



Copyright © 2004 - All Rights Reserved
Cirrus Design Corporation
4515 Taylor Circle
Duluth, MN 55811

La teneur de ce manuel a été harmonisée avec la version anglaise de la révision de fonctionnement A1 du manuel du pilote.

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 SR20 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 faisant l'objet d'une nouvelle publication sont identifiées par le mot « Nouvelle publication » suivis d'une lettre indiquant le niveau de la révision ; par exemple, « Publication Initiale ». Les pages révisées 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 SR20 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.

Section 1

Généralités

Table des matières

| | |
|---|------|
| Introduction | 1-3 |
| L'avion | 1-6 |
| Moteur | 1-6 |
| Hélice | 1-6 |
| Carburant | 1-7 |
| 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 performance et d'établissement plan de vol | 1-11 |
| Masse et centrage | 1-11 |

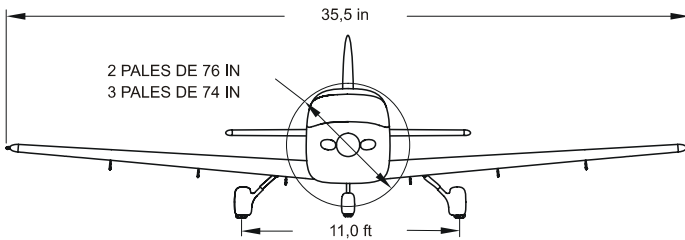
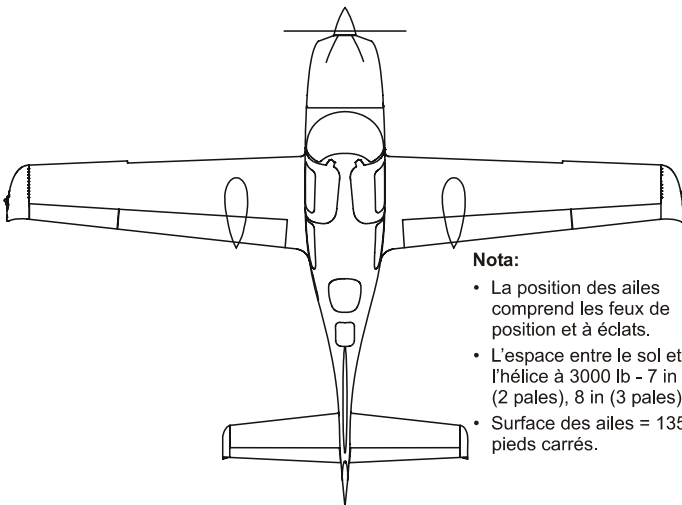
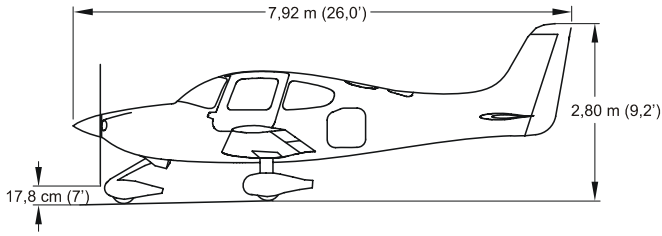
Intentionnellement laissé en blanc

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.

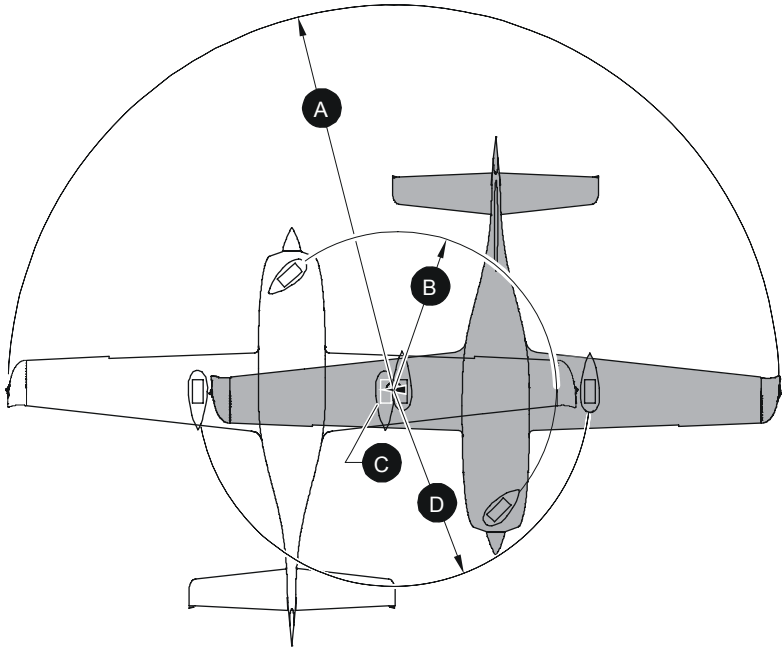
• Nota •

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.*



SR2_FM01_1004

Figure 1-1
Trois vues de l'avion



ESPACE DE BRAQUAGE AU SOL

- A** -RAYON POUR LES POINTES D'AILES ————— 23' 11"
- B** -RAYON POUR LA ROUE AVANT ————— 9' 11"
- C** -RAYON POUR LA ROUE INTERIEURE ————— 6"
- D** -RAYON POUR LA ROUE EXTERIEURE ————— 12' 2"

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_1002

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-360-ES |
| Dosage du carburant..... | Injection de carburant |
| Refroidissement du moteur..... | Refroidissement à air |
| Type de moteur..... | A cylindres opposés à plat, entraînement direct |
| Puissance..... | 200 hp à 2 700 tr/min |

Hélice

Hartzell

Type d'hélice..... Régime constant

Hélice à deux pales :

Numéro de modèle..... BHC-J2YF-1BF/F7694

Diamètre..... 76,0 in (74,5 in minimum)

Hélice à trois pales :

Numéro de modèle..... PHC-J3YF-1MF/F7392-1

Diamètre..... 74,0 in (72,5 in minimum)

Numéro de modèle..... PHC-J3YF-1RF/F7392-1

Diamètre..... 74,0 in (72,5 in minimum)

Carburant

Capacité totale 229,0 l (60,5 gallons américains)

Total utilisable 212,0 l (56 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 ou 20W-50

Au-dessous de 40 °F (4 °C)..... SAE 30 ou 10W-30

Au-dessus de 40 °F (4 °C)..... SAE 50

Poids maximal d'homologation

Masse maximale au décollage 1 361 kg (3 000 lb)

Masse maximale à l'atterrissage 1 315 kg (2 900 lb)

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

Poids à vide standard 930 kg (2 050 lb)

Charge utile 431 kg (950 lb)

Poids total de carburant 282 kg (622 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 22,2 lb/ft²

Rapport poids-puissance 15,0 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.

IAS **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.

- OAT **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

- Puis-
sance
(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.
- Régi-
me **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 moteur | 2-6 |
| Moteur | 2-6 |
| Hélice | 2-7 |
| Marquages des instruments | 2-8 |
| Limites générales | 2-9 |
| Limites de masse | 2-9 |
| Procédures pour instruments | 2-9 |
| Limites de centre de gravité | 2-9 |
| Limites de manoeuvres | 2-11 |
| Limites des volets | 2-11 |
| Limites de facteur de charge de vol | 2-11 |
| Limites de carburant | 2-11 |
| Altitude maximale d'exploitation | 2-12 |
| Nombre maximum de passagers | 2-12 |
| Nombre minimum de membres d'équipage | 2-12 |
| Peinture | 2-12 |
| Surface des pistes | 2-12 |
| Fumer | 2-12 |
| Limites des systèmes | 2-13 |
| Système de parachute de cellule Cirrus (CAPS) | 2-13 |
| Affichage multifonctions | 2-13 |
| Système d'alimentation d'oxygène | 2-13 |
| Types d'utilisation | 2-14 |
| Givrage | 2-14 |
| Types de listes d'équipement d'utilisation | 2-14 |
| Placards | 2-18 |

Intentionnellement laissé en blanc

Introduction

• Nota •

Les limitations associées à l'équipement optionnel ne sont pas décrites dans cette section. Pour obtenir des informations sur les limitations associées à l'équipement optionnel, consulter la *section 9, Suppléments*.

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 SR20 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 SR20 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} | 200 | 200 | La vitesse à ne jamais dépasser est la vitesse qui ne peut jamais être dépassée, à n'importe quel moment. |
| V_{NO} | 165 | 165 | 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 (3 000 lb) | 131 | 131 | 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 % | 120 100 | 120 101 | La vitesse maximale avec les volets sortis est la vitesse maximale permise avec les volets sortis. |
| V_{PD} | 135 | 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 | 56 à 100 | 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 | 65 à 165 | 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 | 165 à 200 | Plage de prudence L'utilisation doit être faite avec prudence et seulement dans de l'air calme. |
| Ligne rouge | 200 | 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-360-ES

Puissance nominale 200 hp à 2 700 tr/min

Régime maximal..... 2 700 tr/min

Huile

Température de l'huile 240  F (115  C) maximum

Pression d'huile

Minimum..... 10 psi

Maximum..... 100 psi

Huiles approuv es

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   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 temp eraturesSAE 15W-50 ou 20W-50

Au-dessous de 40  F (4  C) SAE 30 ou 10W-30

Au-dessus de 40  F (4  C)SAE 50

Catégorie de carburantCat egorie 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

• Nota •

Les hélices à deux pales ne sont pas approuvées par l'EASA pour utilisation avec cet appareil. Les appareils immatriculés dans l'Union Européenne doivent ignorer toutes les références aux hélices à deux pales de ce manuel d'utilisation de l'avion.

Hartzell

Type d'hélice..... Régime constant

Hélice à deux pales :

Numéro de modèle..... BHC-J2YF-1BF/F7694

Diamètre..... 76,0 in (74,5 in minimum)

Hélice à trois pales :

Numéro de modèle..... PHC-J3YF-1MF/F7392-1

Diamètre..... 1880 mm (74,0") (1842 mm / 72.5" minimum)

Numéro de modèle..... PHC-J3YF-1RF/F7392-1

Diamètre..... 74,0 in (72,5 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 35 pouces Hg) | — | 15 à 29,5 in Hg | 29,5 à 35 in Hg | — |
| Débit de carburant (0 à 18 gallons américains/h) | — | 7 à 13 gallons américains/h | — | — |
| 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 28 gallons américains) | 0 gal. | — | 0 à 8,2 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 1 361 kg (3 000 lb)

• Nota •

Toutes la masse en excès de 1 315 kg (2 900 lb) doivent provenir des réservoirs d'ailes.

Masse maximale à l'atterrissage 1 315 kg (2 900 lb)

Masse dans la soute 59 kg (130 lb)

Procédures pour instruments

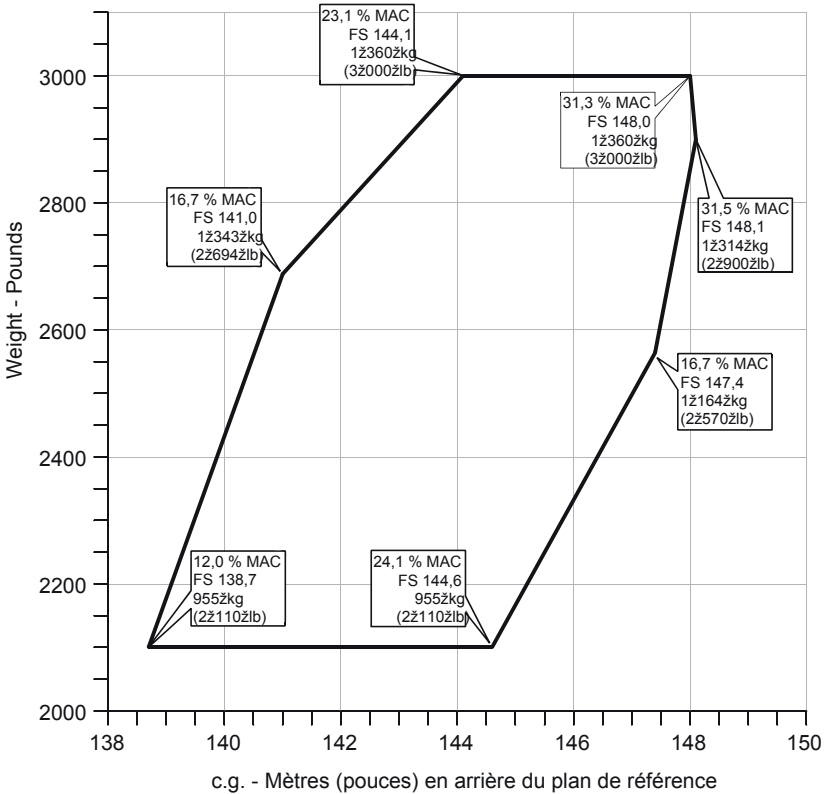
Des oscillations de l'aiguille d'indicateur d'écart de route sont possibles sur les avions avec une hélice à deux pales, pendant l'exécution de la procédure pour instruments utilisant un radiophare d'alignement de piste ou un aide de navigation aérienne simplifié (SDF), un régime du moteur au-dessus de 2 600 tr/min est interdit.

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*



SR2_FM02_1940

LIMITE AVANT - La limite avant est FS 138,7 (12,0 % de corde moyenne aérodynamique ; MAC) à 2 110 lb, avec un effilement en ligne droite jusque FS 141,0 (16,7 % de MAC) à 2 694 lb, et jusque FS 144,1 (23,1 % de MAC) à 3 000 lb.
LIMITE ARRIERE - La limite arrière est FS 144,6 (24,1 % de MAC) à 2 110 lb, avec un effilement en ligne droite jusque FS 147,4 (30,0 % de MAC) à 2 570 lb, jusque FS 148,1 (31,5 % de MAC) à 2 900 lb, et jusque FS 148,0 (31,3 % de MAC) à 3 000 lb.

Figure 2-4
c.g. Enveloppe

Limites de manoeuvres

Les manoeuvres acrobatiques, y compris les vrilles sont interdites.

• Nota •

Le SR20 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 %.

Limites des volets

Pour les numéros de série 1005 à 1204 inclus, avant la mise en oeuvre du bulletin technique SB 20-27-05 : 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

Le déséquilibre maximal permis pour le carburant est de 7,5 gallons américains, soit 1/4 du réservoir.

Carburant approuvé.....Catégorie aviation 100 LL (bleu) ou 100 (vert)
Capacité totale 229,0 l (60,5 gallons américains)
Capacité de chaque réservoir de carburant 114,5 l (30,3 gallons américains)

Quantité totale de carburant utilisable (toutes les conditions de vol).....
212,0 l (56.0 gallons américains)

Altitude maximale d'exploitation

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.*

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 SR20, 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..... 135 KIAS

- 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 11934-S09 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 SR20 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 | | | | | |
| Comm VHF | — | — | 1 | 1 | |
| Alimentation électrique | | | | | |
| Batterie | 1 | 1 | 1 | 1 | |
| Batterie secondaire | | | 1 | 1 | Indicateur de virage de secours |
| Alternateur | 1 | 1 | 1 | 1 | |
| Ampèremètre | 1 | 1 | 1 | 1 | |
| Voyant de basse tension | 1 | 1 | 1 | 1 | |
| Disjoncteurs | Selon besoin | Selon besoin | Selon besoin | Selon besoin | Selon besoin |

| Système, instrument, et équipement | Types d'utilisation | | | | Remarques, notes, et exceptions |
|---|---------------------|--------------|--------------|--------------|---|
| | VFR jour | VFR nuit | IFR jour | IFR nuit | |
| Équipement et accessoires | | | | | |
| Radiobalise de détresse Emetteur | 1 | 1 | 1 | 1 | |
| Système de ceintures de sécurité | Selon besoin | Selon besoin | Selon besoin | Selon besoin | Une ceinture de sécurité pour chaque occupant |
| 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 | |
| Indicateur de compensateur de direction | 1 | 1 | 1 | 1 | |
| Système de compensateur de direction | 1 | 1 | 1 | 1 | |
| 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 | |

| Système, instrument, et équipement | Types d'utilisation | | | | Remarques, notes, et exceptions |
|--|---------------------|-------------|-------------|-------------|--|
| | VFR jour | VFR nuit | IFR jour | IFR nuit | |
| Protection contre le givre et la pluie | | | | | |
| Système secondaire d'admission d'air du moteur | 1 | 1 | 1 | 1 | |
| 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 (HSI) | — | — | 1 | 1 | |
| Indicateur de virage (gyroscope directionnel) | — | — | 1 | 1 | |
| Horloge | — | — | 1 | 1 | |
| Radionavigation | — | — | 1 | 1 | |
| Système de Pitot | 1 | 1 | 1 | 1 | |

| Système, instrument, et équipement | Types d'utilisation | | | | Remarques, notes, et exceptions |
|---|---------------------|-------------|-------------|-------------|--|
| | VFR jour | VFR nuit | IFR jour | IFR nuit | |
| Système statique, normal | 1 | 1 | 1 | 1 | |
| Affichage multifonctions | — | — | — | — | |
| Pneumatique | | | | | |
| Manomètre d'aspiration | — | — | 1 | 1 | |
| Affichages moteur | | | | | |
| Culasse Thermomètre | — | — | — | — | |
| Gaz d'échappement 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:



FR_SR20_FM02_1220C

Figure 2-5
Plaquettes (feuille 1 de 7)

*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

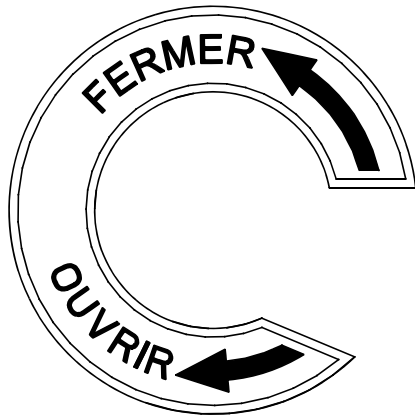
*Gouvernes de direction et de profondeur,
des deux côtés:*

NE PAS POUSSER

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

ALIMENTATION
EXTERIEURE 28 V,
COURANT CONTINU

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



Serials 1317 thru 1422.

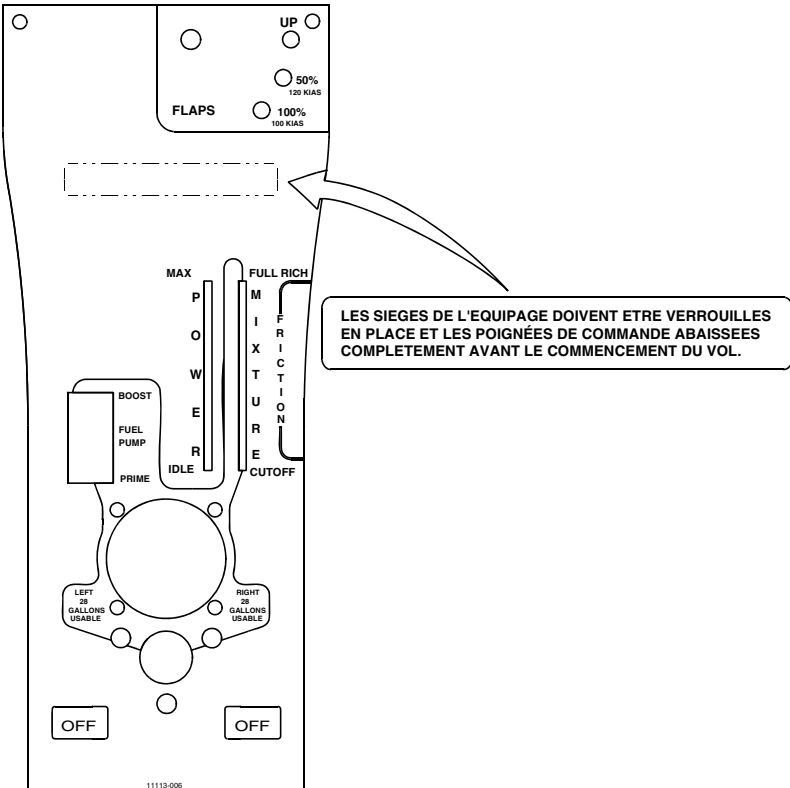
POUSSER
POUR
OUVRIR

Serials 1423 & subs.

FR_SR20_FM02_1221B

Figure 2-5
Plaquettes (feuille 2 de 7)

Panneau de commande du moteur:



FR_SR20_FM02_1520B

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_SR20_FM02_1223E

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

Panneau de traversin, les deux côtés:



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:

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_SR20_FM02_1517C

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

Soute à bagages, bord arrière:

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

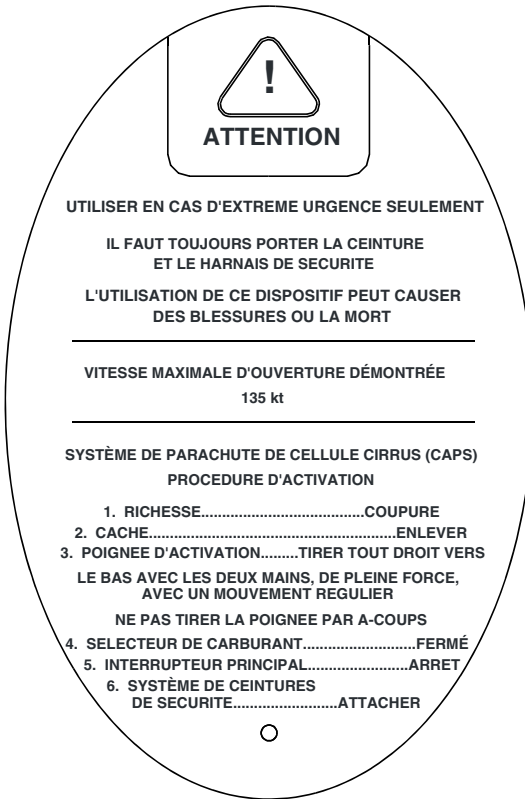
Porte de la soute à bagages, intérieur:

**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_SR20_FM02_1224

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

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



*Avion numéro de série 1196
et suivants et avion incorporant
le bulletin technique SB 20-95-03.*

FR_SR20_FM02_1522A

Figure 2-5
Plaquettes (feuille 7 de 7)

Intentionnellement laissé en blanc

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 |
| Conditions de vol plané maximal | 3-10 |
| Panne du moteur en vol | 3-11 |
| Rallumage du moteur en vol | 3-13 |
| Perte partielle de puissance du moteur | 3-14 |
| Pression d'huile basse | 3-18 |
| Panne du régulateur d'hélice | 3-18 |
| Élimination de la fumée et des vapeurs | 3-19 |
| Incendie moteur en vol | 3-20 |
| Incendie d'aile en vol | 3-20 |
| Incendie de cabine en vol | 3-20 |
| Rencontre accidentelle de givrage | 3-22 |
| Descente d'urgence | 3-22 |
| Rencontre accidentelle de conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC) | 3-22 |
| Piqué en spirale accidentel pendant un vol en conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC) | 3-23 |
| Ouverture des portes en vol | 3-23 |
| Vrilles | 3-24 |
| Déploiement du système de CAPS | 3-25 |

| | |
|--|------|
| Atterrissage d'urgence | 3-28 |
| Atterrissage forcé (moteur arrêté) | 3-28 |
| Atterrissage sans commande de profondeur | 3-29 |
| Atterrissage avec défaillance des freins | 3-29 |
| Atterrissage avec un pneu à plat | 3-30 |
| Mauvais fonctionnement d'un système | 3-31 |
| Panne d'alternateur..... | 3-31 |
| Panne de communications..... | 3-33 |
| Défaillance de la tringlerie de commande des gaz | 3-34 |
| Mauvais fonctionnement de statique de Pitot | 3-35 |
| Panne du système de vide..... | 3-36 |
| Panne de compensateur électrique et de pilote automatique | 3-37 |

Introduction

Cette section fournit les procédures traitant les cas d'urgence et les situations anormales pouvant se présenter pendant l'utilisation du SR20. 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

| | |
|----------------|--------|
| 3 000 lb | 131 kt |
| 2 600 lb | 122 kt |
| 2200 lb | 111 kt |

Meilleur vol plané

| | |
|----------------|-------|
| 3 000 lb | 96 kt |
| 2 500 lb | 87 kt |

Atterrissage d'urgence (moteur arrêté)

| | |
|------------------------|-------|
| Volets rétractés | 86 kt |
| Volets à 50 % | 81 kt |
| Volets à 100 % | 75 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 SR20, 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 SR 20 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. A cause de cela, 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 BESOIN
 - Pour arrêter l'avion -REDUIRE
 - 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. Richesse COUPER
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.....ARRETER

• **Nota** •

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

2. Ceintures de sécurité RELACHER
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)
ETABLIR
2. Richesse COUPER
3. Sélecteur de réservoir de carburant ARRET
4. Commutateur d'allumage ARRET
5. Volets SELON 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

Conditions de vol plané maximal

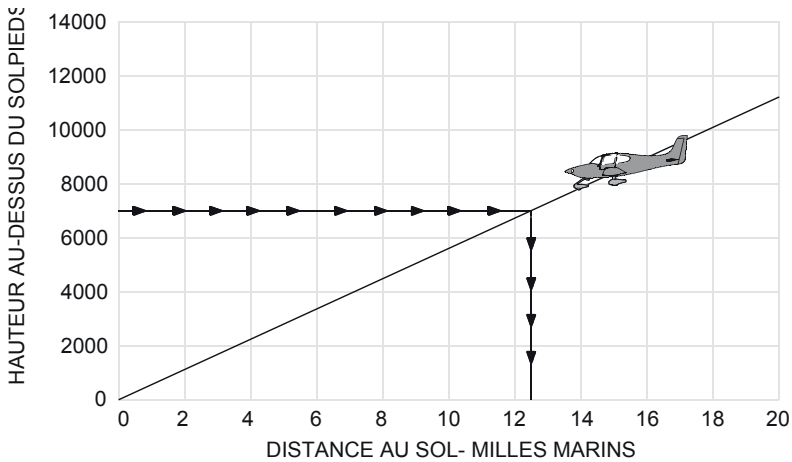
| Conditions | | Exemple | |
|------------|-------------------|--------------------------|------------------------------------|
| Moteur | ARRETER | Altitude | 7 000 pieds au-dessus du sol |
| Hélice | En moulinet | Vitesse indiquée | Meilleur vol plané |
| Volets | 0% (RETRACTES) | <hr/> | |
| Vent | Zéro | Distance de vol plané | 12,5 milles marins |

Meilleure vitesse de vol plané

3 000 lb96 kt

2 500 lb87 kt

Taux de vol plané maximal Environ 10,9 à 1



SR2_FM03_1046

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. Interrupteur principal 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. Interrupteur principal d'alternateur ARRET
9. Démarreur (hélice pas en moulinet) ENGAGER
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.

(Suite à la page suivante)

• 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 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 un régime moteur irrégulier ou une perte partielle de puissance.

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 la 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.....ACTIONNER
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 MARCHÉ
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.

(Suite à la page suivante)

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..... VERIFIER
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 REDUIRE à 80 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'air OUVRIR, 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 DEVERROUILLER

Incendie moteur en vol

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

1. Richesse COUPER
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. Commutateur de réchauffage PitotARRET
2. Commutateur de feux de navigationARRET
3. Interrupteur de feux stroboscopiques.....ARRET
4. Si possible, faire un glissement 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 pratique.

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.

1. Interrupteurs principaux de batterie et d'alternateurARRET

(Suite à la page suivante)

• Nota •

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

2. Chauffage ARRET
3. Bouches d'air FERMEE
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 avioniques 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 sur 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

Le moyen le plus rapide d'amener l'avion au sol est de descendre à la vitesse V_{NE} .

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

• Attention •

Si des turbulences sont prévues, ne pas dépasser une vitesse indiquée supérieure à la vitesse V_{NO} (165 kt)

3. Vitesse indiquée..... V_{NE} (200 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 automatiqueEngager 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 SR20 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 SR20 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 SR20 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 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 d'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 Activer

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 escomptée d'un déploiement complètement stabilisé est équivalent à une chute d'une hauteur d'environ 10 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 135 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.

(Suite à la page suivante)

Après le déploiement

5. Richesse VERIFIER, COUPER
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 SERRER
Tous les occupants doivent serrer fermement leur ceinture et harnais de sécurité.
12. Objets libres RANGER
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 ETABLIR
2. Radio..... Transmettre (121.5 MHz) MAYDAY en donnant l'emplacement et les intentions.
3. Transpondeur SQUAWK 7700
4. En dehors d'un aéroport, radiobalise de détresse ACTIVER
5. Commande des gaz RALENTI
6. Richesse COUPER
7. Sélecteur de réservoir de carburant..... ARRET
8. Commutateur d'allumage ARRET
9. Pompe à carburant..... ARRET

(Suite à la page suivante)

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. Moteur..... 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.

Mauvais fonctionnement d'un système

Panne d'alternateur

Des indications anormales de l'ampèremètre et l'allumage du voyant LOW VOLTS (basse tension) peuvent indiquer un mauvais fonctionnement du système d'alimentation électrique. Une courroie d'entraînement d'alternateur coupée, un problème de branchement ou un régulateur de tension défectueux sont les causes les plus probables de défaillance de l'alternateur. Habituellement, un mauvais fonctionnement du système électrique est indiqué par une intensité du courant de charge ou de décharge très élevée.

L'ampèremètre indique une intensité de courant de charge élevée

Après avoir démarré le moteur et avec une consommation électrique importante à bas régime, la batterie est suffisamment basse pour accepter une charge élevée pendant la portion initiale du vol. Cependant, l'ampèremètre doit indiquer une charge de moins de deux largeurs de l'aiguille après 30 minutes de vol en croisière. Si l'intensité du courant de charge reste supérieure à cette valeur, la batterie peut surchauffer, causant l'évaporation de l'électrolyte.

En plus, les éléments électroniques du système électronique peuvent être endommagés par une surtension. Normalement, le détecteur de surtension du régulateur de tension ouvre automatiquement le disjoncteur de l'alternateur et arrête l'alternateur si la tension atteint environ 31,8 V. Si le détecteur de surtension est défaillant, exécuter la liste de vérification suivante :

1. Interrupteur principal d'alternateur..... ARRET
2. Disjoncteur de l'alternateur TIRER
3. Equipement électrique non essentiel ARRET
4. Atterrir dès que possible.

L'ampèremètre indique une décharge

Si le détecteur de surtension arrête l'alternateur ou si la sortie de l'alternateur est faible, l'ampèremètre indique une décharge et le voyant LOW VOLTS (basse tension) s'allume. Il est possible que le déclenchement soit intempestif, il faut donc essayer de réactiver le système d'alternateur en exécutant la liste de vérification suivante, jusqu'à l'item 4 incluse. Si le problème disparaît, l'alternateur reprend la charge normale et le voyant LOW VOLTS s'éteint, il est possible de remettre sous tension le système d'avionique. Cependant, si le voyant se rallume, un mauvais fonctionnement est confirmé et il faut terminer la procédure. Il faut économiser l'électricité de la batterie pour permettre l'activation ultérieure des volets, des feux et autres équipements essentiels.

• Nota •

Il est possible que l'ampèremètre indique une décharge et que le voyant de basse tension s'allume pendant une période de demande électrique élevée à faible régime du moteur, pendant le roulage par exemple. Dans ce cas, il n'est pas nécessaire d'éteindre l'interrupteur principal, car il n'y a pas de surtension et l'alternateur n'a pas été désactivé. Le voyant LOW VOLTS (basse tension) doit s'éteindre à régime moteur élevé.

1. Interrupteur d'avioniqueARRET
2. Disjoncteur de l'alternateurVERIFIER QU'IL EST ENFONCE
3. Interrupteur principal d'alternateurARRET ET MARCHE
4. Interrupteur d'avionique MARCHE

Indication de décharge par l'ampèremètre

1. Interrupteur principal d'alternateurARRET
2. Equipement électrique non essentielARRET
3. En cas de prévision de panne électrique totale, mettre l'alimentation de l'indicateur de virage sur EMER (URGENCE)
4. 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 bloqué

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 du système de vide

L'allumage du voyant rouge VACUUM est une indication de la défaillance de la pompe à vide entraînée par le moteur. En cas de défaillance de la pompe à vide entraînée par le moteur, la pompe à vide électrique de secours se met automatiquement en marche et le voyant orange AUX VAC s'allume, indiquant que la pompe électrique est en marche et qu'elle fournit le vide pour le fonctionnement des instruments.

En cas de défaillance des deux pompes à vide en vol, l'horizon artificiel, le gyroscope directionnel (si installé) ou l'horizon artificiel à vide optionnel (si installé) ne fonctionnent pas. L'horizon artificiel électrique optionnel (si installé) n'est pas affecté par une panne du système de vide. L'indicateur de virage électrique est le seul instrument gyroscopique restant. Le pilote automatique utilise les renseignements du gyroscope d'indicateur de virage pour déterminer l'assiette latérale.

1. Il faut penser à utiliser l'axe de roulis du pilote automatique pour réduire la charge de travail. Engager le mode de stabilisateur (ST) s'il est disponible. Si un horizon artificiel électrique optionnel est installé, utiliser le mode de cap (HDG) pour aider à maintenir les ailes horizontales ; régler le curseur de cap au cap actuel de l'avion avant d'engager le pilote automatique.

• MISE EN GARDE •

Il ne faut pas utiliser le mode de cap (HDG) si l'avion est équipé d'un gyroscope directionnel à dépression ou d'un horizon artificiel à dépression.

2. Utiliser les techniques de « panneau partiel » en cas de vol aux instruments. Si possible, couvrir les instruments qui ne fonctionnent pas.
3. Essayer de voler à vue dès que possible.

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 du pilote automatique. 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'avionMAINTENIR 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 BESOIN
5. MancheMAINTENIR LA PRESSION MANUELLEMENT
6. Atterrir dès que possible.

Intentionnellement laissé en blanc

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 | 4-11 |
| Avant le roulage | 4-13 |
| Roulage | 4-13 |
| Avant le décollage | 4-14 |
| Décollage | 4-15 |
| Décollage normal | 4-17 |
| Décollage sur un terrain court | 4-17 |
| Montée | 4-18 |
| 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 | 4-27 |
| 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 % 67 kt
- Piste courte, volets à 50 % 65 kt
- Passage d'un obstacle, volets à 50 % 75 kt

Montée en route, volets rétractés

- Normale, niveau de la mer (NM) 105 kt
- Normale, 10 000 pieds 95 kt
- Meilleure vitesse ascensionnelle, NM 96 kt
- Meilleure vitesse ascensionnelle, 10 000 pieds 91 kt
- Meilleure pente, NM 81 kt
- Meilleure pente, 10 000 pieds 85 kt

Approche d'atterrissage

- Approche normale, volets rétractés 85 kt
- Approche normale, volets sortis à 50 % 80 kt
- Approche normale, volets sortis à 100 % 75 kt
- Piste courte, volets sortis à 100 % 75 kt

Remise des gaz, volets sortis à 50 %

- Pleine puissance 75 kt

Pénétration maximale recommandée dans des turbulences

- 3 000 lb 131 kt
- 2 600 lb 122 kt
- 2200 lb 111 kt

Vent de travers maximum

- Décollage ou atterrissage 21 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 mise en marche du réchauffage Pitot, pendant moins de 30 secondes.

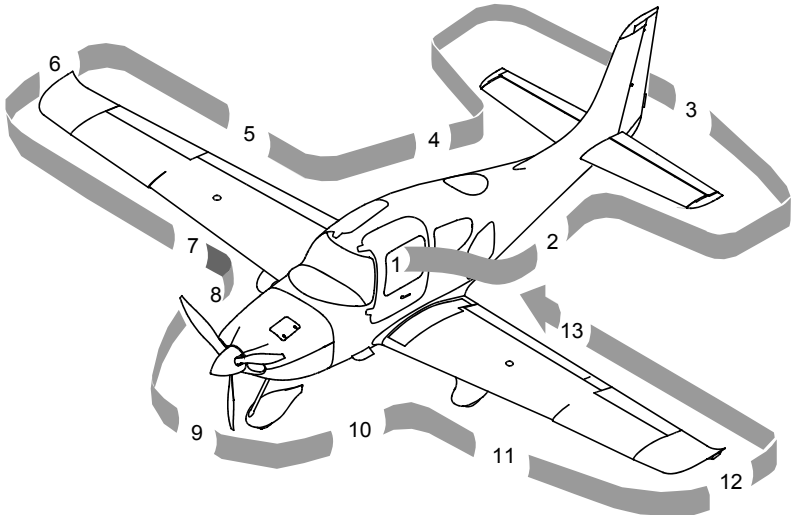


Figure 4-1
Inspection extérieure

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 batterie MARCHÉ
- d. Ventilateur de refroidissement d'avionique Audible
- e. Voltmètre 23 à 25 V
- f. Voyant de position des volets. ETEINT
- g. Quantité de carburant Vérifier
- 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 batterie 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 de statique Vérifiée
 - b. Emplanture d'aile Vérifier
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. 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 de 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. Pneu Etat, 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. Capot Installé correctement
 - b. Tuyau d'échappement..... Etat, installation et espacement
 - c. Antenne de radiophare (sous l'avion)Etat et branchement
 - d. 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 rangé
 - b. Jambe de force Etat
 - c. Carénage de roue Installation et accumulation de débris
 - d. Roue et pneu Etat, gonflage et usure
 - e. Hélice.....Etat (indentations, encoches, etc.)
 - f. Casserole d'héliceEtat, installation et fuites d'huile
 - g. Admissions d'air..... Pas obstruées
 - h. Courroie d'alternateur Etat et tension
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. Tuyau 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 Enlevé
 - 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. 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 du 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.

• Attention •

Les alternateurs doivent être laissés sur l'arrêt (OFF) pendant le démarrage du moteur pour éviter les charges électriques élevées qui peuvent réduire la longévité des alternateurs et causer l'ouverture du disjoncteur de l'alternateur.

1. Batterie externe (si applicable) BRANCHE
2. Freins SERRES
3. Interrupteurs principaux de batterie .. MARCHE (vérifier la tension)
4. Feux à éclats..... MARCHE
5. Système de vide VERIFIE
 - a. Voyant de VIDE (VACUUM).....ALLUME
 - b. Voyant de vide auxiliaire (AUX Vac) ... ALLUME (pompe verte)
 - c. Manomètre d'aspirationArc vert
 - d. Drapeau de gyroscope d'assiette EFFACE
6. Richesse RICHESSE MAXIMALE
7. Commande des gaz..... COMPLETEMENT VERS L'AVANT
8. Pompe à carburant..... INJECTION puis AUXILIAIRE

• Nota •

Numéro de série entre 1005 et 1228, avant bulletin technique SB 20-73-02 : Au premier démarrage de la journée, spécialement par temps frais, maintenir le commutateur de la pompe à carburant sur PRIME (injection) de 2 à 4 secondes pour améliorer le démarrage.

Numéro de série entre 1005 et 1228, après bulletin technique SB 20-73-02 et numéro de série 1229 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.

Il faut laisser la pompe à carburant en marche pendant le décollage et la montée pour empêcher la formation de vapeurs, possible par temps chaud ou en cas de ralenti prolongé.

- 9. Alentours de l'hélice DEGAGES
- 10. Commande des gaz OUVRIR DE1/4

• 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. Contacteur d'allumage LANCEMENT (START) (Relâcher quand le moteur démarre)
- 12. Commande des gaz RALENTI (pour maintenir 1 000 tr/min)
- 13. Pression d'huile VERIFIE
- 14. Voyants du système de vide ETEINTS
- 15. Interrupteur d'alimentation de système d'avionique MARCHÉ
- 16. Paramètres du moteur VERIFIES
- 17. Batterie externe (si applicable) DEBRANCHEE
- 18. Ampèremètre VERIFIE
- 19. Interrupteurs principaux d'alternateur MARCHÉ

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 :

- Couper la pompe de carburant.
- 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. FreinsVERIFIES
2. VoletsRETRACTES (0 %)
3. Radios et avionique SELON BESOIN
4. Chauffage et dégivrage de la cabine SELON 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.

• **Attention** •

Faire le roulage avec la puissance minimale nécessaire pour avancer. Un freinage excessif peut causer une surchauffe ou des dommages des freins. Des dommages causés par une surchauffe des freins peuvent causer un mauvais fonctionnement ou une défaillance du système de freins.

1. Orientation du gyroscope directionnel et du conservateur de cap..
VERIFIE
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.

• Nota •

Le moteur est équipé d'une pompe à carburant de compensation d'altitude qui fournit automatiquement la richesse maximale appropriée du mélange. C'est pourquoi, il faut laisser la commande de richesse à pleine richesse au décollage, même sur un terrain d'aviation à haute altitude.

1. Poignée du système de CAPS Vérifier que la goupille est enlevée
2. Ceintures et harnais de sécurité EN PLACE
3. Portes.....VERROUILLEES
4. Freins SERRES
5. Commandes de vol LIBRES ET CORRECTES
6. Compensateurs REGLES pour décollage
7. Pilote automatique DEBRANCHES
8. Volets REGLES A 50 % ET VERIFIES
9. Instruments de vol et du moteur VERIFIES
10. Gyroscope directionnel et altimètre VERIFIES ET REGLES
11. Quantité de carburant CONFIRMEE
12. Sélecteur de réservoir de carburant... SUR RESERVOIR LE PLUS PLEIN
13. Hélice VERIFIEE
 - a. Commande des gaz AUGMENTER au cran
 - b. Noter la montée du régime à environ 2 000 tr/min et la chute d'environ 100 tr/min quand le levier est positionné dans le cran.

- c. Commande des gaz 1 700 tr/min
- 14. Dépression VERIFIEE
- 15. Alternateur VERIFIEE
 - a. Projecteur d'atterrissage MARCHE (3 à 5 secondes)
 - b. Noter que l'ampèremètre reste à moins d'une largeur de l'aiguille.
- 16. 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.

- 17. Commande des gaz RAMENEE À 1 000 tr/min
- 18. Trandondeur ALT
- 19. Radios et GPS de navigation REGLES pour décollage
- 20. Réchauffage Pitot SELON 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).

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 effectués 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.

• Nota •

Le moteur est équipé d'une pompe à carburant de compensation d'altitude qui fournit automatiquement la richesse maximale appropriée du mélange. C'est pourquoi, il faut laisser la commande de richesse à pleine richesse au décollage, même sur un terrain d'aviation à haute altitude.

Décollage normal

1. Commande des gaz COMPLETEMENT VERS L'AVANT
2. Instruments du moteur VERIFIES
3. FreinsRELACHES (diriger avec la gouverne de direction seulement)
4. Gouverne de profondeur BRAQUEE régulièrement entre 65 et 70 kt
5. A 85 kt, volets..... RETRACTER

Décollage sur un terrain court

1. Volets50 %
2. Freins SERRES
3. Commande des gaz COMPLETEMENT VERS L'AVANT
4. Instruments du moteur VERIFIES
5. FreinsRELACHES (diriger avec la gouverne de direction seulement)
6. Gouverne de profondeurFAIRE LA ROTATION régulièrement à 65 kt
7. Vitesse à l'obstacle 75 kt

Montée

Les montées normales sont faites avec les volets rentrés (0 %) et 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 RICHESSE MAXIMALE

• Nota •

Le moteur est équipé d'une pompe à carburant de compensation d'altitude qui fournit automatiquement la richesse maximale appropriée du mélange pour la montée. Le mélange pour la montée doit être enrichi au maximum.

3. Instruments du moteurVERIFIES
4. Pompe à carburant.....ARRET

• Nota •

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

Croisière

Pour la croisière normale, le régime doit être réglé entre 55 et 75 %. 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 de l'utilisation de la valeur du régime le plus bas. 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 REGLES
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

Le moteur est équipé d'une pompe à carburant à compensation d'altitude qui fournit automatiquement la richesse maximale appropriée du mélange. A cause de cela, il faut régler la richesse du mélange au maximum pour permettre à l'anéroïde de fournir un appauvrissement automatique pendant toutes les conditions de vol. S'il faut un appauvrissement de croisière plus important au-delà de celui fourni par l'anéroïde, il faut savoir qu'il est possible qu'il n'y ait pas une montée de température de 75 °F (40 °F) de la richesse maximale au maximum. C'est acceptable tant que l'avion est à une puissance de 75 % ou moins et que la température du moteur est dans les limites.

• Attention •

Si le déplacement de la commande de richesse de la position de richesse maximale ne cause qu'une réduction de la température des gaz d'échappement par rapport à la valeur à la richesse maximale, ramener la commande complètement vers l'avant et faire vérifier le système de carburant.

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 VERIFIE

Avant l'atterrissage

1. Ceintures et harnais de sécurité ATTACHER
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

• Attention •

Les atterrissages doivent être faits à pleins volets. Les atterrissages avec les volets pas entièrement sortis ne sont recommandés que si les volets de sortent pas ou s'il faut allonger la longueur de la descente à cause d'un mauvais fonctionnement du moteur. Pour les atterrissages avec les volets à 50 % ou 0 %, il faut utiliser le moteur pour obtenir une trajectoire de descente normale et un taux de descente faible. L'arrondi doit être minimisé.

Atterrissage normal

Les atterrissages normaux sont faits à pleins volets, avec ou sans moteur. 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 75 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 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 dérapé.

Atterrissage avec vent traversier

Les atterrissages normaux par vent de travers sont faits à pleins volets. Éviter les glissements prolongés. 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 21 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 à la pente optimale 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 MEILLEURE PENTE (81 à 83 kt)

Après avoir passé tous les obstacles

5. VoletsRENTRES

Après l'atterrissage

1. VoletsRENTRES
2. Commande des gaz 1 000 tr/min
3. Tranpondeur 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 Pitot.....ARRET
5. Pompe à carburant.....ARRET

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 SR20 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.

Quand le moteur a été exposé à une température de -7 °C (20 °F) ou plus basse pendant une période d'au moins deux heures, il est recommandé d'utiliser une source externe de préchauffage et d'avoir une alimentation électrique externe. Quand un moteur imprégné de froid n'est pas chauffé correctement, l'huile peut figer à l'intérieur du moteur, des tuyaux d'huile et dans le radiateur d'huile, avec une perte ultérieure de débit d'huile, conduisant à la possibilité de dommages internes du moteur et d'une défaillance du moteur.

• Attention •

Un préchauffage inadéquat d'un moteur imprégné de froid peut chauffer le moteur suffisamment pour permettre le démarrage, mais ne " dé-fige " pas l'huile dans le carter, les conduites, le radiateur, le filtre, etc. De l'huile figée dans ces endroits peut nécessiter un préchauffage considérable.

Un moteur qui a été superficiellement chauffé peut démarrer et sembler tourner de façon satisfaisante, mais peut être endommagé à cause du manque de lubrification causé par le blocage du débit d'huile par l'huile congelée dans tout le moteur. Les dommages peuvent varier et n'apparaître qu'après de nombreuses heures. Cependant, le moteur peut être sévèrement endommagé et peut souffrir une défaillance peu de temps après la production d'une puissance élevée. La procédure appropriée nécessite un préchauffage complet de toutes les pièces du moteur. Il faut appliquer de l'air chaud directement au carter d'huile et aux conduites d'huile extérieures, ainsi qu'aux cylindres, à l'admission d'air et au radiateur d'huile. Puisqu'une température excessive peut endommager des éléments non métalliques tels que des pièces composites, des joints, des tuyaux et des courroies

d'entraînement, il ne faut pas essayer d'accélérer le processus de préchauffage.

• 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 d'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. Commutateur d'allumage ARRET (OFF)

• 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 l'allumage et agir comme si le moteur peut démarrer. Un fil de masse desserré ou cassé sur une des magnétos peut faire démarrer le moteur.

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. Système de dépression VERIFIE
 - a. Voyant de DEPRESSION (VACUUM)..... ALLUME

- b. Voyant de dépression auxiliaire (AUX Vac) . MARCHE (pompe verte)
- c. Manomètre de dépression.....Arc vert
- d. Drapeau de gyroscope d'assiette EFFACE
- 7. Richesse RICHESSE MAXIMALE
- 8. Commande des gaz..... COMPLETEMENT VERS L'AVANT
- 9. Pompe à carburant..... AMORÇAGE puis AUXILIAIRE

• Nota •

Numéro de série entre 1005 et 1227 avant bulletin technique SB 20-73-02 : Lorsque la température atteint -7 °C (20 °F), maintenir le commutateur de pompe à carburant sur AMORCAGE (PRIME) pendant 8 à 10 secondes avant le démarrage.

Numéro de série entre 1005 et 1227 après bulletin technique SB 20-73-02 et numéro de série 1228 et suivants : Lorsque la température atteint -7 °C (20 °F), maintenir le contacteur de pompe à carburant sur AMORCAGE (PRIME) pendant 10 secondes avant le démarrage.

- 10. Abords de l'hélice..... DEGAGES
- 11. Commande des gaz..... OUVRIR DE 1/4 in
- 12. 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.

- 13. Commande des gaz..... REGLEE (pour maintenir 1 000 tr/min)
- 14. Pression d'huile.....VERIFIEE
- 15. Interrupteurs principaux d'alternateur MARCHE
- 16. Voyants du système de vide ETEINTS
- 17. Interrupteur d'alimentation de système d'avionique..... MARCHE
- 18. Paramètres du moteurVERIFIES

19. Batterie externe (si applicable)..... DEBRANCHEE
20. Ampèremètre VERIFIE
21. Feux à éclats..... MARCHE

• Nota •

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

Caractéristiques acoustique et réduction du bruit

Les niveaux sonores des certificats pour le SR20 du Cirrus Design établis conformément à FAR 36, Annexe G, sont :

| Configuration | Réel | Maximum permis |
|----------------------|-------------|----------------|
| Hélice à trois pales | 83,42 dB(A) | 87,6 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 3 000 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 SR20.

• Nota •

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

La meilleure consommation en croisière est obtenue en utilisant le réglage de meilleur régime décrit dans la section de croisière.

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 |
| Profil de distance franchissable et d'autonomie | 5-31 |
| Profil de distance franchissable et d'autonomie | 5-32 |
| Pente de montée après un atterrissage interrompu | 5-33 |
| Vitesse ascensionnelle après un atterrissage interrompu..... | 5-35 |
| Distance d'atterrissage..... | 5-37 |
| Distance d'atterrissage..... | 5-38 |

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..... 3 000 livres
- Carburant utilisable..... 56 gallons américains

Conditions au décollage

- Altitude-pression du terrain..... 1 750 pieds
- Température 25 °C (atmosphère type internationale + 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
- Température 20 °C (atmosphère type internationale + 17 °C)
- Vent prévu en route Vent debout de 10 kt

Conditions d'atterrissage

- Pression-altitude du terrain 2 000 pieds
- Température 20 °C (atmosphère type internationale + 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 3 000 livres, une altitude-pression de décollage du terrain de 2 000 pieds et une température de 30 °C. L'utilisation de valeurs conservatrices donne les paramètres suivants :

- Distance de roulement 1 940 pieds
- Distance totale pour passer au-dessus d'un obstacle de 50 pieds 2 734 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 1 940 pieds
- Diminution de la distance de roulement (1 940 pieds x 0,092)...
178 pieds
- Distance de roulement corrigée 1 762 pieds
- Distance totale pour passer au-dessus d'un obstacle de 50
pieds, sans vent 2 734 pieds
- Diminution de la distance totale (2 734 pieds x 0,092) 252 pieds
- Distance totale corrigée pour passer au-dessus d'un obstacle
de 50 pieds 2 482 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 montée 1,3 minute
- Distance de montée..... 2,0 milles marins
- Carburant pour la montée..... 0,3 gallon américain

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

- Temps de montée10,3 minutes
- Distance de montée 17,0 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 10,3 - commencement à 1,3) 9,0 minutes
- Distance de montée (fin à 17,0 - commencement à 2,0) 15,0 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 normale)..... 15,0 milles marins
- Augmentation à cause de la température non standard. (9,0 x 0,13) 2,0 milles marins
- Distance de montée corrigée (9,0 + 1,2)..... 17,0 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 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 = 19,4)53 %
- Vitesse réelle 131 kt
- Débit de carburant en croisière 9,2 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) 17,0 milles marins
- Distance de croisière (distance totale - distance de montée)..... 543,0 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 :

- $543,0 \text{ milles marins} / 121 \text{ kt} = 4,5 \text{ heures}$

La quantité de carburant pour la croisière est :

- $4,5 \text{ heures} \times 9,2 \text{ gallons américains par heure} = 41,4 \text{ gallons américains.}$

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 70 % nécessite :

- $45/60 \times 11,1 \text{ gallons américains par heure} = 8,3 \text{ gallons américains}$

Quantité de carburant estimée nécessaire

- Démarrage du moteur, roulage, décollage 1,0 gallon américain
- Montée 2,4 gallons américains
- Croisière 41,4 gallons américains
- Réserve 8,3 gallons américains
- Quantité totale de carburant nécessaire 53,1 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 xC

- Distance de roulement..... 1 110 pieds
- Distance totale pour atterrir au-dessus
d'un obstacle de 50 pieds..... 2 166 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.

Température de fonctionnement observée

Un refroidissement satisfaisant du moteur a été démontré pour cet avion avec une température extérieure de 23 xC 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.
- Masse 3 000 lb

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 % |
| 50 | | | 49 |
| 60 | | 60 | 60 |
| 70 | 72 | 71 | 71 |
| 80 | 81 | 81 | 81 |
| 90 | 91 | 91 | 91 |
| 100 | 101 | 101 | 101 |
| 110 | 111 | 111 | |
| 120 | 120 | 120 | |
| 130 | 130 | | |
| 140 | 140 | | |
| 150 | 150 | | |
| 160 | 160 | | |
| 170 | 170 | | |
| 180 | 180 | | |
| 190 | 190 | | |
| 200 | 200 | | |

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.
- Masse 3 000 lb
- Chauffage, dégivrage et bouches d'air MARCHÉ

Exemple

Volets 50 %
Vitesse indiquée 85 kt

Vitesse corrigée 84 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 % |
| 50 | | | 45 |
| 60 | | 59 | 56 |
| 70 | 70 | 69 | 67 |
| 80 | 80 | 79 | 78 |
| 90 | 90 | 89 | 88 |
| 100 | 100 | 99 | 98 |
| 110 | 110 | 109 | |
| 120 | 120 | 118 | |
| 130 | 130 | | |
| 140 | 140 | | |
| 150 | 150 | | |
| 160 | 161 | | |
| 170 | 171 | | |
| 180 | 182 | | |
| 190 | 192 | | |
| 200 | 203 | | |

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.
- Masse 3 000 lb

Exemple

Volets 50 %
 Vitesse indiquée 85 kt
 Altitude désirée 12 000 pieds
 Correction d'altitude -7 pieds

Altitude de vol 11 993 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 | -12 | -11 | -10 | -9 | -8 | -5 | -3 | -3 | -5 | -10 |
| | 5 000 | -14 | -13 | -12 | -11 | -9 | -6 | -4 | -3 | -5 | -11 |
| | 10 000 | -16 | -15 | -14 | -12 | -11 | -7 | -4 | -4 | -6 | -13 |
| | 15 000 | -19 | -18 | -16 | -14 | -12 | -8 | -5 | -4 | -7 | -16 |
| 50 % | NM | -2 | -4 | -5 | -6 | -5 | +2 | | | | |
| | 10 000 | -2 | -4 | -6 | -7 | -6 | +2 | | | | |
| | 15 000 | -2 | -5 | -7 | -8 | -7 | +2 | | | | |
| 100 % | NM | -1 | -4 | -6 | -7 | -5 | | | | | |
| | 10 000 | -1 | -5 | -7 | -8 | -6 | | | | | |
| | 15 000 | -1 | -6 | -9 | -9 | -6 | | | | | |

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.
- Masse 3 000 lb
- Chauffage, dégivrage et bouches d'air MARCHÉ

Exemple

Volets 0 %
 Vitesse indiquée 120 kt
 Altitude désirée 12 000 pieds
 Correction d'altitude -11 pieds

Altitude de vol 11 989 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 | -9 | -10 | -10 | -11 | -10 | -7 | -1 | 11 | 27 | 51 |
| | 5 000 | -10 | -11 | -12 | -12 | -12 | -9 | -1 | 12 | 32 | 59 |
| | 10 000 | -12 | -13 | -14 | -14 | -14 | -10 | -1 | 14 | 37 | 69 |
| | 15 000 | -14 | -15 | -16 | -17 | -16 | -12 | -1 | 17 | 44 | 80 |
| 50 % | NM | -11 | -15 | -18 | -21 | -22 | -19 | | | | |
| | 10 000 | -13 | -18 | -21 | -24 | -26 | -22 | | | | |
| | 15 000 | -15 | -20 | -25 | -28 | -30 | -26 | | | | |
| 100 % | NM | -20 | -20 | -20 | -20 | -18 | | | | | |
| | 10 000 | -23 | -24 | -23 | -23 | -21 | | | | | |
| | 15 000 | -27 | -27 | -27 | -26 | -25 | | | | | |

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 |

Figure 5-6

Vitesses de décrochage

Conditions

- Masse 3 000 lb
- c.g.Noté
- Moteur Ralenti
- Angle d'inclinaison latérale.....Noté

Exemple

- Volets..... RETRACTES (0 %)
Angle d'inclinaison latérale..... 15°
-
- Vitesse de décrochage ..66 kt (vitesse indiquée) | 68 kt (vitesse étalonée)

• 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 | |
| | | Vitesse indiquée en kt | Vitesse étalonée en kt | Vitesse indiquée en kt | Vitesse étalonée en kt | Vitesse indiquée en kt | Vitesse étalonée en kt |
| 3 000 c.g. le plus avancé c.g. | 0 | 65 | 67 | 61 | 63 | 56 | 59 |
| | 15 | 66 | 68 | 62 | 64 | 57 | 60 |
| | 30 | 70 | 72 | 65 | 68 | 61 | 63 |
| | 45 | 78 | 80 | 72 | 75 | 67 | 70 |
| | 60 | 92 | 95 | 86 | 89 | 80 | 83 |
| 3 000 c.g. le plus en arrière c.g. | 0 | 64 | 66 | 59 | 62 | 54 | 57 |
| | 15 | 65 | 67 | 60 | 63 | 55 | 58 |
| | 30 | 69 | 71 | 64 | 66 | 58 | 61 |
| | 45 | 76 | 78 | 71 | 73 | 64 | 68 |
| | 60 | 90 | 93 | 84 | 87 | 76 | 81 |

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 21 kt. Cette valeur n'est pas considérée comme une limite.

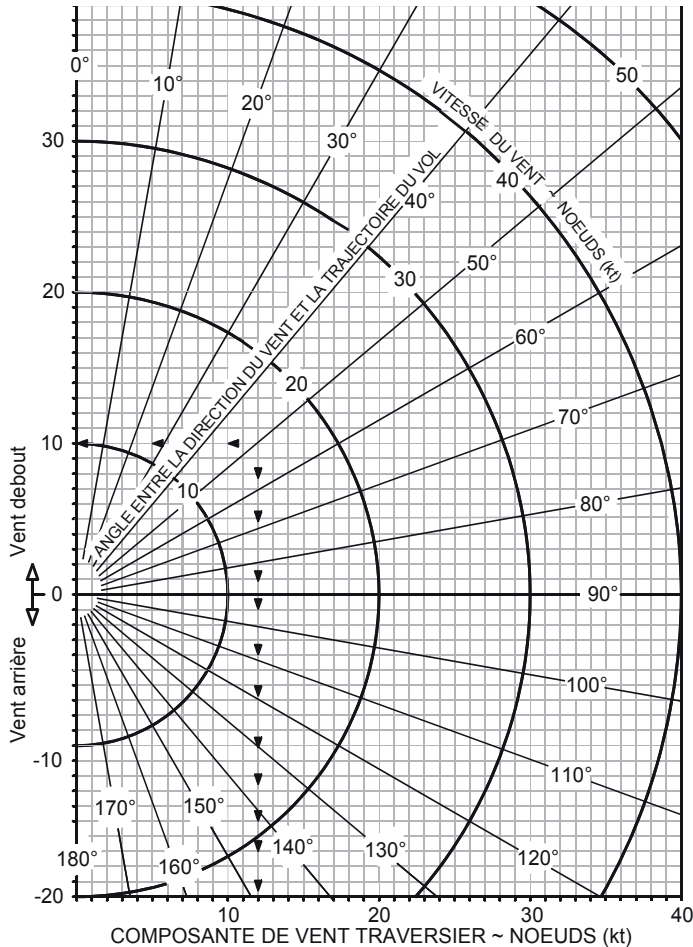


Figure 5-8

Distance de décollage

Conditions

- VentZéro
- PisteSèche, horizontale, revêtue
- Volets50 %
- MoteurMaximum établie avant de relâcher les freins

Exemple

- Température extérieure25 °C
- Masse 3 000 lb
- Altitude-pression..... 2 000 pieds
- Vent debout 12 kt
- Piste Sèche et revêtue

-
- Vitesse de décollage 69 kt
 - Vitesse au-dessus de l'obstacle . 75 kt
 - Roulement de décollage.. 1 685 pieds
 - Distance au-dessus d'un obstacle de 50 pieds 2 380 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 ci-dessus 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 montrée.
- Pour exploitation à une température extérieure supérieure à celles du tableau, il faut être extrêmement prudent.

Distance de décollage

| ALT PRESS PIEDS | | DISTANCE Pieds | TEMPERATURE ~ °C | | | | | Atmos phère type interna tionale |
|--|--|-----------------------|------------------|------|------|------|------|--|
| | | | 0 | 10 | 20 | 30 | 40 | |
| MASSE = 3 000 lb Vitesse au décollage = 68 kt Vitesse au-dessus d'un obstacle de 50 pieds = 75 kt Volets - 50 % · Puissance de décollage · Sèche et revêtue | | Roulement | 1287 | 1390 | 1497 | 1608 | 1724 | 1446 |
| | | 50 pieds | 1848 | 1988 | 2132 | 2282 | 2437 | 2064 |
| 1 000 | | Roulement | 1412 | 1526 | 1643 | 1766 | 1893 | 1564 |
| | | 50 pieds | 2022 | 2175 | 2333 | 2497 | 2666 | 2226 |
| 2 000 | | Roulement | 1552 | 1676 | 1805 | 1940 | 2079 | 1692 |
| | | 50 pieds | 2214 | 2381 | 2555 | 2734 | 2920 | 2402 |
| 3 000 | | Roulement | 1706 | 1842 | 1985 | 2132 | 2286 | 1831 |
| | | 50 pieds | 2426 | 2609 | 2799 | 2996 | 3200 | 2593 |
| 4 000 | | Roulement | 1877 | 2027 | 2183 | 2346 | | 1983 |
| | | 50 pieds | 2660 | 2861 | 3069 | 3285 | | 2802 |
| 5 000 | | Roulement | 2066 | 2231 | 2404 | 2583 | | 2149 |
| | | 50 pieds | 2919 | 3139 | 3368 | 3605 | | 3029 |
| 6 000 | | Roulement | 2276 | 2458 | 2648 | 2845 | | 2329 |
| | | 50 pieds | 3205 | 3447 | 3698 | 3959 | | 3276 |
| 7 000 | | Roulement | 2509 | 2710 | 2919 | | | 2528 |
| | | 50 pieds | 3522 | 3788 | 4064 | | | 3547 |
| 8 000 | | Roulement | 2768 | 2990 | 3221 | | | 2744 |
| | | 50 pieds | 3872 | 4165 | 4469 | | | 3841 |
| 9 000 | | Roulement | 3056 | 3301 | 3555 | | | 2980 |
| | | 50 pieds | 4261 | 4583 | 4917 | | | 4160 |
| 10 000 | | Roulement | 3376 | 3646 | | | | 3241 |
| | | 50 pieds | 4691 | 5046 | | | | 4514 |

Figure 5-9
Feuille 1 de 2

Distance de décollage

| MASSE = 2 500 lb Vitesse au décollage = 65 kt Vitesse au-dessus d'un obstacle de 50 pieds =70 kt Volets - 50 % · Puissance de décollage · Sèche et revêtue | | Vent debout : Soustraire 10 % par tranche de 12kt 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 | | | | | |
|---|-----------------------|---|------|------|------|------|------|
| ALT PRESS PIEDS | DISTANCE Pieds | TEMPERATURE ~ °C | | | | | ISA |
| | | 0 | 10 | 20 | 30 | 40 | |
| NM | Roulement | 813 | 878 | 946 | 1016 | 1090 | 912 |
| | 50 pieds | 1212 | 1303 | 1398 | 1496 | 1597 | 1350 |
| 1 000 | Roulement | 892 | 964 | 1038 | 1116 | 1196 | 986 |
| | 50 pieds | 1326 | 1426 | 1529 | 1636 | 1747 | 1457 |
| 2 000 | Roulement | 980 | 1059 | 1141 | 1226 | 1314 | 1067 |
| | 50 pieds | 1451 | 1561 | 1674 | 1791 | 1912 | 1572 |
| 3 000 | Roulement | 1078 | 1164 | 1254 | 1348 | 1445 | 1156 |
| | 50 pieds | 1590 | 1709 | 1834 | 1962 | 2095 | 1697 |
| 4 000 | Roulement | 1185 | 1281 | 1380 | 1483 | | 1253 |
| | 50 pieds | 1743 | 1874 | 2010 | 2151 | | 1835 |
| 5 000 | Roulement | 1305 | 1410 | 1519 | 1632 | | 1358 |
| | 50 pieds | 1912 | 2056 | 2205 | 2360 | | 1985 |
| 6 000 | Roulement | 1438 | 1553 | 1673 | 1798 | | 1473 |
| | 50 pieds | 2098 | 2256 | 2421 | 2590 | | 2140 |
| 7 000 | Roulement | 1585 | 1712 | 1845 | | | 1599 |
| | 50 pieds | 2305 | 2479 | 2659 | | | 2324 |
| 8 000 | Roulement | 1749 | 1889 | 2035 | | | 1737 |
| | 50 pieds | 2534 | 2725 | 2923 | | | 2517 |
| 9 000 | Roulement | 1931 | 2085 | 2247 | | | 1887 |
| | 50 pieds | 2787 | 2997 | 3216 | | | 2727 |
| 10 000 | Roulement | 2133 | 2304 | | | | 2050 |
| | 50 pieds | 3068 | 3299 | | | | 2986 |

Figure 5-9
Feuille 2 de 2

Pente de montée au décollage

Conditions

- Puissance Plein régime
- Mélange Richesse maximale
- Volets 50 %
- Vitesse indiquée..... Meilleure vitesse ascensionnelle

Exemple

Température extérieure 20 °C
 Masse 3 000 lb
 Altitude-pression 1 750 pieds

Vitesse de montée 85 kt
 Pente 491 pieds/ 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 | PENTE DE MONTÉE ~ Pieds par mille marin | | | | |
|-------|-------------------|-------------------|---|-----|-----|-----|-----|
| | | | Température ~ °C | | | | |
| lb | Pieds | KIAS | -20 | 0 | 20 | 40 | ISA |
| 3 000 | NM | 85 | 678 | 621 | 568 | 518 | 581 |
| | 2 000 | 85 | 587 | 532 | 481 | 433 | 504 |
| | 4 000 | 84 | 500 | 447 | 398 | 351 | 430 |
| | 6 000 | 83 | 416 | 365 | 318 | | 358 |
| | 8 000 | 82 | 336 | 287 | 241 | | 289 |
| | 10 000 | 82 | 259 | 212 | | | 224 |
| 2500 | NM | 84 | 957 | 880 | 808 | 741 | 826 |
| | 2 000 | 84 | 841 | 767 | 698 | 634 | 729 |
| | 4 000 | 83 | 730 | 659 | 593 | 531 | 636 |
| | 6 000 | 82 | 624 | 555 | 492 | | 545 |
| | 8 000 | 81 | 522 | 456 | 396 | | 459 |
| | 10 000 | 80 | 425 | 362 | | | 377 |

Figure 5-10

Vitesse ascensionnelle au décollage

Conditions

- MoteurPlein régime
- Mélange..... Richesse maximale
- Volets..... 50 %
- Vitesse indiquée Meilleure vitesse ascensionnelle

Exemple

Température extérieure..... 20 °C
Masse 3 000 lb
Altitude-pression 1 750 pieds

Vitesse indiquée de montée..... 85 kt
Vitesse ascensionnelle au décollage .
725 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 | | | | | |
| 3 000 | NM | 85 | 905 | 862 | 817 | 771 | 828 |
| | 2 000 | 85 | 807 | 761 | 712 | 663 | 734 |
| | 4 000 | 84 | 707 | 657 | 606 | 554 | 639 |
| | 6 000 | 83 | 607 | 553 | 499 | | 545 |
| | 8 000 | 82 | 504 | 447 | 390 | | 450 |
| | 10 000 | 82 | 401 | 341 | | | 356 |
| 2500 | NM | 84 | 1256 | 1201 | 1144 | 1086 | 1158 |
| | 2 000 | 84 | 1136 | 1077 | 1017 | 955 | 1044 |
| | 4 000 | 83 | 1014 | 952 | 888 | 824 | 929 |
| | 6 000 | 82 | 892 | 825 | 758 | | 815 |
| | 8 000 | 81 | 768 | 698 | 627 | | 701 |
| | 10 000 | 80 | 643 | 569 | | | 587 |

Figure 5-11

Pente de montée en route

Conditions

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

Exemple

Température extérieure 20 °C
Masse 3 000 lb
Altitude-pression 4 200 pieds

Vitesse de montée 94 kt
Pente 359 pieds par minute au niveau de la mer

• 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.
- Il est possible d'atteindre l'altitude maximale d'exploitation de 17 500 pieds au-dessus du niveau de la mer si la masse totale de l'avion ne dépasse pas 2 900 lb et la température ambiante ne dépasse pas -20 °C.

| Masse | Altitude-pression | Vitesse de montée | PENTE DE MONTÉE - Pieds par mille marin | | | | |
|-------|-------------------|-------------------|---|-----|-----|-----|-----|
| | | | Température ~ °C | | | | |
| lb | Pieds | KIAS | -20 | 0 | 20 | 40 | ISA |
| 3 000 | NM | 96 | 650 | 589 | 533 | 481 | 549 |
| | 2 000 | 95 | 560 | 502 | 448 | 398 | 474 |
| | 4 000 | 94 | 474 | 418 | 367 | 319 | 402 |
| | 6 000 | 93 | 392 | 338 | 289 | | 332 |
| | 8 000 | 92 | 313 | 216 | 214 | | 265 |
| | 10 000 | 91 | 237 | 188 | | | 200 |
| | 12 000 | 91 | 164 | 118 | | | 139 |
| | 14 000 | 90 | 95 | 51 | | | 80 |
| 2500 | NM | 93 | 846 | 777 | 712 | 652 | 728 |
| | 2 000 | 92 | 741 | 674 | 612 | 554 | 640 |
| | 4 000 | 92 | 640 | 576 | 516 | 461 | 555 |
| | 6 000 | 91 | 543 | 482 | 425 | | 473 |
| | 8 000 | 90 | 451 | 392 | 337 | | 395 |
| | 10 000 | 89 | 363 | 306 | | | 320 |
| | 12 000 | 88 | 279 | 224 | | | 248 |
| | 14 000 | 88 | 198 | 147 | | | 180 |

Figure 5-12

Vitesse ascensionnelle en route

Conditions

- MoteurPlein régime
- Mélange..... Richesse maximale
- Volets0% (RETRACTES)
- Vitesse indiquée Meilleure vitesse ascensionnelle

Exemple

Température extérieure 10 °C
Masse 3 000 lb
Altitude-pression 6 500 pieds

Vitesse de montée 93 kt
Vitesse ascensionnelle 513 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 montrée.
- Pour exploitation à une température extérieure supérieure à celles du tableau, il faut être extrêmement prudent.
- Il est possible d'atteindre l'altitude maximale d'exploitation de 17 500 pieds au-dessus du niveau de la mer si la masse totale de l'avion ne dépasse pas 2 900 lb et la température ambiante ne dépasse pas -20 °C.

| Masse | Altitude-pression | Vitesse de montée | VITESSE ASCENSIONNELLE ~ Pieds par minute | | | | |
|-------|-------------------|-------------------|---|------|------|------|------|
| | | | Température ~ °C | | | | |
| lb | Pieds | KIAS | -20 | 0 | 20 | 40 | ISA |
| 3 000 | NM | 96 | 979 | 923 | 866 | 808 | 880 |
| | 2 000 | 95 | 868 | 808 | 748 | 688 | 775 |
| | 4 000 | 94 | 756 | 693 | 630 | 567 | 671 |
| | 6 000 | 93 | 642 | 576 | 510 | | 566 |
| | 8 000 | 92 | 527 | 458 | 389 | | 462 |
| | 10 000 | 91 | 411 | 339 | | | 357 |
| | 12 000 | 91 | 294 | 218 | | | 252 |
| | 14 000 | 90 | 175 | 97 | | | 148 |
| 2500 | NM | 93 | 1231 | 1175 | 1117 | 1058 | 1132 |
| | 2 000 | 92 | 1109 | 1050 | 988 | 926 | 1016 |
| | 4 000 | 92 | 987 | 923 | 858 | 793 | 900 |
| | 6 000 | 91 | 863 | 796 | 727 | | 785 |
| | 8 000 | 90 | 738 | 667 | 595 | | 670 |
| | 10 000 | 89 | 612 | 537 | | | 555 |
| | 12 000 | 88 | 484 | 405 | | | 440 |
| | 14 000 | 88 | 355 | 273 | | | 325 |

Figure 5-13

Temps, carburant et distance de montée

Conditions

- Moteur Plein régime
- Mélange Richesse maximale
- Densité du carburant 6,0 lb/gallon américain
- Masse 3 000 lb
- Vent Zéro
- Vitesse de montée Notée

Exemple

Température extérieure .. Atmosphère type internationale
 Masse 3 000 lb
 Pression à l'aéroport 1 000 pieds

Altitude-pression 12 000 pieds

Temps de montée 23,5 minutes
 Carburant pour la montée. 4,7 gallons américains
 Distance de montée .39 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 ~ à partir du niveau de la mer | | |
|----------------------------|------------------------------------|---------------------------|--|--|------------------------------|------------------------|
| | | | | Temps Minutes | Carburant Gallons américains | Distance milles marins |
| NM | 15 | 96 | 880 | 0,0 | 0,0 | 0 |
| 1 000 | 13 | 96 | 828 | 1,3 | 0,3 | 2 |
| 2 000 | 11 | 95 | 775 | 2,4 | 0,6 | 4 |
| 3 000 | 9 | 94 | 723 | 3,8 | 1,0 | 6 |
| 4 000 | 7 | 94 | 671 | 5,2 | 1,3 | 8 |
| 5 000 | 5 | 93 | 618 | 6,7 | 1,7 | 11 |
| 6 000 | 3 | 93 | 566 | 8,4 | 2,0 | 14 |
| 7 000 | 1 | 92 | 514 | 10,3 | 2,4 | 17 |
| 8 000 | -1 | 92 | 462 | 12,3 | 2,9 | 21 |
| 9 000 | -3 | 91 | 409 | 14,6 | 3,3 | 25 |
| 10 000 | -5 | 91 | 357 | 17,2 | 3,8 | 29 |
| 11 000 | -7 | 91 | 305 | 20,3 | 4,4 | 35 |
| 12 000 | -9 | 91 | 252 | 23,8 | 5,0 | 41 |
| 13 000 | -11 | 91 | 200 | 28,3 | 5,8 | 49 |
| 14 000 | -13 | 90 | 148 | 34,0 | 6,8 | 60 |

Figure 5-14

Performance de croisière

Conditions

- Mélange..... Meilleure puissance
- Masse de croisière 2 600 lb
- Vent Zéro

Nota -

Soustraire 3 kt si le carénage de roue avant est déposé.

Exemple

Température extérieure 29 °C
Régime 2 700 tr/min
Altitude-pression de croisière 8 000 pieds

% de puissance (pression d'admission de 24,0 in) 73 %
Vitesse réelle 154 kt

Débit de carburant 11,4 gallons par heure

| Altitude-pression de 2 000 pieds | | | | | | | | | | |
|----------------------------------|-----------------------|----------------------|------|----------------|-------------|------|----------------|---------------------|------|----------------|
| Régime | Pres-sion d'admission | ISA - 30 °C (-19 °C) | | | ISA (11 °C) | | | ISA + 30 °C (41 °C) | | |
| | | PUIS-SANCE | KTAS | Con-som-mation | PUIS-SANCE | KTAS | Con-som-mation | PUIS-SANCE | KTAS | Con-som-mation |
| 2 700 tr/min | 27,8 | 101 % | 160 | 16,0 | 95 % | 160 | 15,0 | 91 % | 157 | 14,2 |
| 2 500 | 27,8 | 90 % | 154 | 14,1 | 85 % | 154 | 13,4 | 81 % | 151 | 12,9 |
| 2 500 | 26,6 | 85 % | 151 | 13,4 | 80 % | 151 | 12,8 | 76 % | 148 | 11,7 |
| 2 500 | 25,4 | 80 % | 147 | 12,7 | 75 % | 147 | 11,6 | 72 % | 144 | 11,3 |
| 2 500 | 24,1 | 74 % | 143 | 11,5 | 70 % | 143 | 11,1 | 67 % | 140 | 10,7 |
| 2 500 | 22,9 | 69 % | 139 | 11,0 | 65 % | 139 | 10,6 | 62 % | 136 | 10,2 |
| 2 500 | 22,0 | 65 % | 136 | 10,5 | 62 % | 136 | 10,2 | 59 % | 133 | 9,9 |
| 2 500 | 19,7 | 55 % | 127 | 9,5 | 52 % | 127 | 9,20 | 50 % | 124 | 8,9 |

| Altitude-pression de 4 000 pieds | | | | | | | | | | |
|----------------------------------|-----------------------|----------------------|------|----------------|------------|------|----------------|---------------------|------|----------------|
| Régime | Pres-sion d'admission | ISA - 30 °C (-23 °C) | | | ISA (7 °C) | | | ISA + 30 °C (37 °C) | | |
| | | PUIS-SANCE | KTAS | Con-som-mation | PUIS-SANCE | KTAS | Con-som-mation | PUIS-SANCE | KTAS | Con-som-mation |
| 2 700 tr/min | 25,8 | 94 % | 159 | 14,8 | 89 % | 159 | 14,4 | 84 % | 157 | 13,4 |
| 2 500 | 25,8 | 84 % | 153 | 13,3 | 79 % | 153 | 12,7 | 75 % | 150 | 11,7 |
| 2 500 | 24,8 | 80 % | 150 | 12,7 | 75 % | 150 | 11,6 | 72 % | 147 | 11,2 |
| 2 500 | 23,6 | 75 % | 146 | 11,5 | 70 % | 146 | 11,1 | 67 % | 143 | 10,8 |
| 2 500 | 22,3 | 69 % | 141 | 10,9 | 65 % | 141 | 10,5 | 62 % | 138 | 10,2 |
| 2 500 | 21,0 | 63 % | 136 | 10,3 | 60 % | 136 | 10,0 | 57 % | 133 | 9,7 |
| 2 500 | 19,8 | 58 % | 131 | 9,8 | 55 % | 131 | 9,4 | 52 % | 129 | 9,2 |

Figure 5-15
Feuille 1 de 3

Performance de croisière

| Altitude-pression de 6 000 pieds | | | | | | | | | | |
|----------------------------------|----------------------|----------------------|------|--------------|------------|------|--------------|---------------------|------|--------------|
| Régime | Pression d'admission | ISA - 30 °C (-27 °C) | | | ISA (3 °C) | | | ISA + 30 °C (33 °C) | | |
| | | PUIS-SANCE | KTAS | Consommation | PUIS-SANCE | KTAS | Consommation | PUIS-SANCE | KTAS | Consommation |
| 2 700 tr/min | 24,0 | 88 % | 159 | 13,8 | 83 % | 159 | 13,1 | 79 % | 156 | 12,6 |
| 2 500 | 24,0 | 79 % | 152 | 12,0 | 74 % | 152 | 11,5 | 71 % | 149 | 11,1 |
| 2 500 | 23,0 | 74 % | 148 | 11,5 | 70 % | 148 | 11,1 | 67 % | 145 | 10,7 |
| 2 500 | 21,8 | 69 % | 144 | 11,0 | 65 % | 144 | 10,6 | 62 % | 141 | 10,2 |
| 2 500 | 20,8 | 65 % | 140 | 10,4 | 61 % | 140 | 10,0 | 58 % | 137 | 9,7 |
| 2 500 | 19,4 | 59 % | 134 | 9,8 | 55 % | 134 | 9,5 | 53 % | 131 | 9,2 |

| Altitude-pression de 8 000 pieds | | | | | | | | | | |
|----------------------------------|----------------------|----------------------|------|--------------|-------------|------|--------------|---------------------|------|--------------|
| Régime | Pression d'admission | ISA - 30 °C (-31 °C) | | | ISA (-1 °C) | | | ISA + 30 °C (29 °C) | | |
| | | PUIS-SANCE | KTAS | Consommation | PUIS-SANCE | KTAS | Consommation | PUIS-SANCE | KTAS | Consommation |
| 2 700 tr/min | 22,2 | 82 % | 157 | 12,9 | 77 % | 157 | 11,6 | 73 % | 154 | 11,4 |
| 2 500 | 22,2 | 73 % | 150 | 11,4 | 69 % | 150 | 11,0 | 65 % | 147 | 10,6 |
| 2 500 | 21,2 | 69 % | 146 | 10,9 | 65 % | 146 | 10,5 | 62 % | 143 | 10,2 |
| 2 500 | 20,1 | 64 % | 142 | 10,4 | 60 % | 142 | 10,0 | 57 % | 139 | 9,7 |
| 2 500 | 18,9 | 59 % | 136 | 9,8 | 55 % | 136 | 9,5 | 52 % | 134 | 9,2 |
| 2 500 | 17,7 | 53 % | 131 | 9,2 | 50 % | 131 | 8,9 | 48 % | 128 | 8,7 |

| Altitude-pression de 10 000 pieds | | | | | | | | | | |
|-----------------------------------|----------------------|----------------------|------|--------------|-------------|------|--------------|---------------------|------|--------------|
| Régime | Pression d'admission | ISA - 30 °C (-35 °C) | | | ISA (-5 °C) | | | ISA + 30 °C (25 °C) | | |
| | | PUIS-SANCE | KTAS | Consommation | PUIS-SANCE | KTAS | Consommation | PUIS-SANCE | KTAS | Consommation |
| 2 700 tr/min | 20,6 | 76 % | 155 | 11,7 | 72 % | 155 | 11,2 | 68 % | 152 | 10,9 |
| 2 500 | 20,6 | 68 % | 148 | 10,8 | 64 % | 148 | 10,5 | 61 % | 145 | 10,1 |
| 2 500 | 19,6 | 64 % | 144 | 10,4 | 60 % | 144 | 10,0 | 57 % | 141 | 9,7 |
| 2 500 | 18,5 | 59 % | 139 | 9,8 | 55 % | 139 | 9,5 | 53 % | 136 | 9,2 |
| 2 500 | 17,3 | 54 % | 134 | 9,3 | 50 % | 134 | 9,0 | 48 % | 131 | 8,7 |

Figure 5-15
Feuille 2 de 3

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 | Con- som- mation | PUIS- SANCE | KTAS | Con- som- mation | PUIS- SANCE | KTAS | Con- som- mation |
| 2 700 tr/ min | 19,0 | 70 % | 153 | 11,1 | 66 % | 153 | 10,7 | 63 % | 150 | 10,3 |
| 2 500 | 19,0 | 63 % | 146 | 10,3 | 59 % | 146 | 9,9 | 56 % | 143 | 9,6 |
| 2 500 | 18,0 | 59 % | 141 | 9,8 | 55 % | 141 | 9,5 | 52 % | 138 | 9,2 |
| 2 500 | 16,8 | 53 % | 136 | 9,2 | 50 % | 136 | 8,9 | 47 % | 133 | 8,6 |

| Altitude-pression de 14 000 pieds | | | | | | | | | | |
|-----------------------------------|-----------------------------------|----------------------|------|------------------------|----------------|------|------------------------|---------------------|------|------------------------|
| Régime | Pres- sion d'admis- sion | ISA - 30 °C (-43 °C) | | | ISA (-13 °C) | | | ISA + 30 °C (17 °C) | | |
| | | PUIS- SANCE | KTAS | Con- som- mation | PUIS- SANCE | KTAS | Con- som- mation | PUIS- SANCE | KTAS | Con- som- mation |
| 2 700 tr/ min | 17,6 | 66 % | 151 | 10,5 | 62 % | 151 | 10,2 | 58 % | 148 | 9,8 |
| 2 500 | 17,6 | 59 % | 144 | 9,8 | 55 % | 144 | 9,5 | 52 % | 141 | 9,2 |
| 2 500 | 16,5 | 54 % | 142 | 9,3 | 50 % | 142 | 9,0 | 48 % | 139 | 8,7 |

Figure 5-15
Feuille 3 de 3

Profil de distance franchissable et d'autonomie

Conditions

- Masse 3 000 lb
- Température..... Atmosphère standard
- Vent..... Zéro
- Mélange Voir tableaux
- Carburant total 56 gallons américains

Exemple

Puissance 65 %
 Altitude-pression de décollage . 2 000 pieds
 Altitude-pression de croisière... 6 000 pieds

Carburant pour la montée 1,4 gallon américain
 Débit de carburant en croisière 10,5 gallons par heure
 Autonomie 4,4 h
 Distance franchissable 635 milles marins
 Vitesse réelle 143 kt

• Nota •

- La quantité de carburant restant pour le vol en croisière tient compte d'une réserve de 10,1 gallons américains pour un vol IFR de 45 minutes à un niveau de puissance de 75 % et le carburant pour la descente.
- La distance franchissable et l'autonomie montrées comprennent la descente à la destination finale à 160 kt et 500 pieds par minute

| PUISSANCE A 75 % | | | | Richesse = Meilleure puissance | | | |
|--|---|---|---------------------------------|--|-------------------------|--|--|
| Alti- tude- pres- sion Pieds | Carbu- rant pour montée gal- lons améri- cains | Carburant restant pour croisière gallons américains | Vitesse indiquée KTAS | Débit de car- burant Gal- lons par heure | Autonomie Heures | Dis- tance fran- chissa- ble Milles marins | Distance spécifi- que Milles marins/ gallons améri- cains |
| 0 | 0,0 | 46,3 | 143 | 11,6 | 4,0 | 576 | 12,3 |
| 2 000 | 0,6 | 45,7 | 147 | 11,6 | 4,0 | 594 | 12,6 |
| 4 000 | 1,3 | 45,0 | 150 | 11,6 | 4,0 | 606 | 12,7 |
| 6 000 | 2,0 | 44,3 | 152 | 11,6 | 4,0 | 617 | 12,7 |
| 8 000 | 2,9 | 43,4 | 155 | 11,6 | 4,0 | 627 | 12,8 |
| 10 000 | 3,8 | 42,5 | | | | | |
| 12 000 | 5,0 | 41,3 | | | | | |
| 14 000 | 6,8 | 39,5 | | | | | |

Figure 5-16
Feuille 1 de 2

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 | Vitesse indiquée KTAS | Débit de car- burant | Autonomie Heures | Dis- tance fran- chissa- ble | Distance spécifi- que |
| | Gal- lons améri- cains | Gallons américains | | Con- som- mation | | Milles marins | Milles marins/ gallon améri- cain |
| 0 | 0,0 | 46,3 | 137 | 10,5 | 4,4 | 608 | 13,0 |
| 2 000 | 0,6 | 45,7 | 139 | 10,5 | 4,4 | 620 | 13,1 |
| 4 000 | 1,3 | 45,0 | 141 | 10,5 | 4,4 | 628 | 13,2 |
| 6 000 | 2,0 | 44,3 | 143 | 10,5 | 4,4 | 635 | 13,2 |
| 8 000 | 2,9 | 43,4 | 145 | 10,5 | 4,4 | 645 | 13,3 |
| 10 000 | 3,8 | 42,5 | 147 | 10,5 | 4,4 | 654 | 13,3 |
| 12 000 | 5,0 | 41,3 | 150 | 10,5 | 4,4 | 666 | 13,4 |
| 14 000 | 6,8 | 39,5 | | | | | |

| PUISSANCE DE 55 % | | | | Richesse = Meilleure consommation | | | |
|--|----------------------------------|--|---------------------------------|-----------------------------------|-------------------------|--|---|
| Alti- tude- pres- sion Pieds | Carbu- rant pour montée | Carburant restant pour croisière | Vitesse indiquée KTAS | Débit de car- burant | Autonomie Heures | Dis- tance fran- chissa- ble | Distance spécifi- que |
| | gal- lons améri- cains | gallons amé- ricains | | Gal- lons par heure | | Milles marins | Milles marins/ gallon améri- cain |
| 0 | 0,0 | 46,3 | 127 | 8,4 | 5,5 | 708 | 15,2 |
| 2 000 | 0,6 | 45,7 | 130 | 8,4 | 5,5 | 726 | 15,5 |
| 4 000 | 1,3 | 45,0 | 131 | 8,4 | 5,5 | 731 | 15,4 |
| 6 000 | 2,0 | 44,3 | 134 | 8,4 | 5,5 | 745 | 15,6 |
| 8 000 | 2,9 | 43,4 | 136 | 8,4 | 5,5 | 755 | 15,7 |
| 10 000 | 3,8 | 42,5 | 139 | 8,4 | 5,4 | 768 | 15,9 |
| 12 000 | 5,0 | 41,3 | 141 | 8,4 | 5,4 | 776 | 15,9 |
| 14 000 | 6,8 | 39,5 | 144 | 8,4 | 5,4 | 785 | 16,0 |

Figure 5-16
Feuille 2 de 2

Pente de montée après un atterrissage interrompu

Conditions

- Moteur Plein régime
- Mélange Richesse maximale
- Volets 100 % (SORTIS)
- Vitesse indiquée Meilleure vitesse ascensionnelle

Exemple

Température extérieure 20 °C
Masse 2 500 lb
Altitude-pression 2 000 pieds

Vitesse de montée 74 kt
Vitesse ascensionnelle au décollage .
679 pieds /mille marin

• 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.
- Les cellules avec un tiret représentent une performance en dessous des exigences minimales de montée après un atterrissage interrompu.
- 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.
- 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.

Figure 5-17
Feuille 1 de 2

| Masse lb | Altitude- pression Pieds | Vitesse de montée KIAS | PENTE DE MONTÉE ~pieds par mille marin | | | | |
|-----------------|------------------------------------|----------------------------------|--|-----|-----|-----|-----|
| | | | Température ~ °C | | | | ISA |
| | | | -20 | 0 | 20 | 40 | |
| 2900 | NM | 75 | 779 | 699 | 626 | 558 | 644 |
| | 2 000 | 74 | 664 | 585 | 515 | 449 | 547 |
| | 4 000 | 73 | 548 | 475 | 408 | 346 | 451 |
| | 6 000 | 72 | 440 | 369 | 305 | - | 359 |
| | 8 000 | 71 | 335 | 268 | 206 | - | 271 |
| | 10 000 | 70 | 235 | 170 | - | - | 186 |
| 2500 | NM | 75 | 987 | 894 | 807 | 728 | 829 |
| | 2 000 | 74 | 851 | 762 | 679 | 603 | 716 |
| | 4 000 | 73 | 721 | 635 | 557 | 484 | 608 |
| | 6 000 | 72 | 596 | 514 | 439 | - | 502 |
| | 8 000 | 71 | 477 | 398 | 327 | - | 401 |
| | 10 000 | 70 | 362 | 287 | - | - | 305 |

Figure 5-17
Feuille 2 de 2

Vitesse ascensionnelle après un atterrissage interrompu

Conditions

- Moteur Plein régime
- Mélange Richesse maximale
- Volets 100 % (SORTIS)
- Vitesse de montée Notée

Exemple

Température extérieure 20 °C
Masse 2 500 lb
Altitude-pression 4 000 pieds

Vitesse de montée 73 kt
Vitesse ascensionnelle . 733 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.
- Les cellules avec un tiret représentent une performance en dessous des exigences minimales de montée après un atterrissage interrompu.
- 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.
- 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 | Altitude-pression | Vitesse de montée | VITESSE ASCENSIONNELLE ~ Pieds par minute | | | | |
|-------|-------------------|-------------------|---|-----|-----|-----|-----|
| | | | Température ~ °C | | | | |
| lb | Pieds | KIAS | -20 | 0 | 20 | 40 | ISA |
| 2 900 | NM | 75 | 905 | 845 | 785 | 724 | 800 |
| | 2 000 | 74 | 789 | 726 | 662 | 598 | 691 |
| | 4 000 | 73 | 671 | 604 | 538 | 471 | 581 |
| | 6 000 | 72 | 552 | 482 | 412 | - | 471 |
| | 8 000 | 71 | 432 | 359 | 286 | - | 362 |
| | 10 000 | 70 | 310 | 234 | - | - | 252 |

Figure 5-18
Feuille 1 de 2

| Masse lb | Altitude- pressio n Pieds | Vitesse de montée KIAS | VITESSE ASCENSIONNELLE ~ Pieds par minute | | | | |
|-----------------|--|-------------------------------------|--|-------|-------|-----|-------|
| | | | Température ~ °C | | | | |
| | | | -20 | 0 | 20 | 40 | ISA |
| 2 500 | NM | 75 | 1 142 | 1 076 | 1 009 | 942 | 1 026 |
| | 2 000 | 74 | 1 011 | 942 | 872 | 801 | 904 |
| | 4 000 | 73 | 880 | 807 | 733 | 660 | 781 |
| | 6 000 | 72 | 747 | 670 | 593 | - | 658 |
| | 8 000 | 71 | 613 | 533 | 453 | - | 537 |
| | 10 000 | 70 | 478 | 394 | - | - | 414 |

Figure 5-18
Feuille 2 de 2

Distance d'atterrissage

Conditions

- Technique Normale
- Vent Zéro
- Piste Avec revêtement
- Volets 100 %
- Puissance Puissance pour une approche à 3° au-dessus d'un obstacle de 50 pieds

ensuite moteur - RALENTI

Exemple

Température extérieure 10 °C
Masse 2900 lb
Altitude-pression 2 000 pieds
Vent debout Zéro

Roulement d'atterrissage. 1 072 pieds
Distance au-dessus d'un obstacle de 50 pieds 2 116 pieds

Facteurs

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

- Puissance pour une pente de descente de 3° au-dessus d'un obstacle, réduire ensuite au ralenti.
- Vent debout - Soustraire 10 % de la distance calculée 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 calculée pour le roulement.
- 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 montrée.
- Pour exploitation à une température extérieure supérieure à celles du tableau, il faut être extrêmement prudent.

Distance d'atterrissage

| MASSE = 2900 lb Vitesse au-dessus d'un obstacle de 50 pieds =75 kt Volets - 100 % · Ralenti · Surface sèche, horizontale, 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 40 % à la distance de roulement | | | | | |
|--|------------------------------|---|-------|-------|-------|-------|------------|
| ALTITUD E PRESSIO N Pieds | DISTANCE Pieds | TEMPERATURE ~ °C | | | | | ISA |
| | | 0 | 10 | 20 | 30 | 40 | |
| NM | Roulement | 962 | 997 | 1 032 | 1 067 | 1 102 | 1 014 |
| | 50 pieds | 1 972 | 2 017 | 2 063 | 2 109 | 2 156 | 2 040 |
| 1 000 | Roulement | 997 | 1 034 | 1 070 | 1 067 | 1 143 | 1 045 |
| | 50 pieds | 2 018 | 2 065 | 2 113 | 2 161 | 2 210 | 2 079 |
| 2 000 | Roulement | 1 034 | 1 072 | 1 110 | 1 148 | 1 186 | 1 076 |
| | 50 pieds | 2 066 | 2 116 | 2 166 | 2 217 | 2 268 | 2 121 |
| 3 000 | Roulement | 1 073 | 1 112 | 1 151 | 1 191 | 1 230 | 1 108 |
| | 50 pieds | 2 117 | 2 169 | 2 222 | 2 275 | 2 329 | 2 164 |
| 4 000 | Roulement | 1 113 | 1 154 | 1 195 | 1 236 | | 1 142 |
| | 50 pieds | 2 170 | 2 225 | 2 281 | 2 337 | | 2 209 |
| 5 000 | Roulement | 1 156 | 1 198 | 1 240 | 1 283 | | 1 177 |
| | 50 pieds | 2 227 | 2 285 | 2 343 | 2 402 | | 2 256 |
| 6 000 | Roulement | 1 200 | 1 244 | 1 288 | 1 332 | | 1 214 |
| | 50 pieds | 2 287 | 2 348 | 2 409 | 2 471 | | 2 306 |
| 7 000 | Roulement | 1 246 | 1 292 | 1 337 | | | 1 251 |

Figure 5-19
Feuille 1 de 2

| MASSE = 2900 lb Vitesse au-dessus d'un obstacle de 50 pieds =75 kt Volets - 100 % · Ralenti · Surface sèche, horizontale, 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 40 % à la distance de roulement | | | | | |
|---|-------------------|--|-------|-------|----|----|-------|
| ALTITUDE PRESSION Pieds | DISTANCE Pieds | TEMPERATURE ~ °C | | | | | ISA |
| | | 0 | 10 | 20 | 30 | 40 | |
| | 50 pieds | 2 351 | 2 415 | 2 479 | | | 2 358 |
| 8 000 | Roulement | 1 295 | 1 342 | 1 389 | | | 1 291 |
| | 50 pieds | 2 418 | 2 485 | 2 553 | | | 2 412 |
| 9 000 | Roulement | 1 345 | 1 394 | 1 444 | | | 1 331 |
| | 50 pieds | 2 490 | 2 560 | 2 631 | | | 2 470 |
| 10 000 | Roulement | 1 398 | 1 449 | | | | 1 373 |
| | 50 pieds | 2 565 | 2 639 | | | | 2 529 |

Figure 5-19
Feuille 2 de 2

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 |

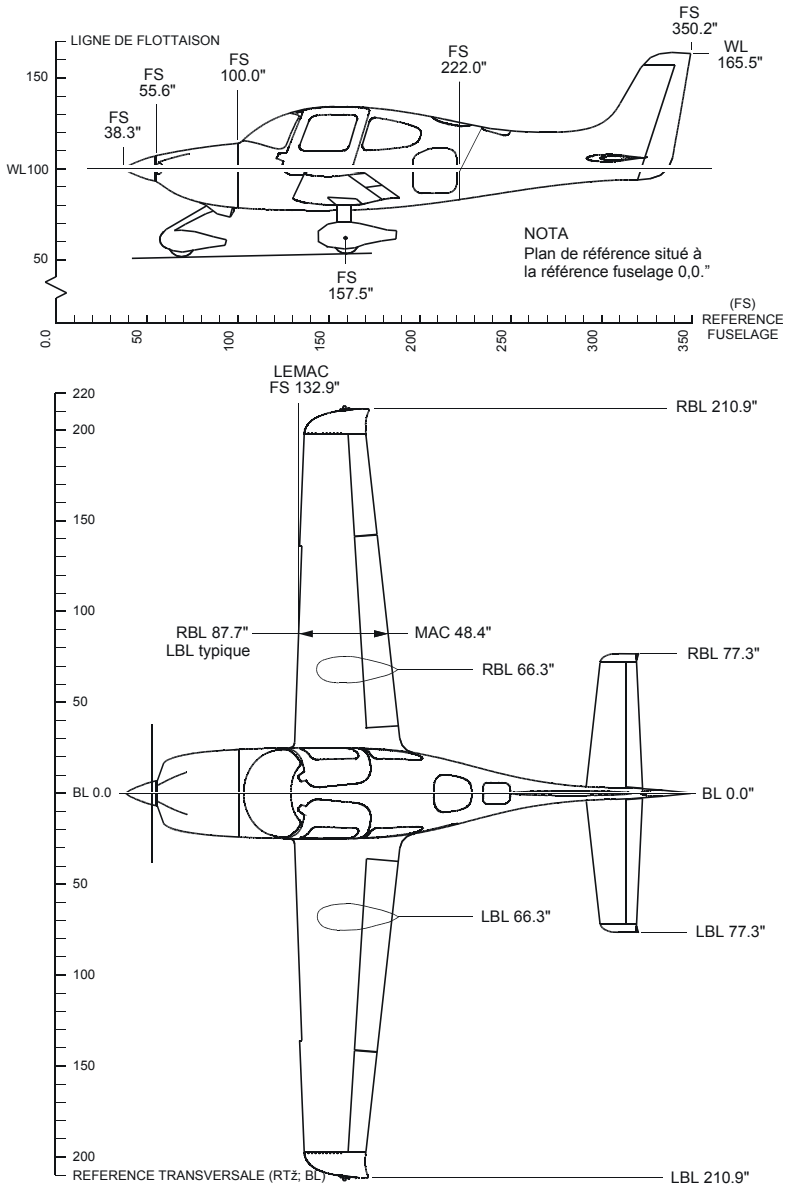
Intentionnellement laissé en blanc

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.

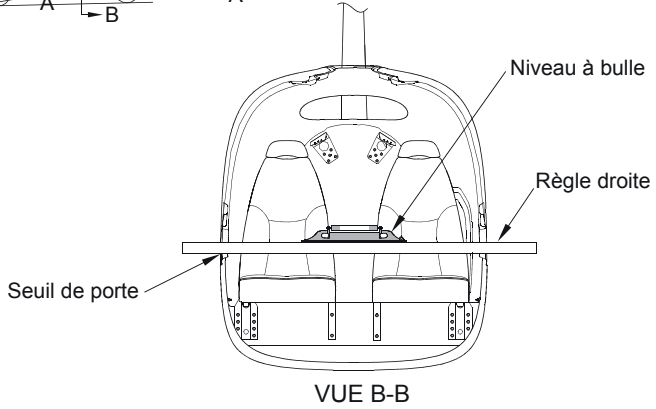
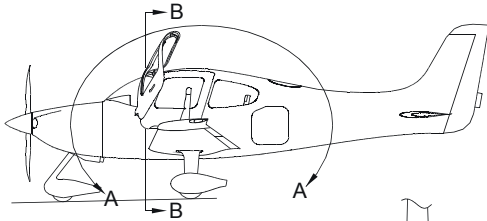
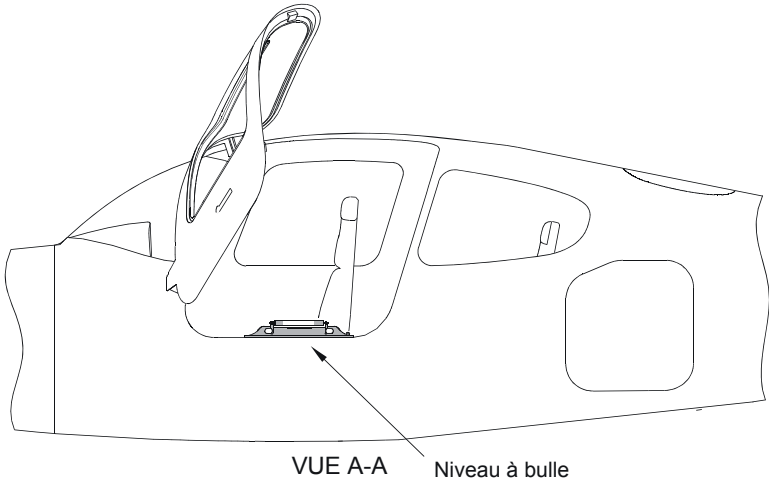
Il faut noter que les renseignements spécifiques concernant la masse, le bras, le moment et l'équipement installé dans l'avion "sorti usine" se trouvent uniquement dans l'enveloppe en plastique à la fin de ce manuel.

Le pilote doit s'assurer que l'avion est chargé correctement.



SR2_FM10_1031A

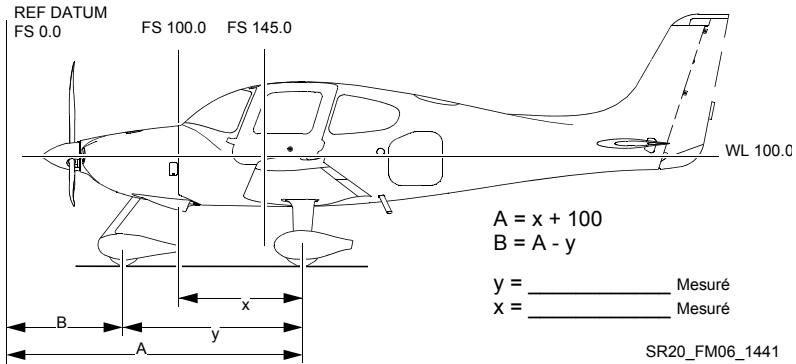
Figure 6-1
Dimensions de l'avion



SR2_FM06_1021

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. *Consulter les procédures de maintenance spécifiques à la section 8.*

1. Préparation
 - a. Gonfler les pneus à la pression d'exploitation recommandée.
 - b. Faire l'appoint du réservoir de liquide de freins.
 - c. Vidange du système de 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 (figure 6-2). 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 d'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 :

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

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).

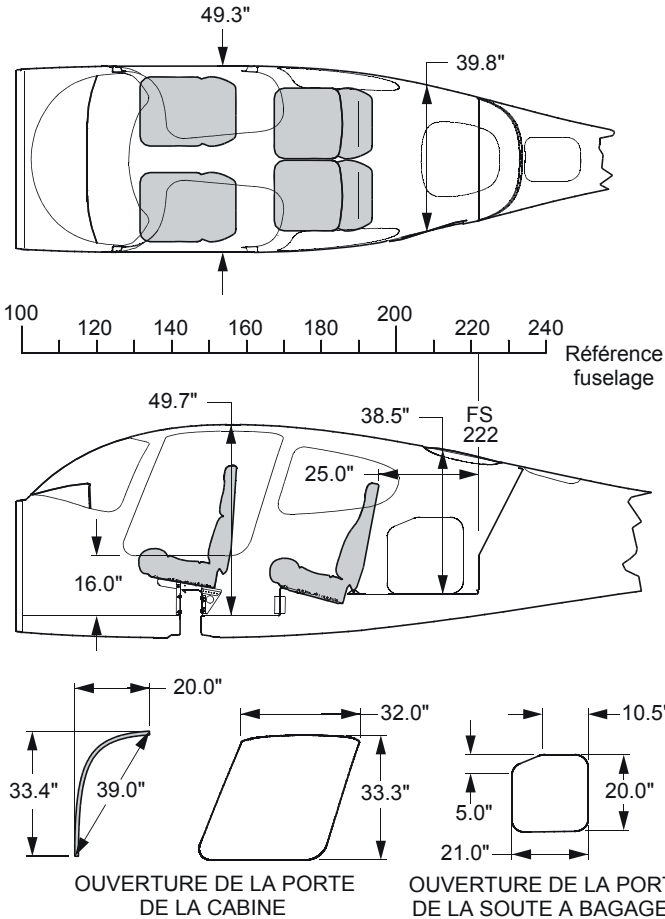
La procédure précédente détermine la masse, le moment et le centre de gravité de base, à vide, en pouces à l'arrière du plan de référence de l'avion. Il est aussi possible d'exprimer le centre de gravité en termes de son emplacement en pourcentage de la corde aérodynamique moyenne (MAC), en utilisant 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 6 livres à un moment moyen/1000 de 0,92.

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 3 000 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.

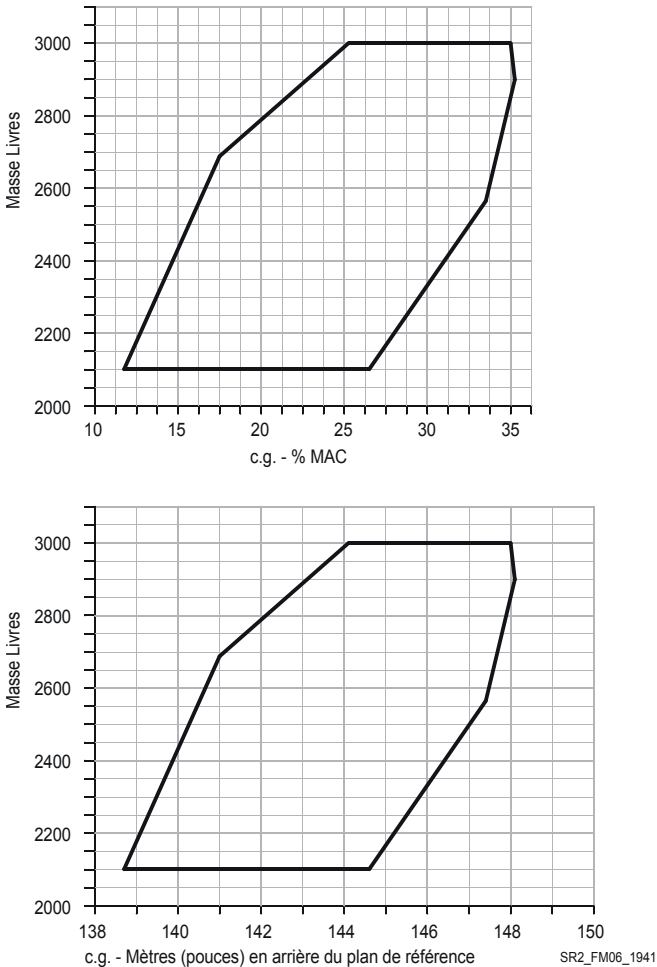


Figure 6-6
Limites de centre de gravité

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>56 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, 6 livres à un moment moyen de 922,8</i> | - | - |
| 9. | Masse en ordre de décollage <i>Soustraire le point 8 du point 7</i> | | |

• Nota •

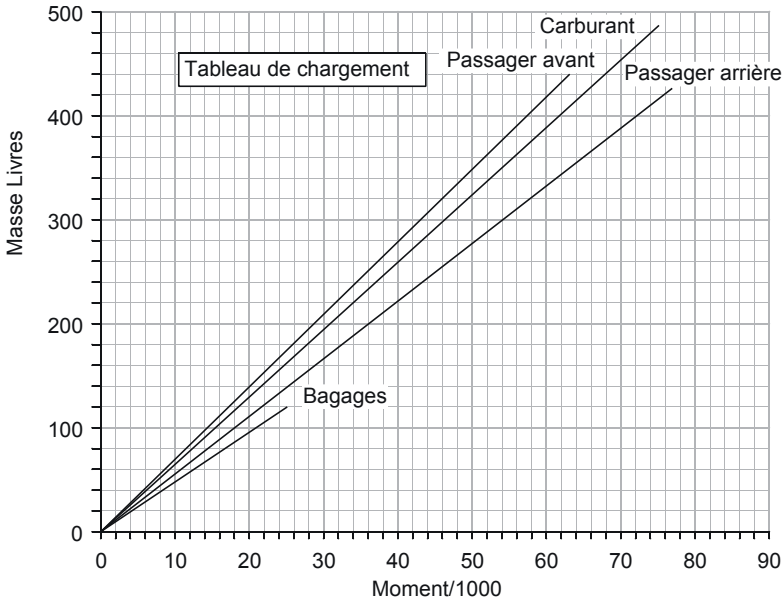
La masse en ordre de décollage ne doit pas dépasser 3 000 lb. **Toute la masse au-dessus de 2 900 lb doit être du carburant.**

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

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).



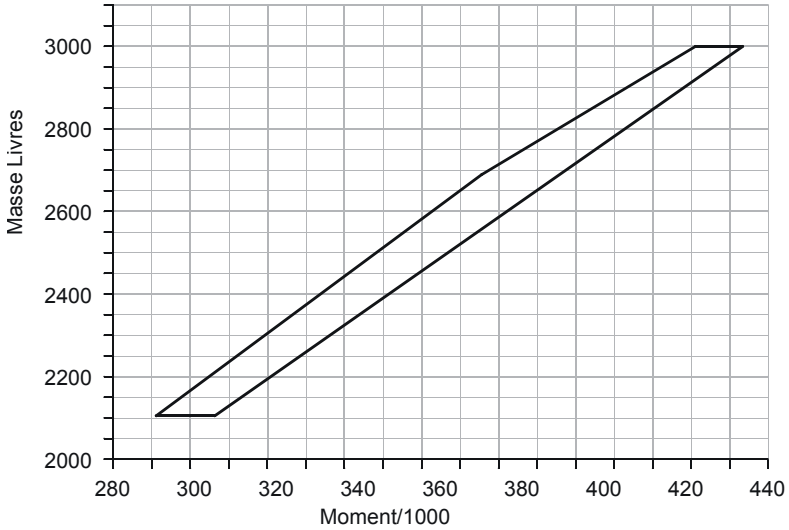
| Masse lb | Passager avant FS 143,5 | Passager arrière FS 180,0 | Bagages FS 208,0 | Carburant FS 153,8 | Masse lb | Passager avant FS 143,5 | Passager arrière FS 180,0 | Carburant FS 153,8 |
|-------------|-------------------------------|---------------------------------|---------------------|-----------------------|-------------|-------------------------------|---------------------------------|-----------------------|
| 20 | 2,87 | 3,60 | 4,16 | 3,08 | 220 | 31,57 | 39,60 | 33,83 |
| 40 | 5,74 | 7,20 | 8,32 | 6,15 | 240 | 34,44 | 43,20 | 36,90 |
| 60 | 8,61 | 10,80 | 12,48 | 9,23 | 260 | 37,31 | 46,80 | 39,98 |
| 80 | 11,48 | 14,40 | 16,64 | 12,30 | 280 | 40,18 | 50,40 | 43,05 |
| 100 | 14,35 | 18,00 | 20,80 | 15,38 | 300 | 43,05 | 54,00 | 46,13 |
| 120 | 17,22 | 21,60 | 24,96 | 18,45 | 320 | 45,92 | 57,60 | 49,20 |
| 140 | 20,09 | 25,20 | (27,04)* | 21,53 | 340 | 48,79 | 61,20 | 52,28 |
| 160 | 22,96 | 28,80 | | 24,60 | 360 | 51,66 | 64,80 | 55,35 |
| 180 | 25,83 | 32,40 | | 27,68 | 380 | 54,53 | 68,40 | |
| 200 | 28,70 | 36,00 | | 30,75 | 400 | 57,40 | 72,00 | |

*130 lb maximum

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 |
| 2 110 | 293 | 305 | 2 600 | 366 | 383 |
| 2 150 | 299 | 311 | 2 650 | 374 | 391 |
| 2 200 | 306 | 320 | 2 700 | 381 | 399 |
| 2 250 | 314 | 328 | 2 750 | 390 | 406 |
| 2 300 | 321 | 336 | 2 800 | 398 | 414 |
| 2 350 | 329 | 344 | 2 850 | 407 | 422 |
| 2 400 | 336 | 352 | 2 900 | 415 | 429 |
| 2 450 | 344 | 360 | 2 950 | 424 | 437 |
| 2 500 | 351 | 368 | 3 000 | 432 | 444 |
| 2 550 | 359 | 376 | | | |

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 | 7-6 |
| 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..... | 7-16 |
| Système de compensateur de lacet | 7-17 |
| Agencement de la cabine | 7-18 |
| Tableau de bord..... | 7-18 |
| Console centrale..... | 7-18 |
| Cabine de l'avion..... | 7-21 |
| Portes de la cabine | 7-21 |
| Pare-brise et fenêtres - | 7-21 |
| Soute à bagages..... | 7-21 |
| Sièges..... | 7-23 |
| Équipement de sécurité de la cabine..... | 7-24 |
| Train d'atterrissage | 7-27 |
| Train d'atterrissage principal..... | 7-27 |
| Train d'atterrissage avant | 7-27 |
| Système de freins | 7-27 |
| Moteur..... | 7-30 |
| Système d'huile du moteur | 7-30 |

| | |
|---|------|
| Refroidissement du moteur | 7-31 |
| Injection de carburant | 7-31 |
| Système d'admission d'air du moteur | 7-31 |
| Allumage du moteur | 7-32 |
| Echappement du moteur | 7-32 |
| Commandes du moteur | 7-32 |
| Commande d'air secondaire | 7-34 |
| Affichages moteur | 7-34 |
| Hélice | 7-39 |
| Circuit de carburant | 7-39 |
| Voyant d'avertissement de carburant | 7-42 |
| Jauge de carburant | 7-42 |
| Sélecteur de réservoir | 7-43 |
| Commutateur de pompe auxiliaire | 7-44 |
| Circuit électrique | 7-45 |
| Production d'électricité | 7-47 |
| Distribution d'électricité | 7-47 |
| Interrupteurs principaux de batterie et d'alternateur | 7-48 |
| Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique | 7-48 |
| Voyant de basse tension | 7-49 |
| Voltmètre et ampèremètre | 7-49 |
| Disjoncteurs et fusibles | 7-50 |
| Prise d'alimentation extérieure | 7-51 |
| Prise de courant de service | 7-51 |
| Eclairage extérieur | 7-52 |
| Feux de navigation | 7-52 |
| Feu à éclats | 7-52 |
| Projecteur d'atterrissage | 7-52 |
| Eclairage intérieur | 7-54 |
| Lampes d'éclairage des instruments | 7-54 |
| Lampes d'éclairage de tableau de bord | 7-54 |
| Lecteurs de cartes | 7-54 |
| Plafonnier | 7-55 |
| Système de conditionnement d'air | 7-56 |
| Commande de chauffage de la cabine | 7-58 |
| Commande de refroidissement de la cabine | 7-58 |
| Sélecteur d'air de la cabine | 7-58 |
| Système d'avertisseur de décrochage | 7-60 |
| Système Pitot et statique | 7-62 |

| | |
|---|------|
| Indicateur de vitesse | 7-62 |
| Variomètre (VSI) | 7-62 |
| Altimètre | 7-63 |
| Interrupteur de réchauffage Pitot | 7-63 |
| Voyant de réchauffage Pitot | 7-64 |
| Source statique secondaire | 7-64 |
| Système à dépression | 7-65 |
| Manomètre de dépression | 7-66 |
| Voyant d'alerte de dépression | 7-68 |
| Voyant d'avertissement de vide auxiliaire | 7-68 |
| Horizon artificiel | 7-68 |
| Gyroscope directionnel | 7-69 |
| Avionique et navigation | 7-70 |
| Interrupteur d'alimentation d'avionique | 7-71 |
| Compas magnétique | 7-72 |
| Indicateur de virage | 7-72 |
| Indicateur d'écart de route | 7-73 |
| Indicateur de situation horizontale (optionnel) | 7-73 |
| Pilote automatique | 7-76 |
| Système audio | 7-78 |
| Affichage multifonctions | 7-79 |
| Navigation par GPS | 7-82 |
| Emetteurs-récepteurs de communication (COM) | 7-83 |
| Récepteur de navigation (Nav) | 7-84 |
| Transpondeur | 7-84 |
| Radiobalise de détresse | 7-85 |
| Horamètre | 7-86 |
| Horloge numérique | 7-87 |
| Système de parachute d'avion Cirrus | 7-89 |
| Description du système | 7-89 |
| Poignée d'activation | 7-90 |
| Caractéristiques de déploiement | 7-91 |

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 SR20 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.

• 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 30,25 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.

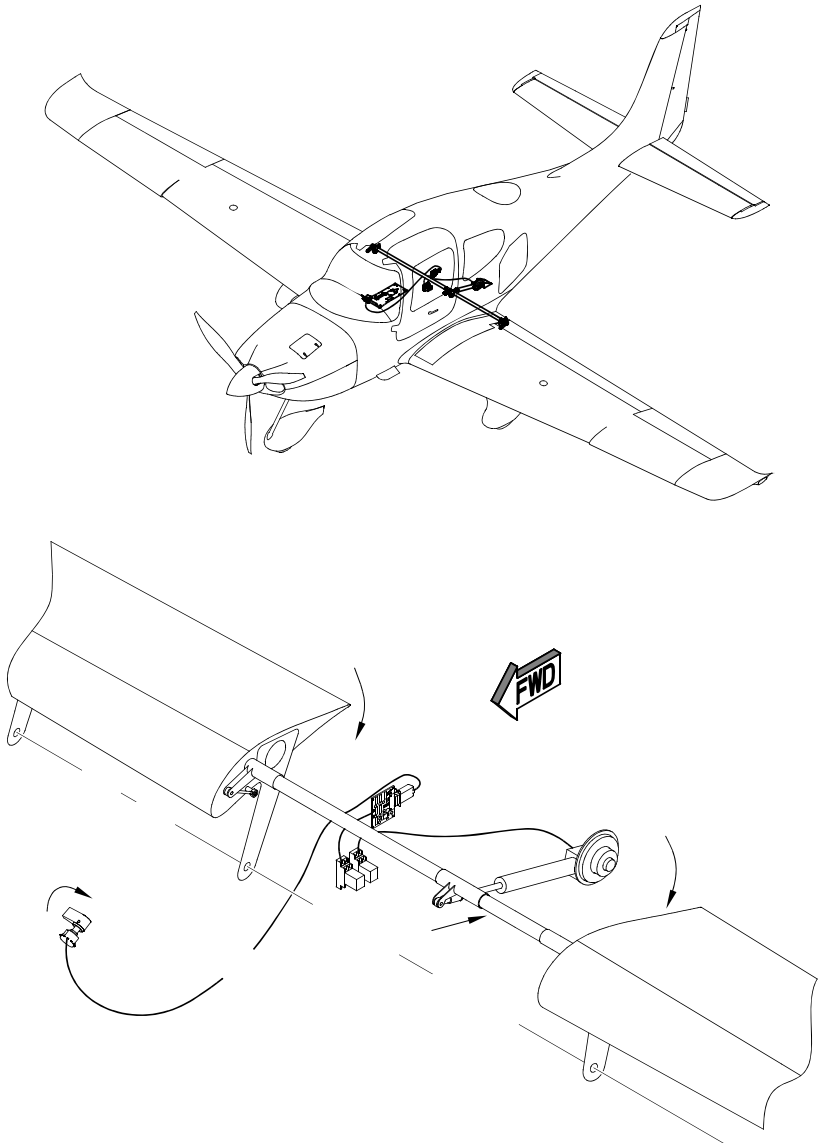
Le plan fixe vertical est une structure composite intégrée à la coque du fuselage principal, afin de permettre un transfert régulier des charges de vol. La gouverne de direction en alliage d'aluminium est montée sur l'âme travaillante du plan fixe vertical, à trois points d'articulation.

Volets

Les volets à simple fente, à commande électrique, fournissent une meilleure portance à faible vitesse. Chaque volet est fabriqué en alliage d'aluminium et est connecté à la structure de l'aile à trois points d'articulation. Des bandes de friction sont installées sur la portion supérieure du bord d'attaque de chaque volet afin d'éviter le contact entre le volet et le logement du volet. 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 %). *Sur les avions avec un numéro de série de 1020 ou supérieur et les avions plus anciens incorporant le bulletin technique SB 20-11-01*, la vitesse V_{FE} appropriée est marquée aux positions du commutateur correspondant aux volets 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

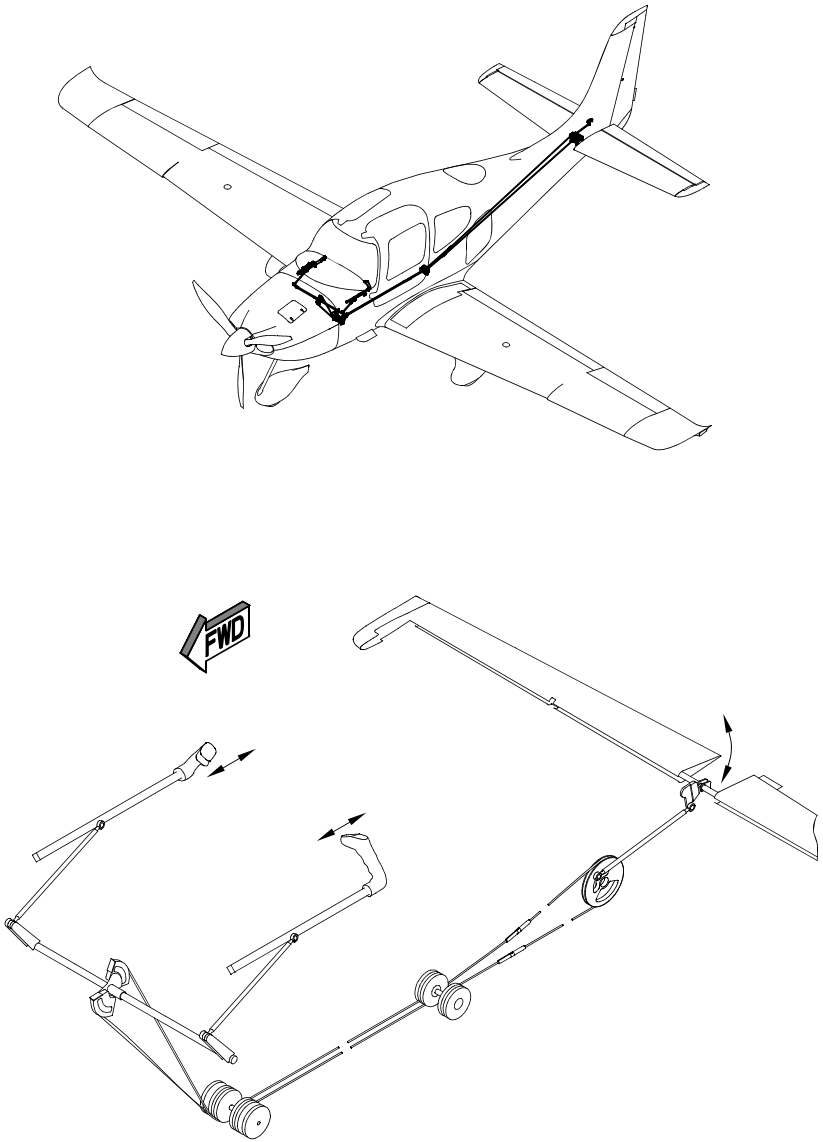
Le SR20 utilise des commandes de vol traditionnelles pour les ailerons, la gouverne de profondeur et la gouverne de direction. Les gouvernes sont commandées par le pilote au moyen d'un des deux manches de commande pour une seule main montés sous le tableau de bord. L'emplacement et la construction des 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.

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

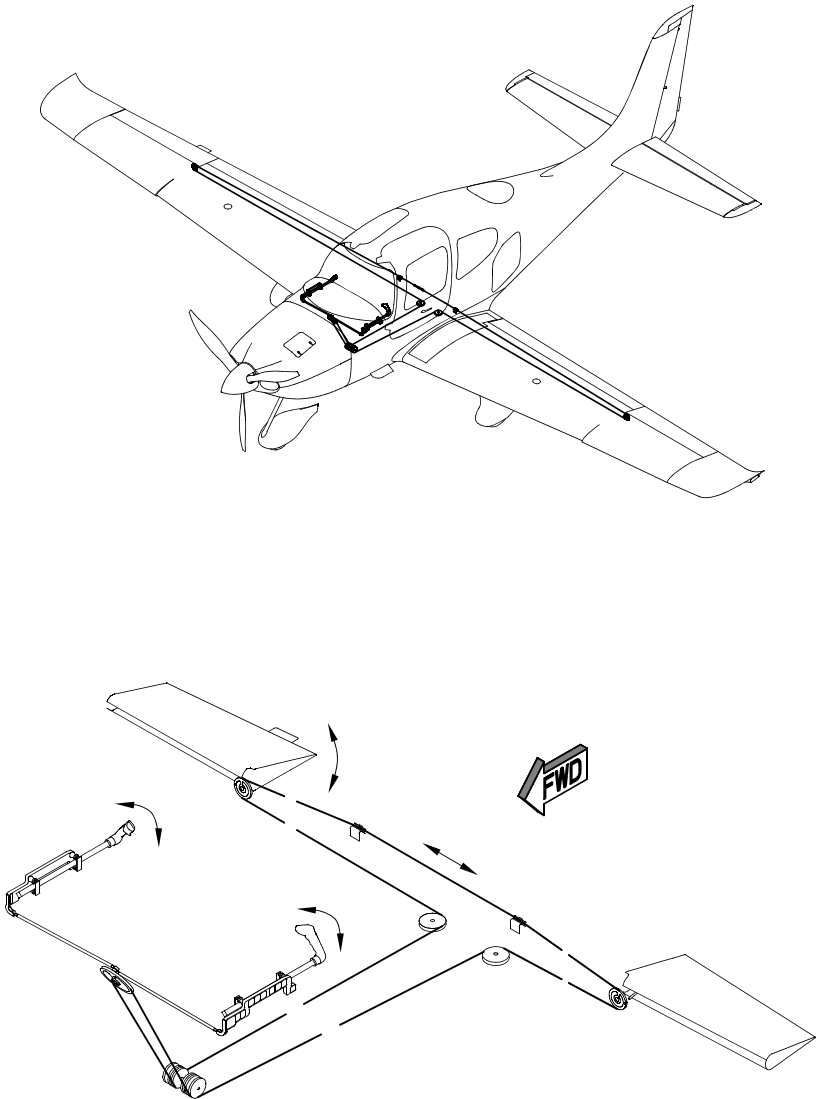
P/N 21560-002

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

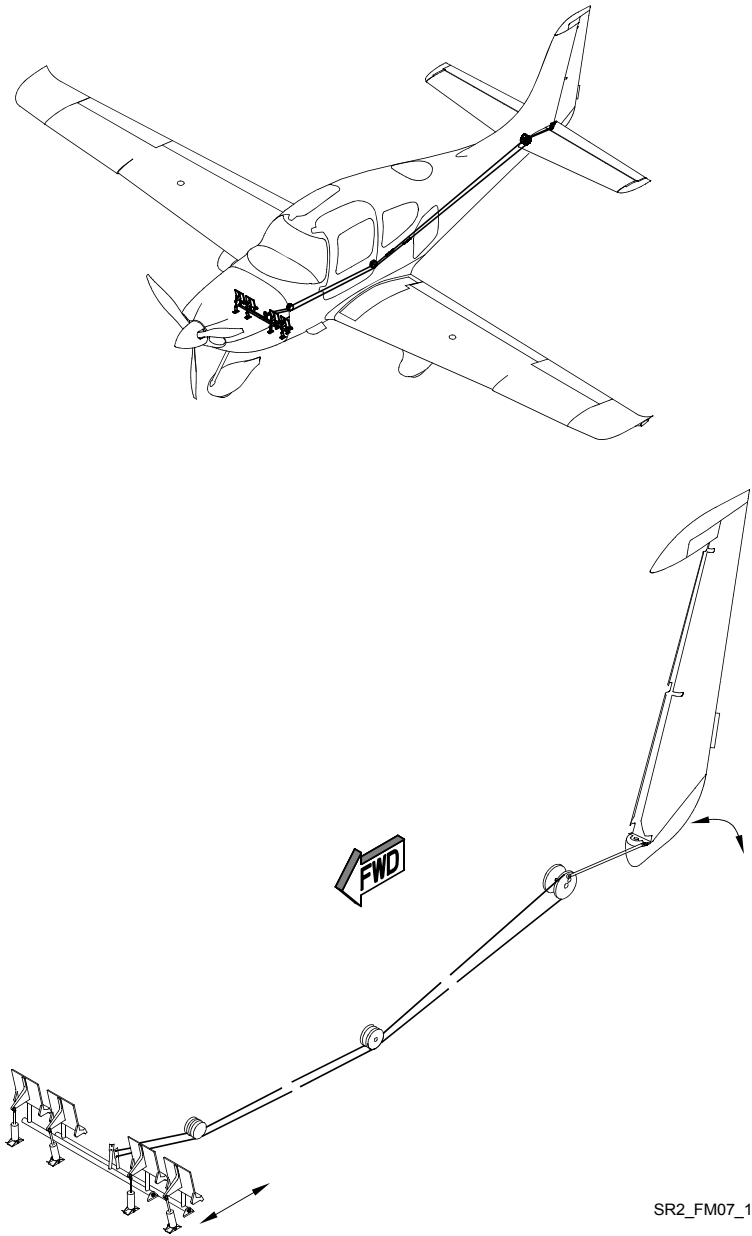
La gouverne de direction permet la commande directionnelle (lacet) de l'avion. La gouverne de direction est de conception traditionnelle, avec le revêtement, le longeron et les nervures fabriqués en alliage d'aluminium. La gouverne de direction est montée sur l'âme travaillante arrière du plan fixe vertical 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 8° 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.

Verrouillage des commandes

Le système de commande du Cirrus SR20 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 rigidement la position.



SR2_FM07_1463

Figure 7-4

Système de command 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. Il est possible de surmonter facilement les entrées de compensation complète ou du pilote automatique en utilisant les entrées de commande normales.

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. Toute 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, sur la barre omnibus essentielle.

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 essentielle.

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.

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 SR20 utilise des instruments de vol standard agencés selon les « six de base ». Ils comprennent :

| | | |
|-----------------------|------------------------|------------------|
| Indicateur de vitesse | Horizon artificiel | Altimètre |
| Indicateur de virage | Gyroscope directionnel | Variomètre (VSI) |

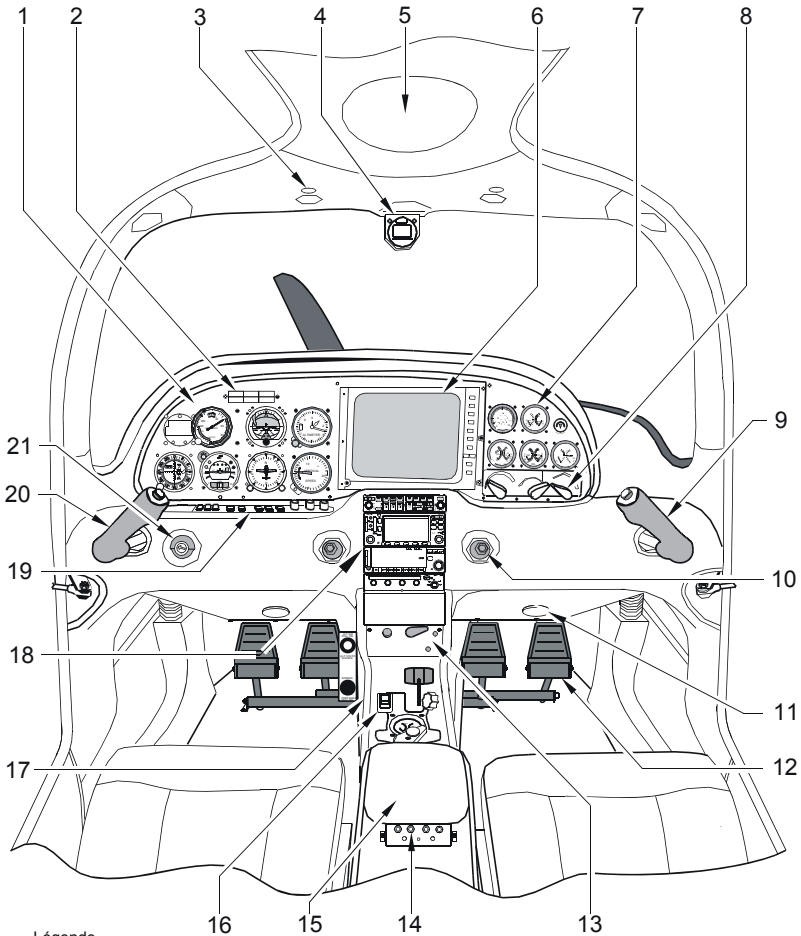
Un panneau d'interrupteurs placé dans la traverse du tableau de bord, sous les instruments de vol, contient les interrupteurs principaux et le contacteur d'allumage, l'interrupteur d'alimentation d'avionique, l'interrupteur de préchauffage Pitot et les commutateurs d'éclairage.

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

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. Panneau d'avionique |
| 2. Panneau d'annonceurs | 12. Pédales de palonnier | 19. Panneau d'interrupteurs de la traverse |
| 3. Plafonnier et interrupteur | 13. Commande de volets et indicateurs de position | 20. Manche de commande |
| 4. Compas magnétique | 14. Prises de son des passagers | 21. Contacteur de démarrage et d'allumage à clé |
| 5. Couvercle de poignée d'activation du système de parachute de cellule Cirrus (CAPS) | 15. Accoudoir | |
| 6. Affichage multifonctions | 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_1059D

Figure 7-5
Tableau de bord et console

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.

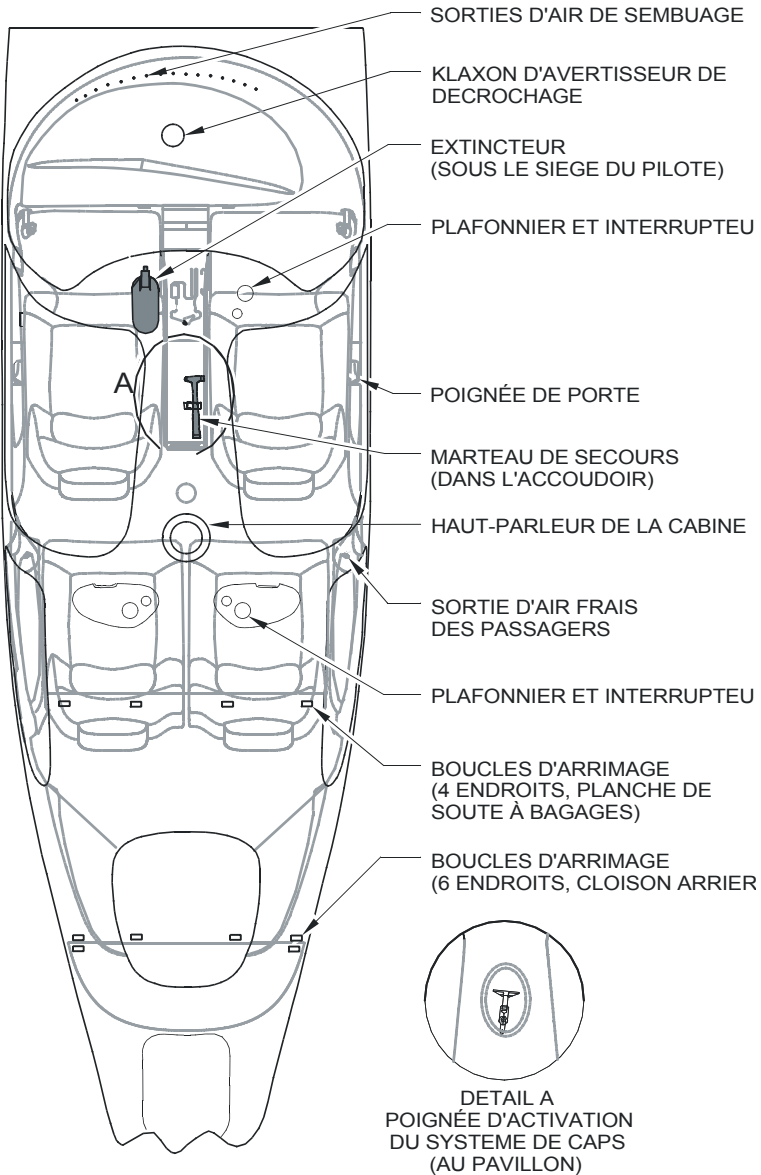
Pare-brise et fenêtres -

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 les instructions de nettoyage détaillées à la section 8.

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_106

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.

• Nota •

Il ne doit pas y avoir de mou entre l'épaule de l'occupant et la ceinture diagonale de sécurité.

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.
4. Le harnais de sécurité doit reposer contre l'épaule, avec la boucle centrée et serrée sur les hanches.

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.

Equipement 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.

• Nota •

Il ne doit pas y avoir de mou entre l'épaule de l'occupant et la ceinture diagonale de sécurité.

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.
4. Le harnais de sécurité doit reposer contre l'épaule, avec la boucle centrée et serrée sur les hanches.

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, soupeser 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.

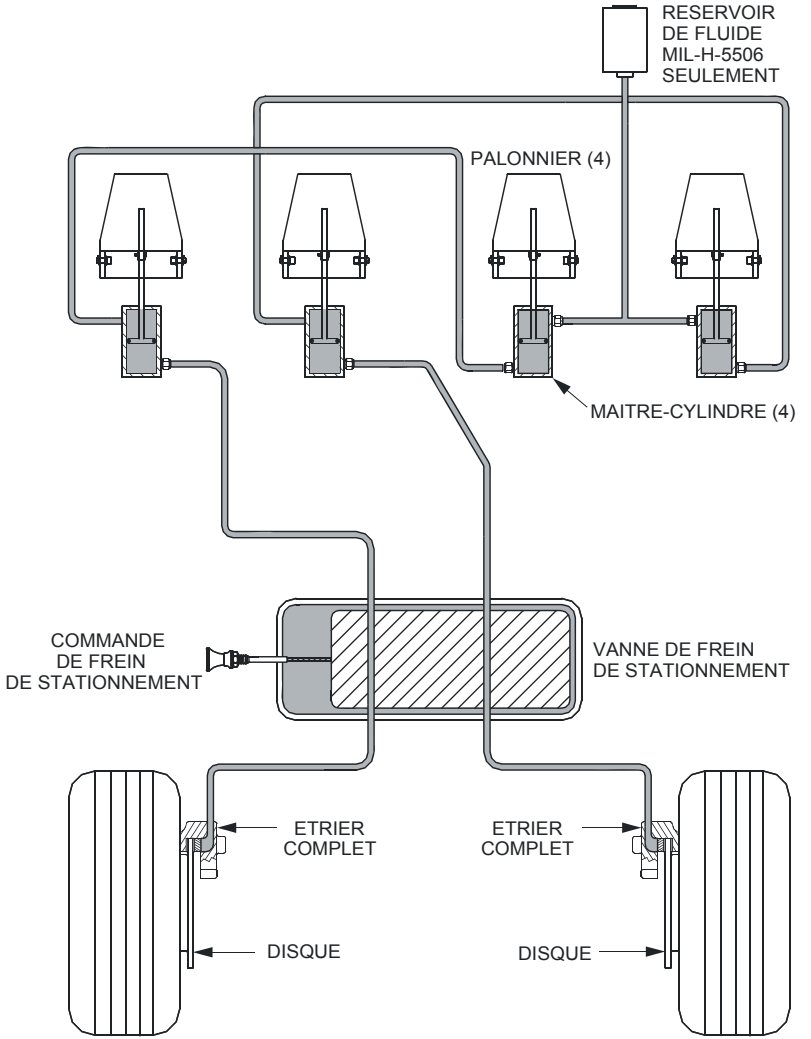
Un mauvais fonctionnement du système de freins ou une défaillance imminente peut être indiqué par une diminution progressive du freinage après l'application des freins, par des freins bruyants ou trainants, par des pédales molles ou grippées, par une course excessive ou par un freinage peu puissant. 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 le bouton 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 la commande est enfoncée, 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 la commande 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
Circuit de freins

Moteur

Le SR20 est équipé d'un moteur six cylindres IO-360-ES de Teledyne Continental, à alimentation atmosphérique, à injection de carburant, d'une puissance de 200 hp à 2 700 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. 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 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. Le radiateur d'huile est équipé d'un clapet de décharge et d'une vanne de régulation de température réglée pour mettre l'huile en dérivation si la température est inférieure à 170 °F ou si la chute de pression est supérieure à 18 psi. L'huile en dérivation ou refroidie est alors envoyée à travers le filtre à huile à passage intégral, d'une capacité de 1 quart américain, une soupape de décharge et ensuite dans les galeries d'huile lubrifiant les pièces tournantes 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 régulation de richesse dose le carburant en réponse à la position du levier de richesse déplacé par le pilote et fournit une compensation automatique en fonction de l'altitude, afin de fournir au moteur un mélange à la richesse appropriée à n'importe quelle altitude. 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, de l'angle du papillon et de l'altitude-pression ambiante. 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 double calibré. Après avoir quitté les cylindres, les gaz d'échappement passent dans un collecteur d'échappement, dans des silencieux placés de chaque côté du moteur et ensuite dans 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 LEAN) réduit la quantité de carburant. A la position complètement vers l'arrière (CUTOFF), la vanne de réglage est fermée.

Contacteur de démarrage et d'allumage

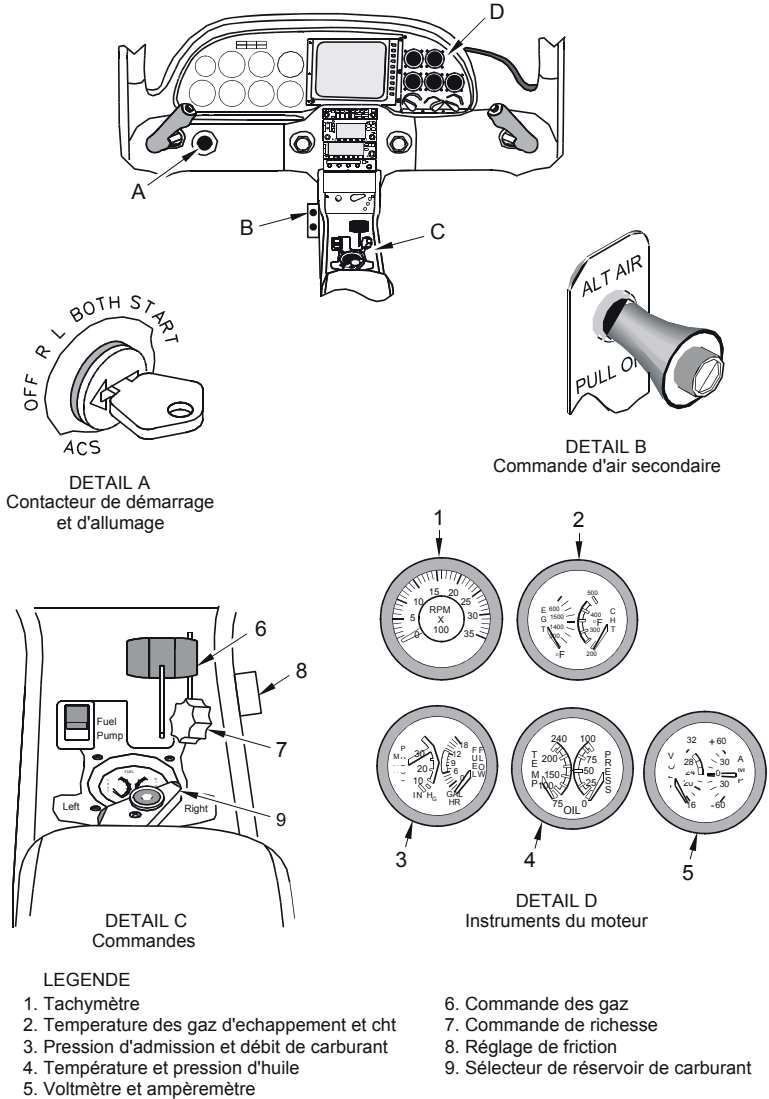
Un commutateur rotatif à clé, sur le panneau gauche de la traverse, commande l'allumage et le fonctionnement du démarreur. Le commutateur est identifié OFF-R-L-BOTH-START. A la position OFF, le démarreur est isolé électriquement, les magnétos sont mises à la masse et ne fonctionnent pas. Normalement, 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 BAT 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 SR20 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.



SR2_FM07_1603

Figure 7-8
Commandes et indicateurs

Voyant d'huile

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 par un 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 limite des instruments. Le tachymètre électrique reçoit un signal de régime d'une génératrice de tachymètre montée sur l'extrémité avant du moteur, entre les deux magnétos. Le courant continu en 28 V pour le fonctionnement des instruments est fourni par un disjoncteur de 5 A, INSTRUMENTS MOTEURS, sur la barre omnibus essentielle.

Thermomètre de gaz d'échappement et de culasse

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 essentielle 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 gauche.

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 limite des instruments. Le thermomètre électrique de culasse reçoit un signal d'une sonde de température montée dans la culasse du cylindre n° 2, 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 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 essentielle.

L'aiguille de température balaye une plage marquée de 75 °F à 250 °F, graduée à intervalles de 25 °F. Consulter la section 2, Limites, pour obtenir des renseignements sur les indicateurs de limite des instruments. Le thermomètre d'huile reçoit un signal d'une sonde de température montée sur le moteur, près de la magnéto gauche.

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 limite des instruments. Le manomètre d'huile reçoit un signal d'un mancontact d'huile monté sur le côté gauche du moteur. 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 essentielle.

L'aiguille du débitmètre balaye une échelle marquée de 0 à 18 gallons américains par heure. Consulter la section 2, Limites, pour obtenir des renseignements sur les indicateurs de limite des instruments. Le débitmètre électrique reçoit un signal d'un transducteur de débit installé dans la conduite de carburant entre la vanne de débit du corps de papillon et la tubulure d'injecteurs (araignée).

L'aiguille de pression de pression d'admission balaye une échelle graduée de 10 à 35 pouces de Hg, en intervalles de 5 pouces de Hg. Consulter la section 2, Limites, pour obtenir des renseignements sur les indicateurs de limite 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.

Hélice

L'avion est équipé d'une hélice en alliage d'aluminium à régime constant, équipée d'un régulateur. L'avion est livré avec une hélice standard à deux pales (76 in de diamètre) ou une hélice à trois pales optionnelle (74 in).

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. Lorsque 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 56 gallons américains, fournit le carburant pour le fonctionnement du moteur. Le circuit comprend un réservoir intégré, avec évent, d'une capacité de 30,3 gallons américains (28,0 gallons utilisables) dans chaque aile, un puit collecteur de carburant dans chaque aile, un sélecteur à trois positions, 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.

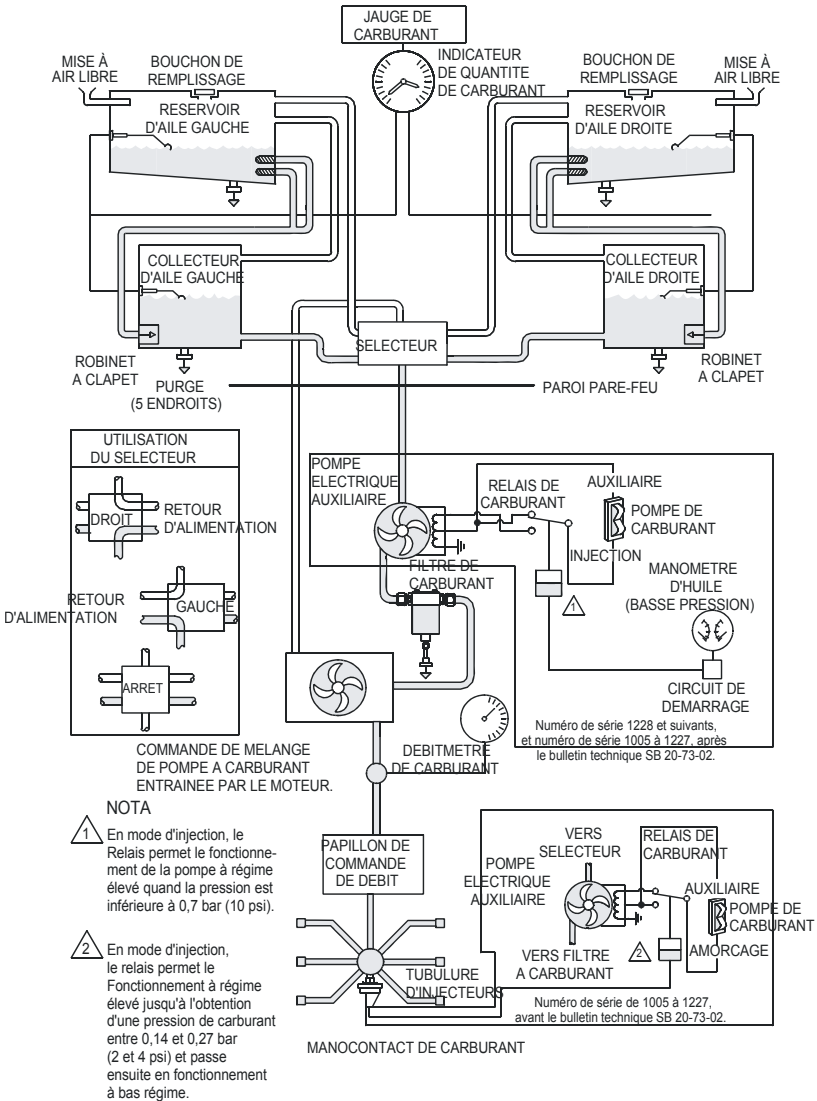
Chaque réservoir d'aile intégré est équipé d'un bouchon de remplissage sur la surface supérieure de chaque aile, pour faire le plein de carburant. Un panneau d'accès sur la surface inférieure de l'aile donne accès au compartiment mouillé associé (réservoir) pour faire les inspections générales et l'entretien. Des flotteurs dans chaque réservoir d'aile 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 bac 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.

La jauge de carburant de chacun des réservoirs 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.

Le système de mise à l'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 l'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 13 gallons américains dans chaque réservoir (total de 26 gallons américains utilisables en ordre de vol).



SR2_FM07_1016C

Figure 7-9
Système de carburant

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 prendre un échantillon du carburant avant chaque vol. Un tube d'échantillonnage est fourni pour soutirer une petite quantité de carburant des purges des réservoirs des ailes, des purges de collecteur et de la purge du filtre à 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 les jauges de carburant si la quantité de carburant tombe au-dessous d'environ 8,5 gallons américains dans chaque réservoir (total de 17 gallons américains, avec les réservoirs équilibrés en vol horizontal). Puisque les deux réservoirs doivent être en dessous de 8,5 gallons américains pour que le voyant s'allume, il est possible que le voyant s'allume avec juste 8,5 gallons américains dans un réservoir en vol horizontal, et l'autre réservoir complètement vide.

Si le voyant d'avertissement de carburant FUEL 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 28 gallons américains, en intervalles de 2,5 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 8,2 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 8 à 9 gallons américains. 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 essentielle.

• 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 1005 à 1227 avant le bulletin technique SB 20-73-02 : 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 1228 et suivants, 1005 à 1227 après le bulletin technique SB 20-73-02 : 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 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.

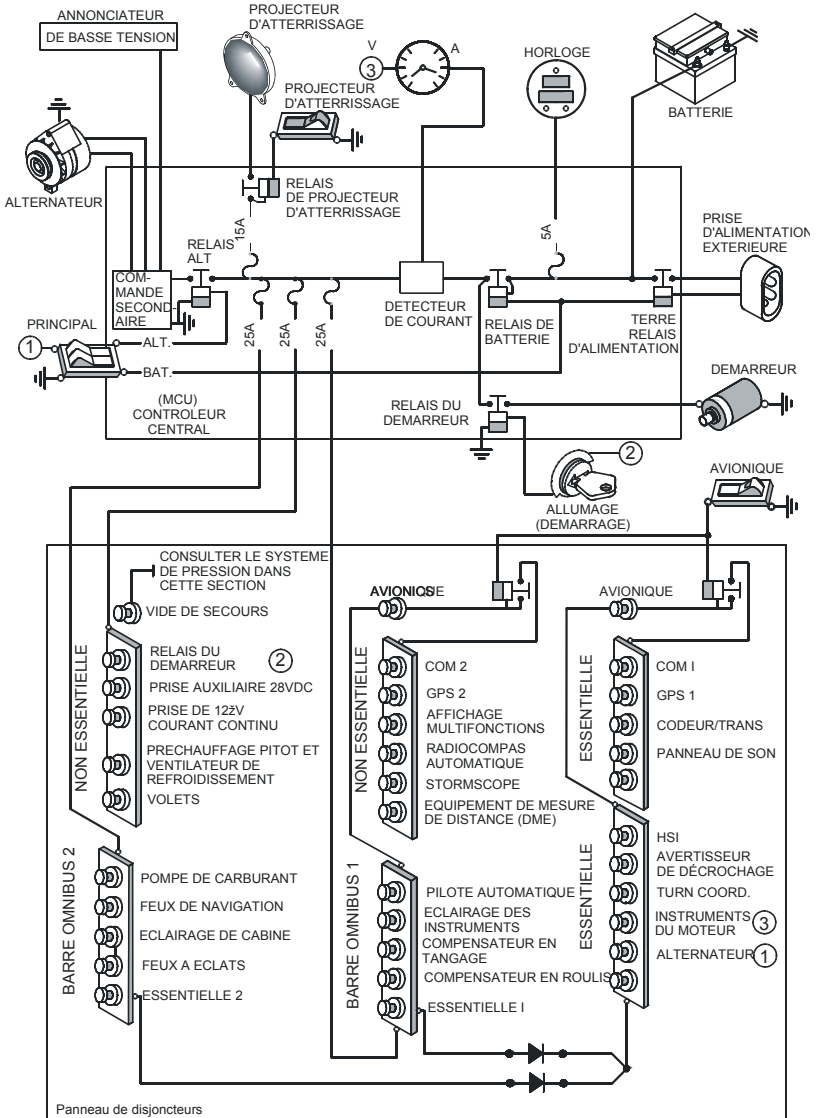
La pompe auxiliaire est alimentée en courant continu de 28 V fourni par un disjoncteur de 7,5 A, FUEL PUMP (pompe à carburant), sur la barre omnibus principale 1.

Circuit électrique

L'avion standard est équipé d'un circuit électrique avec un seul alternateur fournissant du courant continu en 28 V. 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. Le circuit permet aussi le délestage des charges en cas de défaillance du circuit électrique.

• Nota •

Un circuit optionnel à deux alternateurs est installé sur certains avions. Pour obtenir une description complète du circuit, consulter Circuit à deux alternateurs dans le supplément du manuel d'utilisation de l'avion 11934-S10.



SR2_FM07_1018B

Figure 7-10
Alimentation et distribution électrique

Production d'électricité

L'alimentation électrique primaire du SR20 est fournie par un circuit électrique en courant continu de 28 V, à masse négative. Le circuit de génération d'électricité comprend une batterie de 24 V, 10 A/h, un alternateur de 75 A, un régulateur de tension et un système de protection contre les surtensions. La batterie, de qualité aviation, est de type au plomb, à 12 cellules, avec des capuchons à évent, à clapet de non retour. La batterie est utilisée pour le démarrage du moteur et comme source d'électricité de secours en cas de défaillance de l'alternateur. En fonctionnement normal, l'alternateur de 75 A fournit à la batterie un courant de charge constant et est l'alimentation primaire du système électrique de l'avion. Le régulateur de tension limite les surtensions et fournit une tension régulée constante de l'électricité produite par l'alternateur. Pour protéger les instruments délicats, le système de protection contre les surtensions mesure la tension de la barre omnibus primaire et limite automatiquement les pointes de tension à 28,5 V. En cas de période de surtension ou de sous-tension continue, le système de protection contre les surtensions alerte le pilote.

Distribution d'électricité

Pour le SR20, la distribution d'électricité comprend la barre omnibus électrique principale dans le contrôleur central (MCU), les barre omnibus principales, les barres omnibus essentielles et non essentielles dans le panneau de disjoncteurs, ainsi que les fusibles, disjoncteurs et interrupteurs associés. Les barres omnibus principales (barre omnibus principale 1 et barre omnibus principal 2) et les barres omnibus non essentielles d'équipement reçoivent le courant du système de génération d'électricité par l'intermédiaire de fusibles ou disjoncteurs de barre omnibus d'alimentation de 25 A situés dans le contrôleur central. La barre omnibus d'alimentation essentielle est alimentée par la barre omnibus principale 1 et la barre omnibus principale 2 à partir des disjoncteurs essentiel 1 et essentiel 2, par l'intermédiaire d'un réseau de diodes. La barre omnibus d'avionique non essentielle et la barre omnibus d'avionique essentielle sont alimentées par la barre omnibus principale 1 et la barre omnibus d'alimentation essentielle, respectivement, par l'intermédiaire des disjoncteurs d'avionique associés, à condition que le commutateur AVIONIQUE soit en position de marche. Il est possible de délester les

charges d'avionique de la barre omnibus d'avionique en tirant sur le disjoncteur d'avionique correspondant.

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. L'interrupteur droit, identifié BAT, commande toutes les charges électriques de l'avion. L'interrupteur gauche, identifié ALT, commande l'alternateur.

Normalement, les deux interrupteurs principaux doivent être sur marche. Cependant, l'interrupteur BAT peut être mis sur marche séparément pour vérifier l'équipement, au sol. Pour vérifier ou utiliser l'avionique ou les radios au sol, il faut aussi mettre sur marche l'interrupteur d'alimentation d'avionique. Quand l'interrupteur ALT est en position d'arrêt, l'alternateur est isolé du circuit électrique et la charge électrique totale est placée sur la batterie.

• Nota •

L'utilisation continue avec l'interrupteur de l'alternateur en position d'arrêt réduit la réserve de la batterie suffisamment pour ouvrir le relais de la batterie, coupant l'alimentation du champ de l'alternateur, empêchant la remise en marche de l'alternateur.

Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique

Un interrupteur à bascule, identifié AVIONIQUE, contrôle l'alimentation électrique de la barre omnibus primaire de l'avion à la barre omnibus d'avionique. Le commutateur est placé à côté des interrupteurs principaux ALT et BAT et est en marche (ON) à la position haute et sur l'arrêt à la position basse. En principe, l'interrupteur est utilisé pour mettre sous tension ou hors tension, simultanément, toutes les barres omnibus non essentielles d'avionique et les barres omnibus 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. Pour le service normal, l'interrupteur AVIONICS POWER doit être en position d'arrêt avant de basculer l'interrupteur principal sur marche ou arrêt, 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. Le contrôleur de l'alternateur (ACU), situé dans le contrôleur central (MCU), qui est monté sur le côté moteur de la cloison pare-feu, contrôle les voyants d'alarme.

En cas de surtension, le contrôleur de l'alternateur (ACU) élimine automatiquement le courant du champ de l'alternateur pour arrêter l'alternateur. Quand l'alternateur est hors ligne, la batterie fournit le courant et l'ampèremètre indique l'intensité du courant de décharge. Dans ces conditions et en fonction de la charge électrique du système, le voyant LOW VOLTS s'allume quand la tension du système tombe au-dessous de $25,5 \pm 0,35$ V. Mettre momentanément l'interrupteur ALT PRINCIPAL sur l'arrêt peut réarmer le contrôleur de l'alternateur. Si le voyant d'alarme ne s'allume pas, l'alternateur a recommencé à charger normalement. Si le voyant s'allume de nouveau, il y a un mauvais fonctionnement.

• Nota •

Il est possible que le voyant LOW VOLTS s'allume et que l'ampèremètre affiche une décharge quand le moteur tourne au ralenti, avec une charge électrique dans le système, pendant le roulage à faible régime, par exemple. Dans ce cas, le voyant s'éteint à régime plus élevé. Il n'est pas nécessaire de cycler l'interrupteur principal puisqu'il n'y a pas eu de surtension pour désactiver le système d'alternateur.

Pour faire un essai du voyant, allumer le projecteur d'atterrissage et mettre momentanément sur l'arrêt l'interrupteur principal ALT tout en laissant l'interrupteur BAT sur marche.

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 d'éclairage des instruments sur la barre omnibus principale 1.

L'aiguille du voltmètre balaye une échelle de 16 à 32 V. Consulter la section 2, Limites, 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. L'intensité affichée est dérivée du shunt de courant placé dans le contrôleur central du système électrique. Quand l'interrupteur principal est mis sur marche alors que le moteur est en marche, l'ampèremètre indique l'intensité du courant de charge envoyé à la batterie. En cas de mauvais fonctionnement de l'alternateur ou d'une charge électrique supérieure à la production de l'alternateur, l'ampèremètre indique l'intensité du courant de décharge de la batterie.

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, sur le côté gauche de la console centrale. La barre omnibus essentielle de l'avion est alimentée par la barre omnibus principale par les disjoncteurs de 20 A ESSENTIELLE 1 et ESSENTIELLE 2. La charge d'avionique sur la barre omnibus d'avionique non essentielle et la barre d'avionique non essentielle sont protégées par des disjoncteurs de 15 A, AVIONIQUE, branchés aux barres omnibus respectives par des relais mis sous tension par l'interrupteur AVIONIQUE.

En plus des disjoncteurs individuels, des fusibles de 25 A placés dans la barre omnibus dans le contrôleur central (MCU) protègent la barre omnibus principale 1, la barre omnibus principale 2 et la barre omnibus non essentielle. En plus, des fusibles de 15 A protègent les circuits du projecteur d'atterrissage et de la pompe à vide auxiliaire. L'horloge est continuellement alimentée par un fusible de 5 A branché sur la barre omnibus primaire dans le contrôleur central (MCU).

Prise d'alimentation extérieure

Une prise pour alimentation de service sol, placée juste derrière le capot, sur le côté gauche de l'avion, est installée pour permettre l'utilisation d'une source d'alimentation externe pour le démarrage par temps froid et les procédures de dépannage nécessitant une alimentation 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 de telle façon que l'interrupteur BAT doit être sur marche pour pouvoir appliquer l'alimentation externe.

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

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. Le courant continu en 28 V pour la prise de service est fourni à travers un disjoncteur de 5 A, CONVENIENCE POWER (prise auxiliaire), sur la barre omnibus non essentielle et réduit à 12 V par la carte de régulation de tension dans la console.

Eclairage extérieur

L'avion est équipé de feux de navigation standard montés sur les extrémités des ailes et dans la queue, avec des feux à éclats anticollision intégrés. Le projecteur d'atterrissage à commande séparée est monté dans l'entrée d'air gauche du capot.

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 3 A NAV sur la barre omnibus principale 2.

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. Les lampes d'éclairage du tableau de bord sont alimentées en courant continu de 28 V fourni par un disjoncteur de 3 A, CABIN LIGHTS, sur la barre omnibus principale 2.

Projecteur d'atterrissage

Un projecteur à halogène standard ou 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.

Dans l'installation standard (halogène), quand l'interrupteur de phare d'atterrissage est mis sur marche, le relais de commande du phare dans le contrôleur central est mis sous tension, fermant le circuit en 28 V, de la barre omnibus primaire au phare halogène. Un disjoncteur de 15 A sur la barre omnibus primaire dans le contrôleur central protège le circuit.

Dans l'installation optionnelle (HID), quand l'interrupteur de phare d'atterrissage est mis sur marche, le relais de commande du phare d'atterrissage dans le contrôleur central ferme le circuit en 28 V de la barre omnibus primaire de l'avion et met sous tension le ballast HID,

monté sur la cloison pare-feu avant, qui alimente le phare HID dans le capot. Un disjoncteur de 15 A sur la barre omnibus primaire 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 des instruments fonctionnent en courant continu de 28 V et sont protégés par le 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 alimenté 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.

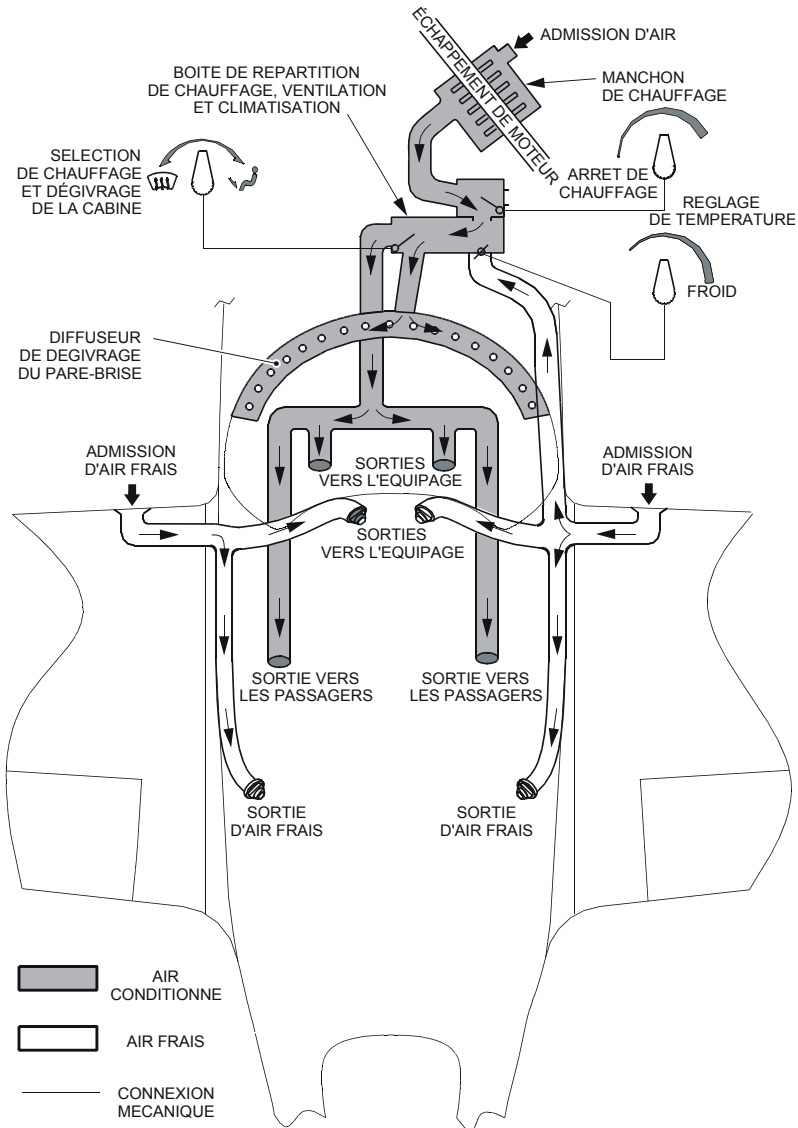
Système de conditionnement d'air

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.

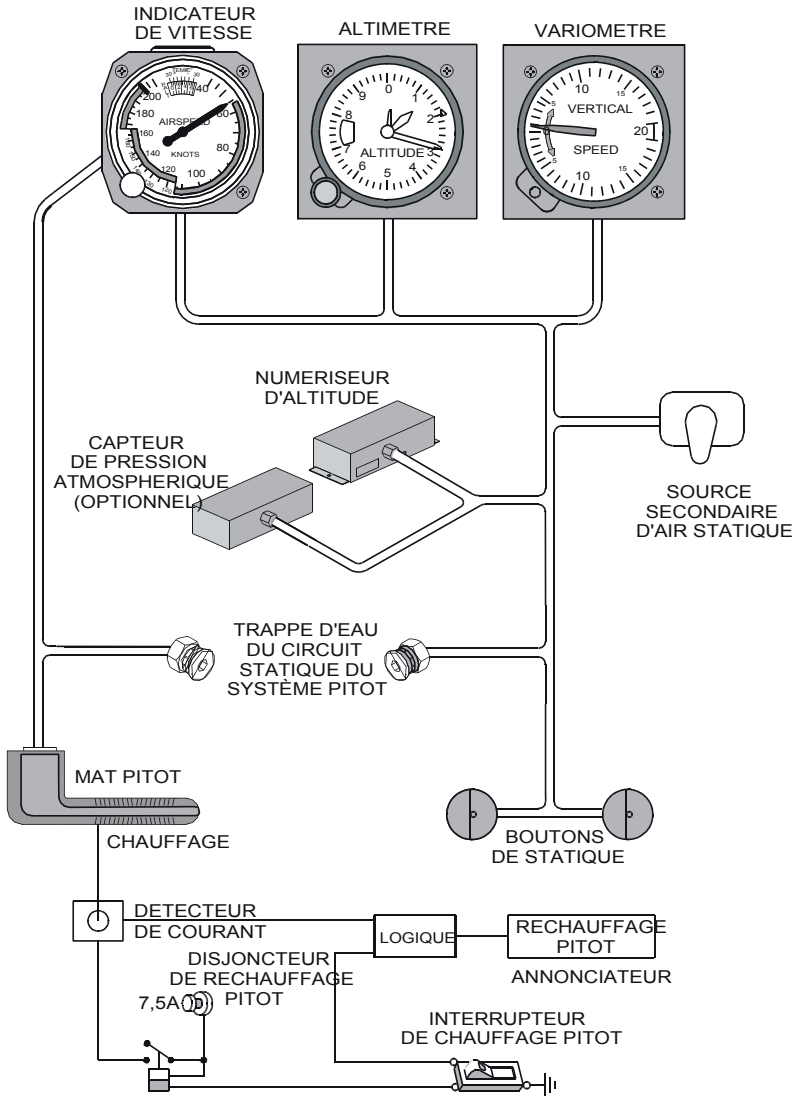
Système d'avertisseur de décrochage

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_1013

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

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 limite des instruments.

Variomètre (VSI)

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

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 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 pression statique de l'intérieur de la cabine au lieu de l'orifice de statique fuselage. Quand il y a raison de croire que les instruments donnent de mauvaises indications à cause 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 l'altitude à la section 5.

Système à dépression

Le système à dépression de l'avion fournit le vide nécessaire pour faire fonctionner l'horizon artificiel et le gyroscope directionnel. Le système comprend une pompe à vide entraînée par le moteur, une pompe à vide électrique de secours, deux interrupteurs de vide, deux voyants, une tubulure de vide, un détendeur de vide, un filtre à air du système de vide et les instruments à commande à vide (y compris un manomètre d'aspiration). Le circuit de secours du système fonctionne automatiquement pour fournir du vide aux instruments en cas de défaillance de la pompe à vide entraînée par le moteur. La fonction de secours est totalement automatique et ne nécessite aucune action de la part du pilote. La pompe à vide électrique fonctionne en courant continu de 28 V alimenté par un fusible de 15 A sur la barre omnibus principale de l'avion, dans le contrôleur central (MCU). Les circuits de commande de la pompe à vide électrique sont protégés par le disjoncteur de 2 A, DEPRESSION SECOURS, sur le panneau de disjoncteurs.

• Nota •

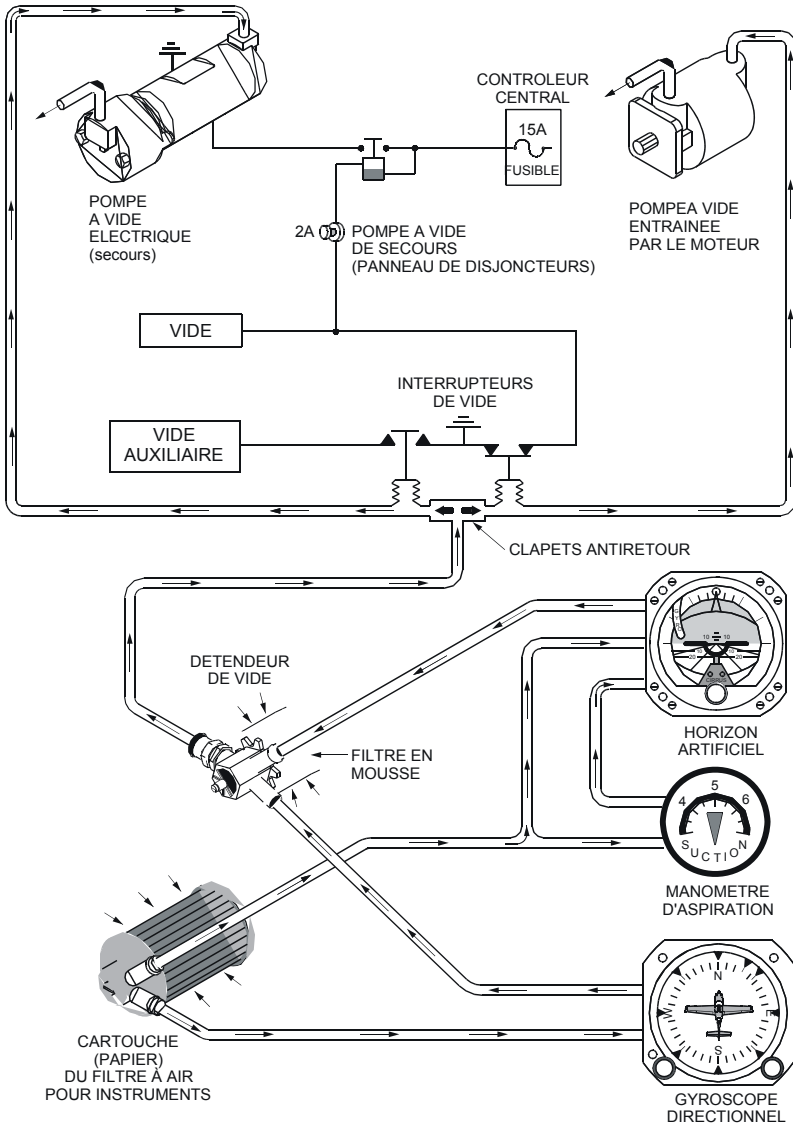
En cas d'entretien prolongé au sol, tirer sur le disjoncteur DEPRESSION SECOURS pour désactiver la pompe à vide auxiliaire.

Pendant la procédure de démarrage du moteur, quand le coupe-batterie principal est en position de marche, la séquence suivante a lieu :

1. Le voyant rouge VACUUM s'allume. La pompe à vide auxiliaire se met en marche et le voyant orange AUX VAC s'allume. Après un court délai, le drapeau de l'horizon artificiel GYRO disparaît.
2. Quand le moteur est en marche, le voyant rouge VACUUM s'éteint. La pompe auxiliaire s'arrête et le voyant orange AUX VAC s'éteint.

Manomètre de dépression

Le manomètre d'aspiration, à l'extrême droite du tableau de bord, est étalonné en pouces de mercure. Le manomètre indique la dépression disponible pour le fonctionnement des gyroscopes d'assiette et de direction. La plage de dépression désirée est entre 4,5 et 5,4 pouces de mercure. Une valeur hors de cette plage peut indiquer un mauvais fonctionnement ou réglage d'un système. Les indicateurs d'assiette et de direction ne doivent pas être considérés comme fiables lorsque le manomètre de dépression affiche une valeur hors de cette plage.



SR2_FM07_1017B

Figure 7-13
Système de dépression

• Nota •

Le drapeau de l'horizon artificiel (GYRO) descend si l'indicateur d'assiette ne reçoit pas un vide adéquat pour permettre le fonctionnement.

Voyant d'alerte de dépression

Le voyant rouge VACUUM allumé dans le panneau de voyants indique la défaillance de la pompe à vide entraînée par le moteur ou que le moteur de l'avion ne fonctionne pas. Un commutateur de vide dans la conduite entre la pompe à vide entraînée par le moteur et la tubulure de vide allume le voyant VACUUM quand le vide est faible dans la conduite. En plus de l'allumage de voyant VACUUM, le commutateur déclenche aussi un relais qui met sous tension la pompe à vide électrique auxiliaire. Cette situation existe quand l'interrupteur principal de batterie BAT est sur marche et le moteur ne fonctionne pas (avant la mise en marche, par exemple) ou en cas de défaillance de la pompe à vide entraînée par le moteur. Le voyant de VACUUM fonctionne en courant continu de 28 V par l'intermédiaire d'un disjoncteur de 2 A, ANNUN PWR, sur la barre omnibus essentielle.

Voyant d'avertissement de vide auxiliaire

Le voyant orange AUX VAC allumé dans le panneau de voyants indique que la pompe à vide électrique auxiliaire fournit l'aspiration. Un commutateur de vide dans la conduite entre la pompe à vide électrique et la tubulure de vide allume le voyant quand le vide augmente dans la conduite. Normalement, le voyant s'allume quand le système électrique de l'avion est sous tension et la pompe à vide entraînée par le moteur ne fonctionne pas. Le voyant d'alerte AUX VAC fonctionne en courant continu de 28 V par l'intermédiaire d'un disjoncteur de 2 A, ANNUN PWR, sur la barre omnibus essentielle.

Horizon artificiel

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. Cet indicateur est fonctionnel et peut suivre des 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. L'instrument fonctionne avec du vide et il incorpore un drapeau rouge GYRO pour indiquer lorsque le vide est insuffisant pour permettre le fonctionnement. Au démarrage, le drapeau remonte lorsque le vide passe une différence de vide d'environ 4 pouces de mercure. Si la différence de vide approche 1 pouce de mercure, le drapeau descend en vue.

Gyroscope directionnel

En configuration standard, l'avion est équipé d'un gyroscope directionnel. Si un gyroscope directionnel n'est pas installé, l'avion est équipé d'un indicateur de situation horizontale.

Le gyroscope directionnel, dans le tableau de bord gauche, 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 cadran du compas tourne dans le sens inverse des aiguilles d'une montre pour un virage à droite. Un bouton, identifié HDG REF, au coin inférieur gauche de l'instrument est utilisé pour régler le repère de cap jaune fluorescent. Le cadran du compas doit être réglé en concordance au nord magnétique du compas juste avant le décollage. Puisqu'il y a une légère précession du gyroscope après un certain temps, le cadran du gyroscope directionnel doit être ajusté de temps en temps en cours d'un vol prolongé.

Réglage de la carte de correction compas

1. Pousser et maintenir le bouton au coin inférieur gauche de l'instrument.
2. Tout en poussant le bouton, le tourner pour ajuster le cadran du compas du gyroscope sur le cap magnétique actuel.
3. Relâcher le bouton.

Avionique et navigation

• Nota •

Les paragraphes suivants et les descriptions de l'équipement décrivent l'avionique standard dans le SR20. 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 SR20.

Le groupe d'avionique standard est conçu pour fournir au pilote le maximum de renseignements dans un format qui est facilement interprété pour permettre la meilleure prise de conscience circonstancielle. Les appareils d'avionique sont montés dans la console centrale et sont facilement accessible des deux sièges de pilotage.

Système d'avionique standard

- Système audio intégré avec interphone de bord (Garmin GMA 340) - Le panneau d'audio permet la sélection des entrées de radio pour chaque casque de pilote, la sélection des fonctions de transmission et l'interphone de bord.
- Récepteur de radiobalises (Garmin GMA 340) - Les fonctions de récepteur de radiobalises et d'avertissement sont intégrées au système audio de l'avion.
- GPS homologué pour approche IFR (Garmin GNS 430) - L'avionique standard dans le SR20 est basée sur l'utilisation d'un système mondial de localisation (GPS) comme système de navigation primaire. Le récepteur GPS fournit la position et les données d'erreurs de piste sur l'affichage à défilement cartographique CDI et ARNAV. Le Garmin GNS 430 inclut aussi un émetteur-récepteur VHF (COM 1), un récepteur VHF de navigation (NAV 1) et un affichage à défilement cartographique.
- Deux émetteurs-récepteurs VHF (COM) - Les émetteurs-récepteurs COM permettent les communications VHF, ainsi

que la mémorisation et la sélection des fréquences. COM 1 est intégré au Garmin GNS 430 et COM 2 est intégré au Garmin GNC 250XL.

- Récepteur de navigation (NAV) (VOR/LOC/GS) -Un récepteur de navigation utilisant le système VHF standard est intégré au Garmin GNS 430, Ce récepteur permet la navigation VOR et les approches ILS, y compris l'alignement de piste et le suivi de l'alignement de descente.
- Transpondeur Mode C avec codeur d'altitude (Garmin GTX 320 or GTX 327) - Un numériseur fournit des renseignements sur l'altitude au transpondeur et au récepteur de GPS.
- Affichage multifonctions - Un affichage à défilement cartographique ARNAV ICDS 2000 ou Avidyne FlightMax EX-Series est installé. L'affichage à défilement cartographique montre la position de l'avion en représentation graphique sur une carte mobile. Le navigateur GPS du GARMIN GNS 430 fournit automatiquement les renseignements sur la position.
- Indicateur d'écart de route (CDI) ou indicateur de situation horizontale (HSI) optionnel - Le CDI ou le HSI fournissent l'écart de route par rapport au VOR, l'alignement de piste (LOC) et l'alignement de descente (G/S) quand le VLOC est la source de navigation sélectionnée et l'écart de route par rapport à une route GPS quand le GPS est la source de navigation sélectionnée. Des horizons artificiels traditionnels à fonctionnement à vide ou électriques sont disponibles et un indicateur de situation horizontale électronique (EHSI) optionnel est aussi fourni.
- Interrupteur principal d'avionique Fournit l'alimentation électrique à l'avionique de l'avion. Alimente l'affichage multifonctions.

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

L'indicateur de virage électrique, installé sur le tableau de bord, affiche les renseignements de roulis et fournit les données de roulis au pilote automatique. De plus, si l'avion est équipé d'un pilote automatique S-Tec System 20 ou System 30, l'engagement, le désengagement, le mode de sélection et le mode d'avertissement du pilote automatique sont intégrés à l'affichage de l'indicateur de virage et au bouton de commande. 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 sur l'instrument, identifiés L et R (gauche et droite), indiquent l'inclinaison pour un virage standard dans la direction indiquée. Le gyroscope est alimenté par un disjoncteur de 5 A, TURN INDICATOR, sur la barre omnibus essentielle. Une pile de 27 V fournit l'alimentation de secours pour le fonctionnement du gyroscope de l'indicateur de virage.

Commutateur de l'indicateur de virage

L'alimentation électrique de l'indicateur de virage est commandée par le commutateur ELEC FLT INST PWR, immédiatement sous l'indicateur de virage. Le commutateur a deux positions, NORM et EMERG (normal et secours). Quand le commutateur est en position NORM, l'alimentation électrique de l'indicateur de virage est fournie par un disjoncteur de 5 A, TURN INDICATOR, sur la barre omnibus essentielle. En cas de défaillance du système électrique normal, mettre le commutateur sur EMER pour alimenter l'indicateur de virage avec la pile de 27 V. Le commutateur est laissé en position normale NORM pour toutes les utilisations normales. Il faut remplacer les piles aux intervalles spécifiés, à la date imprimée sur les piles (consulter le manuel d'entretien de l'avion SR20) et après chaque utilisation pour alimenter l'indicateur de virage.

Indicateur d'écart de route

L'indicateur d'écart de route (CDI) affiche l'écart de route par rapport à un VOR, un alignement de piste (LOC) ou un alignement de descente quand « VLOC » est la source de navigation sélectionnée sur le GNS 430 et affiche l'écart de route de GPS quand GPS est la source de navigation sélectionnée. La sélection de source de navigation est faite au moyen du bouton CDI sur la commande de GNS 430.

L'instrument est un indicateur d'écart de route à double barre d'écart VOR/LOC/Alignement de descente. 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 point. 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 d'éclairage des instruments ECLAIRAGE INSTRUMENTS sur la barre omnibus principale 1.

Indicateur de situation horizontale (optionnel)

Dans des configurations optionnelles, l'avion est équipé d'un indicateur de situation horizontale Century NSD-360, un indicateur de situation horizontale Century NSD-1000 électrique ou un affichage de navigation Sandel 3308 électrique. Les affichages et le fonctionnement des indicateurs de situation horizontale Century NSD-360 et NSD-1000 sont identiques, la seule différence étant la source d'alimentation pour le fonctionnement du gyroscope.

Indicateur de situation horizontale Century NSD-360 ou NSD-1000 (optionnel)

L'indicateur de situation horizontale (HSI) NSD-360 ou NSD-1000, dans le tableau de bord gauche, fournit des renseignements par gyroscope stabilisé et magnétiquement asservi, un affichage illustré de VOR/LOC avec une flèche de route traditionnelle 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), immédiatement 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.

Le gyroscope d'indicateur de situation horizontale du NSD-360 fonctionne avec du vide et un drapeau rouge GYRO indique un vide insuffisant pour permettre le bon fonctionnement du gyroscope. Le courant continu en 28 V pour le fonctionnement de l'indicateur de situation horizontale est fourni par un disjoncteur de 2 A, HSI, sur la barre omnibus essentielle.

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 en 28 V pour le fonctionnement de l'indicateur de situation horizontale et du gyroscope est fourni par le disjoncteur de 2 A, HSI, sur la barre omnibus essentielle.

Affichage de navigation Sandel 3308 (optionnel)

L'affichage de navigation optionnel 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 (si installé), 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. Le courant continu en 28 V pour le fonctionnement du système est fourni par le disjoncteur de 5 A, HSI, sur la barre omnibus essentielle.

L'affichage en couleur utilise un système de projection par transparence entraîné par un affichage à cristaux liquides à matrice active. Une ampoule halogène est la seule ampoule de projection 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. Il est possible de sélectionner GPS1 ou NAV1 comme source primaire de navigation en appuyant sur le commutateur NAV, à gauche de l'affichage. 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 séquençage 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.

Pilote automatique

L'avion peut être équipé du pilote automatique standard S-TEC System Twenty, d'un pilote automatique optionnel S-TEC System Thirty ou d'un pilote automatique optionnel S-TEC System 55X. Consulter le supplément du manuel de vol approprié approuvé par la FAA et le guide du pilote applicable pour obtenir des descriptions supplémentaires, ainsi que des limitations spécifiques et procédures de fonctionnement pour le SR20.

Pilote automatique S-TEC System 20 (standard)

Le SR20 standard est équipé d'un pilote automatique S-TEC System Twenty. Ce système de pilote automatique à un seul axe est un système de base, dérivant les entrées de commande de l'axe de roulis d'un indicateur de virage électrique. La boîte de commande, l'ordinateur, les annonceurs et l'amplificateur de servo sont contenus entièrement à l'intérieur du boîtier de l'indicateur de virage. Le pilote utilise le bouton de commande multifonctions au coin supérieur gauche de l'indicateur de virage pour faire les entrées dans le pilote automatique. Le bouton de commande fournit la sélection de mode, le désengagement et les fonctions de commande de virage. L'indicateur de virage affiche les modes du système. Il est possible de désengager le pilote automatique au moyen du bouton de commande multifonctions ou en appuyant sur le bouton de compensateur de la poignée d'un des manches de commande. Le pilote automatique commande le moteur de compensateur des ailerons et la cartouche de ressort pour commander le roulis de l'avion. Le courant continu de 28 V pour le fonctionnement du pilote automatique est fourni par le

disjoncteur de 5 A, PILOTE AUTOMATIQUE, placé sur la barre omnibus principale 1.

Caractéristiques du pilote automatique S-Tec System Twenty

- Stabilisation de roulis.
- Commande de virage.
- Interface de maintien du cap avec le repère de cap asservi au gyroscope directionnel.
- Suivi de NAV/LOC/GPS, sensibilité haute et basse (HI et LO).

Pilote automatique S-TEC System 30 (optionnel)

Le pilote automatique S-TEC System Thirty Autopilot optionnel est un système de pilote automatique à deux axes recevant 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. La boîte de commande, l'ordinateur-amplificateur et les annonceurs de servo sont contenus entièrement dans le boîtier de l'indicateur de virage. Les entrées du pilote dans le pilote automatique sont faites par l'intermédiaire du bouton de commande multifonctions au coin supérieur gauche de l'indicateur de virage, par l'intermédiaire des commutateurs de maintien d'altitude sur les poignées de manche de commande et les boutons de commande de compensateur sur les poignées de manche de commande. Le bouton de commande fournit la sélection de mode, le désengagement et les fonctions de commande de virage. 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 tangage et de la cartouche à ressort. Le courant continu de 28 V pour le fonctionnement du pilote automatique est fourni par le disjoncteur de 5 A, PILOTE AUTOMATIQUE, placé sur la barre omnibus 1.

Caractéristiques du pilote automatique S-Tec System Thirty

1. Stabilisation de roulis.
2. Commande de virage.
3. Interface de maintien du cap avec le repère de cap ou l'indicateur de situation horizontale asservi au gyroscope directionnel.

4. Suivi de NAV/LOC/GPS, sensibilité haute et basse (HI et LO).
5. Maintien d'altitude.

Autopilote S-TEC System 55 / 55X (optionnel)

Le pilote automatique optionnel S-TEC System 55 ou 55X est un système de pilote automatique à deux axes. Le système comprend un programmeur-ordinateur de guidage de vol, 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 commande. 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 vitesse mécanique et de maintien d'altitude par l'intermédiaire du moteur de compensateur de tangage et de la cartouche à ressort. Le pilote automatique fonctionne avec du courant continu de 28 V fourni par le disjoncteur de 5 A PILOTE AUTOMATIQUE sur la barre omnibus 1.

Caractéristiques de l'installation du pilote automatique S-TEC System 55 et 55X dans le SR20

1. Maintien et commande du cap.
2. Suivi du NAV/LOC/GPS/GS, sensibilité haute et basse et interception automatique de route à 45°.
3. Maintien et commande de l'altitude.
4. Maintien et commande de la vitesse verticale.
5. Direction par GPS (GPSS) pour obtenir la saisie et le suivi en route ou la route d'approche (System 55X seulement).

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 d'un affichage multifonctions ARNAV ICDS 2000 ou 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.

Affichage multifonctions ARNAV ICDS 2000 MFD (optionnel)

L'affichage ICDS 2000 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. Tous les systèmes électroniques et l'équipement de connexion sont incorporés dans un boîtier. 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.

• Nota •

Consulter les procédures d'utilisation détaillées pour l'affichage d'ARNAV dans le manuel d'utilisation d'ARNAV ICDS 2000, n° de référence 572-0550, daté mai 1998 ou révision ultérieure.

Cirrus Design recommande de mettre à jour périodiquement la base de données du ARNAV ICDS 2000. Les mises à jour de la base de données sont disponibles chez ARNAV.

Le système ARNAV peut exécuter les fonctions suivantes :

- Créer et afficher un défilement cartographique en fonction des données de position du GPS.
- Afficher le cap et la distance des coups de foudre du détecteur d'orages Stormscope.
- Afficher un plan de vol GPS en fonction des données entrées par le pilote.
- Afficher des listes de vérifications normales ou d'urgence, ainsi que des paramètres de performance avion.

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 d'une grande gamme d'échelles.

- Caractéristiques du terrain, aéroport et espace aérien à statut spécial, par exemple.
- Affichage des données de navigation, vitesse au sol et route, par exemple.

Affichage multifonctions Avidyne FlightMax EX-Series MFD (optionnel)

L'affichage Avidyne FlightMax 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.

• Nota •

Consulter les procédures d'utilisation détaillées de l'Avidyne FlightMax EX5000C dans le Guide du pilote de l'affichage multifonctions, n° de référence 60-00072, Révision 01 daté de janvier 2002 ou plus récente.

Cirrus Design recommande la mise à jour périodique de la base de données de l'affichage multifonctions Avidyne FlightMax EX5000C. Les mises à jour de la base de données sont disponible chez Avidyne.

L'affichage multifonctions Avidyne FlightMax 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.
- 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 paramètres performance avion.

- 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

L'avion est équipé de deux navigateurs GPS. Le navigateur Garmin GNS 430 est le système primaire, homologué pour vols IFR, et est accouplé à l'indicateur d'écart de route et à l'affichage multifonctions de l'avion. Le Garmin GNC 250XL équipement en secours est homologué pour VFR seulement. Les navigateurs GPS1 sont capables de fournir la navigation IFR en route, aux terminaux et aux approches, avec une précision de position de moins de 15 mètres. Le GPS1 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 de l'ARNAV. 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), un affichage monochrome (GNC 250XL), 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 GNS 430 est alimenté en courant continu de 28 V par les disjoncteurs de 5 A, GPS1, et de 7,5 A, COM1, sur la barre omnibus essentielle

d'avionique. Le navigateur GNC 250XL est alimenté en courant continu de 14 V au moyen d'un convertisseur de 28 à 14 V monté sous la console centrale. Le courant continu de 28 V pour alimenter le convertisseur de tension est fourni par le disjoncteur de 7,5 A, COM2, sur la barre omnibus non essentielle COM2.

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 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.

Émetteurs-récepteurs de communication (COM)

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 250XL. 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 (appareil 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 GNC 250XL (appareil inférieur) est désigné COM 2. Le panneau de commande Garmin GNC 250XL 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 760 canaux (à intervalles de 25 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 en 14 V pour l'émetteur-récepteur COM 2 est commandé par l'interrupteur principal d'avionique sur le panneau d'interrupteurs de la traverse et est fourni par un transformateur de tension de 28 à 14 V alimenté par le disjoncteur de 7,5 A, COM 2, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

Récepteur de navigation (Nav)

Le Garmin GNS 430 est un récepteur de navigation (NAV) avec possibilité de radio compas et radioalignement (VOR/LOC) et radioalignement de descente (G/S). 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 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 GPS 430 monté sur la console centrale. 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 Nav est montée en haut de l'empennage vertical. Le courant continu de 28 V pour le récepteur de navigation est commandé par l'interrupteur principal d'avionique sur la panneau d'interrupteurs de la traverse et est fourni par le disjoncteur de 5 A, GPS1, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

Transpondeur

L'avion est équipé d'un seul transpondeur Garmin GTX 320 ou 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 sont fournis par un 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 radiophare 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 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/TRANSPONDER, sur la barre omnibus 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 SR20).

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 SR20).

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).
3. Utilisation portable de la radiobalise
4. Déposer la trappe d'accès au centre arrière de la soute à bagages.
5. Débrancher le fil de l'antenne fixe de l'avant de l'appareil.
6. Débrancher le fil de la télécommande et du voyant.
7. Desserrer les sangles de montage et enlever la radiobalise et l'antenne portable.
8. Brancher l'antenne portable à la prise d'antenne sur l'avant de l'appareil.
9. Mettre le commutateur principal sur ON (marche).
10. 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 essentielle.

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 jusque 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. A 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 SR20 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 (45,0 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. Cependant, il peut y avoir certaines circonstances où un opérateur peut désirer verrouiller le système de CAPS, par exemple quand des enfants sont dans l'avion sans surveillance, des personnes qui ne connaissent pas le système d'activation de CAPS sont présentes dans l'avion ou quand l'avion est exposé.

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. Le taux de descente est inférieur à 1500 pieds par minute avec une vitesse latérale de [coupure.....]. 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 SR20. 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 SR20 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 SR20 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 SR20.

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 1 et AVIONICS sont sur l'arrêt.
3. Brancher l'alimentation extérieure dans la prise.
4. Mettre BAT 1 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.

Faire le roulage avec la puissance minimale nécessaire pour avancer. Un freinage excessif peut causer une surchauffe ou des dommages des freins.

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

Deux points de levage sont intégrés, 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 une 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

Appoint des freins

Le système de freins est rempli de fluide hydraulique MIL-H-5606. Il faut vérifier le niveau du liquide à chaque vidange d'huile et à l'inspection annuelle ou de 100 heures, en faisant l'appoint du système 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.

Inspection des garnitures de freins

Il faut inspecter les garnitures de freins à chaque vidange d'huile et à l'inspection annuelle ou de 100 heures.

Inspection des garnitures de freins

1. Déposer les carénages du train d'atterrissage principal.
2. Vérifier que les garnitures ne sont pas détériorées et qu'elles n'ont pas atteint l'usure maximale permise. Remplacer les garnitures quand leur épaisseur est de 2,5 mm (0,100 inch).
3. Reposer les carénages du train d'atterrissage principal.

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 365 +15/-0 kPa (53 +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-360-ES 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 (NM).

| Température ambiante (NM) | Viscosité simple | Multigrade |
|---------------------------|------------------|----------------------------|
| Toutes températures | — | 20W-50 15W-50 |
| Au-dessous de 40 °F | SAE 30 | 10W-30 20W-50 15W-50 |
| Au-dessus de 40 °F | SAE 50 | 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 le 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.

Vérification du niveau et appoint

1. Ouvrir la trappe d'accès sur le côté gauche du capot. Sortir la jauge et vérifier le niveau d'huile.
2. Si le niveau d'huile est inférieur à 5,7 litres (6 quarts américains), enlever le bouchon de remplissage et ajouter de l'huile dans le trou de remplissage pour atteindre de 6,5 à 7,6 litres (7 à 8 quarts américains).
3. Vérifier le niveau d'huile et remettre en place la jauge et le bouchon de remplissage.

• Nota •

La mise en place de la jauge peut être difficile. Pour faciliter l'insertion de la jauge, pointer la boucle de la jauge vers la bougie la plus proche (arrière gauche, cylindre n° 2) et utiliser les deux mains pour guider, pousser et insérer la jauge.

4. Fermer et sécuriser la trappe d'accès.

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 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 MHS24, huile de lubrification, dispersant sans cendres, de Teledyne Continental Motors (TCM) ou de l'huile de lubrification synthétique, norme MHS25 de TCM. Les produits 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 |

**Figure 8-1
Huiles approuvées**

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 de 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 114,5 litres (30,3 gallons américains). En cas d'utilisation d'une quantité de carburant inférieure à la quantité standard de 229 litres (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 ou chariot citerne.

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 étrangères, telles qu'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 de carburant correct 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 une tasse de carburant dans un godet à échantillon. Des purges de carburant sont installées au filtre de carburant, aux réservoirs des ailes et aux 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 réservoirs 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 aux 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 SR20 pour obtenir les procédures spécifiques.*

Entretien de la batterie

Il faut déposer le capot supérieur pour obtenir accès à la batterie n° 1 de 24 V. Elle est montée à l'avant droit de la cloison pare-feu. 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.

Le niveau de l'électrolyte de la batterie 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 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 batterie n° 2 est une batterie au plomb, de type sans entretien, rechargeable et à bac hermétique. Montée dans l'empennage, juste en arrière de la paroi 222, il n'est pas nécessaire de vérifier la densité de l'électrolyte ni d'ajouter d'eau à cette batterie pendant sa durée de vie. *Consulter le programme de remise à neuf et de remplacement dans le manuel de maintenance de l'appareil.* 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 des surfaces extérieures

• Nota •

Avant le nettoyage, mettre l'avion dans un endroit à l'ombre pour permettre un refroidissement des surfaces.

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 naphtha.
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 une peau de 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.

Pare-brise et fenêtres

Avant de nettoyer les fenêtres en acrylique, rincer toutes les particules de saleté avant d'appliquer un chiffon ou une peau de chamois. Il ne faut jamais frotter l'acrylique à sec. Il est possible de polir une fenêtre mate ou rayée avec une pâte de polissage spéciale pour acrylique.

• Attention •

Utiliser uniquement un produit de nettoyage pour acrylique, non abrasif et antistatique, sans solvant pour nettoyer les fenêtres en acrylique. 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.

Utiliser uniquement un chiffon en coton non abrasif ou ne vraie peau de chamois pour nettoyer les fenêtres en acrylique. Les serviettes en papier ou les journaux sont très abrasifs et causent des rayures très fines.

1. Enlever l'huile ou la graisse avec un chiffon doux saturé de kérosène et rincer avec de l'eau fraîche et propre.

• Nota •

Essuyer avec un mouvement circulaire peut causer des cercles éblouissants. Utiliser un mouvement de haut en bas pour éviter cela.

Pour éviter les rayures causées par la saleté accumulée sur le chiffon, plier le chiffon pour exposer une surface propre après chaque passe.

2. Avec un chiffon humide ou une peau de chamois, essuyer doucement les fenêtres pour enlever toutes les contaminations.
3. Appliquer du produit de nettoyage d'acrylique sur un endroit à la fois, essuyer ensuite avec un chiffon en coton doux.
4. Essuyer les fenêtres avec un chiffon en coton doux, non abrasif ou une peau de chamois.

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 à air de l'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.

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.

| Cleaning Product | Cleaning Application | Supplier |
|--|---------------------------------------|--------------------------------|
| Mild Dishwasher Soap (abrasive free) | Fuselage Exterior and Landing Gear | Any Source |
| Pure Carnauba Wax | Fuselage Exterior | Any Source |
| Mothers California Gold Pure Carnauba Wax | Fuselage Exterior | Wal-Mart Stores |
| RejeX | Fuselage Exterior | Corrosion Technologies |
| WX/Block System | Fuselage Exterior | Wings and Wheels |
| AeroShell Flight Jacket Plexicoat | Fuselage Exterior | ShellStore Online |
| XL-100 Heavy-Duty Cleaner/Degreaser | Fuselage Exterior and Landing Gear | Buckeye International |
| Stoddard Solvent PD-680 Type II | Engine Compartment | Any Source |
| Kerosene | Exterior Windscreen and Windows | Any Source |
| Klear-To-Land | Exterior Windscreen and Windows | D.W. Davies & Co |
| Prist | Exterior Windscreen and Windows | Prist Aerospace |
| LP Aero Plastics Acrylic Polish & Sealant | Exterior Windscreen and Windows | Aircraft Spruce & Specialty |

Figure 8-2

Produits de nettoyage recommandés pour l'extérieur
P/N 21560-002
Publication Initiale

Nettoyage des surfaces intérieures

Il faut passer l'aspirateur sur les sièges, les tapis, les panneaux de garniture et la garniture de pavillon à intervalles réguliers pour enlever la saleté et la poussière superficielles. Pendant le passage de l'aspirateur, utiliser une brosse en nylon fine pour aider à déloger la poussière.

• Attention •

Enlever des poches ou des vêtements tout objet pointu pour éviter d'endommager les panneaux internes et les garnitures.

Pare-brise et fenêtres -

Il ne faut jamais frotter l'acrylique à sec. Il est possible de polir une fenêtre mate ou rayée avec une pâte de polissage spéciale pour acrylique.

• Attention •

Utiliser uniquement un produit de nettoyage pour acrylique, non abrasif et antistatique, sans solvant, pour nettoyer les fenêtres en acrylique. 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.

Utiliser uniquement un chiffon en coton non abrasif ou ne vraie peau de chamois pour nettoyer les fenêtres en acrylique. Les serviettes en papier ou les journaux sont très abrasifs et causent des rayures très fines.

• Nota •

Essuyer avec un mouvement circulaire peut causer des cercles éblouissants. Utiliser un mouvement de haut en bas pour éviter cela.

Pour éviter les rayures causées par la saleté accumulée sur le chiffon, plier le chiffon pour exposer une surface propre après chaque passe.

1. Avec un chiffon humide ou une peau de chamois, essuyer doucement les fenêtres pour enlever toutes les contaminations.

2. Appliquer du produit de nettoyage d'acrylique sur un endroit à la fois, essuyer ensuite avec un chiffon en coton doux.
3. Essuyer les fenêtres avec un chiffon en coton doux, non abrasif ou une peau de chamois.

Tableau de bord et écrans d'affichage électroniques

Il suffit d'essuyer la planche de bord, les boutons de commande et les finitions en plastique avec un chiffon doux et humide. Les écrans d'affichage multifonction, l'affichage de vol primaire, et les autres affichages électroniques doivent être nettoyés avec Optimax - LCD Screen Cleaning Solution (Solution de nettoyage d'écrans à cristaux liquides) comme suit :

• Attention •

Pour éviter les bavures sur l'affichage et la migration possible dans les éléments, appliquer d'abord la solution sur le chiffon pas directement sur l'écran d'affichage.

Utiliser uniquement un chiffon pour lentilles ou un chiffon en coton non abrasif pour nettoyer les écrans d'affichage. Les essuie-tout, les mouchoirs en papier ou les papiers pour lentilles peuvent rayer l'écran d'affichage.

Nettoyer l'écran d'affichage quand les circuits sont hors tension.

1. Essuyer doucement l'affichage avec un chiffon en coton doux, sec et propre.
2. Humecter le chiffon en coton doux avec une solution de nettoyage.
3. Essuyer l'affichage avec le chiffon en coton doux dans une direction, en allant du haut vers le bas de l'affichage. Ne pas frotter vigoureusement.
4. Essuyer doucement l'affichage avec un chiffon en coton doux, sec et propre.

Garniture du pavillon et panneaux de finition

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

• Attention •

Il ne faut pas utiliser de solvant 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.

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 de frotter fort.

Garnitures et sièges en cuir

Pour l'entretien normal, essuyer de temps en temps les garnitures en cuir avec un chiffon doux et humide. Pour faire un nettoyage plus approfondi, commencer avec un détergent doux et de l'eau et, ensuite si nécessaire, passer à des produits progressivement plus puissants offerts par Cirrus pour les marques et les taches plus difficiles. Ne pas utiliser de savon qui contient des produits alcalins qui modifient l'équilibre du pH du cuir et causent un vieillissement précoce du cuir. Couvrir les endroits où la solution de nettoyage peut causer des dommages. Procédure de nettoyage

• Attention •

Il ne faut pas utiliser de solvant de nettoyage ni d'alcool sur les pièces intérieures.

1. Nettoyer les garnitures intérieures avec une brosse douce et passer l'aspirateur selon le besoin.

2. Essuyer les garnitures en cuir avec un chiffon doux et humide.
3. Il est possible de nettoyer les garnitures sales avec des produits de nettoyage offerts par Cirrus Design. Eviter de laisser tremper et le frottage intense.

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.

| Cleaning Product | Cleaning Application | Supplier |
|---|---------------------------------|-----------------|
| Prist | Interior Windscreen and Windows | Prist Aerospace |
| Optimax | Display Screens | PhotoDon |
| Mild Dishwasher Soap (abrasive free) | Cabin Interior | Any Source |
| Leather Care Kit 50689-001 | Leather Upholstery | Cirrus Design |
| Leather Cleaner 50684-001 | Leather Upholstery | Cirrus Design |
| Ink Remover 50685-001 | Leather Upholstery | Cirrus Design |
| Leather Conditioner 50686-001 | Leather Upholstery | Cirrus Design |
| Spot and Stain Remover 50687-001 | Leather Upholstery | Cirrus Design |
| Vinyl Finish Cleaner 50688-001 | Vinyl Panels | Cirrus Design |
| Vinyl & Leather Cleaner 51479-001 | Vinyl and Leather Upholstery | Cirrus Design |

Figure 8-3

Intentionnellement laissé en blanc

Section 9

Suppléments

Cette section du manuel contient les suppléments approuvés par la FAA, nécessaires pour exploiter efficacement et en sécurité le SR20, 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"/> 11934-S01 | Système de son Garmin GMA 340 | 03-31-99 |
| <input type="checkbox"/> 11934-S03 R1 | Navigateur GPS Garmin GNS 430 | 01-31-00 |
| <input type="checkbox"/> 11934-S04 | GPS GARMIN GNC 420 avec communications VHF COM11-03-99 | |
| <input type="checkbox"/> 11934-S05 | Navigateur GPS Garmin GNC 250XL avec VHF COM | 03-31-99 |
| <input type="checkbox"/> 11934-S06 R1 | Pilote automatique S-Tec System Twenty | 12-07-04 |
| <input type="checkbox"/> 11934-S07 R1 | Pilote automatique S-Tec System Thirty | 12-07-04 |
| <input type="checkbox"/> 11934-S09 R1 | Systèmes d'oxygène homologués | 01-07-03 |
| <input type="checkbox"/> 11934-S10 | Système de deux alternateurs | 09-28-99 |
| <input type="checkbox"/> 11934-S11 | Détecteur de foudre BF Goodrich WX500 Stormscope | 04-12-00 |
| <input type="checkbox"/> 11934-S12 | Transpondeur Garmin GTX 327 | 12-26-00 |
| <input type="checkbox"/> 11934-S13 R2 | Pilote automatique S-Tec System 55X | 12-07-04 |
| <input type="checkbox"/> 11934-S15 | Goodrich SkyWatch SKY497 Traffic Advisory System | 08-20-01 |
| <input type="checkbox"/> 11934-S16 | Sandel Avionics SN3308 | 09-10-01 |
| <input type="checkbox"/> 11934-S21 R1 | Avidyne EX-Series MFD | 09-27-04 |
| <input type="checkbox"/> 11934-S25 R1 | Winterization Kit | 12-07-04 |
| <input type="checkbox"/> 11934-S29 | SR20 immatriculés dans l'Union Européenne | 05-27-04 |
| <input type="checkbox"/> 11934-S28 | le transpondeur Garmin GTX 330 Mode S | 07-03-04 |
| <input type="checkbox"/> 11934-S29 | Supplément pour les appareils SR20 immatriculés dans l'Union Européenne | 05-27-04 |
| <input type="checkbox"/> 11934-S30 | Système de reconnaissance du terrain et d'alerte Honeywell KGP 560 | 07-03-04 |

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 SR20 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 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 SR20 (manuel). Les renseignements contenus dans ce supplément ajoutent, remplacent ou éliminent des informations du manuel d'utilisation de l'avion de base.

• Nota •

Cette révision du supplément du manuel d'utilisation de l'avion du 3 juillet 2004 annule et remplace la version Publication Initiale de ce supplément du 31 mars 1999.

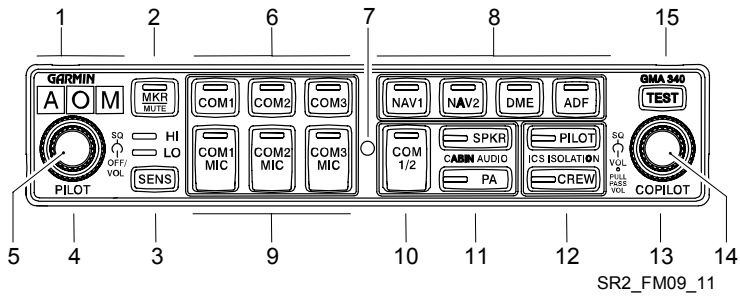
FAA Approved

 Date March 31, 1999
Royce H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 - Généralités

Ce supplément fournit 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 marker 2. Bouton et voyant de sélection de son 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 |
|---|--|

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.

Figure - 1
Panneau de commande de son

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 divisée. Quand COM divisée 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. Quand COM divisée est active, la transmission simultanée de COM1 et COM2 n'est pas possible. 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 de COM divisée. Quand COM est divisée, 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 divisée est active. Appuyer sur le bouton PA une seconde fois pour désactiver cette fonction et retourner au système de COM divisée normal décrit plus haut.

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 PILOTe 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 (déclic).
- **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. |
| CREW (Equipa ge) | 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 |

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.

Intentionnellement laissé en blanc

**Manuel de vol et
manuel de vol approuvé par la FAA
Supplément
pour**

le transpondeur Garmin GTX 320

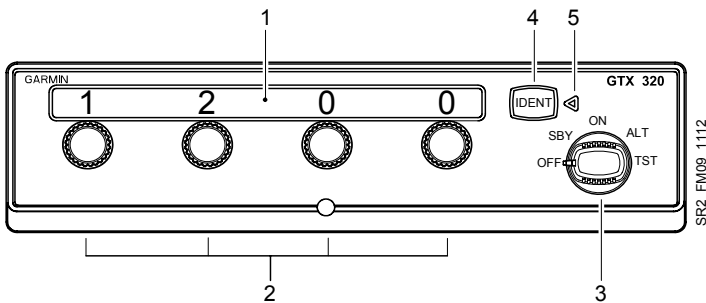
Quand un transpondeur Garmin GTX 320 est installé dans le Cirrus Design SR20, ce supplément est applicable et doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel de vol de l'avion Cirrus Design SR20. Ce document doit toujours être dans l'avion. Les renseignements contenus dans ce supplément complètent, remplacent ou éliminent des informations du manuel d'utilisation de l'avion de base du SR20.

FAA Approved

 Date March 31, 1999
Raymond H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 - Généralités

L'avion est équipé d'un seul radiophare Garmin GTX 320 ATC Mode C (identification et altitude), avec capacité de squawk. Ce supplément fournit des instructions d'utilisation complètes pour le GTX 320 et ne nécessite la présence de renseignements supplémentaires dans l'avion.



1. fenêtre de code
2. Boutons sélecteurs de code (4)
3. Bouton de sélecteur de fonction
4. Bouton Ident (Identification)
5. Voyant de réponse

Figure - 1
Panneau avant du Garmin GTX 320

Section 2 - Limites

Pas de changement

Section 3 - Procédures d'urgence

Pas de changement

Section 4 - Procédures normales

• Nota •

La portée prévue du GTX 327 est limitée à la visibilité directe. Une faible altitude ou l'antenne masquée par l'appareil 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 MARCHE
2. Sélecteur du transpondeur SBY (Veille)

Le transpondeur est sous tension, mais il ne répond pas aux interrogations de radar de surveillance secondaire du contrôle de la circulation aérienne.

Avant le décollage

1. Sélecteur du transpondeur ALT

Le transpondeur répond aux 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. Sélecteur de transpondeur SBY ou OFF (veille ou arrêt)

Section 5 - Performance

Pas de changement

Section 6 - Masse et centrage

Pas de changement

Section 7 - Description des systèmes

Le système de transpondeur GTX 320 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 l'éclairage est réduit 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/TRANSPONDER, sur la barre omnibus d'avionique.

Sélecteur de fonction

Le sélecteur de fonction est un commutateur rotatif à cinq positions. Les cinq positions sont :

ARRET (OFF) - Coupe l'alimentation électrique du transpondeur GTX 320. Le transpondeur doit être éteint jusqu'après le démarrage du moteur. Normalement, il est possible de laisser le transpondeur en position SBY (veille) et de commander la mise en marche au moyen de l'interrupteur général d'avionique.

SBY (Veille) – Le GTX 320 est sous tension, cependant le transpondeur ne répond pas aux interrogations d'un système de radar

de surveillance secondaire d'un contrôle de circulation aérienne. C'est la position normale pour l'exploitation au sol du SR20.

MARCHE (ON) -Met le transpondeur en mode A, mode d'identification. 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 C, altitude et identification. Le transpondeur répond aux interrogations avec le code d'identification de l'avion et l'altitude-pressure standard (29,92 pouces Hg).

TST – Sélectionner la position TST pour faire l'essai du voyant de réponse. La position TST est momentanée et il faut la tenir momentanément. Quand le sélecteur de fonction est relâché, il retourne à la position ALT.

Boutons sélecteurs de code

Le code est sélectionné à l'aide des quatre boutons à huit positions pour fournir un code parmi les 4096 codes d'identification actifs. 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, SBY, pendant les changements de code de routine.

• 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. Pour éviter cela, ne pas changer le chiffre d'extrême gauche à un 7, avant d'avoir changé et vérifié les trois autres chiffres. Par exemple, pour changer de 2700 à 7200, sélectionner d'abord 2200 et passer à 7200 ensuite.

Codes importants

- ² 1200 – Code VFR pour n'importe qu'elle altitude
- ² 7600 – Perte de communications
- ² 7500 – Détournement d'avion
- ² 7700 – Urgence

Bouton Ident (Identification)

Appuyer sur la touche IDENT pour activer les impulsions d'identification de position spéciale (SPI) pendant environ 20 secondes, permettant aux contrôleurs de circulation aérienne d'identifier le retour de transpondeur des autres retours sur l'écran de radar. Appuyer momentanément sur la touche IDENT quand le contrôleur demande « SQUAWK IDENT ».

Voyant de réponse

Le voyant de réponse est une petite DEL triangulaire près du bouton IDENT. Le voyant de réponse clignote chaque fois que le transpondeur répond à des interrogations du sol. Le voyant reste allumé pendant l'intervalle de 20 secondes de IDENT.

**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 SR20, ce supplément est applicable et doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel d'utilisation de l'avion Cirrus Design SR20. 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 SR20.

• Nota •

Ce supplément au manuel d'utilisation de l'avion, révisé le 31 janvier 2000, remplace la version Publication Initiale de ce supplément datée le 31 mars 1999. Cette révision ajoute des données pour un second GPS GARMIN 430 GPS.

FAA Approved Joseph C. Miss Date 1/31/2000
for Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 - Généralités

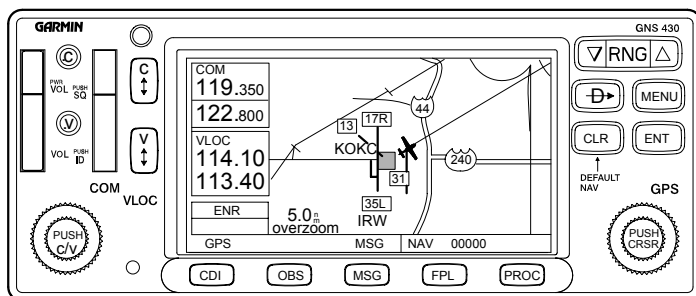
L'avion est équipé d'un navigateur GPS Garmin GNS 430 avec Nav VHF, ILS et COM VHF, appelé « navigateur » dans ce document. Le GNS 430 est capable de fournir la navigation IFR en route, dans les régions terminales de contrôle et dans les approches, avec une précision de position de moins de 15 mètres. 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 GNS 430 est installé, il est désigné « GPS 1 » et, si un navigateur GPS GARMIN GNC 250XL ou un navigateur GPS GARMIN GNC 420 est installé, il est désigné « 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, le ARNAV ICDS 2000 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 A datée de décembre 1998 (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 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.
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 A, datée de décembre 1998 (ou une 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'écran d'ARNAV.

• 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 SR20 dans trois configurations.

1. Un seul GARMIN GNS 430 (GPS 1) en interface avec l'indicateur d'écart de route et l'affichage multifonctions ARNAV ICDS 2000 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 11934-S05 dans le supplément du manuel d'utilisation de l'avion SR20.
2. Un seul GARMIN GNS 430 (GPS 1) en interface avec l'horizon artificiel et l'affichage multifonctions ARNAV ICDS 2000 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 SR20 pour le navigateur GPS GARMIN GNC 420, n° de référence 11934-S05.

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 GNS 430 plus bas.
 - a. Dans cette configuration, le GPS 1 est un navigateur GPS GARMIN GNS 430 avec COM VHF en interface avec un indicateur de déviation horizontale HSI et un affichage multifonctions ARNAV ICDS 2000. 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 de déviation horizontale HSI 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'indicateur de déviation horizontale HSI 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 SR20. 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 A, datée de décembre 1998 (ou une révision plus récente 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 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 d'affichage pour le GPS, sélection de fréquence 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 de déviation horizontale HSI et à l'affichage à défilement cartographique ARNAV. 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 fournies. 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 a 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 son IDENT pour VOR et LOC est fournie au système de son. 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 le panneau de commutateurs du tableau 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 commande 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
pour le**

**Navigateur GPS GARMIN GNC 420
avec communications VHF COM**

Quand un navigateur GPS Garmin GNC 420, avec NAV, ILS et COM, est installé dans le Cirrus Design SR20, ce supplément est applicable et doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel d'utilisation de l'avion Cirrus Design SR20. 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 SR20.

FAA Approved



Date NOV 03 1999

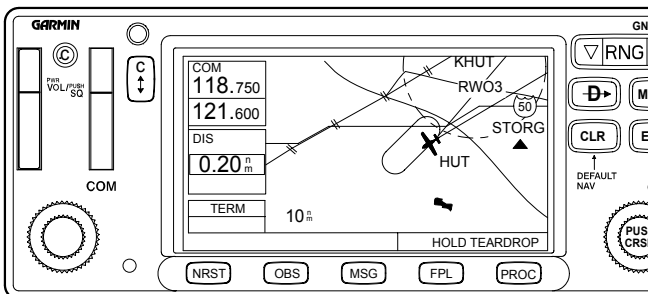
 Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 -

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

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 A datée de juillet 1999 (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 08 ou plus élevé).
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 A, datée de juillet 1999 (ou une révision ultérieure appropriée).

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 SR20. Pour obtenir une description détaillée du GNC 420 et des instructions d'utilisation, consulter le Guide et référence du pilote du Garmin GARMIN 430, n° de référence 190-00140-00, révision A, datée de juillet 1999 (ou la révision plus récente 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 GARMIN GNC 420.

Navigateur GPS

Le navigateur GPS GARMIN GNC 420 est le système secondaire (GPS 2), il est homologué pour IFR et 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 le disjoncteurs de 5 A, GPS 2, 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.

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.

**Manuel de vol et
Supplément
au manuel d'utilisation de l'avion
pour le**

**Navigateur GPS Garmin GNC 250XL
avec VHF COM**

Quand un navigateur GPS Garmin GNC 250 XL avec, VHF COM installé dans le Cirrus Design SR20, ce supplément est applicable et doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel d'utilisation de l'avion Cirrus Design SR20. 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 SR20.

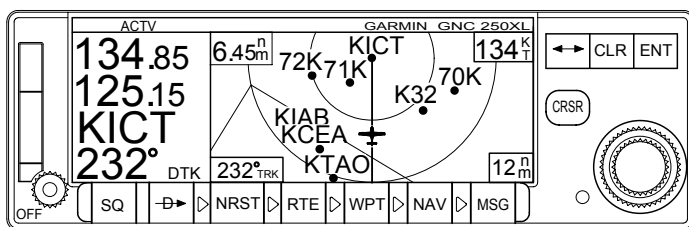
FAA Approved

Joseph C. Miess Date *March 31, 1999*
JCP - 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 250 XL, avec COM VHF, appelé « navigateur » dans ce document. Le GNC 250 XL 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'émetteur-récepteur VHF COM facilite les communications avec le contrôle de la circulation aérienne.

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 AC 20-138 pour vol VFR. La navigation est accomplie en utilisant le centrage zéro de coordonnées du WGS-84 (NAD-83). Les données de navigation sont basées seulement sur l'utilisation du système mondial de localisation (GPS) exploité aux Etats-Unis d'Amérique.



SR2_FM09_1110

Figure - 1
Panneau avant du Garmin GNC 250XL

Section 2 - Limites

1. Le Guide et référence du pilote pour le GARMIN GNC 420, n° de référence 190-00067-60, Publication Initiale datée de mars 1997 (ou la révision ultérieure appropriée) doit être immédiatement disponible à l'équipage de vol quand la navigation est basée sur le navigateur GPS.
2. Le navigateur doit utiliser la version de logiciel 2.X (où X est un chiffre de 0 à 9).
3. Le GNC 250XL est limité à la navigation VFR.

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 POSITION WARNING » (Alarme de position de RAIM) est affiché, passer immédiatement à un autre moyen de navigation approprié pour l'itinéraire et la phase de vol.
3. Si le message « RAIM NOT AVAILABLE... » ou (RAIM PAS DISPONIBLE...) est affiché, continuer à naviguer en utilisant l'équipement GPS ou retourner à un 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.
4. En cas d'urgence en vol, appuyer pendant 2 secondes sur le bouton de transfert de COM pour sélectionner la fréquence d'urgence, 121,500 MHz, dans la fenêtre active.

Section 4 - Procédures normales

Les procédures d'utilisation normales sont données dans le Guide et référence du pilote du GARMIN GNC 250 XL, n° de référence 190-00140-60, Publication Initiale, datée de mars 1997 (ou la révision plus appropriée).

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 avec succès, le navigateur demande confirmation de la base de donnée NavData, affiche la page d'état des satellites alors que l'acquisition est en cours et affiche ensuite la position acquise sur l'écran du navigateur.

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

Pas de changement

Section 6 - Masse et centrage

Pas de changement

Section 7 - Description des systèmes

• Nota •

Ce supplément fournit une description générale du Garmin GNC 250 XL, de son fonctionnement et de l'interface avec le SR20. Pour obtenir une description et des instructions d'utilisation détaillées du GNC 250 XL, *consulter le Guide et référence du pilote du Garmin GARMIN GNC 250 XL*, , n° de référence 190-00067-60, Publication Initiale, daté de mars 1997 (ou la révision ultérieure appropriée).

Système intégré de GPS, NAV et COM GNC 250 XL

Cet avion est équipé d'un GNC 250 XL intégrant un navigateur GPS et un émetteur-récepteur COM. Le navigateur GPS comprend un récepteur GPS et une base de données Jeppesen NavData, tous contenus dans l'appareil de commande GNC 250 XL monté dans la console centrale. Le GPS est désigné GPS 2. Un récepteur de communications VHF, COM 2, est également intégré à l'appareil de commande GNC 250 XL. Toutes les commandes d'affichage pour le GPS et COM sont placées dans la commande et l'affichage du GNC 250 XL 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 250 XL*.

Navigateur GPS

La navigateur GPS Garmin GNC 250XL fournit des informations en secours au navigateur GNS 430 et il est approuvé pour utilisation VFR seulement. 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 est placée sous l'auvent, derrière l'affichage multifonctions. Toutes les commandes et les fonctions du navigateur GPS sont accessibles au moyen du panneau avant du GNC 250 XL 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 et une fente pour carte de Jeppesen NavData dans chaque panneau. Le navigateur GNC 250 XL est alimenté en courant continu de 28 V par le disjoncteur 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 fournies. 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 250 XL comprend un émetteur-récepteur (COM) VHF intégré à un syntoniseur numérique. L'émetteur-récepteur et les commandes intégrées sont montées dans le Garmin 250 XL et sont désignés COM 2. 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). Les commandes de syntoniseur sont placées avec les commandes de NAV, à gauche du panneau avant du GNC 250 XL. 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 fréquence active est toujours affichée au coin supérieur gauche de l'écran du GNC 250XL. La fréquence en attente est affichée sous la fréquence active en mode de carte et à la droite de la fréquence active dans tous les autres modes. 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.

Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour le

Pilote automatique S-Tec System Twenty

Quand le pilote automatique S-Tec System Twenty 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 SR20 (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 SR20.

• Nota •

Cette révision du supplément du manuel d'utilisation de l'avion du 7 décembre 2004 annule et remplace la version Publication Initiale de ce supplément du 31 mars 1999.

FAA Approved Joseph C. Miess Date March 31, 1999
 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 Twenty. Ce système de pilote automatique à un seul axe est un système de base, dérivant les entrées de commande de l'axe de roulis d'un indicateur de virage électrique intégral. Le programmeur, l'ordinateur-amplificateur et les indicateurs de servo sont contenus entièrement dans le boîtier de l'indicateur de virage. Le pilote utilise le bouton de commande multifonctions au coin supérieur gauche de l'indicateur de virage pour faire les entrées dans le pilote automatique. Le bouton de commande fournit la sélection de mode, le désengagement et les fonctions de commande de virage. Le pilote automatique commande le moteur de compensateur des ailerons et la cartouche de ressort pour commander le roulis de l'avion. Caractéristiques du pilote automatique S-Tec System Twenty

- Stabilisation de roulis.
- Commande de virage.
- Suivi de NAV/LOC/GPS, sensibilité haute et basse (HI et LO).

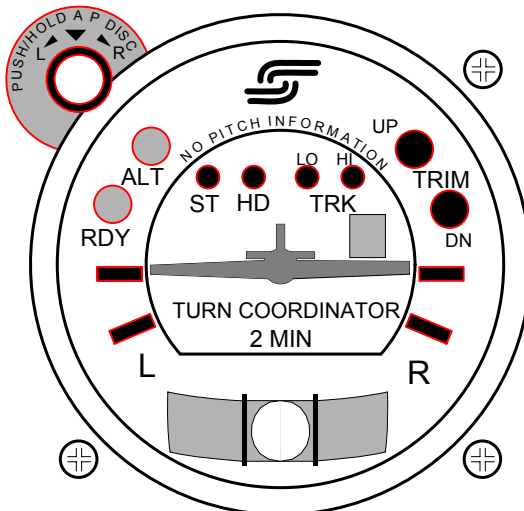


Figure - 1
Indicateur de virage

Section 2 - Limites

1. L'utilisation du pilote automatique est interdite au-dessus de 180 kt.
2. Le pilote automatique ne doit pas être engagé pour le décollage et l'atterrissage.
3. Le pilote automatique doit être déconnecté en cas de turbulence modérée ou sévère.
4. Le pilote automatique doit être désengagé pas plus tard que 100 pieds au-dessous de l'altitude de descente minimale.
5. La hauteur minimale d'engagement du pilote automatique est de 400 pieds au-dessus du sol.
6. La vitesse minimale avec le pilote automatique engagé est de 1,2 Vs pour une configuration déterminée.

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.

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 le commutateur de compensateur sur la poignée du manche de commande.
3. Tirer sur le disjoncteur AUTOPILOT sur la barre omnibus principale 1.

Perte d'altitude pendant un mauvais fonctionnement du pilote automatique et rétablissement

| Configuration | Angle d'inclinaison latérale | Perte d'altitude |
|---------------|------------------------------|------------------|
| Montée | 30° | Aucune |
| Croisière | 55° | 100 pieds |
| Descente | 55° | 120 pieds |
| Manoeuvre | 10° | Aucun |
| Approche | 0° | 20 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 MARCHE
2. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique MARCHE
Noter que tous les voyants du pilote automatique sont allumés, sauf TRIM UP et DN. Après quelques secondes, tous les voyants s'éteignent. Quand l'indicateur de virage a atteint le régime optimal, le voyant vert RDY (Prêt) s'allume.
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 ou le gyroscope directionnel.
 - b. Appuyer momentanément sur le sélecteur de mode de pilote automatique et noter que le voyant HD (cap) s'allume.
 - c. Tourner ensuite le bouton HDG (cap) du gyroscope directionnel ou 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.

5. Essai de priorité
 - a. Prendre fermement le manche de commande et le déplacer vers la gauche et ensuite la droite pour surmonter le pilote automatique. L'action prioritaire doit être régulière, sans bruit ni à-coup.
6. Vérification de la radio
 - a. Mettre la radio NAV 1 en marche, avec un signal de NAV valide, sélectionner le VLOC pour affichage sur l'indicateur d'écart de route ou d'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 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.
7. Essai de désengagement du pilote automatique
 - a. 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 roulis est libre, sans restriction de commande et sans coincement.
 - b. Appuyer momentanément sur le sélecteur de mode de pilote automatique. Noter que le pilote automatique s'engage en mode ST (stabilisateur).
 - c. Appuyer sur le contacteur du compensateur du pilote (manche de commande). Noter que le pilote automatique se désengage. Déplacer le manche de commande pour

confirmer que la commande de roulis est libre, sans restriction de commande et sans coincement.

- d. Répéter les étapes b et c 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 le gyroscope directionnel ou l'indicateur de situation horizontale, à moins de 5° du cap actuel de l'avion.

• Nota •

L'avion doit être à moins de 5° du cap sélectionné au moment de la sélection du cap (HD). Si l'avion est à plus de 5° du cap sélectionné, 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 le mode de cap (HD).
3. Utiliser le bouton HDG (cap) du gyroscope directionnel ou de l'indicateur de situation horizontale pour changer le cap selon le besoin.

Suivi au GPS et approche au GPS

1. Commencer avec un signal GPS fiable et l'aiguille d'indicateur d'écart de route 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 VOR et approche au VOR-LOC

1. Commencer avec un signal VOR ou VOR-LOC fiable et l'aiguille d'indicateur d'écart de route 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 Twenty 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 Twenty est installé.

Section 7 - Description des systèmes

L'avion est équipé d'un système de commande de vol automatique (pilote automatique) à un seul axe S-Tec System Twenty. Le pilote automatique est un pilote automatique à taux pur qui 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 pilote automatique. 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. 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 omnibus 1. 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.

• Nota •

Le mode de maintien d'altitude traité dans les paragraphes suivants et montré à la figure 1 n'est pas disponible avec le système de pilote automatique System Twenty. Cette fonction est offerte avec le pilote automatique System Thirty. Le maintien d'altitude est montré dans ce supplément uniquement parce que le System Twenty et le System Thirty utilisent le même indicateur de virage.

Il n'est pas possible de sélectionner le maintien d'altitude et les voyants associés ne sont pas allumés.

Toutes les sélections et indicateurs du pilote automatique sont faite au moyen du contrôleur de l'indicateur de virage et du pilote automatique. *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 du gyroscope directionnel ou de l'indicateur de situation horizontale. Si le cap de l'avion est à moins de 5° du cap sélectionné quand le mode est sélectionné, le pilote automatique fait tourner l'avion vers le cap et suit ensuite ce cap. Il est possible de faire des changements de cap ultérieurs en utilisant le bouton HDG du gyroscope directionnel ou de l'indicateur de situation horizontale.

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.

Le mode **ALT** (maintien d'altitude) et les indicateurs de **TRIM UP** et **TRIM DN** ne sont pas fonctionnels dans le pilote automatique System Twenty.

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.*

Manuel de vol et
Supplément
au manuel d'utilisation de l'avion approuvé par la FAA
pour le

Pilote automatique S-Tec System Thirty

Quand le pilote automatique S-Tec System Thirty 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 SR20 (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 SR20.

• Nota •

Cette révision du supplément du manuel d'utilisation de l'avion du 7 décembre 2004 annule et remplace la révision 1 de ce supplément du 14 février 2000.

FAA Approved Joseph C. Miss Date 2/14/2006
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 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 et les indicateurs de servo sont contenus entièrement dans le boîtier de l'indicateur de virage. Les entrées du pilote dans le pilote automatique sont faites par l'intermédiaire du bouton de commande multifonctions au coin supérieur gauche de l'indicateur de virage, par l'intermédiaire des commutateurs de maintien d'altitude sur les poignées de manche de commande et les boutons de commande de compensateur sur les poignées de manche de commande. Le bouton de commande fournit la sélection de mode, le désengagement et les fonctions de commande de virage. 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 tangage et de la cartouche à ressort. 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

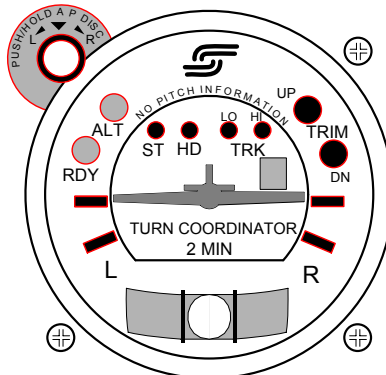


Figure - 1
Pilote automatique System Thirty

Section 2 - Limites

1. L'utilisation du pilote automatique est interdite au-dessus de 180 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. Le pilote automatique doit être déconnecté en cas de turbulence modérée ou sévère.
7. Le pilote automatique doit être désengagé pas plus tard que 100 pieds au-dessous de l'altitude de descente minimale.
8. La hauteur minimale d'engagement du pilote automatique est de 400 pieds au-dessus du sol.
9. La vitesse minimale avec le pilote automatique engagé est de 1,2 V_s pour une configuration déterminée.

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.

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 principale 1.

Perte d'altitude pendant un mauvais fonctionnement du pilote automatique de roulis et rétablissement

| Phase de vol | Angle d'inclinaison latérale | Perte d'altitude |
|--------------|------------------------------|------------------|
| Montée | 30° | Aucun |
| Croisière | 55° | 100 pieds |
| Descente | 55° | 120 pieds |
| Manoeuvre | 10° | Aucun |
| Approche | 0° | 20 pieds |

Perte d'altitude pendant un mauvais fonctionnement du pilote automatique de roulis et rétablissement

| Phase de vol | Perte d'altitude |
|--------------|------------------|
| Croisière | 200 pieds |
| ILS, système | 25 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 MARCHE
2. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique MARCHE
Noter que tous les voyants du pilote automatique sont allumés, sauf TRIM UP et DN. Après quelques secondes, tous les voyants s'éteignent. Quand l'indicateur de virage a atteint le régime optimal, le voyant vert RDY (Prêt) s'allume.
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 ou le gyroscope directionnel.
 - 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) du gyroscope directionnel ou 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.
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. Appuyer de nouveau sur le bouton ALT HOLD du pilote automatique et noter que le voyant ALT s'éteint.
6. Essai de priorité
 - a. Prendre fermement le manche de commande et le déplacer vers la gauche et ensuite la droite pour surmonter le pilote automatique. L'action prioritaire doit être régulière, sans bruit ni à-coup.
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 d'écart de route ou d'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 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 (OBS) 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 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 roulis est libre, sans restriction de commande et sans coincement.
 - b. Appuyer momentanément sur le sélecteur de mode de pilote automatique. Noter que le pilote automatique s'engage en mode ST (stabilisateur).
 - c. 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 roulis est libre, sans restriction de commande et sans coincement.
 - d. Répéter les étapes b et c 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 le gyroscope directionnel ou 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) du gyroscope directionnel ou 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 tangage pour resaisir de l'altitude quand l'entrée de commande est relâchée.

Suivi au GPS et approche au GPS

1. Commencer avec un signal GPS fiable et l'aiguille d'indicateur d'écart de route 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 VOR et approche au VOR-LOC

1. Commencer avec un signal VOR ou VOR-LOC fiable et l'aiguille d'indicateur d'écart de route 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 moteur du compensateur et la cartouche du compensateur. 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 omnibus 1. 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.

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.

Intentionnellement laissé en blanc

Manuel de vol et
manuel de vol approuvé par la FAA
Supplément
pour

le pilote automatique S-Tec System 55

Quand le pilote automatique S-Tec System 55 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 SR20 (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 SR20.

• Nota •

Cette révision du supplément du manuel d'utilisation de l'avion du 7 décembre 2004 annule et remplace la révision 1 de ce supplément du 14 février 2000.

FAA Approved Joseph C. Mieser Date Dec 07 2004
for 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 55. Le pilote automatique System 55SR est un système de pilote automatique à deux axes. Le système comprend un programmeur-ordinateur de guidage de vol, 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. 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 tangage et de la cartouche à ressort. Caractéristiques de l'installation du pilote automatique S-Tec System 55 du SR20

- Maintien et commande du cap ;
- Suivi du NAV/LOC/GPS/GS, sensibilité haute et basse 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 de l'avion du système STec 55, n° de référence 8747, rév. B de mars 1999 ou une révision plus récente, pour obtenir les procédures d'exploitation complètes et la description des modes mis en oeuvre. Le manuel d'utilisation du System 55 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.

• Nota •

La mise en oeuvre du pilote automatique System 55 dans le SR20 n'utilise pas l'affichage à distance optionnel, la présélection Alt/VS optionnelle, le servo de roulis, le servo de tangage et le servo de compensation. Il faut donc ignorer toute référence à ces accessoires dans le manuel d'utilisation du S-Tec System 55. De plus, cette installation n'utilise pas d'interrupteur de CWS (commande de volant) ni d'interrupteur

AUTOPILOT MASTER (interrupteur principal de pilote automatique).

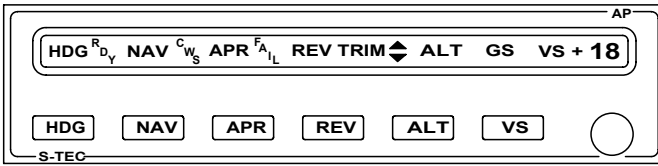
Pour faire les changements de direction, cette installation utilise les actionneurs de tangage et de roulis de l'avion. La fonction de compensation du System 55 n'est donc pas mise en oeuvre. Il faut ignorer toute référence à cette fonction dans le manuel d'utilisation du S-Tec System 55.

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 180 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. Le pilote automatique doit être déconnecté en cas de turbulence modérée ou sévère.
7. La hauteur minimale d'engagement du pilote automatique est de 400 pieds au-dessus du sol.
8. La vitesse minimale avec le pilote automatique engagé est de 1,2 Vs pour une configuration déterminée.
9. Les limites suivantes sont applicables pour l'alignement de descente en VOR/GPS et ILS et l'interception du faisceau d'alignement de piste, la saisie et le suivi :
 - a. Le pilote automatique doit être désengagé pas plus tard que 100 pieds au-dessous de l'altitude de descente minimale.

- b. Le pilote automatique doit être déconnecté pendant une approche si la déviation par rapport à la trajectoire est supérieur à 50 %. L'approche ne doit être continuée qu'en pilotage manuel de l'avion.
 - c. Élément de vent latéral maximal de 12 kt entre le point d'approche interrompue et la radioborne extérieure.
 - d. La saisie de l'alignement de piste doit avoir lieu au moins 5 milles marins à l'extérieur de la radiobalise extérieure.
 - e. Si la composante de vent traversier est supérieure à 12 kt et inférieure à 17 kt, l'interception doit avoir lieu au moins à 10 milles à l'extérieur de la radiobalise extérieure.
 - f. L'angle d'interception doit être inférieur à 45°.
 - g. 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 zone de contrôle terminale et selon les définitions du manuel d'utilisation de l'avion.
 - h. 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.
 - i. 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.
10. Le manuel d'utilisation du S-TEC System Fifty Five X, numéro de référence P/N 8747, daté le mars 1999 ou plus récent, doit toujours être dans l'avion et le pilote doit y avoir accès en vol.



SR2_FM09_1111

Figure - 1

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 SR 20 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 principale 1.

Perte d'altitude pendant un mauvais fonctionnement du pilote automatique de roulis et rétablissement :

| Phase de vol | Angle d'inclinaison latérale | Perte d'altitude |
|--------------|------------------------------|------------------|
| Montée | 30° | Aucun |
| Croisière | 55° | 100 pieds |
| Descente | 55° | 120 pieds |
| Manoeuvre | 10° | Aucun |
| Approche | 0° | 20 pieds |

Perte d'altitude pendant un mauvais fonctionnement du pilote automatique de roulis et rétablissement

| Phase de vol | Perte d'altitude |
|--------------|------------------|
| Croisière | 200 pieds |
| ILS, système | 25 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.

| indication | 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, puis éteint. | Bas régime du gyroscope d'indicateur. 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 | Déviaton 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.

• 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.

Essais avant vol du pilote automatique

1. Interrupteur principal de batterie..... MARCHE
2. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique MARCHE
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.
3. Mode de cap ESSAI
 - a. Centrer le curseur HDG (cap) sous la ligne de foi sur l'horizon horizontal.
 - b. Appuyer momentanément sur le bouton HDG du sélecteur de mode de pilote automatique. Noter que le voyant HDG 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.
4. Vitesse verticale..... ESSAI
 - a. Appuyer sur le bouton VS du programmateur-ordinateur du pilote automatique. Noter que le voyant VS s'allume VS+0.
 - b. 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.

- c. 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.
5. Maintien d'altitude ESSAI
 - a. Appuyer sur le bouton ALT du programmeur-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.
 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, dans chaque direction, sans bruit ni à-coup.
 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 programmeur-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.
 8. Essai de désengagement du pilote automatique
 - a. 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.
 - b. Répéter cette étape en utilisant le commutateur de DISC et compensateur du copilote.

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. Pour engager le mode désiré, appuyer sur le bouton sélecteur sur le programmateur-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 programmateur-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

• Nota •

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.

1. 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.

2. 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.

3. 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 inverse 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

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 programmateur-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 dans la fenêtre du programmateur-ordinateur. Un plus (+) indique une montée et un moins (-) indique une descente.

4. Pour régler le vitesse verticale, tourner le bouton VS du programmateur-ordinateur ou le bouton droit de l'affichage de vol primaire quand le curseur de VSI a été sélectionné.

• 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.

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 sur le bouton NAV du programmateur-ordinateur du pilote automatique. Le voyant de mode NAV s'allume.

• 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 à l'angle standard de 45° en établissant le cap avec le bogue HSI HDG et en sélectionnant simultanément les modes NAV et HDG du programmateur et ordinateur du pilote automatique. 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 ou si un suivi en route est désiré, appuyer sur le bouton APR du programmateur-ordinateur du pilote automatique. Les voyants NAV et APR s'allument.

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 un cap d'interception désiré.
3. Appuyer sur le bouton NAV du programmateur-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 d'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 55 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 55 est installé.

Section 7 - Description des systèmes

Pilote automatique

L'avion est équipé d'un système de commande de vol automatique (pilote automatique) à deux axes S-Tec System 55. 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. 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 moteur du compensateur et la cartouche du compensateur.

Le courant continu de 28 V pour le fonctionnement du pilote automatique et du coordinateur de virage est fourni par le disjoncteur de 5 A, AUTOPILOTE, placé sur la barre omnibus 1. 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.

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.

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 HDG (cap) – Quand HDG est sélectionné, le pilote automatique engage le mode HDG, pilote l'avion au cap et maintient 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.

Mode de NAV (navigation) -Quand NAV est sélectionné, le pilote automatique fournit une interception et un suivi de cap GPS, VOR et d'alignement de piste. En cas d'interception avec pleine déviation, le pilote automatique établit automatiquement un angle d'interception de 45° à une amplification et une sensibilité maximales (le virage est limité à 90 % de la vitesse standard). Le point de commencement du virage pour saisir le cap dépend de la vitesse d'approche et de la position de l'avion. Quand le cap est intercepté et l'aiguille de déviation de cap de l'indicateur de situation horizontale est centrée (indiquant la saisie du cap), le pilote automatique lance automatiquement un programme d'amplification du suivi afin de réduire la vitesse de virage à 45 % de la vitesse standard, et ensuite à 15 % de la vitesse standard.

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 programmeur-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 programmeur-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.

Intentionnellement laissé en blanc

**Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour le**

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 SR20. 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 07 janvier 2003, annule et remplace la version Publication Initiale de ce supplément du 02 février 2000.

FAA Approved Joseph C. Miss Date JAN 07 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 SR20, 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 SR20.

Les systèmes d'oxygène portables suivants sont homologués pour utilisation dans le Cirrus Design SR20.

| 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. Passagers Donner 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.

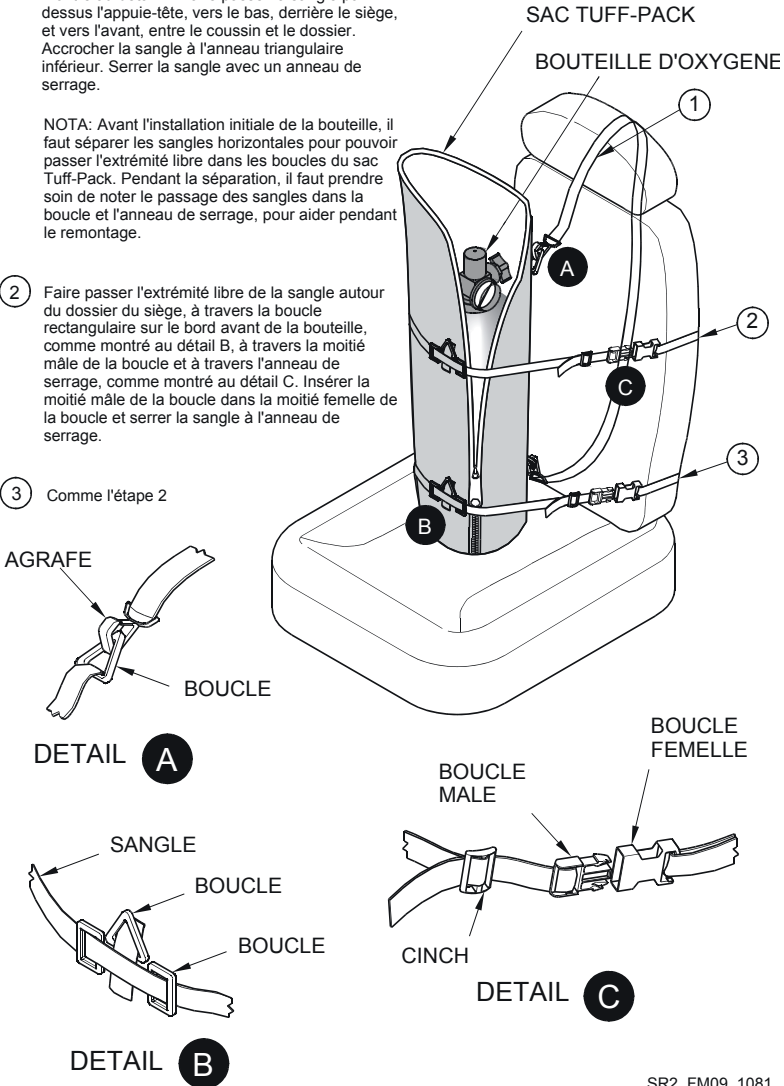
INSTALLATION INITIALE

- ① Accrocher la sangle à l'anneau triangulaire, comme montré au détail A. Faire passer la sangle par-dessus l'appui-tête, vers le bas, derrière le siège, et vers l'avant, entre le coussin et le dossier. Accrocher la sangle à l'anneau triangulaire inférieur. Serrer la sangle avec un anneau de serrage.

NOTA: Avant l'installation initiale de la bouteille, il faut séparer les sangles horizontales pour pouvoir passer l'extrémité libre dans les boucles du sac Tuff-Pack. Pendant la séparation, il faut prendre soin de noter le passage des sangles dans la boucle et l'anneau de serrage, pour aider pendant le remontage.

- ② Faire passer l'extrémité libre de la sangle autour du dossier du siège, à travers la boucle rectangulaire sur le bord avant de la bouteille, comme montré au détail B, à travers la moitié mâle de la boucle et à travers l'anneau de serrage, comme montré au détail C. Insérer la moitié mâle de la boucle dans la moitié femelle de la boucle et serrer la sangle à l'anneau de serrage.

- ③ Comme l'étape 2



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**

Système de deux alternateurs

Quand deux alternateurs sont installés 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 SR20 (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 SR20.

FAA Approved



Date

9/28/99

Royce H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Section 1 - Généralités

Cet avion est équipé de deux alternateurs. Consulter la description complète du système à la section 7 de ce supplément.

Section 2 - Limites

Liste d'équipement d'exploitation

| Système, instrument, et équipement | Types d'utilisation | | | | Remarques, notes, et exceptions |
|---|---------------------|-------------|-------------------|-------------|--|
| | VFR JOU R - | VFR Nuit | IFR JOU R - | IFR Nuit | |
| Alimentation électrique Alternateur | 1 | 1 | 1* | 1* | * 2 nécessaire si un indicateur de situation horizontale est installé. |

Section 3 - Procédures d'urgence

Panne d'alternateur

Des indications anormales de l'ampèremètre et au moins un voyant ALT FAIL (défaillance d'alternateur) allumé ou le voyant LOW VOLTS (basse tension) allumé peut indiquer un mauvais fonctionnement du système d'alimentation électrique. Une courroie d'entraînement d'alternateur écourtée, un problème de branchement ou un régulateur de tension défectueux sont les causes les plus probables de défaillance de l'alternateur. Habituellement, un mauvais fonctionnement du système électrique est accompagné d'une intensité très élevée du courant de charge ou de décharge de batterie.

• Nota •

Pendant le fonctionnement au ralenti avec une demande électrique élevée, roulage à faible vitesse par exemple, il est possible que le voyant LOW VOLTS s'allume, qu'un des voyants ALT FAIL (défaillance d'alternateur) ou les deux s'allument, et que l'ampèremètre indique une décharge élevée de la batterie. Normalement, ces situations retournent à la normale quand le régime est augmenté.

Voyant de basse tension ALT FAIL allumé

1. Sélecteur d'ampèremètre.....SELECTIONNER FAILED ALT (défaillance d'alternateur)
2. Si courant = 0 A, défaillance de l'interrupteur principal ALT Passer sur ARRET ET MARCHE
3. Si courant reste = 0 A, défaillance de l'interrupteur principal ALT .. ARRET
4. Défaillance du disjoncteur de l'alternateur TIRER

Courant excessif de charge de la batterie

Après la mise en marche du moteur et avec une demande électrique élevée à faible régime, la batterie est suffisamment basse pour accepter une charge supérieure à la normale. Cependant, l'ampèremètre doit indiquer une charge de moins de deux largeurs de l'aiguille après 30 minutes de vol en croisière. Si l'intensité du courant de charge reste supérieure à cette valeur, la batterie peut surchauffer, causant l'évaporation de l'électrolyte.

De plus, les éléments électroniques peuvent être endommagés par une surtension. Normalement, le détecteur de surtension ACU de chaque alternateur ouvre automatiquement le disjoncteur du circuit d'alternateur affecté et met hors service l'alternateur si la tension atteint environ 31,8 V. Si le détecteur de surtension est défaillant, exécuter la liste de vérification suivante :

1. Interrupteur principal d'alternateur affectéARRET
2. Disjoncteur ALT affecté TIRER
3. Equipement électrique non essentielARRET
4. Atterrir dès que possible.

L'ampèremètre de la batterie indique une décharge

En cas de défaillance d'un alternateur, le voyant ALT FAIL correspondant s'allume. En cas de défaillance des deux alternateurs, les deux voyants ALT FAIL s'allument, le voyant LOW VOLTS s'allume quand la tension de la barre omnibus tombe à environ 24,5 V et l'ampèremètre indique un courant de décharge de la batterie. Il faut suivre la liste de vérification ci-dessous pour essayer de réactiver l'alternateur. Si le problème disparaît, l'alternateur recharge normalement, les voyants s'éteignent et il est possible de remettre le système d'avionique sous tension. Cependant, si les voyants se rallument, un mauvais fonctionnement est confirmé et il faut terminer la procédure. Il faut économiser l'électricité dans la batterie pour permettre l'activation ultérieure des volets, des feux et autre équipement essentiel.

• Nota •

Le fonctionnement du moteur au ralenti avec une demande électrique importante, pendant un roulage à basse vitesse, peut entraîner des indications de décharge de l'ampèremètre et l'allumage du voyant LOW VOLTS et/ou d'un ou des deux voyants ALT FAIL. Dans ce cas, il n'est pas nécessaire d'éteindre les interrupteurs principaux, car il n'y a pas de surtension et l'alternateur n'a pas été désactivé. Les voyants doivent s'éteindre à régime moteur plus élevé.

1. Disjoncteurs des alternateurs VERIFIER QU'ILS SONT ENFONCES
2. Sélecteur d'ampèremètreALT 1

3. Si courant = 0 A, défaillance de l'interrupteur principal ALT 1.....
Passer sur ARRET ET MARCHE
4. Si le courant reste à 0 A
 - a. Interrupteur principal de ALT 1ARRET
 - b. Disjoncteur d'alternateur 1 TIRER
5. Répéter les étapes 2 à 4 pour ALT 2.
6. Sélecteur d'ampèremètre..... BATT
7. Equipement électrique non essentielARRET

• Nota •

Mettre l'équipement hors tension ou tirer sur les disjoncteurs de l'équipement non essentiel jusqu'à ce que le courant de la batterie soit zéro (0) ou positif.

8. En cas d'anticipation de panne électrique totale, mettre l'alimentation de l'indicateur de virage sur EMER (URGENCE)
9. Atterrir dès que possible.

Section 4 - Procédure normale

• Nota •

Toutes les références aux « interrupteurs principaux » de la procédure normale du manuel d'utilisation de l'avion doivent être interprétées comme « interrupteurs principaux (ALT 2, ALT, BAT) ».

Avant le décollage

Aucun changement de la procédure « Avant le décollage » n'est nécessaire, à l'exception de la vérification de l'alternateur, comme suit.

1. Alternateurs VERIFIER
 - a. Réchauffage Pitot MARCHE
 - b. Avionique..... MARCHE
 - c. Feux de navigation MARCHE
 - d. Projecteur d'atterrissageMARCHE (3 à 5 secondes)
 - e. Vérifier que les voyants d'alarme de ALT FAIL sont éteints et que chaque alternateur indique un courant de charge positif.

Section 5 - Performance

Il n'y a aucun changement de la performance de l'avion quand deux alternateurs sont installés.

Section 6 - Masse et centrage

Les données de masse et centrage pour le système de deux alternateurs sont données dans la liste d'équipement de chaque avion livré.

Section 7 - Description des systèmes

Système électrique

L'avion est équipé d'un système électrique en courant continu de 28 V. Le système 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 SR20 est fournie par un système électrique en courant continu de 28 V, à masse négative. Le système de production de courant électrique comprend une batterie de 24 V de 10 A/h, deux alternateurs et un contrôleur central (MCU) principal. Le MCU contient un dispositif de contrôle d'alternateur pour chaque alternateur, des contacteurs pour le démarreur, la batterie et l'alimentation externe, un relais de projecteur d'atterrissage, un circuit de protection pour les barres omnibus de disjoncteurs et des modules pour d'autres fonctions de protection et d'indication. La batterie, de qualité aviation, est de type au plomb, à 12 cellules, avec des capuchons à évent, à clapet de non retour. La batterie est utilisée pour le démarrage du moteur et comme source d'électricité de secours en cas de défaillance de l'alternateur.

Deux alternateurs régulés fournissent un courant de charge constant pour la batterie et l'alimentation primaire du système électrique de l'avion pendant le fonctionnement normal du système. L'alternateur avant, entraîné par une courroie, est désigné ALT 1. L'alternateur arrière, entraîné par le moteur, est désigné ALT 2. Bien que chaque alternateur produise la même quantité d'électricité pour un régime

donné, l'ALT 1 tourne plus rapidement et a une capacité de 75 A, alors que l'ALT 2 a une capacité de 40 A. Des circuits parallèles dans les modules de fonctions équilibrent les sorties des alternateurs pour qu'en fonctionnement normal ALT 1 produise 60 % de l'alimentation électrique et ALT 2 le reste, 40 %.

Chaque dispositif de contrôle d'alternateur (ACU) produit une limite de surtension et la régulation constante de la tension de la sortie de l'alternateur. Pour protéger les instruments délicats, les circuits de surtension mesurent la sortie de chaque alternateur et limitent automatiquement les pointes de tension à 28,5 V. En cas de surtension ou de surcharge, le dispositif de contrôle correspondant ouvre le disjoncteur de l'alternateur affecté. Avec l'alternateur hors ligne, le voyant ALT FAIL correspondant s'allume et l'autre alternateur fournit 100 % de la demande électrique.

En cas de défaillance des deux alternateurs, la batterie fournit le courant et l'intensité du courant de décharge est indiquée par l'ampèremètre. Dans ces conditions et en fonction de la demande électrique du système, le voyant LOW VOLTS s'allume quand la tension du système tombe au-dessous d'environ 24,5 V.

Distribution d'électricité

Le système de distribution d'électricité du SR20 comprend la barre omnibus primaire dans le contrôleur central qui distribue l'électricité des alternateurs, de la batterie et de l'alimentation extérieure aux systèmes de l'avion par l'intermédiaire du panneau de disjoncteurs et des disjoncteurs ou fusibles internes. Les barres omnibus principales du panneau de disjoncteurs (principale 1 et principale 2) et les barres omnibus non essentielles reçoivent le courant par l'intermédiaire de disjoncteurs de 25 A, sur la barre omnibus primaire, dans le contrôleur central. La barre omnibus essentielle dans le panneau de disjoncteurs a deux sources, recevant le courant des disjoncteurs ESSENTIAL 1 et ESSENTIAL 2, sur la barre omnibus principale. L'avionique non essentielle est alimentée par la barre omnibus principale 1 par l'intermédiaire du disjoncteur AVIONICS correspondant. L'avionique essentielle est alimentée par la barre omnibus essentielle, par l'intermédiaire du disjoncteur AVIONICS correspondant. En fonctionnement normal, les barres omnibus essentielles et non essentielles fonctionnent en parallèle, mais en cas de défaillance du système électrique, la barre omnibus non essentielle peut être

délestée pour enlever du système l'équipement non essentiel. Ce système de délestage est conçu pour augmenter la capacité électrique d'urgence et pour diminuer le travail du pilote pendant une urgence, en fournissant la possibilité d'éliminer les demandes non essentielles en une seule action.

Interrupteurs principaux de batterie et d'alternateur

Des interrupteurs principaux MASTER à bascule pour la batterie (BAT) et les deux alternateurs (ALT 2 et ALT) sont installés sur le panneau d'interrupteurs du tableau de bord. L'interrupteur droit, identifié BAT, commande le contacteur de la batterie. Quand l'interrupteur BAT est mis sur marche, le courant de la batterie met sous tension les circuits électriques de l'avion. L'interrupteur principal ALT 2 commande l'alternateur arrière à entraînement à engrenage. L'interrupteur principal ALT commande l'alternateur avant à entraînement à courroie.

Normalement, tous les interrupteurs principaux doivent être sur marche. Cependant, l'interrupteur BAT peut être mis sur marche séparément pour vérifier l'équipement, au sol. Pour vérifier ou utiliser l'avionique ou les radios au sol, il faut aussi mettre sur marche l'interrupteur d'alimentation d'avionique. Quand un des interrupteurs ALT est en position d'arrêt, l'alternateur correspondant est isolé du circuit électrique et la demande électrique totale est placée sur l'alternateur fonctionnant. Si les deux alternateurs ALT sont en position d'arrêt, toute la demande électrique est alimentée par la batterie.

• Nota •

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

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 module de fonction du contrôleur central commande le voyant. Le voyant de basse tension LOW VOLTS s'allume quand la tension de la barre omnibus est inférieure à 24,5 V, courant continu.

• Nota •

Il est possible que le voyant LOW VOLTS s'allume et que l'ampèremètre affiche une décharge quand le moteur tourne au ralenti, avec une demande électrique dans le système, pendant le roulage à faible régime, par exemple. Dans ce cas, le voyant s'éteint à régime plus élevé.

Pour vérifier le fonctionnement du voyant de basse tension LOW VOLTS, mettre en marche le projecteur d'atterrissage et mettre momentanément sur l'arrêt les deux interrupteurs ALT, tout en laissant l'interrupteur principal BAT sur marche.

Voyants de défaillance d'alternateur

L'avion est équipé d'un voyant orange ALT FAIL pour chaque alternateur. Les voyants sont placés sur le tableau de bord, à côté du panneau d'indicateurs. L'allumage d'un des voyants ALT 1 FAIL ou ALT 2 FAIL indique que l'alternateur correspondant ne fournit pas la quantité d'électricité proportionnelle. Les voyants s'allument aussi quand l'interrupteur BAT est sur marche et l'interrupteur principal ALT est sur l'arrêt ou quand le disjoncteur de l'alternateur correspondant est ouvert.

• Nota •

Il est possible que le voyant ALT FAIL s'allume quand le moteur tourne au ralenti, avec une demande électrique dans le système, pendant le roulage à faible régime, par exemple. 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 l'extérieur du thermomètre et du manomètre d'huile. L'instrument a un éclairage incorporé. Le courant continu en 28 V pour l'éclairage des instruments est fourni par le disjoncteur de 2 A, INSTRUMENT 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 les modules de fonction du contrôleur central. La sortie de chaque alternateur et de la batterie est mesurée. Le commutateur AMMETER SELECT, monté sur le tableau de bord, est utilisé pour sélectionner la valeur désirée. Quand l'interrupteur principal est mis sur marche alors que le moteur est en marche, l'ampèremètre indique l'intensité du courant de charge envoyé à la batterie. En cas de mauvais fonctionnement des alternateurs ou d'une demande électrique supérieure à la production des alternateurs, l'ampèremètre indique l'intensité du courant de décharge de la batterie. 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. Sélectionner une position du commutateur pour déterminer l'appareil dont l'intensité est affichée par l'ampèremètre.

Disjoncteurs et fusibles

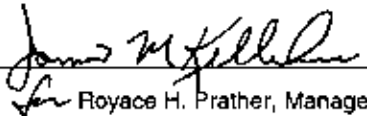
Les circuits électriques individuels branchés aux barres omnibus principales, essentielle et non essentielles de l'avion sont protégés par des disjoncteurs à renclenchement, sur le côté gauche de la console centrale. La barre omnibus essentielle de l'avion est alimentée par la barre omnibus principale par les disjoncteurs de 20 A ESSENTIEL 1 et ESSENTIEL 2. La demande d'avionique sur la barre omnibus d'avionique non essentielle et la barre d'avionique non essentielle sont protégées par des disjoncteurs de 15 A, AVIONICS, branchés aux barres omnibus respectives par des relais mis sous tension par l'interrupteur AVIONCIS.

En plus des disjoncteurs individuels, des disjoncteurs de 25 A placés dans la barre omnibus dans le contrôleur central (MCU) protègent la barre omnibus principale 1, la barre omnibus principale 2 et la barre omnibus non essentielle. En plus, des disjoncteurs de 15 A protègent les circuits du projecteur d'atterrissage et de la pompe à vide auxiliaire. L'horloge est continuellement alimentée par un fusible de 5 A branché sur la barre omnibus primaire dans le contrôleur central (MCU).

**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 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 SR20. 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 SR20.

FAA Approved  Date **APR 12 2000**
for 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

- Nota •

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.

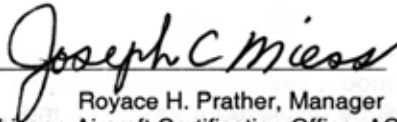
Intentionnellement laissé en blanc

**Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour le**

Transpondeur Garmin GTX 327

Quand un transpondeur Garmin GTX 327 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 SR20. 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 SR20.

FAA Approved



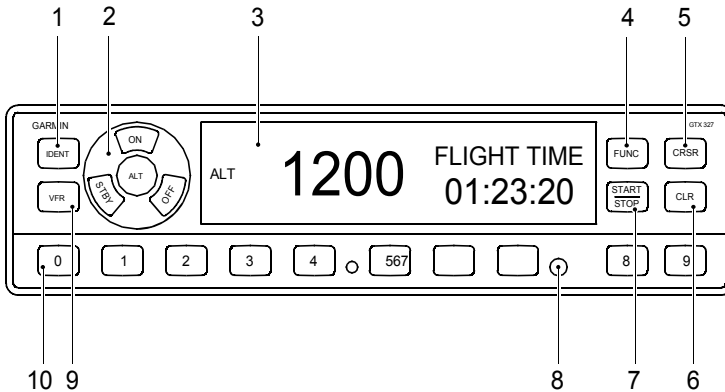
Date

26 Dec 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. Touche d'identification
2. Touches de sélection de mode
 - a. ARRÊT
 - b. STBY (Veille)
 - c. ON (Marche)
 - d. ALT (Altitude)
3. Ecran d'affichage
4. Touche de fonctions (FUNC)
5. CRSR (Curseur)
6. Touche d'effaçage (CLR)
7. Touche de marche-arrêt (START/STOP)
8. Cellule photoélectrique
9. Touche VFR
10. Touches de sélection
 - a. 0 à 7 Sélection de code
 - b. 8 et 9 Brillance et contraste de l'affichage

SR2_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 SR20, 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, Publication Initiale (fév. 2000) ou une 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 le panneau

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 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 SR20.

• 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.

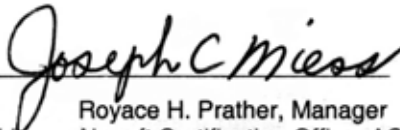
Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour le
**Pilote automatique S-Tec System
55X**

Quand le pilote automatique S-Tec System Fifty Five X (55X) 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 SR20 (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 SR20.

• Nota •

Cette révision du supplément du manuel d'utilisation de l'avion du 7 décembre 2004 annule et remplace la révision 1 de ce supplément du 10 octobre 2000.

FAA Approved



Oct 10 2003

Date

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 avertisseur 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 SR20

- Maintien et commande du cap ;
- Suivi du NAV/LOC/GS, sensibilité haute et basse, pilotage latéral et interception automatique de cap 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.

• Nota •

La mise en oeuvre du pilote automatique System 55X dans le SR 20 n'utilise pas l'annonceur 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).

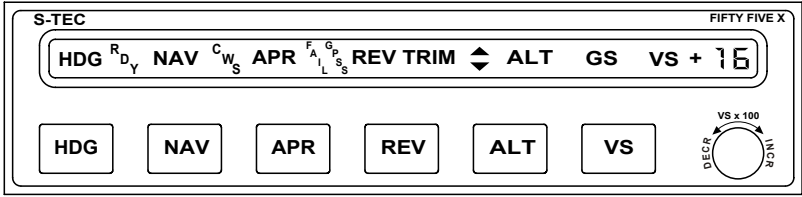
Pour faire les changements de direction, cette installation utilise les actionneurs de tangage et de roulis de l'avion. La fonction de compensation du System 55X n'est donc pas mise en oeuvre. Il faut ignorer toute référence à cette fonction dans le manuel d'utilisation du S-Tec System 55x.

Les données de roulis et de tangage sont affichées sur l'indicateur d'attitude. 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. Le pilote automatique doit être déconnecté en cas de turbulence modérée ou sévère.
7. La hauteur minimale d'engagement du pilote automatique est de 400 pieds au-dessus du sol.
8. La vitesse minimale avec le pilote automatique engagé est de $1,2 V_S$ pour une configuration déterminée.
9. Les limites suivantes sont applicables pour l'alignement de descente en VOR/GPS et ILS et l'interception du faisceau d'alignement de piste, la saisie et le suivi :
 - a. Le pilote automatique doit être désengagé pas plus tard que 100 pieds au-dessous de l'altitude de descente minimale.

- b. Le pilote automatique doit être déconnecté pendant une approche si la déviation par rapport à la trajectoire est supérieure à 50 %. L'approche ne doit être continuée qu'en pilotage manuel de l'avion.
 - c. Élément de vent latéral maximal de 12 kt entre le point d'approche interrompue et la radioborne 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. L'angle d'interception doit être inférieur à 45°.
 - 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.
10. 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 toujours être dans l'avion et le pilote doit y avoir accès en vol.



SR2_FM09_1509

Figure - 1
Programmeur-ordinateur de pilote automatique System 55X
P/N 11934-S13
Révision 2 : 07 Décembre 2004

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 SR 20 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 et rétablissement

| Phase de vol | Angle d'inclinaison latérale | Perte d'altitude |
|--------------|------------------------------|------------------|
| Montée | 30° | Aucun |
| Croisière | 55° | 100 pieds |
| Descente | 55° | 120 pieds |
| Manoeuvre | 10° | Aucun |
| Approche | 0° | 20 pieds |

Perte d'altitude pendant un mauvais fonctionnement du pilote automatique de roulis et rétablissement

| Phase de vol | Perte d'altitude |
|--------------|------------------|
| Croisière | 200 pieds |
| ILS, système | 25 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 d'indicateur. 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. Régler les gaz selon le besoin. |

| Indications | Etat | Action |
|--------------------------------|--|--|
| 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.

• 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.

Essais avant vol du pilote automatique

1. Interrupteur principal de batterie MARCHE
2. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique MARCHE
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.
3. Mode de cap ESSAI
 - a. Centrer le curseur HDG (cap) sous la ligne de foi sur l'horizon horizontal.
 - b. Appuyer momentanément sur le bouton HDG du sélecteur de mode de pilote automatique. Noter que le voyant HDG 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.

4. Vitesse verticale..... ESSAI
 - a. Appuyer sur le bouton VS du programmeur-ordinateur du pilote automatique. Noter que le voyant VS s'allume VS+0.
 - b. Tourner le bouton de commande de VS pour obtenir une montée de 500 pieds/minute (+%). Après un court délai, le manche de commande se déplace vers l'arrière.
 - c. 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.
5. Maintien d'altitude ESSAI
 - a. Appuyer sur le bouton ALT du programmeur-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.
6. Essai de priorité
 - a. 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.
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 programmeur-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.
8. Essai de désengagement du pilote automatique
 - a. 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.

- b. Répéter cette étape en utilisant le commutateur de DISC et compensateur du copilote.

Procédures en vol

1. Voyant RDY de pilote automatique..... Vérifier qu'il est allumé
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

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 programmateur-ordinateur du pilote automatique. L'annonceur 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 programmateur-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

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 programmateur-ordinateur du pilote automatique pour engager le mode de vitesse verticale. 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 sur l'écran du programmateur-ordinateur ou sur l'indicateur de vitesse verticale de l'affichage multifonctions. Un plus (+) indique une montée et un moins (-) indique une descente.

4. Pour régler le vitesse verticale, tourner le bouton VS du programmeur-ordinateur ou le bouton droit de l'affichage de vol primaire quand le curseur de VSI a été sélectionné.

• 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.

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 programmeur-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.

Les virages en mode GPSS peuvent dépasser de 20 à 30 % la vitesse standard.

En mode NAV, en suivant un signal de GPS ou VOR/LOC, pendant une séquence d'interception, le pilote automatique fonctionne à l'amplification et à la sensibilité maximales (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 programmateur-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 programmateur-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 programmateur-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 moteur du compensateur et la cartouche du compensateur.

Le courant continu de 28 V pour le pilote automatique et le sélecteur et avertisseur d'altitude est fourni par le disjoncteur de 5 A, AUTOPILOTE, placé sur la barre omnibus principale 1.

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.

Mode de NAV (stabilisateur) -Quand NAV est sélectionné, le pilote automatique fournit une interception et un suivi de cap GPS, VOR et d'alignement de piste. En cas d'interception avec pleine déviation, le pilote automatique établit automatiquement un angle d'interception de 45° à une amplification et une sensibilité maximales (le virage est limité à 90 % de la vitesse standard). Le point de commencement du virage pour saisir le cap dépend de la vitesse d'approche et de la position de l'avion. Quand le cap est intercepté et l'aiguille de déviation de cap de l'indicateur de situation horizontale est centrée (indiquant la saisie du cap), le pilote automatique lance automatiquement un programme d'amplification du suivi afin de réduire la vitesse de virage à 45 % de la vitesse standard, et ensuite à 15 % de la vitesse standard.

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 programmeur-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 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.

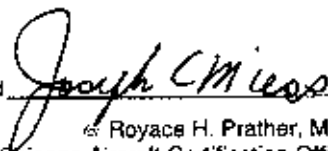
Mode VS (vitesse verticale) – Quand le mode VS est engagé, le pilote automatique synchronise sur la vitesse verticale au moment de la sélection du mode et la maintient. Le mode de maintien d'altitude ne s'engage pas si un mode de roulis du pilote automatique n'est pas engagé. La vitesse verticale est affichée en intervalles de 100 pieds, à l'extrême droite de la fenêtre du programmeur-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 programmeur-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.

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 SR20. 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  Date 20 Aug 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 | Appareil Poids | 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.

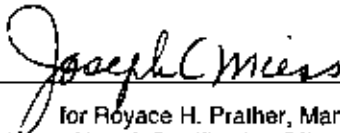
Consulter l'additif de GARMIN Addendum « Interface d'affichage du trafic et des données météorologiques », n° de référence 190-001140-10 pour obtenir des renseignements supplémentaires sur l'utilisation et une description de l'affichage.

Intentionnellement laissé en blanc

Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour
**I'affichage de navigation Sandel
Avionics SN3308**

Quand un affichage de navigation Sandel Avionics SN3308 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 SR20 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 SR20.

FAA Approved



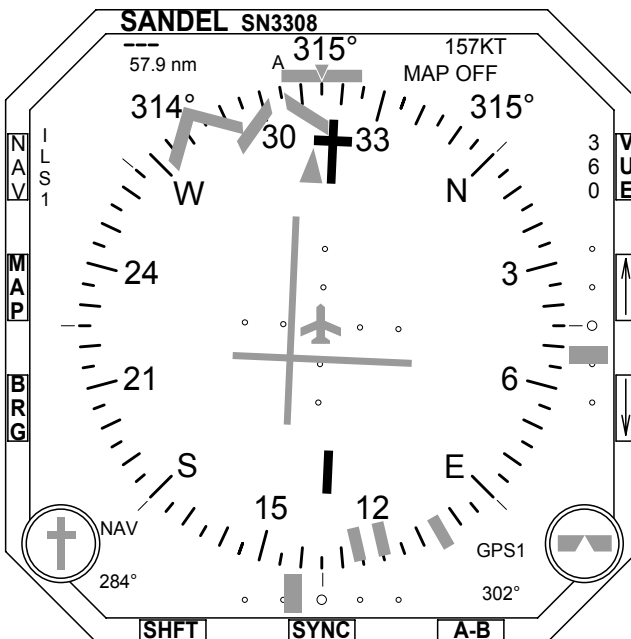
Date

9/10/01

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 le disjoncteur de 5 A, HSI, sur la barre omnibus essentielle.
5. Consulter les messages d'erreur et les alertes dans le manuel d'utilisation de l'affichage de navigation Sandel Avionics SN3308.

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 •

Consulter une description complète de l'affichage de navigation Sandel SN3308 dans 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. Le courant continu en 28 V pour le fonctionnement du système est fourni par le disjoncteur de 5 A, HSI, sur la barre omnibus essentielle.

Intentionnellement laissé en blanc

Manuel de vol et
Supplément au manuel d'utilisation
de l'avion approuvé par la FAA
pour le

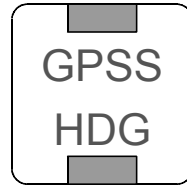
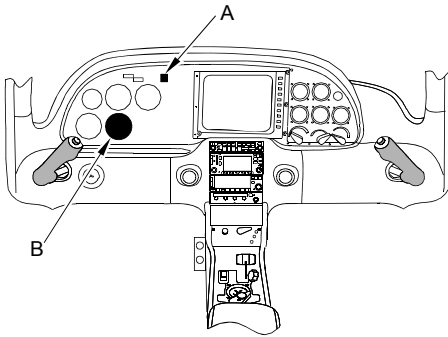
Pilote automatique S-Tec System Thirty avec GPSS

Quand le pilote automatique S-Tec System Thirty est installé dans le Cirrus Design SR20, numéro de série 1268 et suivants, ce supplément est applicable et doit être inséré dans la section de suppléments (section 9) du manuel de vol de l'avion Cirrus Design SR20 (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 SR20.

• Nota •

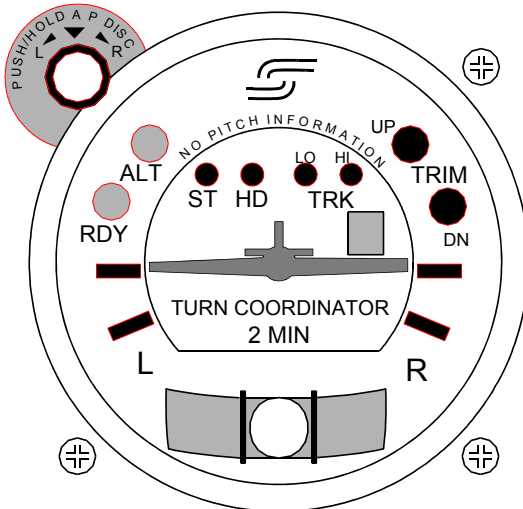
Cette révision du supplément du manuel d'utilisation de l'avion du 12 juillet 2004 annule et remplace la version Publication Initiale de ce supplément du 07 janvier 2003.

FAA Approved Joseph C. Miess Date JAN 07 2003
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 180 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. Le pilote automatique doit être déconnecté en cas de turbulence modérée ou sévère.
7. Le pilote automatique doit être désengagé pas plus tard que 100 pieds au-dessous de l'altitude de descente minimale.
8. La hauteur minimale d'engagement du pilote automatique est de 400 pieds au-dessus du sol.
9. La vitesse minimale avec le pilote automatique engagé est de 1,2 Vs pour une configuration déterminée.

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 et rétablissement

| Phase de vol | Angle d'inclinaison latérale | Perte d'altitude |
|--------------|------------------------------|------------------|
| Montée | 30° | Aucun |
| Croisière | 55° | 100 pieds |
| Descente | 55° | 120 pieds |
| Manoeuvre | 10° | Aucun |
| Approche | 0° | 20 pieds |

Perte d'altitude pendant un mauvais fonctionnement du pilote automatique de roulis et rétablissement

| Phase de vol | Perte d'altitude |
|--------------|------------------|
| Croisière | 200 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)

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. Sélectionner et activer l'approche désirée sur 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 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.
6. 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 la figure 1* pour observer une illustration du commutateur.

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 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 SR20 (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 SR20.

• Nota •

Cette révision du supplément du manuel d'utilisation de l'avion du 7 décembre 2004 annule et remplace la révision 1 de ce supplément du 10 octobre 2003.

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 SR20

- Maintien et commande du cap ;
- Suivi du NAV/LOC/GPS/GS, sensibilité haute et basse et interception automatique de route à 45° ;
- Direction au GPS (GPSS) ;
- 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 SR 20 n'utilise pas l'annonceur 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.

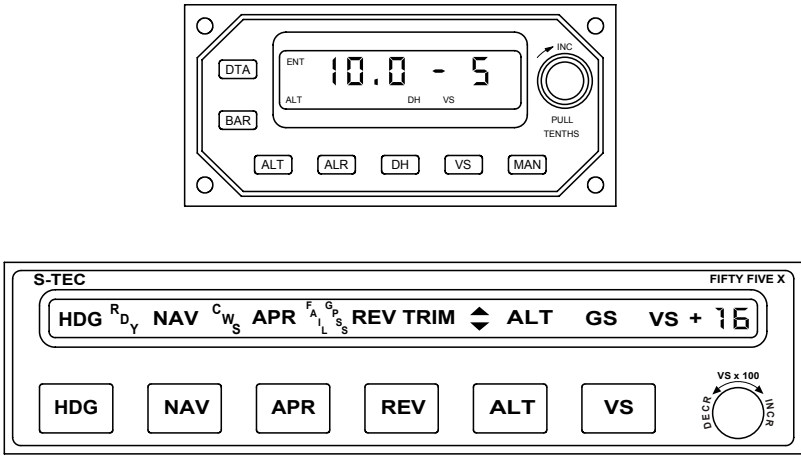
Les données de roulis sont affichées sur l'indicateur de situation horizontale. Le directeur de vol du pilote automatique n'est pas mis en oeuvre dans cette installation.

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. Le pilote automatique doit être déconnecté en cas de turbulence modérée ou sévère.
7. La hauteur minimale d'engagement du pilote automatique est de 400 pieds au-dessus du sol.

8. La vitesse minimale avec le pilote automatique engagé est de 1,2 Vs pour une configuration déterminée.
9. Les limites suivantes sont applicables pour l'alignement de descente en VOR/GPS et ILS et l'interception du faisceau d'alignement de piste, la saisie et le suivi :
 - a. Le pilote automatique doit être désengagé pas plus tard que 100 pieds au-dessous de l'altitude de descente minimale.
 - b. Le pilote automatique doit être déconnecté pendant une approche si la déviation par rapport à la trajectoire est supérieure à 50 %. L'approche ne doit être continuée qu'en pilotage manuel de l'avion.
 - c. Le pilote automatique doit être désengagé à la hauteur de décision.
 - d. Élément de vent latéral maximal de 12 kt entre le point d'approche interrompue et la radioborne extérieure.
 - e. L'interception du localisateur se produira au moins 5 milles en dehors de du marqueur externe.
 - f. Si le composant de vent latéral est les 12 kt plus grands qu'et moins de 17 kt, l'interception se produira au moins 10 milles en dehors de du marqueur externe.
 - g. L'angle d'interception doit être inférieur à 45°.
 - h. Le système d'atterrissage aux instruments (ILS) est piloté a une vitesse d'approche normale et dans les limites de vitesse à l'intérieur d'une STC ou d'une zone de contrôle terminale et selon les définitions du manuel d'utilisation de l'avion.
 - i. 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.
 - j. 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.

10. 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 SR 20 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 et rétablissement :

| Phase de vol | Angle d'inclinaison latérale | Perte d'altitude |
|--------------|------------------------------|------------------|
| Montée | 30° | Aucun |
| Croisière | 55° | 100 pieds |
| Descente | 55° | 120 pieds |
| Manoeuvre | 10° | Aucun |
| Approche | 0° | 20 pieds |

Perte d'altitude pendant un mauvais fonctionnement du pilote automatique de roulis et rétablissement

| Phase de vol | Perte d'altitude |
|--------------|------------------|
| Croisière | 200 pieds |
| ILS, système | 25 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, puis éteint. | Bas régime du gyroscope d'indicateur. 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 - Procédure normale

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'essai 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, 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 inverse 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 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. Use the altitude selector knob to input the desired altitude in thousands of feet; for example, 5500 feet is entered as 5.5 and 10 500 is entered as 10.5. Par exemple, 5 500 pieds sont entrés comme 5.5 et 10 500 pieds sont entrés comme 10.5.

- 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.

- 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.

- Après le décollage, appuyer simultanément sur les boutons VS et ALT du programmateur-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 moteur du compensateur de profondeur.

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 de faire alterner 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 inverse 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 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 dé clic. 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 verticale 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**

l'affichage de vol multifonctions Avidyne EX-Series

Version 5.2.X ou 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 SR20, numéro de série 1268 et suivants, 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 SR20 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 SR20.

• Nota •

Cette révision du supplément du manuel d'utilisation de l'avion du 27 septembre 2004 annule et remplace la version Publication Initiale du supplément du 7 janvier 2003 et le supplément 11934-S18 du manuel d'utilisation de l'avion, révision 1 ou plus récente. Cette Publication Initiale ajoute les données nécessaires pour le système de météo par satellite XM et la fonction de carte d'approche CMax pour l'affichage multifonction FlightMax EX5000C.

Les options d'instrument du moteur, de détecteur d'orages Stormscope, de trajectoire de vol courbe, de système de météo par satellite XM et les cartes d'approche CMax ne sont pas offertes pour l'affichage multifonction FlightMax EX3000C.

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 •

Le numéro de référence du logiciel du système Avidyne pour cette installation est 530-00112-000 ou plus récent.

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

FAA Approved Joseph C. Miss Date JAN 07 2003
Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

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.

Pour obtenir des renseignements supplémentaires, consulter les manuels d'utilisation d'*Avidyne FlightMax* (*consulter la section Limitations*).

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. Ne pas utiliser le système de météo par satellite XM installé en option pour la navigation de l'appareil. Le système de météo par satellite XM n'a pour objet que de servir d'outil de prise de conscience de situation.
8. Ne pas utiliser la fonction des cartes d'approche de navigation CMax pour la navigation de l'appareil. Le système de cartes d'approche CMax n'a pour objet que de servir d'outil de prise de conscience de situation. Les cartes d'approche électroniques ne doivent pas être utilisées comme jeu primaire de cartes d'approche embarquées.
9. *Numéros de série avec l'affichage multifonction EX3000C installé* : Le pilote doit avoir accès au manuel d'utilisation d'Avidyne FlightMax EX3000C/5000C, n° de référence 600-00072, révision 00 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 de l'affichage multifonctions ENFONCE
2. Interrupteur principal de batterie MARCHÉ
3. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique MARCHÉ
4. Au message de l'affichage multifonctions, n'importe quelle touche APPUYER
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'avionique ARRET
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 / Élément | 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 | Appareils de détection 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 |
| 34-07 | Récepteur de météo XM | O | 1 | 16121-001 | 1,7 | 114,0 |

Section 7 - Description des systèmes

• Nota •

Ce supplément fournit une description générale de l'affichage multifonction Avidyne FlightMax de la série EX, son fonctionnement et l'interface avec l'avion. Consulter la description détaillée de l'affichage multifonction dans le manuel d'instruction d'Avidyne FlightMax approprié (*consulter la section 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 tubulaire, 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 (installation optionnelle)

• Nota •

Pour obtenir une description détaillée des instruments du moteur, *consulter le manuel d'instruction Avidyne FlightMax EX5000C, N° de référence 600-00108-000, révision 03 ou plus récente*. Pour installer les instruments du moteur, il faut avoir le logiciel de l'affichage multifonction, n° de référence 530-00117-000 ou plus récent.

La page optionnelle du moteur fournit au pilote des paramètres du moteur représentés sur des instruments simulés et les paramètres du système électrique situés dans une région spécialisée de l'écran de l'affichage multifonction EX5000C. 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.

Le système d'instruments du moteur est alimenté en courant continu de 28 V, à travers le disjoncteur d'instruments du moteur sur la barre omnibus principale n° 1.

Système de météo par satellite XM (installation optionnelle)

• **MISE EN GARDE** •

Ne pas utiliser le système de météo par satellite XM installé en option pour la navigation de l'appareil. Le système de météo par satellite XM n'a pour objet que de servir d'outil de prise de conscience de situation.

• Nota •

Pour obtenir une description détaillée des instruments du moteur, consulter le manuel d'instruction Avidyne FlightMax EX5000C, N° de référence 600-00108-000, révision 03 ou plus récente. Le logiciel d'affichage multifonction, n° de référence 530-00162-000 ou plus récent, est nécessaire pour l'installation du système de météo par satellite XM.

Le système de météo par satellite XM améliore la perception de situation en fournissant au pilote des renseignements

météorologiques graphiques en temps réel. L'antenne XM, intégrée à l'antenne COM1, reçoit des renseignements météorologiques de satellites à double redondance. Ce signal est envoyé au récepteur XM, installé sur le côté copilote de la console d'instrument, qui interprète et superpose les données de météo sur la page de MAP de l'affichage multifonction EX5000C.

Le système de météo par satellite XM est alimenté en courant continu de 28 V fourni par le disjoncteur de 3 A de météo et Stormscope de la barre omnibus non essentielle.

• Nota •

Il faut avoir un abonnement au service de météo par satellite XM pour pouvoir l'utiliser. Contacter XM Satellite Radio à 800-985-9200 pour obtenir des renseignements sur les abonnements.

Une fois activé, le système de météo par satellite XM superpose les données de météo suivantes sur l'affichage multifonction EX5000C :

- Radar NEXRAD
- METAR
- SIGMET
- AIRMET
- TFR
- Coups de foudre

Cartes d'approche CMax (installation optionnelle)

• **MISE EN GARDE** •

Ne pas utiliser la fonction des cartes d'approche de navigation CMax pour la navigation de l'appareil. Le système de cartes d'approche CMax n'a pour objet que de servir d'outil de prise de conscience de situation. Les cartes d'approche électroniques ne doivent pas être utilisées comme jeu primaire de cartes d'approche embarquées.

• Nota •

Pour obtenir une description détaillée des instruments du moteur, consulter le manuel d'instruction *Avidyne FlightMax*

EX5000C, n° de référence 600-00108-000, révision 03 ou plus récente. Le logiciel d'affichage multifonction, n° de référence 530-00162-000 ou plus récent, est nécessaire pour l'installation des cartes d'approche CMax.

La fonction de cartes d'approches CMax permet au pilote de voir les données des cartes et procédures de terminal sur l'affichage multifonction EX5000C. Si la carte a des géoréférences, il est possible de superposer un symbole de propriété et de section de plan de vol sur la carte pour améliorer la perception situationnelle du pilote. La majorité des cartes et des plans d'aéroports est géoréférencée ; la majorité des cartes d'arrivée, de départ et diverses ne le sont pas. L'installation de CMax dépend entièrement du logiciel. Aucun équipement supplémentaire n'est nécessaire.

• Nota •

Il faut avoir un abonnement au service pour pouvoir utiliser JeppView Electronic Airway Manual chart . Contacter Jeppesen Sanderson, Inc. à 800-621-5377 pour obtenir des renseignements sur l'abonnement.

**Manuel de vol et
manuel de vol approuvé par la FAA
Supplément**

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 R3 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 SR20. 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 SR20.

• Nota •

Cette révision du supplément du manuel d'utilisation de l'avion du 7 décembre 2004 annule et remplace la version Publication Initiale de ce supplément du 10 octobre 2003.

FAA Approved Joseph C. Mies Date Dec 07 2004
for 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.
Numéros de série 1005 à 1147, avant le bulletin technique SB 20-71-*

**POUR UTILISATION SUR LES APPAREILS
AVEC UN PROJECTEUR D'ATTERRISSAGE
PAS UTILISABLE SUR UN AVION AVEC LE PROJECTEUR
D'ATTERRISSAGE DANS L'ADMISSION D'AIR DU CAPOT**

03 :

*Numéros de série 1148 à 1422 et numéros de série 1005 à 1147
après le bulletin technique SB 20-71-03 :*

**PAS POUR UTILISATION SUR LES APPAREILS
AVEC UN PROJECTEUR D'ATERRISSAGE
DANS L'ADMISSION D'AIR DU CAPOT**

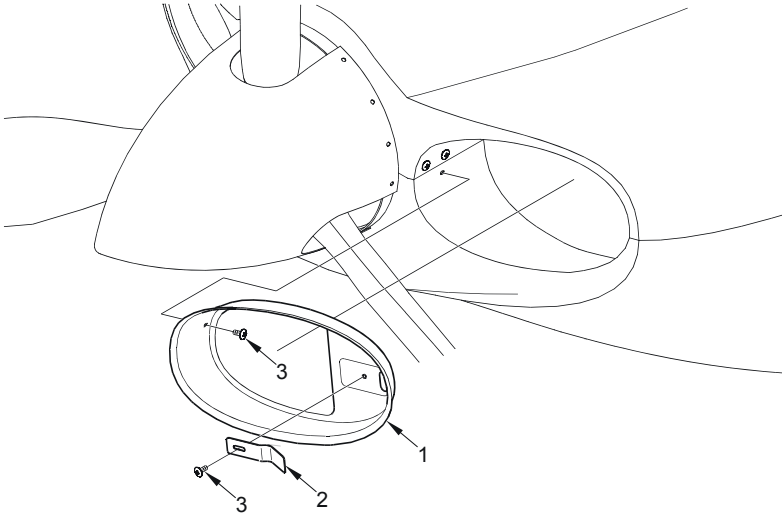
Section 3 - Procédures d'urgence

Pas de changement

Section 4 - Procédures normales

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

Section 5 - Performance

Pas de changement

Section 6 - Masse et centrage

Le changement est négligeable.

Section 7 - Description des systèmes

• Caution •

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.

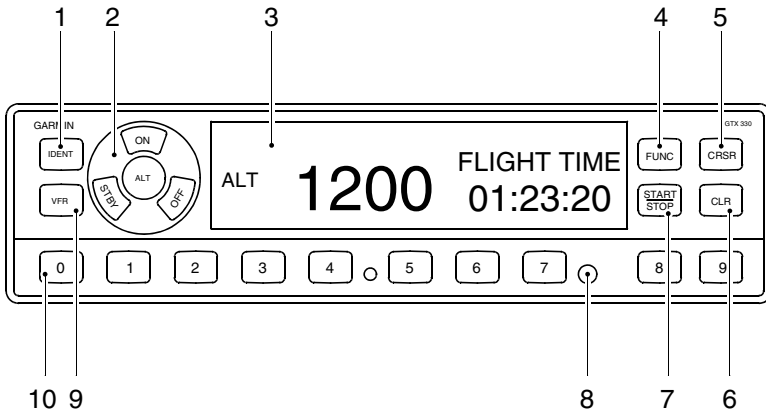
Intentionnellement laissé en blanc

**Manuel de vol et
manuel de vol approuvé par la FAA
Supplément
pour**

**le transpondeur Garmin GTX 330
Mode S**

Quand un transpondeur Garmin GTX 330 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 SR20. 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 SR20.

FAA Approved Joseph C. Miess Date July 03 2004
for Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration



- 1. Identification Key
- 2. Mode Selector Keys
 - a. OFF
 - b. STBY (Standby)
 - c. ON
 - d. ALT
- 3. Display Window
- 4. FUNC (Function) Key
- 5. CRSR (Cursor)
- 6. CLR (Clear) Key
- 7. START/STOP Key
- 8. Photocell
- 9. VFR Key
- 10. Selector Keys
 - a. 0-7 - Code Selection
 - b. 8-9 - Display Brightness/Contrast

Figure - 1
Transpondeur Garmin GTX 320

Section 1 - Généralités

L'appareil est équipé d'un seul transpondeur Garmin GTX 330 ATC Mode S avec capacité d'identification IDENT. Ce supplément fournit des instructions d'utilisation complètes pour le GTX 330 et ne nécessite la présence d'aucun renseignement supplémentaire dans l'avion.

Section 2 - Limites

Pas de changement

Section 3 - Procédures d'urgence

Pas de changement

Section 4 - Procédures normales

• Nota •

La portée prévue du GTX 330 est limitée à la visibilité directe. Une faible altitude ou l'antenne masquée par l'appareil 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 MARCHE

Le transpondeur se met en marche dans le mode de fonctionnement sélectionné au moment du dernier arrêt et affiche le dernier d'identification entré.

Avant le décollage

1. Touches de sélection de mode du transpondeurALT

Si le transpondeur est en mode de veille (STBY) ou de sol (GND), il passe automatiquement à ALT pendant le décollage, quand la vitesse au sol augmente à plus d'environ 35 kt. Le transpondeur répond aux interrogations en mode A/C (altitude et identification) du contrôle de la circulation aérienne.

• Nota •

Quand le transpondeur est sur ON, il fonctionne en mode A/S 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 ou ON pendant l'atterrissage et si l'avion est dans un environnement de mode S, le transpondeur passe automatiquement en mode GND pendant le roulage d'atterrissage quand la vitesse au sol diminue en dessous d'environ 35 kt. Si l'avion n'est pas dans un environnement de mode S, le transpondeur passe automatiquement en veille (STBY) pendant le roulage d'atterrissage.

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 330 dans le SR20, ainsi qu'une description général de l'appareil. Pour obtenir une description détaillée du GTX 330, *consulter le manuel d'utilisation du transpondeur à mode GARMIN GTX 330 Mode S*, n° de référence 190-00207-00, Publication Initiale (sept. 2002) ou un révision ultérieure.

Le système de transpondeur GTX 330 comprend un appareil de commande de récepteur-émetteur, une antenne et un numériseur d'altitude. En plus de l'affichage du code, du symbole de réponse et du mode de fonctionnement, le GTX 330 afficher l'altitude-pression. L'appareil comprend aussi un moniteur d'altitude et des minuteries de

vol. Selon la configuration du transpondeur (réglé sur voix en usine), une voix ou une tonalité annonce une déviation d'altitude de plus de 200 pieds et l'expiration du minuteur.

• **Attention** •

La configuration du transpondeur, y compris l'adresse unique de l'avion en mode S, est établie à l'installation. Il faut être prudent lors de la modification de cette configuration. Il ne faut pas entrer en mode de configuration en vol.

Bien qu'il fournisse le code d'identification et les renseignements d'altitude-pression habituels, comme les transpondeurs de mode A et C, le transpondeur en mode S utilise aussi une adresse d'avion unique pour améliorer la capacité de suivi par le contrôle de circulation aérienne et les autres appareils équipés d'un transpondeur en mode S. Les renseignements que le radar de surveillance au sol transmet comprennent les informations d'identification de l'avion cible, assurant que, quand un autre appareil reçoit l'interrogation, il ne répond pas.

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 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.

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.

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 quatre positions sont :

ARRET (OFF) - Coupe l'alimentation électrique du transpondeur GTX 330, 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 SR20.

• Nota •

En fonction de l'environnement de contrôle de circulation aérienne, le mode de veille ou de sol (STBY ou GND) est activé automatiquement en provenant du mode ALT ou ON, pendant le roulage au sol d'atterrissage, alors que la vitesse au sol diminue en dessous de 35 kt.

MARCHE (ON) -Met en marche en mode A (mode d'identification) l'appareil GTX 330. 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 dernier code d'identification actif est sélectionné. Le transpondeur répond aux interrogations avec le code d'identification de l'avion et l'altitude-pression standard (29,92 pouces Hg).

• Nota •

L'appareil passe automatiquement du mode STBY en mode ALT, pendant le roulage 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 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)

Touches de fonctions

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 la 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, minuterie, contraste et brillance de l'affichage.

Touche START/STOP -Met en marche et arrête le moniteur d'altitude, le chronomètre, le minuteur et les minutes de vol. En mode de configuration, passe d'une fonction à l'autre, à rebours.

Touche CRSR - Lance l'entrée de temps de démarrage pour le minuteur. Ramène le curseur au dernier chiffre du code, moins de 5 seconde après l'entrée. Sélectionne les champs changeables en mode de configuration.

Touche CLRL - Réinitialise la minuterie, le minuteur et les minuteriers de vol. Annule la pression de touche précédente pendant la sélection de code et l'entrée du minuteur. Ramène le curseur au quatrième chiffre du code, moins de 5 seconde après l'entrée.

Affichage de fonctions

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. La minuterie 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.

ALT MONITOR (Moniteur d'altitude) - Commandé par la touche START/STOP - Actionne une alerte vocale quand l'altitude limite est dépassée.

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 le réglage du contraste de l'affichage en mode de configuration. 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.

Intentionnellement laissé en blanc

**Manuel de vol et
Manuel de vol approuvé par la FAA**

**Supplément pour les appareils SR20
immatriculés dans l'Union Européenne**

1. Ce supplément est nécessaire pour l'exploitation des avions Cirrus Design SR20, numéro de série 1005 et suivants immatriculés dans l'Union Européenne. Ce supplément doit être attaché au Manuel de vol du SR20 applicable approuvé par l'EASA et la FAA.
2. Les renseignements dans ce manuel doivent être utilisés avec le manuel de base et les suppléments. Les renseignements contenus dans ce document supplémentent ou remplacent les renseignements du manuel de base et les suppléments approuvés, uniquement dans les endroits indiqués.
3. Il est obligatoire de respecter les limites contenues dans le manuel de base et les suppléments approuvés.
4. Les règles exploitation étrangères et toute référence à de telles règles dans le manuel de base et les suppléments approuvés ne sont pas applicables dans l'Union Européenne. L'avion doit être équipé et exploité conformément aux règlements applicables.

• Nota •

Il est possible que la liste d'équipement d'exploitation (KOEL) ne soit pas applicable dans l'Union Européenne.

EASA Approved



Date

27 May 2004

European Aviation Safety Agency

UNDER EASA APPROVAL No. 2004-5753

Section 1 - Généralités

Pas de changement

Section 2 - Limites

Les hélices à deux pales ne sont pas approuvées par l'EASA pour utilisation avec cet appareil. Il faut ignorer toutes les références à l'hélice à deux pales dans ce manuel de vol.

Modifier les limites d' « *Hélice* » pour qu'elles soient :

Hartzell

Type d'hélice Régime constant

Hélice à trois pales :

Numéro de modèle PHC-J3YF-1MF/F7392-1

Diamètre 74,0 in (72,5 in minimum)

Numéro de modèle PHC-J3YF-1RF/F7392-1

Diamètre 74,0 in (72,5 in minimum)

Section 3 - Procédures d'urgence

Pas de changement

Section 4 - Procédure normale

Pas de changement

Section 5 - Performance

Pas de changement

Section 6 - Masse et centrage

Pas de changement

Section 7 - Description des systèmes

Pas de changement

Section 8 - Comportement, entretien et maintenance

Pas de changement

Section 9 - Suppléments

Pas de changement

Section 10 - Sécurité

Pas de changement

Intentionnellement laissé en blanc

**Manuel de vol et
manuel de vol approuvé par la FAA
Supplément
pour**

**le système de reconnaissance du
terrain et d'alerte Honeywell KGP
560**

Quand le système de reconnaissance et d'alerte du terrain 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 SR20. 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 SR20.

Section 1 - Généralités

L'appareil est équipé d'un système de reconnaissance et d'alerte du terrain Honeywell KGP 560 qui exécute les fonctions d'un système de reconnaissance et d'alerte de terrain de catégorie C (TAWS) conformément à TSO C151b.

Incorporant la majorité de la technologie trouvée dans un TAWS pour les appareils de transport aérien, le KPG 560 soutient :

- Les alertes de descente prématurée.

FAA Approved Joseph C. Miss Date July 03 2004
for Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

- Les alertes de taux excessif de montée ou de descente.
- Une annonce d'altitude (500 pieds) et une alerte à moins de 5 miles nautiques d'une piste publique de 2000 pieds (609 m).
- Algorithmes d'anticipation et base de données intégrée de terrain et d'obstacles.

Le système comprend le processeur 560 GA-EGPWS monté sur le dessous de la plaque de protection, côté pilote, une base de données de terrain et d'obstacles intégrale au processeur, le module de configuration intégral au faisceau électrique du système et l'afficheur TAWS, monté sur le panneau à la portion gauche de la planche de bord.

Le KGP 560 reçoit des données du capteur de GPS, du transpondeur, de l'affichage de vol primaire et de l'affichage multifonction. Des alertes orales sont communiquées au pilote par l'intermédiaire du panneau audio GMA 340. Pour améliorer la reconnaissance du terrain par le pilote, l'affichage du terrain à codes de couleurs fait interface avec l'affichage multifonction.

Pour obtenir des renseignements sur les détails d'exploitation de l'affichage multifonction, *consulter le manuel d'utilisation de l'avion de Cirrus Design et le supplément du manuel d'utilisation approuvé par la FAA. Consulter les instructions pour l'affichage de vol multifonction de la série EX d'Avidyne, n° de référence 11938-S18 ou 11934-S21, publication Publication Initiale ou plus récente.*

Pour obtenir des détails spécifiques sur le KGP 560, *consulter le manuel d'utilisation KGP 560 et 860 EGPWS, n° de référence 006-18254-001, révision 4 ou plus récente.*

Section 2 - Limites

1. Ne pas utiliser l'affichage de reconnaissance du terrain pour la navigation de l'appareil. Le système de reconnaissance de terrain et d'alerte KGP 560 a pour objet de servir d'outil de reconnaissance seulement et il est possible qu'il ne fournisse pas une fidélité de précision suffisante pour permettant des décisions pour des manœuvres afin d'éviter le relief ou des obstacles.

Section 3 - Procédures d'urgence

Atterrissages en dehors d'un aérodrome

1. Pour un atterrissage forcé ou tout atterrissage en dehors d'un aérodrome, inhiber la fonction de reconnaissance du terrain en sélectionnant TERR INHIBIT sur le panneau d'affichage pour éviter les alertes sonores indésirables.

Section 4 - Procédures normales

• Nota •

Seules des manoeuvres verticales sont recommandées en réponse aux avertissements et alertes, sauf en cas de pilotage en VMC ou si le pilote détermine, en utilisant toutes les informations disponibles et les instruments, qu'un virage, en plus d'une manoeuvre d'évasion verticale, est la meilleure action.

Pendant certaines opérations, il est possible de dépasser les seuils d'alerte à cause d'un type de terrain spécifique ou des procédures d'exploitation spécifiques. Pendant un vol VFR de jour, ces alertes peuvent être considérées des mesures de précaution.

Si le système TAWS émet une alerte quand la page d'affichage de reconnaissance du terrain n'est pas sélectionnée, un message apparaît sur la page active de l'affichage multifonction. Pour effacer l'alerte, le pilote doit appuyer la touche de fonction à côté du « OK » affiché pour accuser réception du message.

Les pilotes ont le droit de dévier de leur autorisation issue par le contrôle de circulation aérienne (ATC) pour répondre à une alerte du TAWS.

Activation du TAWS

• Nota •

Si la position horizontale de l'appareil dérivée du Garmin Navigator (GPS 1) est invalide, le TAWS ne fonctionne pas et le message TERR INOP est allumé.

1. Disjoncteur SKYWATCH/TAWS..... ENFONCE
2. Disjoncteur d'affichage multifonction..... ENFONCE
3. Interrupteur principal de batterie MARCHÉ
4. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique MARCHÉ
5. Vérifier que TERR INOP est affiché ARRÊT (OFF) -
6. A la sollicitation de l'affichage multifonction, n'importe quelle touche APPUYER
7. Touches programmables de l'affichage multifonction. SET à TAWS (Régler à TAWS)

Réponse aux alertes de proximité du sol

Alerte sonore « PULL UP » (Monter)

Affichage rouge TERR WARN

1. Mettre les ailes horizontales, tout en accélérant à pleine puissance.
2. Augmenter l'angle d'attaque à 15°, cabré.
3. Régler l'assiette pour assurer l'évasion du terrain, tout en respectant l'avertisseur de décrochage. Si les volets sont sortis, les rétracter à la position haute.
4. Continuer à monter à la vitesse de pente maximale de montée (V_x) jusqu'à l'assurance d'évasion du terrain.

Avertissement « SINK RATE » (Taux de descente)

Avertissement sonore « DON'T SINK » (Pas de descente)

Affichage jaune « TERR CAUT » (Attention terrain)

1. Initier la correction appropriée pour éliminer la cause de l'avertissement.

Réponses aux alertes de reconnaissance

Alerte sonore « TERRAIN AHEAD » (Terrain devant)

Alerte sonore « OBSTACLE AHEAD » (Obstacle devant)

Affichage jaune « TERR CAUT » (Attention terrain)

1. Exécuter une action de correction positive jusqu'à l'arrêt de l'alerte. Arrêter la descente ou initier un virage en montée, en fonction de l'analyse de tous les instruments et renseignements disponibles.

Alerte sonore « TERRAIN AHEAD; PULL UP » (Terrain devant ; Monter)

Alerte sonore « OBSTACLE AHEAD; PULL UP » (Obstacle devant ; Monter)

Affichage rouge TERR WARN

1. Mettre les ailes horizontales, tout en accélérant à pleine puissance.
2. Augmenter l'angle d'attaque à 15°, cabré.
3. Régler l'assiette pour assurer l'évasion du terrain, tout en respectant l'avertisseur de décrochage. Si les volets sont sortis, les rétracter à la position haute.
4. Continuer à monter à la vitesse de pente maximale de montée (V_x) jusqu'à l'assurance d'évasion du terrain.

Désactivation du TAWS

1. Disjoncteur SKYWATCH/TAWS TIRER
ou
2. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique ARRET
(OFF) -

Section 5 - Performance

Pas de changement

Section 6 - Masse et centrage

L'installation du système de reconnaissance et d'alerte de terrain Avidyne KGP 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 | Appareil Poids | Bras |
|---------------|--------------------|-----|--------|---------------------|----------------|-------|
| 34-01 | Processeur KGP 560 | O | 1 | 15963-001 | 1,25 | 117,0 |

Section 7 - Description des systèmes

Le système de reconnaissance et d'alerte de terrain Honeywell KGP 560 compare les renseignements du GPS du Garmin Navigator (GPS 1) à la base de données intégrale de terrain et d'obstacles pour produire un modèle en temps réel du terrain avoisinant. Cette image virtuelle est alors envoyée à l'affichage multifonction pour fournir une meilleure reconnaissance du terrain par le pilote.

Le système comprend le processeur 560 GA-EGPWS monté sur le dessous de la plaque de protection, côté pilote, une base de données de terrain et d'obstacles intégrale au processeur, le module de configuration intégral au faisceau électrique du système et l'afficheur TAWS, monté sur le panneau à la portion gauche de la planche de bord.

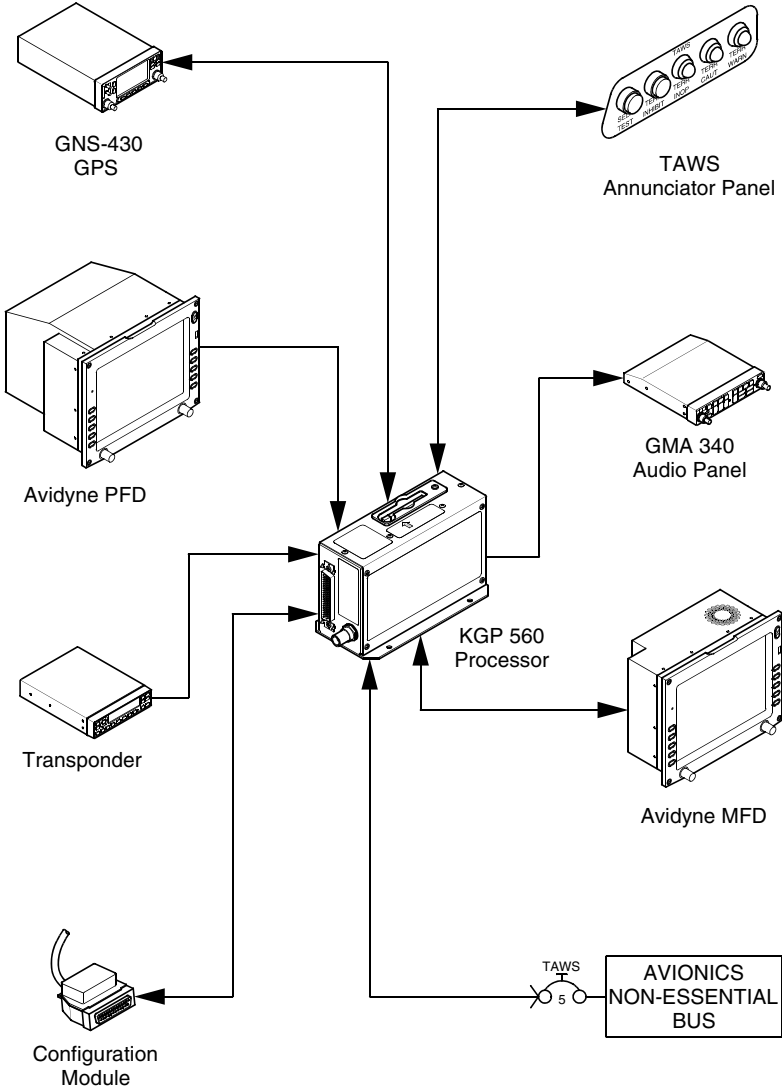
Le processeur 560 GA-EGPWS est alimenté en courant continu de 28 V par l'intermédiaire d'un disjoncteur de 5 A sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

Pour obtenir des renseignements complémentaires sur le système, consulter le manuel d'utilisation du KGP 560 & 860 EGPWS, n° de référence 006-18254-001, révision 4 ou plus récente.

Contraintes du système

- Si la base de donnée ne contient pas de données pour une région particulière, les alertes de TAWS ne sont pas disponibles pour cette région. La région affectée de la page d'affichage de reconnaissance est marquée par des points MAGENTA.

- Si le TAWS a été inhibé TAWS (par exemple, le pilote a sélectionné TERR INHIBIT) le système ne donne pas d'alerte sonore. L'affichage multifonction affiche un block de message pourpre, avec le texte « TAWS Inhibited » en cyan.
- Le TAWS n'est pas disponible et l'affichage TERR INOP est allumé si un des éléments suivants ne fonctionne pas: affichage multifonction, affichage de vol primaire, GPS 1, transpondeur ou codeur d'attitude.



SR20_FM09_2031

Figure - 1

Schéma simplifié pour le Honeywell KGP 560 TAWS

Panneau d'affichage de TAWS

Les fonctions d'affichage de terrain et de commande de TAWS sont incorporées dans le panneau d'affichage. La panneau comprend un bouton-poussoir instantané (SELF TEST), un bouton-poussoir illuminé (TERR INHIBIT) et trois DEL pour les alertes de terrain (TERR WARN), avertissements de terrain (TERR CAUT) et terrain hors service (TERR INOP).

- SELF TEST - Fournit un test des fonctions de TAWS.
- TERR INHIBIT - Pour inhiber les alertes intempestives ou indésirables aux aérodromes qui ne sont pas dans la base de données du système, le pilote peut sélectionner le commutateur TERR INHIBIT. Bien que cette sélection inhibe toutes les alertes visuelles et sonores de TAWS, l'affichage de reconnaissance de terrain reste fonctionnel avec le message « Warnings Inhibited » (Alertes inhibées) sur l'affichage multifonction. Quand activé, le commutateur est allumé jaune.
- TERR INOP - Indique que le TAWS est hors service. Quand activé, le voyant DEL est allumé jaune.
- TERR CAUT - Indique un conflit de terrain ou d'obstacle dans 40 à 60 secondes. Quand activé, le voyant DEL est allumé jaune.
- TERR WARN - Indique un conflit de terrain ou d'obstacle dans 30 secondes. Quand activé, le voyant DEL est allumé rouge.

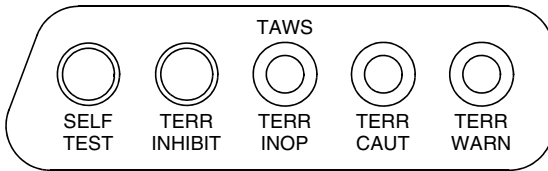
L'intensité des affichages est changée au moyen du rhéostat d'éclairage de la planche de bord. L'affichage de TAWS est alimenté en courant continu de 28 V, par le disjoncteur de 2 A, ANNUN, sur la barre omnibus essentielle.

Priorité des alertes

Quand une des alertes sonores de TAWS est en cours, toutes les alertes sonores de TRAFFIC sont inhibées.

Message d'avertissement

Le message d'avertissement « *FIVE HUNDRED* » (Cinq cents) est affiché à environ 500 pieds au-dessus du sol.



SR20_FM09_2033

| AFFICHAGE | Couleur | Fonction |
|--------------|---------|---|
| SELF TEST | S/O | Fournit un test des fonctions de TAWS. |
| TERR INHIBIT | JAUNE | Toutes les fonctions d'alerte de TAWS sont inhibées |
| TERR INOP | JAUNE | Indique que le TAWS est hors service. |
| TERR CAUT | JAUNE | Indique un conflit possible de terrain ou d'obstacle dans 40 à 60 secondes. |
| TERR WARN | ROUGE | Indique un conflit possible de terrain ou d'obstacle dans 30 secondes. |

Figure - 2
Panneau d'affichage de TAWS

Affichage multifonction de reconnaissance du terrain

• MISE EN GARDE •

Ne pas utiliser l'affichage de reconnaissance du terrain pour la navigation de l'appareil. Le système de reconnaissance de terrain et d'alerte TAWS a pour objet de servir d'outil de reconnaissance seulement et il est possible qu'il ne fournisse pas une précision de fidélité suffisante pour permettant des décisions pour des manœuvres d'évasion de relief ou d'obstacles.

Pour sélectionner la page d'affichage de reconnaissance du terrain sur l'affichage multifonction, tourner le bouton de page a TAWS.

Les alertes de terrain et d'obstacles sont les situations les plus importantes affichées par TAWS. Il existe deux niveaux d'alerte :

- **Caution Alert (Alerte de prudence)** - Indique un conflit possible de terrain ou d'obstacle dans 40 à 60 secondes. Quand déclenchée, le terrain ou l'obstacle qui provoque l'alerte est affiché en jaune vif. En plus, un message décrivant la nature de l'alerte est présenté dans la barre de message de la barre de messages de l'affichage multifonction.
- **Warning Alert (Alerte de mise en garde)** - Indique un conflit possible de terrain ou d'obstacle dans 30 secondes. Quand déclenchée, le terrain ou l'obstacle qui provoque l'alerte est affiché en rouge. En plus, un message décrivant la nature de l'alerte est présenté dans la barre de message de la barre de messages de l'affichage multifonction.

Quand une alerte ou un avertissement de prudence ou de mise en garde est actif, l'image entourant la cible est un peu agrandie de manière à mieux voir le terrain ou l'obstacle sur l'affichage.

Si une alerte de terrain ou d'obstacle est déclenchée quand une page autre que la page de reconnaissance du terrain est affichée, un message d'alerte de terrain ou d'obstacle est affiché sur la barre de messages. Quand le pilote accuse réception de ce message, l'affichage multifonction passe automatiquement à la page d'affichage de reconnaissance du terrain.

La barre de message est enlevée de l'affichage quand le TAWS n'est plus en état d'alerte ou si le pilote accuse réception du message dans la page d'affichage de reconnaissance du terrain.

Altitude géométrique par rapport à la mesure au niveau de la mer

Une indication de MSL-G ou altitude géométrique peut apparaître sur la gauche de l'affichage multifonction, indiquant la hauteur au-dessus du niveau de la mer (MSL), calculée par le GPS.

Ces données servent de référence pour les codes de couleur de la page d'affichage de reconnaissance du terrain et d'entrée dans l'algorithme de regard vers l'avant de TAWS. Parce qu'elle est dérivée du GPS, l'altitude géométrique peut être différente de l'altitude barométrique corrigée. L'altitude géométrique peut donc montrer une différence maximale de 100 pieds et il ne faut pas l'utiliser pour la navigation. MSL-G est présenté uniquement pour fournir au pilote une reconnaissance complémentaire concernant la hauteur au-dessus du niveau de la mer sur laquelle sont basés l'affichage et l'alerte de terrain de TAWS.

Self test

Il est possible de vérifier de la façon suivante le bon fonctionnement de TAWS quand l'avion est au sol :

1. Sélectionner la page TAWS sur l'affichage multifonction.
2. Effacer tous les messages d'avertissement du coin inférieur droit.
3. Vérifier que le commutateur TERR INHIBIT n'est pas engagé et appuyer momentanément sur la touche SELF TEST :
 - a. Le voyant jaune TERR INOP doit être allumé.
 - b. Le voyant jaune TERR INOP doit s'éteindre.
 - c. Le voyant rouge TERR WARN doit être allumé.
 - d. Un message sonore « EGPWS SYSTEM OK » est annoncé dans le haut-parleur de la cabine.
 - e. Le voyant rouge TERR WARN doit s'éteindre.
 - f. Le voyant jaune TERR CAUT doit être allumé.
 - g. Le voyant jaune TERR CAUT doit s'éteindre.
 - h. Un modèle de test automatique de terrain apparaît sur l'affichage multifonction.
 - i. Le test automatique de terrain doit disparaître après plusieurs balayages de l'affichage du terrain.
 - j. Un message de test automatique du détecteur de TAWS doit apparaître dans le coin inférieur droit de l'affichage multifonction.
4. Accuser réception et effacer cet avertissement.

Intentionnellement laissé en blanc

Section 10

Sécurité

Table des matières

| | |
|--|-------|
| Introduction | 10-3 |
| Déploiement du système de parachute de cellule Cirrus (CAPS)..... | 10-4 |
| Scénarios de déploiement | 10-4 |
| Collisions en vol..... | 10-4 |
| Défaillance structurelle | 10-4 |
| Perte de maîtrise | 10-5 |
| Atterrissage nécessaire sur un terrain ne permettant pas un atter- | |
| rissage en sécurité | 10-5 |
| Incapacité soudaine du pilote | 10-5 |
| Renseignements généraux sur le déploiement | 10-6 |
| Vitesse de déploiement | 10-6 |
| Altitude de déploiement | 10-6 |
| Attitude de déploiement..... | 10-7 |
| Considérations pour l'atterrissage | 10-8 |
| Prise de la position d'atterrissage d'urgence..... | 10-8 |
| Position des portes | 10-8 |
| Amerrissage | 10-10 |
| Incendie suivant l'impact..... | 10-10 |
| Rafales au sol..... | 10-10 |

Intentionnellement laissé en blanc

Introduction

Le Cirrus Design SR20 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 intimement le contenu de ce manuel, des suppléments du manuel, de la liste de vérifications de vol du SR20 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 SR20 doit considérer avec soin les scénarios d'activation du système de CAPS et les pratiquer mentalement.

L'exposé 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.

Collisions 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 envisager l'activation du système de CAPS.

Défaillance structurelle

Une défaillance structurelle peut être le résultat de diverses situations, telles que rencontre 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 de la structure 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 envisager 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 135 kt. Le déploiement à une vitesse supérieure peut soumettre le parachute et l'avion à des charges excessives qui peuvent causer une défaillance structurale. 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 pour l'atterrissage

Après le déploiement du système de CAPS, l'avion descend à environ 1 500 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 10 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. En principe, c'est la porte du copilote, car elle permet aux autres occupant 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 |

| Scénario d'atterrissage après déploiement du système de CAPS | Position des portes |
|---|------------------------------|
| 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 secours pour briser une fenêtre peut prendre un certain temps, le pilote peut envisager 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 envisager 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.