

MANUEL DE VOL
APPROUVÉ PAR L'EASA
pour le
CIRRUS DESIGN SR20

Tout électrique SR20
Avions avec numéro de série 1268
et suivants



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

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

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

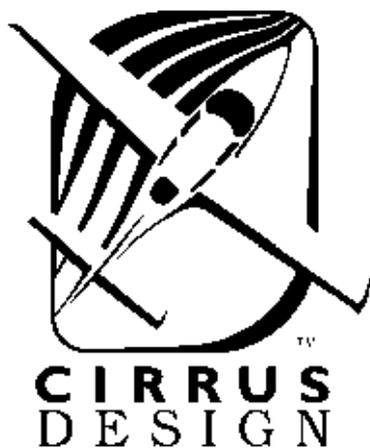
Modèle - Numéro de série SR20-_____ Numéro d'immatriculation_____

Approved by DGAC-F Date 17 NOV. 2005

Ce manuel de vol est la traduction en français du manuel en anglais approuvé par l'EASA le 27 mai 2004 (approbation numéro 2004-5753).

P/N 21560-003
Publication Initiale: 17-11-05





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.

Configuration VFR optionnelle du SR20 (SRV)

Un groupe VFR seulement optionnel est offert pour les avions numéro de série 1337 et suivants. Les données présentées dans ce manuel, applicables uniquement à un avion modèle SRV, sont préfacées de la mise en évidence d'applicabilité « *Numéro de série 1337 et suivants, avec la configuration SRV standard* ».

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'« Eléments 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 « Eléments principaux des révisions » donne une brève description des changements de chaque page de la révision la plus récente.

Identification des données révisées

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

« Publication Initiale » sont identifiées par le mot « Révision » suivi du numéro de la révision à cet emplacement ; exemple : « Révision 2 » (publication initiale, révision 2) ou « Révision B1 » (Nouvelle publication B, révision 1).

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

Révision de service

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

• Nota •

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

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

Suppléments

La section de suppléments (section 9) de ce manuel contient les suppléments approuvés par la FAA nécessaires pour maintenir la sécurité et exploiter de manière efficace le 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.

Intentionnellement laissé en blanc

Section 1

Généralités

Table des matières

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

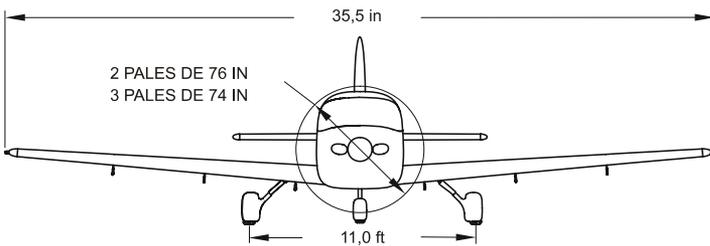
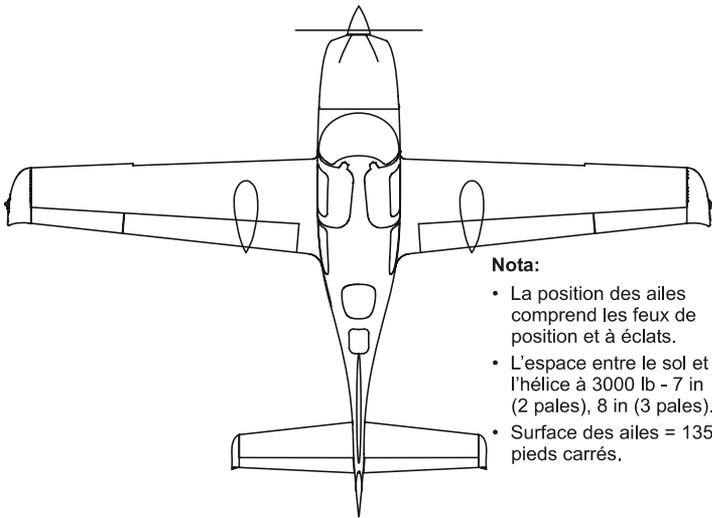
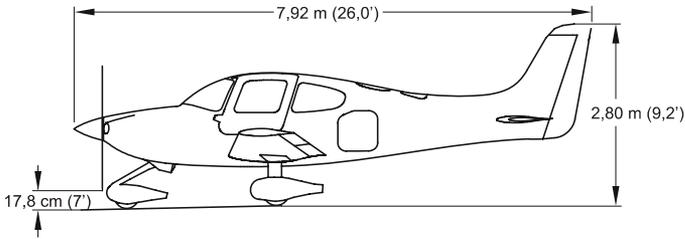
Intentionnellement laissé en blanc

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.

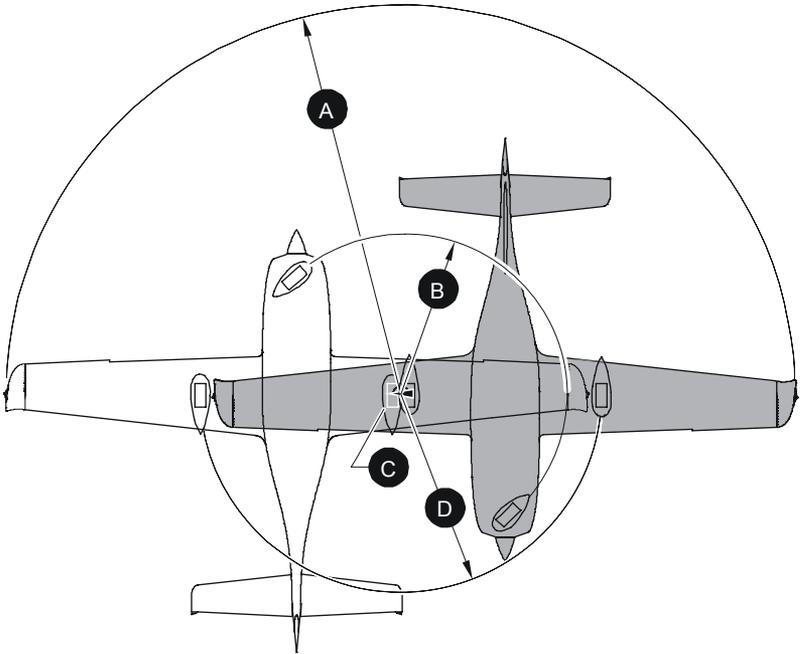
• Nota •

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

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

Terminologie météorologique

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

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

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

Terminologie de puissance du moteur

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

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

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

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

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

Terminologie de performance et d'établissement de plan de vol

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

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

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

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

Masse et centrage

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

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

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

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

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

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

Intentionnellement laissé en blanc

Section 2

Limites

Table des matières

Introduction	2-3
Validité du certificat	2-3
Limites de vitesse	2-4
Marquages de l'indicateur de vitesse	2-5
Limites du groupe moto propulseur	2-6
Moteur	2-6
Hélice	2-7
Marquages des instruments	2-8
Limites générales	2-9
Limites de masse	2-9
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 d'huile..... 240  F (115  C) maximum

Pression d'huile

Minimum..... 10 psi

Maximum..... 100 psi

Huiles approuvées

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

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

Toutes températuresSAE 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 carburantCatégorie aviation 100 LL (bleu) ou 100 (vert)

• Nota •

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

Hélice

• 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..... 74,0 in (72,5 in 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				
Tachymeter (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	—	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 2900 lb (1315 kg)

Masse dans la soute 59 kg (130 lb)

Procédures pour instruments

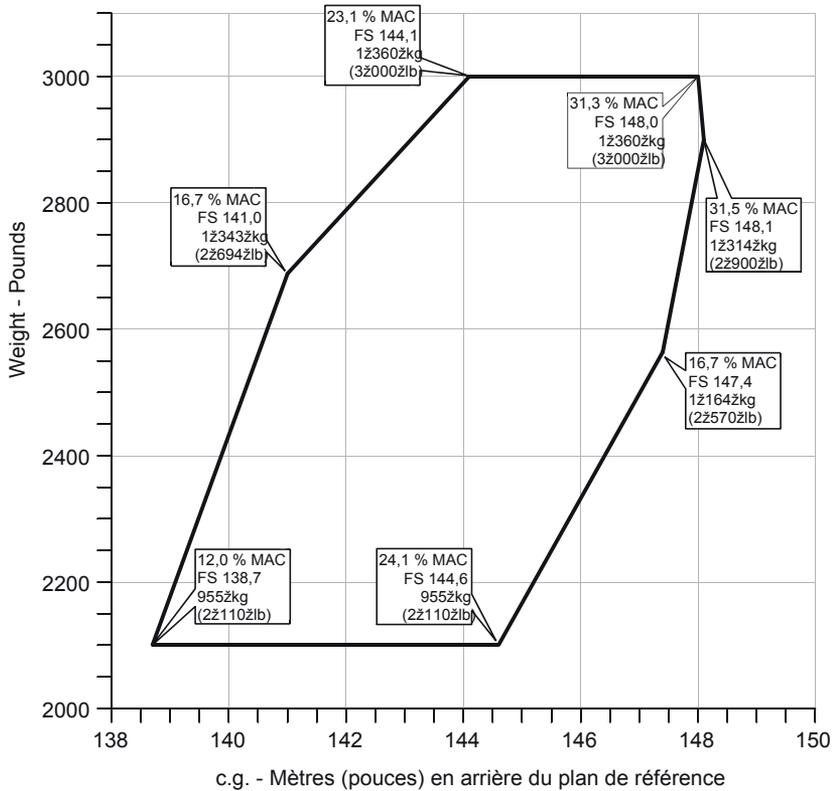
Des oscillations de l'aiguille d'indicateur d'écart de route sont possibles sur les avions avec une hélice à deux pales, pendant l'exécution de la procédure pour instruments utilisant un radiophare d'alignement de piste ou un aide de navigation aérienne simplifié (SDF), un régime du moteur au-dessus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

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.

Numéro de série 1337 et suivants, avec configuration SRV : L'avion est équipé et approuvé pour les types d'utilisation suivants :

- Règles de vol à vue, jour et nuit.

Givrage

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

Types de listes d'équipement d'utilisation

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

- Nota •

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

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

Système, instrument, et équipement	Types d'utilisation				Remarques, notes, et exceptions
	VFR jour	VFR nuit	IFR jour	IFR nuit	
Alternateur 2	—	—	1	1	<i>Numéro de série 1337 et suivants, avec configuration SRV standard : ALT 2 non applicable.</i>
Ampèremètre	1	1	1	1	
Voyant de basse tension	1	1	1	1	
Voyant d'ALT 1	1	1	1	1	
Voyant d'ALT 2	1	1	1	1	
Disjoncteurs	Selon besoin	Selon besoin	Selon besoin	Selon besoin	<i>Numéro de série 1337 et suivants, avec configuration SRV standard : Voyant d'ALT 2 non applicable.</i> Selon besoin
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	

Système, instrument, et équipement	Types d'utilisation				Remarques, notes, et exceptions
	VFR jour	VFR nuit	IFR jour	IFR nuit	
Indicateur de compensateur de direction	1	1	1	1	
Système de compensateur de direction	1	1	1	1	
Système d'avertisseur de décrochage	1	1	1	1	
Carburant					
Pompe auxiliaire	1	1	1	1	
Jauge de carburant	2	2	2	2	
Sélecteur de réservoir	1	1	1	1	
Protection contre le givre et la pluie					
Système secondaire d'admission d'air du moteur	1	1	1	1	
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	

Système, instrument, et équipement	Types d'utilisation				Remarques, notes, et exceptions
	VFR jour	VFR nuit	IFR jour	IFR nuit	
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 statique, normal	1	1	1	1	
Affichage multifonctions	—	—	—	—	
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

Compartment 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

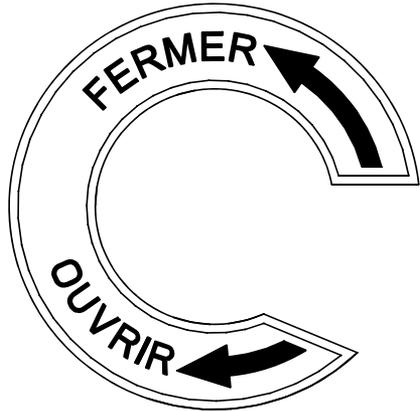
*Gouvernes de direction et de profondeur,
des deux côtés:*

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.

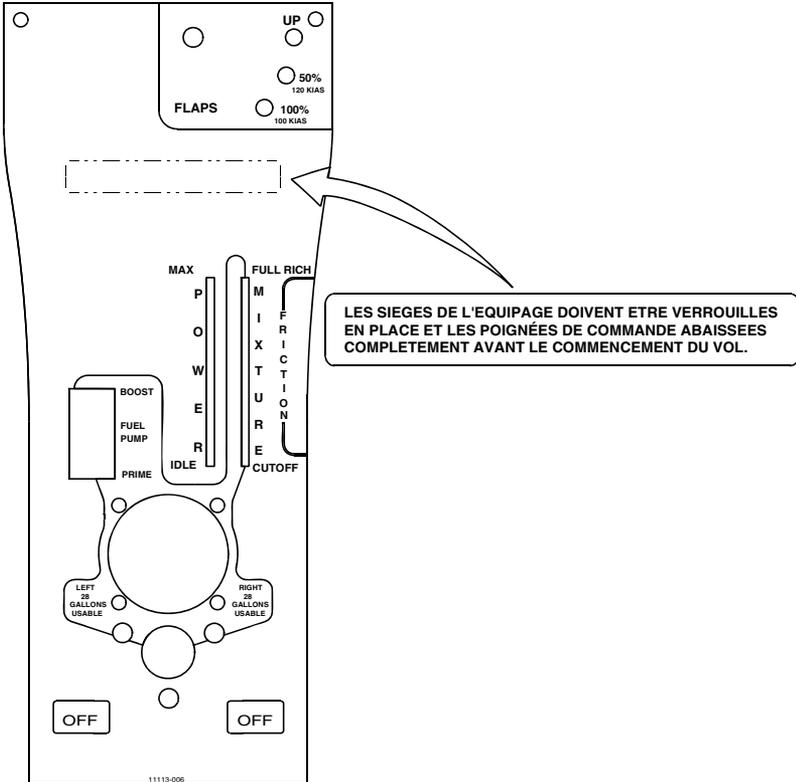
POUSSER
POUR
OUVRIR

Serials 1423 & subs.

FR_SR20_FM02_1221B

Figure 2-5
Plaquettes (feuille 2 de 7)

Panneau de commande du moteur:



LES SIEGES DE L'EQUIPAGE DOIVENT ETRE VERROUILLES EN PLACE ET LES POIGNÉES DE COMMANDE ABAISSEES COMPLETEMENT AVANT LE COMMENCEMENT DU VOL.

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**

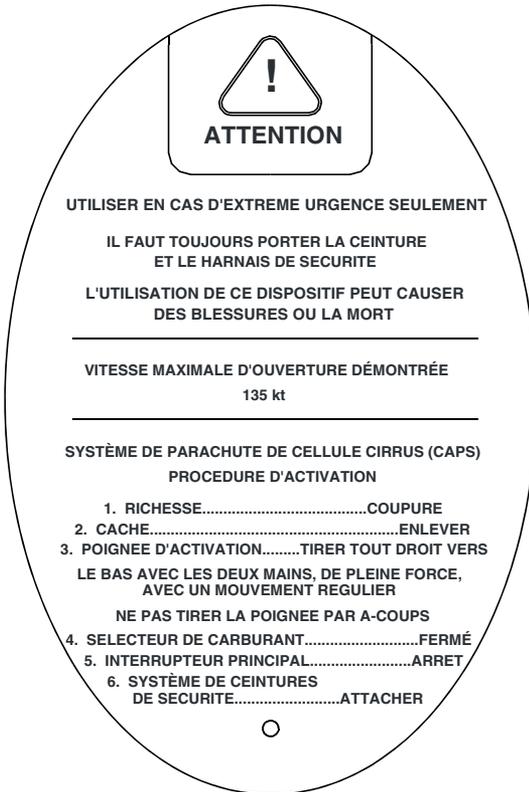
Porte de la soute à bagages, intérieur:

**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)

Section 3

Procédures d'urgence

Table des matières

Introduction	3-3
Vitesses indiquées pour utilisation en situation d'urgence	3-4
Guide de procédures en situation d'urgence	3-5
Préparations avant le vol	3-5
Inspections et entretien avant le vol	3-5
Méthodologie	3-5
Urgences au sol	3-7
Incendie moteur avant le démarrage	3-7
Panne des freins pendant le roulage	3-7
Décollage interrompu	3-7
Arrêt d'urgence du moteur au sol	3-8
Sortie d'urgence au sol	3-8
Urgences en vol	3-9
Panne du moteur au décollage (faible altitude)	3-9
Vol plané maximal	3-10
Panne du moteur en vol	3-11
Rallumage du moteur en vol	3-12
Perte partielle de puissance du moteur	3-13
Pression d'huile basse	3-16
Panne du régulateur d'hélice	3-16
Élimination de la fumée et des vapeurs	3-17
Incendie moteur en vol	3-17
Incendie d'aile en vol	3-18
Incendie de cabine en vol	3-18
Rencontre accidentelle de givrage	3-20
Descente d'urgence	3-20
Rencontre accidentelle de conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC)	3-21
Piqué en spirale accidentel pendant un vol en conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC)	3-21
Ouverture des portes en vol	3-22
Vrilles	3-23
Déploiement du système de CAPS	3-24

Atterrissage d'urgence	3-26
Atterrissage forcé (moteur arrêté)	3-26
Atterrissage sans commande de profondeur	3-28
Atterrissage avec défaillance des freins	3-28
Atterrissage avec un pneu à plat	3-29
Mauvais fonctionnement d'un système	3-31
Panne d'alternateur.....	3-31
Voyant de basse tension LOW VOLTS allumé	3-33
Panne de communications.....	3-34
Défaillance de la tringlerie de commande des gaz	3-35
Mauvais fonctionnement de statique de Pitot	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.

Numéro de série 1337 et suivants, avec configuration SRV standard : L'avion est équipé d'un système électrique à un seul alternateur et deux batteries. Les références à l'alternateur 2 dans la section qui suit n'est pas applicable.

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 qui peuvent 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 LE 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 LE BESOIN
Si le temps le permet :
6. Commande des gaz RALENTI
7. Pompe à carburant..... ARRET
8. Interrupteurs principaux de batterie et d'alternateur ARRET
9. Ceintures de sécurité VERIFIER QU'ELLES SONT ENCLENCHÉES

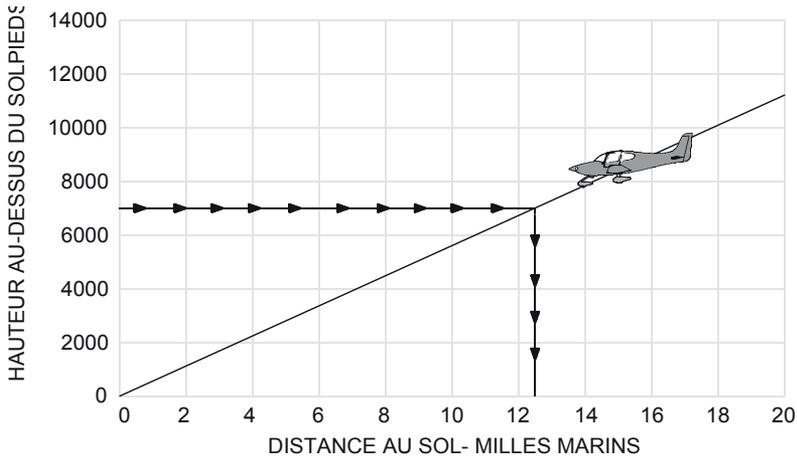
Vol plané maximal

Conditions	Exemple		
Commande des gaz	ARRET	Altitude	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 lb 96 kt
 2 500 lb 87 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. Interrupteurs principaux de batterie MARCHÉ
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 MARCHÉ
8. Interrupteurs principaux d'alternateur ARRET
9. Démarreur (hélice pas en moulinet) ENGAGER
10. Commande des gaz AUGMENTER lentement
11. Interrupteurs principaux d'alternateur MARCHÉ
12. Si le moteur ne démarre pas, exécuter la liste de vérifications d'*atterrissage forcé*.

Perte partielle de puissance du moteur

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

• Nota •

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

• Nota •

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

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

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

• MISE EN GARDE •

S'il y a une forte odeur de carburant dans le poste de pilotage, il faut se diriger vers le terrain d'atterrissage approprié le plus proche. Faire une approche d'atterrissage forcé et couper l'alimentation de carburant du moteur après avoir établi les conditions pour un atterrissage en sécurité.

La procédure suivante fournit un guide pour isoler et corriger certaines situations procurant 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 MARCHE

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

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

Pression d'huile basse

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

• MISE EN GARDE •

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

• Nota •

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

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

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

Panne du régulateur d'hélice

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

Le régime de l'hélice n'augmente pas

1. Pression d'huile..... 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. Interrupteur de réchauffage PitotARRET
2. Interrupteur 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 possible.

Incendie de cabine en vol

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

• **MISE EN GARDE** •

Numéro de série 1337 et suivants : Si l'avion est dans des conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC), mettre sur l'arrêt les interrupteurs de ALT 1, ALT 2 et BAT 1. Le courant de la batterie 2 maintient la fonctionnalité de l'écran de vol principal pendant environ 30 minutes.

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

• Nota •

Avec les interrupteurs principaux de batterie et d'alternateur sur OFF (Arrêt), le moteur continue à fonctionner. Cependant, aucune alimentation électrique n'est disponible.

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

• MISE EN GARDE •

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

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

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

• MISE EN GARDE •

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

9. Interrupteurs principaux de batterie et d'alternateur MARCHE
10. Interrupteur d'alimentation des systèmes d'avionique MARCHE
11. Activer les systèmes nécessaires, un à la fois. Attendre plusieurs secondes après l'activation de chaque système pour isoler le système qui ne fonctionne pas correctement. Continuer le vol jusqu'au terrain d'atterrissage le plus proche, avec le système défectueux. 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 automatique Engager pour maintenir le cap et l'altitude
3. Cap Régler pour initier un virage de 180°

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

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

Ouverture des portes en vol

En vol, les portes du 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 possible. Si l'avion est déjà en vol :

1. Vitesse indiquée.....REDUIRE 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 d'un 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 de l'altitude à essayer de sortir d'une spirale ou d'une vrille avant d'activer le système de CAPS.

Entrée accidentelle dans une vrille

1. CAPS 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 escompté 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.

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.....ARRÊT
10. Radiobalise de détresse MARCHÉ
11. Ceintures et baudriers de sécuritéSERRER

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'amerrissage forcé, éviter un arrondi d'amerrissage 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 détresseACTIVER
5. Commande des gaz..... RALENTI
6. RichesseCOUPER
7. Sélecteur de réservoir de carburant..... ARRET
8. Commutateur d'allumage..... ARRET
9. Pompe à carburant..... ARRET
10. Volets (quand l'atterrissage est assuré)..... 100 %
11. Interrupteurs principaux..... ARRET
12. Ceinture(s) de sécurité ATTACHEES

Atterrissage sans commande de profondeur

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

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

Atterrissage avec défaillance des freins

Un frein ne fonctionne pas

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

Aucun frein ne fonctionne

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

• Nota •

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

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

Atterrissage avec un pneu à plat

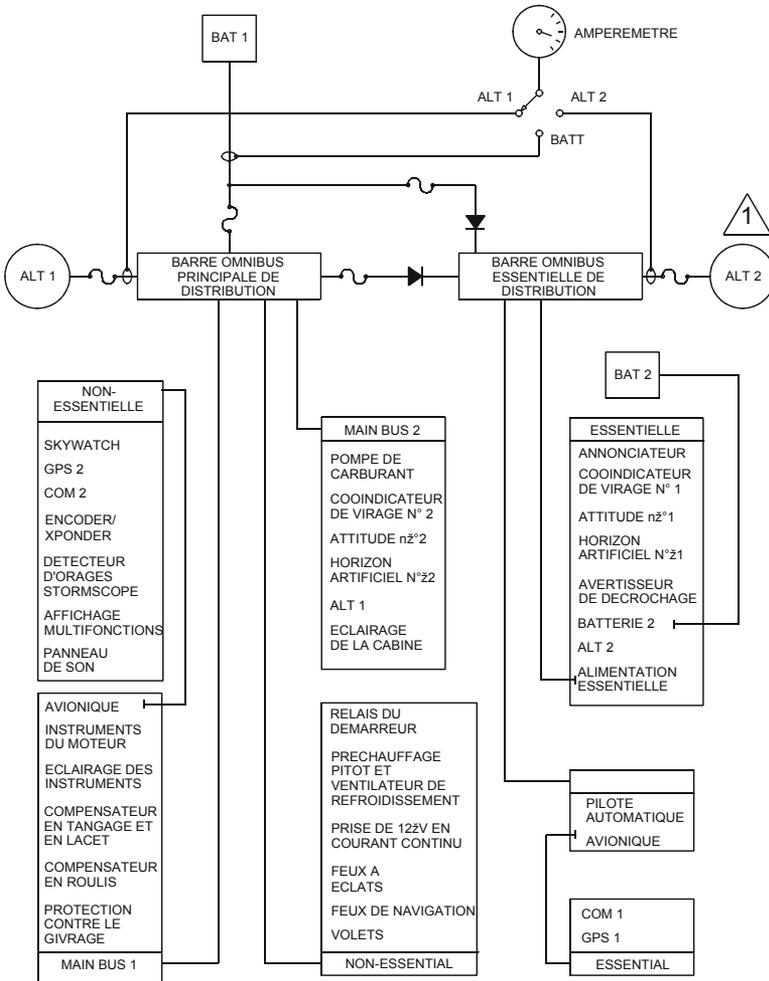
En cas de pneu à plat ou de séparation de la bande de roulement au décollage et s'il n'est pas possible d'interrompre le décollage, atterrir dès que les conditions le permettent.

Train d'atterrissage principal

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

Train d'atterrissage avant

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



ANM.:

- 1 Numéro de série 1337 et suivants, avec option SRVŽL' avion est équipé d'un système électrique à un seul alternateur et deux batteries. Cette configuration est identique à celle du système à deux alternateurs, sauf que les éléments associés au second alternateur sont enlevés.

SR2_FM03_1453B

Figure 3-2
Alimentation et distribution électrique (simplifiée)

Mauvais fonctionnement d'un système

Panne d'alternateur

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

• Attention •

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

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

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

• Nota •

S'il est nécessaire de réduire la charge électrique à cause du mauvais fonctionnement de l'alternateur, éteindre tous les éléments ou systèmes électriques qui ne sont pas essentiels

aux conditions de vol courantes plutôt que de tirer les disjoncteurs. Réduire la charge de cette manière empêche le déclenchement accidentel des disjoncteurs et la perte d'alimentation accidentelle et la perte de l'alimentation des systèmes cruciaux pour le vol. Consulter la figure 3-2, Distribution électrique, pour obtenir des détails sur les barres omnibus et les éléments et systèmes qu'elles alimentent.

Voyant ALT 1 allumé

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

1. Interrupteur principal de ALT 1ARRET
2. Disjoncteur d'alternateur 1VERIFIER et RENGAGER
3. Interrupteur principal de ALT 1 MARCHÉ

Pas possible de rengager l'alternateur

4. Eteindre tous les équipements inutiles de la barre omnibus principale n° 1, de la barre omnibus principale n° 2 et des barres omnibus non essentielles, afin de réduire la charge. Surveiller la tension.
5. Interrupteur principal de ALT 1ARRET
6. Atterrir dès que pratique.

Voyant ALT 1 clignotant

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

1. Interrupteur d'ampèremètre BATT
2. Si l'intensité du courant de charge est supérieure à 30 A, réduire la charge sur la barre omnibus principale 1, la barre omnibus principale 2 et les barres omnibus non essentielles.

3. Surveiller l'ampèremètre jusqu'à ce que l'intensité du courant de charge de la batterie soit inférieur à 15 A.
4. Quand l'intensité du courant de charge de la batterie est dans les limites normales, ajouter des charges selon le besoin pour les conditions du vol.

Voyant ALT 2 allumé

• Nota •

Numéro de série 1337 et suivants, avec configuration SRV standard : L'avion n'est pas équipé d'un alternateur secondaire.

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

• Nota •

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

1. Interrupteur principal de ALT 2..... ARRET
2. Disjoncteur de l'alternateur 2 VÉRIFIER et RENGAGER
3. Interrupteur principal de ALT 2..... MARCHÉ
Pas possible de rengager l'alternateur
4. Éteindre tous les équipements inutiles de la barre omnibus principale n° 1, de la barre omnibus principale n° 2 et des barres omnibus non essentielles, afin de réduire la charge. Surveiller la tension.
5. Interrupteur principal de ALT 2..... ARRET
6. Atterrir dès que pratique.

Voyant de basse tension LOW VOLTS allumé

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

1. Atterrir dès que pratique.

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..... REGLE, 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 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	4-10
Mise en route du moteur	4-11
Avant le roulage	4-13
Roulage	4-13
Avant le décollage	4-13
Décollage	4-16
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	4-21
Atterrissage	4-21
Atterrissage interrompu et nouveau tour de piste	4-23
Après l'atterrissage	4-23
Arrêt	4-24
Décrochages	4-25
Conditions météorologiques sévères	4-26
Utilisation par temps froid	4-26
Utilisation par temps chaud	4-28
Caractéristiques acoustique et réduction du bruit	4-29
Economie du carburant	4-30

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.

• Nota •

Numéro de série 1337 et suivants, avec configuration SRV standard : L'avion est équipé d'un système électrique à un seul alternateur et deux batteries. Les références à l'alternateur 2 dans la section qui suit n'est pas applicable.

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

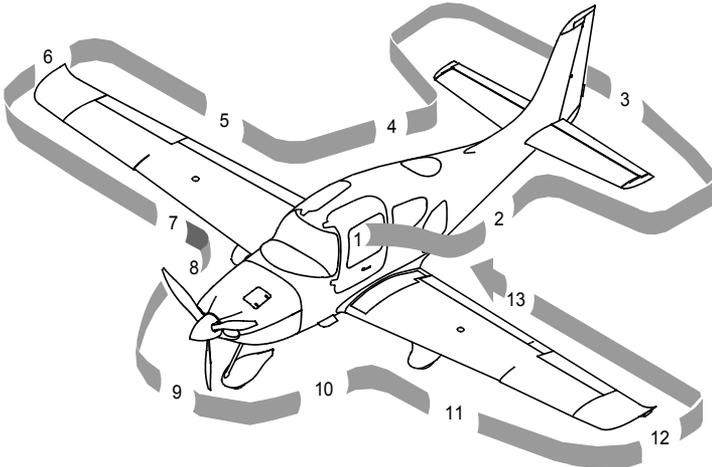
Inspections avant le vol

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 à moins de 30 secondes de la mise en marche du réchauffage Pitot.



SR2_FM04_1454

Figure 4-1
Inspection extérieure

Inspection extérieure avant le vol

1. Cabine

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

2. Gauche du fuselage

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

3. Empennage

- a. Arrimage au sol Enlevé

- b. Plans fixes horizontaux et verticaux Etat
 - c. Gouverne de profondeur et volet compensateur Etat et déplacement
 - d. Gouverne de direction Déplacement libre
 - e. Volet compensateur de gouverne Etat et installation
 - f. Articulations de montage, boulons et goupilles Installation
4. Droite du fuselage
- a. Prise statique Vérifiée
 - b. Emplanture d'aile 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. PneuEtat, gonflage et usure
 - g. Roue et freins Fuites de liquide de frein, état et sécurité
 - h. Cales et cordes d'arrimage..... Enlever
 - i. Prise d'air de cabine Pas obstruée
8. Partie avant droite
- a. 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

• Nota •

Numéro de série 1337 et suivants, avec configuration SRV standard : L'avion n'est pas équipé de carénage de roue avant.

- c. Carénage de roue Installation et accumulation de débris
 - d. Roue et pneuEtat, gonflage et usure
 - e. Hélice.....Etat (indentations, encoches, etc.)
 - f. Casserole d'héliceEtat, installation et fuites d'huile
 - g. Admissions d'air..... Pas obstrué
 - 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 externe Trappe 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 obstrué
 - 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 baudriers de sécurité REGLESET
VERROUILLES EN PLACE

Mise en route du moteur

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

• MISE EN GARDE •

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

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

• Nota •

Au premier démarrage de la journée, spécialement par temps frais, maintenir le commutateur de la pompe à carburant auxiliaire sur PRIME (injection) pendant 2 secondes pour améliorer le démarrage.

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

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

• **Attention** •

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

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

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

- 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 command 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 capVERIFIES
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 de CAPS Vérifier que la goupille est enlevée
2. Ceintures et harnais de sécurité ATTACHER
3. Portes VERROUILLEES
4. Freins SERRES
5. Commandes de vol LIBRES ET CORRECTES
6. Compensateurs REGLE pour décollage
7. Pilote automatique DEBRANCHE
8. Volets REGLES A 50 % ET VERIFIES
9. Instruments de vol et du moteur VERIFIES
10. Gyroscope directionnel, horizon artificiel et altimètre ... VERIFIES ET REGLES
11. Quantité de carburant CONFIRMEE
12. Sélecteur de réservoir de carburant AU RESERVOIR LE PLUS PLEIN
13. Hélice VERIFIER
 - 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. Alternateur VERIFIE
 - a. Réchauffage Pitot MARCHE
 - b. Avionique MARCHE
 - c. Feux de navigation MARCHE
 - d. Projecteur d'atterrissageMARCHE (3 à 5 secondes)

• Nota •

Numéro de série 1337 et suivants, avec configuration SRV standard : L'avion n'est pas équipé d'un alternateur secondaire.

- e. Vérifier que les voyants d'alarme de ALT 1 et ALT 2 sont éteints et que chque alternateur indique un courant de charge positif. Si nécessaire, augmenter le régime pour que le voyant de ALT 2 s'éteigne.. Le voyant de ALT 2 doit s'éteindre au-dessous de 2 200 tr/min.

• Nota •

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

- 15. Tension.....VERIFIEE
- 16. MagnétosVERIFIEES, 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 gazRAMENEE À 1 000 tr/min
- 18. TranspondeurALT
- 19. Radios et GPS de navigationREGLES 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 moteurVERIFIES
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. Volets 50 %
2. Freins SERRES
3. Commande des gaz..... COMPLETEMENT VERS L'AVANT
4. Instruments du moteurVERIFIES
5. FreinsRELACHES (diriger avec la gouverne de direction seulement)
6. Gouverne de profondeur FAIRE 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 moteur VERIFIES
4. Pompe à carburant.....ARRET

• 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.

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

• Nota •

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

4. Richesse APPAUVRIR selon le besoin

Appauvrissement en croisière

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.

• Nota •

Numéros de série 1268 et suivants avec surveillance du moteur et numéros de série 1337 et suivants avec configuration SRV : L'avion n'est pas équipé d'un thermomètre de gaz d'échappement/CHT. Pour appauvrir le mélange en croisière, tirer la commande de richesse vers la position CUTOFF (coupure) jusqu'à ce que le moteur tourne irrégulièrement et pousser ensuite la commande de richesse vers la position FULL RICH (richesse maximale) jusqu'à ce que le moteur fonctionne régulièrement.

Il est possible d'utiliser la température des gaz d'échappement (EGT) comme paramètre pour appauvrir le mélange. **Pour « meilleure puissance », utiliser 75 % de la puissance ou moins. Pour « meilleure économie », utiliser 65 % de la puissance ou moins.** Pour régler la richesse, appauvrir jusqu'à l'obtention de la température maximale des gaz d'échappement, comme base de référence, et

réglér 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 BESOIN
3. Système de carburant..... VERIFIE
4. Richesse SELON BESOIN
5. Volets SELON BESOIN
6. Pression des freins VERIFIEE

Avant l'atterrissage

1. Ceintures et harnais de sécurité ATTACHER
2. Richesse RICHESSE MAXIMALE
3. Pompe à carburant..... AUXILIAIRE
4. Volets SELON BESOIN
5. Projecteur d'atterrissage SELON 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 ne 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 dérapage.

Atterrissage avec vent traversier

Les atterrissages normaux par vent de travers sont faits à pleins volets. Eviter 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 automatique DECONNECTE
2. Commande des gaz COMPLETEMENT VERS L'AVANT
3. Volets 50 %
4. Vitesse indiquée MEILLEURE PENTE (81 à 83 kt)

Après avoir passé tous les obstacles

5. Volets RENTRES

Après l'atterrissage

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

• Nota •

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

4. Réchauffage Pitot ARRET
5. Pompe à carburant ARRET

Arrêt

1. Interrupteur d'avioniqueARRET
2. Pompe à carburant (si utilisée).....ARRET
3. RichesseCOUPEE
4. MagnétosARRET
5. Interrupteurs principaux de batterie et d'alternateurARRET
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 PitotSELON 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 de dé-fige pas l'huile dans le carter, les conduites, le radiateur, le filtre, etc. De l'huile figée dans ces endroits nécessite un préchauffage important.

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 •

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.

1. Contacteur d'allumage ARRET

• 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. Richesse RICHESSE MAXIMALE
7. Commande des gaz COMPLETEMENT VERS L'AVANT
8. Pompe à carburant..... AMORÇAGE puis AUXILIAIRE

• Nota •

Lorsque la température atteint -7 °C (20 °F), maintenir le contacteur de pompe à carburant (auxiliaire) sur AMORÇAGE (PRIME) pendant 10 secondes avant le démarrage.

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

• Attention •

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

12. Commande des gaz REGLEE (pour maintenir 1 000 tr/min)
13. Pression d'huile VERIFIER
14. Interrupteurs principaux d'alternateur MARCHES
15. Interrupteur d'alimentation de système d'avionique MARCHÉ
16. Paramètres moteur VERIFIES
17. Batterie externe (si applicable)..... DEBRANCHEE
18. Ampèremètre VERIFIE
19. Feux à éclats MARCHÉ

• 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 lorsque elles réduisent la sécurité.

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

Economie du carburant

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
Profil de distance franchissable et d'autonomie	5-33
Pente de montée après un atterrissage interrompu	5-34
Vitesse ascensionnelle après un atterrissage interrompu	5-35
Distance d'atterrissage	5-36
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 la 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.

Numéro de série 1337 et suivants, avec configuration SRV standard : La performance de l'avion est diminuée quand le carénage de train d'atterrissage avant n'est pas installé. Consulter les tableaux de performance pour obtenir des valeurs spécifiques.

Préparations avant le vol

Les tableaux de performance de cette section présentent suffisamment de renseignements pour prévoir la performance 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

- Pression-altitude 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 xC (atmosphère type internationale + 17 xC)
- Vent prévu en route Vent debout de 10 kt

Conditions d'atterrissage

- Pression-altitude du terrain 2 000 pieds
- Température ...20 xC (atmosphère type internationale + 10 xC)
- 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 croisière9,2 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 :

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

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 °C

- 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 °C au-dessus de la température standard. La valeur donnée n'est pas considérée comme une limite d'exploitation. Il faut faire référence à la section 2 pour les limites d'exploitation du moteur.

Correction de l'indicateur de vitesse

Source statique normale

Conditions

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

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 in	100	37	98	208
-29	-20	-4	4	40	104	38 in	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 in	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.Notée
- Puissance Ralenti
- Angle d'inclinaison latérale.....Notée

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	Angle d'inclinaison latérale	VITESSE DE DECROCHAGE					
		Volets 0 %, complètement rétractés		Volets à 50 %		Volets 100 %, complètement sortis	
		KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
lb	Degrés						
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

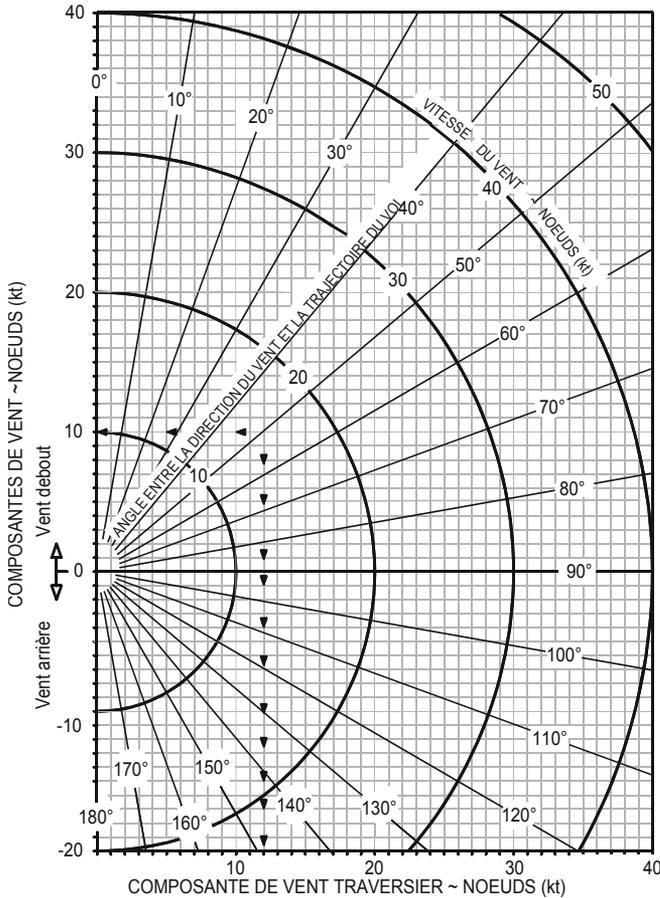
- Cap de la piste..... 10°
- Direction du vent..... 60°
- Vitesse du vent..... 15 kt

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.



SR2_FM05_1014

Figure 5-8

Distance de décollage

Conditions

- VentZéro
- PisteSèche, horizontale, revêtue
- Volets50 %
- PuissanceMaximum 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 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

MASSE = 3 000 lb Vitesse au décollage = 68 kt Vitesse au-dessus d'un obstacle de 50 pieds =75 kt Volets à 50 %Puissance de décollage · Sèche et revêtue		Vent debout : Soustraire 10 % par tranche de 13 kt de vent debout. Vent arrière : Ajouter 10 % pour chaque tranche de 2 kt de vent arrière, jusque 10 kt. Pente de la piste : Facteurs de référence Gazon sec : Ajouter 15 % à la distance de roulement					
ALTITUDE PRESSION Pieds	DISTANCE Pieds	TEMPERATURE ~ °C					ISA
		0	10	20	30	40	
NM	Roulement	1 287	1 390	1 497	1 608	1 724	1 446
	50 pieds	1 848	1 988	2 132	2 282	2 437	2 064
1 000	Roulement	1 412	1 526	1 643	1 766	1 893	1 564
	50 pieds	2 022	2 175	2 333	2 497	2 666	2 226
2 000	Roulement	1 552	1 676	1 805	1 940	2 079	1 692
	50 pieds	2 214	2 381	2 555	2 734	2 920	2 402
3 000	Roulement	1 706	1 842	1 985	2 132	2 286	1 831
	50 pieds	2 426	2 609	2 799	2 996	3 200	2 593
4 000	Roulement	1 877	2 027	2 183	2 346		1 983
	50 pieds	2 660	2 861	3 069	3 285		2 802
5 000	Roulement	2 066	2 231	2 404	2 583		2 149
	50 pieds	2 919	3 139	3 368	3 605		3 029
6 000	Roulement	2 276	2 458	2 648	2 845		2 329
	50 pieds	3 205	3 447	3 698	3 959		3 276
7 000	Roulement	2 509	2 710	2 919			2 528
	50 pieds	3 522	3 788	4 064			3 547
8 000	Roulement	2 768	2 990	3 221			2 744
	50 pieds	3 872	4 165	4 469			3 841
9 000	Roulement	3 056	3 301	3 555			2 980
	50 pieds	4 261	4 583	4 917			4 160
10 000	Roulement	3 376	3 646				3 241
	50 pieds	4 691	5 046				4 514

Figure 5-9
Feuille 1 de 2

Distance de décollage

ALTITUDE PRESSION Pieds		DISTANCE Pieds		TEMPERATURE ~ °C			ISA	
				0	10	20		30
NM		Roulement	813	878	946	1 016	1 090	912
		50 pieds	1 212	1 303	1 398	1 496	1 597	1 350
1 000		Roulement	892	964	1 038	1 116	1 196	986
		50 pieds	1 326	1 426	1 529	1 636	1 747	1 457
2 000		Roulement	980	1 059	1 141	1 226	1 314	1 067
		50 pieds	1 451	1 561	1 674	1 791	1 912	1 572
3 000		Roulement	1 078	1 164	1 254	1 348	1 445	1 156
		50 pieds	1 590	1 709	1 834	1 962	2 095	1 697
4 000		Roulement	1 185	1 281	1 380	1 483		1 253
		50 pieds	1 743	1 874	2 010	2 151		1 835
5 000		Roulement	1 305	1 410	1 519	1 632		1 358
		50 pieds	1 912	2 056	2 205	2 360		1 985
6 000		Roulement	1 438	1 553	1 673	1 798		1 473
		50 pieds	2 098	2 256	2 421	2 590		2 140
7 000		Roulement	1 585	1 712	1 845			1 599
		50 pieds	2 305	2 479	2 659			2 324
8 000		Roulement	1 749	1 889	2 035			1 737
		50 pieds	2 534	2 725	2 923			2 517
9 000		Roulement	1 931	2 085	2 247			1 887
		50 pieds	2 787	2 997	3 216			2 727
10 000		Roulement	2 133	2 304				2 050
		50 pieds	3 068	3 299				2 986

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 13 kt de vent debout.
Vent arrière : Ajouter 10 % pour chaque tranche de 2 kt de vent arrière, jusque 10 kt.
Pente de la piste : Facteurs de référence
Gazon sec : Ajouter 15 % à la distance de roulement

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 extérieure20 °C
Masse..... 3 000 lb
Altitude-pression..... 1 750 pieds

Vitesse de montée..... 85 kt
Pente491 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				ISA
lb	Pieds	KIAS	20	0	20	40	
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
2 500	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

- 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
Vitesse ascensionnelle 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				
lb	Pieds	KIAS	-20	0	20	40	ISA
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
2 500	NM	84	1 256	1 201	1 144	1 086	1 158
	2 000	84	1 136	1 077	1 017	955	1 044
	4 000	83	1 014	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

- Puissance 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
2 500	14 000	90	95	51			80
	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

- PuissancePlein 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 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 lb	Altitude- pressio n Pieds	Vitesse de montée KIAS	VITESSE ASCENSIONNELLE ~ Pieds par minute				
			Température ~ °C				
			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
2 500	NM	93	1 231	1 175	1 117	1 058	1 132
	2 000	92	1 109	1 050	988	926	1 016
	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

- Puissance 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 ISA
 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.
removed.

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	Gal-lons par heure	PUIS-SANCE	KTAS	Gal-lons par heure	PUIS-SANCE	KTAS	Gal-lons par heure
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	Gal-lons par heure	PUIS-SANCE	KTAS	Gal-lons par heure	PUIS-SANCE	KTAS	Gal-lons par heure
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	Pres- sion d'admis- sion	ISA - 30 °C (-27 °C)			ISA (3 °C)			ISA + 30 °C (33 °C)		
		PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure
2 700 tr/ min	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	Pres- sion d'admis- sion	ISA - 30 °C (-31 °C)			ISA (-1 °C)			ISA + 30 °C (29 °C)		
		PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure
2 700 tr/ min	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

10 000 pieds Altitude-pression										
Régime	Pres- sion d'admis- sion	ISA - 30 °C (-35 °C)			ISA (-5 °C)			ISA + 30 °C (25 °C)		
		PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure
2 700 tr/ min	20,6	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

12 000 pieds Altitude-pression										
Régime	Pres- sion d'admis- sion	ISA - 30 °C (-39 °C)			ISA (-9 °C)			ISA + 30 °C (21 °C)		
		PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure
2 700 tr/min	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

14 000 pieds Altitude-pression										
Régime	Pres- sion d'admis- sion	ISA - 30 °C (-43 °C)			ISA (-13 °C)			ISA + 30 °C (17 °C)		
		PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure	PUIS- SANCE	KTAS	Gal- lons par heure
2 700 tr/min	17,6	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
<hr/>	
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
- La distance franchissable est diminuée de 1 % si le carénage de la roue de train avant est enlevé.

Figure 5-16
Feuille 1 de 3

Profil de distance franchissable et d'autonomie

PUISSANCE A 75 %				Richesse = Meilleure puissance			
Altitude- pres- sion Pieds	Mon- tée Carbu- rant gal- lons améri- cains	Carburant restant pour croisière gallons américains	Vitesse indiquée KTAS	Débit de car- burant	Autonomie	Distance franchis- sable Milles marins	Distance spécifique Milles marins/ gallons américains
				Gal- lons par heure			
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					

PUISSANCE A 65 %				Richesse = Meilleure puissance			
Altitude- pres- sion Pieds	Mon- tée Carbu- rant gal- lons améri- cains	Carburant restant pour croisière gallons américains	Vitesse indiquée KTAS	Débit de car- burant	Autonomie	Distance franchis- sable Milles marins	Distance spécifique Milles marins/ gallons américains
				Gal- lons par heure			
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					

Figure 5-16
Feuille 2 de 3

Profil de distance franchissable et d'autonomie

PUISSANCE DE 55 % Richesse = Meilleure consommation							
Altitude-pression Pieds	Carburant pour montée gallons américains	Carburant restant pour croisière gallons américains	Vitesse indiquée KTAS	Débit de carburant Gallons par heure	Autonomie Heures	Distance franchissable Milles marins	Distance spécifique Milles marins/gallons américains
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 3 de 3

Pente de montée après un atterrissage interrompu

Conditions

- PuissancePlein 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 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.

Masse lb	Altitude-pression Pieds	Vitesse de montée KIAS	PENTE DE MONTÉE ~pieds par mille marin				
			Température ~ °C				
			-20	0	20	40	ISA
2 900	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
2 500	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

Vitesse ascensionnelle après un atterrissage interrompu

Conditions

- Puissance 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
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

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 % des distances du tableau pour chaque tranche de 13 kt de vent debout
- Vent arrière - Ajouter 10 % à la distance du tableau pour chaque tranche de 2 kt de vent arrière, jusque 10 kt.
- Piste 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.

- Piste gazonnée sèche - Ajouter 40 % à la distance calculée pour le roulement.

- 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

ALTITUDE PRESSION Pieds		DISTANCE Pieds		TEMPERATURE ~ °C				ISA
				0	10	20	30	
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	
	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

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

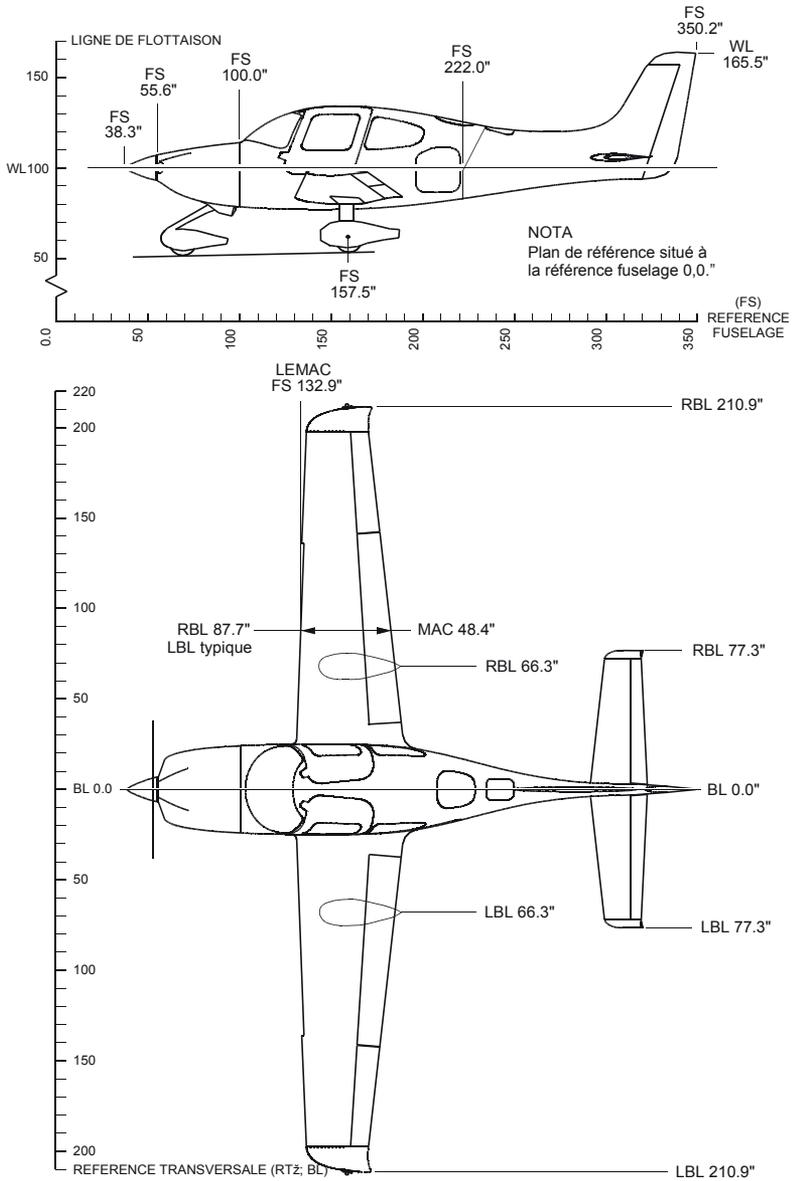
Intentionnellement laissé en blanc

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.

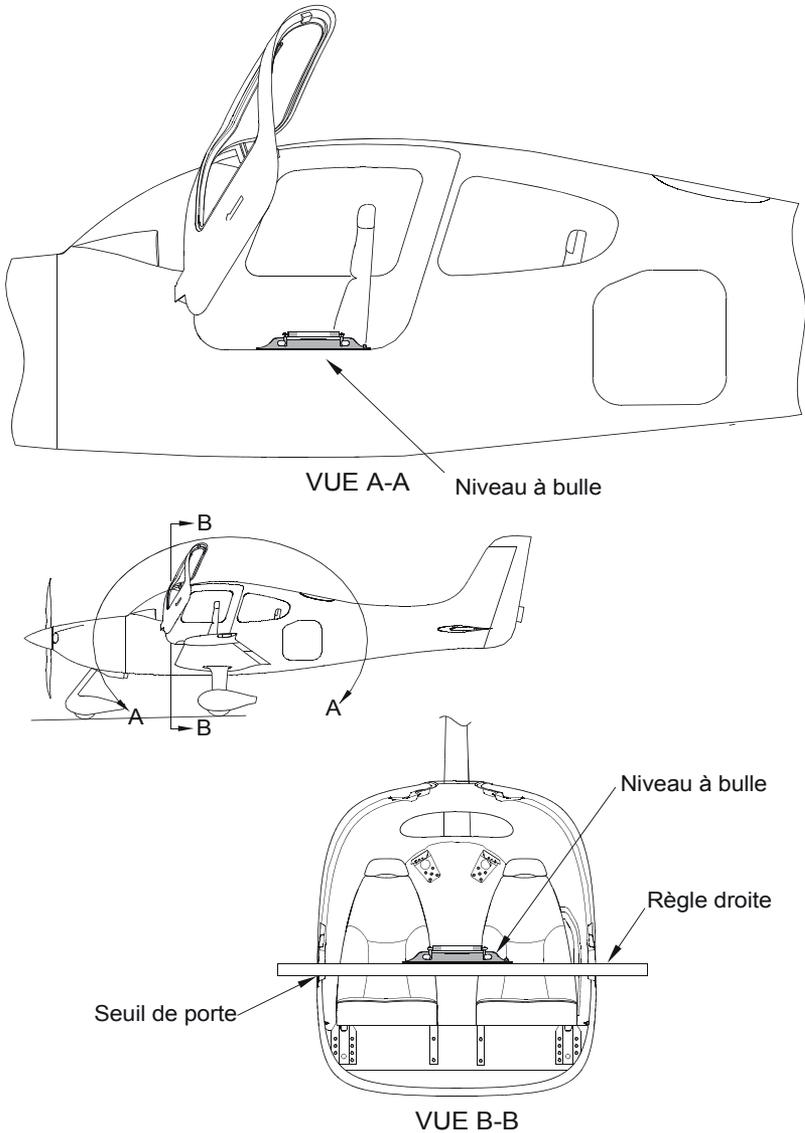
Il faut noter que les renseignements spécifiques concernant la masse, le bras, le moment et l'équipement installé dans l'avion "sorti usine" se trouvent uniquement dans l'enveloppe en plastique à la fin de ce manuel.

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



SR2_FM10_1031A

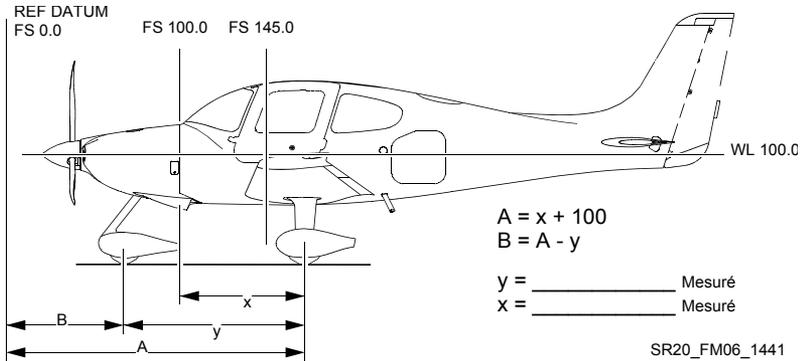
Figure 6-1
Dimensions de l'avion



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 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 :

$$\text{c.g. Moment total} \div \text{Masse totale}$$

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).

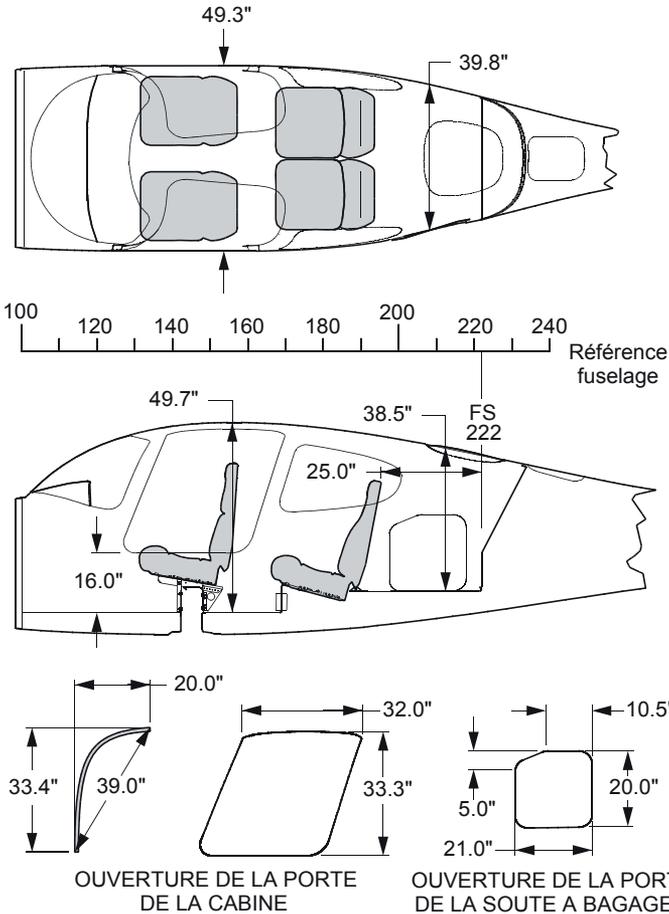
La procédure précédente détermine la masse, le moment et le centre de gravité de base, à vide, en pouces à l'arrière du plan de référence de l'avion. Il est aussi possible d'exprimer le centre de gravité en termes de son emplacement en pourcentage de la corde aérodynamique moyenne (MAC), en utilisant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

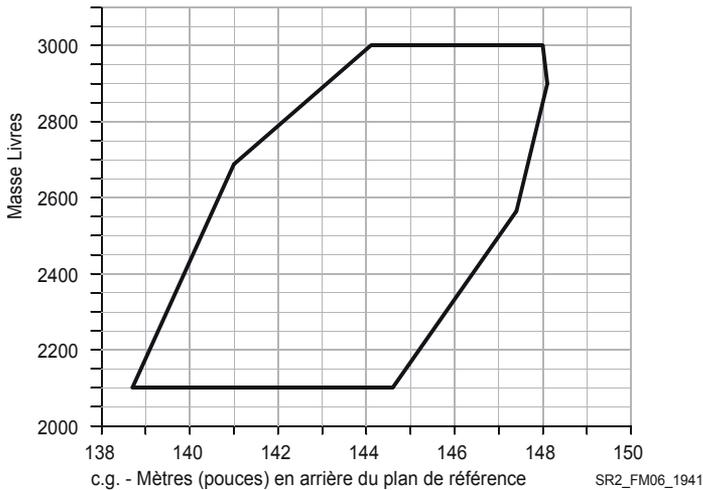
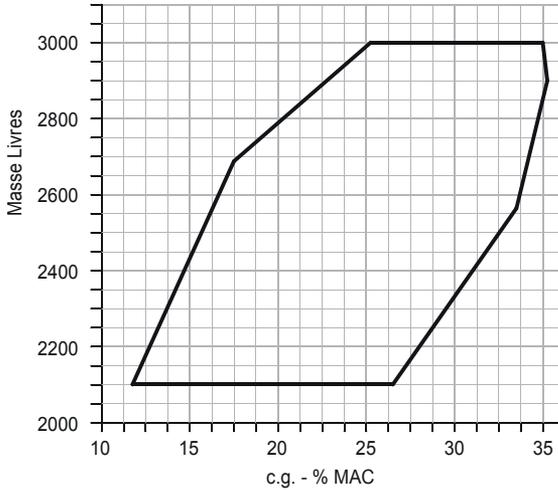


Figure 6-6
Limites de centre de gravité

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).

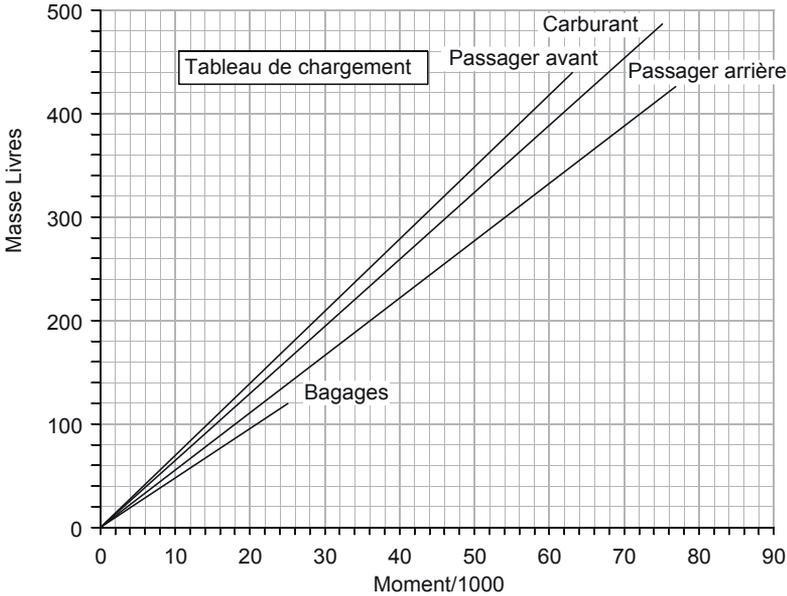
Figure 6-7

Formulaire de chargement en fonction de masse et centrage
P/N 21560-003

Publication Initiale

Données de chargement

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



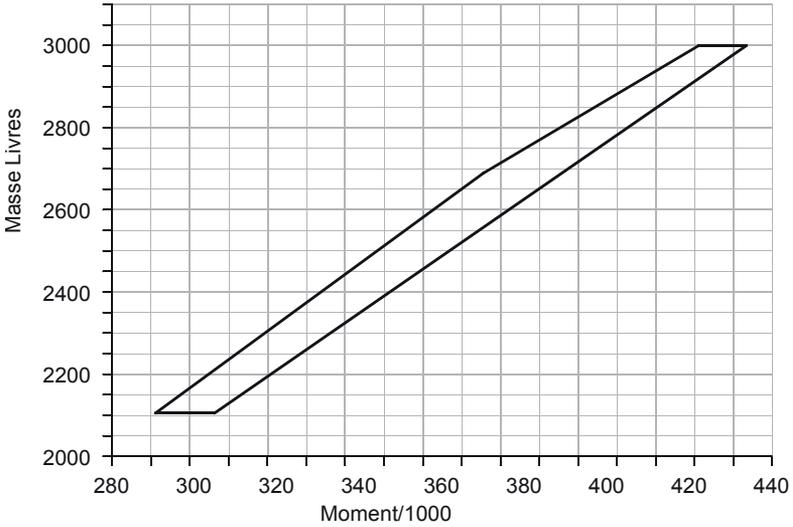
Masse lb	Passager avant FS 143 5	Passager arrière FS 180 0	Bagages FS 208 0	Carburant FS 153 8	Masse lb	Passager avant FS 143 5	Passager arrière FS 180 0	Carburant FS 153 8
20	2,87	3,60	4,16	3,08	220	31,57	39,60	33,83
40	5,74	7,20	8,32	6,15	240	34,44	43,20	36,90
60	8,61	10,80	12,48	9,23	260	37,31	46,80	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 tangage	7-16
Système de commande de compensateur de roulis.....	7-16
Système de compensateur de lacet	7-17
Agencement de la cabine	7-18
Tableau de bord.....	7-18
Console centrale.....	7-20
Cabine de l'avion.....	7-23
Portes de la cabine	7-23
Pare-brise et fenêtres	7-23
Soute à bagages.....	7-23
Sièges.....	7-25
Équipement de sécurité de la cabine.....	7-26
Train d'atterrissage	7-29
Train d'atterrissage principal.....	7-29
Train d'atterrissage avant	7-29
Système de freins	7-29
Moteur.....	7-32
Système d'huile du moteur	7-32

Refroidissement du moteur	7-33
Injection de carburant	7-33
Système d'admission d'air du moteur	7-34
Allumage du moteur	7-34
Echappement du moteur	7-34
Commandes du moteur	7-34
Commande d'air secondaire	7-36
Affichages moteur	7-36
Hélice	7-41
Circuit de carburant	7-42
Voyant d'avertissement de carburant	7-45
Jauge de carburant	7-45
Sélecteur de réservoir	7-46
Commutateur de pompe auxiliaire	7-47
Circuit électrique	7-48
Production d'électricité	7-48
Distribution d'électricité	7-51
Interrupteurs principaux de batteries et d'alternateurs	7-51
Interrupteur d'alimentation d'avionique	7-53
Voyant de basse tension	7-53
Voltmètre et ampèremètre	7-53
Voyants de défaillance d'altimètre	7-54
Disjoncteurs et fusibles	7-54
Prise d'alimentation extérieure	7-56
Prise de courant de service	7-56
Eclairage extérieur	7-57
Feux de navigation	7-57
Feu à éclats	7-57
Projecteur d'atterrissage	7-57
Eclairage intérieur	7-58
Lampes d'éclairage des instruments	7-58
Lampes d'éclairage de tableau de bord	7-58
Lecteurs de cartes	7-58
Plafonnier	7-59
Système de conditionnement d'air	7-59
Commande de chauffage de la cabine	7-62
Commande de refroidissement de la cabine	7-62
Sélecteur d'air de la cabine	7-62
Système d'avertisseur de décrochage	7-64

Système Pitot et statique	7-66
Indicateur de vitesse	7-66
Variomètre (VSI)	7-67
Altimètre	7-67
Interrupteur de réchauffage Pitot	7-68
Voyant de réchauffage Pitot	7-68
Source statique secondaire	7-68
Avionique et navigation	7-69
Interrupteur d'alimentation d'avionique	7-71
Compass magnétique	7-72
Gyroscope directionnel - Numéro de série entre 1268 et 1336	7-72
Indicateur de virage - Numéro de série entre 1268 et 1336	7-73
Horizon artificiel	7-73
Indicateur d'écart de routeNuméro de série entre 1268 et 1336	7-74
Indicateur de situation horizontale - Numéro de série entre 1268 et 1336	7-75
Pilote automatique	7-78
Système audio	7-81
Affichage multifonctions	7-82
Navigation par GPS	7-84
Emetteurs-récepteurs de communication (COM)	7-85
Récepteur de navigation (Nav)	7-87
Transpondeur	7-89
Radiobalise de détresse	7-90
Horamètre	7-91
Horloge numérique	7-91
Système de parachute d'avion Cirrus	7-94
Description du système	7-94
Poignée d'activation	7-95
Caractéristiques de déploiement	7-96

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.

Numéro de série 1423 et suivants : La base de la cloison pare-feu est inclinée de 20° pour améliorer la résistance à l'impact. De plus, la baie d'avionique se trouve en arrière de la cloison 222 et est accessible à travers un panneau d'accès installé sur le côté droit du fuselage arrière.

• Nota •

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

Ailes

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

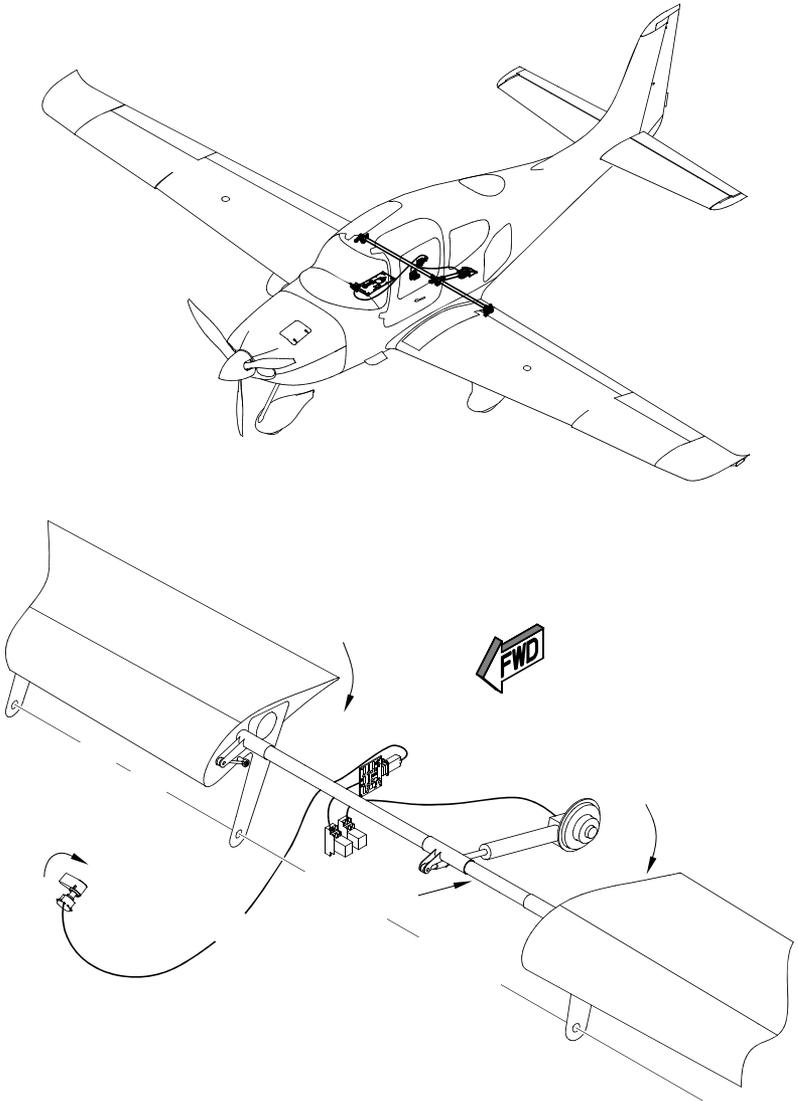
Le plan fixe vertical est une structure composite intégrée à la coque du fuselage principal, afin de permettre un transfert régulier des charges de vol. La gouverne de direction en alliage d'aluminium est montée sur l'âme travaillante du plan fixe vertical, à trois points d'articulation.

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 %). La vitesse V_{FE} appropriée est marquée aux position du commutateur pour les volets sortis à 50 % et 100 %. En mettant le commutateur à la position désirée, les volets se rétractent ou sortent à la position appropriée. Un voyant à chaque position du commutateur de commande s'allume quand les volets sont à la position sélectionnée. Le voyant est vert pour la position rentrée (UP, 0%), jaune pour les positions intermédiaire (50 %) et complètement sortie (FULL, 100 %).



SR2_FM07_1460

Figure 7-1
Système de commande de volets

Commandes de vol primaires

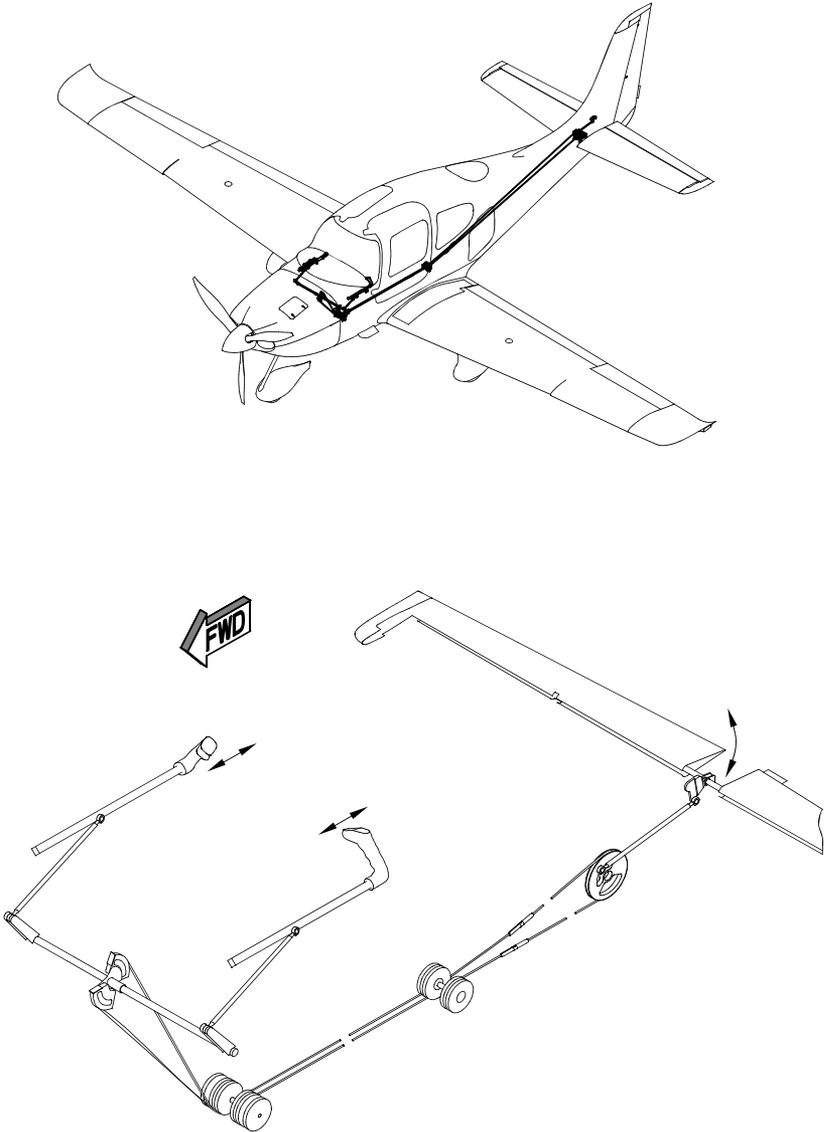
Le SR20 utilise des commandes de vol traditionnelles pour les ailerons, la gouverne de profondeur et la gouverne de direction. Les gouvernes sont commandées par le pilote au moyen d'un des deux manches de commande pour une seule main montés sous le tableau de bord. L'emplacement et la construction des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

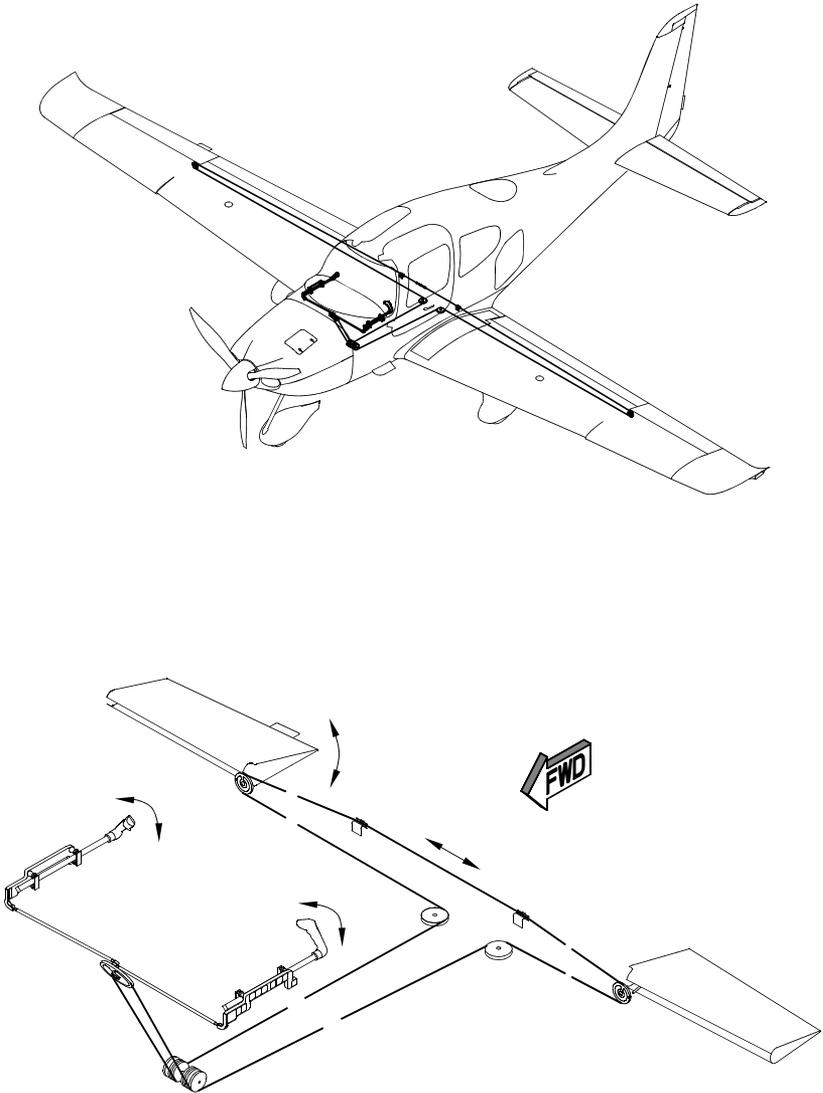
Figure 7-2

Système de commande de gouverne de profondeur

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

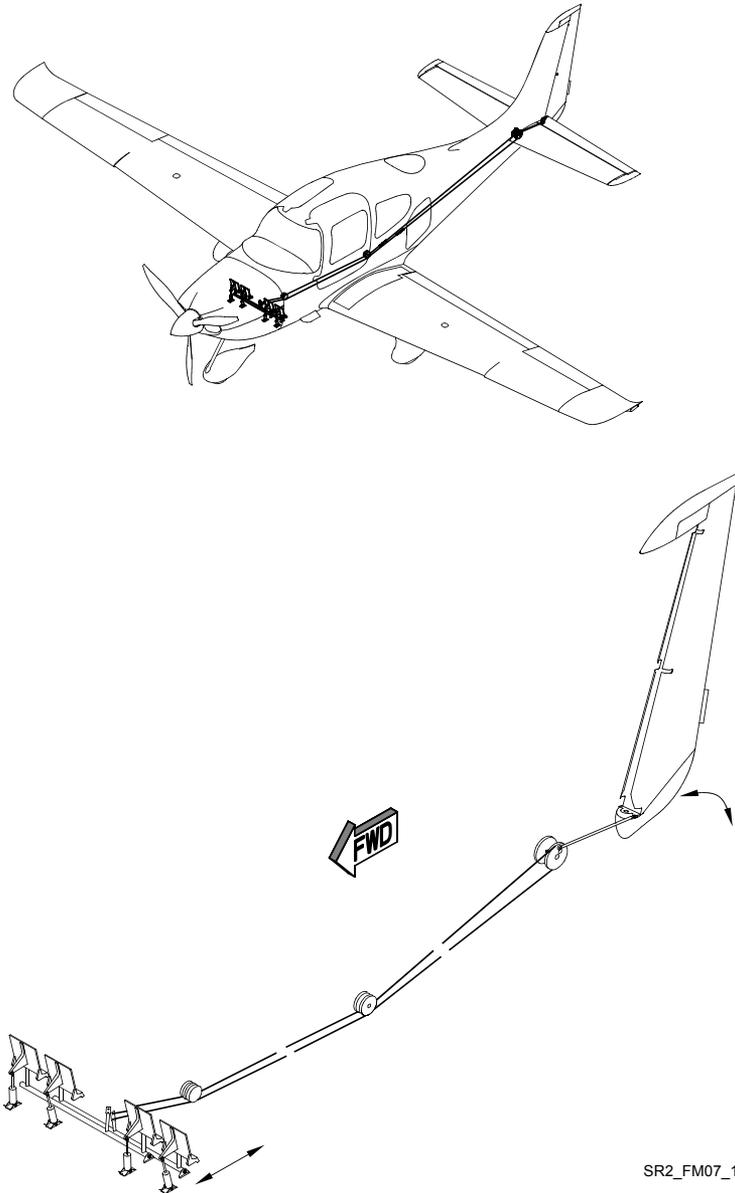
La gouverne de direction permet la commande directionnelle (lacet) de l'avion. La gouverne de direction est de conception traditionnelle, avec le revêtement, le longeron et les nervures fabriqués en alliage d'aluminium. La gouverne de direction est montée sur l'âme travaillante arrière du plan fixe vertical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

Des volets compensateur réglables au sol sont installés sur la gouverne de direction, la gouverne de profondeur et l'aileron droit afin de fournir des petits ajustements de l'assiette zéro. Ces volets sont réglés en usine et, normalement, n'ont besoin d'aucun réglage.

Système de commande de compensateur de tangage

Un moteur électrique change la position neutre de la cartouche à ressort attachée au guignol de commande de la gouverne de profondeur. Un bouton conique de compensateur placé en haut de chaque manche commande le moteur. Le déplacement du contacteur vers l'avant lance une compensation de piqué et le déplacement vers l'arrière lance une compensation de cabré. Une pression sur le bouton désactive le pilote automatique si celui-ci est engagé. Une assiette zéro (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 principale 1.

Système de commande de compensateur de roulis

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. La compensation neutre est indiquée par l'alignement de la ligne gravée dans le manche sur le repère de centrage marqué sur le tableau de bord. Le compensateur d'ailerons fournit également un moyen secondaire de contrôler l'inclinaison latérale de l'avion en cas de défaillance du système primaire de commande d'inclinaison latérale qui ne met pas en cause un coincement des ailerons. Le compensateur d'ailerons fonctionne en courant continu de 28 V fourni par le disjoncteur de 2 A, ROLL TRIM, sur la barre omnibus primaire 1.

Système de compensateur de lacet

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

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

Numéro de série entre 1268 et 1336 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 <i>ou</i> horizon artificiel	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.

Numéro de série 1337 et suivants : Le tableau de bord est conçu pour éviter les reflets dans toutes les conditions de vol. Le tableau de bord est agencé principalement pour utilisation par le pilote dans le siège gauche, il est cependant visible des deux sièges.

L'avion est équipé d'un écran de vol primaire Avidyne FlightMax Entegra-Series. L'écran de vol primaire est un affichage de 10,4 in,

format horizontal, conçu pour être l'affichage primaire des renseignements primaires des paramètres de vol (attitude, vitesse, cap et altitude) au pilote. L'écran de vol primaire accepte les données de diverses sources, y compris les détecteurs de GPS, le système de pilote automatique 55X/55SR et la source primaire de cap pour l'affichage multifonctions.

L'écran de vol primaire remplace les instruments suivants :

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

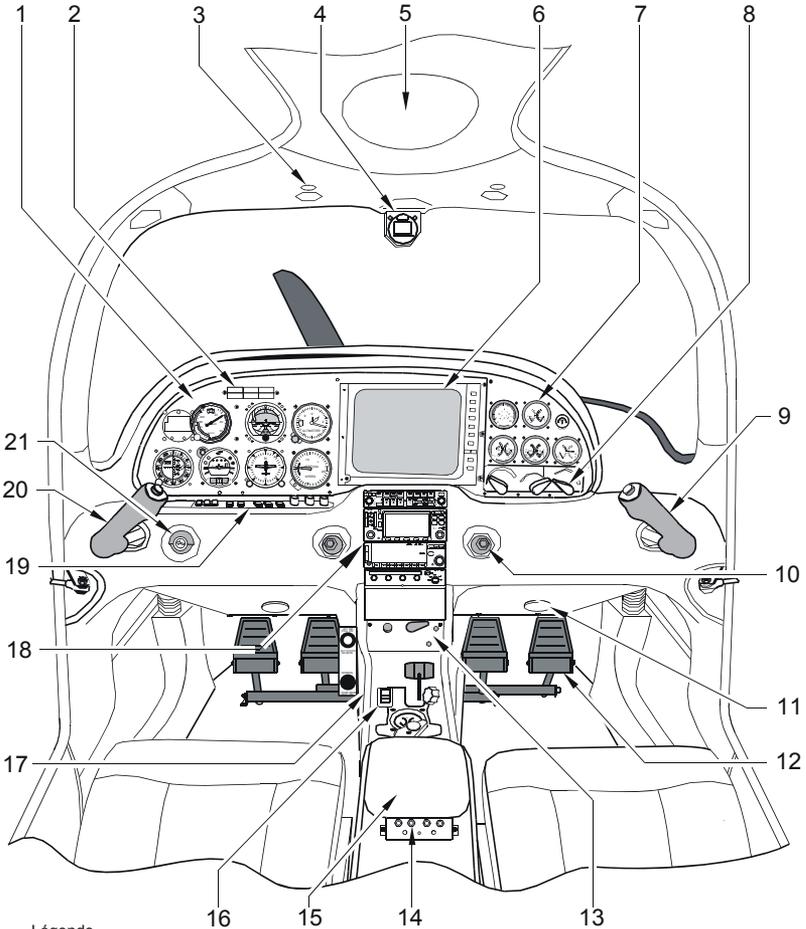
Des indicateurs secondaires d'altitude, de vitesse et d'assiette (*Indicateur d'assiette, numéro de série 1337 et suivants - configuration d'écran de vol primaire d'avionique seulement*) sont montés sur le panneau de traverse, en cas de défaillance totale ou partielle de l'écran de vol primaire. Dans les avions équipés d'un pilote automatique, un indicateur de virage est monté derrière le panneau de traverse droit pour fournir des données de roulis au système de pilote automatique.

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

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

Console centrale

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



Légende

- | | | |
|--|--|---|
| 1. Panneau d'instruments de vol | 11. Sortie d'air climatisé | 18. 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. Couverture 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

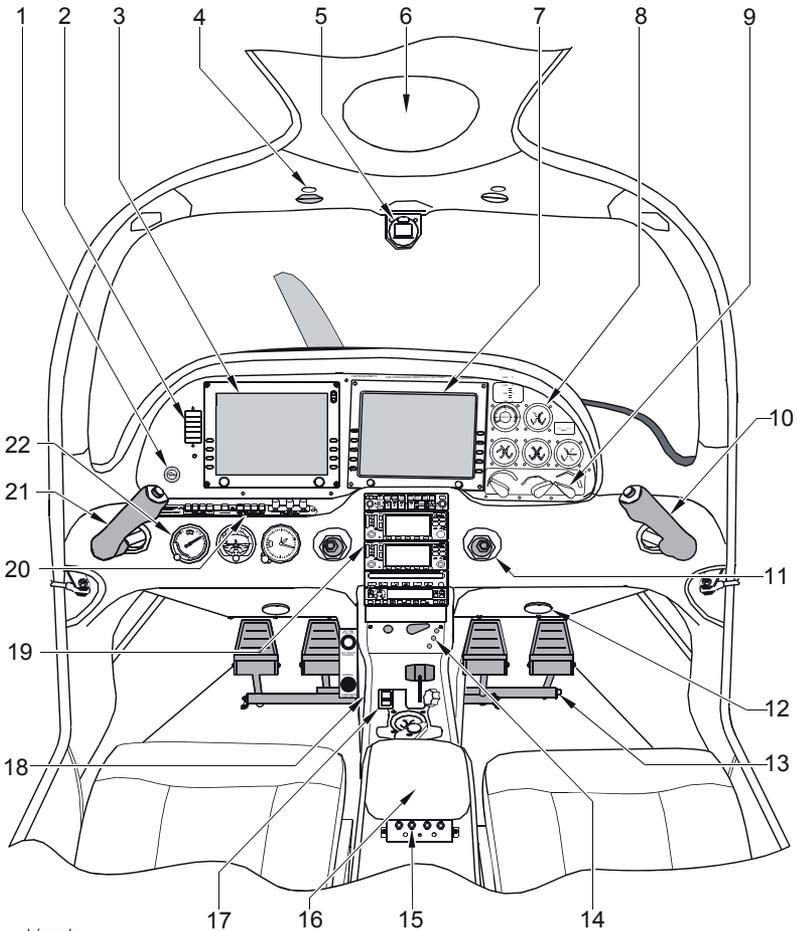
Figure 7-5

Tableau de bord et console (feuille 1 de 2)

P/N 21560-003

Publication Initiale

7-21



Légende

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

SR20_FM07_1730

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

Cabine de l'avion

Portes de la cabine

• Attention •

Numéros de série 1423 et ultérieurs : Le dossier doit être en position complètement levée ou complètement abaissée avant de fermer la porte de la cabine. Les dossiers en position avant ou de repliée vers l'avant peut endommager la poignée de porte ou le panneau interne.

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

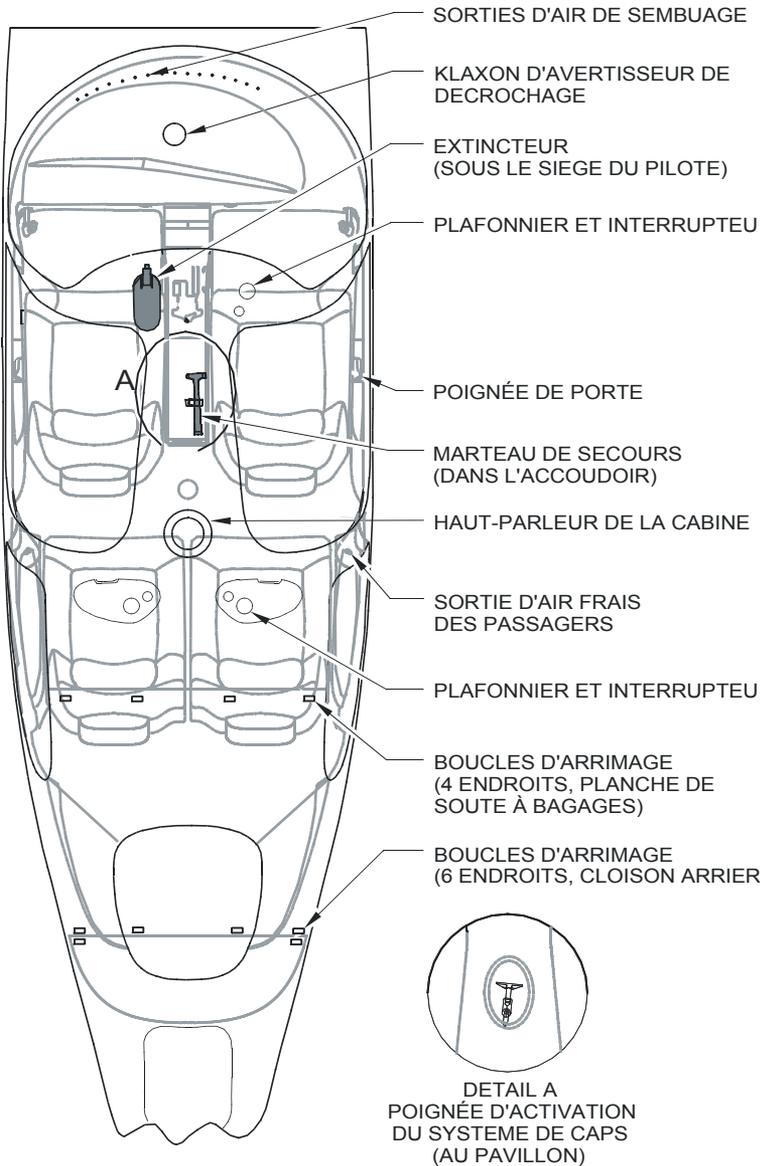
Pare-brise et fenêtres

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

Soute à bagages

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

La soute à bagages s'étend de derrière le siège des passagers arrière jusqu'à la cloison 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.

Installation des sangles d'arrimage

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

Desserrage des sangles

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

Sièges

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

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

• Attention •

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

Réglage avant-arrière de la position du siège

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

Réglage de l'inclinaison

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

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

Rabattage du dossier

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

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.

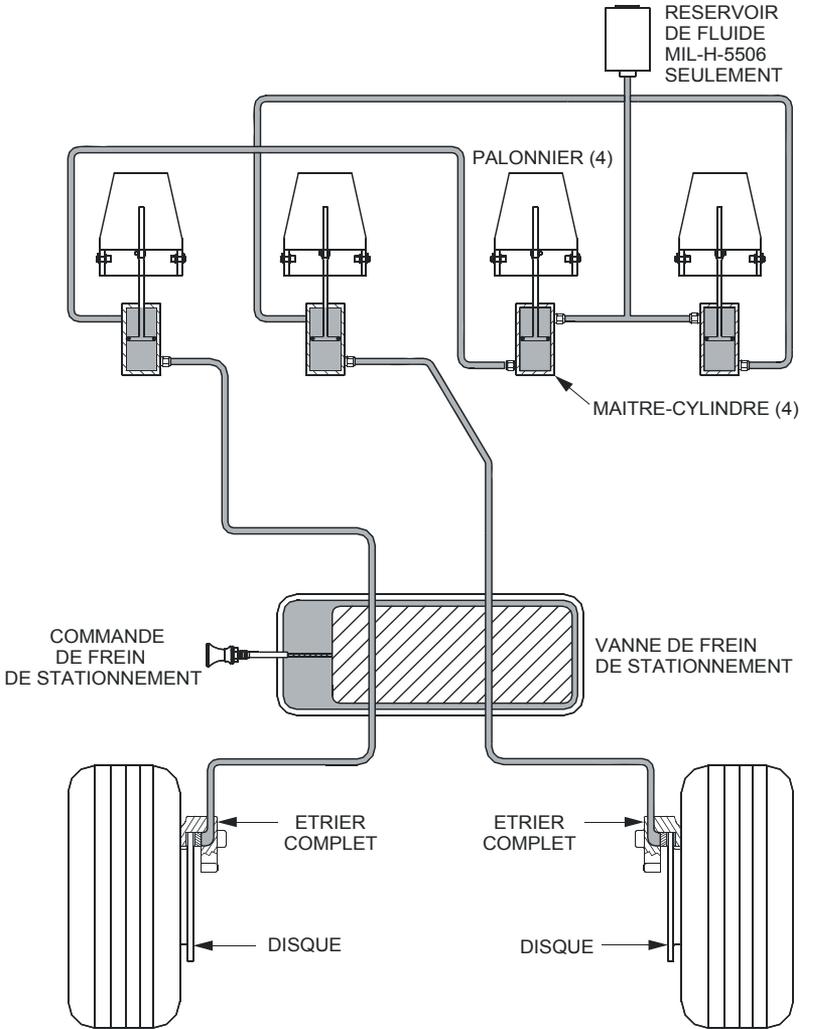
Un mauvais fonctionnement du système de freins ou une défaillance imminente peut être indiqué par une diminution progressive du freinage après l'application des freins, par des freins bruyants ou trainants, par des pédales molles ou grippées, par une course excessive ou par un freinage peu puissant. 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 la commande de frein de stationnement PARK BRAKE, à la gauche de la console, près de la cheville droite du pilote. Les conduites de freins, du palonnier aux étriers de frein des roues principales passent par une vanne de frein de stationnement. En fonctionnement normal, la commande est enfoncée. Quand le bouton est enfoncé, des clapets dans la vanne sont mécaniquement maintenus ouverts, permettant l'utilisation normale des freins. Quand la poignée est tirée, la vanne de frein de stationnement maintient la pression de freinage, verrouillant les freins. Pour appliquer le frein de stationnement, engager les freins avec les pédales de palonnier et tirer ensuite sur la commande PARK BRAKE.

• Attention •

Ne pas tirer sur 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
Système 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

- Nota •

Numéro de série 1337 et suivants : Le commutateur de démarrage et d'allumage est placé sur le tableau de bord.

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 1 est

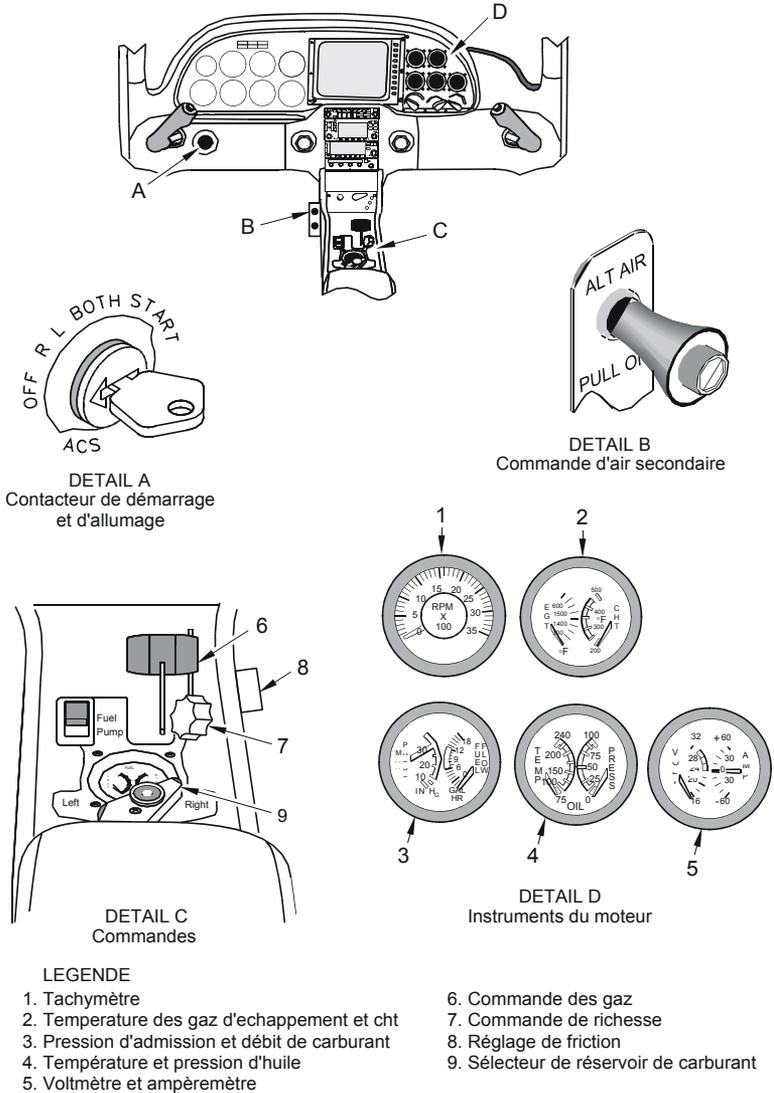
en position de marche (ON), tourner le commutateur à la position START à ressort pour lancer le démarreur et activer les deux magnétos. Le commutateur retourne automatiquement à la position BOTH quand il est relâché.

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 du moteur

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 principale 1.

Thermomètre de gaz d'échappement et de culasse

• Nota •

Numéros de série 1268 et suivants avec surveillance du moteur et numéros de série 1337 et suivants avec configuration standard SRV : L'avion n'est pas équipé d'un thermomètre de gaz d'échappement/CHT.

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

L'aiguille de température balaye une plage marquée de 75 °F à 250 °F, graduée à intervalles de 25 °F. *Consulter la section 2, Limites*, pour obtenir des renseignements sur les indicateurs de limites des instruments. Le thermomètre d'huile reçoit un signal 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 limites des instruments. Le manomètre d'huile reçoit un signal d'un manocontact 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 principale 1.

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 limites 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 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 limites des instruments. Le manomètre électrique reçoit un signal d'un mancontact monté dans l'air d'admission, sur le côté gauche de la tubulure d'admission d'air.

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

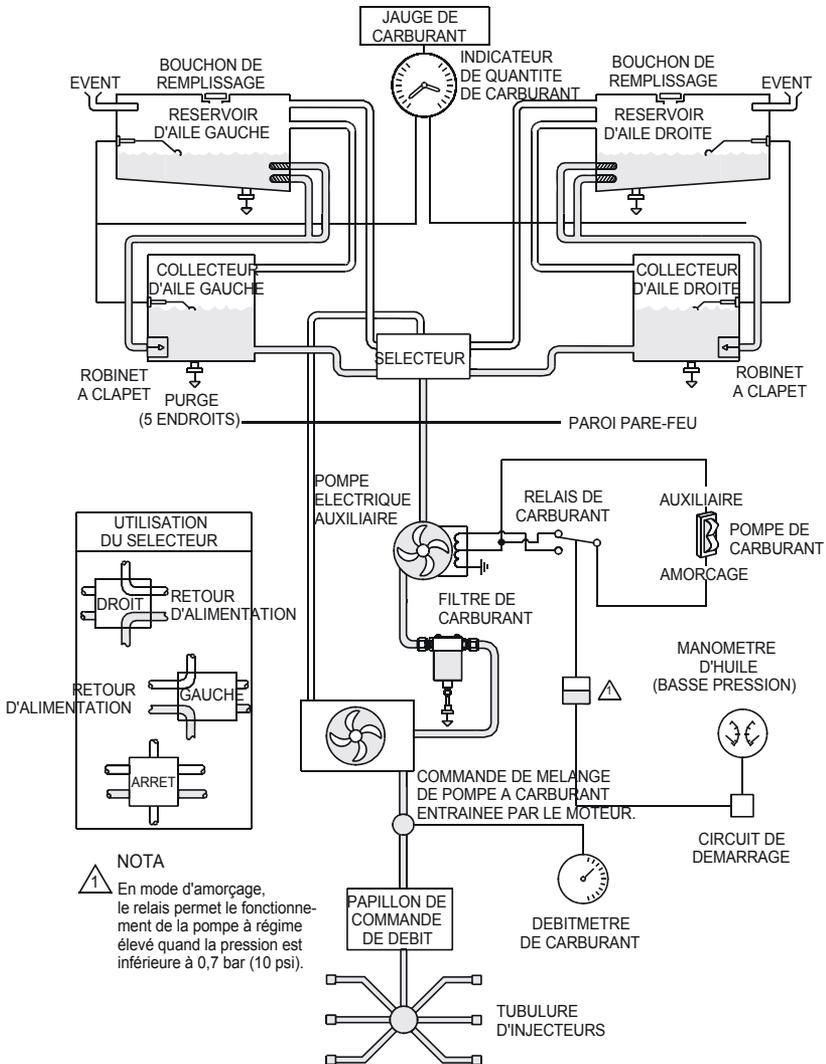
Un système de stockage de carburant, d'une capacité utilisable de 56 gallons américains, fournit le carburant pour le fonctionnement du moteur. Le circuit comprend un réservoir intégré, avec évent, d'une capacité de 30,3 gallons américains (28,0 gallons utilisables) dans chaque aile, un puit collecteur 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/DROIT). 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, en pleine 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.



SR2_FM07_1828

Figure 7-9
Système de carburant

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).

Les robinets de purge aux points bas du circuit permettent de vider le système pour l'entretien et pour vérifier le type de carburant dans le système 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. 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'alerte 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 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 principale 1.

• Nota •

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

Sélecteur de réservoir

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

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

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

Commutateur de pompe auxiliaire

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 (amorçage) quand la pression d'huile du moteur est inférieure à 10 psi. Appuyer sur le bouton PRIME (amorçage) n'a aucun effet quand la pression d'huile du moteur est supérieure à 10 psi. La sélection de BOOST (auxiliaire) met la pompe auxiliaire en mode de bas régime, quelle que soit la pression d'huile, pour fournir une pression de carburant continue de 4 à 6 psi, de manière à empêcher la formation de vapeur quand le carburant est chaud. La pompe auxiliaire est alimentée en courant continu de 28 V fourni par un disjoncteur de 7,5 A, POMPE CARBURANT, sur la barre omnibus principale 2.

Circuit électrique

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

• Nota •

Numéro de série 1337 et suivants, avec configuration SRV standard : L'avion est équipé d'un système électrique à un seul alternateur et deux batteries. Cette configuration est identique à celle du système à deux alternateurs, sauf que les éléments associés au second alternateur sont enlevés.

Production d'électricité

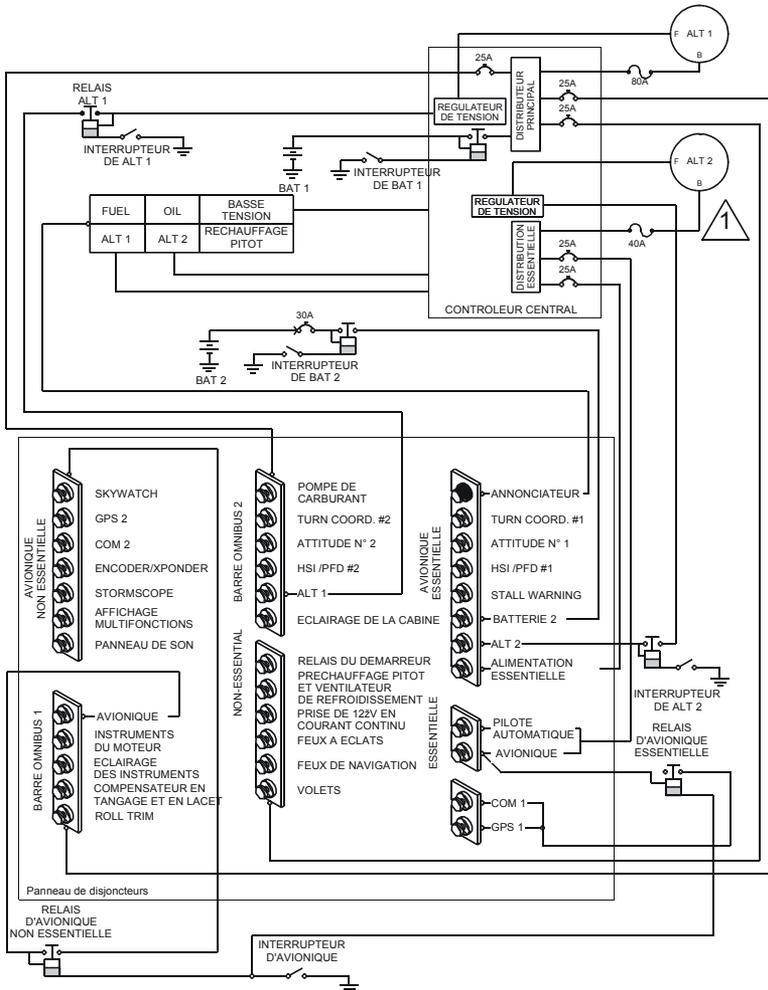
L'alimentation électrique primaire du SR20 est fournie par un circuit électrique en courant continu de 28 V, à masse négative. Le circuit de production d'électricité comprend deux alternateurs contrôlés par un contrôleur central monté sur le côté gauche de la cloison pare-feu et deux batteries pour le démarrage et le stockage d'électricité.

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

La batterie 1 (BAT 1) est une batterie au plomb, de 24 V, de 10 A/h, de type aviation, à 12 cellules, montée sur la cloison pare-feu droite. La batterie 1 BAT 1 est chargée par la barre omnibus principale de distribution dans le contrôleur central. La batterie 2 (BAT 2) comprend

deux batteries au plomb, de 12 V, étanches, de 7 A/h, de 7 A/h, branchées en série pour fournir 24 V. Les deux batteries de BAT 2 sont placées dans un bac résistant à l'acide et mis à l'atmosphère, monté derrière la cloison arrière de la cabine (FS 222), sous la capsule du parachute. Les batteries BAT 2 sont chargées par le panneau de disjoncteurs de la barre omnibus essentielle.

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



NOTA



Nombré de série 1359 et suivants, avec option SRVZL l'avion est équipé d'un système électrique à un seul alternateur et deux batteries. Cette configuration est identique à celle du système à deux alternateurs, sauf que les éléments associés au second alternateur sont enlevés.

SR2_FM07_1722

Figure 7-10
Alimentation et distribution électrique

Distribution d'électricité

Le système de distribution électrique du SR20 comprend une barre omnibus principale de distribution dans le contrôleur central et des barres omnibus associées dans le panneau de disjoncteurs. Le panneau de disjoncteurs est monté sur le côté gauche de la console, à proximité du genou gauche du pilote.

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

Interrupteurs principaux de batteries et d'alternateurs

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

Interrupteurs de batteries

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

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

Interrupteurs des alternateurs

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

• Nota •

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

Interrupteur d'alimentation d'avionique

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

Voyant de basse tension

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

- Nota •

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

Voltmètre et ampèremètre

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

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

L'aiguille d'ampèremètre AMP balaye une échelle de -60 à +60 A, avec le zéro à la position de 9 heures. La valeur de l'intensité est dérivée des transducteurs de courant situés dans le contrôleur central. La sortie de chaque alternateur et de la batterie BAT 1 est mesurée. Le commutateur AMMMETER SELECT, monté sur le tableau de bord, est utilisé pour sélectionner la valeur désirée. Quand le moteur est en marche et les interrupteurs principaux ALT 1 et ALT 2 sur marche, l'ampèremètre indique le courant de charge appliqué aux batteries. En cas de mauvais fonctionnement des alternateurs ou d'une charge électrique supérieure production des alternateurs, l'ampèremètre indique l'intensité du courant de décharge de la batterie BAT 1. Les valeurs des ampèremètres des alternateurs sont positives seulement.

Sélecteur d'ampèremètre

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

Voyants de défaillance d'altimètre

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

Disjoncteurs et fusibles

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

Barres omnibus essentielles

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

Barres omnibus principales

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

Barres omnibus non essentielles

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

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

Prise d'alimentation extérieure

Une prise pour alimentation de service au sol est montée juste en arrière du capot, sur le côté gauche de l'avion. Cette prise est installée pour permettre l'utilisation d'une source d'alimentation externe par temps froid et pour les procédures d'entretien nécessitant une alimentation électrique fiable pendant une période prolongée. L'alimentation externe doit être régulée à 28 V en courant continu. Le contacteur de commande d'alimentation externe est branché à travers l'interrupteur principal BAT 1 de telle façon que l'interrupteur BAT 1 doit être sur marche pour pouvoir appliquer l'alimentation externe. *Consulter la section 8, Service au sol, réparations et entretien, pour obtenir des renseignements sur l'alimentation externe et les précautions spéciales à respecter.*

Prise de courant de service

Une prise de courant de service de 12-volt est installée dans la console centrale. La prise accepte une fiche normale d'allume-cigare. Il est possible d'utiliser la prise pour alimenter de l'équipement de divertissement portable, tel que lecteurs de disques compacts, lecteurs de cassettes et radios portables. Le courant continu de 28 V pour la prise de courant de service est fourni par le disjoncteur de 3 A en courant continu de 12 V, OUTLET, sur la barre omnibus non essentielle.

Eclairage extérieur

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

Feux de navigation

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

Feu à éclats

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

Projecteur d'atterrissage

Numéro de série 1337 et suivants, avec configuration SRV standard :
L'avion est équipé d'un projecteur d'atterrissage halogène.

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

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

Eclairage intérieur

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

Lampes d'éclairage des instruments

L'éclairage des instruments de l'avion comprend des lampes incandescentes à intensité réglable installées dans le cadran de chaque instrument. Les lampes sont commandées par l'interrupteur de feux INST sur la traverse du tableau de bord. Tourner le bouton dans le sens des aiguilles d'une montre pour allumer les lampes et augmenter l'intensité. Les circuits d'éclairage 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, CABIN LIGHTS, sur la barre omnibus principale 2.

Lecteurs de cartes

- Nota •

Numéro de série 1337 et suivants, avec configuration SRV standard :
Aucune lampe de lecture n'est installée dans cet avion.

Des lampes de lecture individuelles à rotule sont installées dans la garniture de pavillon, au-dessus de chaque position de passager. Chaque lampe est dirigée en déplaçant la lentille dans la douille et est commandée par un bouton-poussoir placé près de la lampe. Il est aussi possible de régler l'intensité des lampes de lecture du pilote et

du copilote au moyen de la commande d'éclairage PANEL sur la traverse du tableau de bord. Les lampes sont alimentées en courant continu de 28 V fourni par le disjoncteur de 3 A, ECLAIRAGE CABINE, sur la barre omnibus principale 2.

Plafonnier

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

Système de conditionnement d'air

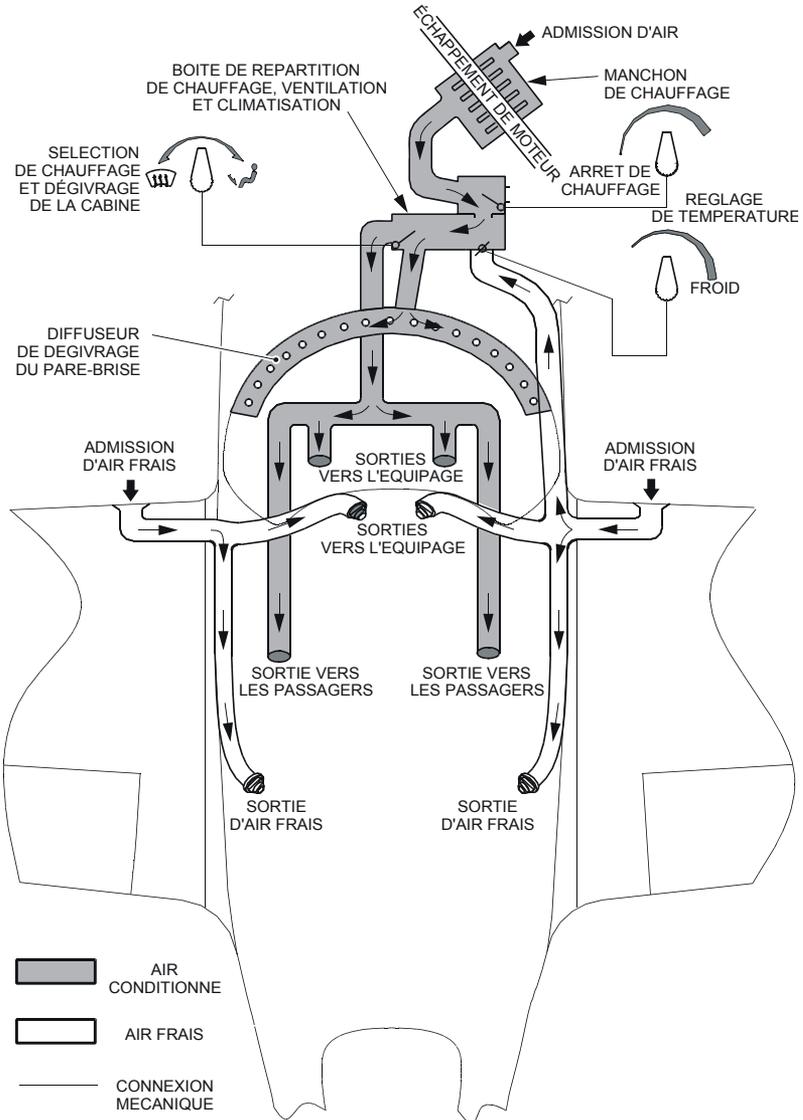
Le chauffage et la ventilation de la cabine sont accomplis en fournissant de l'air conditionné pour le chauffage et le désembuage du pare-brise et de l'air frais pour la ventilation. Le système de conditionnement d'air comprend un manchon de chauffage (échangeur de chaleur) autour du silencieux droit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

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

Le chauffage est obtenu en mélangeant de l'air de ventilation de l'admission d'air frais avec de l'air de l'échangeur de chaleur et en distribuant ensuite l'air conditionné aux occupants et au diffuseur du pare-brise. L'air pour le chauffage est fourni par le passage d'air venant d'une bouche d'admission, dans le compartiment moteur, dans un échangeur de chaleur à manchon autour du silencieux droit du moteur. Cet air chauffé est mélangé à de l'air frais des bouches d'admission d'emplanture, dans le plénum de mélange d'air, derrière le tableau de bord. La proportion d'air chauffé par rapport à l'air frais

est commandée par le pilote. L'air mélangé (conditionné) est alors envoyé aux bouches d'air des passagers et au diffuseur du pare-brise. Les passagers peuvent régler la direction des bouches d'air conditionné qui se trouvent sous le tableau de bord, au niveau des genoux de chaque position. Les bouches d'air pour les occupants arrière sont au niveau du plancher.

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



SR2_FM07_1012A

Figure 7-11
Chauffage et ventilation

Commande de chauffage de la cabine

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

Commande de refroidissement de la cabine

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

Sélecteur d'air de la cabine

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

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

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

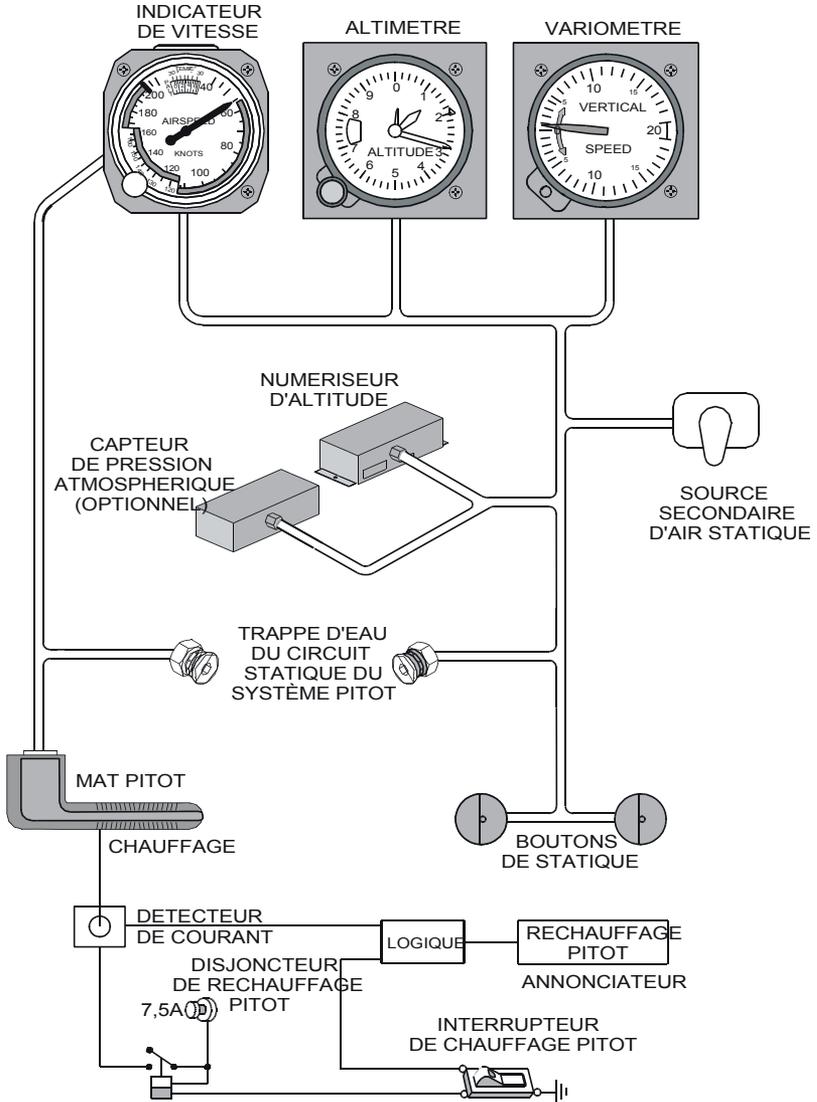
Système d'avertisseur de décrochage

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

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

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

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



SR2_FM07_101:

Figure 7-12
Système Pitot et statique

Système Pitot et statique

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

Indicateur de vitesse

• Nota •

Numéro de série 1337 et suivants : L'indicateur de vitesse de secours est monté sur le panneau gauche de la traverse et affiche seulement la vitesse indiquée.

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

Variomètre (VSI)

• Nota •

Numéro de série 1337 et suivants : Le variomètre est intégré à l'écran de vol primaire (PFD).

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

Altimètre

• Nota •

Numéro de série 1337 et suivants : L'altimètre de secours est monté dans le panneau gauche de la traverse.

L'altitude de l'avion est affichée par un altimètre barométrique traditionnel à trois aiguilles, à éclairage interne, installé dans le tableau de bord du pilote. L'instrument mesure la pression barométrique locale, ajustée pour les paramètres de l'altimètre, et affiche le résultat sur l'instrument, en pieds. L'altimètre est étalonné pour fonctionnement à une altitude entre -1 000 et 20 000 pieds. L'échelle est graduée de 0 à 10, en intervalles de 2. La grande aiguille indique les centaines de pieds et balaye l'échelle tous les 1 000 pieds (en intervalles de 20 pieds). La petite aiguille indique les milliers de pieds et balaye l'échelle tous les 10 000 pieds (en intervalles de 200 pieds). L'aiguille courte et étroite indique les dizaines de milliers de pieds et balaye de 0 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/ VENTILLATEUR, 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 en raison de la présence d'eau ou de glace dans la conduite de pression allant à la source de pression statique externe, il faut mettre en marche la source de pression statique secondaire. La pression dans la cabine varie en fonction de l'ouverture des bouches de chauffage et de ventilation. Lorsque la source de pression secondaire est sélectionnée, *consulter les corrections nécessaires de l'étalonnage de la vitesse indiquée et de altitude à la section 5.*

Avionique et navigation

• Nota •

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

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

Les configurations d'avionique standard suivantes sont offertes :

Configuration d'avionique 2.0 - Numéro de série entre 1268 et 1336

- Pilote automatique à un seul axe (S-Tec System 20)
- Système audio intégré avec interphone de bord (Garmin GMA 340)
- Récepteur de radiobalises (Garmin GMA 340)
- Un GPS homologué pour les approches IFR (Garmin GNS 430) et un GPS VFR (Garmin GNC 250XL)
- Deux appareils de communications VHF (Garmin GNS 430 et Garmin GNC 250XL)
- Un récepteur unique de navigation (VOR/LOC/GS) (GNS 430)
- Radiophare Mode C avec codeur d'altitude (Garmin GTX 327)
- Gyroscope directionnel

- Indicateur d'écart de route

Configuration d'avionique 2.1 - Numéro de série entre 1268 et 1336

- Affichage à défilement cartographique (Affichage multifonctions Avidyne)
- Pilote automatique à deux axes (S-Tec System 30)
- Système audio intégré avec interphone de bord (Garmin GMA 340) -
- Récepteur de radiobalises (Garmin GMA 340) -
- Deux GPS homologués pour approche IFR (Garmin GNS 430 et Garmin GNS 420)
- Deux émetteurs-récepteurs de communications VHF (Garmin GNS 430 et Garmin GNS 420)
- Un récepteur de navigation (VOR/LOC/GS) (GNS 430)
- Transpondeur Mode C avec codeur d'altitude (Garmin GTX 327)
- Indicateur de situation horizontale
- Indicateur d'écart de route

Configuration d'avionique 2.2 - Numéro de série 1268 à 1336 inclus :

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

- Indicateur d'écart de route

Ecran de vol primaire de configuration d'avionique - Numéro de série 1337 et suivants :

- Affichage à défilement cartographique (Affichage multifonctions Avidyne)
- Ecran de vol primaire (Avidyne PFD)
- Pilote automatique à deux axes (S-Tec System 55SR)
- Système audio intégré avec interphone de bord (Garmin GMA 340)
- Récepteur de radiobalises (Garmin GMA 340) -
- Un GPS homologué pour les approches IFR (Garmin GNS 430) et un GPS VFR (Garmin GNC 250XL)
- Deux appareils de communications VHF (Garmin GNS 430 et Garmin GNC 250XL)
- Un récepteur de navigation (VOR/LOC/GS) (GNS 430)
- Radiophare Mode C avec codeur d'altitude (Garmin GTX 320 or GTX 327) -

Configuration d'avionique SRV - Numéro de série 1337 et suivants :

- Ecran de vol primaire (Avidyne PFD)
- Affichage à défilement cartographique (Affichage multifonctions Avidyne)
- Système audio intégré avec interphone de bord (Garmin GMA 340) -
- Récepteur de radiobalises (Garmin GMA 340)
- Un GPS homologué pour vol IFR (Garmin GNC 420)
- Un appareil de communications VHF (Garmin GNC 420)
- Radiophare Mode C avec codeur d'altitude (Garmin GTX 320 or GTX 327) -

Interrupteur d'alimentation d'avionique

Consulter la description de l'interrupteur d'avionique dans Système électrique dans cette section pour obtenir une description complète des fonctions de l'interrupteur d'avionique.

Compas magnétique

Un compas magnétique traditionnel, à éclairage interne, rempli de liquide, est installé sur la garniture de pavillon de la cabine, immédiatement au-dessus du pare-brise. Une carte de correction compas est installée avec le compas.

Gyroscopie directionnel - Numéro de série entre 1268 et 1336

Configuration d'avionique 2.0

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. 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. Le courant continu en 28 V pour l'éclairage est fourni par la disjoncteur de 2 A d'éclairage des instruments sur la barre omnibus principale 1.

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.

Indicateur de virage - Numéro de série entre 1268 et 1336

Configurations d'avionique 2.0 et 2.1

L'indicateur de virage électrique affiche les renseignements de roulis et fournit des données de roulis au système de pilote automatique intégré (System 20 or System 30) La vitesse angulaire de roulis est détectée par un gyroscope électrique, à suspension à cardan simple et est affichée sur le cadran de l'instrument. L'affichage comprend un avion symbolique qui pivote pour indiquer la vitesse de virage et un inclinomètre standard à tube et bille. Les repères, identifiés L et R (gauche et droite), indiquent l'inclinaison pour un virage standard dans la direction indiquée. Des circuits redondants en parallèle à travers des diodes, à l'indicateur, fournissent l'alimentation en courant continu. Le courant continu de 28 V pour le fonctionnement du gyroscope de roulis est fourni par le disjoncteur de 2 A, TURN COORD 1, sur la barre omnibus essentielle et le disjoncteur de 2 A TURN COORD 2, sur la barre omnibus principale 2.

Configuration d'avionique 2.2

L'indicateur de virage électrique, installé dans le tableau de bord, affiche les renseignements de roulis et fournit les données de roulis au pilote automatique System 55X. L'instrument et les alimentations électriques sont décrits plus haut.

Horizon artificiel

- Nota •

Numéro de série 1337 et suivants, avec configuration SRV standard : L'avion n'est pas équipé d'un horizon artificiel de secours.

Numéro de série 1337 et suivants, sans configuration SRV : L'horizon artificiel de secours est monté dans le panneau gauche de la traverse. L'horizon artificiel donne une indication visuelle de l'attitude en vol. L'inclinaison latérale est indiquée par un doigt, en haut de l'indicateur par rapport à une échelle d'inclinaison graduée à 10°, 20°, 30°, 60° et 90°, des deux côtés de la marque centrale. Un avion miniature stationnaire surimposé sur un masque amovible contenant une barre horizontale blanche symbolique, qui divise le masque en deux sections, indique les attitudes de tangage et de roulis. La section supérieure « ciel bleu » et la section inférieure « terre » ont des lignes de référence de tangage, utiles pour le contrôle de l'attitude de

tangage. L'indicateur peut suivre les manoeuvres sur 360] de roulis et 360] de tangage. Un bouton au bas de l'instrument permet le réglage de l'avion miniature par rapport à la barre de l'horizon afin d'obtenir une indication plus précise de l'attitude en vol.

Un bouton PULL TO CAGE (tirer pour bloquer) sur l'indicateur permet une érection rapide du gyroscope. Quand le bouton de blocage est tiré, les indications de roulis et de tangage sont alignées à moins de 2° sur leurs références respectives.

L'instrument fonctionne électriquement et un drapeau rouge GYRO indique la perte de l'alimentation électrique. Des circuits redondants en parallèle à travers des diodes, à l'indicateur, fournissent l'alimentation en courant continu pour le fonctionnement du gyroscope. Le courant continu de 28 V pour le fonctionnement du gyroscope d'attitude est fourni par le disjoncteur de 3 A, ATTITUDE 1, de la barre omnibus essentielle et le disjoncteur de 3 A, ATTITUDE 2, de la barre omnibus principale 2.

Indicateur d'écart de route*Numéro de série entre 1268 et 1336*

Configurations d'avionique 2.0 et 2.1

L'indicateur d'écart de route (CDI) affiche les renseignements de navigation venant du navigateur GPS. L'affichage de l'indicateur d'écart de route affiche l'écart de route du GPS sur un instrument à une seule barre de déviation. Une ligne verticale affiche l'écart par rapport au GPS devant une échelle à 5 points. L'indicateur incorpore l'annonce de TO/FROM (vers/de) et un drapeau NAV. Un bouton OBS est utilisé pour tourner manuellement la carte d'azimut au cap désiré. Le courant continu en 28 V pour l'éclairage est fourni par la disjoncteur de 2 A, ECLAIRAGE INSTRUMENTS, sur la barre omnibus principale 1.

Configuration d'avionique 2.2

L'indicateur d'écart de route affiche les renseignements de navigation du GPS 2 (Garmin GNS 430). La sélection de source de navigation est faite au moyen du bouton CDI sur la commande du GPS 2, L'affichage d'écart de route affiche l'écart de route du VOR ou de l'alignement de piste (LOC) et de la pente de descente quand le VLOC est la source de navigation sélectionnée et affiche l'écart de route du GPS quand le GPS est la source de navigation sélectionnée.

L'instrument a deux barres d'écart. La ligne verticale affiche l'écart du VOR/LOC ou du GPS devant une échelle à 5 points. La ligne horizontale affiche l'écart d'alignement de descente devant une échelle à 5 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 est fourni par la disjoncteur de 2 A, INST LIGHTS, sur la barre omnibus principale 1.

Indicateur de situation horizontale - Numéro de série entre 1268 et 1336

Configuration d'avionique 2.1

Le Century NSD-1000 est un indicateur de situation horizontale traditionnel qui fournit des renseignements de cap stabilisés par un gyroscope, asservi magnétiquement, un indicateur visuel de VOR/LOC, avec une flèche traditionnelle de route et une présentation d'alignement de descente. L'indicateur de situation horizontale affiche le cap de l'avion en tournant un cadran de compas par rapport à une image fixe simulée de l'avion et une ligne de foi. Le gyroscope directionnel de l'indicateur de position horizontale, qui entraîne le cadran du compas, est asservi à un détecteur de flux dans l'aile droite, à travers un amplificateur sous le plancher du copilote. Un commutateur de gyroscope libre ou asservi FREE GYRO-SLAVE, 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 NAV 1 et un signal

fiable est présent. Le drapeau GS (alignement de descente) est invisible quand la fréquence d'ILS est réglée sur le récepteur Nav 1 et un signal GPS fiable est présent.

L'indicateur de situation horizontale NSD-1000 fonctionne électriquement et un drapeau rouge GYRO indique la perte de l'alimentation électrique. Des circuits redondants en parallèle à travers des diodes, à l'indicateur, fournissent l'alimentation en courant continu pour le fonctionnement du gyroscope. Le courant continu de 28 V pour les circuits d'alimentation redondants est fourni par le disjoncteur de 5 A, HSI/PFD 1, de la barre omnibus essentielle et le disjoncteur de 5 A, HSI/PFD 2, de la barre omnibus principale 2.

Configuration d'avionique 2.2

L'affichage de navigation Sandel SN3308 combine les fonctions d'indicateur de situation horizontale (HSI), d'indicateur radio magnétique (RMI), de défilement cartographique en couleur, d'affichage d'un détecteur d'orages Stormscope, d'annonceur de GPS et des indicateurs de radiobalise à 3 voyants. Les renseignements du compas sont dérivés d'un gyroscope directionnel à distance et d'un détecteur de flux. Les sources d'alimentation redondantes fournissent un courant continu de 28 V pour le fonctionnement du système. Le courant est fourni par le disjoncteur de 5 A, HSI/PFD 1, de la barre omnibus essentielle et le disjoncteur de 5 A, HSI/PFD 2, de la barre omnibus principale 2. Chacun des circuits peut alimenter l'affichage de navigation.

L'affichage en couleur utilise un système de projection par transparence entraîné par un affichage à cristaux liquides à matrice active. L'appareil utilise une lampe halogène comme seule source de lumière pour la projection de l'affichage primaire. Un bouton de gradation séparé pour régler la luminance de l'affichage est placé immédiatement sous l'affichage.

L'affichage d'indicateur de situation horizontale montre le cap et les renseignements de navigation dans une vue de 360° similaire à celle d'un horizon artificiel traditionnel ou dans un arc de 90° de système d'instruments de vol électroniques. Ceci inclut la carte de compas, le repère de cap, le pointeur de route, la barre d'écart de route, l'indicateur TO/FROM (vers/de) et les drapeaux. Les réglages du repère de cap et du pointeur de route comprennent des affichages numériques qui facilitent le réglage précis de caps et de routes. La

commande à un seul bouton permet de sélectionner la navigation primaire en provenance d'un maximum de quatre sources différentes : deux récepteurs VOR/ILS et deux récepteurs GPS. Il est possible de sélectionner GPS1 ou NAV1 comme source primaire de navigation. Il est possible d'afficher un maximum de deux pointeurs de cap et de les faire passer à n'importe quel récepteur NAV, y compris GPS1, GPS2, NAV1 ou NAV2. Il est possible d'afficher GPS2 et NAV2 comme pointeurs de cap, mais pas comme source primaire de navigation. L'affichage a des codes de couleur pour indiquer quelle source de navigation est sélectionnée : vert pour NAV1, jaune pour NAV2 et cyan pour GPS.

Le pivotement automatique tourne automatiquement le pointeur de route en réponse au séquençement des points de cheminement ou de navigation « Directement vers » du récepteur GPS, éliminant les changements manuels de route et réduisant le travail du pilote.

La synchronisation du cap et de la route permet au pilote, avec un seul bouton, de régler automatiquement le repère de cap directement sur son cap actuel ou de régler le pointeur de route directement sur une station VOR, en entrant simultanément le centrage d'écart de route. Des sorties de commande de route et de cap pour le fonctionnement du pilote automatique sont aussi fournies.

Le SN3308 détecte et donne une alerte en cas de situation anormale, telles que des drapeaux de récepteurs de navigation et défaillance de gyroscope directionnel ou de détecteur de flux. Il mesure aussi sa propre température interne et fournit des alertes en cas de température excessive ou perte de refroidissement.

Des circuits redondants en parallèle à travers des diodes, à l'indicateur, fournissent l'alimentation en courant continu pour le fonctionnement du gyroscope. Le courant continu de 28 V pour les circuits d'alimentation redondants est fourni par le disjoncteur de 5 A, HSI/PFD 1, de la barre omnibus essentielle et le disjoncteur de 5 A, HSI/PFD 2, de la barre omnibus principale 2.

Pilote automatique

Configuration d'avionique 2.0

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 pilote automatique fonctionne avec du courant continu de 28 V fourni par le disjoncteur de 5 A, pilote automatique, sur la barre omnibus essentielle.

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).

Configuration d'avionique 2.1

Ces avions sont équipés d'un pilote automatique S-TEC System Thirty. Ce système de pilote automatique à deux axes reçoit les entrées de commandes d'axe de roulis d'un indicateur de virage électrique intégral et les renseignements d'altitude d'un transducteur d'altitude connecté au système statique de Pitot. La boîte de commande, l'ordinateur-amplificateur de roulis et les annonceurs de servo sont contenus entièrement dans le boîtier de l'indicateur de virage. Le bouton de commande multifonctions, au coin supérieur gauche de l'indicateur de virage, permet la sélection de mode, le

désengagement et les fonctions de commande de virage. Un ordinateur de tangage séparé fournit les fonctions de maintien de ALT. Le pilotage en roulis est accompli par des commandes de direction de l'autopilote sur le moteur de compensateur d'ailerons et la cartouche à ressorts. La commande de tangage pour le maintien de l'altitude est accomplie par des commandes de l'ordinateur de tangage sur le servo de gouverne de profondeur. Le pilote automatique fonctionne avec du courant continu de 28 V fourni par le disjoncteur de 5 A PILOTE AUTOMATIQUE sur la barre omnibus essentielle. 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 de l'altitude et
- Pilotage par GPS (GPSS) pour obtenir des virages plus réguliers sur un cap ou pendant le suivi d'un cap.

Un convertisseur de GPSS séparé fournit le pilotage en roulis par GPS au pilote automatique. Un bouton de GPSS/HDG permet à l'utilisateur de passer du mode de cap (HDG) au mode de pilotage en roulis et inversement. En mode de cap, le pilote automatique répond au curseur de cap (HDG) de l'indicateur de situation horizontale. En mode de GPSS, le pilote automatique répond aux commandes de pilotage en roulis du navigateur en GPS.

Consulter le manuel d'utilisation du pilote automatique S-TEC System Thirty (n° de référence 8777), daté février 1999 ou plus récent, et le supplément applicable du manuel d'utilisation de l'avion, pour obtenir une description plus complète du pilote automatique, de ses modes de fonctionnement et des procédures d'utilisation détaillées.

Consulter le manuel d'utilisation du convertisseur du système de pilotage avec GPS (GPSS) GPSS-TEC-Meggitt (n° de référence 8799), daté février 1999 ou plus récent, et le supplément applicable du manuel d'utilisation de l'avion, pour obtenir une description plus complète du convertisseur GPSS, de ses modes de fonctionnement et des procédures d'utilisation supplémentaires.

Configuration d'avionique 2.2 -

Ces avions sont équipés d'un pilote automatique S-TEC System 55X Autopilot avec sélecteur et avertisseur d'altitude. Le pilote automatique System 55X est un système de pilote automatique à deux axes. Le système comprend un programmeur-ordinateur de guidage de vol, un sélecteur et avertisseur d'altitude, un transducteur d'altitude, un indicateur de virage et un indicateur de situation horizontale. La sélection de mode et la sélection de vitesse verticale sont faites sur le panneau de programmeur-ordinateur. Le sélecteur et l'avertisseur d'altitude permettent au pilote de sélectionner des altitudes, des vitesses ascensionnelles ou de descente que le pilote automatique doit utiliser. Il est possible d'utiliser un bouton sur chaque poignée de manche de commande pour désengager le pilote automatique. Le pilote automatique fait les changements de roulis par l'intermédiaire du moteur de compensateur des ailerons et de la cartouche à ressort et fait les changements de tangage pour la présélection et le maintien de l'altitude, par l'intermédiaire du moteur de compensateur de commande de profondeur. Le pilote automatique fonctionne avec du courant continu de 28 V fourni par le disjoncteur de 5 A, AUTOPILOTE, sur la barre omnibus essentielle. Caractéristiques de l'autopilote S-Tec System 55X

- Maintien et commande du cap ;
- Suivi du NAV/LOC/GPS/GS, sensibilité haute et basse et interception automatique de route à 45° ;
- Sélection de l'altitude et de la vitesse ascensionnelle et de descente ;
- Maintien et commande de l'altitude ;
- Maintien et commande de la vitesse verticale et
- Pilotage par GPS (GPSS) pour obtenir des virages plus réguliers sur un cap ou pendant le suivi d'un cap.

Consulter le manuel d'utilisation du pilote automatique S-Tec System Fifty-Five X, n° de référence 87109, daté le 8 novembre 2000 ou une révision ultérieure pour obtenir les procédures d'utilisation détaillées et la description des modes mis en oeuvre. Le manuel d'utilisation du System 55X contient aussi des procédures détaillées pour accomplir le suivi de cap en GPS et VOR, les trajectoires d'alignement de piste avant et arrière, et le suivi de l'alignement de descente.

Consulter le manuel d'utilisation du sélecteur et de l'avertisseur S-Tec (n° de référence 0140), n° de référence 8716 (sans révision ou plus récent) pour obtenir les procédures d'utilisation détaillées et la description détaillée des modes d'utilisation du sélecteur et avertisseur d'altitude.

Ecran de vol primaire de configuration d'avionique

Cet avion est équipé d'un pilote automatique S-TEC System 55SR. 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 écran de vol primaire (PFD). Le mode est sélectionné sur le panneau de programmeur et d'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. Le pilote automatique fonctionne avec du courant continu de 28 V fourni par le disjoncteur de 5 A, AUTOPILOT, sur la barre omnibus essentielle. Caractéristiques de l'autopilote S-Tec System 55SR

- Maintien et commande du cap ;
- Suivi de NAV/LOC/GPS ;
- Maintien et commande de l'altitude ;
- Pilotage par GPS (GPSS) pour obtenir des virages plus réguliers sur un cap ou pendant le suivi d'un cap.

Système audio

Le dispositif de commande audio du Garmin GMA 340, dans la console centrale, fournit l'amplification du son, la sélection de l'audio, la commande des markers et un système d'interphone à commande vocale pour le haut-parleur de la cabine, les casques et les microphones. Le système permet la commutation entre trois émetteurs-récepteurs (COM 1, COM 2 et COM 3) et cinq récepteurs (NAV 1, NAV2, ADF, DME et MKR). En plus, deux sorties audio sans interrupteur sont présentes, pour sonnerie de téléphone et alarme d'altitude. Il existe des sorties supplémentaires pour deux appareils de

loisirs personnels. Des boutons-poussoirs permettent de sélectionner la source de réception audio envoyée aux casques. Un mode à sûreté intégrée connecte le casque et le microphone du pilote à COM 1 en cas d'élimination de l'alimentation électrique ou si le sélecteur Mic est à la position d'arrêt (OFF).

Installation du casque et du microphone

L'avion est équipé pour utiliser quatre casques supprimeurs de bruit avec microphone intégré. Les casques à microphone avant utilisent des interrupteurs pression-parole (PTT) placés en haut de la poignée du manche de commande associée. Les casques arrière n'ont pas la capacité d'émission sur COM et n'ont donc pas besoin d'interrupteurs PTT. Les prises de microphone (MIC), de casque et de supprimeur automatique de bruit (ANR) pour le pilote et le passager avant sont placés dans le vide-poches et des prises similaires pour les passagers arrière sont placées dans la portion arrière de la console centrale. L'audio pour les quatre casques est commandée par les sélecteurs audio individuels sur le panneau de commande audio et le volume est ajusté au moyen des commandes de volume du récepteur sélectionné.

Prise d'entrée audio

Deux prises d'entrée audio sont installées dans la portion arrière de la console centrale. Une prise est placée près de la prise de courant de service pour utilisation par le pilote et le passager avant et l'autre est placée plus en arrière, près des prises d'alimentation d'ANR pour les passagers arrière. Il est possible d'utiliser ces prises pour brancher des appareils de loisir personnels, tels que des radios portables, des lecteurs de cassettes ou de disques compacts. Le volume du son venant de ces prises est ajusté par l'appareil de loisir individuel qui y est branché.

Affichage multifonctions

Cet avion est équipé de l'affichage multifonctions Avidyne FlightMax EX-Series. L'affichage à défilement cartographique de chaque appareil fournit des informations visuelles de la position GPS de l'avion par rapport à un défilement cartographique. Ces renseignements supplémentent l'écart de route de l'indicateur d'écart de route (CDI) ou de l'indicateur de situation horizontale et ne sont

donnés qu'à titre indicatif. En plus, le défilement cartographique ne doit pas être utilisé comme instrument de navigation primaire.

L'affichage multifonctions Avidyne FlightMax EX-Series est un affichage à cristaux liquides à matrice active (AMLCD) de 10,4 pouces intégré à un appareil de commande d'affichage (CDU) qui affiche la position actuelle de l'avion et le suit contre un défilement cartographique. Le contrôleur central est alimenté en courant continu de 28 V par l'intermédiaire d'un disjoncteur de 5 A, MFD, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

L'affichage multifonctions EX Series peut exécuter les fonctions suivantes :

- Créer et afficher un défilement cartographique en fonction des données de position du GPS, avec obstacles et terrain.
- Afficher le cap et la distance des coups de foudre du détecteur d'orages Stormscope®.
- Afficher les renseignements sur le trafic et les alertes possibles de Skywatch® (EX5000C seulement).
- Afficher un plan de vol GPS en fonctions des données entrées par le pilote.
- Afficher des listes de vérifications normales ou d'urgence, ainsi que des données de paramètre de 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

La base de données de navigation Jeppesen donne accès aux données pour les aéroports, les approches, les départs aux instruments normalisés (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.

Configurations d'avionique 2.0 et d'écran de vol primaire

L'avion est équipé de deux navigateurs GPS. Le navigateur Garmin GNS 430 est désigné GPS 1, homologué pour vol IFR et est accouplé à l'indicateur d'écart de route et à l'affichage multifonctions de l'avion. Le Garmin GNC 250XL fournit le secours, est approuvé pour utilisation VFR seulement et n'est pas accouplé à l'affichage multifonctions ni à l'écran de vol primaire. Le navigateur GPS primaire est alimenté en courant continu de 28 V par les disjoncteurs de 5 A, GPS 1, et de 7,5 A, COM 1, sur la barre omnibus essentielle d'avionique. Le navigateur GPS secondaire 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.

Configurations d'avionique 2.1 et 2.2

L'avion est équipé de deux navigateurs GPS. Le Garmin GNS 430 est désigné GPS 1 et le Garmin GNS 420 (configuration 2.1) ou un GNS 430 supplémentaire (configuration 2.2) est désigné GPS 2. Les deux navigateurs Garmin GPS sont homologués pour vol IFR. L'appareil primaire, désigné GPS 1, est accouplé à l'indicateur de situation horizontale, au pilote automatique et à l'affichage multifonctions de l'avion. L'appareil secondaire, désigné GPS 2, est accouplé à l'indicateur d'écart de route de l'avion.

Les navigateurs GPS sont capables de fournir la navigation IFR en route, aux terminaux et aux approches, avec une précision de position de moins de 15 mètres. Chaque navigateur GPS utilise le réseau de satellites du système mondial de localisation (GPS) pour obtenir la

position de l'avion (longitude, latitude et altitude) et un numériseur d'altitude pour améliorer les calculs d'altitude.

L'antenne du GPS1 se trouve au-dessus de la garniture du pavillon, sur l'axe de l'avion. L'antenne du GPS2 se trouve sous l'avent et derrière l'affichage multifonctions. Toutes les commandes et les fonctions des navigateurs GPS sont accessibles au moyen des panneaux avant des récepteurs de GPS qui se trouvent dans la console centrale. Les panneaux comprennent les touches de fonctions, les interrupteurs d'alimentation, les annonceurs de messages (MSG) et de navigation (NAV), un affichage couleur à cristaux liquides (GNS 430), deux sélecteurs concentriques sur chaque panneau et une fente pour carte de Jeppesen NavData dans chaque panneau. Les affichages sont lisibles de jour et l'éclairage est réduit automatiquement pour utilisation à bas niveau de lumière. Le navigateur GPS primaire est alimenté en courant continu de 28 V par les disjoncteurs de 5 A, GPS 1, et de 7,5 A, COM 1, sur la barre omnibus essentielle d'avionique. Le navigateur GPS primaire est alimenté en courant continu de 28 V par les disjoncteurs de 5 A, GPS 2 et de 7,5 A, COM 2 sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

Configuration d'avionique SRV

Configuration optionnelle SRV -Un émetteur-récepteur GPS Garmin GNS 430 est offert, en option, comme version améliorée du Garmin GNS 420, La description du système est identique au Garmin GNS 420 décrit plus bas.

Configuration standard SRV - L'avion est équipé d'un navigateur GPS. Le navigateur Garmin GNS 430 est désigné GPS 1 et est accouplé à l'affichage multifonctions de l'avion. Le navigateur GPS est alimenté en courant continu de 28 V par les disjoncteurs de 5 A, GPS 1, et de 7,5 A, COM 1, sur la barre omnibus essentielle d'avionique.

Emetteurs-récepteurs de communication (COM)

Configurations d'avionique 2.0, 2.1, 2.2 et écran de vol primaire

Deux émetteurs-récepteurs (COM) de communication VHF sont installés pour permettre les communications VHF. Les émetteurs-récepteurs et leurs commandes intégrées sont montés dans les appareils Garmin GNS 430 et GNS 420 ou 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 supérieur est désigné COM 1. Le panneau de commande Garmin GNS 430 fournit, au moyen d'un bouton, l'indication de fréquence active et en attente de l'émetteur-récepteur COM 1 et la sélection de la fréquence. L'émetteur-récepteur COM 1 permet le fonctionnement sur 720 canaux (à intervalles de 25 kHz) ou 2 280 canaux à intervalles de 8,33 kHz) dans une plage de fréquence de 118,000 à 136,975 MHz. L'antenne de COM 1 se trouve au-dessus de la cabine, sur l'axe de l'avion. Le courant continu de 28 V pour l'émetteur-récepteur COM 1 est commandé par l'interrupteur principal d'avionique sur la panneau d'interrupteurs de la traverse et est fourni par le disjoncteur de 7,5 A, COM 1, sur la barre omnibus essentielle d'avionique.

COM 2 - Le Garmin GNS 420 ou GNC 250 XL inférieur est désigné COM 2. Le panneau de commande Garmin GNS fournit l'indication de fréquence active et en attente de l'émetteur-récepteur COM 2 et la sélection de la fréquence au moyen d'un bouton. L'émetteur-récepteur COM 2 permet le fonctionnement sur 720 canaux (à intervalles de 25 kHz) ou 2 280 canaux à intervalles de 8,33 kHz) dans une plage de fréquence de 118,000 à 136,975 MHz. L'antenne de COM 2 se trouve sous la cabine, sur l'axe de l'avion. Le courant continu de 28 V pour l'émetteur-récepteur COM 2 est commandé par l'interrupteur principal d'avionique sur la panneau d'interrupteurs de la traverse et est fourni par le disjoncteur de 7,5 A, COM 2, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

Configuration d'avionique SRV

Configuration optionnelle SRV -Un émetteur-récepteur GPS Garmin GNS 430 est offert, en option, comme version améliorée du Garmin GNS 420 La description du système est identique au Garmin GNS 420 décrit plus bas.

Un émetteur-récepteur (COM) de communication VHF est installé pour permettre les communications VHF. L'émetteur-récepteur et les commandes intégrées sont montés dans l'appareil GNS 420. L'émetteur reçoit toutes les transmissions de communications VHF à

bande étroite et à large bande transmises, à portée, à une fréquence sélectionnée. L'antenne reçoit les signaux et envoie les signaux de communications à l'émetteur-récepteur qui numérise 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 420 est désigné COM 1. Le panneau de commande Garmin GNS 420 fournit, au moyen d'un bouton, l'indication de fréquence active et en attente, la mémorisation de fréquence et la sélection de la fréquence de l'émetteur-récepteur COM 1. L'émetteur-récepteur 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 barre d'interrupteurs de la traverse et est fourni par le disjoncteur de 7,5 A, COM 1, sur la barre omnibus essentielle d'avionique.

Récepteur de navigation (Nav)

Configurations d'avionique 2.0, 2.1, 2.2 et écran de vol primaire

L'avion est équipé d'un récepteur NAV intégré aux navigateurs GPS Garmin GNS 430 (le GNS 420 ou GNC 250XL n'incorpore pas de récepteur NAV). Monté dans l'emplacement de radio supérieur, cet appareil est désigné NAV 1. Le GNS 430 a la capacité pour radiophare omnidirectionnel et alignement de piste VHF (VOR/LOC). Le récepteur VOR/LOC reçoit le VOR/LOC sur une plage de fréquence de 108,000 à 117,950 MHz, à intervalles de 50 kHz. Le GNS 430 a la capacité pour l'alignement de descente. Le radioalignement de descente est reçu entre 329.150 et 335,000, à intervalles de 150 kHz. Les récepteurs et les commandes intégrées sont montés dans l'affichage de commande du Garmin GNS 430, Les commandes du récepteur fournissent une indication de la fréquence active et en attente, une mémorisation des fréquences et une sélection de fréquence par bouton. Une sortie son IDENT pour VOR et LOC est fournie au système de son. L'antenne de navigation, montée sur le plan fixe vertical, fournit le signal de VOR et de LOC pour les deux récepteurs de navigation (NAV).

NAV 1 – Le Garmin GNS 430 supérieur est désigné NAV 1. Le courant continu de 28 V pour le récepteur de navigation est commandé par le commutateur principal d'avionique sur la panneau de commutateurs du bourrelet et fourni par le disjoncteur de 5 A, GPS 1, sur la barre omnibus essentielle d'avionique.

Configuration d'avionique 2.2

L'avion est équipé de deux récepteurs NAV intégrés aux navigateur GPS Garmin GNS 430. L'appareil supérieur est désigné NAV 1 et l'appareil inférieur est désigné NAV 2. Les commandes du récepteur Nav sont intégrées aux commandes du Garmin GNS monté sur la console centrale. Chaque appareil a la capacité pour radiophare omnidirectionnel et alignement de piste VHF (VOR/LOC). Le récepteur VOR/LOC reçoit le VOR/LOC sur une plage de fréquence de 108,000 à 117,950 MHz, à intervalles de 50 kHz. Le GNS 430 a la capacité pour l'alignement de descente. Le radioalignement de descente est reçu entre 329.150 et 335.000, à intervalles de 150 kHz. Les commandes du récepteur fournissent une indication de la fréquence active et en attente, un stockage de fréquence en mémoire et une sélection de la fréquence par bouton. Une sortie audio IDENT pour VOR et LOC est fournie au système audio. L'antenne de navigation, montée sur le plan fixe vertical, fournit le signal de VOR et de LOC pour les deux récepteurs de navigation (NAV).

NAV 1 – Le Garmin GNS 430 supérieur est désigné NAV 1. Le courant continu de 28 V pour le récepteur de navigation est commandé par le commutateur principal d'avionique sur le panneau de commutateurs de la traverse et est fourni par le disjoncteur de 5 A, GPS 1, sur la barre omnibus essentielle d'avionique.

NAV 2 – Le Garmin GNS 430 inférieur est désigné NAV 2. Le courant continu de 28 V pour le récepteur de navigation est commandé par l'interrupteur principal d'avionique sur la panneau d'interrupteurs de la traverse et est fourni par le disjoncteur de 5 A, GPS 2, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

Transpondeur

L'avion est équipé d'un seul transpondeur Garmin GTX 327 ATC Mode C (identification et altitude), avec capacité de squawk. Le système de transpondeur comprend un appareil de commande d'émetteur-récepteur, une antenne et un numériseur d'altitude. Le récepteur-émetteur reçoit les interrogations d'un émetteur de radar secondaire au sol et transmet ensuite au centre de circulation aérienne interrogeant. Les renseignements d'altitude numérisés, fournis par un numériseur d'altitude (codeur), sont branchés sur le système de statique de l'avion. Le transpondeur et les commandes intégrées sont montées dans la console centrale. La commande du transpondeur fournit un affichage actif de code, la sélection de code, le bouton IDENT et les fonctions d'essais. Une touche de fonction (FUNC) permet de sélectionner les modes d'altitude-pression, de durée du vol, de chronomètre et de compte à rebours. L'affichage est lisible de jour et l'éclairage est réduit manuellement par l'opérateur au moyen de la commande d'intensité de l'éclairage INST sur la traverse du tableau de bord. L'antenne du transpondeur est montée sur le dessous du fuselage, juste derrière la cloison pare-feu. Le courant continu de 28 V pour le transpondeur est commandé par l'interrupteur principal d'avionique, sur le panneau d'interrupteurs de la traverse. Le courant continu de 28 V pour le récepteur, l'émetteur et le codeur d'altitude est fourni par le disjoncteur de 2 A, ENCODER/XPONDER, sur la barre omnibus non essentielle d'avionique.

Radiobalise de détresse

L'avion est équipé d'une radiobalise de détresse (ELT) autonome. La radiobalise et l'antenne sont installées immédiatement derrière la paroi 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 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*).

Télécommande et panneau indicateur de la radiobalise

La télécommande et le panneau indicateur de la radiobalise, situés directement sous le panneau de disjoncteurs, fournissent les fonctions d'essai et d'affichage de mauvais fonctionnement de la radiobalise. Le panneau contient un bouton identifié ON (marche), un bouton identifié RESET (réarmer) et un voyant DEL rouge. Le voyant rouge clignote quand la radiobalise transmet. Le bouton de marche (ON) est utilisé pour faire l'essai de l'appareil conformément aux procédures du manuel d'entretien. Il est possible d'utiliser le bouton RESET (réarmer) pour annuler toute transmission accidentelle. Une pile au lithium de 6 V, montée dans le panneau, alimente le voyant. Il faut remplacer la pile à intervalles réguliers (*consulter le manuel d'entretien de l'avion*).

En cas d'accident

1. Vérifier que le voyant rouge de la radiobalise, sur le panneau de commande, clignote.

2. Si possible, obtenir accès à la radiobalise, comme indiqué plus bas, et mettre le commutateur principal de la radiobalise sur ON (marche).

Utilisation portable de la radiobalise

- a. Déposer la trappe d'accès au centre arrière de la soute à bagages.
- b. Débrancher le fil de l'antenne fixe de l'avant de l'appareil.
- c. Débrancher le fil de la télécommande et du voyant.
- d. Desserrer les sangles de montage et enlever la radiobalise et l'antenne portable.
- e. Brancher l'antenne portable à la prise d'antenne sur l'avant de l'appareil.
- f. Mettre le commutateur principal sur ON (marche).
- g. Tenir l'antenne verticale, autant que possible.

Horamètre

L'avion est équipé d'un horamètre pour totaliser les heures de fonctionnement du moteur. L'horamètre est placé dans le vide-poches de l'accoudoir, entre le siège du pilote et celui du copilote. L'horomètre 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'horomètre est fourni par un disjoncteur de 5 A, ENGINE INST, sur la barre omnibus principale 1.

Horloge numérique

Numéro de série 1005 et suivants, sans configuration PFD d'avionique : 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

Numéro de série 1005 et suivants, sans configuration PFD d'avionique : 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.

Numéro de série 1337 et suivants avec configuration PFD d'avionique ; l'affichage de la température d'air est intégré au MFD ou au PFD.