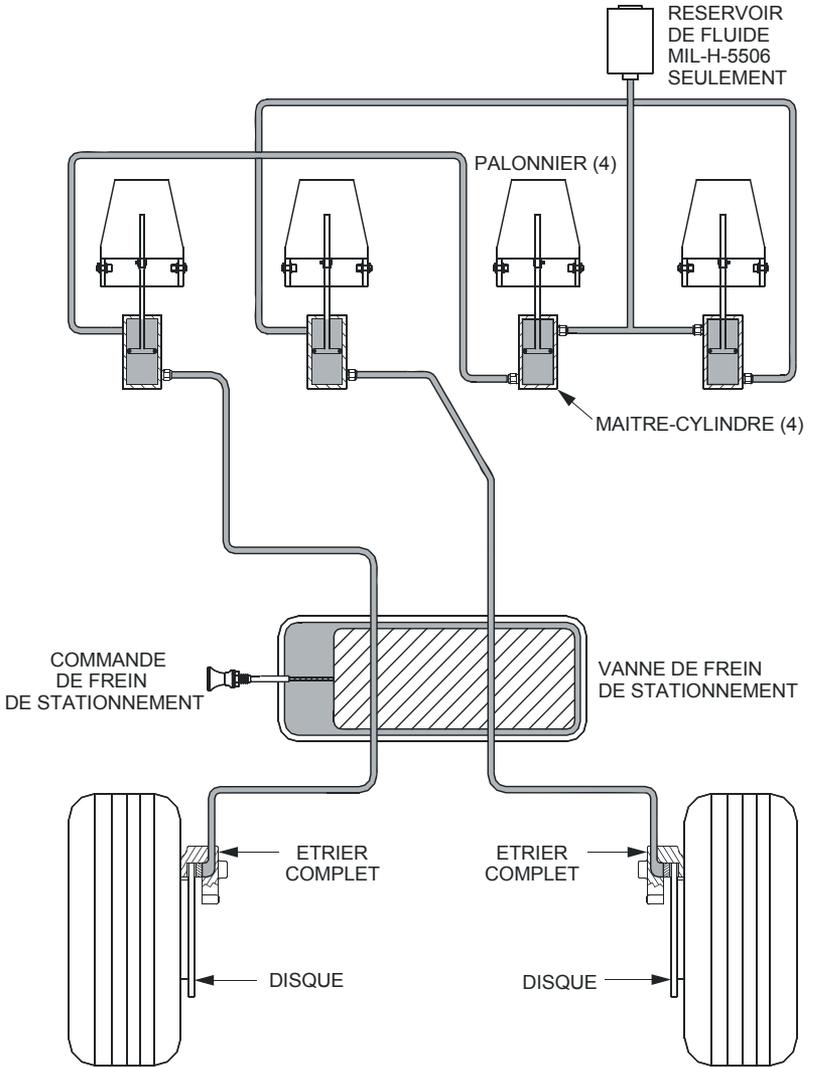
Un mauvais fonctionnement du système de freins ou une défaillance imminente peut être indiqué par une diminution progressive du freinage après l'application des freins, par des freins bruyants ou trainants, par des pédales molles ou grippées, par une course excessive ou par un freinage peu puissant. Il faut faire une intervention d'entretien immédiatement après l'apparition d'un de ces symptômes. Si pendant le roulage ou le roulement à l'atterrissage, la puissance de freinage diminue, relâcher les pédales et les appliquer de nouveau avec une pression plus élevée. Si les freins sont grippés ou si la course de la pédale augmente, pomper les pédales peut faire monter la pression de freinage.

Frein de stationnement

Les freins des roues du train principal remplissent la fonction de frein de stationnement en utilisant la commande de frein de stationnement PARK BRAKE, à la gauche de la console, près de la cheville droite du pilote. Les conduites de freins, du palonnier aux étriers de frein des roues principales passent par une vanne de frein de stationnement. En fonctionnement normal, la commande est enfoncée. Quand le bouton est enfoncé, des clapets dans la vanne sont mécaniquement maintenus ouverts, permettant l'utilisation normale des freins. Quand la poignée est tirée, la vanne de frein de stationnement maintient la pression de freinage, verrouillant les freins. Pour appliquer le frein de stationnement, engager les freins avec les pédales de palonnier et tirer ensuite sur la commande PARK BRAKE.

• Attention •

Ne pas tirer sur le bouton PARK BRAKE en vol. En cas d'atterrissage avec la vanne de frein de stationnement engagée, les freins maintiennent, à l'atterrissage, la pression appliquée.



SR2_FM07_1015

Figure 7-7
Système de freins

Moteur

Le SR22 est équipé d'un moteur six cylindres IO-550-N de Teledyne Continental, à alimentation atmosphérique, à injection de carburant, d'une puissance de 310 hp à 2700 tr/min. Le temps entre révisions (TBO) du moteur est de 2 000 heures. Des magnétos doubles traditionnelles fournissent l'allumage.

Le moteur est monté sur la cloison pare-feu au moyen d'une structure en acier à quatre points de montage ou, pour les avions *numéro de série 0656 et suivants*, une structure de montage à six points est disponible. Les points de montage de la cloison pare-feu sont structurellement renforcés par des goussets qui transfèrent la poussée et les charges de torsion à la coque du fuselage.

Système d'huile du moteur

Le moteur est équipé d'un système d'huile à haute pression à carter humide, pour la lubrification et le refroidissement du moteur. L'huile de lubrification du moteur est aspirée, par une pompe volumétrique, d'un carter d'une capacité de 8 quarts américains, à travers une crépine d'aspiration d'huile, et envoyée dans le radiateur d'huile monté sur le moteur. La pompe est équipée d'une soupape de décharge, sur le refoulement de la pompe, pour renvoyer l'huile à l'admission de la pompe quand la pression est supérieure à la limite. Le radiateur d'huile est équipé d'une vanne de régulation de température qui met le radiateur en dérivation quand la température de l'huile est inférieure à 82 °C (180 °F). L'huile de dérivation ou refroidie est alors envoyée directement dans les passages d'huile vers les pièces en déplacement et les dômes internes des pistons du moteur. L'huile est aussi envoyée au régulateur de l'hélice pour réguler le pas de l'hélice. Le système d'huile complet est contenu dans le moteur. Un bouchon de remplissage d'huile et une jauge à main se trouvent à l'arrière gauche du moteur. Le bouchon d'huile et la jauge à main sont accessibles par l'intermédiaire d'une trappe sur le côté supérieur gauche du capot du moteur.

• Attention •

Le moteur ne doit pas fonctionner avec moins de 6 quarts américains d'huile. Il est recommandé d'avoir 7 quarts américains (indication de la jauge à main) pour les vols prolongés.

Refroidissement du moteur

Le moteur est refroidi en transférant la chaleur à l'huile et ensuite à l'air passant à travers le radiateur d'huile, et en libérant la chaleur directement dans l'air passant autour du moteur. L'air de refroidissement entre dans le compartiment moteur à travers les deux orifices du capot. Des déflecteurs en aluminium dirigent l'air vers le moteur et sur les ailettes de refroidissement du moteur des cylindres, où le transfert de chaleur a lieu. L'air chauffé sort du compartiment moteur à travers les deux sorties à l'arrière du capot. Aucun volet mobile n'est utilisé.

Injection de carburant du moteur

Le système d'injection à débit continu, à plusieurs injecteurs, fournit le carburant nécessaire au fonctionnement du moteur. Une pompe à carburant, entraînée par le moteur, aspire le carburant du réservoir d'aile sélectionné et passe dans la vanne de régulation de richesse intégrée à la pompe. La vanne de commande de richesse ajuste la quantité de carburant en réponse à la position de la commande de richesse du mélange actionnée par le pilote. De la vanne de commande de richesse du mélange, le carburant passe dans une vanne de dosage de carburant sur le corps de papillon du système d'alimentation d'air. La vanne de dosage de carburant ajuste le débit de carburant en réponse à la position du levier du moteur déplacée par le pilote. De la vanne de dosage, le carburant est envoyé à la vanne de tubulure de carburant (araignée) et ensuite aux injecteurs individuels. Le système ajuste le débit de carburant en fonction du régime du moteur, du réglage de la richesse et de l'angle du papillon. Une commande manuelle de la richesse et une coupure de ralenti sont aussi fournies. Une pompe de carburant électrique permet un appoint de carburant pour éviter la formation de vapeur et pour l'amorçage.

Système d'admission d'air du moteur

L'air d'admission entre dans le compartiment moteur à travers les deux entrées avant du capot. L'air passe à travers un filtre d'admission en mousse sèche, puis à travers le papillon, ensuite dans la pipe d'admission à six tubes du moteur et finalement dans les orifices d'admission des cylindres et dans la chambre de combustion. En cas de colmatage du filtre à air d'admission, le pilote peut ouvrir une trappe d'admission d'air secondaire, permettant au moteur de continuer à fonctionner. *Consulter Commandes du moteur, Commande d'air secondaire.*

Allumage du moteur

L'allumage du mélange air carburant est fourni par deux magnétos entraînées par le moteur et deux bougies par cylindre. La magnéto droite fournit l'allumage aux bougies inférieures droites et supérieures gauches, et la magnéto gauche fournit l'allumage aux bougies inférieures gauches et supérieures droites. En fonctionnement normal, l'allumage est fourni par les deux magnétos, car l'allumage double fournit une combustion plus complète du mélange d'air et de carburant.

Echappement du moteur

Les gaz d'échappement du moteur passent dans un système d'échappement calibré. Après avoir quitté les cylindres, les gaz d'échappement passent dans un collecteur d'échappement, dans un silencieux placé sur le côté droit du moteur ou, *sur les avions, numéro de série 0320 et suivants*, à travers des silencieux de chaque côté du moteur, ensuite vers l'extérieur, à travers un ou des tuyaux d'échappement, sortant à travers le capot inférieur. Un échangeur de chaleur de type à manchon, placé autour du silencieux droit, fournit le chauffage de la cabine.

Commandes du moteur

Les commandes du moteur sur la console centrale sont facilement accessibles par le pilote. Elles comprennent un levier de commande des gaz et un levier de commande de richesse. Une tambour de réglage à friction identifié FRICTION, à droite de la console, est utilisé pour régler la résistance des leviers de commande à la rotation, afin d'obtenir la sensation et la maîtrise désirées. Une commande de source secondaire d'air d'admission est aussi présente.

Levier de commande des gaz

Le levier de commande des gaz, identifié MAX-POWER-IDLE, sur la console, règle la position du papillon du moteur et, en plus, fait le réglage automatique du régime de l'hélice. Le levier est relié mécaniquement par des câbles à la vanne de dosage de carburant et d'air, ainsi qu'au régulateur de l'hélice. Le déplacement du levier vers l'avant, MAX, ouvre le papillon de commande de débit d'air et augmente la quantité de carburant dans la tubulure de carburant. Un câble séparé, vers le régulateur de l'hélice, règle la pression d'huile du régulateur pour augmenter le pas de l'hélice afin de maintenir le régime du moteur. Le système est conçu pour maintenir un régime d'environ 2 500 tr/min dans toute la gamme de puissance de croisière et 2 700 tr/min à pleins gaz.

Commande de richesse

Le levier de richesse, identifié RICH-MIXTURE-CUTOFF, sur la console, règle le rapport d'air et de carburant pour la combustion. Le levier de commande de richesse est mécaniquement relié à la vanne de réglage de richesse dans la pompe à carburant entraînée par le moteur. Le déplacement du levier vers l'avant (vers RICH) repositionne la vanne, permettant le passage d'une plus grande quantité de carburant et le déplacement vers l'arrière (vers CUTOFF) réduit la quantité de carburant (appauvrissement). A la position complètement vers l'arrière (CUTOFF), la vanne de réglage est fermée.

Contacteur de démarrage et d'allumage

- Nota •

Numéro de série 0435 et suivants, avec configuration à écran de vol principal (PFD) : Le commutateur de démarrage et d'allumage est placé sur le tableau de bord.

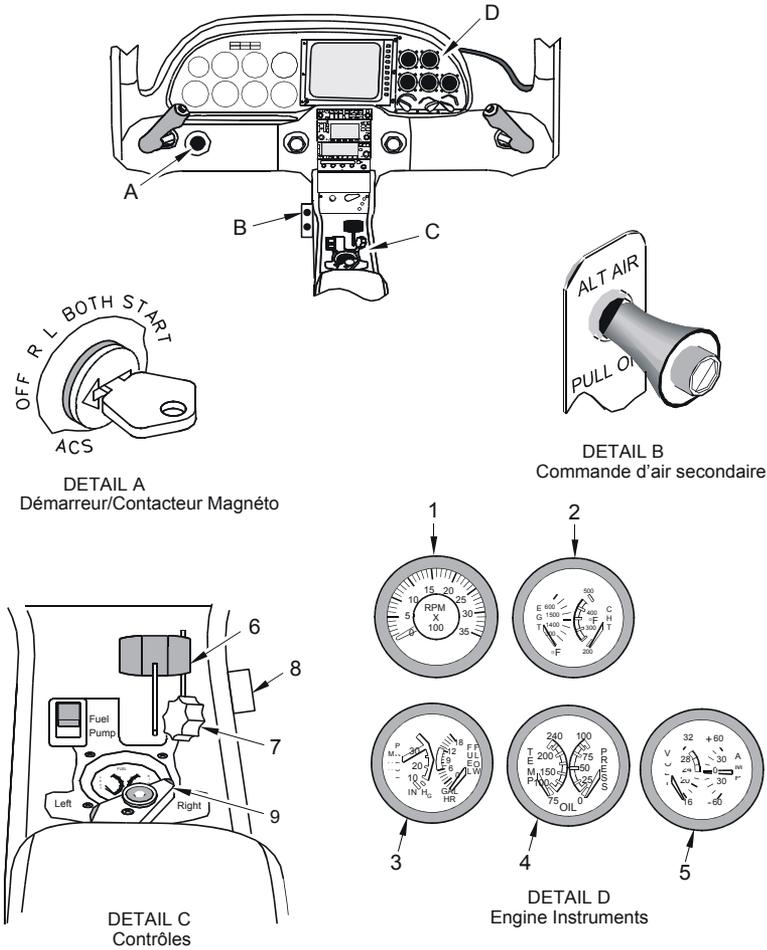
Un commutateur rotatif à clé, sur a traverse gauche du panneau, commande l'allumage et le fonctionnement du démarreur. Le commutateur est identifié OFF-R-L-BOTH-START. A la position OFF, le démarreur est isolé électriquement, les magnétos sont mises à la masse et ne fonctionnent pas. Normalement, le moteur fonctionne avec les deux magnétos (commutateur sur BOTH), sauf pendant la vérification du fonctionnement des magnétos et en cas d'urgence. Les positions R et L sont utilisées pour vérifier individuellement le fonctionnement des magnétos et pour fonctionnement sur une seule magnéto quand nécessaire. Quand l'interrupteur principal de batterie est en position de marche (ON), tourner le commutateur à la position START à ressort pour lancer le démarreur et activer les deux magnétos. Le commutateur retourne automatiquement à la position BOTH quand il est relâché.

Commande d'air secondaire

Un bouton de commande d'admission d'air secondaire, identifié ALT AIR - PULL, est installé sur la gauche de la console, près de la cheville droite du pilote. Pour actionner la commande, appuyer sur le bouton central de verrouillage, tirer la commande à la position ouverte et relâcher le bouton de verrouillage. Tirer sur la commande pour ouvrir la trappe d'admission d'air secondaire sur la tubulure d'air d'admission du moteur, mettant le filtre à air en dérivation et permettant l'entrée d'air non filtré dans le moteur. Il faut utiliser l'admission d'air secondaire s'il y a raison de croire qu'il y a un colmatage de la source d'air normale. Il faut sécuriser le fonctionnement en utilisant l'admission d'air secondaire et corriger la cause du colmatage du filtre dès que possible.

Affichages moteur

Le SR22 est équipé d'instruments et de voyants pour surveiller le fonctionnement du moteur. Les instruments sont placés sur le côté droit du tableau de bord et les voyants sont placés dans le panneau indicateur immédiatement devant le pilote.



- LÉGENDE
- | | |
|----------------------------------|------------------------|
| 1. Tachymètre | 6. Manette des gas |
| 2. EGT/CHT | 7. Manette de mélange |
| 3. Pression Admission/Débitmètre | 8. Friction |
| 4. Température huile/Pression | 9. Sélecteur réservoir |
| 5. Voltmètre/Ampèremètre | |

SR2_FM07_1603

Voyant d'huile

Figure 7-8
Commandes et indicateurs du moteur

Le voyant d'huile rouge OIL dans le panneau d'indicateurs s'allume pour indiquer une température d'huile élevée ou une pression d'huile basse. Le voyant est commandé par un contacteur dans le thermomètre d'huile si la température atteint 240 °F ou par un contacteur dans le manomètre d'huile si la pression tombe à 10 psi ou plus bas. Si le voyant OIL s'allume en vol, consulter le thermomètre et le manomètre d'huile pour déterminer la cause. En principe, une basse pression d'huile est accompagnée d'une température d'huile élevée. Le voyant est alimenté en courant continu de 28 V, par deux disjoncteurs de 2 A, ANNUNC, sur la barre omnibus essentielle.

Tachymètre

Un tachymètre de 2¼ in est monté sur le côté droit du tableau de bord, à côtés des autres instruments du moteur. L'aiguille du tachymètre se déplace dans une plage de 0 à 3 500 tr/min, graduée à intervalles de 100 tr/min. *Consulter la section 2, Limites*, pour obtenir des renseignements sur les indicateurs de limites des instruments. Le tachymètre électrique reçoit un signal de régime d'une génératrice de tachymètre montée sur la magnéto droite. Le courant continu en 28 V pour le fonctionnement des instruments est fourni par un disjoncteur de 5 A, INSTUMENT MOTEUR, sur la barre omnibus principale 1.

Thermomètre de gaz d'échappement et de culasse

• Nota •

Numéro de série 0435 et suivants, avec instruments du moteur : L'avion n'est pas équipé d'un thermomètre de gaz d'échappement/CHT.

Un thermomètre de 2¼ in, combinant l'affichage de la température des gaz d'échappement (EGT) et des culasses (CHT), est monté dans le tableau de bord droit. Le courant continu en 28 V pour le fonctionnement des instruments est fourni par un disjoncteur de 5 A, ENGINE INST, sur la barre omnibus principale 1.

L'aiguille de température balaye une plage marquée de 1250 °F à 1650 °F, graduée à intervalles de 25 °F. L'échelle de température des gaz d'échappement (EGT) n'a pas de repère de limite. Le thermomètre électrique des gaz d'échappement reçoit un signal de température d'un thermocouple monté dans le tuyau d'échappement du cylindre n° 4.

L'aiguille de température de culasse balaye une échelle marquée de 200 °F à 500 °F. *Consulter la section 2, Limites*, pour obtenir des renseignements sur les indicateurs de limites des instruments. Le thermomètre électrique de culasse reçoit un signal d'une sonde de température montée dans la culasse du cylindre n° 6, côté gauche du moteur.

Thermomètre et manomètre d'huile

Un indicateur combiné de température et de pression d'huile de 2¼ in est monté sur le tableau de bord droit, immédiatement sous le thermomètre des gaz d'échappement et des culasses. L'instrument a un éclairage incorporé. Le courant continu en 28 V pour le fonctionnement des instruments est fourni par un disjoncteur de 5 A, ENGINE INST, sur la barre omnibus principale 1.

L'aiguille de température balaye une plage marquée de 50 °F à 250 °F, graduée à intervalles de 25 °F. *Consulter la section 2, Limites*, pour obtenir des renseignements sur les indicateurs de limites des instruments. Le thermomètre d'huile reçoit un signal de la sonde de température montée sur le côté inférieur gauche du moteur, sous le radiateur d'huile.

L'aiguille de pression d'huile balaye une échelle marquée de 0 à 100 psi. *Consulter la section 2, Limites*, pour obtenir des renseignements sur les indicateurs de limites des instruments. Le manomètre d'huile reçoit un signal de pression provenant d'une sonde de pression montée sur l'extrémité arrière du moteur, sous le radiateur d'huile. Normalement, la pression d'huile peut tomber à 10 psi, au ralenti, mais elle se trouve dans une plage de 30 à 60 psi, aux régimes plus élevés.

Débitmètre de carburant et manomètre de pression d'admission

Un indicateur combiné de 2¼ in de débitmètre de carburant et de manomètre de pression d'admission est monté sur le tableau de bord droit, immédiatement sous le tachymètre. L'instrument a un éclairage incorporé. Le courant continu en 28 V pour le fonctionnement des instruments est fourni par un disjoncteur de 5 A, ENGINE INST, sur la barre omnibus principale 1.

L'aiguille du débitmètre balaye une échelle marquée de 0 à 30 gallons américains par heure. *Consulter la section 2, Limites*, pour obtenir des renseignements sur les indicateurs de limites des instruments. Le débitmètre électrique reçoit un signal d'un transducteur de débit

installé sur le côté droit du moteur, dans la conduite de carburant, entre la vanne de débit du corps de papillon et la tubulure d'injecteurs (araignée).

L'aiguille de pression d'admission balaye une échelle graduée de 10 à 30 pouces de Hg, en intervalles de 1 pouce de Hg. *Consulter la section 2, Limites*, pour obtenir des renseignements sur les indicateurs de limites des instruments. Le manomètre électrique reçoit un signal d'un mancontact monté dans l'air d'admission, sur le côté gauche de la tubulure d'admission d'air, près du corps de papillon.

Hélice

L'avion est équipé d'une hélice en alliage d'aluminium à régime constant, avec trois pales (diamètre de 78 in) et d'un régulateur.

Le régulateur d'hélice règle automatiquement le pas de l'hélice pour maintenir le régime de l'hélice et du moteur. Le régulateur d'hélice détecte le régime du moteur au moyen de masselottes et détecte la position du papillon au moyen d'un câble branché au levier de commande des gaz dans la cabine. Le régulateur d'hélice augmente la pression d'huile pour réguler la position du pas de l'hélice. Quand le levier de commande des gaz est déplacé vers l'avant, le régulateur envoie une plus faible quantité d'huile à haute pression au moyeu de l'hélice, permettant à la force centrifuge d'agir sur les pales pour diminuer le pas de l'hélice et d'obtenir un régime plus élevé. Lorsque le levier de commande des gaz est reculé, le régulateur envoie une plus grande quantité d'huile à haute pression au moyeu de l'hélice, forçant les pales à un pas plus important, abaissant le régime. En vol stabilisé, le régulateur ajuste automatiquement le pas de l'hélice pour maintenir le régime désiré (position de la commande des gaz). Tout changement de la vitesse indiquée ou de la charge sur l'hélice produit un changement du pas de l'hélice.

Circuit de carburant

Un système de stockage de carburant, d'une capacité utilisable de 81 gallons américains, fournit le carburant pour le fonctionnement du moteur. Le circuit comprend un réservoir intégré, avec évent, d'une capacité de 42 gallons américains (40,5 gallons utilisables), un sélecteur à trois positions, un puits collecteur de carburant dans chaque aile, une pompe auxiliaire électrique et une pompe à carburant entraînée par le moteur. Le carburant est alimenté par gravité de chaque réservoir au puit collecteur associé, d'où la pompe entraînée par le moteur aspire le carburant, à travers un filtre et un sélecteur, pour alimenter sous pression le système d'injection de carburant du moteur. La pompe auxiliaire électrique est installée pour permettre l'amorçage du moteur et éliminer les vapeurs.

Chaque réservoir d'aile intégré est équipé d'un bouchon de remplissage sur la surface supérieure de chaque aile, pour faire le plein de carburant. Des panneaux d'accès sur la surface inférieure de l'aile donnent accès au compartiment mouillé associé (réservoir) pour faire les inspections générales et l'entretien. Des flotteurs dans chaque réservoir d'aile et dans chaque réservoir collecteur fournissent aux jauges du tableau de bord les renseignements sur le niveau de carburant. Une pression positive est maintenue dans le réservoir au moyen d'une prise d'air pour chaque réservoir d'aile. Le carburant de chaque réservoir de carburant d'aile descend par gravité, à travers des crépines et un clapet antiretour, vers le bac collecteur associé, dans chaque aile. Chaque puit-réservoir collecteur incorpore un purgeur encastré et un évent pour le réservoir de carburant associé.

La pompe entraînée par le moteur aspire le carburant des deux bacs collecteurs à travers le sélecteur de réservoir à trois positions (GAUCHE/ARRET/DROITE). Le sélecteur permet de choisir le réservoir. De la pompe, le carburant est dosé dans l'air d'admission, mesuré dans un diviseur de débit et il est envoyé à chacun des cylindres. L'excès de carburant est renvoyé au réservoir sélectionné.

Une jauge de carburant à double indication est située dans la console centrale, à côté du sélecteur de carburant, à la vue du pilote. Le sélecteur d'arrêt de carburant et de réservoir de carburant est positionné à proximité, permettant un accès facile.

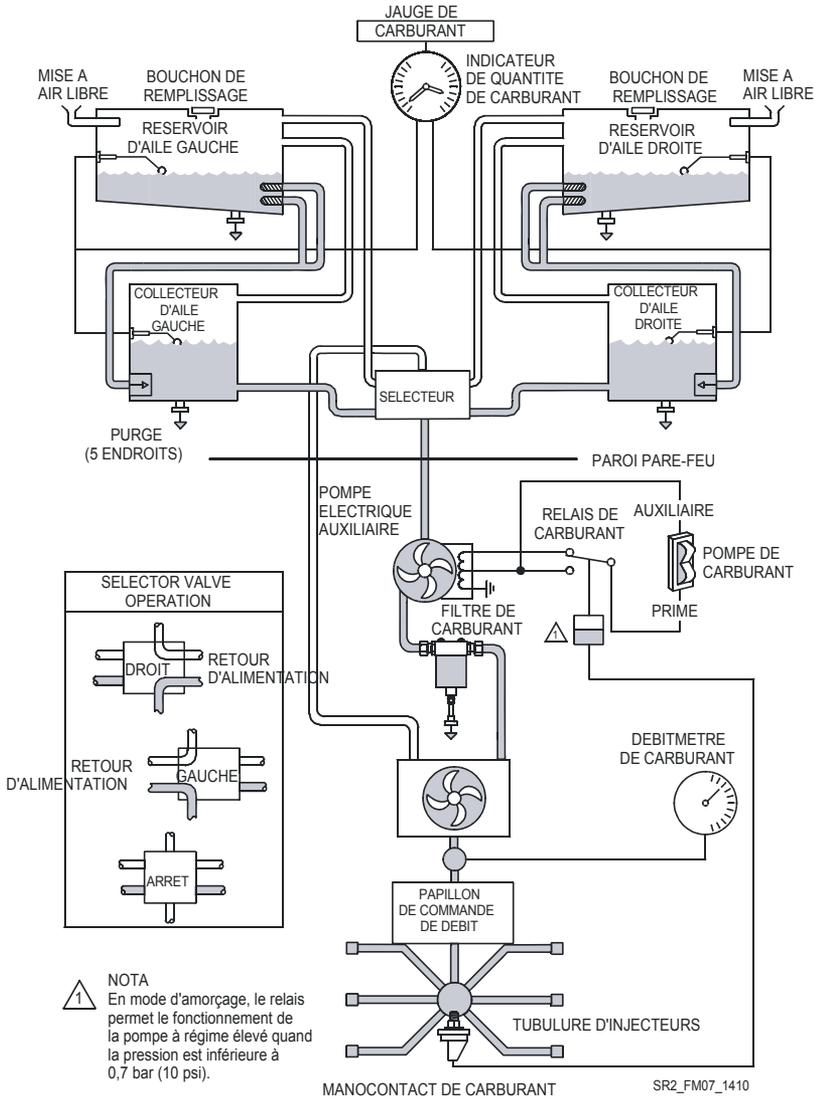


Figure 7-9
Système de carburant

Le système de mise à air libre du carburant est essentiel au bon fonctionnement du système. Le blocage du système cause une diminution du débit de carburant, ainsi que l'étouffement et l'arrêt possible du moteur. La mise à air libre est accomplie indépendamment pour chaque réservoir, au moyen d'une conduite d'évent conduisant à un évent de type NACA monté sous l'aile, près de chaque extrémité d'aile.

Il est possible de réduire la quantité de carburant dans les réservoirs afin d'augmenter la capacité de chargement de la cabine. Ceci est possible en remplissant chaque réservoir jusqu'à un repère visible sous le tube de remplissage, donnant une masse de carburant utilisable plus faible de 23,5 gallons américains dans chaque réservoir (total de 47 gallons américains utilisables en ordre de vol).

Les robinets de purge aux points bas du circuit permettent de vider le circuit pour l'entretien et pour vérifier le type de carburant dans le circuit et sa propreté. Il faut inspecter le circuit avant le premier vol de chaque jour et après chaque remplissage de carburant. Un tube d'échantillonnage est fourni pour soutirer une petite quantité de carburant des purges des réservoirs, des purges de collecteur et de la purge du filtre à carburant. Si les limites de masse au décollage du vol suivant le permettent, il faut remplir les réservoirs après chaque vol afin d'éviter la condensation.

Voyant d'avertissement de carburant

Le voyant orange d'avertissement de carburant FUEL dans le panneau de voyants s'allume pour indiquer un faible niveau de carburant. Le voyant est allumé par des contacteurs dans la jauge de carburant si la quantité de carburant tombe au-dessous d'environ 14 gallons américains dans chaque réservoir (total de 28 gallons américains, avec les réservoirs équilibrés en vol horizontal). Puisque les deux réservoirs doivent être en dessous de 14 gallons américains pour que le voyant s'allume, il est possible que le voyant s'allume avec juste 14 gallons américains dans un réservoir en vol horizontal, et l'autre réservoir complètement vide. Si le voyant d'avertissement s'allume en vol, consulter les jauges de carburant pour déterminer la quantité de carburant restant. Le voyant est alimenté en courant continu de 28 V, par le disjoncteur de 2 A, ANNUNC, sur la barre omnibus essentielle.

Jauge de carburant

Une jauge de carburant de 2¼ in, à double affichage, est installée dans la console, immédiatement en avant du sélecteur de réservoir. L'aiguille gauche LEFT indique la quantité de carburant dans le réservoir gauche et balaye une échelle marquée de 0 à 41 gallons américains, en intervalles de 5 gallons américains. L'aiguille droite RIGHT balaye une échelle identique pour le réservoir droit. Chaque échelle est marquée d'un arc jaune de 0 à 14 gallons américains. Les aiguilles sont étalonnées pour indiquer « 0 » quand il ne reste plus de carburant utilisable. Chaque aiguille fournit un signal de sortie pour allumer le voyant d'alarme de carburant FUEL quand la quantité de carburant dans chaque réservoir est inférieure à 14 gallons américains. Les indications de quantité de carburant sont dérivées de niveaux à flotteur installés dans chaque réservoir principal et dans chaque réservoir collecteur. L'instrument a un éclairage incorporé. Le courant continu en 28 V pour le fonctionnement des jauges de carburant est fourni par un disjoncteur de 5 A, ENGINE INST, sur la barre omnibus principale 1.

• Nota •

Quand il y a moins d'un quart de la capacité dans les réservoirs de carburants, un vol non coordonné prolongé, tel qu'un glissement ou un dérapage, peut découvrir les prises de carburant dans les réservoirs. En cas de vol avec un réservoir de carburant vide ou en cas de vol avec le réservoir gauche ou droit rempli à moins d'un quart de sa capacité, il ne faut donc pas maintenir l'avion en vol non coordonné pendant une période dépassant 30 secondes.

Sélecteur de réservoir

Un robinet sélecteur de réservoir, placé à l'arrière de la console centrale, fournit les fonctions suivantes :

- LEFT (gauche). Permet l'alimentation de carburant du réservoir gauche
- RIGHT (droit) . Permet l'alimentation de carburant du réservoir droit
- ARRET Coupe l'alimentation venant des deux réservoirs.

Le robinet est construit de manière à permettre l'alimentation d'un réservoir spécifique quand l'indicateur du robinet est pointé vers ce réservoir. Pour sélectionner le réservoir droit ou gauche (RIGHT ou LEFT), tourner le sélecteur à la position désirée. Pour sélectionner l'arrêt (OFF), soulever d'abord le bouton du sélecteur et le tourner à la position arrêt.

Commutateur de pompe auxiliaire

Le fonctionnement de la pompe auxiliaire et l'amorçage du moteur sont commandés par le commutateur BOOST-PRIME de la pompe de carburant, placé à côté du sélecteur de réservoir. La position PRIME (amorçage) est une position momentanée et la position BOOST est une position qui peut être sélectionnée. Un amorçage à deux vitesses permet de faire monter rapidement la pression de carburant à la pression de fonctionnement.

Numéro de série de 0002 à 0277 avant le bulletin technique SB 22-73-01 : Pour la mise en marche du moteur, appuyer sur PRIME pour faire fonctionner la pompe auxiliaire à régime élevé jusqu'à l'obtention d'une pression de carburant entre 2 et 4 psi. Quand la pression du carburant est entre 2 et 4 psi, un manoccontact dans la conduite d'injection de carburant met la pompe auxiliaire en mode de bas régime pour fournir une pression d'appoint de 4 à 6 psi. La sélection de BOOST met la pompe auxiliaire en mode de bas régime pour fournir une pression de carburant continue de 4 à 6 psi, de manière à empêcher la formation de vapeur quand le carburant est chaud.

Numéros de série 0278 et suivants, et numéros de série 0002 à 0277 après le bulletin technique SB 22-73-01 : Un système basé sur la pression d'huile est utilisé pour gérer le fonctionnement de la pompe auxiliaire. Le manomètre et le thermomètre d'huile fournissent un signal au circuit de démarrage pour générer une masse pour le voyant d'huile et celui du système de carburant. Ce système permet le fonctionnement de la pompe de carburant au régime élevé (PRIME) quand la pression d'huile du moteur est inférieure à 10 psi. Appuyer sur le bouton PRIME n'a aucun effet quand la pression d'huile du moteur est supérieure à 10 psi. La sélection de BOOST (auxiliaire) met la pompe auxiliaire en mode de bas régime, quelle que soit la pression d'huile, pour fournir une pression de carburant continue de 4 à 6 psi, de manière à empêcher la formation de vapeur quand le carburant est chaud.

La pompe auxiliaire est alimentée en courant continu de 28 V fourni par un disjoncteur de 5 A, POMPE A CARBURANT, sur la barre omnibus principale 2.

Circuit électrique

L'avion est équipé d'un circuit électrique de courant continu de 28 V, à deux alternateurs et deux batteries, conçu pour réduire le risque de problèmes du circuit électrique. Le circuit fournit une alimentation ininterrompue pour le système d'avionique, les instruments de vol, l'éclairage et autres systèmes commandés et gérés électriquement pendant l'exploitation normale de l'avion.

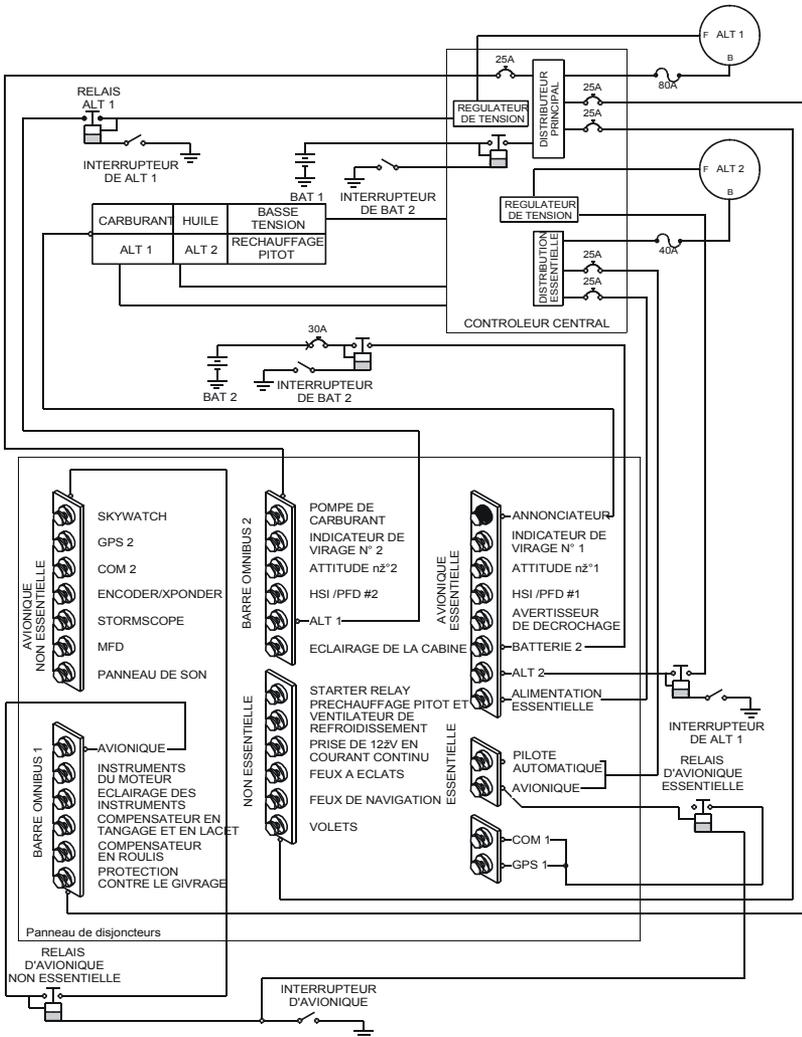
Production d'électricité

L'alimentation électrique primaire du SR22 est fournie par un circuit électrique en courant continu de 28 V, à masse négative. Le système de production d'électricité comprend deux alternateurs contrôlés par un contrôleur central monté sur le côté gauche de la cloison pare-feu et deux batteries pour le démarrage et le stockage d'électricité.

L'alternateur 1 (ALT 1) est un alternateur de 60 A, à entraînement par engrenage, à rectification interne, monté à l'avant droit du moteur. L'alternateur 2 (ALT 2) est un alternateur de 20 A, à entraînement par engrenage, à rectification interne, monté sur l'entraînement d'accessoires, à l'arrière du moteur. L'alternateur ALT 1 est réglé à 28 V et l'alternateur ALT 2 est réglé à 28,75 V. La sortie de ALT 1 est branchée à la barre omnibus principale, dans le contrôleur central, à travers un fusible de 80 A. La sortie de ALT 2 est branchée à la barre omnibus essentielle de distribution, dans le contrôleur central, à travers un fusible de 40 A. Les deux alternateurs sont auto-exciteurs (pas à auto-démarrage) et ils doivent recevoir de la tension de la batterie pour démarrer - pour cette raison, il ne faut pas mettre hors circuit les batteries en vol.

La batterie 1 (BAT 1) est une batterie au plomb, de 24 V, de 10 A/h, de type aviation, à 12 cellules, montée sur la cloison pare-feu droite. La batterie BAT 1 est chargée par la barre omnibus principale de distribution dans le contrôleur central. La batterie 2 (BAT 2) comprend deux batteries au plomb, de 12 V, étanches, de 7 A/h, de 7 A/h, branchées en série pour fournir 24 V. Les deux batteries de BAT 2 sont placées dans un bac résistant à l'acide et mis à l'atmosphère, monté derrière la cloison arrière de la cabine (FS 222), sous la capsule du parachute. Les batteries BAT 2 sont chargées par le panneau de disjoncteurs de la barre omnibus essentielle.

Le contrôleur central est monté sur la cloison pare-feu gauche. Le contrôleur central commande ALT 1, ALT 2, le démarreur, le phare d'atterrissage, l'alimentation extérieure et les fonctions de génération. En plus de la régulation de tension de ALT 1 et ALT 2, le contrôleur central fournit aussi une protection d'inversion de polarité de l'alimentation extérieure, la protection de surtension de l'alternateur, ainsi que les avertissements de défaillance et de tension excessive de l'alternateur. Le courant est distribué dans les barres omnibus des circuits de l'avion, par l'intermédiaire des barres omnibus principales et essentielles, dans le contrôleur principal. En fonctionnement normal, les alternateurs alimentent leurs barres omnibus respectives, indépendamment (ALT 1 alimente la barre omnibus principale et ALT 2 alimente la barre omnibus essentielle de distribution). Les barres omnibus de distribution sont interconnectées par deux fusibles de 50 A et une diode. La diode empêche ALT 2 d'alimenter la barre omnibus principale de distribution. De plus, puisque la tension de ALT 2 et de la barre omnibus essentielle de distribution est légèrement supérieure à la tension de ALT 1 et de la barre omnibus principale de distribution, ALT 1 n'alimente pas la barre omnibus essentielle de distribution, sauf en cas de défaillance de ALT 2.



SR2_FM07_1458C

Figure 7-10
Alimentation et distribution électrique

Distribution d'électricité

Le système de distribution électrique du SR22 comprend une barre omnibus principale de distribution dans le contrôleur central et des barres omnibus associées dans le panneau de disjoncteurs. Le panneau de disjoncteurs est monté sur le côté gauche de la console, à proximité du genou gauche du pilote.

En utilisation normale, les barres omnibus essentielles dans le panneau de disjoncteurs sont alimentées par la barre omnibus essentielle de distribution dans le contrôleur central, à travers des disjoncteurs de 25 A. BAT 2 est branchée directement à la barre omnibus essentielle, dans le panneau de disjoncteurs, et alimente la barre omnibus quand la tension venant des barres omnibus de distribution du contrôleur central tombe en dessous de la tension de la batterie. De plus, en cas de défaillance de l'alternateur ALT 2, la barre omnibus essentielle du panneau de disjoncteurs est alimentée par l'alternateur ALT 1, par l'intermédiaire de la barre omnibus principale de distribution et les barres omnibus essentielles de distribution, dans le contrôleur central. La barre omnibus principale 1, la barre omnibus principale 2 et la barre omnibus non essentielle d'équipement dans le panneau de disjoncteurs sont alimentées par l'alternateur ALT 1, par l'intermédiaire de la barre omnibus principale de distribution, dans le contrôleur central. La barre omnibus non essentielle d'avionique dans le panneau de disjoncteurs est alimentée par le panneau de disjoncteurs de la barre omnibus principale 1.

Interrupteurs principaux de batterie et d'alternateur

Les interrupteurs principaux (PRINCIPAL) de type à bascule du système électrique sont sur marche en position haute et sur arrêt en position basse. Les interrupteurs, identifiés BAT 2, BAT 1, ALT 1 et ALT 2 sont placés dans le panneau d'interrupteurs de la traverse, immédiatement sous le tableau de bord. Ces interrupteurs, ainsi que l'interrupteur AVIONICS, commandent toute l'alimentation électrique de l'avion.

Interrupteurs de batteries

Les interrupteurs BAT 1 et BAT 2 commandent leurs batteries respectives. Mettre BAT 1 sur marche pour mettre sous tension un relais connectant BAT 1 aux barres omnibus de distribution du contrôleur principal (activant également les barres omnibus du

panneau de disjoncteurs) et pour ouvrir les contacts du relais du démarreur. Mettre BAT 2 sur marche pour mettre sous tension un relais connectant BAT 2 aux barres omnibus essentielles du panneau de disjoncteurs. Normalement, pour les vols, tous les interrupteurs principaux doivent être sur marche. Cependant, les interrupteurs BAT 1 et BAT 2 peuvent être mis sur marche séparément pour vérifier l'équipement au sol. Mettre seulement BAT 2 sur marche pour mettre sous tension les systèmes connectés à la barre omnibus essentielle du panneau de disjoncteurs. Si un système des autres barres omnibus est sous tension, c'est une indication de la défaillance de la diode d'isolation d'interconnexion des barres omnibus de distribution. Quand l'interrupteur BAT 1 est mis sur marche, les systèmes restants sont mis sous tension. Pour vérifier ou utiliser l'avionique ou les radios au sol, il faut aussi mettre sur marche l'interrupteur d'alimentation d'avionique.

Interrupteurs des alternateurs

Les interrupteurs ALT 1 et ALT 2 commandent l'alimentation des champs de leur alternateur respectif. L'interrupteur BAT 1 doit être sur marche pour mettre ALT 1 en marche. Mettre l'interrupteur ALT 1 sur marche pour mettre sous tension un relais qui permet l'application d'un courant continu de 28 V du disjoncteur ALT 1 (barre omnibus principale 2) au régulateur de tension de ALT 1. Pour mettre ALT 2 en marche, il faut mettre l'interrupteur de batterie BAT 1 ou BAT 2 sur marche. Mettre l'interrupteur ALT 2 sur marche pour mettre sous tension un relais qui permet l'application d'un courant continu de 28 V du disjoncteur ALT 2 (barre omnibus essentielle) au régulateur de tension de ALT 2. La mise sur l'arrêt d'un interrupteur ALT enlève du système électrique l'alternateur correspondant.

• Nota •

L'utilisation continue avec les interrupteurs d'alternateurs en position d'arrêt réduit la réserve de la batterie suffisamment pour ouvrir le relais des batteries, coupant l'alimentation des champs des alternateurs, empêchant la remise en marche des alternateurs.

Interrupteur d'alimentation d'avionique

Un interrupteur à bascule, identifié AVIONICS, contrôle l'alimentation électrique de la barre omnibus primaire du panneau de disjoncteurs à la barre omnibus d'avionique. L'interrupteur est placé à côté des interrupteurs principaux ALT et BAT. Typiquement, l'interrupteur est utilisé pour mettre sous tension ou hors tension, simultanément, toutes les barres omnibus non essentielles et essentielles d'avionique. Avec l'interrupteur en position d'arrêt, l'équipement d'avionique est hors tension, quelle que soit la position de l'interrupteur principal ou de l'interrupteur de chaque appareil. L'interrupteur AVIONICS doit être en position d'arrêt avant d'actionner les interrupteurs principaux, de lancer le moteur ou d'appliquer une source d'alimentation extérieure.

Voyant de basse tension

L'avion est équipé d'un voyant rouge de basse tension LOW VOLTS dans le panneau de voyants qui se trouve sur le côté gauche du tableau de bord. Un détecteur de tension dans le contrôleur central mesure la tension de la barre omnibus essentielle et allume un voyant quand la tension est inférieure à 24,5 V.

- Nota •

Il est possible que le voyant de basse tension LOW VOLTS s'allume en cas d'utilisation prolongée à bas régime, avec une charge électrique élevée. Dans ce cas, le voyant s'éteint à régime plus élevé.

Voltmètre et ampèremètre

Une combinaison voltmètre et ampèremètre de 2¼ in est montée sur le tableau de bord droit, immédiatement à côté du thermomètre et du manomètre d'huile. L'instrument possède un éclairage incorporé. Le courant continu en 28 V pour l'éclairage des instruments est fourni par la disjoncteur de 2 A, INST LIGHTS, sur la barre omnibus principale 1.

L'aiguille du voltmètre balaye une échelle de 16 à 32 V. *Consulter la section 2, Limites*, dans le manuel d'utilisation de l'avion, pour obtenir des renseignements sur les indicateurs de limite des instruments. La tension affichée est mesurée à la barre omnibus essentielle.

L'aiguille d'ampèremètre AMP balaye une échelle de -60 à +60 A, avec le zéro à la position de 9 heures. La valeur de l'intensité est

dérivée des transducteurs de courant situés dans le contrôleur central. La sortie de chaque alternateur et de la batterie BAT 1 est mesurée. Le commutateur AMMETER SELECT, monté sur le tableau de bord, est utilisé pour sélectionner la valeur désirée. Quand le moteur est en marche et les interrupteurs principaux ALT 1 et ALT 2 sur marche, l'ampèremètre indique le courant de charge appliqué aux batteries. En cas de mauvais fonctionnement des alternateurs ou d'une charge électrique supérieure à la production des alternateurs, l'ampèremètre indique l'intensité du courant de décharge de la batterie BAT 1. Les valeurs des ampèremètres des alternateurs sont positives seulement.

Sélecteur d'ampèremètre

Le commutateur AMMETER SELECT sur le tableau de bord est utilisé pour sélectionner la source désirée du courant électrique qui doit être affichée par l'ampèremètre. Le commutateur a trois positions : ALT 1, BATT et ALT 2. La position BATT indique le courant de la batterie BAT 1 seulement. Sélectionner une position du commutateur pour déterminer l'appareil dont l'intensité est affichée par l'ampèremètre.

Voyants de défaillance d'altimètre

Deux voyants de défaillance d'alternateur sont installés dans le panneau de voyants. Les voyants ALT 1 et ALT 2 du panneau de voyants fournissent des avertissements en cas de défaillance ou de surintensité de l'alternateur correspondant. Les voyants sont activés par des circuits dans le contrôleur central et des détecteurs de courant dans les lignes de sortie des alternateurs ALT 1 et ALT 2. Un voyant allumé continuellement est une indication de défaillance de l'alternateur. Un voyant ALT clignotant est une indication de surintensité.

Disjoncteurs et fusibles

Les circuits électriques individuels branchés aux barres omnibus principales, essentielle et non essentielles de l'avion sont protégés par des disjoncteurs à renclenchement, montés dans le panneau de disjoncteurs, sur le côté gauche de la console centrale.

Barres omnibus essentielles

Le panneau de disjoncteurs de la barre omnibus essentielle est alimenté par ALT 2 et BAT 1 de la barre omnibus essentielle de distribution du contrôleur central, à travers un disjoncteur de 20 A, ESSENTIAL POWER, et par la batterie BAT 2, à travers un disjoncteur de 20 A, BATTERY 2. La barre omnibus essentielle est aussi alimentée par ALT 1 à travers une diode d'isolation connectant les barres omnibus de distribution principale et essentielle dans le contrôleur central. Le pilote automatique et l'équipement d'avionique essentiel sont alimentés directement par la barre omnibus essentielle de distribution dans le contrôleur central, par un disjoncteur de 25 A sur la barre omnibus de distribution. Le courant du disjoncteur de 15 A, AVIONIQUE, est aussi commandé par l'interrupteur principal AVIONIQUE du panneau d'interrupteurs de la traverse.

Barres omnibus principales

La barre omnibus principale 1 et la barre omnibus principale 2 du panneau de disjoncteurs sont alimentées par ALT 1 et BAT 1, de la barre omnibus principale de distribution du contrôleur central, à travers un disjoncteur de 25 A, sur la barre omnibus de distribution. ALT 2 et BAT 2 sont empêchés d'alimenter les barres omnibus principales par la diode d'isolement d'interconnexion des buses omnibus de distribution du contrôleur central. Tirer sur les disjoncteurs individuels pour éliminer les charges des barres omnibus principales du panneau de disjoncteurs. Le disjoncteur de 15 A, AVIONIQUE, de la barre omnibus principale alimente toutes les charges des barres omnibus non essentielles. Le courant du disjoncteur de 15 A, AVIONIQUE, est aussi commandé par l'interrupteur principal AVIONIQUE du panneau d'interrupteurs de la traverse.

Barres omnibus non essentielles

Le panneau de disjoncteurs contient deux barres omnibus non essentielles, la barre omnibus non essentielle d'équipement et la barre omnibus non essentielle d'avionique. La barre omnibus non essentielle d'avionique est alimentée par le disjoncteur de 15 A, AVIONICS, de la barre omnibus principale 1 et est traitée plus haut. La barre omnibus non essentielle d'équipement est alimentée par ALT 1 et BAT 1, par l'intermédiaire de la barre omnibus principale de distribution du contrôleur central, à travers un disjoncteur de 25 A. ALT 2 et BAT 2 sont empêchés d'alimenter les barres omnibus non

essentielles d'équipement par la diode d'isolement d'interconnexion des buses omnibus de distribution du contrôleur central. Tirer sur les disjoncteurs individuels pour éliminer les charges des barres omnibus non essentielles d'équipement.

Prise d'alimentation extérieure

Une prise pour alimentation de service au sol est montée juste en arrière du capot, sur le côté gauche de l'avion. Cette prise est installée pour permettre l'utilisation d'une source d'alimentation externe par temps froid et pour les procédures d'entretien nécessitant une alimentation électrique fiable pendant une période prolongée. L'alimentation externe doit être régulée à 28 V en courant continu. Le contacteur de commande d'alimentation externe est branché à travers l'interrupteur principal BAT 1 de telle façon que l'interrupteur BAT 1 doit être sur marche pour pouvoir appliquer l'alimentation externe.

Consulter la section 8, Service au sol, réparations et entretien, pour obtenir des renseignements sur l'alimentation externe et les précautions spéciales à respecter.

Prise de courant de service

Une prise de courant de service de 12-volt est installée dans la console centrale. La prise accepte une fiche normale d'allume-cigare. Il est possible d'utiliser la prise pour alimenter de l'équipement de divertissement portable, tel que lecteurs de disques compacts, lecteurs de cassettes et radios portables. Cette prise a une capacité maximale de 3,5 A. L'alimentation de la prise de courant de service est fournie par le disjoncteur de 5 A en courant continu de 12 V, OUTLET, sur la barre omnibus non essentielle.

Eclairage extérieur

L'avion est équipé de feux de navigation standard montés sur les extrémités des ailes, avec des feux à éclats anticollision intégrés. Le projecteur d'atterrissage à commande séparée est monté dans le capot inférieur.

Feux de navigation

L'avion est équipé de feux de navigation standard dans les extrémités des ailes. Les feux sont commandés par le commutateur de feux NAV sur la traverse du tableau de bord. Le courant continu en 28 V des feux de navigation est alimenté par un disjoncteur de 5 A, NAV LIGHTS, sur la barre omnibus non essentielle.

Feu à éclats

Des feux à éclats anti-collision sont intégrés aux feux de navigation standard. Chaque feu à éclats est alimenté par une alimentation séparée. Les alimentations des feux à éclats sont commandées par l'interrupteur STROBE sur la traverse du tableau de bord. Le courant continu en 28 V pour l'alimentation et la commande des circuits des feux à éclats est fourni par un disjoncteur de 5 A, STROBE LIGHTS, sur la barre omnibus non essentielle.

Projecteur d'atterrissage

Un projecteur à décharge à haute intensité (HID) est monté dans le capot inférieur du moteur. Le projecteur d'atterrissage est commandé par l'interrupteur de phare LAND sur la traverse du tableau de bord.

Quand l'interrupteur de projecteur LAND est sur marche, le relais de commande du projecteur d'atterrissage dans le contrôleur central est activé, fermant un circuit en courant continu de 28 V de la barre omnibus principale de distribution au ballast du projecteur monté sur la cloison pare-feu. Le ballast produit la surtension nécessaire pour faire fonctionner le projecteur à décharge à haute intensité (HID). Un disjoncteur de 15 A sur la barre omnibus principale de distribution dans le contrôleur central protège le circuit.

Eclairage intérieur

L'éclairage intérieur de l'avion comprend des plafonniers à incandescence à commandes séparées pour l'éclairage général de la cabine, des lampes individuelles pour le pilote et les passagers et des lampes d'éclairage de panneau à intensité réglable. Les lampes d'éclairage des instruments de vol et de l'équipement d'avionique sont à intensité réglable.

Lampes d'éclairage des instruments

L'éclairage des instruments de l'avion comprend des lampes incandescentes à intensité réglable installées dans le cadran de chaque instrument. Les lampes sont commandées par l'interrupteur de feux INST sur la traverse du tableau de bord. Tourner le bouton dans le sens des aiguilles d'une montre pour allumer les lampes et augmenter l'intensité. Les circuits d'éclairage du tableau de bord sont alimentés en courant continu de 28 V fourni par un disjoncteur de 2 A, ECLAIRAGE DES INSTRUMENTS, sur la barre omnibus principale 1.

Lampes d'éclairage de tableau de bord

Une série de lampes LED rouges montées sous l'auvent du tableau de bord fournit l'éclairage d'ambiance pour le tableau de bord. Les lampes sont commandées par la commande d'éclairage du tableau de bord PANEL sur la traverse du tableau de bord. Tourner le bouton dans le sens des aiguilles d'une montre pour allumer les lampes et augmenter l'intensité. Les lampes d'éclairage du tableau de bord sont alimentées en courant continu de 28 V fourni par un disjoncteur de 3 A, ECLAIRAGE CABINE, sur la barre omnibus principale 2.

Lecteurs de cartes

Des lampes de lecture individuelles à rotule sont installées dans la garniture de pavillon, au-dessus de chaque position de passager. Chaque lampe est dirigée en déplaçant la lentille dans la douille et est commandée par un bouton-poussoir placé près de la lampe. Il est aussi possible de régler l'intensité des lampes de lecture du pilote et du copilote au moyen de la commande d'éclairage PANEL sur la traverse du tableau de bord. Les lampes sont alimentées en courant continu de 28 V fourni par le disjoncteur de 3 A, ECLAIRAGE CABINE, sur la barre omnibus principale 2.

Plafonnier

L'éclairage général de la cabine est fourni par un plafonnier situé dans la garniture de pavillon, à proximité du centre de la cabine. Le plafonnier est commandé par la commande d'éclairage OVERHEAD sur la traverse du tableau de bord. Tourner le bouton dans le sens des aiguilles d'une montre, de la position éteinte, pour allumer les lampes et commander leur intensité. Les lampes sont alimentées en courant continu de 28 V fourni par le disjoncteur de 3 A, ECLAIRAGE CABINE, sur la barre omnibus principale 2.

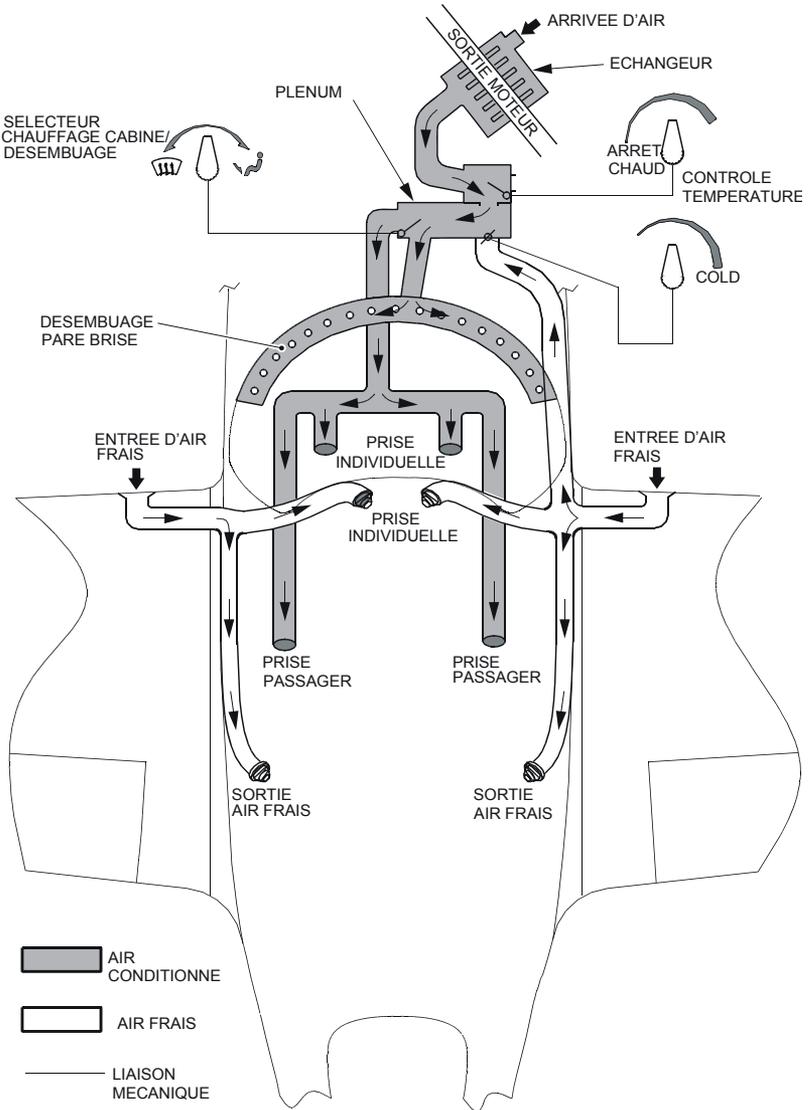
Système de conditionnement d'air

Le chauffage et la ventilation de la cabine sont accomplis en fournissant de l'air conditionné pour le chauffage et le désambuage du pare-brise et de l'air frais pour la ventilation. Le système de conditionnement d'air comprend un manchon de chauffage (échangeur de chaleur) autour du silencieux droit du moteur, un plénum de mélange d'air, des conduits pour la distribution, un diffuseur de pare-brise, des vannes de sortie avant et des commandes à câble pour sélectionner la température et le débit.

L'air de ventilation est fourni par des conduits amenant l'air frais des admissions d'air, situées sur le bord d'attaque de chaque aile, à des bouches d'air à rotule pour chaque occupant. Chaque occupant peut tourner la buse pour commander le débit d'air, de fermé à complètement ouvert, et pivoter la buse pour diriger le débit d'air.

Le chauffage est obtenu en mélangeant de l'air de ventilation de l'admission d'air frais avec de l'air de l'échangeur de chaleur et en distribuant ensuite l'air conditionné aux occupants et au diffuseur du pare-brise. L'air pour le chauffage est fourni par le passage d'air venant d'une bouche d'admission, dans le compartiment moteur, dans un échangeur de chaleur à manchon autour du silencieux droit du moteur. Cet air chauffé est mélangé à de l'air frais des bouches d'admission d'emplanture, dans le plénum de mélange d'air, derrière le tableau de bord. La proportion d'air chauffé par rapport à l'air frais est commandée par le pilote. L'air mélangé (conditionné) est alors envoyé aux bouches d'air des passagers et au diffuseur du pare-brise. Les passagers peuvent régler la direction des bouches d'air conditionné qui se trouvent sous le tableau de bord, au niveau des genoux de chaque position. Les bouches d'air pour les occupants arrière sont au niveau du plancher.

La température, le volume et le débit sont réglés par la manipulation des boutons de sélection de la température et d'air de la cabine, sur le côté inférieur droit du tableau de bord.



SR2_FM07_1012A

Figure 7-11
Chauffage et ventilation

Commande de chauffage de la cabine

Pour commander la quantité d'air chauffé admise dans le plénum de mélange d'air, tourner la commande de chauffage de la cabine qui se trouve sur le côté interne du sélecteur d'air de la cabine. La commande est reliée mécaniquement à une trappe dans un boîtier de chauffage entre le manchon de chauffage et le plénum de mélange. Tourner la commande dans le sens inverse des aiguilles d'un montre (HEAT OFF) pour mettre en dérivation dans le compartiment du moteur l'air chauffé par le manchon de chauffage. Tourner la commande dans le sens de aiguilles d'une montre pour ouvrir la trappe dans le boîtier de chauffage, permettant à l'air chauffé d'entrer dans le plénum de mélange.

Commande de refroidissement de la cabine

Pour commander la quantité d'air refroidi admise dans le plénum de mélange d'air, tourner la commande de refroidissement de la cabine qui se trouve sur le côté externe du sélecteur d'air de la cabine. La commande est reliée mécaniquement à un papillon à l'entrée d'air frais du plénum de mélange. Tourner la commande complètement dans le sens inverse des aiguilles d'une montre pour refroidir l'air entrant dans le plénum de mélange, en provenance de l'admission d'air frais à l'emplanture. Tourner la commande dans le sens des aiguilles d'une montre pour ouvrir le papillon, permettant à l'air frais d'entrer dans le plénum de mélange. Tourner le bouton complètement dans le sens des aiguilles d'une montre (COLD) pour fournir l'air le plus frais possible dans le plénum de mélange.

Sélecteur d'air de la cabine

Le sélecteur d'air de la cabine permet d'envoyer vers le pare-brise ou les passagers, dans différentes proportions, l'air conditionné venant du plénum de mélange. La commande est reliée à une trappe à la sortie du plénum de mélange. Tourner la commande à fond dans le sens inverse des aiguilles d'une montre, vers le pare-brise miniature, pour fermer le débit d'air vers le système de distribution d'air aux passagers et permettre le débit maximal vers le diffuseur du pare-brise. Tourner le bouton complètement dans le sens des aiguilles d'une montre, vers la position de l'icône de personne assise, pour fermer complètement le débit d'air vers le diffuseur du pare-brise et

permettre le débit d'air maximal vers le système de distribution d'air aux passagers. Il est possible de régler la commande pour diviser le débit d'air, dans n'importe quelle proportion, entre le pare-brise et les passagers.

L'air conditionné pour les sièges avant sort des bouches sous le tableau de bord, au niveau des genoux. L'air conditionné pour les sièges arrière est amené aux bouches d'air sous les sièges avant, près des montants de porte et sort au niveau du plancher.

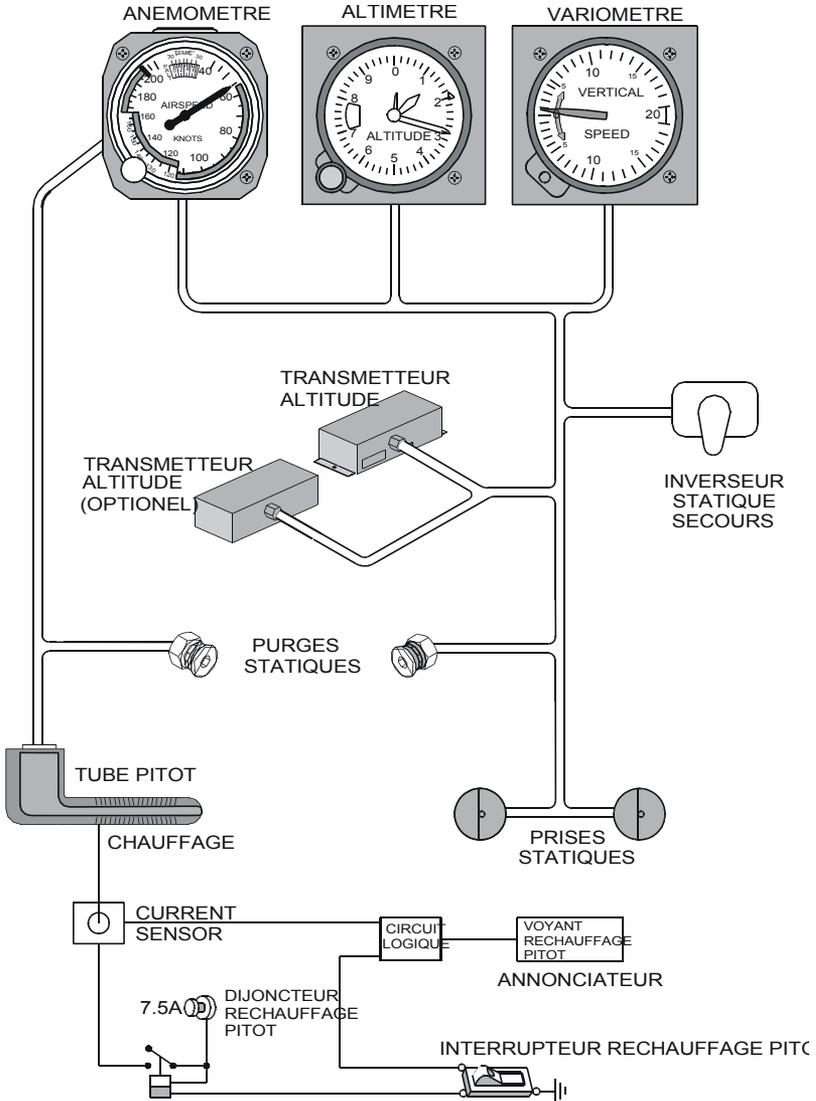
Système d'avertisseur de décrochage

L'avion est équipé d'un système d'avertisseur électro-pneumatique de décrochage pour fournir une alarme sonore à l'approche d'un décrochage aérodynamique. Le système comprend une admission sur le bord d'attaque de l'aile droite, un manocontact et la tuyauterie associée, et un avertisseur piézo-céramique derrière le tableau de bord. Alors que l'avion arrive à proximité d'un décrochage, la basse pression sur la surface supérieure des ailes se déplace vers l'avant, sur le bord d'attaque des ailes. Alors que la zone de basse pression passe sur l'admission du détecteur d'avertisseur de décrochage, une pression légèrement négative est détectée par le manocontact. Le manocontact ferme un circuit à la masse, déclenchant l'avertisseur sonore. L'avertisseur sonore produit un ton continu à 94 dB, à 2 800 Hz. L'avertisseur sonne à environ 5 noeuds au-dessus de la vitesse de décrochage, avec les volets complètement sortis et le moteur au ralenti, en vol avec les ailes horizontales et à une vitesse légèrement supérieure en virage ou en vol en accélération. Le système fonctionne en courant continu de 28 V fourni par un disjoncteur de 2 A, AVERTISSEUR DE DECROCHAGE, sur la barre omnibus essentielle.

Exécuter la procédure suivante pour vérifier le fonctionnement du système d'avertisseur de décrochage, pendant l'inspection avant le vol, avec le système électrique sous tension.

Vérification du système d'avertisseur de décrochage pendant l'inspection avant le vol

1. Mettre un mouchoir propre sur l'ouverture d'évent.
2. Aspirer avec la bouche ou une ventouse. Un son venant de l'avertisseur confirme que le système fonctionne.



SR2_FM07_101:

Figure 7-12
Système Pitot et statique

Système Pitot et statique

Le système Pitot statique comprend un tube Pitot unique chauffé, monté sur l'aile gauche, et deux orifices statiques montés dans le fuselage. Le préchauffage Pitot est commandé par un interrupteur monté sur le tableau de bord. Une source de pression statique secondaire interne fournit une pression statique de secours en cas de blocage de la source statique primaire. Des pots de décantation, sous le plancher de la cabine, sont installés à chaque point bas de la conduite de Pitot et de statique pour collecter l'humidité qui entre dans le système. Il faut vider les pots de décantation pendant la visite annuelle et quand il est connu ou suspecté qu'il y a de l'eau dans le système.

Indicateur de vitesse

- Nota •

Numéro de série 0435 et suivants, avec configuration à écran de vol principal (PFD) : L'altimètre de secours est monté dans le panneau gauche de la traverse.

La vitesse indiquée et la vitesse réelle sont affichées sur un indicateur de vitesse de précision à deux échelles, à éclairage interne, installé dans le tableau de bord du pilote. L'instrument mesure la différence entre la pression statique et celle du Pitot et affiche le résultat en noeuds sur une échelle de vitesse propre. Une seule aiguille balaye une échelle de vitesse indiquée étalonnée de 40 à 220 noeuds. L'index de zéro se trouve à la position de midi. Une échelle secondaire aligne la vitesse réelle sur la vitesse indiquée correspondante quand les corrections d'altitude et de température sont entrées dans la fenêtre de correction. Un bouton au coin inférieur gauche de l'instrument est utilisé pour faire tourner l'échelle d'altitude-pression dans la fenêtre de correction pour aligner l'altitude-pression courante et la température extérieure. *Consulter la section 2, Limites*, pour obtenir des renseignements sur les indicateurs de limites des instruments.

Variomètre (VSI)

• Nota •

Numéro de série 0435 et suivants, avec configuration à écran de vol principal (PFD) : Le variomètre est intégré à l'écran de vol primaire (PFD).

La vitesse ascensionnelle ou de descente, en pieds par minute, est affichée sur le variomètre, à éclairage interne, installé dans le tableau de bord du pilote. L'instrument détecte le taux de changement de la pression statique par rapport à une pression de référence et affiche le résultat, montée ou descente, en pieds par minute (FPM). La montée est indiquée par une rotation de l'aiguille dans le sens des aiguilles d'une montre, par rapport au zéro, et la descente est indiquée par une rotation dans le sens inverse. Le point de référence « 0 » (zéro) est à la position de 9 heures. L'échelle est étalonnée de 0 à 2 000 pieds par minute, en intervalles de 100 pieds/minute, dans les deux directions, vers le haut et le bas.

Altimètre

• Nota •

Numéro de série 0435 et suivants, avec configuration à écran de vol principal (PFD) : L'altimètre de secours est monté dans le panneau gauche de la traverse.

L'altitude de l'avion est affichée par un altimètre barométrique traditionnel à trois aiguilles, à éclairage interne, installé dans le tableau de bord du pilote. L'instrument mesure la pression barométrique locale, ajustée pour les paramètres de l'altimètre, et affiche le résultat sur l'instrument, en pieds. L'altimètre est étalonné pour fonctionnement à une altitude entre -1 000 et 20 000 pieds. L'échelle est graduée de 0 à 10, en intervalles de 2. La grande aiguille indique les centaines de pieds et balaye l'échelle tous les 1 000 pieds (en intervalles de 20 pieds). La petite aiguille indique les milliers de pieds et balaye l'échelle tous les 10 000 pieds (en intervalles de 200 pieds). L'aiguille courte et étroite indique les dizaines de milliers de pieds et balaye de 0 (zéro) à 2 (20 000 pieds, en intervalles de 2 000 pieds). Les fenêtres barométriques sur le cadran de l'instrument permettent l'étalonnage barométrique en pouces de mercure (in Hg) ou en millibars (mb). Les valeurs barométriques de l'altimètre sont entrées

au moyen du sélecteur de réglage barométrique, au coin inférieur gauche de l'instrument.

Interrupteur de réchauffage Pitot

Le système de réchauffage Pitot comprend un élément chauffant dans le tube de Pitot, un interrupteur à bascule, identifié RECHAUFFAGE PITOT, et les fils associés. L'interrupteur et le disjoncteur sont placés sur le côté gauche du panneau d'interrupteurs et de commande. Lorsque le commutateur de réchauffage Pitot est mis sur marche, l'élément dans le tube de Pitot est chauffé électriquement pour maintenir le bon fonctionnement en cas de possibilité de givrage. Il ne faut utiliser le réchauffage Pitot que quand nécessaire. Le système de réchauffage Pitot fonctionne en courant continu de 28 V fourni par l'intermédiaire d'un disjoncteur de 7,5 A, RECHAUFFAGE PITOT / VENTILATEUR, sur la barre omnibus non essentielle.

Voyant de réchauffage Pitot

Le voyant orange PITOT HEAT indique que l'interrupteur de réchauffage Pitot est en position de marche et que l'élément de réchauffage Pitot ne reçoit pas de courant électrique. Un détecteur de courant sur le fil d'alimentation de l'élément chauffant de Pitot fournit la détection du courant. Le voyant de PITOT HEAT fonctionne en courant continu de 28 V par l'intermédiaire d'un disjoncteur de 2 A, ANNUN, sur la barre omnibus essentielle.

Source statique secondaire

Un robinet de source de pression statique secondaire est installé sur le commutateur et le panneau de commande, à la droite de la jambe du pilote. Ce robinet fournit la pressions statique de l'intérieur de la cabine au lieu de l'orifice statique fuselage. Quand il y a raison de croire que les instruments donnent de mauvaises indications en raison de la présence d'eau ou de glace dans la conduite de pression allant à la source de pression statique externe, il faut mettre en marche la source de pression statique secondaire. La pression dans la cabine varie en fonction de l'ouverture des bouches de chauffage et de ventilation. Lorsque la source de pression secondaire est sélectionnée, *consulter les corrections nécessaires de l'étalonnage de la vitesse indiquée et de altitude à la section 5.*

Avionique et navigation

• Nota •

Les paragraphes suivants et les descriptions de l'équipement décrivent l'avionique standard dans le SR22. *Consulter le guide du pilote du fabricant de l'équipement et le Supplément du manuel de vol de l'avion approuvé par la FAA (FAA Approved Airplane Flight Manual) dans la section 9*, pour obtenir des descriptions détaillées d'un appareil d'avionique spécifique, des procédures d'utilisation ou des données techniques sur l'équipement d'avionique optionnel, pour installation dans le SR22.

Les configurations d'avionique suivantes sont conçues pour fournir au pilote le maximum de renseignements dans un format qui est facilement interprété pour permettre la meilleure prise de conscience circonstancielle. De plus, ces configurations comprennent différents pilotes automatiques et indicateurs de situation horizontale qui sont traités ici. Les appareils d'avionique de navigation et communications sont montés dans la console centrale et sont facilement accessibles des deux sièges de pilotage. Des appareils d'avionique supplémentaires sont offerts, mais pas traités ici.

Les configurations d'avionique standard suivantes sont offertes :

Configuration d'avionique A

- Affichage à défilement cartographique (Affichage multifonctions Avidyne)
- Pilote automatique à deux axes (S-Tec System 30)
- Système audio intégré avec interphone de bord (Garmin GMA 340) -
- Récepteur de radiobalises (Garmin GMA 340)
- Deux GPS homologués pour approche IFR (Garmin GNS 430 et Garmin GNS 420)
- Deux émetteurs-récepteurs de communications VHF (Garmin GNS 430 et Garmin GNS 420)
- Un récepteur de navigation (VOR/LOC/GS) (GNS 430)

- Transpondeur Mode C avec codeur d'altitude (Garmin GTX 327) -
- Indicateur de situation horizontale
- Indicateur d'écart de route

Configuration d'avionique B

- Affichage à défilement cartographique (Affichage multifonctions Avidyne)
- Pilote automatique à deux axes (S-Tec System 55X)
- Système audio intégré avec interphone de bord (Garmin GMA 340)
- Récepteur de radiobalises (Garmin GMA 340)
- Deux GPS homologués pour approche IFR (Garmin GNS 430)
- Deux émetteurs-récepteurs pour communications VHF (Garmin GNS 430)
- Deux récepteurs de navigation (VOR/LOC/GS) (GNS 430)
- Transpondeur Mode C avec codeur d'altitude (Garmin GTX 327)
- Affichage électronique de navigation (Sandel SN3308)
- Indicateur d'écart de route

Ecran de vol primaire de configuration d'avionique - Numéro de série 0435 et suivants, avec configuration à écran de vol principal (PFD) :

- Affichage à défilement cartographique (Affichage multifonctions Avidyne)
- Affichage de vol primaire (Avidyne PFD)
- Pilote automatique à deux axes (S-Tec System 55X)
- Système audio intégré avec interphone de bord (Garmin GMA 340)
- Récepteur de radiobalises (Garmin GMA 340)
- Deux GPS homologué pour approche IFR (Garmin GNS 430)
- Deux émetteurs-récepteurs pour communications VHF (Garmin GNS 430)

- Deux récepteurs de navigation (VOR/LOC/GS) (GNS 430)
- Transpondeur Mode C avec codeur d'altitude (Garmin GTX 327) -

Interrupteur d'alimentation d'avionique

Consulter la description de l'interrupteur d'avionique dans Système électrique dans cette section pour obtenir une description complète des fonctions de l'interrupteur d'avionique.

Compas magnétique

Un compas magnétique traditionnel, à éclairage interne, rempli de liquide, est installé sur la garniture de pavillon de la cabine, immédiatement au-dessus du pare-brise. Une carte de correction compas est installée avec le compas.

Indicateur de virage

Configuration d'avionique A

L'indicateur de virage électrique affiche les renseignements de roulis et fournit des données de roulis au système de pilote automatique intégré Système 30. La vitesse angulaire de roulis est détectée par un gyroscope électrique, à suspension à cardan simple et est affichée sur le cadran de l'instrument. L'affichage comprend un avion symbolique qui pivote pour indiquer la vitesse de virage et un inclinomètre standard à tube et bille. Les repères, identifiés L et R (gauche et droite), indiquent l'inclinaison pour un virage standard dans la direction indiquée. Des circuits redondants en parallèle à travers des diodes, à l'indicateur, fournissent l'alimentation en courant continu. Le courant continu de 28 V pour le fonctionnement du gyroscope de roulis est fourni par le disjoncteur de 2 A, TURN COORD 1, sur la barre omnibus essentielle et le disjoncteur de 2 A, TURN COORD 2, sur la barre omnibus principale 2.

Configuration d'avionique B

L'indicateur de virage électrique, installé dans le tableau de bord, affiche les renseignements de roulis et fournit les données de roulis au pilote automatique System 55X. L'instrument et les alimentations électriques sont décrits plus haut.

Horizon artificiel

• Nota •

Numéro de série 0435 et suivants, avec configuration à écran de vol principal (PFD) : L'horizon artificiel est monté dans le panneau gauche de la traverse.

L'horizon artificiel donne une indication visuelle de l'attitude en vol. L'inclinaison latérale est indiquée par un doigt, en haut de l'indicateur par rapport à une échelle d'inclinaison graduée à 10°, 20°, 30°, 60° et 90°, des deux côtés de la marque centrale. Un avion miniature stationnaire surimposé sur un masque amovible contenant une barre horizontale blanche symbolique, qui divise le masque en deux sections, indique les attitudes de tangage et de roulis. La section supérieure « ciel bleu » et la section inférieure « terre » ont des lignes de référence de tangage, utiles pour le contrôle de l'attitude de tangage. L'indicateur peut suivre les manoeuvres sur 360° de roulis et

360° de tangage. Un bouton au bas de l'instrument permet le réglage de l'avion miniature par rapport à la barre de l'horizon afin d'obtenir une indication plus précise de l'attitude en vol.

Un bouton PULL TO CAGE (tirer pour bloquer) sur l'indicateur permet une érection rapide du gyroscope. Quand le bouton de blocage est tiré, les indications de roulis et de tangage sont alignées à moins de 2° sur leurs références respectives.

L'instrument fonctionne électriquement et un drapeau rouge GYRO indique la perte de l'alimentation électrique. Des circuits redondants en parallèle à travers des diodes, à l'indicateur, fournissent l'alimentation en courant continu pour le fonctionnement du gyroscope. Le courant continu de 28 V pour le fonctionnement du gyroscope d'attitude est fourni par le disjoncteur de 3 A, ATTITUDE 1, de la barre omnibus essentielle et le disjoncteur de 3 A, ATTITUDE 2, de la barre omnibus principale 2.

Indicateur d'écart de route

Configuration d'avionique A

L'indicateur d'écart de route affiche les renseignements de navigation du GPS 2 (Garmin GNS 420). L'affichage de l'indicateur d'écart de route affiche l'écart de route du GPS sur un instrument à une seule barre de déviation. Une ligne verticale affiche l'écart par rapport au GPS devant une échelle à 5 points. L'indicateur incorpore l'annonce de TO/FROM (vers/de) et un drapeau NAV. Un bouton OBS est utilisé pour tourner manuellement la carte d'azimut au cap désiré. Le courant continu en 28 V pour l'éclairage est fourni par le disjoncteur de 2 A, IECLAIRAGE INSTRUMENTS, sur la barre omnibus principale 1.

Configuration d'avionique B

L'indicateur d'écart de route affiche les renseignements de navigation du GPS 2 (Garmin GNS 430). La sélection de source de navigation est faite au moyen du bouton d'indicateur d'écart de route CDI sur la commande du GPS 2, L'affichage d'écart de route affiche l'écart de route du VOR ou de l'alignement de piste (LOC) et de la pente de descente quand le VLOC est la source de navigation sélectionnée et affiche l'écart de route du GPS quand le GPS est la source de navigation sélectionnée. L'instrument a deux barres d'écart. La ligne verticale affiche l'écart du VOR/LOC ou du GPS devant une échelle à 5 points. La ligne horizontale affiche l'écart d'alignement de descente

devant une échelle à 5 points. L'indicateur incorpore un message TO/FROM (VERS/DE), un drapeau de NAV et un drapeau de GPS. Un bouton OBS est utilisé pour tourner manuellement la carte d'azimut au cap désiré. Le courant continu en 28 V pour l'éclairage des instruments est fourni par la disjoncteur de 2 A, INST LIGHTS, sur la barre omnibus principale 1.

Indicateur de situation horizontale

Configuration d'avionique A

Le Century NSD-1000 est un indicateur de situation horizontale traditionnel qui fournit des renseignements de cap stabilisés par un gyroscope, asservi magnétiquement, un indicateur visuel de VOR/LOC, avec une flèche traditionnelle de route et une présentation d'alignement de descente. L'indicateur de situation horizontale affiche le cap de l'avion en tournant un cadran de compas par rapport à une image fixe simulée de l'avion et une ligne de foi. Le gyroscope directionnel de l'indicateur de position horizontale, qui entraîne le cadran du compas, est asservi à un détecteur de flux dans l'aile droite, à travers un amplificateur sous le plancher du copilote. Un commutateur de gyroscope libre ou asservi FREE GYRO-SLAVE (GYRO LIBRE ASSERVI), sous l'affichage, permet au pilote de sélectionner le mode de gyroscope libre ou asservi. En mode asservi, le gyroscope est asservi au détecteur de flux. En mode de gyroscope libre (FREE GYRO), le gyroscope doit être réglé manuellement par rapport au compas magnétique de l'avion en utilisant le bouton « pousser pour régler la carte » (PUSH-SET-CARD) au coin inférieur droit de l'instrument. La route est réglée à l'aide du bouton « Course » (flèche) au coin inférieur gauche de l'instrument. Les sorties de route et de cap de l'indicateur de situation horizontale fournies au pilote automatique permettent le suivi de la route par le NAV/LOC/GPS ou de suivre un cap sélectionné.

L'indicateur de situation horizontale incorpore des drapeaux d'avertissement traditionnels. Le drapeau HDG (cap) est invisible quand l'instrument reçoit un courant suffisant pour son fonctionnement. Le drapeau NAV (navigation) est invisible quand la fréquence VOR ou LOC est réglée sur le récepteur NAV1 et un signal fiable est présent. Le drapeau GS (alignement de descente) est invisible quand la fréquence d'ILS est réglée sur le récepteur Nav 1 et un signal GPS fiable est présent.

L'indicateur de situation horizontale NSD-1000 fonctionne électriquement et un drapeau rouge GYRO indique la perte de l'alimentation électrique. Des circuits redondants en parallèle à travers des diodes, à l'indicateur, fournissent l'alimentation en courant continu pour le fonctionnement du gyroscope. Le courant continu de 28 V pour les circuits d'alimentation redondants est fourni par le disjoncteur de 5 A, HSI 1, de la barre omnibus essentielle et le disjoncteur de 5 A, HSI 2, de la barre omnibus principale 2.

Configuration d'avionique B

L'affichage de navigation Sandel SN3308 combine les fonctions d'indicateur de situation horizontale (HSI), d'indicateur radio magnétique (RMI), de défilement cartographique en couleur, d'affichage d'un détecteur d'orages Stormscope, d'annonceur de GPS et des indicateurs de radiobalise à 3 voyants. Les renseignements du compas sont dérivés d'un gyroscope directionnel à distance et d'un détecteur de flux. Les sources d'alimentation redondantes fournissent un courant continu de 28 V pour le fonctionnement du système. Le courant est fourni par le disjoncteur de 5 A, HSI 1, de la barre omnibus essentielle et le disjoncteur de 5 A, HSI 2, de la barre omnibus principale 2. Chacun des circuits peut alimenter l'affichage de navigation.

L'affichage en couleur utilise un système de projection par transparence entraîné par un affichage à cristaux liquides à matrice active. L'appareil utilise une lampe halogène comme seule source de lumière pour la projection de l'affichage primaire. Un bouton de gradation séparé pour régler la luminance de l'affichage est placé immédiatement sous l'affichage.

L'affichage d'indicateur de situation horizontale montre le cap et les renseignements de navigation dans une vue de 360° similaire à celle d'un horizon artificiel traditionnel ou dans un arc de 90° de système d'instruments de vol électroniques. Ceci inclut la carte de compas, le repère de cap, le pointeur de route, la barre d'écart de route, l'indicateur TO/FROM (vers/de) et les drapeaux. Les réglages du repère de cap et du pointeur de route comprennent des affichages numériques qui facilitent le réglage précis de caps et de routes. La commande à un seul bouton permet de sélectionner la navigation primaire en provenance d'un maximum de quatre sources différentes : deux récepteurs VOR/ILS et deux récepteurs GPS. Il est possible de

sélectionner GPS1 ou NAV1 comme source primaire de navigation. Il est possible d'afficher un maximum de deux pointeurs de cap et de les faire passer à n'importe quel récepteur NAV, y compris GPS1, GPS2, NAV1 ou NAV2. Il est possible d'afficher GPS2 et NAV2 comme pointeurs de cap, mais pas comme source primaire de navigation. L'affichage a des codes de couleur pour indiquer quelle source de navigation est sélectionnée : vert pour NAV1, jaune pour NAV2 et cyan pour GPS.

Le pivotement automatique tourne automatiquement le pointeur de route en réponse au séquençement des points de cheminement ou de navigation « Directement vers » du récepteur GPS, éliminant les changements manuels de route et réduisant le travail du pilote.

La synchronisation du cap et de la route permet au pilote, avec un seul bouton, de régler automatiquement le repère de cap directement sur son cap actuel ou de régler le pointeur de route directement sur une station VOR, en entrant simultanément le centrage d'écart de route. Des sorties de commande de route et de cap pour le fonctionnement du pilote automatique sont aussi fournies.

Le SN3308 détecte et donne une alerte en cas de situation anormale, telles que des drapeaux de récepteurs de navigation et défaillance de gyroscope directionnel ou de détecteur de flux. Il mesure aussi sa propre température interne et fournit des alertes en cas de température excessive ou perte de refroidissement.

Des circuits redondants en parallèle à travers des diodes, à l'indicateur, fournissent l'alimentation en courant continu pour le fonctionnement du gyroscope. Le courant continu de 28 V pour les circuits d'alimentation redondants est fourni par le disjoncteur de 5 A, HSI 1, de la barre omnibus essentielle et le disjoncteur de 5 A, HSI 2, de la barre omnibus principale 2.

Le pivotement automatique tourne automatiquement le pointeur de route en réponse au séquençement des points de cheminement ou de navigation « Directement vers » du récepteur GPS, éliminant les changements manuels de route et réduisant le travail du pilote.

La synchronisation du cap et de la route permet au pilote, avec un seul bouton, de régler automatiquement le repère de cap directement sur son cap actuel ou de régler le pointeur de route directement sur une station VOR, en entrant simultanément le centrage d'écart de route.

Des sorties de commande de route et de cap pour le fonctionnement du pilote automatique sont aussi fournies.

Pilote automatique

Configuration d'avionique A

Ces avions sont équipés d'un pilote automatique S-TEC System Thirty. Ce système de pilote automatique à deux axes reçoit les entrées de commandes d'axe de roulis d'un indicateur de virage électrique intégral et les renseignements d'altitude d'un transducteur d'altitude connecté au système statique de Pitot. Le programmeur, l'ordinateur-amplificateur de roulis et les annonceurs de servo sont contenus entièrement dans le boîtier de l'indicateur de virage. Le bouton de commande multifonctions, au coin supérieur gauche de l'indicateur de virage, permet la sélection de mode, le désengagement et les fonctions de commande de virage. Un ordinateur de tangage séparé fournit les fonctions de maintien de ALT. Le pilotage en roulis est accompli par des commandes de direction de l'autopilote sur le moteur de compensateur d'ailerons et la cartouche à ressorts. La commande de tangage pour le maintien de l'altitude est accomplie par des commandes de l'ordinateur de tangage sur le servo de gouverne de profondeur. Caractéristiques de l'autopilote S-Tec System Thirty

- Stabilisation de roulis ;
- Commande de virage ;
- Suivi de NAV/LOC/GPS, sensibilité haute et basse (HI et LO) ;
- Maintien de l'altitude et
- Pilotage par GPS (GPSS) pour obtenir des virages plus réguliers sur un cap ou pendant le suivi d'un cap.

Un convertisseur de GPSS séparé fournit le pilotage en roulis par GPS au pilote automatique. Un bouton de GPSS/HDG permet à l'utilisateur de passer du mode de cap (HDG) au mode de pilotage en roulis et inversement. En mode de cap, le pilote automatique répond au curseur de cap (HDG) de l'indicateur de situation horizontale. En mode de GPSS, le pilote automatique répond aux commandes de pilotage en roulis du navigateur en GPS.

Consulter le manuel d'utilisation du pilote automatique S-TEC System Thirty (n° de référence 8777), daté février 1999 ou plus récent, et le supplément applicable du manuel d'utilisation de l'avion, pour obtenir

une description plus complète du pilote automatique, de ses modes de fonctionnement et des procédures d'utilisation détaillées.

Consulter le manuel d'utilisation du convertisseur du système de pilotage avec GPS (GPSS) GPSS-TEC-Meggitt,(n° de référence 8799), daté février 1999 ou plus récent, et le supplément applicable du manuel d'utilisation de l'avion, pour obtenir une description plus complète du convertisseur GPSS, de ses modes de fonctionnement et des procédures d'utilisation supplémentaires.

Configuration d'avionique B

Ces avions sont équipés d'un pilote automatique S-TEC System 55X Autopilot avec sélecteur et avertisseur d'altitude. Le pilote automatique System 55X est un système de pilote automatique à deux axes. Le système comprend un programmeur-ordinateur de guidage de vol, un sélecteur et avertisseur d'altitude, un transducteur d'altitude, un indicateur de virage et un indicateur de situation horizontale. La sélection de mode et la sélection de vitesse verticale sont faites sur le panneau de programmeur-ordinateur. Le sélecteur et l'avertisseur d'altitude permettent au pilote de sélectionner des altitudes, des vitesses ascensionnelles ou de descente que le pilote automatique doit utiliser. Il est possible d'utiliser un bouton sur chaque poignée de manche de commande pour désengager le pilote automatique. Le pilote automatique fait les changements de roulis par l'intermédiaire du moteur de compensateur des ailerons et de la cartouche à ressort et fait les changements de tangage pour maintenir l'altitude sélectionnée maintenue par l'intermédiaire de l'actionneur du servo de tangage. Le pilote automatique fonctionne avec du courant continu de 28 V fourni par le disjoncteur de 5 A, AUTOPILOTE, sur la barre omnibus essentielle. Caractéristiques de l'autopilote S-Tec System 55X

- Maintien et commande du cap ;
- Suivi du NAV/LOC/GPS/GS, sensibilité haute et basse et interception automatique de route à 45° ;
- Sélection de l'altitude et de la vitesse ascensionnelle et de descente ;
- Maintien et commande de l'altitude ;
- Maintien et commande de la vitesse verticale et

- Pilotage par GPS (GPSS) pour obtenir des virages plus réguliers sur un cap ou pendant le suivi d'un cap.

Consulter le manuel d'utilisation du pilote automatique S-Tec System Fifty-Five X, n° de référence 87109, daté le 8 novembre 2000 ou une révision ultérieure, pour obtenir les procédures d'utilisation détaillées et la description des modes mis en oeuvre. Le manuel d'utilisation du System 55X contient aussi des procédures détaillées pour accomplir le suivi de cap en GPS et VOR, les trajectoires d'alignement de piste avant et arrière, et le suivi de l'alignement de descente.

Consulter le manuel d'utilisation du sélecteur et de l'avertisseur S-Tec (n° de référence 0140), n° de référence 8716 (sans révision ou plus récent) pour obtenir les procédures d'utilisation détaillées et la description détaillée des modes d'utilisation du sélecteur et avertisseur d'altitude.

Écran de vol primaire de configuration d'avionique

Ces avions sont équipés d'un pilote automatique S-TEC System 55X. Le pilote automatique System 55SR est un système de pilote automatique à deux axes. Le système comprend un programmeur-ordinateur de guidage de vol et un transducteur d'altitude. La sélection de mode et la sélection de vitesse verticale sont faites sur le panneau de programmeur-ordinateur. Il est possible d'utiliser un bouton sur chaque poignée de manche de commande pour désengager le pilote automatique. Le pilote automatique fait les changements de roulis par l'intermédiaire du moteur de compensateur des ailerons et de la cartouche à ressort et fait les changements de tangage pour la présélection et le maintien de l'altitude, par l'intermédiaire de l'actionneur du servo de tangage. Le pilote automatique fonctionne avec du courant continu de 28 V fourni par le disjoncteur de 5 A, AUTOPILOTE, sur la barre omnibus essentielle. Caractéristiques de l'autopilote S-Tec System 55X

- Maintien et commande du cap ;
- Suivi du NAV/LOC/ /GS, sensibilité haute et basse, pilotage latéral et interception automatique de route à 45° ;
- Maintien et commande de l'altitude ;
- Maintien et commande de la vitesse verticale.

Consulter le manuel d'utilisation du pilote automatique S-Tec System Fifty-Five X, n° de référence 87109, daté le 8 novembre 2000 ou une révision ultérieure, pour obtenir les procédures d'utilisation détaillées et la description des modes mis en oeuvre. Le manuel d'utilisation du System 55X contient aussi des procédures détaillées pour accomplir le suivi de cap en GPS et VOR, les trajectoires d'alignement de piste avant et arrière et le suivi de l'alignement de descente.

Système audio

Le dispositif de commande audio du Garmin GMA 340, dans la console centrale, fournit l'amplification du son, la sélection de l'audio, la commande des markers et un système d'interphone à commande vocale pour le haut-parleur de la cabine, les casques et les microphones. Le système permet la commutation entre trois émetteurs-récepteurs (COM 1, COM 2 et COM 3) et cinq récepteurs (NAV 1, NAV2, ADF, DME et MKR). En plus, deux sorties audio sans interrupteur sont présentes, pour sonnerie de téléphone et alarme d'altitude. Il existe des sorties supplémentaires pour deux appareils de loisirs personnels. Des boutons-poussoirs permettent de sélectionner la source de réception audio envoyée aux casques. Un mode à sûreté intégrée connecte le casque et le microphone du pilote à COM 1 en cas d'élimination de l'alimentation électrique ou si le sélecteur Mic est à la position d'arrêt (OFF).

Installation du casque et du microphone

L'avion est équipé pour utiliser quatre casques supprimeurs de bruit avec microphone intégré. Les casques à microphone avant utilisent des interrupteurs pression-parole (PTT) placés en haut de la poignée du manche de commande associée. Les casques arrière n'ont pas la capacité d'émission sur COM et n'ont donc pas besoin d'interrupteurs PTT. Les prises de microphone (MIC), de casque et de supprimeur automatique de bruit (ANR) pour le pilote et le passager avant sont placés dans le vide-poches et des prises similaires pour les passagers arrière sont placées dans la portion arrière de la console centrale. L'audio pour les quatre casques est commandée par les sélecteurs audio individuels sur le panneau de commande audio et le volume est ajusté au moyen des commandes de volume du récepteur sélectionné.

Prise d'entrée audio

Deux prises d'entrée audio sont installées dans la portion arrière de la console centrale. Une prise est placée près de la prise de courant de service pour utilisation par le pilote et le passager avant et l'autre est placée plus en arrière, près des prises d'alimentation d'ANR pour les passagers arrière. Il est possible d'utiliser ces prises pour brancher des appareils de loisir personnels, tels que des radios portables, des lecteurs de cassettes ou de disques compacts. Le volume du son venant de ces prises est ajusté par l'appareil de loisir individuel qui y est branché.

Affichage multifonctions

Cet avion est équipé de l'affichage multifonctions Avidyne FlightMax EX-Series. L'affichage à défilement cartographique de chaque appareil fournit des informations visuelles de la position GPS de l'avion par rapport à un défilement cartographique. Ces renseignements supplémentent l'écart de route de l'indicateur d'écart de route (CDI) ou de l'indicateur de situation horizontale et ne sont donnés qu'à titre indicatif. En plus, le défilement cartographique ne doit pas être utilisé comme instrument de navigation primaire.

L'affichage multifonctions Avidyne FlightMax EX-Series est un affichage à cristaux liquides à matrice active (AMLCD) de 10,4 pouces intégré à un appareil de commande d'affichage (CDU) qui affiche la position actuelle de l'avion et le suit contre un défilement cartographique. Le contrôleur central est alimenté en courant continu de 28 V par l'intermédiaire d'un disjoncteur de 5 A, MFD, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

L'affichage multifonctions EX Series peut exécuter les fonctions suivantes :

- Créer et afficher un défilement cartographique en fonction des données de position du GPS, avec obstacles et terrain.
- Afficher le cap et la distance des coups de foudre du détecteur d'orages Stormscope®.
- Afficher les renseignements sur le trafic et les alertes possibles de Skywatch® (EX5000C seulement).
- Afficher un plan de vol GPS en fonctions des données entrées par le pilote.

- Afficher des listes de vérifications normales ou d'urgence, ainsi que des données de fonctionnement.
- Affichage des données de navigation, vitesse au sol et route, par exemple.

Le pilote peut configurer l'affichage à défilement cartographique. Voici quelques caractéristiques de configuration.

- Sélection de mode route en haut ou nord en haut.
- Sélection de l'échelle de la carte.
- Sélection des caractéristiques de terrain, aéroport et espace aérien à statut spécial, par exemple, et sélection du contraste des couleurs du terrain.
- Sélection et affichage des données du voyage en provenance du GPS.

Navigation par GPS

La base de données de navigation Jeppesen donne accès aux données pour les aéroports, les approches, les départs normalisés aux instruments (SID), les arrivées normalisées en région terminale (STAR), VOR, NDB, les intersections, les altitudes minimales de sécurité, les avis pour espaces aériens contrôlés et les fréquences. Des bases de données pour l'Amérique du Nord et internationales sont offertes. Les renseignements des bases de données sont fournis sur une carte qui doit être insérée dans la fente pour carte de l'appareil GPS. Des renseignements pour les abonnements sont fournis dans la brochure d'abonnement fournie avec chaque système.

Configuration d'avionique A

L'avion est équipé de deux navigateurs GPS. Le Garmin GNS 430 est désigné GPS 1 et le Garmin GNS 420 est désigné GPS 2. Les deux navigateurs Garmin GPS sont homologués pour vol IFR. L'appareil primaire, désigné GPS 1, est accouplé à l'indicateur de situation horizontale, au pilote automatique et à l'affichage multifonctions de l'avion. L'appareil secondaire, désigné GPS 2, est accouplé à l'indicateur d'écart de route de l'avion.

Les navigateurs GPS sont capables de fournir la navigation IFR en route, aux terminaux et aux approches, avec une précision de position de moins de 15 mètres. Chaque navigateur GPS utilise le réseau de

satellites du système mondial de localisation (GPS) pour obtenir la position de l'avion (longitude, latitude et altitude) et un numériseur d'altitude pour améliorer les calculs d'altitude.

L'antenne du GPS1 se trouve au-dessus de la garniture du pavillon, sur l'axe de l'avion. L'antenne du GPS2 se trouve sous l'auvent et derrière l'affichage multifonctions. Toutes les commandes et les fonctions des navigateurs GPS sont accessibles au moyen des panneaux avant des récepteurs de GPS qui se trouvent dans la console centrale. Les panneaux comprennent les touches de fonctions, les interrupteurs d'alimentation, les annonceurs de messages (MSG) et de navigation (NAV), un affichage couleur à cristaux liquides (GNS 430), deux sélecteurs concentriques sur chaque panneau et une fente pour carte de Jeppesen NavData dans chaque panneau. Les affichages sont lisibles de jour et l'éclairage est réduit automatiquement pour utilisation à bas niveau de lumière. Le navigateur GPS primaire est alimenté en courant continu de 28 V par les disjoncteurs de 5 A, GPS 1, et de 7,5 A, COM 1, sur la barre omnibus essentielle d'avionique. Le navigateur GPS primaire est alimenté en courant continu de 28 V par les disjoncteurs de 5 A, GPS 2 et de 7,5 A, COM 2 sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

Configuration d'avionique B et écran de vol primaire

L'avion est équipé de deux navigateurs GPS. Les deux Garmin GNS 430 sont désignés GPS 1 et GPS 2. Les deux navigateurs Garmin GPS sont homologués pour vol IFR. L'appareil primaire, désigné GPS 1, est accouplé à l'indicateur de situation horizontale ou écran de vol primaire, au pilote automatique et à l'affichage multifonctions de l'avion. L'appareil secondaire, désigné GPS 2, est accouplé à l'indicateur d'écart de route ou écran de vol primaire de l'avion.

Les navigateurs GPS sont capables de fournir la navigation IFR en route, aux terminaux et aux approches, avec une précision de position à moins de 15 mètres. Chaque navigateur GPS utilise le réseau de satellites du système mondial de localisation (GPS) pour obtenir la position de l'avion (longitude, latitude et altitude) et un numériseur d'altitude pour améliorer les calculs d'altitude.

L'antenne du GPS1 se trouve au-dessus de la garniture du pavillon, sur l'axe de l'avion. L'antenne du GPS2 se trouve sous l'auvent et derrière l'affichage multifonctions. Toutes les commandes et les fonctions des navigateurs GPS sont accessibles au moyen des

panneaux avant des récepteurs de GPS qui se trouvent dans la console centrale. Les panneaux comprennent les touches de fonctions, les interrupteurs d'alimentation, les annonceurs de messages (MSG) et de navigation (NAV), un affichage couleur à cristaux liquides (GNS 430), deux sélecteurs concentriques sur chaque panneau et une fente pour carte de Jeppesen NavData dans chaque panneau. Les affichages sont lisibles de jour et l'éclairage est réduit automatiquement pour utilisation à bas niveau de lumière. Le navigateur GPS primaire est alimenté en courant continu de 28 V par les disjoncteurs de 5 A, GPS 1, et de 7,5 A, COM 1, sur la barre omnibus essentielle d'avionique. Le navigateur GPS primaire est alimenté en courant continu de 28 V par les disjoncteurs de 5 A, GPS 2 et de 7,5 A, COM 2 sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

Émetteurs-récepteurs de communication (COM)

Configuration d'avionique A, B et écran de vol primaire

Deux émetteurs-récepteurs (COM) de communication VHF sont installés pour permettre les communications VHF. Les émetteurs-récepteurs et leurs commandes intégrées sont montés dans les appareils Garmin GNS 430 et GNC 420. Les émetteurs-récepteurs reçoivent toutes les transmissions de communications VHF à bande étroite et à large bande transmises, à portée, à une fréquence sélectionnée. Les antennes reçoivent les signaux et envoient les signaux de communications aux émetteurs-récepteurs qui numérisent le signal acoustique de communication. L'audio numérisée est alors envoyée à la commande audio pour distribution aux hauts-parleurs et aux casques.

COM 1 - Le Garmin GNS 430 supérieur est désigné COM 1. Le panneau de commande Garmin GNS 430 fournit, au moyen d'un bouton, l'indication de fréquence active et en attente de l'émetteur-récepteur COM 1 et la sélection de la fréquence. L'émetteur-récepteur COM 1 permet le fonctionnement sur 720 canaux (à intervalles de 25 kHz) ou 2 280 canaux à intervalles de 8,33 kHz) dans une plage de fréquence de 118,000 à 136,975 MHz. L'antenne de COM 1 se trouve au-dessus de la cabine, sur l'axe de l'avion. Le courant continu de 28 V pour l'émetteur-récepteur COM 1 est commandé par l'interrupteur principal d'avionique sur la panneau d'interrupteurs de la traverse et est fourni par le disjoncteur de 7,5 A, COM 1, sur la barre omnibus essentielle d'avionique.

COM 2 - Le Garmin GNS 420 inférieur est désigné NAV 2. Le panneau de commande Garmin GNS fournit l'indication de fréquence active et en attente de l'émetteur-récepteur COM 2 et la sélection de la fréquence au moyen d'un bouton. L'émetteur-récepteur COM 2 permet le fonctionnement sur 720 canaux (à intervalles de 25 kHz) ou 2 280 canaux (à intervalles de 8,33 kHz) dans une plage de fréquence de 118,000 à 136,975 MHz. L'antenne de COM 2 se trouve sous la cabine, sur l'axe de l'avion. Le courant continu de 28 V pour l'émetteur-récepteur COM 2 est commandé par l'interrupteur principal d'avionique sur la panneau d'interrupteurs de la traverse et est fourni par le disjoncteur de 7,5 A, COM 2, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

Récepteur de navigation (Nav)

Configuration d'avionique A

L'avion est équipé d'un récepteur NAV intégré aux navigateurs GPS Garmin GNS 430 (le GNS 420 n'incorpore pas de récepteur NAV). Monté dans l'emplacement de radio supérieur, cet appareil est désigné NAV 1. Le GNS 430 a la capacité pour radiophare omnidirectionnel et alignement de piste VHF (VOR/LOC). Le récepteur VOR/LOC reçoit le VOR/LOC sur une plage de fréquence de 108,000 à 117,950 Mhz, à intervalles de 50 kHz. Le GNS 430 a la capacité pour l'alignement de descente. Le radioalignement de descente est reçu entre 329,150 et 335,000 MHz, à intervalles de 150 kHz. Les récepteurs et les commandes intégrées sont montés dans l'affichage de commande du Garmin GNS 430. Les commandes du récepteur fournissent une indication de la fréquence active et en attente, une mémorisation des fréquences et une sélection de fréquence par bouton. Une sortie audio IDENT pour VOR et LOC est fournie au système audio. L'antenne de navigation, montée sur le plan fixe vertical, fournit le signal de VOR et de LOC pour les deux récepteurs de navigation (NAV).

NAV 1 ÷ Le Garmin GNS 430 supérieur est désigné NAV 1. Le courant continu de 28 V pour le récepteur de navigation est commandé par le commutateur principal d'avionique sur le panneau de commutateurs de la traverse et est fourni par le disjoncteur de 5 A, GPS 1, sur la barre omnibus essentielle d'avionique.

Configuration d'avionique B et écran de vol primaire

L'avion est équipé de deux récepteurs NAV intégrés au navigateur GPS Garmin GNS 430, L'appareil supérieur est désigné NAV 1 et l'appareil inférieur est désigné NAV 2. Les commandes du récepteur Nav sont intégrées aux commandes du Garmin GNS monté sur la console centrale. Chaque appareil a la capacité pour radiophare omnidirectionnel et alignement de piste VHF (VOR/LOC). Le récepteur VOR/LOC reçoit le VOR/LOC sur une plage de fréquence de 108,000 à 117,950 MHz, à intervalles de 50 kHz. Le GNS 430 a la capacité pour l'alignement de descente. Le radioalignement de descente est reçu entre 329,150 et 335,000 MHz, à intervalles de 150 kHz. Les commandes du récepteur fournissent une indication de la fréquence active et en attente, un stockage de fréquence en mémoire et une sélection de la fréquence par bouton. Une sortie audio IDENT pour VOR et LOC est fournie au système audio. L'antenne de navigation, montée sur le plan fixe vertical, fournit le signal de VOR et de LOC pour les deux récepteurs de navigation (NAV).

NAV 1 ÷ Le Garmin GNS 430 supérieur est désigné NAV 1. Le courant continu de 28 V pour le récepteur de navigation est commandé par le commutateur principal d'avionique sur le panneau de commutateurs de la traverse et fourni par le disjoncteur de 5 A, GPS 1, sur la barre omnibus essentielle d'avionique.

NAV 2 ÷ Le Garmin GNS 430 inférieur est désigné NAV 2. Le courant continu de 28 V pour le récepteur de navigation est commandé par l'interrupteur principal d'avionique sur le panneau d'interrupteurs de la traverse et est fourni par le disjoncteur de 5 A, GPS 2, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

Transpondeur

L'avion est équipé d'un seul transpondeur Garmin GTX 327 ATC Mode C (identification et altitude), avec capacité de squawk. Le système de transpondeur comprend un appareil de commande d'émetteur-récepteur, une antenne et un numériseur d'altitude. Le récepteur-émetteur reçoit les interrogations d'un émetteur de radar secondaire au sol et transmet ensuite au centre de circulation aérienne interrogeant. Les renseignements d'altitude numérisés, fournis par un numériseur d'altitude (codeur), sont branchés sur le système de statique de l'avion. Le transpondeur et les commandes intégrées sont

montées dans la console centrale. La commande du transpondeur fournit un affichage actif de code, la sélection de code, le bouton IDENT et les fonctions d'essais. Une touche de fonction (FUNC) permet de sélectionner les modes d'altitude-pression, de durée du vol, de chronomètre et de compte à rebours. L'affichage est lisible de jour et l'éclairage est réduit manuellement par l'opérateur au moyen de la commande d'intensité de l'éclairage INST sur la traverse du tableau de bord. L'antenne du transpondeur est montée sur le dessous du fuselage, juste derrière la cloison pare-feu. Le courant continu de 28 V pour le transpondeur est commandé par l'interrupteur principal d'avionique, sur le panneau d'interrupteurs de la traverse. Le courant continu de 28 V pour le récepteur, l'émetteur et le codeur d'altitude est fourni par le disjoncteur de 2 A, ENCODER/XPONDER, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

Radiobalise de détresse

L'avion est équipé d'une radiobalise de détresse (ELT) autonome. La radiobalise et l'antenne sont installées immédiatement derrière la cloison arrière de la cabine, à la droite de l'axe de l'avion. L'interrupteur principal de la radiobalise, identifié marche, arrêt, armé (ON-OFF-ARMED) sur la radiobalise est en position armée pour le fonctionnement normal. Une télécommande et un panneau indicateur sont installés immédiatement sous le panneau de disjoncteurs. La radiobalise est montée longitudinalement dans l'avion afin de détecter une décélération supérieure à 3,5 ft/s. En cas de détection d'une décélération rapide, la radiobalise transmet sur la bande VHF, alternativement sur 121,5 MHz et 243,0 MHz, environ toutes les 0,5 secondes. La radiobalise et l'antenne portable qui y est connectée, sont accessibles, à la base de la cloison de la soute à bagages. Il est possible de sortir la radiobalise de l'avion et de l'utiliser comme dispositif de positionnement individuel, s'il est nécessaire de quitter l'avion après un accident. Huit piles alcalines R20 (D), dans la radiobalise, alimentent l'émetteur de la radiobalise. Il faut remplacer les piles aux intervalles spécifiés, à la date imprimée sur les piles (*consulter le manuel d'entretien de l'avion SR22*).

Télécommande et panneau indicateur de la radiobalise

La télécommande et le panneau indicateur de la radiobalise, situés directement sous le panneau de disjoncteurs, fournissent les fonctions d'essai et d'affichage de mauvais fonctionnement de la radiobalise. Le panneau contient un bouton identifié ON (marche), un bouton identifié RESET (réarmer) et un voyant DEL rouge. Le voyant rouge clignote quand la radiobalise transmet. Le bouton de marche (ON) est utilisé pour faire l'essai de l'appareil conformément aux procédures du manuel d'entretien. Il est possible d'utiliser le bouton RESET (réarmer) pour annuler toute transmission accidentelle. Une pile au lithium de 6 V, montée dans le panneau, alimente le voyant. Il faut remplacer la pile à intervalles réguliers (*consulter le manuel d'entretien de l'avion*).

En cas d'accident

1. Vérifier que le voyant rouge de la radiobalise, sur le panneau de commande, clignote.
2. Si possible, obtenir accès à la radiobalise, comme indiqué plus bas, et mettre le commutateur principal de la radiobalise sur ON (marche).

Utilisation portable de la radiobalise

- a. Déposer la trappe d'accès au centre arrière de la soute à bagages.
- b. Débrancher le fil de l'antenne fixe de l'avant de l'appareil.
- c. Débrancher le fil de la télécommande et du voyant.
- d. Desserrer les sangles de montage et enlever la radiobalise et l'antenne portable.
- e. Brancher l'antenne portable à la prise d'antenne sur l'avant de l'appareil.
- f. Mettre le commutateur principal sur ON (marche).
- g. Tenir l'antenne verticale, autant que possible.

Horamètre

L'avion est équipé d'un horamètre pour totaliser les heures de fonctionnement du moteur. L'horamètre est placé dans le vide-poches, entre le siège du pilote et celui du copilote. L'horamètre totalise les heures quand l'interrupteur BAT 1 est sur ON (marche) et l'interrupteur ALT 1 ou ALT 2 est sur ON (marche). Le courant continu en 28 V pour l'horamètre est fourni par un disjoncteur de 5 A, ENGINE INST, sur la barre omnibus principale 1.

Horloge numérique

L'avion est équipé d'une horloge numérique de 2¼ in Davtron M803, placée dans le tableau de bord gauche, immédiatement à l'extérieur de l'indicateur de vitesse. L'horloge affiche l'heure en temps universel (UT), l'heure locale (LT), le temps écoulé (ET), la température extérieure (OAT) en °C ou °F, et les fonctions de voltmètre. Il est possible de sélectionner toutes les caractéristiques et fonctions en utilisant les boutons de commande sur le cadran de l'horloge. L'horloge reçoit le signal de température extérieure de la sonde de température installée immédiatement en avant de la porte du pilote. L'horloge fonctionne en courant continu de 28 V fourni par le disjoncteur de 5 A, ENGINE INST, sur la barre omnibus principale 1. Le circuit de veille est alimenté par un fusible de 5 A branché à la barre omnibus de distribution principale de l'avion dans le contrôleur central (MCU). Une pile R6 (AA) remplaçable est installée pour fournir une réserve maximale de 3 ans.

Touches SEL et CTL

Il faut utiliser les touches de sélection et de commande (SEL et CTL) sous l'affichage pour avoir accès à toutes les fonctions d'affichage et de réglage d'heure. A la mise sous tension, l'horloge affiche l'heure universelle (UT). Appuyer 3 fois sur la touche Select pour afficher l'heure locale (LT) et le temps écoulé (ET), l'un après l'autre. Appuyer sur cette touche de nouveau pour revenir au temps universel.

Réglage du temps universel ou local

Utiliser la touche SEL pour sélectionner le temps universel (UT) ou local (LT), selon le cas. Appuyer simultanément sur les touches Select et CTL (les dizaines d'heures clignotent). Appuyer sur la touche CTL plusieurs fois, selon le besoin, pour faire avancer le chiffre à la valeur

désirée. Appuyer sur la touche SEL pour sélectionner la valeur suivante à régler. Après avoir réglé toutes les valeurs, appuyer de nouveau sur la touche SEL pour retourner au mode normal.

Durée du vol (FT)

L'option de durée du vol (FT) n'est pas offerte dans cette installation. En cas de sélection de FT, " zéro » est affiché.

Temps écoulé (ET)

Il est possible d'utiliser le mode ET (temps écoulé) en mode de chronométrage ou de compte à rebours.

Chronométrage

1. Sélectionner ET à l'aide de la touche SEL et
2. Appuyer sur la touche CTL pour activer le chronomètre. Le chronomètre compte jusqu'à 59 minutes et 59 secondes et passe alors en heures et minutes. Appuyer sur la touche CTL pour remettre le chronomètre à zéro.

Compte à rebours

1. Sélectionner ET à l'aide de la touche SEL ;
2. Entrer un temps à compter à rebours en utilisant la technique utilisée pour le réglage de l'heure universelle ou locale (temps maximal possible, 59 minutes et 59 secondes) ;
3. Appuyer sur la touche SEL pour sortir du mode de réglage et
4. Appuyer sur la touche CTL pour lancer le compte à rebours. À zéro, l'alarme sonne et l'affichage clignote. Appuyer sur SEL ou CTL pour désactiver l'alarme.

Mode d'essai

Pour entrer en mode d'auto-vérification, appuyer sur la touche SEL pendant 3 secondes. L'affichage indique « 88:88 » et les quatre affichages (UT, LT, FT, ET) apparaissent.

Touche OAT - VOLTS

La touche rouge OAT-VOLTS est utilisée pour afficher la température extérieure et la tension de la barre omnibus principale de l'avion. Quand l'avion est mis hors circuit, l'affichage supérieur affiche la tension de la pile de secours de l'horloge. A la mise sous tension, la tension de la barre omnibus principale de l'avion est affichée. Appuyer sur la touche pour afficher la température extérieure en °F. Appuyer de nouveau sur la touche pour afficher la température extérieure en °C.

Système de parachute d'avion Cirrus

Le SR22 est équipé d'un système de parachute d'avion Cirrus (Cirrus Airplane Parachute System ; CAPS) conçu pour amener au sol l'avion et ses occupants en cas d'urgence constituant un danger de mort. Le système est conçu pour sauver la vie des occupants, mais risque de détruire l'avion et peut, dans certaines circonstances, causer des blessures graves ou la mort des occupants. A cause de cela, il est important de lire soigneusement la description du système de CAPS dans cette section, la section 3 Procédure d'urgence et la section 10, Sécurité afin de déterminer quand et comment utiliser ce système.

• MISE EN GARDE •

Aucune alimentation électrique n'est nécessaire pour l'activation du système de parachute et celui-ci peut être activé à n'importe quel moment. La trajectoire de la fusée à combustible solide est dirigée vers le haut en provenance du couvercle du parachute. Quand l'avion est occupé, il faut se tenir à l'écart de la capsule du parachute. Il ne faut pas laisser les enfants dans l'avion sans surveillance.

Description du système

Le système de CAPS comprend un parachute, une fusée à combustible solide pour déployer le parachute, une poignée d'activation de la fusée et un harnais intégré à la structure du fuselage.

Un boîtier composite contenant le parachute et une fusée à combustible solide est montée sur la structure de l'avion, immédiatement en arrière de la cloison de la soute à bagages. Le boîtier est couvert et protégé des éléments par un couvercle composite mince.

Le parachute est contenu dans un sac de déploiement qui active la séquence de déploiement et de gonflage. Le sac de déploiement crée une séquence d'ouverture ordonnée en permettant à la voilure de se gonfler uniquement après l'établissement de la tension des suspentes du parachute par le propulseur.

Le parachute proprement dit a une voilure ronde de 2 400 pieds carrés avec un glisseur, un panneau de toile annulaire avec un diamètre beaucoup moins grand que le diamètre de la voilure ouverte.

Le glisseur est équipé d'oeillets distribués sur son diamètre. Les suspentes de la voileure passent à travers ces oeillets de manière à permettre au glisseur de se déplacer librement sur les suspentes. Puisque le glisseur est placé en haut des suspentes, près de la voileure, au commencement de la séquence de déploiement, le glisseur limite le diamètre initial du parachute et le taux d'épanouissement du parachute. La voileure s'épanouit alors que la glissière descend le long des suspentes.

Un harnais à trois points relie la structure du fuselage de l'avion au parachute. La sangle arrière du harnais est rangée dans la capsule du parachute et est attachée à la structure, à la cloison arrière de la soute à bagages. Les sangles avant du harnais passent de la capsule aux points d'attache de la cloison pare-feu, juste sous la surface du revêtement du fuselage. Quand le parachute se déploie, les sangles avant du harnais passent à travers le revêtement du fuselage, de la capsule aux points d'attache avant.

Poignée d'activation

Le système de CAPS est activé en tirant sur la poignée en té d'activation du système de CAPS installée dans le plafond de la cabine, sur l'axe de l'avion, juste au-dessus de l'épaule droite du pilote. Un couvercle recouvert d'une affiche, tenu en place avec des attaches adhésives, couvre la poignée en té et empêche les manoeuvres abusives de la commande. Pour enlever le couvercle, tirer sur la languette noire, au bord avant du couvercle.

Tirer sur la poignée d'activation pour activer la fusée et lancer la séquence de déploiement du système de CAPS. Pour activer la fusée, deux événements séparés doivent avoir lieu.

1. Sortir la poignée d'activation de son support. Tirer sur la poignée en té pour la sortir du joint torique qui la maintient en place et éliminer le mou du câble, (environ 5 cm (2 pouces) de câble sont exposés). Après avoir éliminé le mou, la poignée arrête de se déplacer et il faut une force plus élevée pour activer la fusée.
2. Prendre la poignée à deux mains et tirer tout droit vers le bas, avec une force élevée, continue et régulière jusqu'à l'activation de la fusée. Il est préférable de tirer comme sur une barre de traction. Il faut une force d'environ 20 kg (45 lb) pour activer la fusée. La force la plus élevée est nécessaire quand le câble arme et relâche

le percuteur d'allumage de la fusée. Quand le percuteur est actionné, deux amorces se percutent, allumant le carburant de la fusée.

• Nota •

Tirer rapidement sur la poignée d'activation ou par a-coups augmente de façon appréciable la force nécessaire pour activer la fusée.

Essayer d'activer la fusée en poussant la poignée d'activation vers l'avant et le bas limite la force qui peut être appliquée. Tirer sur la poignée tout droit et vers le bas crée la plus grande force.

Une goupille de sécurité d'entretien est fournie pour assurer que personne ne tire sur la poignée d'activation pendant une intervention d'entretien ou tout autre intervention au sol. La goupille est insérée dans le dispositif de retenue et le fût, verrouillant la poignée en position de « sécurité ». Une banderole « Remove Before Flight » (enlever avant le vol) est attachée à la goupille.

• **MISE EN GARDE** •

Après l'intervention d'entretien ou quand le système a été mis en mode de sécurité, l'opérateur doit vérifier que la goupille a été enlevée avant le vol suivant.

Caractéristiques de déploiement

Quand la fusée est lancée, le parachute est extrait vers l'extérieur par la force de la fusée et vers l'arrière par la force du vent. En deux secondes environ, le parachute commence à s'ouvrir.

Quand l'air commence à remplir la voilure, l'avance de l'avion est réduite de manière importante. Cette décélération diminue avec la vitesse, mais dans tous les cas, dans l'enveloppe du parachute, elle doit être inférieure à 3 g. Pendant la décélération, l'avion peut se cabrer légèrement, particulièrement à vitesse élevée ; cependant, la sangle de suspension arrière est intentionnellement freinée pour éviter une assiette en cabré excessive. Après une assiette en cabré, le nez descend graduellement jusqu'à ce que l'avion soit suspendu en assiette légèrement en piqué sous la voilure.

Huit secondes après le déploiement, le câble de freinage de la sangle arrière est coupé et la queue de l'avion descend à son attitude finale, approximativement horizontale. Une fois stabilisé dans cette attitude, l'avion peut faire des embardées ou se balancer légèrement, suspendu sous le parachute. La vitesse de descente est entre 1 600 et 1 800 pieds par minute avec une vitesse latérale égale à la vélocité du vent de surface. En plus, les vents de surface peuvent continuer à traîner l'avion après l'impact avec le sol.

• **Attention** •

Il est estimé que l'impact avec le sol est équivalent à une chute d'une hauteur d'environ 3 mètres (10 pieds). Bien que la cabine, les sièges et le train d'atterrissage sont conçus pour résister à ces contraintes, les occupants doivent s'y préparer conformément à la procédure de déploiement du système de CAPS de la section 3, Procédures d'urgence.

• **Nota** •

Le système de CAPS est conçu pour fonctionner dans diverses attitudes de l'avion, y compris les vrilles. Cependant, le déploiement à une attitude autre qu'un vol horizontal peut entraîner des caractéristiques de déploiement autres que celles décrites plus haut.

Intentionnellement laissé en blanc

Section 8

Manoeuvres, entretien et maintenance

Table des matières

Introduction	8-3
Publications pour l'utilisateur.....	8-3
Publications d'entretien.....	8-3
Commande des publications	8-4
Dossiers et certificats de l'avion.....	8-5
Directives de limite de navigabilité	8-6
Périodes d'inspection de l'avion.....	8-7
Entretien de routine par le pilote.....	8-8
Manoeuvres au sol.....	8-10
Application d'une alimentation extérieure	8-10
Remorquage	8-11
Roulage	8-13
Stationnement.....	8-14
Arrimage au sol.....	8-15
Mise à niveau.....	8-15
Mise sur vérins.....	8-16
Entretien.....	8-17
Entretien des trains d'atterrissage	8-17
Entretien des freins.....	8-17
Gonflage des pneus.....	8-18
Entretien de l'hélice.....	8-18
Huile.....	8-19
Système de carburant.....	8-21
Contamination et échantillonnage du carburant	8-24
Vidange du système de carburant	8-25
Entretien de la batterie	8-26
Nettoyage.....	8-27
Nettoyage du compartiment moteur	8-27
Nettoyage du train d'atterrissage.....	8-27
Nettoyage des surfaces extérieures	8-28
Nettoyage du pare-brise et des fenêtres	8-28

Nettoyage de la garniture du pavillon, des panneaux latéraux et des
sièges..... 8-29
Nettoyage des tapis 8-30

Introduction

Cette section fournit les directives générales pour l'entretien du Cirrus Design SR22. Pour assurer une exploitation sécuritaire et efficace de l'avion, il faut rester en contact avec le centre de réparation agréé de Cirrus Design pour obtenir les renseignements les plus récents concernant l'avion.

Publications pour l'utilisateur

Le manuel de vol et le manuel d'utilisation de l'avion, approuvés par la FAA sont fournis à la livraison. Il est possible d'obtenir des copies supplémentaires ou de remplacement en contactant le service après-vente de Cirrus Design.

Publications d'entretien

Les publications d'entretien pour le SR22 suivantes sont en vente chez Cirrus Design :

- Manuel d'entretien de l'avion (AMM) ÷ Le manuel d'entretien de type GAMA est divisé en chapitres, comme spécifié par GAMA et ATA, pour couvrir l'inspection, l'entretien, la maintenance, le dépannage et les réparations de la structure, des systèmes et des câblages de l'avion. Un service de révision est aussi offert pour ce manuel. Une copie à jour du manuel d'entretien de l'avion est fourni à la livraison.
- Manuel d'utilisation et d'entretien du moteur ÷ A la livraison, Cirrus Design fournit un manuel d'utilisation et d'entretien du moteur de Teledyne Continental Engine (Operator's and Maintenance Manual). Il est possible d'obtenir auprès du constructeur d'origine de l'équipement les manuels de révision du moteur et de ses accessoires.
- Manuels d'utilisation et d'entretien des appareils d'avionique ÷ A la livraison, Cirrus Design fournit tous les manuels d'utilisation disponibles. Il est possible de se procurer auprès du constructeur d'origine de l'équipement les manuels d'entretien, s'ils sont disponibles.

Cirrus Design offre un service d'abonnement aux Bulletins techniques, Bulletins d'entretien et Bulletins d'options publiés par l'usine. Ce service est offert, à un prix minime, aux personnes intéressées, telles

que les propriétaires, les pilotes et les mécaniciens. Les personnes intéressées peuvent obtenir des copies de ces documents et le service d'abonnement en contactant le service après-vente de Cirrus Design.

- **Bulletins techniques** – Ils ont une importance spéciale. Il faut exécuter un bulletin technique rapidement après l'avoir reçu.
- **Mises en garde techniques** – Elles sont utilisées pour annoncer des bulletins techniques spéciaux, des bulletins techniques des fournisseurs ou des lettres d'entretien qui affectent un avion et des données et corrections qui ne justifient pas un bulletin technique. Il faut étudier avec soin les renseignements des mises en garde techniques.

Commande des publications

Il est possible d'obtenir des publications, des notices de révision et des abonnements aux publications d'entretien pour le SR22 en contactant le service après-vente de Cirrus Design, comme indiqué plus bas.

Cirrus Design Corporation
Customer Service
4515 Taylor Circle
Duluth, MN 55811
Téléphone : +1 (218) 727-2737
Télécopieur :+1 (218) 727-2148

Il faut prendre soin d'inclure le numéro de série de l'avion et le nom du propriétaire dans toute correspondance, afin de nous permettre de mieux satisfaire vos besoins.

Dossiers et certificats de l'avion

La Federal Aviation Administration (FAA) américaine exige que certains renseignements, certificats et licences soient affichés ou rangés à bord de l'avion, à tout moment. De plus, d'autres documents doivent être présentés à la demande. En anglais, l'acronyme mnémotechnique « ARROW » (flèche) est souvent utilisé pour aider à se souvenir des documents exigés.

• Nota •

Les propriétaires d'avion immatriculés à l'extérieur des Etats-Unis doivent consulter l'administration chargée de l'immatriculation pour obtenir des renseignements concernant les règlements supplémentaires.

Documents obligatoires		Nota
A	Certificat de navigabilité <i>Formulaire 8100-2 de la FAA</i>	Doit toujours être affiché
R	Certificat d'immatriculation <i>Formulaire 8050-3 de la FAA</i>	Doit être dans l'avion pour toutes les opérations.
R	Licence de station radio <i>Formulaire 556 de la FCC</i>	Obligatoire seulement pour les vols à l'extérieur des Etats-Unis.
O	Instructions d'utilisation	Le manuel de vol et le manuel d'utilisation de l'avion approuvés par la FAA sont conformes à cette règle.
W	Données de masse et centrage	Incluses dans le manuel de vol et le manuel d'utilisation de l'avion approuvés par la FAA. Les données doivent inclure la masse à vide, le centre de gravité et la liste d'équipement.

Autres documents		Nota
Carnet de bord de l'avion		Doit être présenté à la demande.
Carnet de bord du moteur		Doit être présenté à la demande.
Liste de vérifications du pilote		Toujours présente dans le cockpit.

Directives de limite de navigabilité

La Federal Aviation Administration (FAA) américaine publie des Airworthiness Directives (AD ; directives de limite de navigabilité) qui s'appliquent à un avion et à des appareils ou accessoires d'un avion spécifique. Les directives de limites de navigabilité sont des changements obligatoires auxquels il faut se conformer dans le délai établi par la directive. Les utilisateurs doivent vérifier périodiquement auprès du service après-vente de Cirrus ou des mécaniciens de cellules et de groupe motopropulseurs que la directive la plus récente concernant un avion a été reçue.

Périodes d'inspection de l'avion

La FAR 91 409 exige que tous les avions doivent être soumis à une visite annuelle conforme à la FAR 43. Les visites annuelles sont basées sur les mois du calendrier et sont dues le dernier jour du douzième mois suivant la dernière visite annuelle. Exemple - Si une visite annuelle a été faite le 19 novembre 1988, la visite annuelle suivante est due le 30 novembre 1989. Les visites annuelles doivent être faites quel que soit le nombre d'heures de vol au cours de l'année précédente et elles ne peuvent être faites que par un mécanicien de cellule et groupe motopropulseur (A&P) agréé, titulaire d'une Autorisation d'inspection (IA ; Inspection Authorization). Tous les centres de réparation Cirrus peuvent faire ces visites annuelles. La visite est donnée en détail dans le chapitre 5 du manuel d'entretien du Cirrus Design SR22.

Si l'avion est utilisé commercialement, en plus de la visite annuelle, les réglementations exigent que l'avion soit soumis à une visite de 100 heures, toutes les 100 heures de vol. L'étendue de la visite de 100 heures est identique à celle de la visite annuelle, sauf qu'elle peut être faite par un mécanicien de cellule et groupe motopropulseur agréé. L'intervalle de 100 heures ne peut être dépassée que de 10 heures, et ce pour se rendre à un atelier où la visite peut être faite. Toutes les heures de vol utilisées pour se rendre à l'atelier de visite doivent être déduites de l'intervalle de la visite de 100 heures suivante.

Entretien de routine par le pilote

Le titulaire d'un brevet de pilote émis selon la FAR Part 61 peut faire certaines interventions d'entretien de routine décrites dans la FAR Part 43, Appendix A. Cet entretien de routine peut être fait uniquement sur un avion possédé ou utilisé par le pilote et qui n'est pas en service de transport aérien. La réglementation spécifie également que le pilote doit aussi remplir les rubriques appropriées du carnet de bord. Voici une liste des interventions d'entretien que le pilote peut faire.

• Nota •

Le pilote doit avoir les aptitudes et la dextérité nécessaires pour faire ces interventions.

Le pilote ne peut accomplir aucune tâche nécessitant la dépose ou le démontage d'une structure primaire, ou une interface avec un système d'exploitation ou qui affecte la structure primaire.

- Dépose, installation et réparation des pneus.
- Nettoyage, graissage ou remplacement des roulements de roues.
- Remplacement des fils de sécurité ou des goupilles fendues.
- Lubrification qui ne nécessite pas le démontage d'élément, autre que des éléments non structurels, tels que carters, capots ou carénages.
- Appoint de fluide hydraulique du réservoir de freins hydrauliques.
- Revêtement d'enduits de protection des surfaces intérieures et extérieures de l'avion, à l'exclusion des surfaces de commande équilibrées.
- Réparations de la tapisserie et des garnitures.
- Remplacement des fenêtres latérales.
- Remplacement des ceintures de sécurité, des sièges ou de portions des sièges par des pièces de rechange approuvées pour l'avion.
- Remplacement des ampoules, des réflecteurs ou des cabochons des feux de positions et du phare d'atterrissage.
- Remplacement d'un capot ne nécessitant pas la dépose de l'hélice.

- Remplacement, nettoyage ou réglage de l'écartement des électrodes des bougies.
- Remplacement des raccords de tuyaux par des tuyaux de rechange, sauf raccords hydrauliques.
- Nettoyage ou remplacement des crépines de carburant ou d'huile, ainsi que remplacement ou nettoyage des éléments filtrants.
- Remplacement des conduites de carburant préfabriquées.
- Remplacement de la batterie et vérification du niveau et de la densité de l'électrolyte.

Renseignements du carnet de bord

Après avoir terminé une de ces interventions, entrer les renseignements appropriés dans le carnet de bord. Les renseignements du carnet de bord doivent contenir :

- La date d'exécution de l'intervention.
- La description de l'intervention.
- Le nombre d'heures de fonctionnement de l'avion.
- Le numéro du brevet du pilote qui a fait le travail.
- La signature de la personne qui a fait le travail.

Les carnets de bord doivent être complets et à jour. Des dossiers complets réduisent les frais d'entretien en donnant au mécanicien les renseignements concernant ce qui a été fait ou pas fait.

Manoeuvres au sol

Application d'une alimentation extérieure

Une prise pour alimentation de service sol, placée juste derrière le capot, sur le côté gauche de l'avion, permet l'utilisation d'une source d'alimentation externe pour le démarrage par temps froid et les procédures d'entretien.

• MISE EN GARDE •

Dans le cas d'utilisation d'une alimentation extérieure pour démarrer le moteur, toutes les personnes et les câbles d'alimentation doivent être bien à l'écart du plan de rotation de l'hélice.

Application de l'alimentation extérieure à l'avion

• Attention •

Ne pas utiliser une alimentation extérieure pour démarrer le moteur avec une batterie « morte » ni pour charger une batterie morte ou faible dans l'avion. Il faut déposer la batterie de l'avion et faire l'entretien de la batterie conformément aux procédures du manuel d'entretien de l'avion.

1. Vérifier que l'alimentation extérieure fournit du courant continu régulé à 28 V.
2. Vérifier que les interrupteurs BAT et AVIONICS sont sur l'arrêt.
3. Brancher l'alimentation extérieure dans la prise.
4. Mettre BAT sur marche (ON). Le courant continu de 28 V de l'alimentation extérieure met sous tension les barres omnibus de distribution principales et essentielles. Il est maintenant possible de faire démarrer l'avion ou de faire fonctionner l'équipement électrique.
5. S'il faut utiliser l'avionique, mettre l'interrupteur AVIONICS sur marche (ON).

• Attention •

Il est recommandé d'utiliser une alimentation extérieure en cas d'intervention sur les systèmes d'avionique. Ne pas mettre

le moteur en marche ni le lancer quand l'interrupteur AVIONICS est sur marche.

Débranchement de l'alimentation extérieure de l'avion

1. Si l'alimentation extérieure n'est plus nécessaire, mettre l'interrupteur BAT 1 sur l'arrêt.
2. Tirer sur la fiche de l'alimentation extérieure.

Remorquage

Il est possible de déplacer l'avion au sol au moyen d'une barre de roue avant qui est rangée dans la soute à bagages arrière ou avec un engin à moteur qui n'endommage pas la roue ou ne la soumet pas à des contraintes excessives. Pour engager la barre de direction, l'insérer dans les tenons, juste devant l'axe de la roue avant.

• Attention •

En cas de poussée de l'avion vers l'arrière, la barre de remorquage doit être installée de manière à empêcher la roue avant de tourner abruptement.

Ne pas pousser sur les gouvernes de commande verticales ou horizontales ni les plans fixes pour déplacer l'avion. Si une barre de remorquage n'est pas disponible, pousser sur les emplantures.

Ne pas pousser ni tirer sur les surfaces de commande ni l'hélice pour manoeuvrer l'avion.

Ne pas remorquer l'avion quand le train principal est enfoncé dans la boue ou la neige.

S'il faut remorquer l'avion avec un véhicule, ne pas tourner la roue avant de plus de 90° d'un côté ou de l'autre du centre, car ceci peut causer des dommages structurels du train avant.

1. *Consulter les trois vues de l'avion (section 1, figure 1-1) et les rayons de braquage (section 1, figure 1-2) ou les espaces libres. Il faut faire particulièrement attentions aux espaces libres des portes de hangars.*
2. Insérer la barre de remorquage dans les tenons, juste devant l'axe de la roue avant.

3. Relâcher le frein de stationnement et enlever les cales.
4. Déplacer l'avion à l'emplacement désiré.
5. Mettre les cales en place.
6. Enlever la barre de remorquage.

Pour obtenir le braquage maximal pendant une manoeuvre au sol, il est possible de faire pivoter l'avion sur une des roues du train d'atterrissage principal en appuyant vers le bas sur le fuselage, juste en avant du plan fixe horizontal, pour soulever la roue avant du sol.

Roulage

Avant d'essayer de faire rouler l'avion, le personnel au sol doit recevoir des instructions et l'autorisation du propriétaire. Les instructions doivent inclure les procédures de démarrage et d'arrêt du moteur, en plus des techniques de roulage et de direction.

• Attention •

Avant de commencer le roulage, vérifier que les zones de roulage et de souffle de l'hélice sont dégagées.

Ne pas faire fonctionner le moteur à régime élevé pendant le point fixe ou le roulage au-dessus d'un sol contenant du gravier, du gravillon ou des matières libres qui pourraient endommager les lames de l'hélice.

1. Enlever les cales.
2. Mettre le moteur en marche, en suivant la procédure de mise en marche du moteur (section 4).
3. Relâcher le frein de stationnement.
4. Avancer la commande des gaz pour commencer le roulage. Immédiatement après le commencement du roulage, appliquer les freins pour déterminer leur efficacité. Pendant le roulage, utiliser le freinage dissymétrique pour tourner légèrement afin de déterminer leur efficacité.

• Attention •

Pendant le roulage à proximité de bâtiments ou d'autres objets stationnaires, vérifier que les ailes ne touchent rien. Si possible, placer un observateur à l'extérieur de l'avion.

Éviter les trous et les ornières pendant le roulage sur un terrain irrégulier.

5. Rouler l'avion à l'emplacement désiré.
6. Arrêter le moteur de l'avion et mettre en place les cales et les arrimages, conformément à la procédure d'arrêt (section 4).

Stationnement

L'avion doit être stationné pour protéger l'avion des éléments et pour éviter qu'il devienne un risque pour les autres avions. Le frein de stationnement peut libérer ou exercer des contraintes à cause de l'échauffement après le freinage ou pendant de grands changements de température. Il faut donc mettre des cales et arrimer l'avion s'il doit être laissé sans supervision ou à l'extérieur toute la nuit.

1. Stationner l'avion, le nez au vent si possible.
2. Rétracter les volets
3. Pour appliquer le frein de stationnement, appliquer d'abord les freins avec les freins de palonnier et tirer vers l'arrière le bouton marqué PARK BRAKE.

• Attention •

Il faut faire attention lors de l'application des freins surchauffés ou par temps froid quand de l'humidité peut geler un frein.

4. Bloquer les deux roues du train d'atterrissage principal.
5. Arrimer l'avion conformément à la procédure d'arrimage de cette section.
6. Installer la housse du tube de Pitot. Avant le vol, il faut prendre soin d'enlever la housse du tube de Pitot.
7. Verrouiller les portes de la cabine et de la soute à bagage quand l'avion n'est pas supervisé.

Arrimage au sol

L'avion doit être arrimé pour assurer son immobilité, sa sécurité et sa protection. La directive FAA Advisory Circular AC 20-35C, Décision d'arrimage, contient des renseignements supplémentaires pour la préparation pour du mauvais temps, l'arrimage et sujets associés. Il faut suivre la procédure suivante pour arrimer l'avion correctement.

1. Pointer l'avion, le nez au vent si possible.
2. Rétracter les volets.
3. Bloquer les roues.
4. Attacher les cordes d'arrimage aux anneaux d'arrimage des ailes et à l'anneau d'arrimage de la queue, à un angle d'environ 45° par rapport au sol. En cas d'utilisation d'une corde ou d'un matériau non synthétique, laisser suffisamment de mou pour éviter d'endommager l'avion si les cordes rétrécissent.

• Attention •

Les points d'ancrage pour l'arrimage des ailes ne doivent pas être à plus de 5 m (18 pieds) l'un de l'autre pour éviter d'endommager les anneaux en cas de vent violent.

Utiliser des noeuds de chaise, des noeuds plats ou des noeuds coulants bloqués. Ne pas utiliser de noeuds coulants ordinaires.

Mise à niveau

L'avion est mis de niveau longitudinalement avec un niveau à bulle placé sur le seuil de la porte du pilote et, latéralement, avec un niveau à bulle placé en transversalement sur le seuil de porte. Autre possibilité, viser les orifices pour outil avant et arrière le long de la ligne de flottaison 95,9 pour mettre l'avion de niveau. *Consulter la section 6, Procédure de pesage de l'avion, et section 6, figure 6-2, pour étudier l'illustration.*

Mise sur vérins

Trois points de levage sont présents : un à l'arrimage de la queue et un à chaque point d'arrimage d'aile. Les patins des points de levage sont rangés dans la soute à bagages. Il est possible de soulever l'avion en utilisant deux crics hydrauliques normaux pour avions aux points de levage et une chandelle de queue lestée, attachée à l'arrimage de queue.

Levage de l'avion

• Attention •

Ne pas soulever l'avion à l'extérieur ou dans un hangar ouvert quand le vent a une vitesse supérieure à 16 km/h (10 mph).

Le centre de gravité à vide est en avant des points de levage des ailes. Pour éviter que l'avion bascule vers l'avant pendant l'entretien ou le levage, utiliser un chandelle de queue lestée (300 livres minimum) attachée au point d'amarrage de la queue.

1. Mettre l'avion en position sur une surface dure, plate et de niveau.
2. Enlever les anneaux d'arrimage des ailes. Ranger les anneaux d'arrimage dans la soute à bagages.
3. Attacher une chandelle lestée à l'anneau d'arrimage de la queue.
4. Mettre les crics et les patins de levage en position en préparation pour le levage. Insérer les patins de levage dans le trou des anneaux d'arrimage des ailes. En tenant le patin de levage en place, mettre le cric sous le point de levage et lever le cric pour qu'il soit fermement en contact avec le patin. Répéter de l'autre côté.
5. Lever l'avion en maintenant l'avion de niveau, autant que possible.
6. Mettre en position les verrous des crics.

Abaissement de l'avion

1. Relâcher la pression de tous les crics, aussi simultanément que possible, pour maintenir l'avion à l'horizontale, autant que possible.
2. Enlever les crics, les patins de levage et la chandelle de queue. Ranger les patins dans la soute à bagages. Installer les anneaux de levage dans les ailes.

Entretien

Entretien des trains d'atterrissage

Les roues du train d'atterrissage principal utilisent des pneus à chambre à air, à indice de robustesse de 6 plis, de 15 x 6,00 x 6. La roue avant utilise un pneu de type III à chambre à air, à indice de robustesse de 5 plis, de 5,00 x 5. Il faut toujours maintenir les pneus gonflés à la pression indiquée, afin de maintenir la performance et la durée de service optimales. Les jambes de force du train d'atterrissage n'ont besoin d'aucun entretien. A l'exception de l'appoint du liquide de freins, l'entretien des roues et des freins doit être fait conformément aux procédures du manuel d'entretien de l'avion.

Entretien des freins

Le système de freins est rempli de fluide hydraulique MIL-H-5606. Il faut vérifier régulièrement le niveau du liquide de freins et à chaque visite de 100 heures et annuelle et faire l'appoint selon le besoin. Le réservoir des freins se trouve sur le côté droit du bâti de support de la batterie. S'il faut remplir le système complet, *consulter le manuel d'entretien de l'avion*.

Appoint du réservoir de liquide de freins

1. Bloquer les roues et relâcher le frein de stationnement.
2. Enlever le capot supérieur du moteur pour obtenir accès au réservoir de liquide de freins.
3. Nettoyer le bouchon du réservoir et ses alentours avant d'ouvrir le bouchon du réservoir.
4. Enlever le bouchon et ajouter du fluide hydraulique MIL-H-5606, selon le besoin, pour remplir le réservoir.
5. Mettre le bouchon en place, vérifier qu'il n'y a pas de fuite et remettre en place et sécuriser le capot du moteur.

Aucun réglage des freins n'est nécessaire. Si, après un service prolongé, les garnitures de freins sont usées en excès, remplacer les garnitures par des neuves.

Gonflage des pneus

Maintenir la pression de gonflage des pneus afin d'obtenir la plus grande longévité des pneus. La roue avant, sans charge, doit être gonflée à une pression de 275 +15/-0 kPa (40 +2/-0 psi) et les roues du train principal à une pression de 365 +15/-0 kPa (53 +2/-0 psi). Lors de la vérification de la pression, vérifier que les pneus ne sont pas usés, qu'ils n'ont pas de coupures, d'abrasion ni d'usure excessive.

Gonflage des pneus

1. Enlever les boutons d'inspection des carénages de roue pour obtenir accès aux corps de valve. Il peut être nécessaire de déplacer l'avion pour aligner la valve sur le trou d'accès.
2. Enlever la capuchon de la valve et vérifier la pression du pneu avec un manomètre pour pneus de type à cadran.
3. Gonfler le pneu avant à 276 +15/-0 kPa (40 +2/-0 psi) et les roues du train principal à 427 +15/-0 kPa (62 +2/-0 psi).
4. Remettre en place le capuchon de la valve et les boutons d'inspection.

Toutes les roues et pneus doivent être équilibrés avant l'installation initiale et il faut maintenir le rapport de pneu, chambre à air et roue en cas de réinstallation. En cas d'installation de nouveaux éléments, il peut être nécessaire de ré-équilibrer les roues après avoir monté les pneus. Des roues mal équilibrées peuvent causer des vibrations extrêmes dans le train d'atterrissage.

Entretien de l'hélice

Il faut nettoyer fréquemment la casserole et la plaque d'appui et vérifier qu'il n'y a pas de fissures. Avant chaque vol, vérifier qu'il n'y a pas de fissure, de rayure ni de corrosion sur l'hélice. S'il y en a, faire faire les réparations dès que possible par un mécanicien qualifié, car les encoches et les rayures causent des concentrations des contraintes qui peuvent conduire à des fissures importantes ou la perte de la pointe de l'hélice. Quand nécessaire, peindre avec de la peinture noire mate l'arrière de l'hélice afin de réduire les éblouissements. Il faut nettoyer et cirer périodiquement la surface afin d'éviter la corrosion.

Huile

Le moteur Teledyne Continental IO-550-N a une capacité de 8 quarts américains. Il est recommandé de changer l'huile toutes les 50 heures de service ou plus fréquemment en cas de conditions exploitation défavorables. Les types d'huile suivants sont recommandés pour les températures spécifiées au niveau de la mer.

Température ambiante (NM)	Viscosité simple	Multigrade
Toutes températures	—	20W-60 20W-50 15W-50
Au-dessous de 40 °F	SAE 30	10W-30 20W-60 20W-50 15W-50
Au-dessus de 40 °F	SAE 50	20W-60 20W-50 15W-50

Le bouchon de remplissage et la jauge d'huile se trouvent à l'arrière gauche du moteur et sont accessibles par une trappe sur la côté supérieur gauche du capot du moteur. Le moteur ne doit pas fonctionner avec moins de 6 quarts américains d'huile. Il est recommandé d'avoir 7 quarts américains (indication de la jauge à main) pour les vols prolongés.

Huiles approuvées

Pendant les 25 premières heures de service (moteur neuf ou remis à neuf) ou jusqu'à ce que la consommation se stabilise, utiliser uniquement de l'huile minérale sans additifs, conforme à Mil-L-6082. S'il faut ajouter de l'huile moteur à l'huile d'usine, ajouter seulement de l'huile minérale pure conforme à MIL-L-6082.

• Attention •

Une huile minérale ordinaire MIL-C-6529, Type II, avec des agents anti-corrosion, peut causer un calaminage après un service prolongé et elle n'est pas recommandée par Cirrus Design pour utilisation pendant ou après le rodage.

Après 25 heures de service et après stabilisation de la consommation d'huile, utiliser uniquement de l'huile aviation conforme à la norme

Figure 8-1
Huiles approuvées

MHS24, huile de lubrification, dispersant sans cendres, de Teledyne Continental Motors (TCM) ou de l'huile de lubrification synthétique, norme MHS25 de TCM. Les produit suivants ont fourni à TCM des données indiquant que ces huiles sont conformes à toutes les exigences des spécifications de TCM données plus haut.

Produit	Fournisseur
Aeroshell (R) W	Shell Australia
Aeroshell Oil W Aeroshell Oil W 15W-50 Anti-Wear Formulation Aeroshell 15W50 (Aeroshell formule anti-usure)	Shell Canada Ltd.
Aeroshell Oil W Aeroshell Oil W 15W-50 Anti-Wear Formulation Aeroshell 15W50 (Aeroshell formule anti-usure)	Shell Oil Company
Aviation Oil Type A (Huile aviation, type A)	Phillips 66 Company
BP Aero Oil	BP Oil Corporation
Castrolaero AD Oil	Castrol Ltd. (Australia)
Chevron Aero Oil	Chevron U.S.A. Inc
Conoco Aero S	Continental Oil
Delta Avoil	Delta Petroleum Co.
Exxon Aviation Oil EE	Exxon Company, U.S.A.
Mobil Aero Oil	Mobil Oil Company
Pennzoil Aircraft Engine Oil	Pennzoil Company
Quaker State AD Aviation Engine Oil (Huile moteur aviation)	Quaker State Oil & Refining Co.
Red Ram Aviation Oil 20W-50	Red Ram Ltd. (Canada)
Sinclair Avoil	Sinclair Oil Company
Texaco Aircraft Engine Oil ÷ Premium AD	Texaco Inc.
Total Aero DW 15W50	Total France
Turbonycoil 3570	NYCO S.A.
Union Aircraft Engine Oil HD	Union Oil Company of California

Vérification du niveau et appoint

1. Ouvrir la trappe d'accès sur le côté gauche du capot. Sortir le jauge et vérifier le niveau d'huile.
2. Si le niveau d'huile est inférieur à 6,7 litres (7 quarts américains), enlever le bouchon de remplissage et ajouter de l'huile dans le trou de remplissage pour atteindre 7,6 litres (8 quarts américains).
3. Vérifier le niveau d'huile et remettre en place la jauge et le bouchon de remplissage.
4. Fermer et sécuriser la trappe d'accès.

Système de carburant

Toutes les 100 heures de service, il faut nettoyer la crépine dans le filtre à carburant. Après le nettoyage, appliquer une petite quantité de graisse sur le joint du bol du filtre à carburant afin de faciliter le remontage.

Carburant nécessaire

Le carburant de type aviation 100 LL (bleu) ou 100 (vert) contient le niveau d'octane le plus bas approuvé pour utilisation dans un avion.

• Attention •

L'utilisation d'un type inférieur peut causer des dommages graves du moteur en très peu de temps. La garantie du moteur est annulée par l'utilisation de carburants à bas indice d'octane.

Remplissage du réservoir de carburant

Observer toutes les précautions de sécurité nécessaires pendant la manutention de l'essence. Les filtres de carburant se trouvent sur la pente avant des ailes. Chaque aile a une capacité de 30,3 gallons américains. En cas d'utilisation d'une quantité de carburant inférieure à la quantité standard de 60,5 gallons américains, il faut distribuer le carburant uniformément dans les deux réservoirs.

• MISE EN GARDE •

Un extincteur doit être à proximité.

Il faut mettre le pistolet de remplissage et le camion citerne à la masse sur le tuyau d'échappement de l'avion et mettre à une terre appropriée le camion citerne ou chariot.

Ne pas faire le plein du réservoir à moins de 30 m (100 pieds) de tout équipement sous tension qui pourrait produire une étincelle.

Il ne faut tolérer aucun fumeur ni aucune flamme à moins de 30 m (100 pieds) de l'avion et du véhicule citerne.

Ne faire fonctionner aucune radio ou autre équipement électrique pendant le remplissage de carburant. Ne pas actionner des interrupteurs électriques.

Remplissage de carburant de l'avion

1. Mettre l'extincteur à proximité du réservoir de carburant à remplir.
2. Brancher le fil de masse du pistolet de remplissage à l'échappement de l'avion et de l'échappement de l'avion au camion citerne ou chariot, et du camion citerne ou chariot à une terre appropriée.
3. Mettre une couverture en caoutchouc sur l'aile, autour du trou de remplissage de carburant.

• Nota •

Ne pas laisser le pistolet de carburant entrer en contact avec le fond du réservoir de carburant. Il faut toujours maintenir les réservoirs au moins à moitié pleins pour minimiser la condensation et l'accumulation d'eau dans les réservoirs. Dans un climat extrêmement humide, il faut vérifier fréquemment l'alimentation de carburant et purger la condensation pour éviter des problèmes possibles de distribution.

4. Enlever le bouchon du réservoir et faire le plein du réservoir, au niveau désiré.

• Nota •

Si le carburant est ajouté à un seul réservoir, le niveau du carburant dans ce réservoir doit être le même que dans l'autre. Ceci aide à maintenir l'équilibre des charges de carburant.

5. Enlever le pistolet, remettre le bouchon en place et enlever la couverture de protection.
6. Répéter la procédure de remplissage de carburant pour l'autre réservoir (aile).
7. Enlever les fils de terre.
8. Enlever l'extincteur.

Contamination et échantillonnage du carburant

Typiquement, la contamination du carburant est le résultat de matières étrangère, telles que eau, saleté, rouille, moisissure et prolifération bactérienne. De plus, des produits chimiques et des additifs qui ne sont pas compatibles au carburant ou à des éléments du système de carburant sont aussi des sources de contamination du carburant. Pour assurer l'utilisation du type correct de carburant et l'absence de contamination, **il faut prendre un échantillon du carburant avant chaque vol.**

Il faut prendre un échantillon de chaque purge du système de carburant, en soutirant un tasse de carburant dans un godet à échantillon. Des purges de carburant sont installées au filtre de carburant, aux réservoirs des ailes et au bacs collecteurs de carburant. La purge du filtre de carburant sort du capot inférieur du moteur, juste en avant de la cloison pare-feu, près de l'axe de l'avion. Les purges des réservoirs et des bacs collecteurs se trouvent au point le plus bas de chaque réservoir.

Si l'échantillon révèle de la contamination, il faut prendre un nouvel échantillon au filtre à carburant et aux purges des réservoir jusqu'à l'élimination de la contamination. Il est utile de faire bouger légèrement les ailes et d'abaisser légèrement la queue pour amener la contamination au points de purge pour échantillonnage. Après avoir répété l'échantillonnage trois fois ou plus, s'il reste encore de l'évidence de contamination, ne pas faire voler cet avion avant d'avoir consulté un mécanicien, d'avoir vidé et purgé le système de carburant et d'avoir déterminé et corrigé la source de la contamination

Si l'échantillon révèle que le plein a été fait avec du carburant d'un mauvais type, ne pas faire voler l'avion avant d'avoir vidé le système et d'avoir fait le plein avec du carburant du type approprié.

Pour aider à réduire les cas de livraison de carburant contaminé par le fournisseur ou le concessionnaire des services aéronautiques à l'aéroport, les pilotes doivent s'assurer qu'il y a des vérifications pour vérifier que le carburant n'est pas contaminé et qu'il est filtré correctement. Egalement, entre les vols, il faut maintenir les réservoirs de carburant aussi pleins que possible, en tenant compte des conditions d'exploitation, afin de réduire la condensation à l'intérieur des réservoirs de carburant.

Vidange du système de carburant

Il est possible de vider la plus grande partie du carburant des réservoirs des ailes au moyen d'un tuyau de siphon placé dans la cellule ou le réservoir, par le trou de remplissage. Il faut ouvrir les robinets de vidange pour vider le reste du carburant. Utiliser les mêmes précautions que pour faire le plein de carburant de l'avion. *Consulter le manuel d'entretien du SR22 pour obtenir les procédures spécifiques.*

Entretien de la batterie

La batterie n° 1 est montée sur la face avant de la cloison pare-feu et il est possible d'y obtenir accès en déposant le capot supérieur. L'évent de batterie est branché à un tube en plastique résistant aux acides qui met à l'atmosphère les gaz et le trop plein d'électrolyte. La batterie n° 2 est placée derrière la soute à bagages, à l'arrière de la cloison, sous la cartouche du parachute. La batterie n° 2 comprend deux batteries sans entretien et il n'est pas considéré que le pilote peut y faire de l'entretien.

Le niveau de l'électrolyte de la batterie n°1 doit être au-dessus des déflecteurs. Tant que l'expérience n'a pas indiqué que des intervalles plus longs sont justifiés, il faut vérifier la batterie tous les 30 jours ou après toutes les 25 heures de vol pour déterminer que le niveau de l'électrolyte est correct et que les branchements sont serrés et qu'il n'y a pas de corrosion. Ne pas mettre d'acide dans la batterie, faire l'appoint uniquement avec de l'eau distillée. Si la batterie n'est pas chargée correctement, la recharger, en commençant avec un courant de 4 A et en finissant avec un courant de 2 A, conformément à la procédure du manuel d'entretien de l'avion. Il faut déposer la batterie de l'avion pour la recharger et les recharges rapides ne sont pas recommandées.

La prise d'alimentation externe se trouve sur le côté gauche du fuselage, juste en arrière de la cloison pare-feu. *Consulter le manuel d'entretien de l'avion* pour obtenir la procédure d'entretien de la batterie.

Nettoyage

Nettoyage du compartiment moteur

Avant de nettoyer le compartiment moteur, mettre du ruban adhésif sur les trous d'évent des magnétos pour empêcher l'entrée de solvant dans les magnétos.

1. Mettre un grand bac sous le moteur pour attraper les écoulements.
2. Enlever le filtre de l'air d'admission et boucher l'entrée du système d'admission.
3. Après avoir déposé le capot du moteur, arroser le moteur avec du solvant ou un mélange de solvant et de dégraissant ou appliquer ces produits au pinceau. Pour enlever la saleté particulièrement épaisse et les dépôts de graisse, il peut être nécessaire de brosser ces endroits après les avoir arrosés.

• Attention •

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

4. Laisser le solvant sur le moteur pendant 5 à 10 minutes. Rincer ensuite le moteur avec du solvant et laisser sécher.

• Attention •

Ne pas faire fonctionner le moteur avant l'évaporation de l'excès de solvant ou son élimination par un moyen quelconque.

5. Enlever le ruban de protection des magnétos.
6. Ouvrir le système d'admission d'air et installer le filtre à air.
7. Lubrifier les commandes, les paliers, etc., conformément au tableau de lubrification.

Nettoyage du train d'atterrissage

Avant de nettoyer le train d'atterrissage, mettre une feuille de plastique ou matériau similaire sur les roues et les freins.

1. Mettre un bac sous le train d'atterrissage pour attraper les écoulements.

2. Arroser le train avec du solvant ou un mélange de solvant et de dégraissant ou appliquer ces produits au pinceau. Pour nettoyer correctement les endroits où de la graisse et de la saleté se sont accumulées, il peut être nécessaire de brosser après les avoir arrosés.
3. Laisser le solvant sur le train pendant 5 à 10 minutes. Rincer ensuite le train avec du solvant et laisser sécher.
4. Enlever la couverture de la roue et le bac.
5. Lubrifier le train d'atterrissage conformément au tableau de lubrification.

Nettoyage des surfaces extérieures

Il faut laver l'avion avec du savon doux et de l'eau. Les savons ou les détergents puissants, abrasifs ou alcalins peuvent rayer les surfaces peintes ou en plastique ou peuvent corroder les métaux. Couvrir les endroits où la solution de nettoyage peut causer des dommages. Procédure de lavage de l'avion

1. Rincer à l'eau la saleté pas collée.
2. Appliquer la solution de nettoyage avec un chiffon doux, une éponge ou une brosse à poils doux.
3. Pour enlever les taches d'échappement, laisser la solution tremper plus longtemps sur la surface.
4. Enlever les taches d'huile et de graisse persistantes avec un chiffon imbibé de naphta.
5. Rincer soigneusement toutes les surfaces.

Il est possible d'utiliser une cire de bonne qualité, ne contenant pas de silicones, pour automobile, pour protéger les surfaces peintes. Il faut utiliser des chiffons doux ou un chamois pour éviter de rayer les surfaces pendant le nettoyage et le polissage. Une couche de cire plus épaisse sur les bords d'attaque réduit les problèmes d'abrasion sur ces endroits.

Nettoyage du pare-brise et des fenêtres

1. Enlever, avec de l'eau, la saleté, la boue et autres particules non collées des surfaces extérieures.

2. Laver avec du savon doux et de l'eau ou laver avec un produit de nettoyage pour plastique d'avion. Utiliser un chiffon doux ou une éponge, avec un déplacement en va-et-vient droit. Ne pas frotter vigoureusement.
3. Enlever l'huile et la graisse avec un chiffon humecté de kérosène.

• **Attention** •

Ne pas utiliser d'essence, d'alcool, de benzène, de tétrachlorure de carbone, de diluant, d'acétone ni de produit de nettoyage de fenêtre pulvérisé.

4. Après avoir nettoyé les surfaces en plastique, appliquer une couche mince de cire de polissage dure. Frotter légèrement avec un chiffon doux. Ne pas utiliser de mouvement circulaire.
5. Il est possible d'enlever un rayure ou une imperfection importante en la frottant avec du rouge à polir. Affiner les deux bords et appliquer de la cire.

Nettoyage de la garniture du pavillon, des panneaux latéraux et des sièges

Il est possible de nettoyer l'intérieur de l'avion avec un détergent ou du savon doux et de l'eau. Il faut éviter les savons ou détergents puissants, abrasifs ou alcalins. Les solvants et les alcools peuvent endommager ou décolorer les pièces en vinyle ou uréthane. Couvrir les endroits où la solution de nettoyage peut causer des dommages. Procédure de nettoyage

1. Nettoyer la garniture du pavillon, les panneaux latéraux et les sièges avec une brosse à poils durs et passer l'aspirateur selon le besoin.
2. Il est possible de nettoyer les garnitures sales, sauf celles en cuir, avec un bon produit de nettoyage de garnitures approprié pour le matériau. Suivre avec soin les instructions du fabricant. Éviter de laisser tremper et le frotage intense.

• **Attention** •

Il ne faut pas utiliser de solvants de nettoyage ni d'alcool sur les pièces intérieures. Si des solvants de nettoyage sont utilisés sur les tissus, couvrir les endroits où les solvants peuvent causer des dommages.

3. Nettoyer le cuir avec du savon de sellerie ou du savon doux pour les mains et de l'eau.

Nettoyage des tapis

Pour nettoyer les tapis, enlever d'abord la saleté avec une balayette ou un aspirateur. Pour les endroits tachés, utiliser un fluide de nettoyage à sec non inflammable. Il est possible de nettoyer les tapis de sol comme n'importe quel tapis résidentiel.

Section 9

Suppléments

Cette section du manuel contient les suppléments approuvés par la FAA, nécessaires pour exploiter efficacement et en sécurité le SR22, quand il est équipé de systèmes optionnels ou d'équipement qui n'est pas fourni avec l'avion standard ou pour des exploitations spéciales ou pas incluses dans ce manuel. Essentiellement, les suppléments sont des « mini-manuels » qui peuvent contenir des données correspondant à la majorité des sections du manuel. Les données d'un supplément ajoutent, supplantent ou remplacent des données similaires du manuel de base.

Une page *Registre des suppléments*, suit cette page et précède tous les suppléments produits par Cirrus Design pour cet avion. Il est possible d'utiliser la page de *Registre des suppléments* comme table des matières de la section 9. Si l'avion est modifié dans un atelier autre qu'un atelier de Cirrus Design, selon un STC (certificat de type supplémentaire) ou toute autre méthode approuvée, le propriétaire a la responsabilité de s'assurer que le supplément approprié, si applicable, est mis en place dans le manuel et que le supplément est correctement enregistré sur la page de *Registre des suppléments*.

Intentionnellement laissé en blanc

Section 9

Registre des suppléments

Numéro de référence	Titre	Date
<input type="checkbox"/> 13772-101	Système de son Garmin GMA 340	12-12-00
<input type="checkbox"/> 13772-102	Transpondeur Garmin GTX 327	12-12-00
<input type="checkbox"/> 13772-103	Navigateur GPS Garmin GNS 430	12-12-00
<input type="checkbox"/> 13772-104	Navigateur GPS Garmin GNC 420	12-12-00
<input type="checkbox"/> 13772-105	l'affichage de navigation Sandel Avionics SN3308	01-29-01
<input type="checkbox"/> 13772-107	Pilote automatique S-Tec System Thirty avec GPSS	11-02-01
<input type="checkbox"/> 13772-108 R2	S-Tec System 55X avec sélecteur et alerte d'altitude	10-10-03
<input type="checkbox"/> 13772-109 R1	Systèmes d'oxygène homologués	10-10-03
<input type="checkbox"/> 13772-110	Détecteur de foudre BF Goodrich WX500 Stormscope	12-12-00
<input type="checkbox"/> 13772-111	Goodrich SkyWatch SKY497 Traffic Advisory System	08-20-01
<input type="checkbox"/> 13772-112 R1	Avidyne EX-Series MFD	07-30-02
<input type="checkbox"/> 13772-115 R2	Système de protection contre le givrage	01-22-04
<input type="checkbox"/> 13772-116	l'écran de vol primaire Avidyne Entegra-Series	02-15-03
<input type="checkbox"/> 13772-118	Kit de protection contre le froid	10-10-03
<input type="checkbox"/> 13772-122	SR22 Airplanes Registered in the European Union	Draft

Les suppléments du manuel d'utilisation de l'avion approuvés par la FAA doivent être dans l'avion pendant les vols, quand l'équipement optionnel correspondant est installé ou en cas d'exploitation spéciale.

Ce registre de suppléments montre tous les suppléments de Cirrus Design disponibles pour le SR22 à la date montrée au coin inférieur gauche. Un coche (✓) dans la colonne de numéro de référence indique que le supplément correspondant est installé dans ce manuel d'utilisation de l'avion.

Intentionnellement laissé en blanc

**Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour le
Système de son Garmin GMA 340**

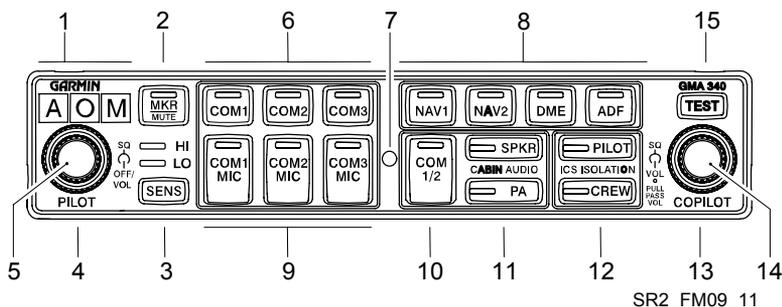
Quand le panneau de son Garmin GMA 340 est installé dans le Cirrus Design SR22, ce supplément est applicable et doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel de vol de l'avion Cirrus Design SR22 (manuel). Les renseignements contenus dans ce supplément ajoutent, remplacent ou éliminent des informations du manuel d'utilisation de l'avion de base.

FAA Approved Joseph C. Miess Date DEC 12 2000
Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 - Généralités

Ce supplément fournir des instructions détaillées pour l'utilisation du panneau de sélection de son et du système d'interphone du Garmin GMA 340 avec une radiobalise interne. Ce supplément couvre les éléments d'utilisation de base du panneau de commande de son.

- Mise en marche / Utilisation à sécurité intégrée
- Sélection de son/ émetteur-récepteur
- Sortie haut-parleur
- Fonction de sonorisation
- Entrées personnelles de musique
- Interphone (ICS)
- Radiobalise



- | | |
|---|--|
| <ol style="list-style-type: none"> 1. Annonceurs de marker 2. Bouton et voyant de sélection de son du marker 3. Bouton de sélection de sensibilité de radiobalise <ol style="list-style-type: none"> a. Voyant de sensibilité haute HI b. Voyant de sensibilité basse LO 4. Réglage de silencieux d'interphone du pilote (bouton extérieur) 5. Marche et volume de l'interphone (bouton intérieur) 6. Boutons et voyants de sélection de son d'émetteur-récepteur 7. Cellule photo-électrique 8. Boutons et voyants de sélection de son du récepteur 9. Boutons et voyants de sélection de transmission et de son de l'émetteur-récepteur | <ol style="list-style-type: none"> 10. Bouton et voyant de COM divisée 11. Boutons et voyants de sélection de son de la cabine <ol style="list-style-type: none"> a. SPKR, haut-parleur de cabine b. Sonorisation, PA 12. Boutons et voyants d'isolation d'interphone <ol style="list-style-type: none"> a. Mode d'interphone du PILOTE b. Mode d'interphone de l'équipage CREW 13. Silencieux d'interphone du copilote et des passagers (bouton extérieur) 14. Volume d'interphone de copilote (IN) et passagers (OUT) (bouton intérieur) 15. Bouton indicateur d'essai |
|---|--|

Figure - 1
Panneau de commande de son

Section 2 - Limites

Aucun changement par rapport au manuel de base.

Section 3 - Procédures d'urgence

En cas d'une panne d'alimentation du panneau de son, le système de son retourne à COM 1 pour le microphone et les écouteurs du pilote et le pilote peut transmettre et recevoir.

Section 4 - Procédures normales

Consulter la section 7, Description du système, dans ce supplément pour obtenir une description et un mode d'emploi complet du panneau de commande de son.

Section 5 - Performance

Aucun changement par rapport au manuel de base.

Section 6 - Masse et centrage

Aucun changement par rapport au manuel de base.

Section 7 - Description du système

Mise en marche et utilisation à sécurité intrinsèque

Le panneau de commande de son est éteint quand le bouton intérieur gauche (PILOT) est tourné complètement dans le sens inverse des aiguilles d'une montre. L'appareil est mis en marche quand ce bouton est tourné dans le sens des aiguilles d'une montre. Continuer à tourner le bouton dans le sens des aiguilles d'une montre au-delà de la détente de mise en marche pour augmenter le volume du système d'interphone du pilote.

Un circuit de sécurité intrinsèque connecte le casque du pilote directement à l'émetteur-récepteur COM1 en cas d'interruption de l'alimentation électrique du panneau de commande de son ou quand le panneau est éteint.

Essai

Appuyer sur le bouton TEST pour allumer tous les voyants du panneau et les annonceurs de radiobalise sont à l'intensité maximale. En service normal, une cellule photoélectrique montée approximativement au centre du panneau de commande mesure la lumière ambiante pour permettre le réglage automatique de l'intensité des voyants et de l'annonceur. L'intensité des identifications est commandée par la commande d'éclairage INST sur la traverse du tableau de bord.

Sélection de son et d'émetteur-récepteur

Les huit boutons-poussoirs au centre du panneau de commande de son permettent la sélection du son. Tous les boutons-poussoirs de sélection de son sont du type pousser pour marche, pousser pour arrêt. La sélection d'une source de son fournit le son aux casques ou au haut-parleur de la cabine. Les sources de son sélectionnées sont indiquées par le voyant intégré aux boutons-poussoirs.

Appuyer sur les touches NAV1, NAV2 (si installé), MKR, DME (si installé) ou ADF (si installé) pour sélectionner la source de son du récepteur de navigation ou la source de son. Le niveau de son des récepteurs de navigation est commandé par le bouton de volume de la radio sélectionnée.

Le son de l'émetteur-récepteur est sélectionné en appuyant sur COM1, COM2 ou COM3 (si installé). Quand la source de son est sélectionnée à l'aide des boutons COM1, COM2 et COM3, la source de son reste active quelle que soit l'émetteur-récepteur sélectionné comme source active de MIC.

Il est possible de sélectionner le son de l'émetteur-récepteur et du microphone (MIC) en appuyant sur COM1 MIC, COM2 MIC ou COM3 MIC (si installé). Le pilote et le copilote sont connectés à l'émetteur-récepteur sélectionné et les deux peuvent émettre et recevoir. Le pilote et le copilote doivent utiliser leur interrupteur d'émission pour émettre. L'interphone fonctionne normalement. Pendant l'émission, le voyant de l'émetteur actif COM MIC clignote à intervalles de 1 Hz indiquant une émission active.

Fonction de COM divisée

Appuyer sur le bouton COM 1 ou 2 pour activer la fonction de COM dédoublée. Quand COM dédoublée est activée, COM1 est la source de micro et de son du pilote et COM2 la source de micro et de son du copilote. Le pilote peut émettre et recevoir sur COM1 et le copilote peut émettre et recevoir sur COM2. Le pilote et le copilote peuvent toujours écouter COM3, NAV1, NAV2, DME, ADF et MKR. Appuyer sur le bouton COM 1 ou 2 une seconde fois pour désactiver la fonction dédoublée de COM.

Quand COM est dédoublée, le copilote peut parler sur la sonorisation par l'intermédiaire du haut-parleur de la cabine, permettant au pilote de continuer indépendamment, l'utilisation de COM1. Ceci est accompli en appuyant sur le bouton PA (sonorisation) quand la COM dédoublée est active. Appuyer sur le bouton PA une seconde fois pour désactiver cette fonction et retourner au système de COM dédoublée normal décrit plus haut.

Mode d'échange de COM

Le mode d'échange de COM n'est pas offert dans cette installation.

Sortie haut-parleur

Appuyer sur le bouton SPKR pour envoyer le son sélectionnée des radios de l'avion dans le haut-parleur de la cabine. Le volume de la sortie du haut-parleur est diminué quand quelqu'un appuie sur le bouton d'un microphone de COM. Le volume du haut-parleur est réglable au moyen d'un trou d'accès sur le dessus de l'appareil (*consulter le manuel d'installation de Garmin ou l'AMM*).

Fonction de sonorisation

Appuyer sur le bouton de sonorisation (PA) du panneau de commande de son pour activer la fonction de sonorisation. Quand la sonorisation est activée et si le pilote ou le copilote appuie sur le bouton de transmission du microphone, le son du microphone correspondant est envoyé au haut-parleur de la cabine. Si le bouton SPKR est aussi actif, le volume de tout son du haut-parleur précédemment actif est éliminé pendant activation du microphone. Le volume du haut-parleur du microphone de sonorisation du pilote et du copilote est réglable au moyen d'un trou d'accès sur le dessus de l'appareil (*consulter le manuel d'installation de Garmin ou l'AMM*).

Entrées personnelles de musique

Le panneau de commande de son permet le branchement de deux appareils séparés (musique) de loisir personnels. Ces appareils sont branchés dans les prises AUDIO INPUT des panneaux de prises de la console centrale. MUSIC1 est branché à la prise AUDIO INPUT près de la prise de courant de service. MUSIC2 est branché à la prise à l'arrière de la console. Le volume de Music1 est réduit pendant toutes les activités de radio de l'avion et normalement pendant les activités d'interphone. Les caractéristiques de Music1 et Music2 sont affectées par le mode d'isolation d'interphone actif.

- Appuyer sur le bouton d'isolation d'interphone PILOT ICS pour isoler le pilote du copilote et des passagers. Le pilote et les passagers ont accès à Music1. Le volume de Music1 est réduit par l'activité de l'interphone du copilote ou des passagers.
- Appuyer sur le bouton d'isolation d'interphone de l'équipage CREW ICS pour isoler l'équipage des passagers et permettre au pilote et au copilote d'écouter Music 1 et aux passagers d'écouter MUSIC2. Les activités de radio, de MKR et d'interphone du pilote ou du copilote réduisent aussi le volume de Music1. Le volume de Music 2 n'est pas réduit.
- Quand **aucun** des modes d'isolation du PILOT ou d'équipage CREW n'est sélectionné, MUSIC1 est offert à l'équipage et aux passagers. Les activités de radio, de MKR et d'interphone réduisent aussi le volume de Music1.

Interphone

Les commandes d'interphone sont placées vers la gauche du panneau de commande de son. Les commandes comprennent une commande de volume pour le pilote et le copilote, une commande de silencieux pour tous les occupants et un commutateur de sélection de mode d'interphone.

Commande de volume et de silencieux

Le volume d'interphone et la commande de silencieux du relais à commande vocale (VOX) sont commandés au moyen du bouton de commande gauche (pilote) et du bouton droit (copilote), sur la commande du panneau de commande de son. Commandes du bouton

- **Bouton gauche intérieur** ÷ Commande de marche-arrêt et de volume de l'interphone du pilote. Tourner complètement dans le sens inverse des aiguilles d'une montre pour l'éteindre (déglic).
- **Bouton gauche extérieur** ÷ Niveau de VOX du microphone d'interphone du pilote. Tourner dans le sens des aiguilles d'une montre pour augmenter le niveau de son (VOX) nécessaire pour surmonter le silencieux. Tourner complètement dans le sens inverse des aiguilles d'une montre pour obtenir la position du microphone continuellement en marche.
- **Bouton droit intérieur** ÷ Le pousser et le tourner pour régler le volume d'interphone du copilote. Quand il n'est pas poussé, le tourner pour régler le volume interphone des passagers.
- **Bouton droit extérieur** ÷ Niveau de VOX du microphone du pilote et du copilote. Tourner dans le sens des aiguilles d'une montre pour augmenter le niveau de son (VOX) nécessaire pour surmonter le silencieux. Tourner complètement dans le sens inverse des aiguilles d'une montre pour obtenir la position du microphone continuellement en marche.

Chaque entrée de microphone a un circuit VOX spécialisé pour assurer que seul le ou les microphones actifs peuvent être entendus quand le silencieux est surmonté. Quand l'opérateur a fini de parler, le canal d'interphone reste ouvert pour éviter la fermeture entre des mots ou au cours des poses normales.

Réglages

Le panneau de commande de son fournit une commande de silencieux de relais à commande vocale (VOX) réglable pour le pilote, le copilote et les passagers. Puisque les circuits VOX réduisent le nombre de microphones actifs à un moment spécifique, le volume du bruit de fond indésirable dans le microphone est réduit. Ceci permet aussi d'utiliser des casques différents avec le même système d'interphone. Puisque l'utilisateur peut régler le niveau de déclenchement du silencieux de VOX pour correspondre au timbre de la voix et au microphone, ceci aide à éliminer la frustration de la coupure des premières syllabes. Avant la fermeture du canal, il y a un petit délai après que la personne arrête de parler. Ceci empêche la fermeture entre les mots et évite les communications saccadées.

Réglage du silencieux

1. Avec le moteur en marche, régler le niveau de déclenchement de VOX en tournant lentement, dans le sens des aiguilles d'une montre, le bouton SQL jusqu'à ce qu'il ne soit plus possible d'entendre le bruit du moteur dans les écouteurs.
2. Mettre le microphone près des lèvres et parler dans le microphone. Vérifier qu'un niveau normal de la parole ouvre le canal.

Modes d'interphone

Le GMA 340 permet trois modes d'interphone (ICS) pour faciliter la tâche et minimiser les distractions pendant toutes les phases du vol : pilote, équipage et tous (PILOT, CREW et ALL). Utiliser les boutons-poussoirs PILOT et CREW pour sélectionner ce mode. Appuyer sur un bouton pour activer le mode d'interphone correspondant et appuyer une deuxième fois sur le bouton pour désactiver ce mode. L'utilisateur peut changer de mode (PILOT à CREW ou CREW à PILOT), en appuyant sur le bouton-poussoir des modes désirés. Le mode ALL (Tous) est actif quand ni PILOT ni CREW n'est sélectionné.

PILOT Le pilote est isolé de l'interphone. Le pilote peut entendre la radio et l'écoute latérale seulement pendant la transmission de la radio. Le copilote et les passagers peuvent entendre l'interphone et la musique, mais pas la réception radio de l'avion ni les transmissions du pilote.

**EQUIP
AGE** Le pilote et le copilote sont connectés à un canal d'interphone et sont les seuls à avoir accès aux radios de l'avion. Ils peuvent aussi écouter MUSIC1. Les passagers peuvent continuer à communiquer entre eux, sans interrompre l'équipage et peuvent aussi écouter MUSIC2.

**ALL
(Tous)** Toutes les personnes entendent la radio de l'avion, l'interphone et MUSIC1. Pendant les communications d'interphone, le volume de la musique diminue automatiquement. Le volume de la musique augmente graduellement au niveau initial après la fin des communications. Le pilote et le copilote ont accès aux émetteurs-récepteurs à COM.

Le tableau suivant montre, sous forme condensée, ce que chaque occupant entend dans chacun des modes d'interphone qui peut être sélectionné.

Mode	Le pilote entend	Le copilote entend	Le passager entend
PILOT	A/C Radios Pilote	Passagers Copilote Music1	Passagers Copilote Music1
EQUIP AGE	Radios A/C pilote/copilote Music1	Radios A/C pilote/copilote Music1	Passagers Music2
ALL (Tous)	A/C Radio Pilote/copilote Passagers Music1	Radios A/C pilote/copilote Passagers Music1	A/C Radio Pilote/copilote Passagers Music1

Radiobalise Marker

Le récepteur de radiobalise Marker fournit les indicateurs visuels et sonores pour alerter le pilote quand l'avion passe au-dessus d'un émetteur 75 MHz. Les commandes et les voyants de radiobalise Marker sont placés à l'extrême droite du panneau de commande de son.

Appuyer sur le bouton-poussoir MKR pour sélectionner le son de la radiobalise. Si aucun signal de radiobalise n'est reçu, appuyer sur le bouton-poussoir MKR une deuxième fois pour désélectionner le son de la radiobalise. Cependant, si un signal de radiobalise est reçu, appuyer une seconde fois sur le bouton-poussoir MKR pour couper le son, mais le voyant continue à clignoter. Appuyer sur le bouton-poussoir MKR une troisième fois (alors que le son de la radiobalise est coupé) pour désélectionner le son de radiobalise. La coupure du son de la radiobalise est désactivée automatiquement quand le signal n'est plus reçu.

• Nota •

Le voyant de la radiobalise (O, M, A) fonctionne indépendamment du son et il n'est pas possible de le désactiver.

L'activation du voyant et du son de la radiobalise pour l'approche ILS est décrite plus bas.

- O (bleu)* Voyant de radiobalise extérieur et tonalité de 400 Hz associée. Le voyant et le ton sont activés à une cadence de deux éclairs et tonalités par seconde.
- M (jaune)* Voyant de radiobalise intermédiaire et tonalité de 1 300 Hz associée. Le voyant et la tonalité clignotent avec des éclairs et des tonalités courts et longs, alternativement.
- A (blanc)* Voyant de radiobalise intérieur et de navigation et tonalité de 3 000 Hertz associée. Le voyant et la tonalité sont activés à une cadence de six éclairs et tonalités par seconde.

Sensibilité de la radiobalise

Le bouton-poussoir SENS sur le côté gauche du panneau est utilisé pour régler la sensibilité du récepteur de radiobalise. Le niveau de sensibilité sélectionné est indiqué par l'allumage du voyant LED HIGH ou LOW (haut ou bas). Quand la sensibilité HIGH est sélectionnée, la tonalité de la radiobalise extérieure est plus lointaine. Sélectionner la sensibilité LOW à ce moment pour obtenir un emplacement plus précis de la radiobalise extérieure. Typiquement, la sensibilité HIGH est sélectionnée jusqu'à l'apparition de la tonalité de radiobalise extérieure et, ensuite, la sensibilité LOW est sélectionnée pour obtenir un emplacement plus précis de la radiobalise extérieure.

**Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
par le**

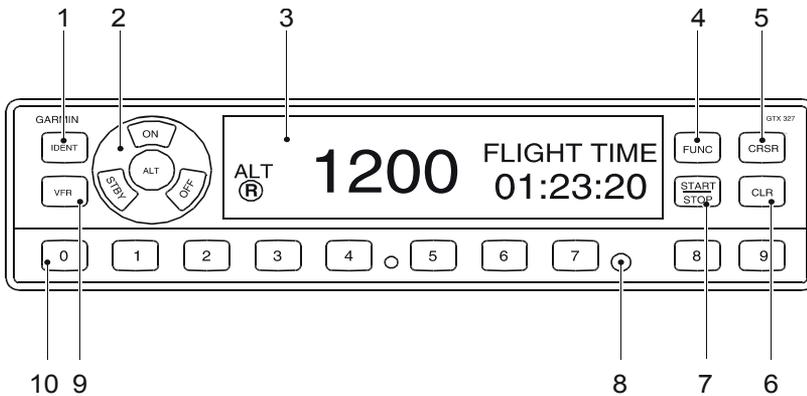
Transpondeur Garmin GTX 327

Quand un transpondeur Garmin GTX 327 est installé dans le Cirrus Design SR22, ce supplément est applicable et doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel de vol de l'avion Cirrus Design SR22. Ce document doit toujours être dans l'avion. Les renseignements contenus dans ce supplément ajoutent, remplacent ou éliminent des informations du manuel d'utilisation de l'avion de base du SR22.

FAA Approved Joseph C. Miess Date DEC 12 2000
Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 -Généralités

L'avion est équipé d'un seul transpondeur Garmin GTX 327 ATC Mode A/C (identification et altitude), avec capacité de squawk. Ce supplément fournit des instructions d'utilisation complètes pour le GTX 327 et ne nécessite la présence de renseignements supplémentaires dans l'avion.



1. Clé identification
2. Sélecteur de mode
 - a. OFF
 - b. STBY (Standby)
 - c. ON
 - d. ALT
3. Ecran d'affichage
4. Clé de fonction
5. Curseur
6. Clé Clear
7. Clé START/STOP
8. Cellule photoélectrique
9. Clé FR
10. Clé de sélection
 - a. 0-7 - Sélection de code
 - b. 8-9 - Brillance/contrast

SR22_FM09_1501

Section 2 -Limites

Pas de changement

Section 3 -Procédures d'urgence

Pas de changement

Section 4 -Procédure normale

• Nota •

La portée prévue du GTX 327 est limitée à la portée optique. Une faible altitude ou le masquage de l'antenne par l'avion lui-même peut réduire la portée. Il est possible d'augmenter la portée en montant à une plus haute altitude.

Après le démarrage du moteur

1. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique MARCHÉ
Le transpondeur se met en marche en mode de veille STBY. Le transpondeur est en marche, mais il ne répond pas aux interrogations du radar de surveillance secondaire du centre de contrôle de circulation aérienne (ATC).

Avant le décollage

1. Touches de sélection de mode du transpondeurALT
Si le transpondeur est en mode de veille, il passe automatiquement à ALT pendant le décollage, quand la vitesse au sol augmente à plus d'environ 35 kt. Le transpondeur répond au mode C interrogations en mode C (altitude et identification) du contrôle de la circulation aérienne.

• Nota •

Quand le transpondeur est sur ON, il fonctionne en mode A (identification) seulement. Le transpondeur répond aux interrogations de mode C (altitude) avec des signaux qui ne contiennent aucun renseignement d'altitude.

Après l'atterrissage

1. Touches de sélection de mode du transpondeur STBY ou OFF (veille ou arrêt)

Si le transpondeur est en mode ALT pour l'atterrissage, il passe automatiquement en veille STBY pendant le roulement d'atterrissage, quand la vitesse au sol diminue à moins d'environ 35 kt.

Section 5 - Performance

Pas de changement

Section 6 -Masse et centrage

Pas de changement

Section 7 -Description des systèmes

• Nota •

Ce supplément fournit des procédures spécifiques pour l'utilisation du transpondeur GTX 327 dans le SR22, ainsi qu'une description général de l'appareil. Pour obtenir une description détaillée du GTX 327, *consulter le guide du transpondeur à mode A/C GARMIN GTX 327 Mode A/C*, n° de référence 190-00187-00, révision A (fév. 2000) ou un révision ultérieure.

Le système de transpondeur GTX 327 comprend un appareil de commande de récepteur-émetteur, une antenne et un numériseur d'altitude. Le récepteur-émetteur reçoit les interrogations d'un émetteur de radar de surveillance secondaire au sol et transmet ensuite au centre de contrôle de circulation aérienne interrogeant. Les renseignements d'altitude numérisés sont fournis par le numériseur d'altitude (codeur) branché dans le système de statique de l'avion. Le transpondeur et les commandes intégrées sont montées dans la console centrale. La commande du transpondeur fournit un affichage actif de code, la sélection de code, le bouton IDENT et les fonctions d'essais. L'affichage est lisible de jour et une cellule photoélectrique ajuste automatiquement l'intensité. L'intensité des boutons de commande est ajustée par l'interrupteur de feux INST sur la traverse

du tableau de bord. L'antenne du transpondeur est montée sur le dessous du fuselage, juste derrière la cloison pare-feu. Le courant continu de 28 V pour le transpondeur est commandé par l'interrupteur principal d'avionique, sur le panneau d'interrupteurs. Le courant continu de 28 V pour le récepteur, l'émetteur et le codeur d'altitude est fourni par le disjoncteur de 2 A, ENCODER/XPONDER, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

Touches de sélection de mode

Les touches de sélection de mode sont placées en cercle, immédiatement à gauche de l'affichage. Le mode sélectionné est indiqué sur la gauche de l'affichage, immédiatement à gauche des touches de sélection. Les cinq positions sont :

ARRÊT (OFF) - Coupe l'alimentation électrique du transpondeur GTX 327. Le transpondeur doit être éteint jusqu'après le démarrage du moteur. Normalement, il est possible de laisser le transpondeur en position STBY (veille) et de commander la mise en marche au moyen de l'interrupteur général d'avionique.

VEILLE (STBY) Met le transpondeur en marche, en mode de veille. Le dernier code d'identification actif est sélectionné. En veille (STBY), le transpondeur ne répond pas aux interrogations d'un système de radar de surveillance secondaire d'un centre de contrôle de circulation aérienne. C'est la position normale pour l'exploitation au sol du SR22.

• Nota •

Pendant le roulement d'atterrissage, alors que la vitesse au sol devient inférieure à 35 kt, l'appareil quitte le mode ALT et passe automatiquement en mode de veille STBY.

MARCHE (ON) - Met en marche en mode A (mode d'identification) l'appareil GTX 327. Le dernier code d'identification actif est sélectionné. En plus du code d'identification de l'avion, le transpondeur répond aussi aux interrogations d'altitude (mode C) avec un signal qui ne contient aucun renseignement d'altitude.

ALT - Met le transpondeur en mode A et en mode C, identification et altitude, respectivement. Le transpondeur répond aux interrogations avec le code d'identification de l'avion et l'altitude-pressure standard (29,92 pouces Hg).

• Nota •

L'appareil passe automatiquement du mode STBY en mode ALT, pendant le roulement de décollage, alors que la vitesse au sol devient supérieure à 35 kt.

Touches de sélecteur de code

Pour sélectionner un code, appuyer sur les huit touches de sélection (numérotées 0 à 7) qui se trouvent immédiatement sous l'affichage. Il est possible de sélectionner un des 4096 codes d'identification. Le code sélectionné doit être conforme aux instructions de vol IFR ou aux règlements applicable à l'utilisation des transpondeurs pour les vols VFR.

Le code de transpondeur de l'avion est utilisé pour améliorer la capacité de suivi des centres de contrôle de circulation aérienne. Il ne faut donc pas mettre le transpondeur en veille, STBY, pendant les changements de code de routine.

Entrée d'un code

1. Utiliser la touche CLR pour effacer le code présent.
2. Utiliser les touches 0 à 7 pour entrer le nouveau code. Le nouveau code n'est activé qu'après l'entrée du quatrième chiffre. Appuyer sur la touche CLR pour reculer le curseur d'une position. Appuyer sur la touche CRSR pendant l'entrée du code pour éliminer le curseur et annuler l'entrée.

• Nota •

Pendant le changement de code de routine, il faut éviter de sélectionner le code 7500 et tous les codes de la série 7600 (7600 à 7677) et de la série 7700 (7700 à 7777). Ces codes déclenchent des indicateurs spéciaux dans les installations automatisées. 7500 est interprété comme un code de détournement d'avion.

Codes importants

- 1200 – code VFR pour n'importe quelle altitude aux Etats-Unis.
- 7000 – code VFR normalement utilisé en Europe.
- 7500 – Détournement d'avion
- 7600 – Perte de communications

- 7700 – Urgence
- 7777 – Opération d'interception militaire (il ne faut jamais faire de squawk sur ce code)
- 0000 – Utilisation militaire seulement (ne peut pas être entré)

Voyant de réponse

Le voyant de réponse est le petit « R » en vidéo inverse, immédiatement sous l'indicateur de mode, dans l'affichage. Le voyant de réponse clignote chaque fois que le transpondeur répond à des interrogations du sol. Le voyant reste allumé pendant l'intervalle de 18 secondes de IDENT.

Touche IDENT

Appuyer sur la touche IDENT pour activer les impulsions d'identification de position spéciale (SPI) pendant environ 18 secondes, permettant aux contrôleurs de circulation aérienne d'identifier le retour de transpondeur des autres retours sur l'écran de radar. L'indicateur de réponse s'allume dans l'écran pendant les impulsions d'identification de position spéciale (SPI). Appuyer momentanément sur la touche IDENT quand le contrôleur demande « SQUAWK IDENT ».

Touche VFR

Appuyer sur la touche VFR pour mettre le transpondeur au code VFR préprogrammé sélectionné en mode de configuration (1200, valeur d'usine). Appuyer une seconde fois sur le touche VFR pour restaurer le code d'identification précédent.

Touche FUNC

Appuyer sur la touche FUNC pour changer les données montrées à droite de l'affichage. Appuyer une seconde fois sur la touche FUNC pour afficher les données suivantes. Les données affichées comprennent altitude-pression, durée du vol, chronomètre, minuteur, contraste et brillance de l'affichage.

ALTITUDE-PRESSION (PRESSURE ALT) - Affiche l'altitude-pression, en pieds. Une flèche à la droite de l'altitude indique que l'avion monte ou descend.

DUREE DU VOL (FLIGHT TIME) - Affiche la durée du vol. Le temporisateur reçoit la vitesse au sol du GPS 1. La durée du vol commence quand la vitesse au sol atteint 35 kt au décollage et fait une pose quand la vitesse au sol descend au-dessous de 35 kt à l'atterrissage.

CHRONOMETRE (COUNT UP TIMER) - Le chronomètre est commandé par la touche START / STOP. Appuyer sur la touche CLR pour remettre affichage à zéro.

MINUTEUR (COUNT DOWN TIMER) - Le minuteur est commandé par la touche START/STOP. Utiliser les touches CRSR et 0 à 9 pour entrer le temps initial. Appuyer sur la touche CLR pour remettre le minuteur à la valeur initiale.

CONTRASTE - Permet de régler le contraste de l'affichage. Quand CONTRAST est sélectionné, appuyer sur la touche 8 pour réduire le contraste et sur la touche 9 pour l'augmenter.

AFFICHAGE -La fonction Affichage n'est pas disponible dans cette installation. La brillance de l'affichage est ajustée automatiquement au moyen d'une cellule photoélectrique dans le panneau avant.

**Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour le**

Navigateur GPS Garmin GNS 430

Quand un navigateur GPS Garmin GNS 430 GPS avec NAV, ILS et COM est installé dans le Cirrus Design SR22, ce supplément est applicable et doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel d'utilisation de l'avion Cirrus Design SR22 . Ce document doit toujours être dans l'avion. Les renseignements contenus dans ce supplément ajoutent, remplacent ou éliminent des informations du manuel d'utilisation de l'avion de base du SR22.

FAA Approved Joseph C. Miess Date DEC 12 2000
Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 - Généralités

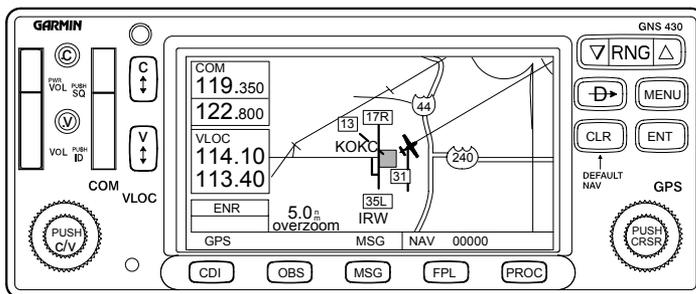
L'avion est équipé d'un navigateur GPS Garmin GNS 430 avec Nav VHF, ILS et COM VHF, appelé « navigateur » dans ce document. Le GNS 430 est capable de fournir la navigation IFR en route, dans les régions terminales de contrôle et dans les approches, avec une précision de position de moins de 15 mètres. Le système utilise le réseau de satellites du système mondial de localisation (GPS) pour obtenir la position de l'avion (longitude, latitude et altitude) et un numériseur d'altitude pour améliorer les calculs d'altitude.

Il est possible d'installer le navigateur GPS GARMIN GNS 430 dans des installations simples ou double. Si un seul GNS 430 est installé, il est désigné GPS 1, et un navigateur GPS GARMIN GNC 420 est installé comme GPS 2. Consulter les descriptions de ces appareils dans les suppléments applicables.

Si deux navigateurs GARMIN GNS 430 sont installés, l'appareil supérieur est désigné GPS 1 et l'appareil inférieur est désigné GPS 2. Dans ces installations, l'affichage multifonctions et l'horizon artificiel affichent les renseignements du GPS 1 et l'indicateur d'écart de route (indicateur de VOR, LOC, ILS et d'alignement de descente) affiche les renseignements du GPS 2.

• Nota •

Consulter INTEGRATION du GPS 430 DANS LA SECTION DE PROCÉDURES normales de ce supplément pour obtenir des renseignements plus détaillés sur l'intégration du GPS 430 dans les diverses configurations.



SR2_FM09_1109

Figure - 1
Panneau avant du Garmin GNS 430

Section 2 - Limites

Tant que le navigateur GPS reçoit des signaux utilisables, il a été démontré qu'il était capable d'être conforme aux spécifications de précision de :

1. Exploitations VFR/IFR, en route, dans les régions terminales de contrôle terminal et dans les approches aux instruments (GPS, VOR), c'est-à-dire, en route, terminal et approche aux instruments du système d'espace aérien national américain, les Spécifications minimales de performance de navigation (MNPS) dans l'espace aérien de l'Atlantique nord en utilisant le niveau de référence WGS-84 (ou NAD 83), conformément aux critères de AC 20-138, AC 91-49 et AC 120-33. Les données de navigation sont basées seulement sur l'utilisation du système mondial de localisation (GPS) exploité aux Etats-Unis d'Amérique.
2. Le Guide et référence du pilote pour le Garmin GNS 430, n° de référence 190-00140-00, révision F datée de juillet 2000 (ou la révision ultérieure appropriée) doit être immédiatement disponible à l'équipage de vol quand la navigation est basée sur le navigateur GPS. Le statut du logiciel indiqué dans le manuel d'utilisation de l'avion doit correspondre à celui indiqué sur l'équipement.
3. Le navigateur doit utiliser la version de logiciel 2.XX (où X est un chiffre de 0 à 9).
4. La navigation IFR en route et dans une région terminale de contrôle est défendue à moins que le pilote vérifie la précision de la base de données ou qu'il vérifie la précision de chaque point intermédiaire en faisant référence à des données courantes approuvées.
5. Les approches aux instruments GPS doivent être accomplies conformément aux procédures d'approche aux instruments approuvées qui sont présentes dans la base de données NavData du navigateur. La base de données doit incorporer le cycle de mise à jour courant.
 - a. Les approches aux instruments doivent être faites en mode d'approche et le contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur (RAIM) doit être disponible au point d'approche finale.

- b. L'exécution des approches ILS, LOC, LOC-BC, LDA, SDF et MLS n'est pas autorisée en mode GPS.
 - c. Quand un aéroport secondaire est exigé par les règles d'exploitation applicables, il doit être desservi par une approche basée sur une navigation autre que GPS, l'avion doit avoir de l'équipement opérationnel capable d'utiliser cet aide de navigation et l'aide de navigation exigé doit être fonctionnel.
6. L'avion doit être équipé d'autres équipements de navigation approuvés et fonctionnant correctement pour l'itinéraire de vol.

Section 3 -Procédures d'urgence

1. Si les renseignements du navigateur GPS ne sont pas disponibles ou si elles sont invalides, utiliser le reste de l'équipement de navigation opérationnel selon le besoin.
2. Si le message « RAIM NOT AVAILABLE... » ou « RAIM POSITION WARNING » (RAIM PAS DISPONIBLE... ou ALARME DE POSITION DE RAIM) est affiché, continuer à naviguer en utilisant l'équipement GPS ou retourner à une autre moyen de navigation secondaire approprié à l'itinéraire et à la phase de vol. En cas de continuation de l'utilisation de la navigation avec le GPS, il faut vérifier la position toutes les 15 minutes à l'aide d'un autre système de navigation IFR homologué.

Section 4 -Procédures normales

Le navigateur GARMIN GNS 430 peut être installé dans une installation simple ou double. Les procédures d'utilisation pour chaque appareil d'une installation double sont identiques. *Consulter les paragraphes d'intégration du GNS 430* dans ce supplément pour obtenir les différences d'intégration pour une installation simple ou une installation double. Les procédure d'utilisation normales sont données dans le Guide et référence du pilote du GARMIN GNS 430, n° de référence 190-00140-00, révision F, datée de juillet 2000 (ou la révision ultérieure appropriée).

Activation du GPS

1. Interrupteur principal de batterie..... MARCHE
2. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique MARCHE
3. Interrupteur de marche du navigateur et de COMTourner pour mettre en marche.

Un message d'accueil est affiché pendant l'exécution du test automatique du navigateur. Quand le test automatique est terminé, le navigateur demande la confirmation de la base de données, acquiert la position et affiche ensuite la position acquise sur l'écran du navigateur et sur l'affichage multifonctions.

• Nota •

Le navigateur n'est pas couplé à un ordinateur de données d'air et de carburant. Les données de carburant à bord et de débit de carburant doivent être entrées manuellement pour pouvoir utiliser la fonction de planification de carburant des pages AUX.

Le navigateur GPS utilise les renseignements d'altitude du numériseur d'altitude du codeur d'altitude pour améliorer les renseignements d'altitude.

Intégration du GNS 430

Le navigateur GNS 430 est intégré à l'installation d'avionique du SR22 dans trois configurations.

1. Un seul GARMIN GNS 430 (GPS 1) en interface avec l'indicateur d'écart de route et l'affichage multifonctions et un seul GARMIN GNC 250XL (GPS 2) pas intégré à un indicateur éloigné.
 - a. Dans cette configuration, appuyer sur la touche d'action secondaire de l'indicateur d'écart de route du GARMIN GNS 430 (GPS 1) pour sélectionner l'affichage GPS ou NAV sur l'indicateur d'écart de route à chaque pression sur la touche. La source de l'indicateur d'écart de route est indiquée par l'allumage de l'annonceur GPS ou VLOC au coin inférieur gauche de l'affichage du GNS 430,

• Nota •

L'indicateur de déviation de course affiche l'écart de route du VOR, de l'alignement de piste (LOC) ou de l'alignement de descente (G/S) quand le VLOC est sélectionné pour affichage et affiche l'écart de route du GPS quand le GPS est sélectionné comme source de navigation.

- b. Dans cette configuration, le GPS 2 est un navigateur GPS avec COM VHF GARMIN GNC 250XL. Les données de GPS sont uniquement affichées sur le panneau d'affichage de l'appareil et elles ne sont pas intégrées à l'indicateur à distance. *Consulter les instructions du navigateur GPS GARMIN GNC 250XL, n° de référence 13772-S05 dans le supplément du manuel d'utilisation de l'avion SR22.*
2. Un seul GARMIN GNS 430 (GPS 1) en interface avec l'horizon artificiel et l'affichage multifonctions et un seul GARMIN GNC 420 (GPS 2) en interface avec l'indicateur d'écart de route (VOR/LOC).
- a. Dans cette configuration, appuyer sur la touche d'action secondaire de l'indicateur d'écart de route du GARMIN GNS 430 (GPS 1) pour sélectionner successivement l'affichage GPS ou NAV sur l'indicateur d'horizon artificiel. La source de l'indicateur d'horizon artificiel est indiquée par l'allumage de l'annonceur GPS ou VLOC au coin inférieur gauche de l'affichage du GNS 430,

• Nota •

L'affichage d'horizon artificiel affiche l'écart de route du VOR, de l'alignement de piste (LOC) ou de la pente de descente (G/S) quand le VLOC est la source de navigation et affiche l'écart de route du GPS quand le GPS est la source de navigation sélectionnée.

- b. Dans cette configuration, le GPS 2 est un navigateur GARMIN GNC 420 en interface avec un indicateur d'écart de route (indicateur VOR/LOC). Les données de GPS sont affichées sur l'écran de l'appareil et sur l'indicateur d'écart de route à distance (indicateur VOR/LOC). *Consulter le supplément du manuel d'utilisation de l'avion SR22 pour le navigateur GPS GARMIN GNC 420 n° de référence 13772-S23.*

3. Deux appareils GARMIN GNS 430 sont installés. Dans cette configuration, le GPS 1 est l'appareil GNS 430 le plus haut dans la console et le GPS 2 le plus bas.
 - a. Dans cette configuration, le GPS 1 est un navigateur GPS GARMIN GNS 430 avec COM VHF en interface avec un indicateur d'horizon artificiel et un affichage multifonctions. Appuyer sur la touche d'action secondaire de l'indicateur d'écart en route sur le GPS 1 pour sélectionner successivement l'affichage du GPS ou de NAV dans l'indicateur d'horizon artificiel et l'affichage multifonction. La source de l'indicateur d'horizon artificiel est indiquée par l'allumage de l'annonceur GPS ou VLOC au coin inférieur gauche de l'affichage du GNS 430,

• Nota •

L'affichage d'horizon artificiel affiche l'écart de route du VOR, de l'alignement de piste (LOC) ou de la pente de descente (G/S) quand le VLOC est la source de navigation et affiche l'écart de route du GPS quand le GPS est la source de navigation sélectionnée.

- b. Dans cette configuration, le GPS 2 est un navigateur GPS GARMIN GNS 430 avec COM VHF en interface avec un indicateur d'écart de route (indicateur VOR/LOC/ILS/GS). Appuyer sur la touche d'action secondaire de l'indicateur d'écart en route sur le GPS 2 pour sélectionner successivement l'affichage du GPS ou de NAV dans l'indicateur d'écart de route. La source de l'indicateur d'horizon artificiel est indiquée par l'allumage de l'annonceur GPS ou VLOC au coin inférieur gauche de l'affichage du GNS 430,

• Nota •

L'affichage d'écart de route affiche l'écart de route du VOR, de l'alignement de piste (LOC) ou de la pente de descente (G/S) quand le VLOC est la source de navigation et affiche l'écart de route du GPS quand le GPS est la source de navigation sélectionnée.

Désactivation du GPS

1. Interrupteur de marche du navigateur et de COM . Tourner dans le sens inverse des aiguilles d'une montre pour l'éteindre.

Section 5 - Performance

Aucun changement par rapport au manuel de base.

Section 6 - Masse et centrage

Aucun changement par rapport au manuel de base.

Section 7 - Description des systèmes

• Nota •

Ce supplément fournit une description générale du Garmin GNS 430, de son fonctionnement et de l'interface avec le SR22. Pour obtenir une description détaillée du GNS 430 et des instructions d'utilisation, *consulter le Guide et référence du pilote du Garmin GNS 430*, n° de référence 190-00140-00, révision F, datée de juillet 2000 (ou la révision ultérieure appropriée).

Les paragraphes suivants décrivent un seul appareil GARMIN GNS 430 et ses fonctions. En cas d'installation d'un second GNS 430, le second appareil fonctionne comme indiqué plus bas, sauf que le navigateur GPS est désigné GPS 2, le récepteur NAV est désigné NAV 2 et le récepteur de communications VHF est désigné COM 2. Le navigateur GPS 2 et le NAV VHF sont alimentés en courant continu de 28 V, par l'intermédiaire de l'interrupteur principal d'avionique et le disjoncteur de 5 A, GPS 2, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique. Le courant continu de 28 V est fourni par l'intermédiaire du l'interrupteur principal d'avionique et le disjoncteur de 7,5 A, COM 2, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

Système intégré de GPS, NAV et COM GNS 430

Cet avion est équipé d'un GNS 430 intégrant un navigateur GPS, un récepteur NAV et un émetteur-récepteur COM. Le navigateur GPS comprend un récepteur GPS, un ordinateur de navigation et une base de données Jeppesen NavData, tous contenus dans l'appareil de commande GNS 430 monté dans la console centrale. Le GPS est désigné GPS 1. Un récepteur-sintoniseur VHF NAV pour la réception de VHF omnidirectionnelle (VOR), d'alignement de piste et d'alignement de descente (LOC), est aussi intégré à l'appareil. Le récepteur NAV est désigné NAV 1. En plus, un récepteur de communications VHF, désigné COM 1 est aussi intégré à l'appareil. Toutes les commandes de syntoniseur et d'affichage pour le GPS, NAV et COM sont placées dans la commande et l'affichage du GNS 430 dans le centre de la console. Les paragraphes suivants décrivent les fonctions GPS, NAV et COM de cet appareil. Consulter la description complète et les instructions d'utilisation, *dans le guide et référence du pilote du GNS 430*.

Navigateur GPS

Le navigateur GPS GNS 430 est le système primaire (GPS 1), est homologué IFR et est couplé à l'indicateur d'horizon artificiel et à l'affichage multifonctions. Normalement, le navigateur GPS fournit la réserve et est homologué pour VFR seulement. Si le second GPS est aussi un Garmin 430, il est couplé à l'indicateur d'écart de route et est aussi homologué pour utilisation IFR. Le GPS Garmin 430 est capable de fournir la navigation IFR en route, dans les régions terminales de contrôle et dans les approches, avec une précision de position de moins de 15 mètres. Le système utilise le réseau de satellites du système mondial de localisation (GPS) pour obtenir la position de l'avion (longitude, latitude et altitude) et un numériseur d'altitude pour améliorer les calculs d'altitude. L'antenne du GPS 1 se trouve sous le plafond de cabine, à côté de l'axe de l'avion et l'antenne du GPS 2 se trouve sous l'auvent. Toutes les commandes et les fonctions des navigateurs GPS sont accessibles au moyen du panneau avant du GNS 430 qui se trouve dans la console centrale. Le panneau comprend les touches de fonctions, les interrupteurs d'alimentation, les annonceurs de messages (MSG) et Nav, un affichage couleur à cristaux liquides, deux sélecteurs concentriques sur chaque panneau et une fente pour carte de Jeppesen NavData dans chaque panneau.

Le navigateur GNS 430 est alimenté en courant continu de 28 V par le disjoncteurs de 5 A, GPS 1, sur la barre omnibus essentielle avionique.

La base de données de navigation Jeppesen donne accès aux données sur les aéroports, les approches, les départs normalisés aux instruments (SID), les arrivées normalisées en région terminale (STAR), VOR, NDB, les intersections, les altitudes minimales de sécurité, les avis pour espaces aériens contrôlés et les fréquences. Des bases de données nord-américaines et internationales sont offertes. Les renseignements des bases de données sont fournis sur une carte qui doit être insérée dans la fente pour carte de l'appareil GPS. Des renseignements pour les abonnements sont fournis dans la brochure d'abonnement fournie avec chaque système.

Récepteur de navigation (Nav)

Le Garmin GNS 430 fournit un récepteur de navigation (NAV) avec possibilité de radiophare omnidirectionnel et alignement de piste (VOR/LOC) et radioalignement de descente (G/S). Le récepteur VOR/LOC reçoit sur une plage de fréquence de 108,000 MHz à 117,950 MHz, à intervalles de 50 kHz. Le radioalignement de descente est reçu entre 329,150 et 335,000, à intervalles de 150 kHz. Les commandes du récepteur Nav sont intégrées aux commandes du Garmin GNS 430 montées sur la console centrale. Les commandes du récepteur fournissent une indication de la fréquence active et en attente, un stockage de fréquence en mémoire et une sélection de la fréquence par bouton. Une sortie audio IDENT pour VOR et LOC est fournie au système audio. L'antenne de Nav est montée en haut de l'empennage vertical. Le courant continu de 28 V pour le récepteur de navigation est commandé par le commutateur principal d'avionique sur la panneau de commutateurs du bourrelet et est fourni par le disjoncteur de 5 A, GPS 1, sur la barre omnibus essentielle d'avionique. L'avion est équipé d'un navigateur GPS intégré GNS 430, d'un récepteur de navigation (NAV) avec omni range et alignement de piste (VOR/LOC) VHF et d'un récepteur d'alignement de descente.

Émetteur-récepteur de communications (COM)

Le GNS 430 comprend un émetteur-récepteur (COM) VHF intégré à un syntoniseur numérique. L'émetteur-récepteur et les commandes intégrées sont montés dans l'appareil GNS 430. L'émetteur-récepteur reçoit toutes les transmissions de communications VHF à bande étroite et à bande large, dans une gamme de fréquences de 118,000 MHz à 136,975 MHz, en intervalles de 25,0 kHz (720 canaux). Pour utilisation en Europe, le COM peut être utilisé configuré pour l'espacement de canaux de 8,33 kHz (2 280 canaux). Les commandes de syntoniseur sont placées avec les commandes de NAV, à gauche du panneau avant du GNS 430. Pour syntoniser la fréquence, tourner les boutons concentriques grands et petits pour sélectionner une fréquence en attente et transférer ensuite la fréquence à la fenêtre active. La fenêtre d'affichage de fréquence COM est au coin supérieur gauche de l'affichage du GNS 430. Il est possible d'entrer manuellement une fréquence pour la syntonisation automatique. L'antenne de COM 1 se trouve au-dessus de la cabine, sur l'axe de l'avion. Le courant continu de 28 V est commandé par l'interrupteur principal d'avionique et est fourni par le disjoncteur de 7,5 A, COM 2, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

Intentionnellement laissé en blanc

**Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour le**

Navigateur GPS Garmin GNC 420

Quand un navigateur GPS Garmin GNC 420, avec NAV, ILS et COM, est installé dans le Cirrus Design SR22, ce supplément est applicable et doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel d'utilisation de l'avion Cirrus Design SR22. Ce document doit toujours être dans l'avion. Les renseignements contenus dans ce supplément ajoutent, remplacent ou éliminent des informations du manuel d'utilisation de l'avion de base du SR22.

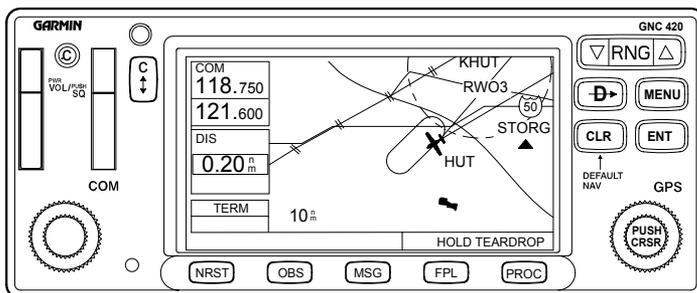
FAA Approved Joseph C. Miess Date DEC 12 2000
Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 -Généralités

L'avion est équipé d'un navigateur GPS Garmin GNC 420 avec COM VHF, appelé « navigateur » dans ce document. Le GNC 420 est capable de fournir la navigation IFR en route, dans les régions terminales de contrôle et dans les approches, avec une précision de position de moins de 15 mètres. Le système utilise le réseau de satellites du système mondial de localisation (GPS) pour obtenir la position de l'avion (longitude, latitude et altitude) et un numériseur d'altitude pour améliorer les calculs d'altitude.

Tant que le navigateur GPS reçoit des signaux utilisables, il a été démontré qu'il était capable d'être conforme aux spécifications de précision de :

Exploitations VFR/IFR, en route, dans les régions terminales de contrôle terminal et dans les approches aux instruments (GPS), c'est-à-dire, en route, terminal et approche aux instruments du système d'espace aérien national américain, les Spécifications minimales de performance de navigation (MNPS) dans l'espace aérien de l'Atlantique nord en utilisant le niveau de référence WGS-84 (ou NAD 83), conformément aux critères de AC 20-138, AC 91-49 et AC 120-33. Les données de navigation sont basées seulement sur l'utilisation du système mondial de localisation (GPS) exploité aux Etats-Unis d'Amérique.



SR2_FM09_1109

Figure - 1
Panneau avant du GARMIN GNC 420

Section 2 -Limites

1. Le Guide et référence du pilote pour le Garmin GNC 420, n° de référence 190-00140-20, révision B datée d'août 2002 (ou la révision ultérieure appropriée) doit être immédiatement disponible à l'équipage de vol quand la navigation est basée sur le navigateur GPS. Le statut du logiciel indiqué dans le manuel d'utilisation de l'avion doit correspondre à celui indiqué sur l'équipement.
2. Le navigateur doit utiliser la version de logiciel 2.XX (où X est un chiffre de 0 à 9).
3. La navigation IFR en route et dans une région terminale de contrôle est défendue à moins que le pilote vérifie la précision de la base de données ou qu'il vérifie la précision de chaque point intermédiaire en faisant référence à des données courantes approuvées.
4. Les approches aux instruments GPS doivent être accomplies conformément aux procédures d'approche aux instruments approuvées qui sont présentes dans la base de données NavData du navigateur. La base de données doit incorporer le cycle de mise à jour courant.
 - a. Les approches aux instruments doivent être faites en mode d'approche et le contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur (RAIM) doit être disponible au point d'approche finale.
 - b. L'exécution des approches ILS, LOC, LOC-BC, LDA, SDF et MLS n'est pas autorisée en mode GPS.
 - c. Quand un aéroport secondaire est régi par les règles d'exploitation applicables, il doit être desservi par une approche basée sur une navigation autre que GPS, l'avion doit avoir de l'équipement opérationnel capable d'utiliser cet aide de navigation et l'aide de navigation exigé doit être fonctionnel.
5. L'avion doit être équipé d'autres équipements de navigation approuvés et fonctionnant correctement pour l'itinéraire ou le vol.

Section 3 - Procédures d'urgence

1. Si les renseignements du navigateur GPS ne sont pas disponibles ou si elles sont invalides, utiliser le reste de l'équipement de navigation opérationnel selon le besoin.
2. Si le message « RAIM NOT AVAILABLE... » ou « RAIM POSITION WARNING » (RAIM PAS DISPONIBLE... ou ALARME DE POSITION DE RAIM) est affiché, continuer à naviguer en utilisant l'équipement GPS ou retourner à une autre moyen de navigation secondaire approprié à l'itinéraire et à la phase de vol. En cas de continuation de l'utilisation de la navigation avec le GPS, il faut vérifier la position toutes les 15 minutes à l'aide d'un autre système de navigation IFR homologué.

Section 4 - Procédures normales

Les procédure d'utilisation normales sont données dans le Guide et référence du pilote du GARMIN GNC 420, n° de référence 190-00140-20, révision B, datée d'août 2002 (ou la révision ultérieure approuvée).

Activation du GPS

1. Interrupteur principal de batterie MARCHÉ
2. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique MARCHÉ
3. Interrupteur de marche du navigateur et de COM Tourner pour mettre en marche.

Un message d'accueil est affiché pendant l'exécution du test automatique du navigateur. Quand le test automatique est terminé, le navigateur demande la confirmation de la base de données, acquiert la position et affiche ensuite la position acquise sur l'écran du navigateur.

• Nota •

Le navigateur n'est pas couplé à un ordinateur de données d'air et de carburant. Les données de carburant à bord et de débit de carburant doivent être entrées manuellement pour pouvoir utiliser la fonction de planification de carburant des pages AUX.

Le navigateur GPS utilise les renseignements d'altitude du numériseur d'altitude du codeur d'altitude pour améliorer les renseignements d'altitude.

Téléaffichage de la trajectoire GPS

Les données de trajectoire du GPS GNC 420 sont affichées sur l'indicateur d'écart de route de l'avion.

- Nota •

Puisque le GNC 420 ne fournit pas de procédures d'atterrissage aux instruments (ILS), l'indicateur d'écart de route utilisé dans cette installation ne fournit pas d'affichage d'alignement de descente.

Désactivation du GPS

1. Interrupteur de marche du navigateur et de COM . Tourner dans le sens inverse des aiguilles d'une montre pour l'éteindre.

Section 5 - Performance

Aucun changement par rapport au manuel de base.

Section 6 -Masse et centrage

Aucun changement par rapport au manuel de base.

Section 7 - Description des systèmes

• Nota •

Ce supplément fournit une description générale du Garmin GNC 420, de son fonctionnement et de l'interface avec le SR22. Pour obtenir une description détaillée du GNC 420 et des instructions d'utilisation, *consulter le Guide et référence du pilote du Garmin GARMIN GNC 420*, n° de référence 190-00140-00, révision B, datée d'août 2002 (ou la révision ultérieure appropriée).

Système intégré de GPS et COM GNC 420

Cet avion est équipé d'un GNC 420 intégrant un navigateur GPS et un émetteur-récepteur COM. Le navigateur GPS comprend un récepteur GPS, un ordinateur de navigation et une base de données Jeppesen NavData, tous contenus dans l'appareil de commande GNC 420 monté dans la console centrale. Le GPS est désigné GPS 2. En plus, un récepteur de communications VHF, désigné COM 2 est aussi intégré à l'appareil. Toutes les commandes de syntoniseur et d'affichage pour le GPS et COM sont placées dans la commande et l'affichage du GNC 420 dans le centre de la console. Les paragraphes suivants décrivent les fonctions GPS et COM de cet appareil. Consulter la description complète et les instructions d'utilisation, *dans le guide et référence du pilote du GNC 420*.

Navigateur GPS

Le navigateur GPS GARMIN GNC 420 est le système secondaire (GPS 2), il est homologué pour IFR et il est accouplé à l'indicateur d'écart de route de l'avion. Le navigateur GPS GARMIN GNC 420 est capable de fournir la navigation IFR en route, dans les régions terminales de contrôle et dans les approches, avec une précision de position de moins de 15 mètres. Le système utilise le réseau de satellites du système mondial de localisation (GPS) pour obtenir la position de l'avion (longitude, latitude et altitude) et un numériseur d'altitude pour améliorer les calculs d'altitude. L'antenne de GPS 2 se trouve sous l'auvent, sur l'axe de l'avion. Toutes les commandes et les fonctions des navigateurs GPS sont accessibles au moyen du panneau avant du GNC 420 qui se trouve dans la console centrale. Le panneau comprend les touches de fonctions, les interrupteurs

d'alimentation, les annonceurs de messages (MSG) et Nav, un affichage couleur à cristaux liquides, deux sélecteurs concentriques sur chaque panneau et une fente pour carte de Jeppesen NavData dans chaque panneau. Le navigateur GNC 420 est alimenté en courant continu de 28 V par les disjoncteurs de 5 A, GPS2, et de 7,5 A, COM 2, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

La base de données de navigation Jeppesen donne accès aux données sur les aéroports, les approches, les départs normalisés aux instruments (SID), les arrivées normalisées en région terminale (STAR), VOR, NDB, les intersections, les altitudes minimales de sécurité, les avis pour espaces aériens contrôlés et les fréquences. Des bases de données nord-américaines et internationales sont offertes. Les renseignements des bases de données sont fournis sur une carte qui doit être insérée dans la fente pour carte de l'appareil GPS. Des renseignements pour les abonnements sont fournis dans la brochure d'abonnement fournie avec chaque système.

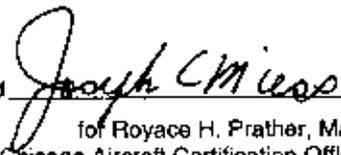
Émetteur-récepteur de communications (COM)

Le GNC 420 comprend un émetteur-récepteur (COM) VHF intégré à un syntoniseur numérique. L'émetteur-récepteur et les commandes intégrées sont montés dans l'appareil GARMIN GNC 420, L'émetteur-récepteur reçoit toutes les transmissions de communications VHF à bande étroite et à bande large, dans une gamme de fréquences de 118,000 MHz à 136,975 MHz, en intervalles de 25,0 kHz (720 canaux). Pour utilisation en Europe, le COM peut être utilisé configuré pour l'espacement de canaux de 8,33 kHz (2 280 canaux). Les commandes de syntonisation se trouvent sur le côté gauche du panneau avant du GNC 420, Pour syntoniser la fréquence, tourner les boutons concentriques grands et petits pour sélectionner une fréquence en attente et transférer ensuite la fréquence à la fenêtre active. La fenêtre d'affichage de fréquence COM est au coin supérieur gauche de l'affichage du GNC 420, Il est possible d'entrer manuellement une fréquence pour la syntonisation automatique. L'antenne de COM 2 se trouve sous la cabine, sur l'axe de l'avion. Le courant continu de 28 V est commandé par l'interrupteur principal d'avionique et est fourni par le disjoncteur de 7,5 A, COM 2, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

Intentionnellement laissé en blanc

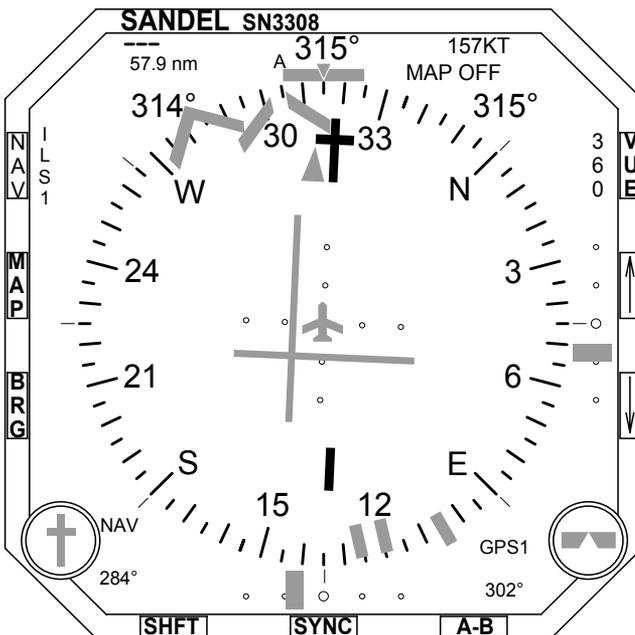
Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour
**l'affichage de navigation Sandel
Avionics SN3308**

Quand un affichage de navigation Sandel Avionics SN3308 est installé dans le Cirrus Design SR22, ce supplément est applicable et doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel de vol de l'avion Cirrus Design SR22 applicable. Ce document doit toujours être dans l'avion. Les renseignements contenus dans ce supplément ajoutent, remplacent ou éliminent des informations du manuel d'utilisation de l'avion de base du SR22.

FAA Approved  Date JAN 29 2001
for Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 - Généralités

L'avion est équipé d'un affichage de navigation Sandel SN3308. Ce SN3308 est un instrument de 3 pouces (75 mm), installé dans le tableau de bord du pilote, qui exécute les fonctions d'un horizon artificiel standard combiné à un indicateur radio magnétique (RMI) à deux indicateurs de référence. L'instrument affiche aussi un défilement cartographique, une radio balise, les données du détecteur de foudre WX500 et les données de GPS.



SR2_FM09_1504

Figure - 1
Affichage de navigation SN3308

Section 2 - Limites

1. Le manuel d'utilisation de l'affichage de navigation Avionics SN3308, SPN 90106-PG, révision C ou plus récente, doit être immédiatement accessible à l'équipage de vol quand la navigation est basée sur l'utilisation de l'affichage de navigation Sandel SN3308.
2. Le message « CRC Self Test Failed » (mauvais essai automatique du CRC) ne doit pas apparaître à la mise en marche si le pilotage est basé sur l'utilisation de l'affichage de navigation SN3308.
3. En cas d'anticipation de vol dans des conditions météorologiques de vol aux instruments, il faut piloter l'avion du siège gauche.

Section 3 - Procédures d'urgence

1. Si l'affichage de navigation SN3308 ne fonctionne pas, utiliser le compas magnétique comme source de cap.
2. En cas de défaillance du gyroscope directionnel à distance, la couleur de la rose des vents change de blanc à jaune et la sonde magnétométrique fournit le cap. L'affichage du cap répond beaucoup plus lentement que normalement.
3. En cas de défaillance de la sonde magnétométrique, la couleur de la rose des vents de l'affichage de navigation SN3308 change de blanc à jaune et les chiffres du cap disparaissent. Il est possible d'utiliser l'affichage pour déterminer le cap relatif pour des virages ; il faut cependant utiliser le compas magnétique pour déterminer le cap absolu.
4. L'affichage de navigation SN3308 est alimenté par des disjoncteurs redondants de 5 A. Le disjoncteur HSI 1 est sur la barre omnibus essentielle et le disjoncteur HSI 2 sur la barre omnibus principale n° 2. Chacun des circuits peut alimenter l'affichage de navigation.
5. *Consulter le manuel d'utilisation de l'affichage de navigation Sandel Avionics SN3308 pour obtenir une liste des messages d'erreur et des alertes.*

Section 4 - Procédure normale

Activation de l'affichage de navigation

1. Interrupteur principal de batterie MARCHÉ
2. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique MARCHÉ
3. L'affichage de navigation est activé et est capable d'afficher les données du VOR-ILS ou du GPS.
 - a. Appuyer sur le bouton NAV, à gauche de l'affichage de navigation SN3308, pour sélectionner la source primaire de navigation, VOR-ILS 1 ou GPS 1, pour connecter la source de navigation à l'indicateur de route de l'indicateur de situation horizontale et le pilote automatique.
 - b. La sélection de la source de l'indicateur de relèvement entre VOR 1, VOR 2, GPS 1 ou GPS 2 est accomplie en utilisant le commutateur BRG, à gauche de l'affichage de navigation SN3308.
 - c. L'indication de la source de navigation et de tous les modes est accomplie par un indicateur sur l'écran.

Désactivation de l'affichage de navigation

1. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avioniqueARRET

Section 5 - Performance

Pas de changement

Section 6 - Masse et centrage Pas de changement

Section 7 - Description des systèmes

Affichage de navigation Sandel Avionics SN3308

• Nota •

Pour obtenir une description complète de l'affichage de navigation Sandel SN3308, *consulter le manuel utilisation de l'affichage de navigation Sandel SN3308*, SPN 90106-PG, révision C ou plus récente.

Cet avion est équipé d'un affichage de navigation Sandel SN3308 pour fournir des données de route du Nav 1 ou GPS 1 et les données de relèvement de Nav 1, Nav 2, GPS 1 ou GPS 2. L'affichage de navigation indique aussi le cap, l'alignement de descente, la radiobalise et les informations de coups de foudre du détecteur de foudre WX500 Stormscope (si installé). Les informations de cap sont fournies par un détecteur de flux stabilisé par un gyroscope. Les données de route VOR, ILS et GPS sont dérivées du récepteur de navigation primaire GNS 430. La graduation de l'affichage est accomplie au moyen d'un rhéostat, immédiatement sous l'affichage. Les sources d'alimentation redondantes fournissent un courant continu de 28 V pour le fonctionnement du système. Le courant est fourni par le disjoncteur de 5 A, HSI 1, de la barre omnibus essentielle et le disjoncteur de 5 A, HSI 2, de la barre omnibus principale 2. Chacun des circuits peut alimenter l'affichage de navigation.

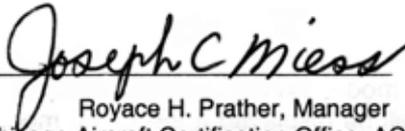
Intentionnellement laissé en blanc

**Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour le**

Pilote automatique S-Tec System Thirty avec GPSS

Quand le pilote automatique S-Tec System Thirty avec GPSS est installé dans le Cirrus Design SR22, ce supplément est applicable et doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel de vol de l'avion Cirrus Design SR22 (manuel). Ce document doit toujours être dans l'avion. Les renseignements contenus dans ce supplément ajoutent, remplacent ou éliminent des informations du manuel d'utilisation de l'avion de base du SR22.

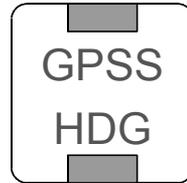
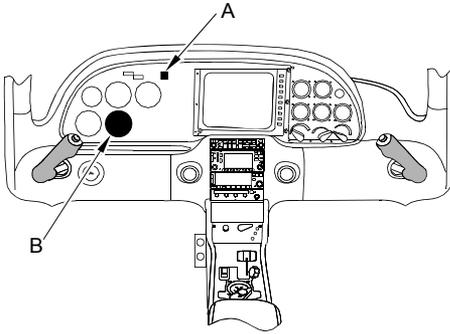
FAA Approved



Nov 02 2001

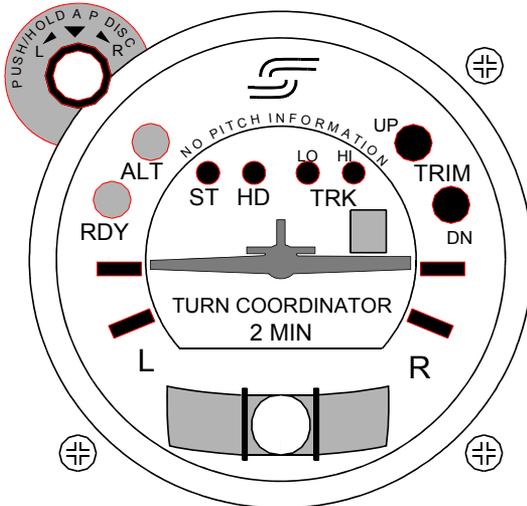
Date

Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration



DETAIL **A**

COMMUTEUR DE GPSS



DETAIL **B**

INDICATEUR DE VIRAGE

SR2_FM09_1515

Figure - 1
Pilote automatique System Thirty

Section 1 - Généralités

Cet avion est équipé d'un pilote automatique S-TEC System Thirty. Ce système de pilote automatique à deux axes reçoit les entrées de commandes d'axe de roulis d'un indicateur de virage électrique intégral et les renseignements d'altitude d'un transducteur d'altitude connecté au système statique de Pitot. Le programmeur, l'ordinateur-amplificateur de roulis et les indicateurs de servo sont contenus entièrement dans le boîtier de l'indicateur de virage. Le bouton de commande multifonctions, au coin supérieur gauche de l'indicateur de virage, permet la sélection de mode, le désengagement et les fonctions de commande de virage. Un ordinateur de tangage séparé fournit les fonctions de maintien d'altitude. Caractéristiques du pilote automatique S-Tec System Thirty

- Stabilisation de roulis.
- Commande de virage.
- Suivi de NAV/LOC/GPS, sensibilité haute et basse (HI et LO).
- Maintien d'altitude

Un convertisseur de GPSS séparé fournit le pilotage en roulis par GPS au pilote automatique. Un bouton de GPSS/HDG permet à l'utilisateur de passer du mode de cap (HDG) au mode de pilotage en roulis et inversement. En mode de cap, le pilote automatique répond au curseur de cap (HDG) de l'indicateur de situation horizontale. En mode de GPSS, le pilote automatique répond aux commandes de pilotage en roulis du navigateur en GPS.

Consulter manuel d'utilisation du pilote automatique S-TEC System Thirty, (n° de référence 8777), de février 1999 ou révision plus récente et la section 7 de ce supplément pour obtenir des renseignements plus complets sur le pilote automatique, ses modes de fonctionnement et des procédures d'exploitation supplémentaires détaillées.

Consulter le manuel d'utilisation du convertisseur du système de pilotage avec GPS (GPSS) GPSS-TEC-Meggitt (n° de référence 8799), daté le 8 février 2001 ou plus récent, et la section 7 de ce supplément du manuel d'utilisation de l'avion, pour obtenir une description plus complète du convertisseur GPSS, de ses modes de fonctionnement et des procédures d'utilisation supplémentaires.

Section 2 - Limites

1. L'utilisation du pilote automatique est interdite au-dessus de 185 kt.
2. Le pilote automatique ne doit pas être engagé pour le décollage et l'atterrissage.
3. Le pilote automatique doit être débranché en cas d'approche interrompue, de remise des gaz et d'atterrissage interrompu.
4. Quand la vitesse indiquée est inférieure à 95 kt, les volets doivent être réglés à 50 % quand le pilote automatique fonctionne en mode de maintien d'altitude.
5. Les volets sont limités à 50 % quand le pilote automatique fonctionne.

Section 3 - Procédures d'urgence

Mauvais fonctionnement du pilote automatique

Consulter la procédure en cas de défaillance du compensateur électrique ou du pilote automatique dans le manuel d'utilisation de l'avion de base. Il ne faut pas réengager le pilote automatique avant d'avoir identifié et corrigé la cause du mauvais fonctionnement.

• Nota •

Un mauvais fonctionnement du GPSS risque d'affecter le mode HD (cap) du pilote automatique, le rendant inutilisable. Cependant, il peut être possible d'utiliser les autres modes latéraux du pilote automatique, tels que NAV ou approches, ou le mode de tangage (ALT). Il faut être prudent lors de l'examen de ces fonctions après un mauvais fonctionnement.

Débranchement du pilote automatique

1. Appuyer pendant environ 2 secondes sur le bouton de sélection de mode sur l'indicateur de virage.
2. Appuyer sur l'interrupteur de pilote automatique DISC et compensateur sur un des manches de commande.
3. Tirer sur le disjoncteur AUTOPILOT sur la barre omnibus essentielle.

Perte d'altitude pendant un mauvais fonctionnement du pilote automatique de roulis ou de tangage et rétablissement

Phase de vol	Angle d'inclinaison latérale	Perte d'altitude
Montée	40°	200 pieds
Croisière	45°	300 pieds
Descente	40°	350 pieds
Manoeuvre	10°	60 pieds

Section 4 - Procédures normales

Consulter la section 7, *Description des systèmes*, pour obtenir une description du pilote automatique et de ses modes.

Essai avant vol du pilote automatique

1. Interrupteur principal de batterie MARCHÉ
2. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique MARCHÉ
Noter que les voyants du pilote automatique s'allument. Après environ 10 secondes, tous les voyants s'éteignent. Quand l'indicateur de virage a atteint le régime optimal, le voyant vert RDY (Prêt) s'allume. Le voyant HDG du commutateur de GPSS/HDG s'allume et reste allumé.
3. Mode ST (stabilisateur) ESSAI
 - a. Appuyer momentanément sur le sélecteur de mode de pilote automatique et noter que le voyant ST (stabilisateur) s'allume.
 - b. Tourner ensuite vers la gauche, puis vers la droite, le bouton de sélecteur de mode. Noter que les manches suivent le mouvement du bouton.
4. Mode de cap ESSAI
 - a. Centrer le curseur HDG (cap) sous la ligne de foi sur l'horizon horizontal.
 - b. Appuyer momentanément sur le sélecteur de mode de pilote automatique. Noter que le voyant HD (cap) s'allume.
 - c. Tourner ensuite le bouton HDG (cap) de l'indicateur de situation horizontale vers la gauche ou la droite. Noter que les manches suivent le mouvement du bouton. Tourner ensuite le curseur HDG vers la ligne de foi.
 - d. Activer un plan de vol ou un point intermédiaire de GPS sur le navigateur GPS (GPS 1).
 - e. Appuyer momentanément sur le commutateur de GPSS/HDG. Le voyant HDG s'éteint et le voyant GPSS clignote. Noter que le curseur HDG ne se déplace plus avec les manches de commande.

• Nota •

Le GPSS doit avoir une composante de vitesse au sol pour fonctionner, il n'est donc pas possible de faire un essai au sol de la fonction de GPSS.

- f. Appuyer momentanément sur le commutateur de GPSS/HDG. Le voyant GPSS s'éteint et le voyant HDG s'allume.
5. Maintien d'altitude ESSAI
 - a. Appuyer sur le bouton ALT HOLD (maintien d'altitude) du pilote automatique du manche de commande du pilote ou du copilote. Noter que le voyant ALT (maintien d'altitude) s'allume.
 - b. Pousser lentement le manche de commande vers l'avant. Noter que le voyant TRIM UP s'allume. Relâcher la pression. Le voyant TRIM UP s'éteint.
 - c. Tirer lentement le manche de commande vers l'arrière. Noter que le voyant TRIM DN s'allume. Relâcher la pression. Le voyant TRIM DN s'éteint.
 6. Essai de priorité
 - a. Prendre en main le manche de commande et donner des commandes d'aileron gauche, d'aileron droit, de cabrage, de piqué pour surmonter le pilote automatique. L'action prioritaire doit être régulière, sans bruit ni à-coup.
 - b. Appuyer sur le bouton ALT HOLD du pilote automatique. Noter que le voyant ALT s'éteint.
 7. Vérification de la radio
 - a. Mettre la radio NAV 1 en marche, avec un signal de NAV valide, et sélectionner le VLOC pour affichage sur l'indicateur de situation horizontale.
 - b. Utiliser le sélecteur de mode de pilote automatique pour engager le mode TRK LO et déplacer le sélecteur d'azimut (OBS) pour que l'aiguille du VOR se déplace vers la gauche ou la droite. Noter que les manches de commande suivent la direction du déplacement de l'aiguille.
 - c. Utiliser le sélecteur de mode de pilote automatique pour engager le mode TRK HI et déplacer le sélecteur d'azimut

pour que l'aiguille du VOR se déplace vers la gauche ou la droite. Noter que les manches de commande suivent le déplacement de l'aiguille d'une manière plus prononcée qu'en mode TRK LO.

8. Essai de désengagement du pilote automatique
 - a. Appuyer sur le bouton ALT HOLD (maintien d'altitude) du pilote automatique du manche de commande du pilote ou du copilote. Noter que le voyant ALT (maintien d'altitude) s'allume.
 - b. Appuyer pendant environ 2 secondes sur le sélecteur de mode du pilote automatique. Noter que le pilote automatique se désengage. Déplacer le manche de commande pour confirmer que la commande de tangage et de roulis est libre, sans restriction de commande et sans coincement.
 - c. Appuyer momentanément sur le sélecteur de mode de pilote automatique. Noter que le pilote automatique s'engage en mode ST (stabilisateur).
 - d. Appuyer sur le bouton ALT HOLD (maintien d'altitude) du pilote automatique du manche de commande du pilote ou du copilote. Noter que le voyant ALT (maintien d'altitude) s'allume.
 - e. Appuyer sur le bouton du pilote automatique DISC et compensateur (manche de commande). Noter que le pilote automatique se désengage. Déplacer le manche de commande pour confirmer que la commande de tangage et de roulis est libre, sans restriction de commande et sans coincement.
 - f. Répéter les étapes c à e en utilisant le contacteur de compensateur du copilote (manche de commande).

Procédures en vol

1. Voyant RDY (prêt) Vérifier qu'il est en marche
2. Régler les compensateurs de l'avion aux conditions de vol actuelles.
3. Centrer le bouton du sélecteur du mode de pilote automatique et appuyer ensuite une fois pour entrer en mode ST (stabilisateur).
4. Tourner le bouton du sélecteur de mode du pilote automatique selon le besoin pour établir un vol horizontal ou en virage.

Mode de cap

1. Commencer en sélectionnant un cap sur l'indicateur de situation horizontale, à moins de 10° du cap actuel de l'avion.
2. Utiliser le sélecteur de mode du pilote automatique pour sélectionner le mode de cap (HD). Le voyant HD s'allume et l'avion tourne vers le cap sélectionné.
3. Utiliser le bouton HDG (cap) de l'indicateur de situation horizontale pour changer le cap selon le besoin.

Mode de maintien d'altitude

1. Piloter l'avion manuellement jusqu'à l'altitude désirée et le remettre en vol horizontal.

• Nota •

Pour avoir une transition régulière en maintien d'altitude, la vitesse ascensionnelle ou de descente doit être inférieure à 100 pieds/minute au moment de la sélection du maintien d'altitude.

2. Avec le pilote automatique engagé (voyant ST allumé ou un autre mode de roulis actif), appuyer sur le bouton ALT HOLD du pilote automatique du manche de commande du pilote ou du copilote. Le voyant ALT s'allume, indiquant que le mode est engagé et que le pilote automatique va maintenir l'altitude actuelle.

• Nota •

Le pilotage manuel de l'avion à une autre altitude ne désengage pas le maintien d'altitude et le pilote automatique donne une commande de changement de tangage pour resaisir l'altitude quand l'entrée de commande est relâchée.

L'allumage du voyant TRIM UP ou TRIM DN indique que l'avion est en dehors des réglages de compensation et qu'il faut régler manuellement le compensateur dans la direction indiquée.

Suivi au GPS et approche au GPS (sans GPSS)

1. Commencer avec un signal GPS fiable et l'aiguille d'indicateur de situation horizontale centrée, avec l'avion sur le cap suggéré vers le point intermédiaire.

• Nota •

L'avion doit être à moins de 5° de la route désirée quand TRK est sélectionné. Si l'avion est à plus de 5° de la route sélectionnée, le pilote automatique fait tourner l'avion vers la route, mais il est possible qu'il ne puisse pas la capturer et la suivre.

2. Utiliser le sélecteur de mode de pilote automatique pour sélectionner le mode TRK HI pour l'approche au GPS et le suivi de vol de navigation.

Suivi au GPS et approche au GPS (avec GPSS)

• Nota •

Il est possible d'utiliser le GPSS pour la navigation en route ou les approches au GPS.

Navigation en route au GPS

1. Utiliser le sélecteur de mode du pilote automatique pour sélectionner le mode de cap (HD). Le voyant rouge HD s'allume.
2. Sélectionner le mode HDG au moyen du commutateur GPSS/HDG.
3. Programmer ou activer le point intermédiaire ou le plan de vol dans le navigateur GPS (GPS 1).
4. Sélectionner le mode GPSS au moyen du commutateur GPSS/HDG. Vérifier que le voyant GPSS s'allume.
5. Vérifier que le pilote automatique commence immédiatement à diriger vers le point intermédiaire.

• Nota •

Le pilote automatique dirige automatiquement vers le point intermédiaire actif chaque fois qu'un point intermédiaire est programmé dans GPS 1 et que le pilote sélectionne GPSS avec le pilote automatique en mode HD (cap).

En mode GPSS, le pilote automatique n'utilise pas les entrées du bouton HDG de l'indicateur de situation horizontale ou de commande de route. Le pilote n'a donc pas besoin de les mettre à une position quelconque. Le pilote doit cependant retourner au mode HDG pour manoeuvrer l'avion pour un circuit d'attente ou une procédure de virage, puisque ces éléments ne sont pas contenus dans la base de données du navigateur.

Si le voyant GPSS clignote quand le GPSS est engagé, le GPS 1 ne contient pas un point intermédiaire ou un plan de vol actif, ou les signaux d'angle d'inclinaison et de vitesse au sol ne sont pas reçus ou ne sont pas valides.

Si le voyant GPSS commence à clignoter, l'avion va retourner à la position d'ailes horizontales dans un intervalle de 0,5 à 2,0 secondes. A ce moment-là, le pilote peut entrer un point intermédiaire de GPS valide ou appuyer momentanément sur le commutateur GPSS/HDG pour remettre le pilote automatique en mode HD (cap).

Procédure d'approche au GPS (avec GPSS)

6. Utiliser le sélecteur de mode du pilote automatique pour sélectionner le mode de cap (HD). Le voyant rouge HD s'allume.
7. Sélectionner le mode HDG au moyen du commutateur GPSS/HDG.
8. Sélectionner et activer l'approche désirée sur le navigateur GPS (GPS 1).
9. Sélectionner le mode GPSS au moyen du commutateur GPSS/HDG. Vérifier que le voyant GPSS s'allume.
10. Vérifier que le pilote automatique commence immédiatement à diriger vers le repère d'approche initial.

• Nota •

Si l'approche sélectionnée contient un virage conventionnel ou un circuit d'attente, le pilote doit :

- a. Régler le curseur HDG de l'indicateur de situation horizontale au cap actuel de l'avion.
 - b. Lors de l'approche du virage conventionnel, utiliser le commutateur GPSS/HDG pour sélectionner le mode HDG.
 - c. Guider l'avion dans le virage conventionnel ou le circuit d'attente à l'aide du bouton HDG de l'indicateur de situation horizontale.
 - d. A l'approche de la trajectoire de rapprochement, sélectionner GPSS de nouveau.
 - e. Faire le reste de l'approche en mode GPSS.
11. Pendant le fonctionnement en GPSS, vérifier la qualité de la route et du suivi.

Suivi au VOR et approche au VOR-LOC

1. Commencer avec un signal VOR ou VOR-LOC fiable et l'aiguille d'indicateur de situation horizontale centrée, avec l'avion sur le cap suggéré, vers le point intermédiaire.

• Nota •

L'avion doit être à moins de 5° de la route désirée quand TRK est sélectionné. Si l'avion est à plus de 5° de la route sélectionnée, le pilote automatique fait tourner l'avion vers la route, mais il est possible qu'il ne puisse pas la capturer et la suivre.

2. Utiliser le sélecteur de mode du pilote automatique pour sélectionner TRK HI ou LO pour le suivi de vol de navigation.

Section 5 - Performance

Il n'y a aucun changement de la performance de l'avion quand le pilote automatique S-Tec System Thirty est installé.

Section 6 - Masse et centrage

Il n'y a aucun changement de masse et centrage de l'avion quand le pilote automatique S-Tec System Thirty est installé.

Section 7 -Description des systèmes

L'avion est équipé d'un système de commande de vol automatique (pilote automatique) à un deux axes S-Tec System Thirty. L'axe de roulis du pilote automatique utilise un gyroscope incliné dans le boîtier de l'indicateur de virage comme capteur primaire de taux de virage et de roulis. En plus de l'instrument d'indicateur de virage et du gyromètre, le boîtier inclut un capteur de pilote automatique, un capteur de régime du gyroscope, un instrument de mesure d'alimentation électrique et l'ordinateur et amplificateur de roulis du pilote automatique. Un transducteur d'altitude connecté au système de prises statiques fournit les renseignements sur l'altitude à un ordinateur de roulis séparé installé dans la console. Le pilotage en roulis est accompli par des commandes de direction du pilote automatique sur le moteur de compensateur d'ailerons et la cartouche à ressorts. La commande de tangage pour le maintien de l'altitude est accomplie par des commandes de l'ordinateur de tangage sur le servo de gouverne de profondeur. Le drapeau d'indicateur de virage apparaît en cas de faible courant électrique et le pilote automatique se désengage en cas de faible régime. Le courant continu de 28 V pour le fonctionnement du pilote automatique est fourni par le disjoncteur de 5 A, AUTOPILOTE, placé sur la barre essentielle. Le réglage de l'intensité d'éclairage de l'indicateur de virage est commandée par le gradateur d'instruments INST du panneau d'interrupteurs de la traverse.

Le système comprend aussi un convertisseur de GPSS (direction par GPS) et un commutateur pour appliquer les commandes de pilotage en roulis du GPS 1 au pilote automatique. La fonction de GPSS comprend un commutateur GPSS/HDG, un boîtier de convertisseur de GPSS et les câbles associés. En vol normal, il est possible de passer le système de mode de cap à GPSS. En mode de cap, le convertisseur reçoit un signal d'erreur de cap de l'indicateur de situation horizontale. Le convertisseur traite le signal et envoie l'erreur de cap au pilote automatique. En mode GPSS, le convertisseur utilise les signaux numérisés de la vitesse au sol numérisée et l'angle d'inclinaison du GPS 1 qui sont convertis en vitesse de virage contrôlée. La vitesse de virage est proportionnée et convertie en signal d'erreur de cap pour le pilote automatique. Ceci permet au pilote automatique d'être couplé directement à la sortie de direction en

roulis du GPS 1, sans obliger le pilote à faire des réglages à l'aide de la commande de route (OBS, sélecteur d'azimut) de l'indicateur de situation horizontale ou du curseur de cap (HDG) de l'indicateur de situation horizontale.

Toutes les sélections et indications du pilote automatique sont faites avec le bouton de commande de l'indicateur de virage et les boutons ALT HOLD du pilote automatique sur le manche de commande du pilote et du copilote. *Consulter la figure 1* pour obtenir les illustrations des modes et commandes suivants.

Voyant RDY (prêt) – Allumé vert quand le pilote automatique est prêt à l'engagement. Quand l'interrupteur principal de batterie est mis en marche et le gyromètre a atteint son régime, le voyant vert RDY s'allume pour indiquer que le pilote automatique est prêt à la vérification fonctionnelle et au fonctionnement. Il n'est pas possible d'engager le pilote automatique si le voyant RDY n'est pas allumé.

Sélection de mode et interrupteur de désengagement – Chaque pression momentanée du bouton sélectionne un mode du pilote automatique, de la gauche vers la droite, en commençant avec le mode ST (stabilisateur) et en terminant avec le mode TRK HI (suivi). Appuyer sur le bouton pendant plus de 2 secondes pour désengager le pilote automatique. Une pression sur le contacteur de compensateur d'un des manches de commande désengage aussi le pilote automatique.

Mode de ST (stabilisateur) — Tourner le bouton de sélection de mode de la gauche vers la droite, en mode ST (stabilisateur), pour donner au pilote automatique des commandes proportionnelles au déplacement du bouton. La commande de direction est limitée au taux de virage maximum standard.

Mode de HD (cap) – Quand HD est sélectionné, le pilote automatique répond aux changements de cap faits en utilisant le bouton HDG de l'indicateur de situation horizontale si le commutateur GPSS/HDG est en mode HDG. Quand le mode HDG est sélectionné, le pilote automatique tourne l'avion au cap désiré et suit ensuite le cap sélectionné. Il est possible de faire des changements de cap ultérieurs en utilisant le bouton HDG de l'indicateur de situation horizontale. Pour obtenir une transition régulière au mode HDG, il est recommandé que l'avion soit aligné à moins de 10° du cap sélectionné avant d'engager HDG.

Mode de TRK (suivi) – En cas de sélection de TRK LO, le pilote automatique fournit un faible gain du système pour obtenir un suivi de vol de navigation confortable des routes de GPS ou de VOR. En cas de sélection de TRK HI, le pilote automatique fournit un niveau plus élevé de gain du système pour obtenir un suivi plus actif de signaux d'alignement de piste avant au GPS, en VOR ou à l'alignement de piste.

Mode ALT (maintien d'altitude) – Quand ALT est sélectionné en appuyant sur le bouton ALT HOLD du pilote automatique d'un des manches de commande, le pilote automatique maintient l'altitude au moment de la sélection du mode. Le mode de maintien d'altitude ne s'engage pas si un mode de roulis du pilote automatique n'est pas engagé. Appuyer de nouveau sur le bouton ALT HOLD du pilote automatique ou désengager le pilote automatique en appuyant sur le bouton de sélection de mode ou de désengagement ou sur les boutons de commande d'un manche de commande désengage le maintien d'altitude.

En mode ALT, l'allumage d'un des voyants jaune TRIM UP ou TRIM DOWN indique que l'avion est en dehors des limites de compensation et que le pilote doit régler manuellement la compensation de l'avion dans la direction indiquée. Si le pilote ne règle pas la compensation de l'avion, le voyant TRIM UP ou TRIM DOWN, selon le cas, clignote. Les deux voyants sont éteints si l'avion est dans les limites de compensation.

Fenêtre de drapeaux – Un drapeau rouge indique une tension faible (inférieure à 24 V, courant continu) au gyromètre de l'indicateur de virage. L'indicateur de virage a sa propre alimentation de secours. *Consulter le manuel d'utilisation de l'avion de base.*

Utiliser le commutateur de GPSS/HDG, à côté des indicateurs du système du tableau de bord, pour sélectionner le mode GPSS et HDG pour le convertisseur de GPSS. Consulter une illustration du commutateur à la figure 1.

HDG – Quand HDG est sélectionné sur le commutateur de GPSS/HDG, le voyant vert sous l'étiquette HDG s'allume. Dans ce mode, le pilote automatique est couplé aux sorties d'erreurs de cap de l'indicateur de situation horizontale et le pilote automatique répond aux entrées faites par les commandes de cap de l'indicateur de situation horizontale ou de route (OBS, sélecteur d'azimut).

GPSS – Quand GPSS est sélectionné sur le commutateur de GPSS/HDG, le voyant vert au-dessus de l'étiquette GPSS s'allume. Dans ce mode, le pilote automatique est couplé à la sortie de pilotage en roulis du GPS 1 et, si le pilote automatique est en mode de cap (HD) et le GPS 1 a un point intermédiaire valide du plan de vol actif, le système suit automatiquement jusqu'au point intermédiaire suivant.

Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour le

Pilote automatique S-Tec System 55X avec sélecteur et alerte d'altitude

Quand le pilote automatique S-Tec System Fifty Five X (55X), avec sélecteur et alerte d'altitude, est installé dans le Cirrus Design SR22, ce supplément est applicable et doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel de vol de l'avion Cirrus Design SR22. Ce document doit toujours être dans l'avion. Les renseignements contenus dans ce supplément ajoutent, remplacent ou éliminent des informations du manuel d'utilisation de l'avion de base du SR22.

• Nota •

Ce changement de supplément du manuel d'utilisation de l'avion, daté le 10 octobre 2003, remplace le changement 1 de ce supplément du manuel d'utilisation de l'avion datée le 15 mars 2001.

FAA Approved Joseph C. Prather Date Oct 10 2003
Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 - Généralités

Cet avion est équipé d'un pilote automatique S-TEC System 55X. Le pilote automatique System 55X est un système de pilote automatique à deux axes. Le système comprend un programmeur-ordinateur de guidage de vol, un codeur d'altitude, un sélecteur et alerte d'altitude, un indicateur de virage et un indicateur de situation horizontale. La sélection de mode et la sélection de vitesse verticale sont faites sur le panneau de programmeur-ordinateur. Il est possible d'utiliser un bouton sur chaque poignée de manche de commande pour désengager le pilote automatique. Le pilote automatique fait les changements de roulis par l'intermédiaire du moteur de compensateur des ailerons et de la cartouche à ressort et fait les changements de tangage pour maintenir l'altitude par l'intermédiaire du moteur de compensateur de profondeur. Caractéristiques de l'installation du pilote automatique S-TEC System 55X du SR22

- Maintien et commande du cap ;
- Suivi du NAV/LOC/GPS/GS, sensibilité haute et basse et interception automatique de route à 45° ;
- Présélection, maintien et commande d'altitude, affichage d'altitude et correction barométrique ;
- Alerte d'altitude et de hauteur de décision (DH) et
- Maintien et commande de la vitesse verticale.

Consulter le manuel d'utilisation du pilote automatique S-Tec System Fifty-Five X, n° de référence 87109, daté le 8 novembre 2000 ou une révision ultérieure, pour obtenir les procédures d'utilisation détaillées et la description des modes mis en oeuvre. Le manuel d'utilisation du System 55X contient aussi des procédures détaillées pour accomplir le suivi de cap en GPS et VOR, les trajectoires d'alignement de piste avant et arrière, et le suivi de l'alignement de descente.

Consulter le manuel d'utilisation du sélecteur et de l'alerte S-Tec (n° de référence 0140), n° de référence 8716 (sans révision ou plus récent) pour obtenir les procédures d'utilisation détaillées et la description détaillée des modes d'utilisation du sélecteur et alerte d'altitude.

• Nota •

La mise en oeuvre du pilote automatique System 55X dans le SR22 n'utilise pas l'indicateur à distance optionnel, le servo de roulis ni le servo de compensateur optionnel. Il faut donc ignorer toute référence à ces accessoires dans le manuel d'utilisation du S-Tec System 55X. De plus, cette installation n'utilise pas d'interrupteur de CWS (commande de volant) ni d'interrupteur AUTOPILOT MASTER (interrupteur principal de pilote automatique).

• Nota •

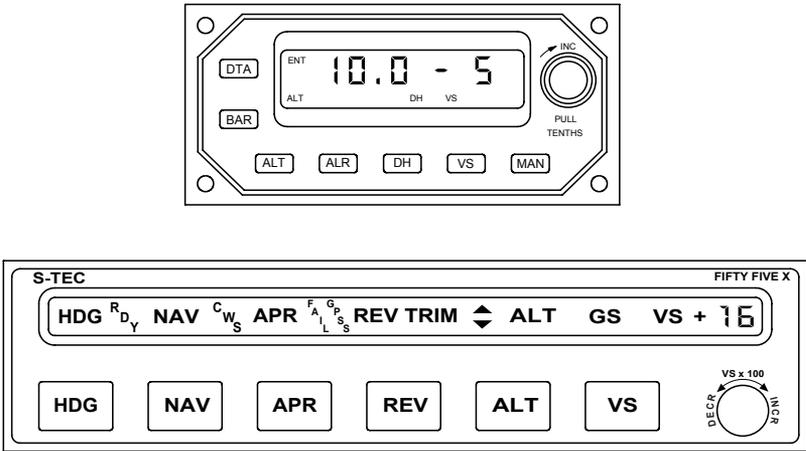
Pour faire les changements de direction, cette installation utilise l'actionneur de roulis de l'avion. La fonction de compensation du System 55X n'est donc pas mise en oeuvre. Il faut ignorer toute référence à cette fonction dans le manuel d'utilisation du S-Tec System 55x.

Les données de roulis sont affichées sur l'indicateur de situation horizontale. Le directeur de vol du pilote automatique n'est pas mis en oeuvre dans cette installation.

Section 2 - Limites

1. L'utilisation du pilote automatique est interdite au-dessus de 185 kt.
2. Le pilote automatique ne doit pas être engagé pour le décollage et l'atterrissage.
3. Le pilote automatique doit être débranché en cas d'approche interrompue, de remise des gaz et d'atterrissage interrompu.
4. Quand la vitesse indiquée est inférieure à 95 kt, les volets doivent être réglés à 50 % quand le pilote automatique fonctionne en mode de maintien d'altitude.
5. Les volets sont limités à 50 % quand le pilote automatique fonctionne.
6. Les limites suivantes sont applicables pour l'alignement de descente en ILS et l'interception du faisceau d'alignement de piste, la saisie et le suivi :
 - a. composante maximale de vent traversier de 12 noeuds.

- b. La saisie de l'alignement de piste doit avoir lieu au moins 5 milles marins à l'extérieur de la radiobalise extérieure.
 - c. Si la composante de vent traversier est supérieure à 12 kt et inférieure à 17 kt, l'interception doit avoir lieu au moins 10 milles à l'extérieur de la radiobalise extérieure.
 - d. L'angle d'interception doit être inférieur à 45°.
 - e. Le système d'atterrissage aux instruments (ILS) est piloté à une vitesse d'approche normale et dans les limites de vitesse à l'intérieur d'une STC ou d'une tour de contrôle et selon les définitions du manuel d'utilisation de l'avion.
 - f. Les volets doivent être sortis en configuration d'approche avant d'atteindre la radiobalise extérieure. Il ne faut faire aucun changement supplémentaire de configuration des volets pendant l'approche couplée au pilote automatique.
 - g. Il faut approcher l'alignement de descente de façon à permettre un armement automatique de l'alignement de descente ou, si l'alignement de descente est armé manuellement, à moins de 15 % au-dessus de l'alignement de descente.
7. Le manuel d'utilisation du S-TEC System Fifty Five X (55X), numéro de référence P/N 87109, daté le 8 novembre 2000 ou plus récent, doit être dans l'avion et le pilote doit y avoir accès en vol.



SR2_FM09_1502A

Figure - 1
Sélecteur et alerte d'altitude et ordinateur du pilote automatique
System 55X

Section 3 - Procédures d'urgence

Mauvais fonctionnement du pilote automatique

Consulter la procédure en cas de défaillance du compensateur électrique ou du pilote automatique dans le manuel d'utilisation de l'avion SR22 Il ne faut pas réengager le pilote automatique avant d'avoir identifié et corrigé la cause du mauvais fonctionnement.
Débranchement du pilote automatique

1. Appuyer sur l'interrupteur de pilote automatique DISC et compensateur sur un des manches de commande.
2. Tirer sur le disjoncteur AUTOPILOT sur la barre omnibus essentielle.

Perte d'altitude pendant un mauvais fonctionnement du pilote automatique de roulis ou de tangage et rétablissement

Phase de vol	Angle d'inclinaison latérale	Perte d'altitude
Montée	40°	200 pieds
Croisière	45°	300 pieds
Descente	40°	350 pieds
Manoeuvre	10°	60 pieds
Approche	10°	80 pieds

Défaillance du système et indications de mise en garde

En cas d'indication de défaillance à basse altitude ou pendant une approche aux instruments, désengager le pilote automatique, exécuter un tour de piste ou une approche interrompue, selon le cas. Informer la tour de contrôle du problème. Ne pas essayer de diagnostiquer le problème avant d'avoir atteint une altitude et une zone de manoeuvres de sécurité ou d'avoir terminé l'atterrissage.

Indications	Etat	Action
Voyant RDY clignote pendant 5 secondes avec une tonalité.	Débrancher le pilote automatique. Toutes les indications sauf le RDY, sont effacées.	Aucun
Voyant RDY clignotant avec tonalité suivi par aucun signal.	Bas régime du gyroscope de l'indicateur de virage. Désengagement du pilote automatique et impossibilité de l'engager de nouveau.	Vérifier l'alimentation électrique de l'indicateur de virage.
NAV, REV ou APR clignote.	Déviations de 50 % ou plus de l'aiguille de navigation.	Utiliser le mode HDG jusqu'à la correction du problème. Faire une vérification des données brutes de NAV, du cap du compas et du fonctionnement de la radio.
NAV, REV ou APR clignotant, avec FAIL allumé	Mauvais signal de la radio de navigation.	Vérifier que la réception de la radio de navigation est bonne. Utiliser le mode HDG jusqu'à la correction du problème.
VS clignote	Erreur excessive de vitesse verticale par rapport à la vitesse verticale sélectionnée. Habituellement pendant une montée.	Réduire la commande de VS ou régler les gaz, selon le besoin.
GS clignote	Déviations de l'aiguille d'alignement de descente d'au moins 50 %.	Vérifier l'attitude et les gaz. Ajuster les gaz selon le besoin.
GS clignotant avec FAIL allumé	Mauvais signal de la radio de navigation d'alignement de descente.	Désengager le pilote automatique et lancer une procédure de tour de piste ou d'approche interrompue. Informer la tour de contrôle.
GS clignotant, plus ALT.	Alignement de descente manuel désactivé.	Réactiver en appuyant sur le bouton de mode NAV.

Section 4 - Procédures normales

Consulter la section 7, Description des systèmes, pour obtenir une description du pilote automatique, du sélecteur d'altitude et de leurs modes respectifs.

Le pilote automatique est intégré au sélecteur et alerte d'altitude et il peut être utilisé avec ou sans les entrées de données du sélecteur et alerte d'altitude. Les modes ALT et VS du pilote automatique sont couplés aux sorties ALT et VS du sélecteur et alerte d'altitude en appuyant simultanément sur les boutons ALT et VS du programmeur-ordinateur du pilote automatique. Appuyer sur le bouton VS du pilote automatique pour coupler individuellement la sortie de vitesse verticale du sélecteur d'altitude au pilote automatique par l'intermédiaire du mode VS.

• MISE EN GARDE •

Le pilote doit surveiller et vérifier correctement le niveau de puissance du moteur afin d'éviter le décrochage de l'avion en mode de maintien d'altitude ou en mode de vitesse verticale.

• Nota •

Il est possible de désengager n'importe quel mode de sélecteur et d'alerte d'altitude en débranchant le pilote automatique.

Essais avant le vol du sélecteur d'altitude et du pilote automatique

1. Interrupteur principal de batterie MARCHÉ
2. Radiophare MARCHÉ
3. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique MARCHÉ

Noter que tous les voyants du pilote automatique sont allumés, sauf CWS et TRIM. Après environ 5 secondes, tous les voyants s'éteignent. Quand l'indicateur de virage a atteint le régime optimal, le voyant vert RDY (Prêt) s'allume.

4. Essais du sélecteur d'altitude
 - a. Altimètre Entrer l'altitude du terrain.

- b. Essai automatique ÷ A la mise sous tension, tous les voyants s'allument pendant environ 5 secondes, suivis d'une tonalité. Après l'essais automatique, appuyer sur le bouton DTA et ensuite sur le bouton BAR du sélecteur d'altitude.
 - c. Tourner le bouton d'entrée du sélecteur d'altitude pour établir la pression barométrique BARO au dixième de pouce de mercure le plus proche.
 - d. Appuyer sur le bouton ALT pour afficher ALT SEL. Alors que le voyant SEL clignote, tourner le bouton sélecteur pour entrer une altitude de 300 à 400 pieds plus basse ou plus haute que l'altitude indiquée.
 - e. Appuyer sur le bouton VS. Tourner le bouton d'entrée du sélecteur pour entrer la vitesse ascensionnelle (+) ou de descente (-) désirée.
 - f. Appuyer sur le bouton ALT, le voyant ALT SEL s'allume.
 - g. Engager le mode HDG du pilote automatique.
 - h. Appuyer simultanément sur les boutons VS et ALT du pilote automatique. Les voyants de VS et ALT du pilote automatique s'allument.
 - i. Tourner le bouton du sélecteur d'altitude pour changer l'altitude sélectionnée pour qu'elle corresponde à celle du terrain. Le voyant VS du programmeur du pilote automatique doit s'éteindre quand la valeur de ALT SEL du sélecteur d'altitude est à moins de 100 pieds de l'altitude indiquée sur l'altimètre. Le mode ALT du pilote automatique reste allumé, indiquant que le maintien d'altitude du pilote automatique est engagé. Si l'engagement ALT n'a pas lieu à moins de 100 pieds de l'altitude indiquée, régler de nouveau la valeur barométrique BARO sur le sélecteur d'altitude.
5. Essais du pilote automatique
- a. Mode de cap..... ESSAI
 - 1.) Centrer le curseur HDG (cap) sous la ligne de foi sur l'horizon horizontal.
 - 2.) Appuyer momentanément sur le bouton HDG du sélecteur de mode de pilote automatique. Noter que le voyant HDG s'allume.

- 3.) Tourner ensuite le bouton HDG (cap) de l'indicateur de situation horizontale vers la gauche ou la droite. Noter que les manches suivent le mouvement du bouton. Tourner ensuite le curseur HDG vers la ligne de foi.
- b. Vitesse verticale ESSAI
 - 1.) Appuyer sur le bouton VS du programmateur-ordinateur du pilote automatique. Noter que le voyant VS s'allume VS+0.
 - 2.) Tourner le bouton de commande de VS pour obtenir une montée de 500 pieds/minute (+5). Après un court délai, le manche de commande se déplace vers l'arrière.
 - 3.) Tourner le bouton de commande VS pour obtenir une vitesse de descente de 500 pieds/min (-5). Après un court délai, le manche de commande se déplace vers l'avant.
- c. Maintien d'altitude..... ESSAI
 - 1.) Appuyer sur le bouton ALT du programmateur-ordinateur du pilote automatique. Noter que le voyant ALT s'allume, le voyant VS s'éteint et le manche de commande ne se déplace pas.
- d. Essai de priorité
 - 1.) Prendre en main le manche de commande et donner des commandes d'aileron gauche, d'aileron droit, de cabrage et de piqué pour surmonter le pilote automatique. L'action prioritaire doit être régulière, dans chaque direction, sans bruit ni à-coup.
- e. Vérification de la radio
 - 1.) Mettre la radio NAV 1 en marche, avec un signal de NAV valide, et sélectionner le VLOC pour affichage sur l'indicateur de situation horizontale.
 - 2.) Utiliser le programmateur-ordinateur pour engager le mode NAV et déplacer le sélecteur d'azimut pour que l'aiguille de VOR se déplace vers la gauche ou la droite. Noter que les manches de commande suivent la direction du déplacement de l'aiguille.

- f. Essai de désengagement du pilote automatique
 - 1.) Appuyer sur le bouton du pilote automatique DISC et compensateur (manche de commande). Noter que le pilote automatique se désengage. Déplacer le manche de commande pour confirmer que la commande de tangage et de roulis est libre, sans restriction de commande et sans coincement.
 - 2.) Répéter cette étape en utilisant le commutateur de DISC et compensateur du copilote.

Procédures en vol

1. Voyant RDY de pilote automatiqueVérifier qu'il est en marche
2. Régler les compensateurs de l'avion aux conditions de vol actuelles.
3. Pour engager le mode désiré, appuyer sur le bouton sélecteur sur le programmeur-ordinateur du pilote automatique.

Mode de cap

1. Commencer en sélectionnant un cap sur l'indicateur de situation horizontale, à moins de 10° du cap actuel de l'avion.
2. Appuyer sur le bouton HDG du programmeur-ordinateur du pilote automatique. Le voyant HDG s'allume et l'avion tourne vers le cap sélectionné.
3. Utiliser le curseur HDG (cap) de l'indicateur de situation horizontale pour changer le cap selon le besoin.

Mode de maintien d'altitude du pilote automatique ÷

1. Piloter l'avion manuellement jusqu'à l'altitude désirée et le remettre en vol horizontal.

• Nota •

Pour avoir une transition régulière en maintien d'altitude, la vitesse ascensionnelle ou de descente doit être inférieure à 100 pieds/minute au moment de la sélection du maintien d'altitude.

2. Appuyer sur HDG ou NAV pour engager un mode de roulis. Le voyant correspondant s'allume.

• Nota •

Il faut engager un mode de roulis avant d'engager un mode de tangage.

3. Appuyer sur le bouton ALT du programmeur-ordinateur du pilote automatique. Le voyant ALT s'allume, indiquant que le mode est engagé et que le pilote automatique va maintenir l'altitude actuelle.

• Nota •

Le pilotage manuel de l'avion à une autre altitude ne désengage pas le maintien d'altitude et le pilote automatique donne une commande de changement de tangage pour saisir de nouveau l'altitude quand l'entrée de commande est relâchée.

4. Il est possible de synchroniser une altitude à une autre altitude en tournant le bouton VS du programmeur-ordinateur. Tourner dans le sens des aiguilles d'une montre pour augmenter et dans le sens contraire pour diminuer l'altitude de 20 pieds pour chaque dé clic. Le réglage maximal est de ± 360 pieds. Il est possible de faire des réglages de plus de 360 pieds en sélectionnant le mode VS et en pilotant l'avion à la nouvelle altitude et en rengageant le mode ALT.

Mode de vitesse verticale du pilote automatique -

1. Pour commencer, établir manuellement la vitesse verticale désirée.
2. Appuyer sur HDG ou NAV pour engager un mode de roulis. Le voyant correspondant s'allume.

• Nota •

Il faut engager un mode de roulis avant d'engager un mode de tangage.

3. Appuyer sur le bouton VS du programmeur-ordinateur du pilote automatique pour engager le mode de vitesse vertical. Quand le mode est engagé, le pilote automatique synchronise sur la vitesse verticale au moment de l'engagement du mode et la maintient.

• Nota •

La vitesse verticale est affichée en intervalles de 100 pieds, à l'extrême droite de la fenêtre du programmateur-ordinateur, à côté de l'indication de VS. Un plus (+) indique une montée et un moins (-) indique une descente.

4. Pour régler la vitesse verticale, tourner le bouton VS du programmateur-ordinateur. Tourner dans le sens des aiguilles d'une montre pour augmenter et dans le sens contraire pour diminuer la vitesse de montée (ou de descente) de 100 pieds pour chaque déclic. Le réglage maximal est de ± 1600 pieds.

• Nota •

Un voyant de mode VS clignotant indique une erreur excessive entre la vitesse verticale réelle et la vitesse verticale sélectionnée (habituellement en montée). Le pilote doit régler les gaz ou réduire la vitesse verticale imposée afin d'éliminer l'erreur.

Présélection de l'altitude

Il est possible d'utiliser le sélecteur d'altitude pour établir une altitude et une vitesse verticale pour une interception et une saisie. L'altitude peut être au-dessus ou au-dessous de l'altitude actuelle et la vitesse verticale sélectionnée doit être appropriée pour cette altitude (montée ou descente). Après avoir fait la sélection, il est possible de coupler l'altitude et la vitesse verticale au pilote automatique en appuyant simultanément sur les boutons ALT et VS.

1. Appuyer sur le bouton DTA du sélecteur d'altitude pour entrer dans le mode d'entrée de données (ENT).
2. Appuyer sur le bouton BARO du sélecteur d'altitude et régler la pression barométrique selon le besoin.
3. Appuyer sur le bouton ALT pour entrer dans le mode de sélection d'altitude. Le voyant SEL clignote. Utiliser le bouton de sélecteur d'altitude pour entrer l'altitude désirée en milliers de pieds. Par exemple, 5 500 pieds sont entrés comme 5.5 et 10 500 pieds sont entrés comme 10.5.
4. Appuyer de nouveau sur DTA pour accepter l'entrée d'altitude, le voyant ENT s'éteint et le voyant SEL arrête de clignoter et est allumé, indiquant que le système est en mode de fonctionnement.

• Nota •

Quand le système est en mode de fonctionnement, appuyer sur la touche ALT pour que le système éteigne le voyant SEL et affiche altitude codée corrigée pour la pression barométrique. Appuyer de nouveau sur le bouton ALT pour revenir à l'affichage de l'altitude sélectionnée et le voyant SEL s'allume de nouveau.

5. Appuyer sur le bouton VS du sélecteur d'altitude et utiliser le bouton du sélecteur d'altitude pour entrer la vitesse verticale désirée, en intervalles de 100 pieds/minute. Tourner le bouton dans le sens des aiguilles d'une montre pour augmenter la vitesse verticale et dans le sens contraire pour la diminuer. Une vitesse verticale positive (+) indique une montée et une vitesse négative (-) indique une descente. Il est possible de sélectionner n'importe quelle vitesse verticale de ± 1 (100 pieds/minute) à ± 16 (1 600 pieds/minute).

• Nota •

Si une altitude est sélectionnée, exigeant une vitesse verticale opposée à celle sélectionnée, le système sélectionne automatiquement le signe correct (« + » pour montée, « - » pour descente) et une vitesse verticale de 500 pieds/minute.

6. Après le décollage, appuyer simultanément sur les boutons VS et ALT du programmeur-ordinateur du pilote automatique pour engager le pilote automatique et armer le mode de maintien d'altitude du pilote automatique pour saisir et maintenir l'altitude sélectionnée. Si le pilote appuie sur le bouton ALR, le système sonne une alarme à 1 000 pieds et 300 pieds de l'altitude sélectionnée. Alors que l'avion approche de l'altitude sélectionnée, le système réduit automatiquement la commande de vitesse verticale en intervalles de 100 pieds/minute pour fournir une vitesse verticale de 300 pieds/minute à la saisie de l'altitude. Le système fait une transition régulière à l'altitude sélectionnée et la maintien.

Sélection de BARO

A la mise en marche initiale, le sélecteur d'altitude entre en mode de sélection BARO immédiatement après l'essai automatique, s'il reçoit un signal d'altitude valide. Il est possible d'entrer facilement la valeur à ce moment-là. A d'autres moments, il est nécessaire de sélectionner les modes d'entrée de DTA et BARO pour régler la valeur de BARO. Après la mise en marche initiale, il est possible de changer la valeur barométrique à n'importe quel moment en suivant la procédure suivante.

1. Appuyer sur le bouton DTA du sélecteur d'altitude pour entrer en mode d'entrée de données. ENT s'allume.
2. Appuyer sur le bouton BAR pour afficher la valeur de BARO. Appuyer plusieurs fois sur le bouton BAR pour alterner l'affichage entre le millibars et les pouces de mercure.

• Nota •

Il est aussi possible d'afficher la valeur de BARO en appuyant sur le bouton ALT, en mode de fonctionnement (c'est à dire quand le voyant SEL est allumé).

3. Tourner le bouton du sélecteur (dans le sens des aiguilles d'une montre pour augmenter et dans le sens inverse pour diminuer). Trois chiffres sont affichés pour les millibars. Pour une valeur barométrique de 952,8 mb, 952 est affiché et pour une valeur de 1003,8 mb, 003 est affiché. Pour les pouces de mercure, il n'est pas possible de sélectionner ou d'afficher la position des centièmes de pouce. Par exemple, une valeur de 29,92 in de Hg, seulement 29,9 est affiché.
4. Appuyer de nouveau sur DTA pour accepter la valeur entrée.

Etablissement de la hauteur de décision (DH)

1. Appuyer sur le bouton DTA du sélecteur d'altitude pour entrer dans le mode d'entrée de données (ENT).
2. Appuyer sur le bouton DH pour entrer la hauteur de décision, avec 0,0 affiché. Utiliser le bouton du sélecteur d'altitude pour établir la hauteur de décision désirée, à la centaine de pieds la plus proche, au-dessus de la hauteur de décision désirée. Par exemple, pour une hauteur de décision de 1 160 pieds, utiliser 1 200 pieds.

3. Appuyer sur le bouton d'altitude DTA pour entrer la hauteur de décision DH sélectionnée. La hauteur de décision est affichée pendant environ 5 secondes et l'affichage retourne ensuite au mode ALT et affiche l'altitude. Le voyant DH reste allumé, indiquant qu'une hauteur de décision est établie. Alors que l'avion approche à moins de 50 pieds de la hauteur de décision, l'alerte sonne et le voyant DH clignote. Alors que l'avion passe à environ 50 pieds au-delà de la hauteur de décision, l'alerte sonne et le voyant clignote de nouveau.

• Nota •

Appuyer une nouvelle fois sur le bouton DH pour désactiver la fonction DH, ce qui éteint le voyant DH. Chaque pression sur le bouton DH active et désactive le mode DH, successivement.

Réglage de l'alerte d'altitude (ALR)

1. Appuyer sur le bouton ALR du sélecteur d'altitude pour armer le mode d'alerte. Le voyant rouge ALR s'allume. En arrivant à moins de 1 000 pieds de l'altitude sélectionnée dans ALT SEL, l'alerte d'altitude sonne dans le haut-parleur de la cabine et les casques, et le voyant ALR clignote. L'alerte sonne et le voyant clignote de nouveau alors que l'avion approche à moins de 300 pieds de l'altitude sélectionnée. Si l'altitude de l'avion dévie de plus de 300 pieds de l'altitude sélectionnée, l'alerte sonne et le voyant ALR clignote pour indiquer cette situation.
2. Pour désactiver ALR, appuyer de nouveau sur le bouton ALR du sélecteur d'altitude. Le voyant ALR s'éteint.

Suivi au GPS et approche au GPS

1. Commencer avec un signal de GPS fiable sélectionné sur le récepteur de NAV.
2. Sélectionner le cap désiré sur l'indicateur de situation horizontale et établir une interception de cap désirée.
3. Appuyer deux fois sur le bouton NAV du programmateur-ordinateur du pilote automatique. Les voyants de NAV et GPSS s'allument.

• Nota •

Si l'aiguille de cap est en bout d'échelle, le pilote automatique établit l'avion sur un cap pour une interception à 45° avec le cap sélectionné. Alors que l'avion approche du cap, le pilote automatique réduit progressivement l'angle d'interception. Le pilote peut sélectionner un angle d'interception inférieur aux 45° standard, en établissant le cap d'interception avec le curseur HDG de l'indicateur de situation horizontale, en appuyant sur HDG et en maintenant la pression, et en appuyant ensuite deux fois sur NAV du programmeur-ordinateur du pilote automatique (NAV, HDG et GPSS sont affichés). Quand le virage d'interception avec le cap commence, le mode HDG se désengage et le voyant s'éteint.

Pendant la séquence d'interception, le pilote automatique fonctionne à l'amplification et la sensibilité maximale (90 % de la vitesse de virage standard). Quand le cap sélectionné est intercepté et l'aiguille de déviation de cap centrée, le programme de suivi de cap est activé. Le système reste à la sensibilité maximale pendant environ 15 secondes, pendant l'établissement de l'angle de correction vent. La vitesse de virage maximale est alors réduite à 45 % de la vitesse standard. Environ 60 secondes plus tard, la vitesse de virage maximale est réduite à 15 % de la vitesse standard.

4. Pour augmenter la sensibilité pendant une approche au GPS ou si un suivi en route est désiré, appuyer sur le bouton APR du programmeur-ordinateur du pilote automatique. Les voyants NAV, GPSS et APR s'allument. Utiliser HDG pour accomplir un virage conventionnel. Engager le GPSS de nouveau pour terminer l'approche.

Suivi au VOR et approche au VOR-LOC

1. Commencer avec un signal VOR ou VOR-LOC fiable sélectionné sur le récepteur de NAV.
2. Sélectionner le cap désiré sur l'indicateur de situation horizontale et établir une interception de cap désirée.
3. Appuyer sur le bouton NAV du programmeur-ordinateur du pilote automatique. Le voyant de mode NAV s'allume.

L'interception et le suivi de cap sont décrits dans Suivi au GPS et Approche au GPS, plus haut.

4. Pour un passage à la verticale de la station, régler le curseur HDG à moins de 5° du cap sélectionné.

• Nota •

Si le curseur HDG est à moins de 5° du centre et la déviation de cap est inférieure à 10 %, le pilote automatique établit immédiatement le niveau de sensibilité le plus bas et limite la vitesse de virage à un maximum de 15 % d'une vitesse de virage standard.

5. Pour augmenter la sensibilité pendant une approche ou si un suivi en route est désiré, appuyer sur le bouton APR du programmeur-ordinateur du pilote automatique. Les voyants NAV et APR s'allument.

Intersection et suivi d'alignement de descente

1. Commencer avec un signal de ILS fiable sélectionné sur le récepteur de NAV.
2. Sélectionner NAV et APR du pilote automatique. L'avion doit être à une déviation d'aiguille à moins de 50 % de la ligne centrale du radioalignement de piste.
3. Sélectionner le mode ALT. L'avion doit être à au moins 60 % au-dessous de la ligne centrale du radioalignement de descente pendant l'approche au point d'interception. Si ces conditions existent pendant 10 secondes, le mode GS est armé, le voyant GS s'allume et le voyant ALT reste allumé. Au moment de l'interception de l'alignement de descente, le voyant ALT s'éteint et le système suit l'alignement de descente.

• Nota •

Si le guidage d'approche met l'avion trop proche de l'alignement de descente au point d'interception (habituellement la radiobalise extérieure), il est possible d'armer manuellement le mode GS en appuyant une fois sur le bouton ALT. Après avoir fait la saisie, le voyant GS s'allume et le voyant ALT s'éteint.

Section 5 - Performance

Il n'y a aucun changement de la performance de l'avion quand le pilote automatique S-Tec System 55X est installé.

Section 6 -Masse et centrage

Il n'y a aucun changement de masse et centrage de l'avion quand le pilote automatique S-Tec System 55X est installé.

Section 7 -Description des systèmes

Pilote automatique

L'avion est équipé d'un système de commande de vol automatique (pilote automatique) à un deux axes S-Tec System 55X. Le programmeur-ordinateur du pilote automatique est installé dans la colonne radio de la console.

L'axe de roulis du pilote automatique utilise un gyroscope incliné dans le boîtier de l'indicateur de virage comme capteur primaire de taux de virage et de roulis. En plus de l'instrument indicateur de virage, l'ordinateur de roulis reçoit des signaux de l'indicateur de situation horizontale et de la radio NAV 1 et le GPS. L'ordinateur de roulis calcule les commandes de direction en roulis pour les virages, les interceptions radio et le suivi. Le pilotage en roulis est accompli par des commandes de direction du pilote automatique sur le moteur de compensateur d'ailerons et la cartouche à ressorts.

L'ordinateur de tangage reçoit les données du transducteur du codeur de pression d'altitude connecté au système de statique, d'un accéléromètre et les informations d'alignement de descente de l'indicateur de situation horizontale et de la radio NAV 1. La commande de tangage pour le maintien de l'altitude, le maintien de la vitesse verticale et le suivi de l'alignement de descente, est accomplie par des commandes de l'ordinateur de tangage sur le servo de tangage du pilote automatique.

Le sélecteur d'altitude fournit la possibilité de présélection d'altitude et de vitesse verticale pour le pilote automatique. Il est possible d'entrer une altitude et une vitesse verticale programmée dans le sélecteur-alerte d'altitude et de les coupler au pilote automatique. Le pilote automatique suit ensuite la vitesse verticale sélectionnée jusqu'à ce

que l'avion arrive à l'altitude sélectionnée. Le sélecteur d'altitude signale ensuite au pilote automatique de maintenir l'altitude sélectionnée. Le sélecteur et alerte d'altitude reçoit les données non corrigées d'altitude du même codeur d'altitude utilisé par le transpondeur. En plus des fonctions présélectionnées, le sélecteur d'altitude fournit une alerte d'altitude, de hauteur de décision et une lecture d'altitude.

Le courant continu de 28 V pour le pilote automatique et le sélecteur et alerte d'altitude est fourni par le disjoncteur de 5 A, AUTOPILOTE, placé sur la barre omnibus essentielle.

Toutes les sélections de mode du pilote automatique sont faites à l'aide des boutons de sélection de mode et du bouton VS du programmeur-ordinateur du pilote automatique, dans la console centrale. Les indicateurs de la fenêtre d'affichage du programmeur-ordinateur affichent les modes. *Consulter la figure 1* pour obtenir une illustration du programmeur-ordinateur.

Voyant RDY (prêt) – Allumé quand le pilote automatique est prêt à l'engagement. Quand l'interrupteur principal de batterie est mis en marche et le gyromètre a atteint son régime, le voyant RDY s'allume pour indiquer que le pilote automatique est prêt à la vérification fonctionnelle et au fonctionnement. Il n'est pas possible d'engager le pilote automatique si le voyant RDY n'est pas allumé.

Mode de HDG (cap) – Quand HDG est sélectionné, le pilote automatique engage le mode HDG, pilote l'avion au cap et maintien le cap établi sur l'indicateur de situation horizontale. Les changements de cap ultérieurs sont faits en utilisant le bouton HDG de l'indicateur de situation horizontale. Pour obtenir une transition régulière au mode HDG, il est recommandé que l'avion soit aligné à moins de 10° du cap sélectionné avant d'engager HDG. Le mode HDG est aussi utilisé en combinaison au mode NAV pour établir un angle d'interception à un cap, sélectionné par le pilote.

GPSS (direction par GPS) – Appuyer deux fois sur NAV pour que le pilote automatique passe en GPSS pour obtenir un suivi et des transitions plus régulières. Quand le GPSS est sélectionné, il est possible faire passer le pilote automatique entre les modes de fonctionnement de cap et de GPSS. En mode de cap, le convertisseur reçoit un signal d'erreur de cap du curseur de cap de l'indicateur de

situation horizontale. Le GPSS convertit ces renseignements et envoie cette erreur de cap directement au pilote automatique.

En mode de GPSS, le convertisseur reçoit les signaux numériques de vitesse au sol et d'angle d'inclinaison qui sont calculés et convertis à une vitesse de virage imposée. La vitesse de virage est alors proportionnée et convertie en signal d'erreur de cap DC qui est compatible au pilote automatique. Le résultat est un pilote automatique qui peut être directement couplé aux commandes de direction en roulis du navigateur GPS, éliminant le besoin de réglages supplémentaires de la flèche de cap de l'indicateur de situation horizontale par le pilote.

REV (cap inversé) – Quand REV est sélectionné, le pilote automatique exécute automatiquement une amplification de haute sensibilité pour une approche quand l'alignement de piste avant en aval ou le suivi d'alignement arrière en amont est nécessaire. Les voyants APR et REV s'allument quand REV est sélectionné.

APR (Approche) – Quand APR est sélectionné, le pilote automatique augmente la sensibilité des approches VOR ou GPS. Il est aussi possible d'utiliser APR pour fournir une meilleure sensibilité pour le suivi de cap en route.

GS (alignement de descente) – La fonction GS du pilote automatique saisit et suit un alignement de descente de système d'atterrissage aux instruments (ILS). Pour armer la fonction GS, les conditions suivantes doivent être satisfaites : (1) le récepteur NAV doit être réglé sur la fréquence ILS appropriée ; (2) le signal d'alignement de descente doit être valide, pas de drapeau ; (3) le pilote automatique doit être en modes NAV, APR et ALT ; et (4) l'avion doit être au moins à 60 % au-dessous de la ligne centrale de l'alignement de descente pendant l'approche au point d'interception et avec une déviation de moins de 50 % de l'aiguille de déviation de la ligne centrale de l'alignement de piste au point d'interception, habituellement la radiobalise extérieure. Quand les conditions suivantes ont existé pendant au moins 10 secondes, le voyant GS s'allume, indiquant l'armement du GS (le voyant ALT reste allumé). Quand l'alignement de descente est intercepté et saisi, le voyant ALT s'éteint.

Mode ALT (maintien d'altitude) – Quand ALT est sélectionné, le pilote automatique maintient l'altitude de l'avion au moment de la sélection du mode. Le mode de maintien d'altitude ne s'engage pas si un mode de roulis du pilote automatique n'est pas engagé. Pour faire une correction d'altitude en fonction du changement de pression barométrique en route, tourner le bouton VS du programmateur-ordinateur du pilote automatique. Tourner dans le sens des aiguilles d'une montre pour augmenter et dans le sens contraire pour diminuer l'altitude de 20 pieds pour chaque déclic. Le réglage maximal est de ± 360 pieds. Il est possible de faire des réglages de plus de 360 pieds en sélectionnant le mode VS et en pilotant l'avion à la nouvelle altitude et en rengageant le mode ALT.

Mode VS (vitesse verticale) – Quand le mode VS est engagé, le pilote automatique synchronise sur la vitesse verticale au moment de la sélection du mode et la maintient. Le mode de maintien d'altitude ne s'engage pas si un mode de roulis du pilote automatique n'est pas engagé. La vitesse verticale est affichée en intervalles de 100 pieds, à l'extrême droite de la fenêtre du programmateur-ordinateur, à côté de l'indication de VS. Un plus (+) indique une montée et un moins (-) indique une descente. Pour régler la vitesse verticale, tourner le bouton VS du programmateur-ordinateur. Tourner dans le sens des aiguilles d'une montre pour augmenter et dans le sens contraire pour diminuer la vitesse de montée (ou de descente) de 100 pieds pour chaque déclic. Le réglage maximal est de ± 1600 pieds.

Sélecteur et alerte d'altitude

Le sélecteur et alerte d'altitude donne au pilote automatique une fonction de présélection d'altitude, une fonction de vitesse verticale programmable, ainsi qu'une alerte d'altitude, une alerte de hauteur de décision et un affichage d'altitude corrigée pour la pression barométrique. Le sélecteur d'altitude lit et décode les données d'altitude venant du même codeur d'altitude qui fournit les données d'altitude au transpondeur. L'altitude décodée est corrigée en fonction de la pression atmosphérique et comparée ensuite à la valeur d'altitude sélectionnée. Quand l'altitude décodée et corrigée pour la pression atmosphérique correspond à l'altitude sélectionnée, le sélecteur d'altitude signale au pilote automatique d'engager le mode de maintien d'altitude. La fonction de sélection d'altitude (ALT SEL) est fonctionnelle seulement quand le transpondeur et le codeur sont en marche et quand les modes de ALT et VS sont sélectionnés.

Le sélecteur d'altitude fournit aussi à l'ordinateur de tangage du pilote automatique un signal de vitesse verticale qui est proportionnel à l'amplitude et dans la direction de la vitesse verticale sélectionnée ou calculée. Ce signal n'est pas utilisé par le pilote automatique tant que le mode VS du pilote automatique n'est pas engagé. Quand VS est engagé, le pilote automatique compare le signal de vitesse verticale sélectionné à la vitesse vertical existante dérivée du transducteur d'altitude du pilote automatique et manoeuvre l'avion pour atteindre la vitesse verticale sélectionnée. La portion de sélection de vitesse verticale (VS) du sélecteur et d'alerte d'altitude affiche une vitesse verticale sélectionnée (voyant VS allumé) et le mode de vitesse verticale du pilote automatique est engagé.

Le sélecteur d'altitude et d'alerte d'altitude permet la sélection de hauteur de décision (DH) et d'alerte d'altitude (ALR). Toutes les sélections de fonctions du sélecteur sont faites au moyen du sélecteur et alerte d'altitude. Fonctions disponibles

DTA (Données) – Le bouton d'entrée des données est utilisé pour sélectionner le mode d'entrée de données. A la première pression du bouton de DTA, le sélecteur entre en mode d'entrée de données, le voyant ENT s'allume et le voyant SEL clignote pour indiquer que le système est prêt à accepter une entrée d'altitude. Pour changer la correction de pression barométrique (BAR), la hauteur de décision (DH) ou la vitesse verticale, appuyer sur le bouton approprié du sélecteur et tourner le bouton d'entrées, à la droite de l'affichage, dans le sens des aiguilles d'une montre pour augmenter les valeurs affichées et dans le sens contraire pour diminuer les valeurs affichées. Sortir le bouton et le tourner selon le besoin pour changer le chiffres de décimales.

Quand le système est en mode ENT, il n'est pas couplé au pilote automatique. Dans ce mode, le pilote automatique maintien la dernière vitesse verticale sélectionnée.

• Nota •

Si la vitesse verticale est couplée au pilote automatique, il n'est pas nécessaire d'entrer dans le mode de DTA pour changer la vitesse verticale. Dans ce cas, il est possible de faire les changements de vitesse verticale en tournant le bouton d'entrée, selon le besoin, pour obtenir la vitesse verticale.

Dans ce mode, appuyer sur le bouton DTA une seconde fois pour basculer le système en mode de fonctionnement. Chaque pression successive sur le bouton de DTA fait basculer le système entre le mode ENT et le mode de fonctionnement.

BAR (barométrique) – Dans ce mode, il est possible de changer la valeur de pression barométrique utilisée par le sélecteur d'altitude. A la mise en marche initiale du sélecteur et alerte d'altitude, le mode BARO est affiché automatiquement à la fin de l'essai automatique. Autrement, appuyer sur le bouton DTA pour entrer dans le mode d'entrée de données et entrer une nouvelle correction barométrique. Appuyer une seconde fois sur le bouton DTA pour ramener le système en mode de fonctionnement.

ALT (Altitude) – Le bouton ALT a deux fonctions : présélection de l'altitude et lecture de l'altitude.

Présélection - Après une pression sur le bouton ALT quand le système est en mode d'entrée de données (DTA), le voyant de SEL clignote et il est possible de sélectionner une nouvelle altitude en tournant le bouton d'entrée dans le sens des aiguilles d'une montre pour augmenter l'altitude et dans le sens inverse pour diminuer l'altitude, en milliers de pieds. Tirer sur le bouton pour entrer l'altitude, en centaines de pieds. Par exemple, 5.5 représente 5 500 pieds. Appuyer de nouveau sur le bouton DTA pour ramener le système en mode de fonctionnement et le voyant de SEL arrête de clignoter et la voyant ALT reste allumé. Quand l'altitude présélectionnée est couplée au pilote automatique en sélectionnant simultanément VS et ALT du pilote automatique, l'avion vole à la vitesse verticale sélectionnée jusqu'à l'interception de l'altitude sélectionnée. A ce moment-là, le sélecteur d'altitude donne au pilote automatique la commande d'engager le maintien d'altitude.

Lecture – Après une pression sur le bouton ALT en mode de fonctionnement, le voyant SEL s'éteint et l'altitude corrigée pour la pression barométrique du codeur est affichée. Appuyer successivement sur le bouton ALT pour afficher alternativement afficher l'altitude de codeur corrigée selon la pression barométrique et l'altitude présélectionnée.

Mode de ALR (mode d'alerte) – Le bouton ALR permet d'activer le système d'alerte en combinaison au mode ALT SET. Appuyer sur le bouton ALR allume la voyant ALR, indiquant que le mode d'alerte est armé. En arrivant à moins de 1 000 pieds de l'altitude sélectionnée dans ALT SEL, l'alerte d'altitude sonne dans le haut-parleur de la cabine et les casques, et le voyant ALR clignote. L'alerte sonne et le voyant clignote de nouveau alors que l'avion approche à moins de 300 pieds de l'altitude sélectionnée. Si l'altitude de l'avion dévie de plus de 300 pieds de l'altitude sélectionnée, l'alerte sonne et le voyant ALR clignote pour indiquer cette situation. Appuyer plusieurs fois sur le bouton ALR pour activer et désactiver la fonction ALR.

DH (hauteur de décision) – Le bouton de hauteur de décision permet l'entrée et l'armement de l'alerte d'altitude à une hauteur de décision déterminée. Pour établir une hauteur de décision, il faut d'abord entrer en mode d'entrée (ENT) de données (DTA), appuyer sur le bouton DH et tourner le bouton sélecteur pour entrer la hauteur de décision désirée, à la centaine de pieds la plus proche, au-dessus de la hauteur de décision spécifiée. Par exemple, pour une hauteur de décision de 1 160 pieds, régler à 1.2 (1 200 pieds). Après avoir établi la hauteur de décision désirée, appuyer de nouveau sur le bouton DTA pour accepter la hauteur de décision entrée. La hauteur de décision sélectionnée est maintenant affichée pendant environ 5 secondes et l'affichage retourne au mode ALT jusqu'à ce que la hauteur de décision soit atteinte pendant la descente. Le voyant DH reste allumé, indiquant qu'une hauteur de décision est établie. Alors que l'avion approche à moins de 50 pieds de la hauteur de décision, l'alerte sonne et le voyant DH clignote. Alors que l'avion passe à environ 50 pieds au-delà de la hauteur de décision, l'alerte sonne et le voyant clignote de nouveau. Appuyer une nouvelle fois sur le bouton DH pour désactiver la fonction DH, ce qui éteint le voyant DH. Chaque pression sur le bouton DH active et désactive le mode DH, successivement.

Mode VS (vitesse verticale) – A la mise en marche initiale, après l'essai automatique, une pression sur le bouton sélecteur d'altitude et d'alerte de vitesse verticale permet de sélectionner le mode de vitesse verticale. La vitesse verticale initiale est établie à +2, indiquant une montée à 200 pieds par minute. Tourner le bouton sélecteur d'entrée change la vitesse verticale sélectionnée en intervalles de 100 pieds/minute. Tourner dans le sens des aiguilles d'une montre pour augmenter la vitesse verticale et dans le sens inverse pour la diminuer. La vitesse verticale maximale est de $\pm 1\ 600$ pieds/minute (± 16). Il n'est pas possible de sélectionner une vitesse verticale de zéro.

L'affichage de la vitesse verticale est la seule fonction du sélecteur et alerte d'altitude disponible en mode de fonctionnement. Il est donc possible de commander les changements de vitesse verticale en tournant le bouton sélecteur d'entrée. Il est aussi possible d'entrer la vitesse verticale en mode d'entrée (ENT) de données (DTA) en appuyant sur le bouton VS et en utilisant le bouton sélecteur d'entrée pour entrer une nouvelle vitesse verticale. Il faut appuyer de nouveau sur le bouton DTA pour accepter la nouvelle vitesse verticale et entrer en mode de fonctionnement.

Il est possible de désactiver le mode de sélecteur d'altitude et alerte de vitesse verticale en appuyant sur le bouton MAN du sélecteur et alerte d'altitude.

MAN (Manuel) – Appuyer sur le bouton MAN du sélecteur et alerte d'altitude pour découpler complètement la sélection de vitesse verticale.

Intentionnellement laissé en blanc

**Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour les**

Systèmes d'oxygène homologués

Quand de l'oxygène d'appoint est exigé par les règles d'exploitation applicables (FAR Part 91 ou FAR Part 135), ce supplément est applicable et doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel d'utilisation de l'avion Cirrus Design SR22. Les renseignements contenus dans ce supplément ajoutent, remplacent ou éliminent des informations du manuel d'utilisation de l'avion de base.

• Nota •

Cette révision de supplément au manuel d'utilisation de l'avion, datée le 10 octobre 2003, annule et remplace la version originale de ce supplément du 12 décembre 2000.

FAA Approved Joseph C. Mess Date Oct 10 2003
Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 - Généralités

Ce supplément donne une liste des systèmes d'oxygène portables qui peuvent être utilisés dans le SR22, quand de l'oxygène d'appoint est exigé par les règles d'exploitation applicables, et il fournit aussi les instructions et procédures générales de montage pour tous les systèmes approuvés.

Section 2 - Limites

Il est interdit de fumer dans le SR22.

Les systèmes d'oxygène portables suivants sont homologués pour utilisation dans le Cirrus Design SR22.

Modèle	Capacité	Fournisseur	Appareil distributeur
XCP-682	682 L	Mountain High Equip. & Supply	Masque (1 minimum), canule,
XCP-415	415 l	Redmond, OR	débitmètre A4 seulement
XCP-180	180 l	mhoxygen.com	(utiliser un masque ou un canule de taille standard seulement) Ne pas utiliser de débitmètre A3

Le système doit être configuré pour qu'au moins un masque capable de couvrir le nez et la bouche soit disponible.

Si des canules nasales sont fournies en plus des masques, un bulletin d'instructions fourni par le fabricant des canules doit être attaché à chaque canule et disponible pour l'utilisateur. Les instructions doivent contenir les renseignements suivants :

- un avertissement d'interdiction de fumer pendant l'utilisation de l'oxygène ;
- une illustration montrant la méthode correcte d'utilisation et
- un avertissement visible indiquant de ne pas utiliser la canule avec une obstruction nasale ou un rhume de cerveau produisant une congestion nasale.

La bouteille d'oxygène doit être montée sur le siège avant droit, afin que le pilote puisse lire le manomètre d'oxygène et régler le

détendeur. Quand la bouteille d'oxygène est en place, personne ne peut occuper ce siège et la capacité maximale est réduite d'une personne.

Les bouteilles d'oxygène sont soumises à des essais hydrostatiques en usine et la date est estampée sur la bouteille. Il faut soumettre la bouteille à un essai hydrostatique et l'homologuer de nouveau tous les cinq ans.

Section 3 - Procédures d'urgence

Élimination de la fumée et des vapeurs

En plus de la procédure indiquée dans le manuel d'utilisation de l'avion, le pilote et les passagers doivent porter les canules ou les masques et utiliser l'oxygène au débit maximal jusqu'à élimination de la fumée ou des vapeurs.

Section 4 - Procédure normale

• Nota •

Consulter la figure 2-4 ÷ Durée de l'oxygène en fonction de l'altitude et du nombre de passagers utilisant l'oxygène.

Avant le vol

1. Bouteille d'oxygène (siège avant droit) .Vérifier qu'elle est installée fermement
2. Masques ou canules d'oxygène.....Branchés au détendeur
3. Manomètre d'oxygène.....Arc vert
4. Robinet de fermeture d'oxygène ARRET

Avant la mise en marche du moteur

1. PassagersDonnes des instructions sur l'utilisation du système d'oxygène

• Nota •

Les instructions doivent inclure la mise en place du masque ou de la canule, le réglage du débitmètre et le branchement du détendeur de la bouteille d'oxygène.

Montée

Alors que l'avion s'approche de l'altitude où l'oxygène est nécessaire :

1. Pilote et passagersMettre en place les masques ou canules
2. Robinet de fermeture d'oxygène MARCHÉ
3. Débitmètres..... Régler le débit pour l'altitude de croisière finale

• MISE EN GARDE •

Régler le débitmètre A4 en utilisant l'échelle standard pour une canule ou un masque. **Ne pas utiliser l'échelle pour économiser l'oxygène.**

Descente

Après la descente de l'avion au-dessous de l'altitude exigeant l'oxygène :

1. Robinet de fermeture d'oxygèneARRÊT
2. Pilote et passagersRanger les masques et canules

Section 5 - Performance

Aucun changement par rapport au manuel de base.

Section 6 -Masse et centrage

La masse, le bras et le moment pour un système complètement chargé (125 à 150 bar ; 1 800 à 2 200 psi) sont fournis dans le tableau suivant.

Modèle	Masse - lb	Bras	Moment/1000
XCP-682 (682 litres)	14,00	143,5	2,01
XCP-415 (415 litres)	10,25	143,5	1,47
XCP-180 (180 litres)	4,50	143,5	0,65

Section 7 - Description du système

Consulter la description de l'équipement, les instructions de nettoyage et les instructions d'exploitation spécifiques dans les données du système fournies par le fabricant.

Montage

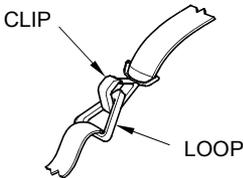
La bouteille d'oxygène doit être montée correctement sur le siège passager avant, en utilisant le harnais de la bouteille fourni avec le système. Quand la bouteille est montée et sécurisée correctement, le pilote peut observer le manomètre d'oxygène et manipuler le robinet d'arrêt. Consulter les instructions à la figure 1.

INITIAL INSTALLATION

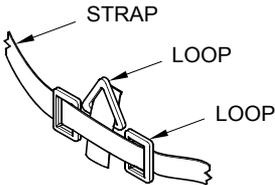
- ① Clip strap to triangular loop as shown in Detail A. Route strap over headrest, down the back of the seat, and forward between the cushion and seat back. Clip strap to lower triangular loop. Tighten strap with cinch.

Note Prior to installing bottle the first time, the horizontal straps will be disassembled in order to pass the loose ends through the loops on the Tuff Pack Bag. Be sure to note the strap routing through the buckle and cinch during disassembly to aid in reassembly.

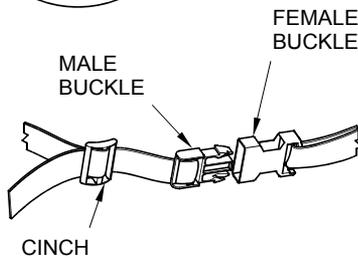
- ② Route loose end of strap around the seat back, through rectangular loops on forward side of bottle, as shown in Detail B, through the male buckle half, and through the cinch, as shown in Detail C. Insert male buckle half into female buckle half and tighten strap at cinch.
- ③ Same as step 2.



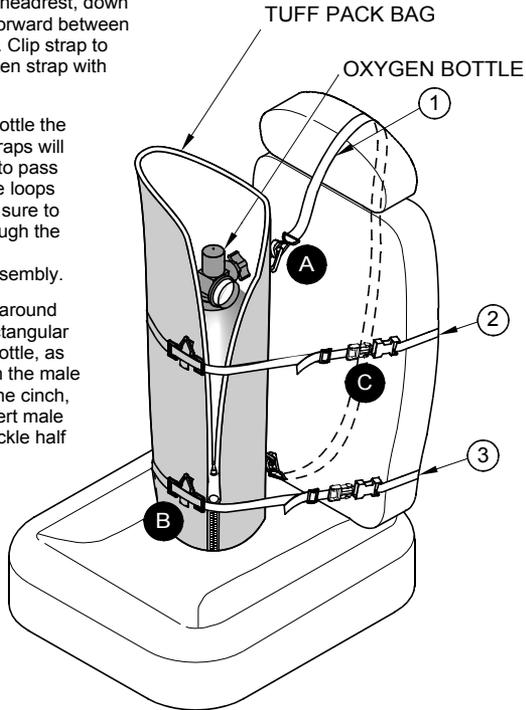
DETAIL A



DETAIL B



DETAIL C



SR2_FM09_1081

Figure - 1
Montage de la bouteille d'oxygène

CAPACITÉ D'OXYGENE - HEURES

Système complètement chargé

125 bar à 21 °C (1 800 psi à 70 °F)

Système Typique (litres)	Nombre de personnes utilisant l'oxygène	Altitude ~pieds		
		10 000	15 000	18 000
XCP-180 (134)	1	2,23	1,49	1,24
	2	1,12	0,75	0,62
	3	0,74	0,50	0,41
XCP-415 (371)	1	6,18	4,12	3,43
	2	3,09	2,06	17,1
	3	2,06	1,37	1,14
XCP-682 (609)	1	10,15	6,77	5,64
	2	5,08	3,39	2,82
	3	3,38	2,26	1,88

Les temps supposent un débit typique de 1,0 litre/minute à une altitude pression de 10 000 pieds.

Figure - 2
Capacité d'oxygène

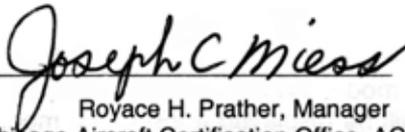
Intentionnellement laissé en blanc

**Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour le**

Détecteur de foudre BF Goodrich WX500 Stormscope

Quand le détecteur de foudre BF Goodrich WX500 Stormscope est installé dans le Cirrus Design SR22, ce supplément est applicable et doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel de vol de l'avion Cirrus Design SR22. Ce document doit toujours être dans l'avion. Les renseignements contenus dans ce supplément ajoutent, remplacent ou éliminent des informations du manuel d'utilisation de l'avion de base du SR22.

FAA Approved



Date DEC 12 2000

Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 - Généralités

Cet avion est équipé d'un détecteur de foudre BF Goodrich WX500 Stormscope. La sortie du détecteur de foudre est affiché sur l'affichage multifonctions ARNAV ICDS 2000.

Section 2 - Limites

1. Les renseignements du détecteur de foudre Stormscope affichées sur l'affichage multifonctions ARNAV ICDS 2000 ne sont données qu'à TITRE INDICATIF et ils ne doivent pas être utilisés pour la navigation.

Section 3 - Procédures d'urgence

Il n'y a aucun changement de procédures d'urgence du manuel d'utilisation de l'avion quand le détecteur de foudre WX500 Stormscope est installé.

Section 4 - Procédure normale

Consulter le manuel d'utilisation de ARNAV ICDS 2000 (572-0550D), de décembre 1999, pour obtenir les procédures d'utilisation détaillées et les renseignements spécifiques à l'affichage.

Boîte d'état du détecteur d'orage

Quand le détecteur de foudre est en marche, l'état du système est affiché dans la boîte d'état du détecteur d'orage, au coin supérieur droit de la page de cartes.

HDG ou TRK (cap ou route) – HDG (cap) est affiché si une entrée externe de cap est disponible. Si HDG (cap) est affiché, le relèvement de la foudre est donné par rapport au cap de l'avion (la direction vers laquelle le nez est pointé). Si TRK (route) est affiché, le relèvement de la foudre est donné par rapport à route de l'avion (direction de déplacement de l'avion). Normalement, le système affiche la foudre par rapport au cap.

STRK ou CELL (foudre ou cellule) – STRK est affiché quand le mode de foudre est sélectionné. Dans ce mode, les coups de foudre individuels sont marqués par le symbole « X ». CELL (cellule) est

affiché quand le mode de CELL est sélectionné. En mode de cellule, le symbole « + » indique des coups de foudre associés.

RATE (fréquence) – Le nombre de coups de foudre par minute pour le mode et l'échelle sélectionnés est indiqué dans une petite fenêtre, sous la ligne d'état.

Section 5 - Performance

Il n'y a aucun changement de la performance de l'avion quand le détecteur de foudre WX500 est installé.

Section 6 -Masse et centrage

Les données de masse et centrage pour le détecteur de foudre WX500 Stormscope sont données dans la liste d'équipement de chaque avion livré.

Section 7 -Description des systèmes

• Note •

Consulter le manuel d'utilisation de ARNAV ICDS 2000 (572-0550D), de décembre 1999, pour obtenir les procédures d'utilisation détaillées et les renseignements spécifiques à l'affichage.

Le détecteur de foudre BF Goodrich Aerospace WX-500 Weather Mapping Sensor (Stormscope) détecte les décharges électriques associées aux orages et affiche l'activité sur l'affichage multifonctions ARNAV ICDS 2000. Le système comprend une antenne située sur le dessus du fuselage, juste en avant de la fenêtre arrière, et un processeur monté sous le plancher de la soute à bagages arrière. L'antenne détecte les champs électriques et magnétiques générés par des décharges électriques à l'intérieur d'un nuage, d'un nuage à un autre ou d'un nuage au sol, à moins de 200 milles nautiques de l'avion, et envoie les données de « décharge » au processeur. Le processeur numérise, analyse et convertit les signaux de « décharge » en données de distance et relèvement et envoie ces données à l'affichage multifonctions toutes les deux secondes. Le processeur du détecteur de foudre est alimenté en courant continu de 28 V par l'intermédiaire d'un disjoncteur de 3 A, STORMSCOPE, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

Intentionnellement laissé en blanc

Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour le

Systeme d'avis de circulation Goodrich SkyWatch SKY497 Traffic Advisory System

Quand le système d'avis de circulation Goodrich SkyWatch 497 est installé dans le Cirrus Design SR20, ce supplément est applicable et doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel de vol de l'avion Cirrus Design SR22. Ce document doit toujours être dans l'avion. Les renseignements contenus dans ce supplément ajoutent, remplacent ou éliminent des informations du manuel d'utilisation de l'avion de base.

FAA Approved Joseph C. Miess Date Aug 20 2001
Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 - Généralités

Cet avion est équipé d'un système d'avis de circulation Goodrich SkyWatch SKY497 Traffic Advisory System pour informer le pilote des avions équipés d'un transpondeur qui peuvent poser un risque de collision. Les renseignements d'avis de circulation du SkyWatch sont affichés sur l'écran du GARMIN 430, L'affichage indique la distance relative, le relèvement et l'altitude de l'avion intrus. Des alertes sonores sont intégrées au système de son de l'avion.

Section 2 - Limites

• MISE EN GARDE •

Le SkyWatch peut aussi détecter des avions équipés de transpondeurs en marche.

1. Les renseignements de circulation affichés sur l'écran du GARMIN 430 sont fournis comme aide d'acquisition visuelle de circulation. Le pilote doit manoeuvrer son avion en fonction des instructions de la tour de contrôle ou de l'acquisition visuelle positive de la circulation incompatible.
2. Le pilote doit éteindre le SkyWatch s'il est informé par la tour de contrôle qu'il doit désactiver la fonction d'émission d'altitude du transpondeur.
3. Le manuel d'utilisation du système d'avis de circulation Goodrich SkyWatch Traffic Advisory System, modèle SKY497, n° de référence 009-10801-001, révision B (06 juin 2000) ou plus récente, doit être accessible au pilote pendant les vols où le SkyWatch est utilisé.
4. L'additif du manuel d'utilisation du GARMIN 400 « Interface d'affichage du trafic et des données météorologiques », n° de référence 190-001140-10, révision B ou plus récente, doit être accessible au pilote pendant les vols où le SkyWatch est utilisé.

Section 3 - Procédures d'urgence

Pas de changement

Section 4 - Procédure normale

Après le démarrage du moteur

1. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique MARCHE
2. Le SkyWatch est mis en marche, exécute un essai automatique et entre ensuite en mode de veille STBY.

• Nota •

Pendant le décollage, le SkyWatch passe automatiquement en mode d'exploitation, environ 8 secondes après avoir passé le seuil de vitesse de 35 kt.

Pendant le roulement d'atterrissage, le SkyWatch retourne automatiquement en mode de veille STBY, environ 24 secondes après que le ralentissement de l'avion en dessous du seuil de vitesse de 35 kt.

3. *Consulter l'additif du manuel d'utilisation du GARMIN 400 Series « Interface d'affichage du trafic et des renseignements météorologiques », n° de référence 190-001140-10, révision B, dans ce supplément, pour obtenir les données supplémentaires concernant l'exploitation du SkyWatch.*

Commande du SkyWatch initiée par l'opérateur

Essai automatique

En plus de l'essai automatique à la mise en marche, un essai automatique est exécuté plusieurs fois par minute. Si le SkyWatch est en mode STBY (veille) ou FAILED (en panne), l'utilisateur peut utiliser les commandes du GNS 430 pour lancer un essai automatique.

1. Tourner le petit bouton PUSH CRSR pour sélectionner la page de circulation et météo.
2. Dans l'écran de trafic, appuyer sur la touche MENU pour sélectionner le page de Menu.
3. Tourner le petit bouton PUSH CRSR pour sélectionner SELF TEST (essai automatique) et appuyer sur la touche ENT.

Passage en mode normal de l'écran de veille

Il faut sortir le SkyWatch du mode STBY (veille) pour afficher les renseignements sur la circulation. Au sol, il est utile de sortir de STBY pour inspecter l'espace aérien autour du terrain d'aviation avant le décollage. Utilisation des commandes du GNS 430

1. Activer le curseur et mettre en évidence STBY.
2. Utiliser le petit bouton PUSH CRSR pour sélectionner OPER?
3. Appuyer sur la touche ENT pour mettre le SkyWatch en mode OPER (exploitation). Le SkyWatch passe en affichage d'une distance de 6 milles marins.

Passage en veille de l'écran de trafic

Il n'est pas possible de mettre le SkyWatch en veille quand l'avion est en vol. Quand l'avion est au sol, utiliser les commandes du GNS 430 comme indiqué plus bas.

1. Activer le curseur et mettre en évidence OPER.
2. Utiliser le petit bouton PUSH CRSR pour sélectionner STBY?
3. Appuyer sur la touche ENT pour mettre le SkyWatch en mode STBY (veille).

Changement de l'affichage d'altitude

1. Dans l'écran de circulation, activer le curseur, mettre en évidence le mode actuel et utiliser le petit bouton PUSH CRSR pour passer d'une option à l'autre.
2. A chaque mouvement du bouton, l'affichage change pour afficher la circulation dans la portée sélectionnée (ABV, détection vers le haut ; NRM, normal ; BLW, détection vers le bas ; ou UNR, sans restriction). *Consulter le manuel d'utilisation du Goodrich SkyWatch Traffic Advisory System, modèle SKY497, n° de référence 009-10801-001, révision B (06 juin 2000) ou plus récente, pour obtenir des renseignements sur les portées de l'affichage.*

Réponse aux avis de circulation

1. Quand SkyWatch émet un avis de circulation (TA ; Traffic Advisory), observer visuellement à l'extérieur pour trouver l'avion intrus. Appeler la tour de contrôle pour obtenir des instructions. En cas d'acquisition visuelle de l'avion intrus, utiliser les procédures de priorité normales pour maintenir la séparation.

• Nota •

Ne pas manoeuvrer uniquement en fonction des renseignements affichés sur l'écran. Les renseignements affichés sur l'écran sont fournis comme aide d'acquisition visuelle du trafic - Ce n'est pas un remplacement pour la tour de contrôle et les techniques de « Voir et éviter ».

Section 5 - Performance

Pas de changement

Section 6 -Masse et centrage

Le SkyWatch ajoute l'équipement optionnel suivant (Sym = O) au poids et au bras montrés dans le tableau suivant.

ATA / Elément	Description	Sym	Quant	Numéro de référence	App areil Poi ds	Bras
34-01	Convertisseur SkyWatch	O	1	14484-001	0.5	118,0
34-02	Installation de l'antenne du SkyWatch.	O	1	14477-001	2.3	150,5
34-03	Boîtier du SkyWatch	O	1	14477-050	10 0	140,0
34-04	Installation du câblage du SkyWatch	O	1	14479-001	2,0	145 0

Section 7 -Description des systèmes

Le SkyWatch modèle SKY497 est un système d'avis de circulation (Traffic Advisory System ; TAS). Le SkyWatch surveille un rayon d'environ 6 milles marins autour de l'avion en interrogeant les transpondeurs dans la zone de surveillance et en déterminant si un risque de collision existe. Pour déterminer s'il existe un risque de collision, le SkyWatch calcule la distance, l'altitude, le relèvement et la vitesse d'approche de tous les avions équipés d'un transpondeur avec une portée de 6 milles marins. Quand le SkyWatch détecte un avion intrus à une distance horizontale inférieure à 0,55 milles marins et à une altitude relative de ± 800 pieds ou détecte un avion intrus sur une trajectoire qui va intercepter la trajectoire de l'avion avec le SkyWatch dans moins de 20 secondes (avions intrus n'émettant pas de renseignements d'altitude) ou de 30 secondes (avion intrus émettant des renseignements d'altitude) , le SkyWatch émet un avis de circulation (Traffic Advisory ; TA). Les avis de circulation sont indiqués sur l'affichage du GNS 430 et un avertissement sonore « Trafic, Trafic » est annoncé dans les casques et le haut-parleur de la cabine.

Le pilote peut commander le SkyWatch par l'intermédiaire du contrôleur du GNS 430, Il est possible de sélectionner les modes STBY (veille), OPER (exploitation) et SELF TEST (essai automatique), ainsi que l'affichage d'altitude (ABV, détection vers le haut ; NRM, normal ; BLW, détection vers le bas ; ou UNR, sans restriction)

Le système SkyWatch comprend un ordinateur émetteur-récepteur (TRC) installé sous le siège du copilote, juste en avant du tunnel de longeron, et une antenne directionnelle installée à l'extérieur de l'avion, au-dessus de la cabine. Le système utilise aussi des entrées du codeur d'altitude, du système de cap de l'avion (amplificateur d'asservissement du gyroscope) et une manocontact branché dans le système de Pitot. Le courant continu de 28 V nécessaire pour l'exploitation est fourni par le disjoncteur de 5 A, SKYWATCH, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

• Nota •

Consulter le manuel d'utilisation du Goodrich SkyWatch Pilot's Guide, n° de référence 009-10801-001, pour obtenir une description du système SkyWatch.

Consulter l'additif de GARMIN Addendum « Interface d'affichage du trafic et des données météorologiques », n° de référence 190-001140-10 pour obtenir des renseignements supplémentaires sur l'utilisation et une description de l'affichage.

Intentionnellement laissé en blanc

Manuel de vol et

Supplément au manuel d'utilisation de l'avion approuvé par la FAA pour l'affichage de vol multifonctions Avidyne EX-Series

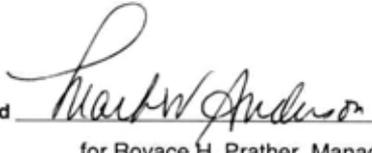
Version 5.3.X du logiciel

Quand l'affichage multifonctions Avidyne FlightMax EX-Series 700-00004-XXX-(), avec la version 5.2.X ou 5.3.X du logiciel est installé dans le Cirrus Design SR22, ce supplément au manuel d'utilisation de l'avion est applicable et doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel d'utilisation de l'avion Cirrus Design SR22 Pilot's. Ce document doit toujours être dans l'avion. Les renseignements contenus dans ce supplément ajoutent, remplacent ou éliminent des informations du manuel d'utilisation de l'avion de base du SR22.

• Nota •

Ce supplément au manuel d'utilisation de l'avion, révisé le 14 février 2000, remplace la version originale de ce supplément datée le 23 janvier 2002. Cette révision ajoute les données nécessaires pour l'option d'instruments moteur Avidyne offerte pour l'affichage multifonctions FlightMax EX5000C.

FAA Approved

 Date 30 July 02

for Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 - Généralités

Cet avion est équipé d'un affichage multifonctions Avidyne FlightMax EX-Series 700-00004-XXX-(). L'affichage multifonctions est un écran horizontal de 265 mm (10,4 pouces) monté dans le tableau de bord. L'affichage multifonctions fournit au pilote des affichages supplémentaires de renseignements de situation et de navigation. Ceci est accompli en montrant une icône représentant l'avion contre un défilement cartographique. L'affichage multifonctions accepte des données de diverses sources, y compris les capteurs de GPS, le détecteur de foudre WX-500 Stormscope et le système d'avis aériens SkyWatch. Cet appareil est organisé autour d'un groupement logique des renseignements présentés sur des « pages ».

• Nota •

Pour cette installation, le système Avidyne est équipé de la version 5.3.X du logiciel, où X représente un chiffre entre 0 et 9.

La page MAP (carte) est la page primaire et elle présente au pilote une position graphique de l'avion, du plan de vol et de la foudre dans les environs, ainsi que la circulation. Ces données sont appliquées sur un fond de défilement de carte, avec le terrain, les masses d'eau intérieures et côtières, l'espace aérien, les aéroports et les aides de navigation aérienne. Des touches et des boutons sur le pourtour de l'affichage multifonctions permettent au pilote de commander la présentation des renseignements sur le défilement cartographique.

La page TRIP (voyage) fournit au pilote, dans un format tubulaire, les étapes restantes du plan de vol actif. Des données de navigation supplémentaires présentées sur cette page sous forme graphique et numérique permettent au pilote de déterminer la position de l'avion par rapport au plan de vol actif.

La page NEAREST (voisinage) fournit une liste et la position relative des éléments de navigation intéressants, y compris les aides de navigation aérienne et les aéroports. De cette page, le pilote peut obtenir accès à la page INFO (information) pour obtenir plus de détails sur un élément.

Les pages CHECKLIST (listes de vérifications) fournissent des affichages électroniques des listes de vérifications. Les listes de vérifications fournissent les listes de vérifications des procédures normales, les listes de vérifications des procédures d'urgence et les données de performance essentielles du manuel d'utilisation de l'avion.

Les pages SYSTEM SETUP (paramètres du système) permettent au pilote d'établir des préférences d'utilisateur pour l'affichage et d'examiner la version de la base de donnée à bord et les dates de validité.

Consulter le manuel d'utilisation de Avidyne FlightMax EX-Series, n° de référence 600-00072 (voir Limites).



Figure - 1

Section 2 -Limites

1. Le défilement cartographique ne doit pas être utilisé comme instrument de navigation primaire. L'affichage à défilement cartographique de chaque appareil fournit des informations visuelles de la position GPS de l'avion par rapport à un défilement cartographique. Les suppléments de renseignements sur l'indicateur d'écart de route (CDI) et les renseignements fournis sur le navigateur au GPS.
2. L'utilisation de la page de cartes (MAP) en vol IFR exige l'installation d'un récepteur GPS homologué, utilisé conformément aux limites applicables.
3. Les représentations du terrain des cartes de MAP ne doivent jamais être utilisées comme base pour éviter des obstacles.
4. Les listes de vérifications électroniques d'Avidyne complètent les listes de vérifications du manuel d'utilisation de l'avion et ne sont données qu'à titre indicatif. Il ne faut pas utiliser les listes électroniques comme listes de vérifications primaires de bord de l'avion.
5. L'affichage multifonctions fait interface aux installations de capteurs homologués séparément. Il est obligatoire de respecter les limites des suppléments appropriés d'installation des capteurs au manuel d'utilisation de l'avion.
6. Les renseignements de circulation montrés sur l'affichage de la page MAP sont fournis au pilote pour l'aider à visualiser la circulation. Le pilote doit manoeuvrer son avion en fonction des instructions de la tour de contrôle ou de l'acquisition visuelle positive de la circulation incompatible. Les manoeuvres doivent être conformes aux instructions de la tour de contrôle. Aucune manoeuvre ne doit être faite uniquement en fonction d'un avis de circulation.
7. Le pilote doit avoir accès au manuel d'utilisation d'Avidyne FlightMax EX-Series, n° de référence 600-00072, révision 03 ou plus récente, pendant toutes les phases de vol.

Section 3 -Procédures d'urgence

Pas de changement

Section 4 -Procédure normale

Activation de l'affichage multifonctions

1. Disjoncteur d'affichage multifonctions..... ENFONCE
2. Interrupteur principal de batterie..... MARCHE
3. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique MARCHE
4. Au message de l'affichage multifonctions, n'importe quelle touche APPUYEE
5. Touches programmables de l'affichage multifonctions..... PROGRAMMÉES pour l'opération désirée

MAP (carte)

• Nota •

A la mise en marche, la carte est reliée au GPS 1 ou GPS 2, en fonction du paramètre sélectionné avec la touche programmable SWAP en mode de paramètres (Setup). Normalement, l'affichage doit être relié au GPS 1 ; il est cependant possible de sélectionner GPS 2 en cas de défaillance de GPS 1.

Quand l'affichage de MAP est réglé pour le nord en haut, les représentations de circulation et de météo sont orientées avec le nord en haut, ce qui peut causer une certaine confusion. Appuyer sur la touche VIEW du cadre pour faire passer l'affichage de carte à une orientation de cap en haut. En cas d'avis de circulation, appuyer sur la touche Message Ack du cadre pour afficher la circulation, cap en haut, et supprimer l'affichage des autres éléments qui n'ont pas trait à la circulation.

Désactivation de l'affichage multifonctions

1. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avioniqueARRET
ou
2. Disjoncteur d'affichage multifonctions..... TIRER

Section 5 - Performance

Pas de changement

Section 6 -Masse et centrage

L'installation de l'affichage multifonctions Avidyne FlightMax ajoute l'équipement optionnel suivant (Sym = O) au poids et au bras montrés dans le tableau suivant. La plaque d'adaptateur est fournie seulement pour les installations où l'affichage multifonctions a été installé selon un bulletin technique.

ATA / Elément	Description	Sym	Quant.	Numéro de référence	Appareil Poids	Bras
34-01	Affichage multifonctions Avidyne FlightMax	O	1	700-00004-XXX	6,4	121,8
34-02	Adaptateur pour Avidyne	O	1	-	0,4	123,2
34-03	Capteurs du moteur	O	11	-	1,0	75,0
34-04	Capteur du moteur	O	1	14843-001	1,1	118,0
34-05	Faisceau du moteur	O	1	15030-001	0,9	92,0
34-06	Faisceau de la cabine	O	1	15032-001	2.1	108,0

Section 7 - Description des systèmes

• Nota •

Ce supplément fournit une description générale de l'affichage multifonctions Avidyne FlightMax EX-Series, son fonctionnement et l'interface avec l'avion. Pour obtenir une description de l'affichage multifonctions, *consulter le manuel d'utilisation Avidyne FlightMax EX-Series*, n° de référence 600-00072 (voir Limites).

Navigation

Les données associées au défilement cartographique se trouvent sur quatre pages : cartes, voisinage, voyage et informations. L'affichage multifonctions contient la base de données NavData de Jeppesen qui est offerte pour l'affichage sur une page de carte. En plus des informations de position fournies par le GPS, un symbole de propriété est superposé sur le défilement cartographique et mis en position par rapport aux renseignements de NavData. Le GPS peut aussi fournir le plan de vol actif pour affichage sur le défilement cartographique. Les données de terrain sont fournies par une base de données de terrain établie par USGS, stockée dans l'affichage multifonctions et mise à jour seulement selon le besoin.

La base de données NavData de Jeppesen fournit des données sur les terrains d'aviation, les approches, les VOR, les radiophares non directionnels (NDB), les intersections, les définitions d'espace aérien et les fréquences. Des bases de données nord-américaines et internationales sont offertes. Il est possible de mettre à jour les renseignements des bases de données par l'intermédiaire du port USB sur le cadre avant.

Les données de navigation de l'affichage de défilement cartographique sont basées sur des bases de données qui sont mises à jour périodiquement. Les mises à jours des bases de données sont offertes par Avidyne, par abonnement, et sont publiées tous les 28 jours. Les bases de données périmées sont clairement identifiées au pilote par l'intermédiaire de messages pendant la mise en marche du système et sur la page de paramètres (Setup) du système. Il faut mettre la base de données à jour pour éliminer l'avertissement.

Les renseignements de la base de données concernant les obstacles artificiels de la NOAA fournissent des données sur les obstacles artificiels de plus de 200 pieds (60 m) au-dessus du sol. Ces données sont offertes pour l'Amérique du nord seulement et il est possible de les mettre à jour par l'intermédiaire du port USB du cadre avant. Les données de navigation de l'affichage de défilement cartographique sont basées sur des bases de données qui sont mises à jour périodiquement. Les mises à jours de bases de données d'obstacles sont offerte par Avidyne, par abonnement, et sont publiées tous les 56 jours. Les bases de données périmées sont clairement identifiées au pilote par l'intermédiaire de messages pendant la mise en marche du système et sur la page de paramètres (Setup) du système. Il faut mettre la base de données à jour pour éliminer l'avertissement.

Utilisant la base de données NavData de Jeppesen et les positions fournies par GPS, l'affichage multifonctions peut fournir au pilote les 25 terrains d'aviation les plus proches ou les aides de navigation aérienne à moins de 100 milles nautiques, selon la sélection du pilote. Ces renseignements sont présentés à la page NEAREST (voisinage).

Des renseignements détaillés sur un terrain d'aviation spécifique sont aussi fournis à partir de la base de données NavData de Jeppesen et peuvent être affichés sur la page INFO.

Les données de plan de vol fournies par le système de GPS fournissent au pilote, sous forme de tronçons, les segments restants du plan de vol actif du GPS. Il est possible d'afficher ces renseignements sur la page de voyage, y compris un indicateur d'écart de route pour faciliter la navigation en route.

Les données de plan de vol sont transmises à l'affichage multifonctions par le navigateur GPS externe. Certaines installations ne soutiennent pas la représentation des trajectoires de vols courbes. Dans ces cas-là, les trajectoires de vol courbes sont représentées par des lignes droites. Il faut utiliser le navigateur GPS et l'indicateur de situation horizontale pendant l'exécution des procédures d'approche. Consulter le manuel d'utilisation d'Avidyne FlightMax EX-Series, n° de référence 600-00072, pour obtenir des renseignements supplémentaires.

Liste de vérifications

Les listes de vérifications normales et d'urgence de l'affichage multifonctions sont interactives. Le pilote peut cocher chaque étape quand elle est accomplie. Quand une étape est cochée, sa couleur change de manière à représenter visuellement les étapes terminées. De plus, il est possible de « décocher » les étapes de la liste de vérification, de réinitialiser la liste tout entière et d'obtenir confirmation d'une liste de vérifications terminée.

Les étapes d'une liste de vérifications des procédures normales de l'affichage multifonctions sont des condensés des procédures du manuel d'utilisation de l'avion et les avertissements ont été enlevés. Les listes de vérifications des procédures normales suivantes sont fournies dans la page de listes de vérifications de l'affichage multifonctions :

- Vitesses indiquées pour utilisation normale
- Avant le décollage
- En vol
- Atterrissage et arrêt

Les étapes d'une liste de vérifications des procédures d'urgence de l'affichage multifonctions sont des condensés des procédures du manuel d'utilisation de l'avion et les avertissements ont été enlevés. La touche programmable de la liste de vérifications d'urgence est toujours affichée sur l'affichage multifonctions. Les listes de vérifications des procédures d'urgence suivantes sont fournies dans la page de listes de vérifications de l'affichage multifonctions :

- Vitesses d'urgence
- Urgences au sol
- Urgences en vol
- Urgences à l'atterrissage
- Mauvais fonctionnement d'un système

Les données de fonctionnement de l'affichage multifonctions sont dérivées directement des données du manuel d'utilisation de l'avion. Les données de fonctionnement et les tableaux suivants sont fournis dans la page de listes de vérifications de l'affichage multifonctions :

- Tableau de vent traversier
- Tableau de distances de décollage
- Paramètres de croisières sélectionnés
- Tableau de distances d'atterrissage

Paramètres

Diverses pages de paramètres du système permettent au pilote d'établir des préférences de l'utilisateur pour le système d'exploitation. En plus de l'indication des renseignements d'identification de la version du logiciel et des dates de validité de la base de données, les pages de paramètres du système permettent d'obtenir accès à plusieurs pages de sélection de préférences. De plus, les pages de paramètres du système fournissent un moyen de lancer un essai automatique des capteurs de la circulation et de foudre. Il est possible d'établir les préférences suivantes :

- Pages de paramètres de terrain d'aviation – Sélection sur le défilement cartographique de l'affichage du type de terrain d'aviation, du type de surface des pistes et de la longueur minimale des pistes.
- Pages de paramètres de simplification – Sélection des définitions des détails de carte de base en cas de changement de portée de l'affichage.
- Temps du système ÷ Sélection de la zone horaire du système et des options de sélection de temps mort de menu de la page de carte.
- Page de changement de bloc de données – Sélection des données à afficher dans la fenêtre de sélection de bloc de données de la page MAP.
- Transfert à GPS 2 – Sélectionner cette touche programmable pour envoyer les données de GPS 1 à GPS 2 en cas de défaillance de GPS 1. Normalement, il faut utiliser GPS, mais il est possible d'utiliser GPS 2 en secours quand nécessaire.

Instruments du moteur

La pages optionnelle du moteur fournit au pilote des paramètres du moteur représentés sur des instruments simulés et les paramètres du système électrique situés dans une régions spécialisée au sein de l'écran de l'affichage multifonctions. Une interface de capteurs du moteur, avec des capteurs montés sur le moteur, certains partagés avec les instruments standard de l'avion, fournit des données pour affichage sur l'affichage multifonctions.

Intentionnellement laissé en blanc

Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour le

Système de protection contre le givrage

Quand le système de protection contre le givrage est installé dans le Cirrus Design SR22, ce supplément est applicable et doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel de vol de l'avion Cirrus Design SR22. Ce document doit toujours être dans l'avion. Les renseignements contenus dans ce supplément ajoutent, remplacent ou éliminent des informations du manuel d'utilisation de l'avion de base du SR22.

• Nota •

Ce changement du supplément au manuel d'utilisation de l'avion, daté le 22 janvier 2004, remplace la révision 1 de ce supplément au manuel d'utilisation de l'avion datée le 21 octobre 2002.

FAA Approved Joseph C. Miess Date Jan 22 2004
for Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 - Généralités

Cet avion est équipé d'un système de protection contre le givrage. Ce système permet au pilote qui entre accidentellement dans des conditions de givrage, de distribuer le liquide de dégivrage le long des ailes, du plan fixe horizontal et des lames de l'hélice.

Section 2 - Limites

1. Il est interdit de voler quand il est connu que le givrage est possible.
2. Les fluides de dégivrage sont conformes à DTD 406B:TKS 80 AL-5
 -
 -

• Nota •

Le système de protection contre le givrage est certifié seulement comme « sans risque » en utilisation normale, et il n'a donc pas été déterminé si le système est capable d'enlever ou d'empêcher l'accumulation de givre.

Placards

Gauche du fuselage, au-dessus du bouchon de remplissage de liquide de dégivrage :

FLUIDE DE DEGIVRAGE

CONSULTER LA LISTE DES LIQUIDES DE DEGIVRAGE
APPROUVES DANS LE MANUEL D'UTILISATION DE L'AVION

Section 3 - Procédures d'urgence

Rencontre accidentelle de givrage

Il est interdit de voler quand il est connu que le givrage est possible. Cependant, en cas de rencontre accidentelle de givrage, il faut déterminer le mode d'utilisation le mieux approprié.

Le mode NORMAL est sélectionné quand des conditions de givrage sont rencontrées et avant l'accrétion de givre. Le système est utilisable pendant un maximum d'environ une heure.

Le mode MAXIMUM est sélectionné s'il y a une accrétion de givre sur les surfaces de vol. Le système est utilisable pendant un maximum d'environ 30 minutes maximum.

• MISE EN GARDE •

Il est possible que le système de protection contre le givrage n'enlève pas une accumulation importante de glace si l'accrétion a lieu quand le système de protection contre le givrage n'est pas en marche.

Il faut prendre soin de noter quand le système est mis en marche, ainsi que le mode du système, tout en sortant des conditions de givrage, afin d'aider à estimer la réserve de liquide de dégivrage.

1. Interrupteur protection givrage..... Selon besoin
2. Réchauffage Pitot MARCHE
3. HeureNOTEE
4. Sortir de la situation causant le givrage. Faire demi-tour ou changer d'altitude.
5. Chauffage de la cabineMAXIMUM
6. Dégivrage du pare-brise COMPLETEMENT OUVERT
7. Air d'induction secondaire..... MARCHE
8. Quand les conditions de givrage disparaissent, système de protection contre le givrage..... ARRET

Section 4 - Procédure normale

Inspection avant le vol

1. Interrupteur principal de batterie MARCHE
2. Interrupteur protection givrage MAXIMUM
3. Quantité de fluide d'antigivrage....Vérifier que le réservoir est plein
4. Event du fluide (dessous de l'avion).....Pas obstrué
5. Panneaux poreux Etat et installation

• Nota •

La pompe peut perdre son amorçage si elle fonctionne à vide.
Consulter la section 8 pour obtenir la procédure d'amorçage.

6. Panneaux poreux Evidence de liquide de dégivrage
7. Anneau gicleur Evidence de liquide de dégivrage
8. Interrupteur protection givrageARRET
9. Interrupteur principal de batterieARRET

Section 5 - Performance

La vitesse de croisière est réduite d'environ 3 kt et l'autonomie est réduite d'environ 2 %.

• Nota •

L'expérience avec le réglage des gaz de l'avion peut donner des valeurs de performance plus précises.

1. Réduire de 3 kt la vitesse vraie montrée dans les tableaux de vitesse de croisière et les tableaux de profil d'autonomie.
2. Réduire de 2 % l'autonomie indiquée dans les profils d'autonomie.

Section 6 -Masse et centrage

Le système de protection contre le givrage ajoute l'équipement optionnel suivant (Sym = O) au poids et au bras montrés dans le tableau suivant.

• Nota •

Le liquide de dégivrage pèse 1,1 kg/litre (9,2 livres par gallon américain).

ATA/ Elément	Description	Sym	Quant	Numéro de référence	App areil Poi ds	Bras
30-01	Anneau gicleur d'hélice	O	1	15321-001	1,5	55,0
30-02	Réservoir de liquide de dégivrage	O	1	15269-001	4.2	181,0
30-03	Pompe doseuse	O	1	15165-004	4,5	176,0

Section 7 -Description du système

Généralités

Le système de protection contre le givrage peut empêcher, et dans certains cas enlever, l'accumulation de glace sur les surfaces de vol, en distribuant une pellicule mince de fluide à base de glycol sur les ailes, le plan fixe horizontal et l'hélice. La présence de ce fluide abaisse la température de gel sur les surfaces de vol au-dessous de la température ambiante des précipitations, empêchant la formation et l'adhésion de la glace.

Le système comprend six panneaux poreux, un anneau gicleur d'hélice, quatre appareils de dosage, une pompe doseuse, un filtre, une crépine, un réservoir de fluide, un commutateur, un bouchon de remplissage, la tuyauterie du système et la quincaillerie de montage. Le système est alimenté en courant continu de 28 V fourni par un disjoncteur de 5 A, ICE PROTECTION, sur la barre omnibus principale 1.

Le réservoir de fluide antigivrage est rempli par l'intermédiaire du tube de remplissage, placé sur le coté gauche du fuselage, juste en avant de la porte de la soute à bagages. Le réservoir de fluide, placé derrière le panneau de finition arrière de la cabine, a une capacité totale de 11,2 litres (2,96 gallons américains). Un commutateur à trois positions, monté sur la console centrale, commande le fonctionnement du système.

A la mise en marche, une pompe doseuse à deux vitesses, montée sous le siège passager gauche, met sous pression le fluide du système. Le régime bas de la pompe fournit le débit nécessaire en fonctionnement NORMAL et le régime élevé en utilisation MAXIMUM.

De la pompe doseuse, le liquide de dégivrage est poussé dans un filtre, monté à côté de la pompe, et transféré ensuite, par des tubes en plastique, vers des appareils de dosage placés dans les ailes, l'empennage et l'avant du plancher de cabine. Les appareils de dosage régulent le débit vers les panneaux poreux des bords d'attaque des ailes et du plan fixe horizontal et l'anneau gicleur de l'hélice.

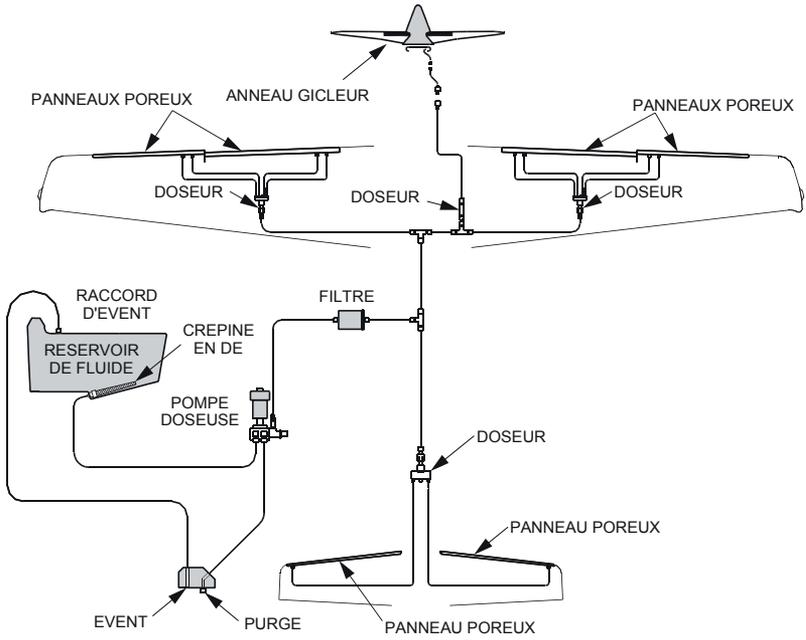
Le liquide de dégivrage est transféré des appareils de dosage vers les panneaux poreux où le fluide est déchargé à un débit faible et régulier, à travers des petits trous percés au laser.

Du liquide de dégivrage protège l'hélice au moyen d'un anneau gicleur monté sur la plaque d'appui de la casserole où le liquide est distribué par l'action centrifuge sur des soufflets à rainures montés à la base des pales de l'hélice.

Fonctionnement

En cas de rencontre accidentelle de conditions de givrage, le pilote met le commutateur de protection de givrage sur NORMAL ou MAXIMUM pour lancer le débit de fluide antigivrage sur les surfaces protégées. Le réchauffage Pitot est mis en marche et l'heure est notée afin d'aider à estimer la réserve de fluide antigivrage.

Le pilote fait les manoeuvres nécessaires pour sortir des conditions de givrage, met le chauffage de la cabine au maximum et met en marche le dégivrage du pare-brise et l'admission d'air secondaire. En sortant des conditions de givrage, arrêter le système.



SR2_FM09_1527

Figure - 1
Système de protection contre le givrage

Section 8 - Comportement, entretien et maintenance

Stockage

Pour préparer le système de protection contre le givrage pour un stockage en état de vol, remplir le réservoir de liquide de dégivrage et faire fonctionner le système sur MAXIMUM pour assurer que tout l'air est complètement purgé des divers éléments et de la tuyauterie. Après la purge, faire l'appoint du réservoir de fluide antigivrage.

Entretien

Réservoir de liquide de dégivrage

• **Attention** •

Utiliser uniquement du liquide de dégivrage approuvé. Voir Section 2, Limite.

Le réservoir de fluide antigivrage est rempli par l'intermédiaire du tube de remplissage, placé sur le coté gauche du fuselage, juste en avant de la porte de la soute à bagages. Pour éviter la contamination du liquide de dégivrage, maintenir un récipient de mesure propre spécifique et, avant de verser, vérifier que le goulot du récipient de liquide est propre. Après le remplissage, bien fermer le bouchon de remplissage.

Panneaux poreux

• **Attention** •

Certains solvants peuvent endommager la membrane du panneau. Utiliser uniquement de l'alcool isopropylique, de l'alcool éthylique ou de l'alcool industriel pour nettoyer les panneaux.

Ne pas cirer les panneaux poreux des bords d'attaque.

Périodiquement, nettoyer les panneaux poreux avec de l'eau et du savon, en utilisant un chiffon propre sans peluche. Il est possible d'utiliser de l'alcool isopropylique pour enlever l'huile ou la graisse.

Amorçage du système.

Si la pompe fonctionne à vide, elle peut perdre son amorçage à cause de l'air emprisonné dans le système. Suivre la procédure suivante si, pendant l'inspection avant le vol, aucun liquide de dégivrage n'est présent.

1. Identifier la purge du liquide de dégivrage sur le côté gauche de la partie inférieure du fuselage, juste en avant du réservoir de liquide.

• Attention •

Utiliser un godet à échantillon réservé au liquide de dégivrage pour l'étape suivante.

Ne pas utiliser le godet d'échantillon d'essence.

2. Faire couler le liquide de dégivrage jusqu'à ce qu'il sorte sans bulles pendant au moins trois secondes.
3. Faire une inspection avant le vol pour vérifier que du liquide de dégivrage sort des panneaux poreux et de l'anneau gicleur.
4. Répéter les étapes 2 et 3 si nécessaire.

Section 10 - Sécurité

Le système de protection contre le givrage n'est pas conçu pour enlever le givre d'un avion au sol. Il ne faut pas essayer de décoller avec du givre, de la glace ou de la neige sur les surfaces de vol.

Le système de protection contre le givrage ne permet pas de voler dans des conditions de givrage connues. Son objet est de fournir une certaine protection contre les effets de la glace, en cas de rencontre accidentelle avec des conditions de givrage. A la première indication de givrage, il faut prendre le moyen le plus rapide et le plus sûr de sortir des conditions de givrage. La décision doit être basée sur les rapports météorologiques, les rapports récents de pilotes, les observations de la tour de contrôle et cette décision peut inclure des changements de route et d'altitude.

Le système d'avertisseur de décrochage n'est pas affecté par le système de protection contre le givre. Cependant, pendant des simulations de rencontres de conditions de givrage, la vitesse de décrochage a augmenté d'environ 12 kt en configuration lisse et de 3

kt en configuration d'atterrissage. En plus, la vitesse de croisière était réduite d'au moins 20 kt (vitesse corrigée) et la vitesse ascensionnelle de l'avion était diminuée d'au moins 20 %.

Même avec des surfaces de vol protégées totalement sans glace, il y a une détérioration de la performance causée par la présence de glace sur les surfaces non protégées. Il n'est pas possible de prédire avec précision l'ampleur de la détérioration et il est donc préférable d'augmenter les vitesses d'approche et d'atterrissage, dans la mesure du possible, pendant l'utilisation du système de protection contre le givrage. Il faut être extrêmement prudent pendant les approches et les atterrissages, et être en alerte pour les signes de tremblements précurseurs de décrochage et d'un décrochage imminent.

**Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour**

**l'écran de vol primaire Avidyne
Entegra-Series**

Version 530-00123-000 du logiciel

Quand l'écran de vol primaire Avidyne FlightMax Entegra, avec la version 530-00123-XXX du logiciel (où X est un chiffre de 0 à 9) est installé dans un avion Cirrus Design SR22, ce supplément au manuel d'utilisation de l'avion est applicable et il doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel d'utilisation de l'avion Cirrus Design SR22. Ce document doit toujours être dans l'avion. Les renseignements contenus dans ce supplément ajoutent, remplacent ou éliminent des informations du manuel d'utilisation de l'avion de base du SR22.

FAA Approved

Joseph C. Miess

Date

FEB 15 2003

Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 - Généralités

L'avion est équipé d'un écran de vol primaire Avidyne FlightMax Entegra-Series. L'écran de vol primaire est un affichage de 10,4 in, format horizontal, conçu pour être l'affichage primaire des renseignements primaires des paramètres de vol (attitude, vitesse, cap et altitude) au pilote. L'écran de vol primaire accepte les données de diverses sources, y compris les détecteurs de GPS, le système de pilote automatique 55X et la source primaire de cap pour l'affichage multifonctions EX5000.

L'écran de vol primaire remplace les instruments suivants :

- Horizon artificiel (HSI)
- Variomètre (VSI)
- Indicateur de VOR/LOC
- Avertisseur d'altitude
- Affichage de température extérieure et horloge

Un altimètre, un indicateur de vitesse et des indicateurs d'assiette sont montés dans le panneau de traverse, en cas de défaillance totale ou partielle de l'écran de vol primaire. Un indicateur de virage est monté derrière le panneau droit de la traverse afin de fournir des données de roulis au système de pilote automatique.

• Nota •

Dans cette installation, la version du logiciel du système Avidyne est 530-00123-XXX, où X est un chiffre de 0 à 9.



Figure - 1
Ecran primaire de vol Avidyne

Section 2 - Limites

1. L'écran de vol primaire fait interface aux installations de capteurs homologués séparément. Il est obligatoire de respecter les limites des suppléments appropriés d'installation au manuel d'utilisation de l'avion.
2. Le manuel d'utilisation de l'écran de vol primaire Avidyne FlightMax Entegra-Series, n° de référence 600-00081-000, révision 03 ou plus récente, doit être accessible au pilote pendant toutes les phases de vol.
3. Les vols aux instruments (IFR) ne sont pas permis quand l'écran de vol primaire ou quand un indicateur de secours (indicateur d'attitude ou compas magnétique) ne fonctionne pas. *Consulter la liste d'équipement d'exploitation (KOEL).*
4. Les approches en alignement arrière sont interdites.
5. Les approches en pilote automatique couplé doivent être interrompues si la déviation de route dépasse 50 %. L'approche ne doit être continuée qu'en pilotage manuel de l'avion.

Liste d'équipement d'exploitation

La liste suivante donne un sommaire des conditions exigées par la FAR Part 23 pour maintenir la navigabilité pour les types d'utilisation indiqués. L'équipement minimum nécessaire selon les règles d'utilisation est défini dans la 14 CFR Part 91 et la 14 CFR Part 135, selon le cas.

• Nota •

Les vols aux instruments (IFR) ne sont pas permis quand l'écran de vol primaire ou quand un indicateur de secours (indicateur d'attitude ou compas magnétique) ne fonctionne pas.

Section 3 - Procédures d'urgence

Perte de données aérodynamiques

Dans le cas où l'écran de vol primaire détecte une perte de données aérodynamiques, l'indicateur affecté est enlevé de l'affichage et remplacé par un « X » rouge. En cas de perte de données aériennes, consulter les instruments mécaniques de secours (altitude et vitesse) et exécuter la procédure suivante.

1. Instruments de secours (altitude, vitesse)VERIFIES
En cas de défaillance pendant un vol en conditions météorologiques de vol aux instruments :
2. Sortir des conditions météorologiques de vol aux instruments.

Perte de données d'attitude

Dans le cas où l'écran de vol primaire détecte une perte de données d'attitude, l'indicateur affecté est enlevé de l'affichage et remplacé par un « X » rouge. En cas de perte de données d'attitude, consulter les instruments mécaniques de secours (attitude et vitesse) et exécuter la procédure suivante.

1. Instruments de secours (attitude, cap).....VERIFIES
En cas de défaillance pendant un vol en conditions météorologiques de vol aux instruments :
2. Mode GPSS du pilote automatique..... ACTIVE
3. Maintien d'altitude du pilote automatique..... ACTIVE
4. Sortir des conditions météorologiques de vol aux instruments.

• MISE EN GARDE •

Toute interruption d'alimentation électrique de l'écran de vol primaire cause une perte des données d'attitude jusqu'à la remise en marche de l'écran de vol primaire, au sol.

• Nota •

Diminuer complètement la luminosité si l'écran de vol primaire est perturbant.

Section 4 -Procédure normale

Activation de l'écran de vol primaire

1. Disjoncteurs de l'écran de vol primaire ENFONCE
2. Interrupteurs principaux de batterie et d'alternateur MARCHÉ

Désactivation de l'écran de vol primaire

1. Interrupteurs principaux de batterie et d'alternateurARRET
ou
2. Disjoncteurs de l'écran de vol primaireTIRE

Section 5 - Performance

Pas de changement

Section 6 -Masse et centrage

L'installation de l'écran de vol primaire ajoute l'équipement obligatoire (Sym = C) au poids et au bras montrés dans le tableau suivant.

ATA / Elément	Description	Sym	Quant .	Numéro de référence	App areil Poid s	Bras
34-01	Ecran primaire de vol	O	1	15222-001	12,0	115,5

Section 7 -Description des systèmes

• Nota •

Ce supplément fournit une description générale de l'écran de vol primaire Avidyne Entegra-Series, son fonctionnement et l'interface avec l'avion. Pour obtenir une description détaillée de l'écran de vol primaire, *consulter le manuel d'instruction Avidyne FlightMax Entegra-Series*, n° de référence 600-00081-000, révision 03 ou plus récente.

L'écran de vol primaire fournit les fonctions d'indicateur d'attitude, d'indicateur de cap, d'indicateur de vitesse, d'altimètre, d'indicateur de vitesse verticale, de gyroscope directionnel, d'indicateur d'écart de route et contrôleur de présélection d'altitude dans une affichage électronique unique. En plus, l'écran de vol primaire communique avec GPS 1, GPS 2, NAV 1, NAV 2, l'affichage multifonctions et le système de pilote automatique.

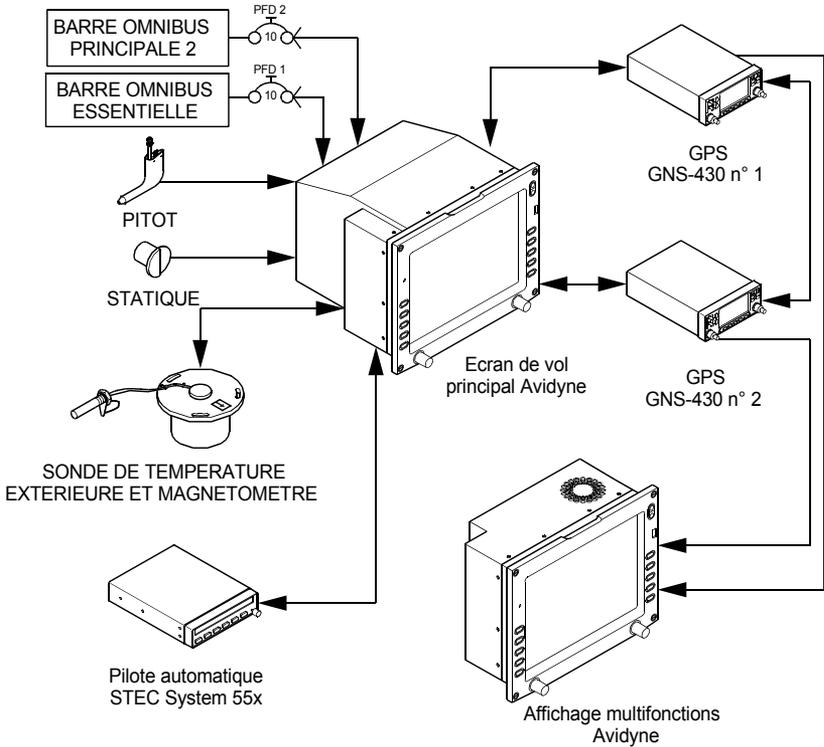
Une référence intégrale de données d'air et attitude et de cap (ADAHRS) utilise un système électronique de gyroscope et d'accéléromètre à trois axes combiné à un magnétomètre pour remplacer le gyroscope vertical et le gyroscope directionnel. ADAHRS affiche aussi sur l'écran de vol primaire les données de roulis, de tangage et de cap et met continuellement à jour les indications de vent en altitude et de vitesse réelle. Le magnétomètre monté dans l'aile fournit aussi les données de température d'air extérieur.

Le système de statique de Pitot est branché à l'écran de vol primaire pour fournir la vitesse indiquée, l'altitude et la vitesse verticale.

Les instruments de secours pour la vitesse indiquée, l'attitude et l'altitude sont montés dans le panneau gauche de la traverse et sont sur une alimentation électrique séparée de celle de l'écran de vol primaire.

Les sources d'alimentation redondantes fournissent un courant continu de 28 V pour le fonctionnement du système. Le courant est fourni par le disjoncteur de 10 A, PFD 1 10 de la barre omnibus essentielle et le disjoncteur de 10 A, PFD 2, de la barre omnibus principale 2. Chacun des circuits peut alimenter l'écran de vol primaire. La mise en marche du système est automatique après la mise sous tension. L'écran présente l'écran d'initialisation immédiatement après la mise sous tension. Une brillance de 50 % est la valeur par défaut à la mise en marche. Typiquement, les temps d'alignement sont de 3 minutes après la mise en marche de la batterie.

Indicateur central d'attitude (ADI)



SR22_FM09_1607

Figure - 2

Schéma du système d'écran de vol primaire

P/N 13772-116

Original : 15 février 2003

Données aérodynamiques

Le ruban de vitesse à la gauche de l'indicateur central d'attitude commence à montrer une vitesse indiquée de 20 noeuds et la couleur correspond aux vitesses pour V_{SO} , V_{FE} , V_S , V_{NO} , andas V_{NE} . Un ruban d'altitude est fourni à la droite de l'indicateur central d'attitude principal et il affiche également un symbole pour la présélection de l'altitude (curseur d'altitude). L'indicateur de vitesse verticale est affiché à la droite du ruban d'altitude. L'échelle de l'indicateur de vitesse verticale est de +/- 2 000 pieds/minute, l'aiguille s'arrête juste à l'extérieur de l'échelle et un affichage numérique de la vitesse verticale réelle jusqu'à une vitesse réelle de 4 000 pieds/minute est alors affichée. Un bloc de données supplémentaire est fournit pour afficher la température extérieure, la vitesse réelle et la vitesse sol. Les commandes pour le curseur de sélection et la correction de la valeur barométrique se trouvent le long du côté droit de l'écran de vol primaire. Un indicateur de vent est aussi présent sous le ruban d'altitude.

Données d'attitude

L'attitude est représentée sur l'indicateur central d'attitude à l'aide d'un symbole d'avion de référence (« W volant ») contre un fond d'échelles de tangage identifiées et une échelle courbe le long du haut de l'indicateur central d'attitude, pour indiquer l'angle d'inclinaison. Un indicateur de dérapage et glissement est attaché au bord inférieur de l'indicateur d'angle d'inclinaison.

Indicateur de situation horizontale -

Données de cap

Le cap magnétique est représenté sous forme de bloc-diagramme numérique en haut de la rose des vents. L'indicateur de vitesse angulaire de giration prend la forme d'une flèche courbe bleue qui commence derrière l'indicateur de cap magnétique et se déplace vers la droite ou la gauche, selon le cas. Des graduations sont fournies sur l'échelle de l'indicateur de vitesse angulaire pour indiquer les virages à vitesse angulaire de virage standard et à demi vitesse de virage standard. Un curseur de cap est aussi incorporé dans la rose des vents.

Données de navigation

Sur l'écran de vol primaire, les données de navigation prennent plusieurs formes. Un indicateur d'écart de route (CDI) est toujours présent sur l'indicateur de situation horizontale et, en option, un indicateur de relèvement peut être sélectionné par le pilote pour affichage sur l'écran. Les commandes pour la sélection de la source de données de navigation, la sélection du format d'affichage des données de navigation et pour la sélection du type de rose des vents et de défilement cartographique à afficher sont présents le long du côté gauche de l'écran de vol primaire. En option, il est possible de sélectionner le plan de vol actif contenu dans l'appareil de Nav/COM du GPS sélectionné comme source primaire de navigation (Nav) pour affichage sur l'indicateur de situation horizontale, ainsi que la plage désirée de l'affichage de défilement cartographique optionnel qui peut être sélectionnée. Si une fréquence d'alignement de piste ou d'ILS est sélectionnée et saisie dans Nav/Com de GPS sélectionné comme source de Nav, un indicateur d'écart vertical (VDI) et un indicateur d'écart horizontal (HDI) sont automatiquement affichés sur l'indicateur central d'attitude.

• Nota •

En cas de perte de signal d'alignement de descente ou d'alignement de piste, l'indicateur d'écart vertical ou d'écart horizontal est affiché sous forme d'un X rouge pour indiquer la perte du signal. Le X rouge est enlevé si le signal est récupéré, si la source de Nav est changée sur l'écran de vol primaire ou si Nav/Com de GPS est réglé sur une autre fréquence. Le pilote doit prendre une action appropriée s'il est en approche.

Intégration au pilote automatique

L'écran de vol primaire Entegra est totalement intégré au pilote automatique System 55X. Des curseurs de référence (cap (HDG), altitude (ALT) et indicateur de vitesse verticale (VSI)) sont présents pour aider la commande en pilote automatique et augmenter la conscience situationnelle du pilote. Quand en mode de pilote automatique actif, un guidage complet est fourni, y compris des transitions régulières vers les saisies d'altitude et de cap. Quand il n'est pas en mode de pilote automatique (pilotage manuel), il n'y a aucun guidage, autre que la position des curseurs appropriés réglés par le pilote.

• Nota •

Les indications du mode de pilote automatique sont placées uniquement sur l'interface de commande du System 55X.

L'état des curseurs de référence indique le couplage avec le pilote automatique. Un curseur creux magenta indique que la fonction n'est pas couplée au pilote automatique en mode actif. Autrement dit, un curseur creux magenta indique un état de pilotage manuel. Un curseur plein magenta indique que la fonction est couplée au mode actif du pilote automatique.

Les six modes suivants sont soutenus par l'écran de vol primaire Entegra :

- Mode ALT (maintien d'altitude)
- Mode VS (vitesse verticale)
- Mode de saisie d'altitude
- Mode HDG (mode de saisie et de maintien de cap)
- Mode de NAV
- GPSS (direction par GPS)

• Nota •

Un des modes horizontaux (Cap, NAV, GPSS) doit être engagé sur l'interface de commande du System 55X avant de pouvoir utiliser un mode vertical.

• Nota •

Quand le mode de cap (HDG) est engagé, la rotation de plus de 180° du curseur de cap peut causer un inversion de la direction du virage.

**Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour le**

Kit de protection contre le froid

Quand les tampons d'admissions d'air du kit de protection contre le froid sont installés conformément au bulletin technique SB 2X-71-04 R1 ou au plan 70027 de Cirrus Design, ce supplément au manuel d'utilisation de l'avion doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel d'utilisation de l'avion Cirrus Design SR22. Ce document doit toujours être dans l'avion. Les renseignements contenus dans ce supplément ajoutent, remplacent ou éliminent des informations du manuel d'utilisation de l'avion de base du SR22.

FAA Approved Joseph C. Miess Date Oct 10 2003
Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 - Généralités

Cet avion est équipé de réducteurs de débit d'air dans les admissions d'air du capot. La figure 1 montre les instructions d'installation.

Section 2 - Limites

Kit de protection contre le froid

1. Il ne faut pas exploiter l'avion à une température supérieure à 0 °C (32 °F) quand les tampons d'admissions d'air du kit de protection contre le froid (réducteurs de débit d'air) sont en place.

Placards

Sur la face avant de chaque tampon d'admission d'air du capot.

**ENLEVER QUAND
LA TEMPERATURE
EXTERIEURE EST
SUPERIEURE A 0 °C (32 °F)**

Sur la face arrière de chaque tampon d'admission d'air du capot.

**PAS UTILISABLE SUR UN AVION
AVEC LE PROJECTEUR D'ATTERRISSAGE
DANS L'ADMISSION D'AIR DU CAPOT**

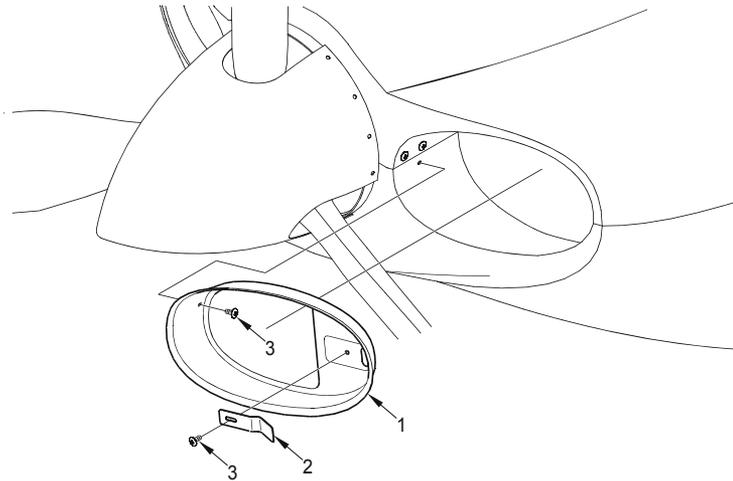
Section 3 - Procédures d'urgence

Pas de changement

Section 4 - Procédure normale

Installation du réducteur de débit d'air de l'admission d'air du capot (figure 1)

1. Desserrer la vis retenant la plaque de verrou sur le tampon d'admission et glisser la plaque de verrou à l'intérieur.
2. Mettre le tampon d'admission dans l'admission d'air.
3. Glisser la plaque de verrou vers l'extérieur (derrière le bord du capot) et serrer la vis.
4. Installer la vis intérieure maintenant le tampon d'admission sur le capot.
5. Répéter la procédure sur le tampon d'admission d'air du capot opposé.



LEGENDE

1. Bouchon d'admission du capot
2. Plaque de serrure
3. Vis

SR2_FM09_1516

Figure - 1

Installation dans l'admission d'air du capot

P/N 13772-118

Original : 10 octobre 2003

3 of 4

Section 5 - Performance

Pas de changement

Section 6 -Masse et centrage

Le changement est négligeable.

Section 7 -Description du système

• Attention •

L'utilisation des tampons réducteurs de débit d'air d'admission au-dessus d'une température ambiante de 0 °C (32 °F) peut faire monter la température des culasses (CHT) et de l'huile au-dessus de la température maximale d'utilisation (ligne rouge).

Le kit de protection contre le froid comprend deux tampons d'admission d'air du capot qui peuvent être installés facilement dans les admissions pour réduire le débit d'air dans le compartiment du moteur. Quand la température ambiante est inférieure à 0 °C (32 °F), l'installation des tampons d'admission d'air permet à la température des culasses (CHT) et de l'huile du moteur d'atteindre l'arc vert et de s'y maintenir. Les tampons sont facilement installés et déposés à l'aide d'un tournevis.

**Pilot's Operating Handbook and
FAA Approved Airplane Flight Manual
Supplement
for
SR22 Airplanes Registered in the European
Union**

1. This supplement is required for operation of Cirrus Design SR22 airplane serial numbers 0002 and subsequent when registered in the European Union. This supplement must be attached to the applicable SR22 EASA/FAA-approved Airplane Flight Manual.
2. The information contained within this supplement is to be used in conjunction with the basic AFM and supplements. The information contained herein supplements or supersedes that in the basic manual and approved supplements only in those areas indicated.
3. Compliance with the limitations contained in the basic manual and approved supplements is mandatory.
4. Foreign operating rules and any references to such rules in the basic manual and approved supplements are not applicable in the European Union. The aircraft must be equipped and operated in accordance with applicable operating requirements.

• Note •

A Kinds of Operating Equipment List (KOEL) may not necessarily apply in the European Union.

EASA Approved _____ Date _____

European Aviation Safety Agency

Section 1 - General

TBD

Section 2 - Limitations

TBD

Section 3 - Emergency Procedures

TBD

Section 4 - Normal Procedures

TBD

Section 5 - Performance

TBD

Section 6 - Weight & Balance

TBD

Section 7 - Systems Description

TBD

Section 8 - Handling, Servicing & Maintenance

TBD

Section 9 - Supplements

TBD

Section 10 - Safety Information

TBD

Intentionally Left Blank

Section 10

Sécurité

Table des matières

Introduction	2-3
Déploiement du système de parachute de cellule Cirrus (CAPS)...	2-4
Scénarios de déploiement	2-4
Collision en vol	2-4
Défaillance structurelle	2-5
Perte de maîtrise	2-5
Atterrissage nécessaire sur un terrain ne permettant pas un atterrissage en sécurité	2-5
Incapacité soudaine du pilote	2-6
Renseignements généraux sur le déploiement	2-6
Vitesse de déploiement	2-6
Altitude de déploiement	2-6
Attitude de déploiement.....	2-7
Considérations sur l'atterrissage.....	2-8
Prise de la position d'atterrissage d'urgence.	2-8
Position des portes	2-8
Amerrissage	2-10
Incendie suivant l'impact.....	2-10
Rafales au sol.....	2-10

Intentionnellement laissé en blanc

Introduction

Le Cirrus Design SR22 est un avion moderne, à technologie de pointe, conçu pour voler en sécurité et efficacement, dans un environnement de vol. Cependant, comme n'importe quel avion, les pilotes doivent maintenir leur compétence pour obtenir le maximum de sécurité, de fonctionnalité et d'économie.

Le pilote doit connaître parfaitement le contenu de ce manuel, des suppléments du manuel, de la liste de vérifications de vol du SR22 et des guides et des données d'utilisation fournies par les fabricants de l'équipement installé dans cet avion. Le pilote doit piloter cet avion conformément aux règles de pilotage de la FAA applicables et dans les limites spécifiées dans la section 2 de ce manuel.

La section Procédures normales de ce manuel a été conçue pour servir de guide de pilotage normal de cet avion. Les procédures données sont les résultats de vols d'essais, des exigences d'homologation de la FAA et des commentaires des pilotes avec divers niveaux d'expérience. Le pilote doit se familiariser avec les procédures, exécuter toutes les vérifications et piloter l'avion dans les limites des procédures et comme indiqué par celles-ci.

Déploiement du système de parachute de cellule Cirrus (Cirrus Airframe Parachute System ; CAPS)

Le système de parachute de cellule Cirrus (CAPS) est conçu pour descendre au sol l'avion et ses passagers en cas d'urgence constituant un danger de mort. Cependant, puisqu'il est connu que le déploiement du système de CAPS peut endommager la cellule et, en fonction de facteurs extérieurs négatifs, tel que déploiement à une vitesse élevée, à basse altitude, au-dessus d'un terrain accidenté ou avec un vent fort, le déploiement peut causer des blessures graves ou la mort des occupants de l'avion, ce déploiement ne doit pas être pris à la légère. Au contraire, chaque pilote de SR22 doit considérer avec soin les scénarios d'activation du système de CAPS et les pratiquer mentalement.

La discussion qui suit a pour objet de guider l'attitude du pilote envers l'activation du système de CAPS. Elle a pour objet de donner des renseignements, pas des directives. Le pilote et personne d'autre a la responsabilité de déterminer quand et comment utiliser le système de CAPS.

Scénarios de déploiement

Cette section décrit les scénarios possibles dans lesquels le déploiement du système de CAPS peut être approprié. Cette liste n'a pas pour objet d'exclure, mais simplement d'illustrer le type de circonstances dans lesquelles le déploiement du système de CAPS peut être le seul moyen de sauver les occupants de l'avion.

Collision en vol

Après une collision, il est possible que l'avion ne soit pas en état de voler, à cause de dommages du système de commandes ou de la structure primaire. Après une collision en vol, déterminer immédiatement s'il est possible de maîtriser l'avion et si l'avion est structurellement capable de continuer à voler et atterrir en sécurité. Si ce n'est pas le cas, il faut considérer l'activation du système de CAPS.

Défaillance structurelle

Une défaillance structurelle peut être le résultat de diverses situations, telles que rencontres de grandes rafales à une vitesse supérieure à la vitesse de croisière structurelle de l'avion, déplacements accidentels à pleine course des commandes au-dessus de la vitesse de manoeuvre de l'avion ou dépassant le facteur de charge de conception pendant la manoeuvre. En cas de défaillance structurelle, déterminer immédiatement s'il est possible de conserver la maîtrise de l'avion et si l'avion est structurellement capable de continuer le vol et d'atterrir en sécurité. Si ce n'est pas le cas, il faut considérer l'activation du système de CAPS.

Perte de maîtrise

Une perte de maîtrise peut être le résultat de plusieurs situations, telles que défaillance du système de commande (commandes débranchées ou coincées); forte turbulence de sillage, forte turbulence causant une excursion, important givrage de l'avion ou désorientation continue du pilote causée par vertige ou panique, ou spirale ou vrille. En cas de perte de maîtrise, déterminer s'il est possible de ramener l'avion en vol normal. S'il n'est pas possible de ramener l'avion en vol normal, il faut activer le système de CAPS. Cette décision doit être prise avant d'atteindre l'altitude de décision pré-déterminée (2 000 pieds au-dessus du sol, comme indiqué plus bas).

Atterrissage nécessaire sur un terrain ne permettant pas un atterrissage en sécurité

Si un atterrissage forcé est nécessaire à cause d'une défaillance du moteur, d'une panne d'essence, de givrage structurel excessif ou pour toute autre situation, l'activation du système de CAPS est seulement justifiée s'il n'est pas possible de faire un atterrissage qui assure peu ou pas de risques pour les occupants de l'avion. Cependant, il faut envisager l'activation du système de CAPS si la situation a lieu sur un terrain reconnu comme ne permettant pas un atterrissage, tel que sur un terrain extrêmement accidenté ou montagneux, sur de l'eau hors de distance de vol plané de la terre, sur une région recouverte de brouillard ou de nuit.

Incapacité soudaine du pilote

L'incapacité soudaine du pilote peut être n'importe quoi, d'un malaise médical du pilote à un impact d'oiseau blessant le pilote. Dans ce cas et si les passagers ne peuvent pas accomplir un bon atterrissage, les passagers doivent contempler l'activation du système de CAPS. Il faut expliquer cette possibilité aux passagers avant le vol et tous les passagers appropriés doivent être instruits sur le fonctionnement du système de CAPS pour qu'ils puissent le déployer efficacement.

Renseignements généraux sur le déploiement

Vitesse de déploiement

Il a été démontré que le système de CAPS peut être déployé à une vitesse de 133 kt. Le déploiement à une vitesse supérieure peut soumettre le parachute et l'avion à des charges excessives qui peuvent causer une défaillance structurelle. Après avoir pris la décision de déployer le système de CAPS, il faut faire tout son possible pour ralentir l'avion à la vitesse la plus basse possible. Cependant, si le temps et l'altitude sont un facteur ou si un impact au sol est imminent, il faut activer le système de CAPS quelle que soit la vitesse.

Altitude de déploiement

Aucune altitude minimale de déploiement n'a été établie. C'est le cas parce que la perte d'altitude réelle pendant un déploiement particulier dépend de la vitesse de l'avion, de l'altitude et de l'attitude au moment du déploiement, ainsi que d'autres facteurs environnementaux. Dans tous les cas, cependant, les possibilités d'un bon déploiement augmentent avec l'altitude. A titre indicatif, la perte d'altitude démontrée après une entrée dans une vrille d'un tour, sous un parachute stabilisé, est de 920 pieds. La perte d'altitude lors d'un déploiement en vol horizontal a été démontrée à moins de 400 pieds. Avec ces valeurs en tête, il peut être utile de maintenir une altitude de décision de 2 000 pieds au-dessus du sol. Au-dessus de 2 000 pieds, il y a normalement assez de temps pour évaluer systématiquement et faire face à l'urgence de l'avion. Au-dessous de 2 000 pieds, la décision d'activer le système de CAPS doit être prise presque immédiatement pour maximiser la possibilité de succès du déploiement. A n'importe quelle altitude, quand il a été déterminé que le déploiement du système de CAPS est la seule possibilité disponible pour sauver les occupants de l'avion, déployer le système sans attendre.

Attitude de déploiement

Le système de CAPS a été soumis à des essais dans toutes les configurations de volets, à une vitesse variant de V_{SO} à V_a . La majorité des essais du système de CAPS ont été accomplis en vol horizontal. Un essai de déploiement en vrille a aussi été fait. De ces essais, il a été déterminé que, tant que le parachute est introduit dans l'air libre par la fusée, il peut amener l'avion en descente, en attitude horizontale, sous le parachute. Cependant, il peut être supposé que, pour minimiser les risques de mise en torche du parachute et les oscillations de l'avion sous le parachute, le système de CAPS doit être activé quand les ailes sont horizontales et l'avion en position normale, si possible.

Considérations sur l'atterrissage

Après le déploiement du système de CAPS, l'avion descend à environ 1 600 à 1 800 pieds par minute, avec une vitesse latérale égale à la vitesse du vent de surface. L'impact d'un atterrissage après déploiement du système de CAPS est équivalent à un impact au sol d'une hauteur d'environ 13 pieds. Bien que la cellule, les sièges et le train d'atterrissage soient conçus pour absorber les contraintes, les occupants doivent se préparer pour l'atterrissage. En cas d'atterrissage après déploiement du système de CAPS, la considération principale est de préparer les occupants pour l'impact de manière à éviter, autant que possible, des blessures.

Prise de la position d'atterrissage d'urgence.

Lors d'un impact au sol après le déploiement du système de CAPS, la considération la plus importante est d'éviter les blessures des occupants, particulièrement les blessures du dos. L'impact avec le sol alors que le dos n'est pas droit, pour essayer d'ouvrir une porte ou de maintenir des objets en place, augmente le risque de blessures du dos. Tous les occupants doivent être en position d'atterrissage de secours, bien avant l'impact au sol. Après l'impact au sol, tous les occupants doivent maintenir la position d'atterrissage d'urgence jusqu'à l'arrêt complet de l'avion.

Pour prendre la position d'atterrissage d'urgence, serrer la ceinture et le harnais de sécurité, croiser les bras sur la poitrine, prendre fermement le harnais en main et maintenir le torse bien droit contre le dossier. Les coussins des sièges contiennent une structure alvéolaire conçue pour s'écraser en impact pour absorber les charges et aider à protéger la colonne vertébrale contre la compression.

Position des portes

Dans la plupart des cas, il est préférable de laisser les portes enclenchées et d'utiliser le temps disponible pour transmettre les appels au secours, éteindre tous les systèmes et de prendre la position d'atterrissage d'urgence, bien avant l'impact. La discussion qui suit donne quelques recommandations spécifiques, mais la décision du pilote dépend de tous les facteurs, y compris le moment de l'impact, l'altitude, le terrain, le vent, l'état de l'avion, etc.

Il existe toujours la possibilité qu'une porte, ou les deux, se bloquent en impact. Dans ce cas, pour sortir de l'avion, les occupants doivent forcer pour ouvrir une porte partiellement coincée ou briser une fenêtre de porte avec le marteau de sortie de secours qui se trouve

dans le couvercle de l'accoudoir central. Ceci peut retarder de façon appréciable l'évacuation des occupants de l'avion.

Si le pilote décide d'atterrir avec une porte ouverte, il doit considérer plusieurs facteurs : perte de la porte, possibilité de blessure de la tête ou blessure par un objet qui entre par l'ouverture de la porte.

- Si une porte est ouverte avant l'impact en cas d'atterrissage après déploiement du système de CAS, il est fort probable que la porte va se séparer de l'avion à l'impact.
- Si la porte est ouverte et si l'avion fait contact au sol en position inversée, il est possible qu'un occupant soit projeté vers l'avant et heurte sa tête contre le montant de la porte exposé. Le contact avec le sol en position inversée peut être causé par un terrain qui n'est pas horizontal, un contact avec un objet tel qu'un arbre ou par une attitude transitoire de l'avion.
- Avec la porte ouverte, il est possible qu'un objet, une branche d'arbre par exemple, ou des débris en vol, entrent dans l'ouverture et heurtent un occupant.

• MISE EN GARDE •

Si la décision est prise de déverrouiller une porte, il ne faut déverrouiller qu'une seule porte. L'ouverture d'une porte fournit une sortie de secours et réduit aussi les risques associés à l'impact avec le sol. Typiquement, c'est la porte du copilote, car elle permet aux autres occupants de sortir en premier après l'arrêt de l'avion.

Scénario d'atterrissage après déploiement du système de CAPS	Position des portes
Siège du copilote vide	Déverrouiller la porte du copilote
Très peu de temps avant l'impact	Maintenir les portes fermées
Incendie	Déverrouiller la porte du copilote
Amerrissage	Déverrouiller la porte du copilote
Situation inconnue	Maintenir les portes fermées

Amerrissage

La flottaison de l'avion après un amerrissage n'a pas fait l'objet d'essais et est inconnue. Cependant, puisqu'il existe la possibilité qu'une porte ou les deux se coincent et que l'utilisation du marteau de sortie de secours pour briser une fenêtre peut prendre un certain temps, le pilote peut contempler la possibilité de déverrouiller une porte avant de prendre la position d'atterrissage d'urgence afin d'avoir une voie d'évacuation si l'avion commence à couler.

Incendie suivant l'impact

S'il n'y a pas d'incendie avant l'impact et si le pilote peut arrêter le moteur, couper le carburant et mettre hors tension les systèmes électriques, il y a moins de risque d'incendie après l'impact. Si le pilote a raison de croire que l'impact peut provoquer un incendie, il faut contempler la possibilité de déverrouiller une porte immédiatement avant de prendre la position d'atterrissage de secours pour assurer une évacuation rapide.

Rafales au sol

S'il est connu ou supposé que des rafales au sol d'une vitesse d'au moins 30 kt sont présentes dans la zone d'atterrissage, il est possible que le parachute entraîne l'avion après l'impact, spécialement si le terrain est plat et sans obstacle. Pour s'assurer que les occupants peuvent évacuer l'avion le plus rapidement possible après l'arrêt de l'avion, le pilote peut décider de déverrouiller la porte du copilote pour l'atterrissage après déploiement du système CAPS. Les occupants doivent être en position d'atterrissage d'urgence pour l'impact. Les occupants doivent attendre l'arrêt complet de l'avion avant de desserrer leur ceinture de sécurité. Après l'arrêt complet de l'avion, les occupants doivent sortir de l'avion et se déplacer immédiatement en amont du vent pour éviter que des rafales soudaines ne traînent l'avion dans leur direction.