

PERCEBER

NO MOMENTO DA EMISSÃO, ESTE MANUAL DE INFORMAÇÕES ERA UMA DUPLICAÇÃO EXATA DO MANUAL DE OPERAÇÃO DO PILOTO OFICIAL E DO MANUAL DE VÔO DE AVIÃO APROVADO PELA FAA E DEVE SER USADO SOMENTE PARA FINS GERAIS.

NÃO SERÁ MANTIDO ATUAL E, PORTANTO, NÃO PODE SER USADO COMO SUBSTITUTO DO MANUAL DE OPERAÇÃO DO PILOTO OFICIAL E DO MANUAL DE VÔO DE AVIÃO APROVADO DA FAA DESTINADO À OPERAÇÃO DO AVIÃO.

O MANUAL DE OPERAÇÃO DO PILOTO DEVE SER LEVADO NO AVIÃO E DISPONÍVEL PARA O PILOTO EM TODOS OS MOMENTOS.

ESPECIFICAÇÕES DE PERFORMANCE**VERSÃO DE CARGA*****VELOCIDADE (KTAS):**

Cruzeiro máximo a 10.000 pés. 175 nós

Cruzeiro máximo a 20.000 pés. 164 nós

ALCANCE: Com 2.224 libras de combustível utilizável e margem de combustível para partida do motor, táxi, decolagem, subida, descida e 45 minutos de reserva.

Max Cruise a 10.000 pés. Alcance 862 nm
. Tempo - 5,1 horasMax Cruise a 18.000 pés. Alcance - 1044 nm
. Tempo - 6,6 horasAlcance máximo a 10.000 pés. Alcance - 963 nm
. Tempo - 6,5 horasAlcance máximo a 18.000 pés. Alcance - 1076 nm
. Tempo - 7,0 horas

TAXA DE SUBIDA AO NÍVEL DO MAR 0,925 pés por minuto

TETO DE SERVIÇO 22.800 pés

ALTITUDE MÁXIMA DE OPERAÇÃO. 25.000 pés

DESEMPENHO DE DECOLAGEM:

Rolagem no solo 1405 pés

Distância total acima do obstáculo de 50 pés. 2.500 pés

DESEMPENHO DE ATERRAGEM:

Rolagem no solo 915 pés

Distância total acima do obstáculo de 50 pés. 1740 pés

VELOCIDADE DE BLOQUEIO (KCAS):

Flaps para cima, energia ociosa. 78 nós

Flaps cheios, potência ociosa. 61 nós

PESO MÁXIMO:

Rampa. 8.785 libras

Decolar 8.750 libras

Pousar 8.500 libras

PESO VAZIO PADRÃO. 4.680 libras

CARGA ÚTIL Máxima 4.105 libras

*As velocidades são baseadas no peso médio de cruzeiro.

(Continua na próxima página)

ESPECIFICAÇÕES DE PERFORMANCE**VERSÃO CARGA (Continuação)**

CARREGAMENTO DE ASA.	31,3 libras/pé quadrado
CARREGAMENTO DE ENERGIA.	13,0 libras/cavalo-vapor do eixo
CAPACIDADE DE COMBUSTÍVEL.	335,6 galões
CAPACIDADE DE ÓLEO.	14 quartos
MOTOR: Pratt & Whitney Canadá.	PT6A-114A

Turbina plana gratuita avaliada em 675 cavalos de potência no eixo

HÉLICE:

McCauley de 3 lâminas, velocidade constante,

Embandeiramento completo, hélice reversível

Diâmetro. 106 polegadas

OBSERVAÇÃO

Os valores de desempenho acima baseiam-se nos valores indicados pesos, condições atmosféricas padrão, pistas niveladas, secas e com superfície dura e sem vento. Eles são calculados valores derivados de testes de voo realizados pela Cessna Companhia de Aeronaves sob condições cuidadosamente documentadas e irá variar de acordo com aviões individuais e numerosos fatores afetando o desempenho do voo. Desempenho para outras condições operacionais podem ser derivadas por referência a dados operacionais em outras seções deste POH/AFM.

ESPECIFICAÇÕES DE PERFORMANCE**VERSÃO PASSAGEIRO***** VELOCIDADE (KTAS):**

Cruzeiro máximo a 10.000 pés. 184 nós

Cruzeiro máximo a 20.000 pés. 174 nós

ALCANCE: Com 2.224 libras de combustível utilizável e margem de combustível para partida do motor, táxi, decolagem, subida, descida e 45 minutos de reserva.

Max Cruise a 10.000 pés. Alcance - 907 nm
. Tempo - 5,1 horas

Max Cruise a 18.000 pés. Alcance - 1109 nm
. Tempo - 6,6 horas

Alcance máximo a 10.000 pés. Alcance - 1026 nm
. Tempo - 6,6 horas

Alcance máximo a 18.000 pés. Alcance - 1163 nm
. Tempo - 7,4 horas

TAXA DE SUBIDA AO NÍVEL DO MAR 0,975 pés por minuto

VEDAÇÃO DE SERVIÇO 23.700 pés

ALTITUDE MÁXIMA DE OPERAÇÃO. 25.000 pés

DESEMPENHO DE DECOLAGEM:

Rolagem no solo 1365 pés

Distância total acima do obstáculo de 50 pés. 2.420 pés

DESEMPENHO DE ATERRAGEM:

Rolagem no solo 950 pés

Distância total acima do obstáculo de 50 pés. 1795 pés

VELOCIDADE DE BLOQUEIO (KCAS):

Flaps para cima, energia ociosa. 78 nós

Flaps cheios, potência ociosa. 61 nós

PESO MÁXIMO:

Rampa. 8.785 libras

Decolar 8.750 libras

Pousar 8.500 libras

PESO VAZIO PADRÃO. 0,4511 libras

CARGA ÚTIL Máxima 4.274 libras

*As velocidades são baseadas no peso médio de cruzeiro.

(Continua na próxima página)

ESPECIFICAÇÕES DE PERFORMANCE**VERSÃO DE PASSAGEIROS** (Continuação)

CARREGAMENTO DE ASA.	31,3 libras/pé quadrado
CARREGAMENTO DE ENERGIA.	13,0 libras/cavalo-vapor do eixo
CAPACIDADE DE COMBUSTÍVEL.	335,6 galões
CAPACIDADE DE ÓLEO.	14 quartos
MOTOR: Pratt & Whitney Canadá.	PT6A-114A

Turbina plana gratuita avaliada em 675 cavalos de potência no eixo

HÉLICE:

McCauley de 3 lâminas, velocidade constante,
Penas completas, reversíveis. Diâmetro. 106 polegadas

OBSERVAÇÃO

Os valores de desempenho acima baseiam-se nos valores indicados pesos, condições atmosféricas padrão, pistas niveladas, secas e com superfície dura e sem vento. Eles são calculados valores derivados de testes de voo realizados pela Cessna Companhia de Aeronaves sob condições cuidadosamente documentadas e irá variar de acordo com aviões individuais e numerosos fatores afetando o desempenho do voo. Desempenho para outras condições operacionais podem ser derivadas por referência a dados operacionais em outras seções deste POH/AFM.



Information Manual **GRAND CARAVAN**



Companhia de Aeronaves Cessna

Modelo 208B G1000

Este manual incorpora informações emitidas no Manual de Operação do Piloto e no Manual de Voo do Avião aprovado pela FAA na Revisão 1, datado de 5 de junho de 2008 (Número de Peça 208BPHBUS-01).

DIREITOS AUTORAIS © 2008
EMPRESA DE AERONAVES CESSNA
WICHITA, KANSAS, EUA

ÍNDICE

	SEÇÃO
EM GERAL	1
LIMITAÇÕES.....	2
PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA	3
PROCEDIMENTOS NORMAIS	4
DESEMPENHO	5
PESO E EQUILÍBRIO/LISTA DE EQUIPAMENTOS	6
DESCRIÇÃO DO AVIÃO E DO SISTEMA	7
MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO	8
SUPLEMENTOS	9

AVISOS, CUIDADOS E NOTAS Ao longo do texto, são

utilizados avisos, cuidados e notas referentes ao manuseio e operações do avião. Esses adjuntos ao texto são usados para destacar ou enfatizar pontos importantes.

AVISO

Procedimentos operacionais, técnicas, etc., que podem resultar em ferimentos pessoais ou morte se não forem seguidos cuidadosamente.

CUIDADO

Procedimentos operacionais, técnicas, etc., que podem resultar em danos ao equipamento se não forem seguidos cuidadosamente.

OBSERVAÇÃO

Um procedimento operacional, técnica, etc., que é considerado essencial enfatizar.

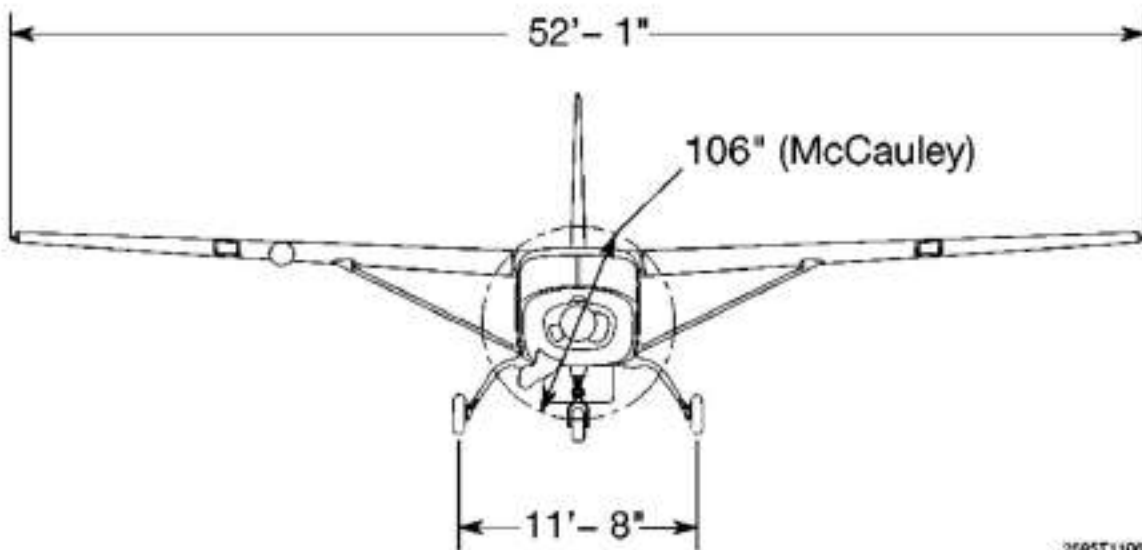
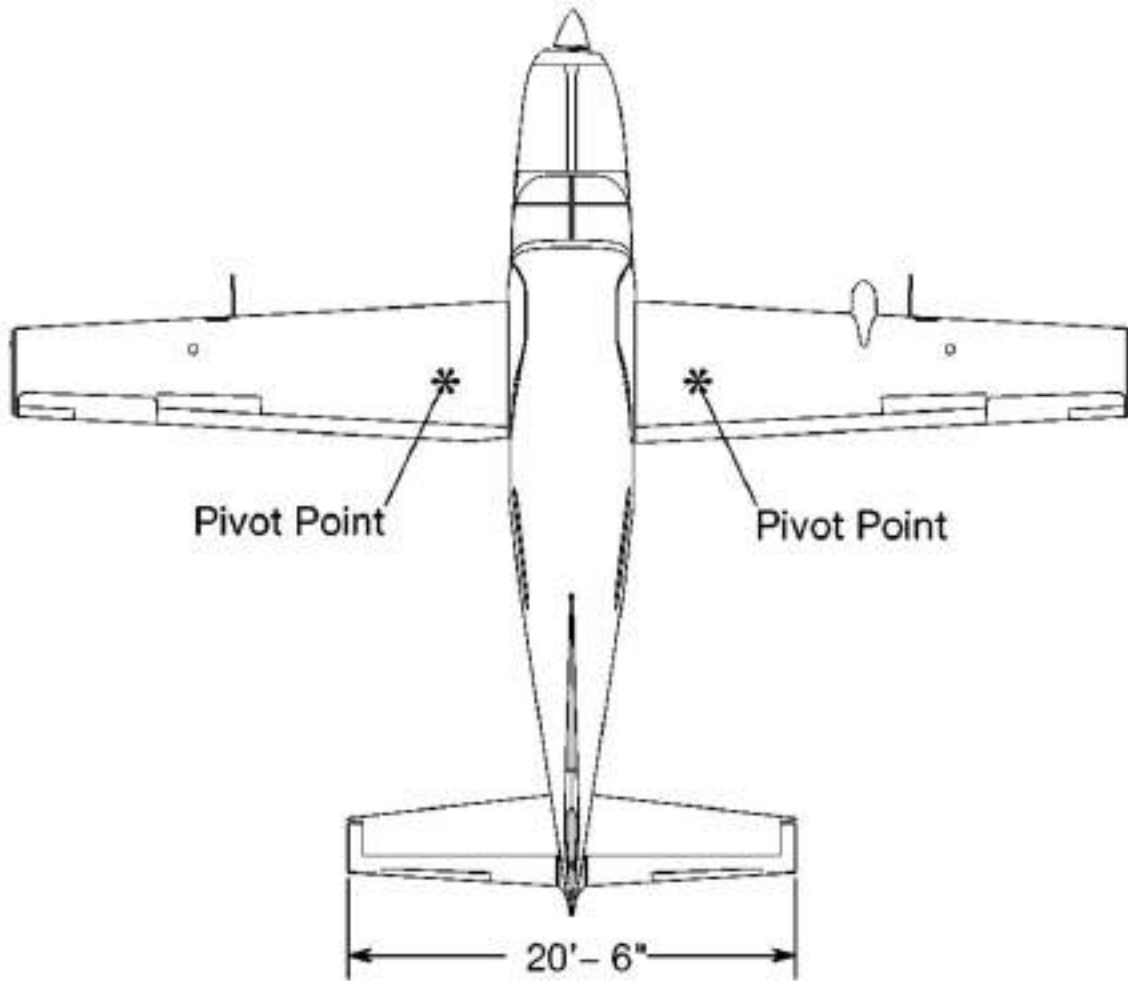
ÍNDICE

	SEÇÃO
EM GERAL	1
LIMITAÇÕES.....	2
PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA	3
PROCEDIMENTOS NORMAIS	4
DESEMPENHO	5
PESO E EQUILÍBRIO/LISTA DE EQUIPAMENTOS	6
DESCRIÇÃO DO AVIÃO E DO SISTEMA	7
MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO	8
SUPLEMENTOS	9

EM GERAL**ÍNDICE**

	Página
Três Vistas.	1-3
Introdução	1-5
Dados Descritivos.	1-6
Motor	1-6
Hélice.	1-6
Combustível	1-7
Óleo	1-8
Pesos Máximos Certificados	1-9
Dimensões da cabine e da porta de entrada	1-9
Dimensões do compartimento de bagagem/carga e entrada da porta de carga	1-9
Cargas Específicas.	1-9
Símbolos, Abreviaturas e Terminologia	1-10
Terminologia e símbolos gerais de velocidade aerodinâmica.	1-10
Terminologia de Potência do Motor	1-11
Terminologia de desempenho de avião e planejamento de voo.	1-13
Terminologia de Peso e Equilíbrio	1-13
Piloto Automático/Diretor de Voo e Terminologia TFS.	1-15
Advertências, Cuidados e Notas	1-16
Gráficos de conversão métrica/imperial/dos EUA.	1-16
Conversões de peso.	1-17
Conversões de comprimento.	1-19
Conversões de distância.	1-23
Conversões de volume.	1-24
Conversões de temperatura.	1-27
Conversões de pressão.	1-28

A68780



208ST1106

Figura 1-1 (Folha 1 de 2)

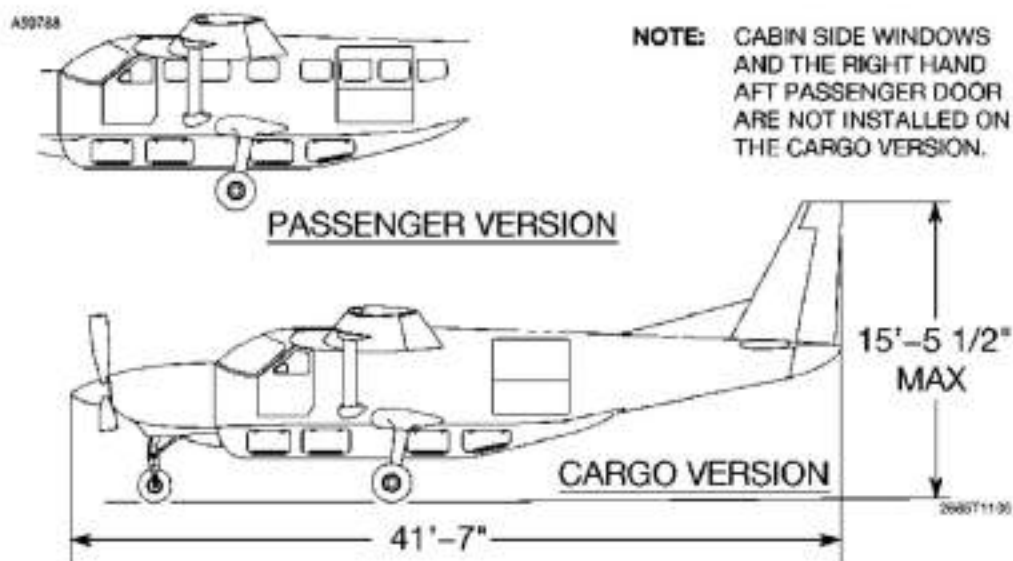


Figura 1-1 (Folha 2)

OBSERVAÇÃO

1. As dimensões mostradas são baseadas no peso vazio padrão e inflação adequada dos pneus do nariz e da engrenagem principal.
2. A dimensão da envergadura inclui luzes estroboscópicas.
3. Altura máxima mostrada com o trem do nariz pressionado até possível.
4. O comprimento da distância entre eixos é de 13'-3 1/2".
5. A área da asa é de 279,4 pés quadrados.
6. Raio de giro mínimo (*ponto de articulação para a ponta externa da asa luz estroboscópica) é 33' -8".
7. Distância ao solo da hélice com pneus padrão e engrenagem do nariz garfo:
 - a. Pneu do nariz inflado e cano da engrenagem do nariz estendido 3 5/8": 11 1/4".
 - b. Pneu de ponta vazio e suporte de ponta totalmente comprimido: 2 1/2".
8. Distância ao solo da hélice com pneus padrão e estendidos garfo da engrenagem do nariz:
 - a. Pneu do nariz inflado e cano da engrenagem do nariz estendido 3 5/8": 14 3/4".
 - b. Pneu de ponta vazio e suporte de ponta totalmente comprimido: 5 7/8".

INTRODUÇÃO Este POH/

AFM contém 9 seções e inclui o material exigido a ser fornecido ao piloto pelos Regulamentos Federais de Aviação e informações adicionais fornecidas pela Cessna Aircraft Company. Este manual constitui o Manual de Voo de Avião Aprovado pela FAA.

AVISO

- **Este POH/AFM não se destina a ser um guia para instrução básica de voo ou um manual de treinamento e não deve ser usado como tal. Não substitui a instrução de voo adequada e competente, a habilidade do piloto e o conhecimento do piloto sobre as atuais Diretrizes de Aeronavegabilidade, regulamentos federais de aviação aplicáveis e/ou circulares consultivas.**
- **Garantir a aeronavegabilidade do avião é responsabilidade do proprietário. Determinar se o avião está seguro para voar é responsabilidade do piloto em comando. O piloto também é responsável por respeitar as limitações operacionais estabelecidas pelas marcações dos instrumentos, cartazes e este POH/AFM.**

Geralmente, as informações neste POH/AFM são aplicáveis tanto à versão de carga quanto à versão de passageiro do Modelo 208B. Existem algumas diferenças de equipamento entre essas versões. Versões específicas são identificadas através do uso dos termos "Versão Carga" e "Versão Passageiro". Quando um destes termos aparece no texto ou numa ilustração, a informação aplica-se apenas a esse grupo de aviões. Se nenhum termo aparecer, a informação se aplica a todos os aviões.

A seção 1 fornece dados básicos e informações de interesse geral. Ele também contém definições ou explicações de símbolos, abreviações e terminologia comumente usadas.

DADOS DESCRITIVOS

MOTOR

Número de motores. 1

Fabricante de motores. Pratt & Whitney Canadá, Inc.

Número do modelo do motor. PT6A-114A

Tipo de motor:

Turbina livre, motor de dois eixos utilizando uma seção de compressor com três estágios axiais e um estágio centrífugo, um fluxo reverso anular câmara de combustão, uma turbina compressora de estágio único, turbina de potência e um único escapamento. A turbina de potência aciona o hélice através de uma caixa de engrenagens planetárias de dois estágios na frente do motor.

Potência. Flat avaliado em 675 cavalos de potência no eixo.

HÉLICE

Fabricante de hélices. Divisão de Acessórios McCauley

Número do modelo da hélice. 3GFR34C703/106GA-0

Número de lâminas. 3

Diâmetro da hélice. Máximo 106 polegadas
Mínimo 104 polegadas

Tipo de hélice:

Velocidade constante, embandeiramento completo, reversível, acionado hidraulicamente hélice com pás de alumínio, com ângulo de pá emplumada de 88°, ângulo de lâmina de passo baixo de 15,6° e ângulo máximo de lâmina reversa de -14° (estação de 30 polegadas).

COMBUSTÍVEL Grau de combustível aprovado

(especificação): JET A (ASTM-D1655)

JATO A-1 (ASTM-D1655)

JATO B (ASTM-D1655)

JP-1 (MIL-L-5616)

JP-4 (MIL-T-5624)

JP-5 (MIL-T-5624)

JP-8 (MIL-T-83133A)

Combustíveis alternativos/de

emergência: Combustível de aviação (todos os tipos de gasolina para aviação militar e comercial).

CUIDADO

A gasolina de aviação é restrita ao uso emergencial e não deve ser utilizada por mais de 150 horas em um período de revisão; uma mistura de uma parte de gasolina de aviação e três partes de Jet A, Jet A-1, JP-5 ou JP-8 pode ser usada para fins de emergência por um período máximo de 450 horas por período de revisão.

Aditivos de combustível aprovados:

Um dos seguintes aditivos é necessário para proteção antigelo:

Éter monometílico de etilenoglicol

Éter monometílico de dietilenoglicol

CUIDADO

Os combustíveis JP-4 e JP-5 de acordo com MIL-T-5624 e o combustível JP-8 de acordo com MIL-T-83133A contêm a quantidade pré-misturada correta de um tipo aprovado de aditivo de combustível antigelo e nenhum composto antigelo adicional deve ser adicionado .

Se for desejada proteção antiestática adicional, o seguinte aditivo é aprovado para uso:

Estádio Dupont 450

Se for desejada proteção biocida adicional, os seguintes aditivos são permitidos para uso em determinadas condições:

Sohio Biobor JF

Veja PF 1.5

(Continua na próxima página)

COMBUSTÍVEL (Continuação)**OBSERVAÇÃO**

Consulte a Seção 8 para obter as concentrações permitidas dos itens acima aditivos e informações adicionais.

Capacidade de combustível:

Capacidade total	335,6 galões americanos
Capacidade total de cada tanque.	167,8 galões americanos
Totalmente utilizável.	332,0 galões americanos

ÓLEO

Grau de óleo (especificação):

Óleo em conformidade com o Boletim de serviço de motores Pratt & Whitney nº 1001, e todas as suas revisões ou suplementos devem ser usados. Referir-se Seção 8 para uma lista de óleos aprovados.

Capacidade total de óleo: 14 quartos dos EUA
(incluindo filtro, refrigerador e mangueiras)

Quantidade de drenagem e reabastecimento. 0,9,5 Quartos dos EUA
(aproximadamente)

Faixa operacional da quantidade de óleo:

Encha até 1 1/2 litro de MAX HOT ou MAX COLD (conforme apropriado) na vareta. A marcação de um quarto indica que os quartos dos EUA estão baixos se o petróleo é quente. Por exemplo, uma leitura de 3 na vareta indica que o sistema está dentro de 2 litros de MAX se o óleo estiver frio e dentro de 3 litros de MAX se o óleo está quente.

AVISO

Certifique-se de que a tampa da vareta de óleo esteja bem fechada abaixo. Operar o motor com menos que o nível de óleo recomendado e com a tampa da vareta destravado resultará em perda excessiva de óleo e eventual parada do motor.

(Continua na próxima página)

SÍMBOLOS, ABREVIATURAS E TERMINOLOGIA

TERMINOLOGIA E SÍMBOLOS GERAIS DE VELOCIDADE AÉREA

KCAS	A velocidade calibrada dos nós é a velocidade indicada corrigido para erro de posição e instrumento e expresso em nós. A velocidade calibrada em nós é igual a KTAS em atmosfera padrão ao nível do mar.
ALEGORIA	A velocidade indicada em nós é a velocidade mostrada no indicador de velocidade no ar e expresso em nós.
KTAS	Knots True Airspeed é a velocidade expressa em nós em relação ao ar não perturbado que é corrigido pelo KCAS para altitude e temperatura.
E	Velocidade de manobra é a velocidade máxima na qual ou movimentos de controle abruptos podem ser usados sem sobrecarregar a fuselagem.
VFE	A velocidade máxima estendida do flap é a velocidade mais alta permitido com flaps de asa em uma extensão prescrita posição.
VMO	A Velocidade Máxima de Operação é a velocidade que pode não ser deliberadamente excedido a qualquer momento.
VS	A velocidade de estol ou a velocidade mínima de vôo constante é a velocidade mínima na qual o avião é controlável.
TODOS	A velocidade de estol ou a velocidade mínima de vôo constante é a velocidade mínima na qual o avião é controlável em a configuração de pouso no centro mais avançado do gravidade.
VX	A velocidade do melhor ângulo de subida é a velocidade que resulta em o maior ganho de altitude em uma determinada distância horizontal.
VY	A velocidade da melhor razão de subida é a velocidade que resulta em o maior ganho de altitude em um determinado momento.

(Continua na próxima página)

SÍMBOLOS, ABREVIATURAS E TERMINOLOGIA

(Contínuo)

AVEIA **A temperatura do ar externo** é a temperatura estática do ar livre. Pode ser expresso em graus Celsius (°C) ou graus Fahrenheit (°F).

Pressão Altitude **Pressão Altitude** é a altitude lida em um altímetro quando a escala barométrica do altímetro foi definida para 29,92 polegadas de mercúrio (inHg) (1013,2 mb).

UM **Atmosfera Padrão Internacional** é uma atmosfera na qual:

1. O ar é um gás seco perfeito; 2. A temperatura ao nível do mar é de 15°C; 3. A pressão ao nível do mar é de 29,92 polegadas de mercúrio (inHg) (1013,2 mb);
4. O gradiente de temperatura do nível do mar até a altitude na qual a temperatura é de -56,5°C é de -1,98°C por 1.000 pés.

TERMINOLOGIA DE POTÊNCIA DO MOTOR

Modo Beta **O Modo Beta** é o modo operacional do motor no qual o passo da pá da hélice é controlado pela alavanca de potência. O modo beta pode ser usado apenas durante operações terrestres.

Flameout **Flameout** é a perda involuntária de combustão chama da câmara durante a operação.

Flat Rated **Flat Rated** denota potência constante em um determinado altitude e/ou temperatura.

Gás Gerador **RPM do gerador de gás** indica a porcentagem de RPM do gerador de gás com base em um valor de 100% sendo 37.500 RPM.

RPM (Desativado)

GCU **GCU** é a unidade de controle do gerador.

Hot Start **Hot Start** é uma partida do motor, ou tentativa de partida, que resulta em um ITT superior a 1090°C.

AQUI **ITT** significa temperatura entre estágios da turbina.

Máximo Escalar Poder **Potência Máxima de Subida** é a potência máxima aprovada para subida normal. O uso desta configuração de potência é limitado a operações de subida. Esta potência corresponde àquela desenvolvida no limite máximo de torque, ITT de 765°C ou limite Ng, o que for menor. Esta potência corresponde àquela mostrada na figura Torque Máximo do Motor para Subida da Seção 5.

(Continua na próxima página)

SÍMBOLOS, ABREVIATURAS E TERMINOLOGIA

(Contínuo)

Máximo
Avaliado
Poder

Potência nominal máxima é a potência máxima não limitada pelo tempo. O uso desta potência deverá ser limitado àquelas circunstâncias anormais que exijam desempenho máximo da aeronave (isto é, condições severas de formação de gelo ou correntes descendentes de vento). Esta potência corresponde àquela desenvolvida no limite máximo de torque, ITT de 805°C ou limite Ng , o que for menor.

De
Hélice
RPM

Ng significa RPM do gerador de gás.
Hélice RPM indica a velocidade da hélice em RPM.

Reverter
Impulso

Empuxo reverso é o empuxo produzido quando as pás da hélice são giradas além do passo plano para a faixa reversa.

RPM

RPM são rotações por minuto.

PCH

SHP é a potência do eixo e é a potência fornecida ao eixo da hélice.

$$\text{SHP} = \frac{\text{RPM da hélice} \times \text{Torque (pé-libras)}}{5252}$$

Decolar
Poder

A potência de decolagem é a potência máxima e está limitada a um máximo de 5 minutos em operação normal. O uso deste poder deve ser limitado às operações normais de decolagem. Esta potência corresponde àquela mostrada na figura Torque Máximo do Motor para Decolagem da Seção 5.

Torque

Torque é uma medida da força rotacional exercida pelo motor na hélice.

Windmill **Windmill** é a rotação da hélice a partir das entradas da corrente de ar.

(Continua na próxima página)

SÍMBOLOS, ABREVIATURAS E TERMINOLOGIA

(Contínuo)

DESEMPENHO DO AVIÃO E PLANEJAMENTO DE VÔO

TERMINOLOGIA

Demonstrado **A velocidade demonstrada do vento cruzado** é a velocidade do
Vento cruzado componente do vento cruzado para a qual o controle adequado do
Velocidade avião durante a decolagem e o pouso foi realmente demonstrado
durante os testes de certificação. O valor mostrado não é considerado
limitante. **g** é a aceleração da gravidade.

g NM/1.000 libras **de milhas náuticas por mil libras de combustível** é a distância que
pode ser esperada por 1.000 libras de combustível consumido em
uma configuração específica de potência do motor e/ou configuração
de voo.

HPP **PPH** significa libras por hora e é a quantidade de combustível utilizado
por hora.

Combustível utilizável **Combustível utilizável** é o combustível disponível para o planejamento de voo.

Combustível Inutilizável **Combustível Inutilizável** é a quantidade de combustível que não pode ser
utilizada com segurança em vôo.

TERMINOLOGIA DE PESO E EQUILÍBRIO

Braço **Braço** é a distância horizontal do dado de referência ao centro de
gravidade (CG) de um item.

Centro **O Peso Vazio Básico** é o peso vazio padrão mais o peso do equipamento
de opcional.
gravidade

de peso **Centro de Gravidade** é o ponto em que um avião se equilibraria se
vazio estivesse suspenso. Sua distância ao ponto de referência é encontrada
básico (CG) dividindo o momento total pelo peso total do avião.

Braço CG Braço **Centro de Gravidade** é o braço obtido somando os momentos individuais
do avião e dividindo a soma pelo peso total.

Limites CG Os **limites do centro de gravidade** são os locais extremos do centro de
gravidade dentro dos quais o avião deve ser operado com um determinado
peso.

MAC **MAC (Mean Aerodynamic Chord)** de uma asa é a corda de um aerofólio
imaginário que ao longo da autonomia de voo terá os mesmos vetores
de força que os da asa.

(Continua na próxima página)

SÍMBOLOS, ABREVIATURAS E TERMINOLOGIA (Continuação)

Peso Máximo de Pouso	Peso Máximo de Pouso é o peso máximo de pouso aprovado para o pouso.
Peso Máximo de Rampa	Peso Máximo de Rampa é o peso máximo aprovado para manobra no solo e inclui o peso do combustível usado para partida, táxi e aceleração.
Rampa Peso Máximo de Decolagem	Peso Máximo de Decolagem é o peso máximo aprovado para o início da corrida de decolagem.
Momento	O momento é o produto do peso de um item multiplicado por seu braço. (O momento dividido pela constante 1000 é usado neste POH/AFM para simplificar os cálculos de equilíbrio, reduzindo o número de dígitos.)
Referência Dado	Reference Datum é um plano vertical imaginário 100 polegadas à frente da face frontal do firewall.
Residual <small>Combustível</small>	Combustível Residual é o combustível restante quando o avião é desabastecido em uma atitude específica pelos meios e procedimentos normais especificados para drenagem dos tanques.
Desvio de Balança	O Desvio de Balança pode ocorrer em alguns tipos de balanças eletrônicas devido à incapacidade da balança de retornar a uma leitura de zero verdadeiro após a pesagem. Se presente, este desvio de zero deverá ser levado em conta no cálculo do peso líquido do avião.
Padrão Vazio Peso	Peso vazio padrão é o peso de um avião padrão, incluindo combustível inutilizável, fluidos operacionais completos e óleo de motor completo.
Fuselagem Estação	Estação da Fuselagem é um local ao longo da fuselagem do avião dado em termos da distância do ponto de referência.
Repelir	Tara é o peso dos calços, blocos, suportes, etc. usados na pesagem de um avião e está incluído nas leituras da balança. A tara é deduzida da leitura da balança para obter o peso real (líquido) do avião.

Carga Útil **Carga Útil** é a diferença entre o peso de rampa e o peso vazio básico.

**PILOTO AUTOMÁTICO / DIRETOR DE VÔO E AFCS
TERMINOLOGIA****CUIDADO**

É necessário um entendimento completo da diferença entre um piloto automático, um diretor de voo e um AFCS antes de operar qualquer um dos componentes do sistema de controle de voo Garmin G1000/GFC 700. Consulte o Garmin Cockpit Resource Guide (CRG) para obter detalhes operacionais completos.

Piloto Automático	Piloto Automático é um sistema que controla automaticamente a atitude e/ou trajetória de vôo do avião conforme orientado pelo piloto através do computador do sistema.
Voo Diretor	O Flight Director é um sistema que fornece recomendações visuais ao piloto para permitir-lhe controlar manualmente a atitude do avião e/ou trajetória de voo em resposta aos seus desejos selecionados através do computador do sistema.
Automatizado Voo Ao controle Sistema (AFCS)	AFCS aplica-se à união dos sistemas piloto automático e diretor de voo que permite ao piloto gerenciar seu voo observando recomendações visuais computadas enquanto o piloto automático segue automaticamente essas recomendações conforme selecionado pelo piloto usando os controles do sistema.
Curso Dado	C/D é a referência da bússola usada pelo piloto automático, juntamente com o desvio de curso, para fornecer controle lateral ao rastrear um sinal de navegação.

AVISOS, CUIDADOS E NOTAS

AVISO

Um procedimento operacional, técnica ou prática de manutenção que pode resultar em ferimentos pessoais ou perda de vida se não for obedecido cuidadosamente.

CUIDADO

Um procedimento operacional, técnica ou prática de manutenção que pode resultar em danos ao equipamento se não for obedecido cuidadosamente.

OBSERVAÇÃO

Um procedimento operacional, técnica ou condição de manutenção que é considerado essencial enfatizar.

TABELA DE CONVERSÃO MÉTRICA/IMPERIAL/EUA As tabelas a seguir foram

fornecidas para ajudar os operadores internacionais a converter as medidas dos EUA fornecidas com o POH/AFM em medidas métricas e imperiais.

O padrão seguido para as unidades de medida mostradas é o National Institute of Standards Technology (NIST), Publicação 811, "Guia para o Uso do Sistema Internacional de Unidades (SI)."

Consulte as páginas a seguir para ver esses gráficos.

CONVERSÕES DE PESO

(Kilogramas x 2.2046 = Pounds) (Pounds x 0.4536 = Kilograms)

**Kilograms into Pounds
Kilogrammes en Livres**

kg	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	lb	lb	lb	lb	lb	lb	lb	lb	lb	lb
0	---	2.20	4.41	6.61	8.82	11.02	13.23	15.43	17.64	19.84
10	22.05	24.25	26.46	28.66	30.86	33.07	35.27	37.48	39.68	41.89
20	44.09	46.30	48.50	50.71	52.91	55.12	57.32	59.52	61.73	63.93
30	66.14	68.34	70.55	72.75	74.96	77.16	79.37	81.57	83.77	85.98
40	88.18	90.39	92.59	94.80	97.00	99.21	101.41	103.62	105.82	108.03
50	110.23	112.43	114.64	116.84	119.05	121.25	123.46	125.66	127.87	130.07
60	132.28	134.48	136.69	138.89	141.09	143.30	145.50	147.71	149.91	152.12
70	154.32	156.53	158.73	160.94	163.14	165.35	167.55	169.75	171.96	174.16
80	176.37	178.57	180.78	182.98	185.19	187.39	189.60	191.80	194.00	196.21
90	198.41	200.62	202.82	205.03	207.23	209.44	211.64	213.85	216.05	218.26
100	220.46	222.66	224.87	227.07	229.28	231.48	233.69	235.89	238.10	240.30

**Pounds into Kilograms
Livres en Kilogrammes**

lb	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	kg	kg	kg	kg	kg	kg	kg	kg	kg	kg
0	---	0.45	0.91	1.36	1.81	2.27	2.72	3.18	3.63	4.08
10	4.54	4.99	5.44	5.90	6.35	6.80	7.26	7.71	8.16	8.62
20	9.07	9.53	9.98	10.43	10.89	11.34	11.79	12.25	12.70	13.15
30	13.61	14.06	14.52	14.97	15.42	15.88	16.33	16.78	17.24	17.69
40	18.14	18.60	19.05	19.50	19.96	20.41	20.87	21.32	21.77	22.23
50	22.68	23.13	23.59	24.04	24.49	24.95	25.40	25.86	26.31	26.76
60	27.22	27.67	28.12	28.58	29.03	29.48	29.94	30.39	30.84	31.30
70	31.75	32.21	32.66	33.11	33.57	34.02	34.47	34.93	35.38	35.83
80	36.29	36.74	37.20	37.65	38.10	38.56	39.01	39.46	39.92	40.37
90	40.82	41.28	41.73	42.18	42.64	43.09	43.55	44.00	44.45	44.91
100	45.36	45.81	46.27	46.72	47.17	47.63	48.08	48.54	48.99	49.44

Figura 1-2 (Folha 1 de 2)

CONVERSÕES DE PESO

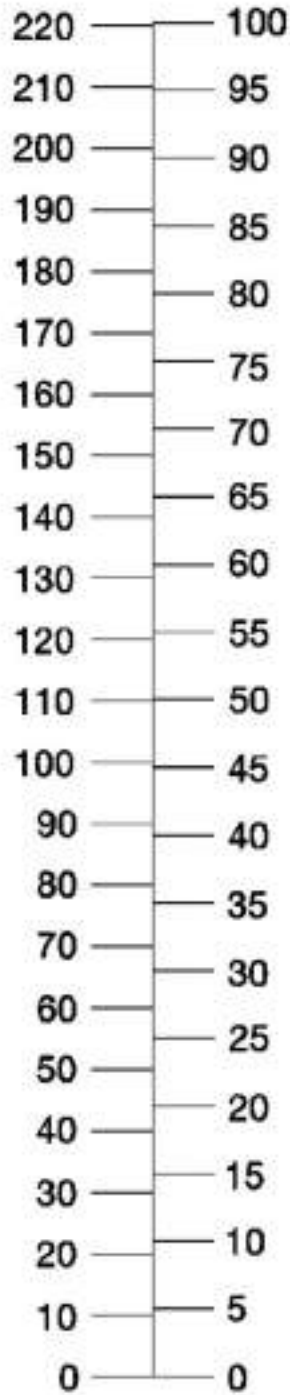
83081

(Kilograms x 2.205 = Pounds)

(Pounds x .454 = Kilograms)

POUNDS

KILOGRAMS



Units x 10, 100, etc.

0585T1027

Figura 1-2 (Folha 2)

CONVERSÕES DE COMPRIMENTO

(Meters x 3.2808 = Feet)

(Feet x 0.3048 = Meters)

Meters into Feet Metres en Pieds

m	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	ft	ft	ft	ft	ft	ft	ft	ft	ft	ft
0	---	3.28	6.56	9.84	13.12	16.40	19.68	22.97	26.25	29.53
10	32.81	36.09	39.37	42.65	45.93	49.21	52.49	55.77	59.05	62.34
20	65.62	68.90	72.18	75.46	78.74	82.02	85.30	88.58	91.86	95.14
30	98.42	101.70	104.99	108.27	111.55	114.83	118.11	121.39	124.67	127.95
40	131.23	134.51	137.79	141.07	144.36	147.64	150.92	154.20	157.48	160.76
50	164.04	167.32	170.60	173.88	177.16	180.44	183.72	187.01	190.29	193.57
60	196.85	200.13	203.41	206.69	209.97	213.25	216.53	219.81	223.09	226.38
70	229.66	232.94	236.22	239.50	242.78	246.06	249.34	252.62	255.90	259.18
80	262.46	265.74	269.03	272.31	275.59	278.87	282.15	285.43	288.71	291.99
90	295.27	298.55	301.83	305.11	308.40	311.68	314.96	318.24	321.52	324.80
100	328.08	331.36	334.64	337.92	341.20	344.48	347.76	351.05	354.33	357.61

Feet into Meters Pieds en Metres

ft	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	m	m	m	m	m	m	m	m	m	m
0	---	0.30	0.61	0.91	1.22	1.52	1.83	2.13	2.44	2.74
10	3.05	3.35	3.66	3.96	4.27	4.57	4.88	5.18	5.49	5.79
20	6.10	6.40	6.71	7.01	7.32	7.62	7.92	8.23	8.53	8.84
30	9.14	9.45	9.75	10.06	10.36	10.67	10.97	11.28	11.58	11.89
40	12.19	12.50	12.80	13.11	13.41	13.72	14.02	14.33	14.63	14.94
50	15.24	15.54	15.85	16.15	16.46	16.76	17.07	17.37	17.68	17.98
60	18.29	18.59	18.90	19.20	19.51	19.81	20.12	20.42	20.73	21.03
70	21.34	21.64	21.95	22.25	22.56	22.86	23.16	23.47	23.77	24.08
80	24.38	24.69	24.99	25.30	25.60	25.91	26.21	26.52	26.82	27.13
90	27.43	27.74	28.04	28.35	28.65	28.96	29.26	29.57	29.87	30.18
100	30.48	30.78	31.09	31.39	31.70	32.00	32.31	32.61	32.92	33.22

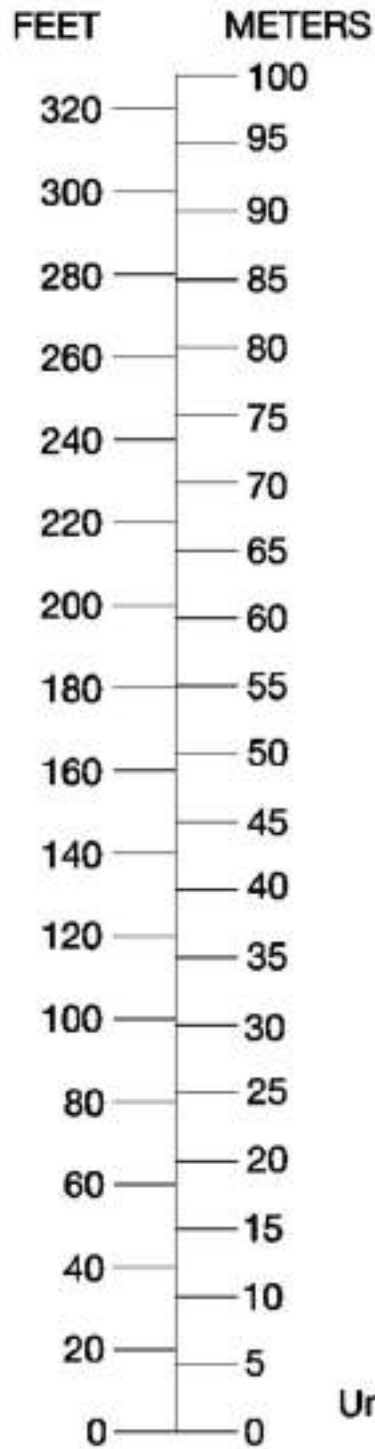
Figura 1-3 (Folha 1 de 4)

CONVERSÕES DE COMPRIMENTO

83002

(Meters x 3.281 = Feet)

(Feet x .305 = Meters)



Units x 10, 100, etc.

0585T1027

Figura 1-3 (Folha 2)

CONVERSÕES DE COMPRIMENTO

(Centimeters x 0.3937 = Inches)

(Inches x 2.54 = Centimeters)

Centimeters into Inches**Centimetres en Pouces**

cm	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	in	in	in	in	in	in	in	in	in	in
0	---	0.39	0.79	1.18	1.57	1.97	2.36	2.76	3.15	3.54
10	3.94	4.33	4.72	5.12	5.51	5.91	6.30	6.69	7.09	7.48
20	7.87	8.27	8.66	9.06	9.45	9.84	10.24	10.63	11.02	11.42
30	11.81	12.20	12.60	12.99	13.39	13.78	14.17	14.57	14.96	15.35
40	15.75	16.14	16.54	16.93	17.32	17.72	18.11	18.50	18.90	19.29
50	19.69	20.08	20.47	20.87	21.26	21.65	22.05	22.44	22.83	23.23
60	23.62	24.02	24.41	24.80	25.20	25.59	25.98	26.38	26.77	27.17
70	27.56	27.95	28.35	28.74	29.13	29.53	29.92	30.31	30.71	31.10
80	31.50	31.89	32.28	32.68	33.07	33.46	33.86	34.25	34.65	35.04
90	35.43	35.83	36.22	36.61	37.01	37.40	37.80	38.19	38.58	38.98
100	39.37	39.76	40.16	40.55	40.94	41.34	41.73	42.13	42.52	42.91

Inches into Centimeters**Pouces en Centimetres**

in	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	cm	cm	cm	cm	cm	cm	cm	cm	cm	cm
0	---	2.54	5.08	7.62	10.16	12.70	15.24	17.78	20.32	22.86
10	25.40	27.94	30.48	33.02	35.56	38.10	40.64	43.18	45.72	48.26
20	50.80	53.34	55.88	58.42	60.96	63.50	66.04	68.58	71.12	73.66
30	76.20	78.74	81.28	83.82	86.36	88.90	91.44	93.98	96.52	99.06
40	101.60	104.14	106.68	109.22	111.76	114.30	116.84	119.38	121.92	124.46
50	127.00	129.54	132.08	134.62	137.16	139.70	142.24	144.78	147.32	149.86
60	152.40	154.94	157.48	160.02	162.56	165.10	167.64	170.18	172.72	175.26
70	177.80	180.34	182.88	185.42	187.96	190.50	193.04	195.58	198.12	200.66
80	203.20	205.74	208.28	210.82	213.36	215.90	218.44	220.98	223.52	226.06
90	228.60	231.14	233.68	236.22	238.76	241.30	243.84	246.38	248.92	251.46
100	254.00	256.54	259.08	261.62	264.16	266.70	269.24	271.78	274.32	276.86

Figura 1-3 (Folha 3)

CONVERSÕES DE COMPRIMENTO

89083

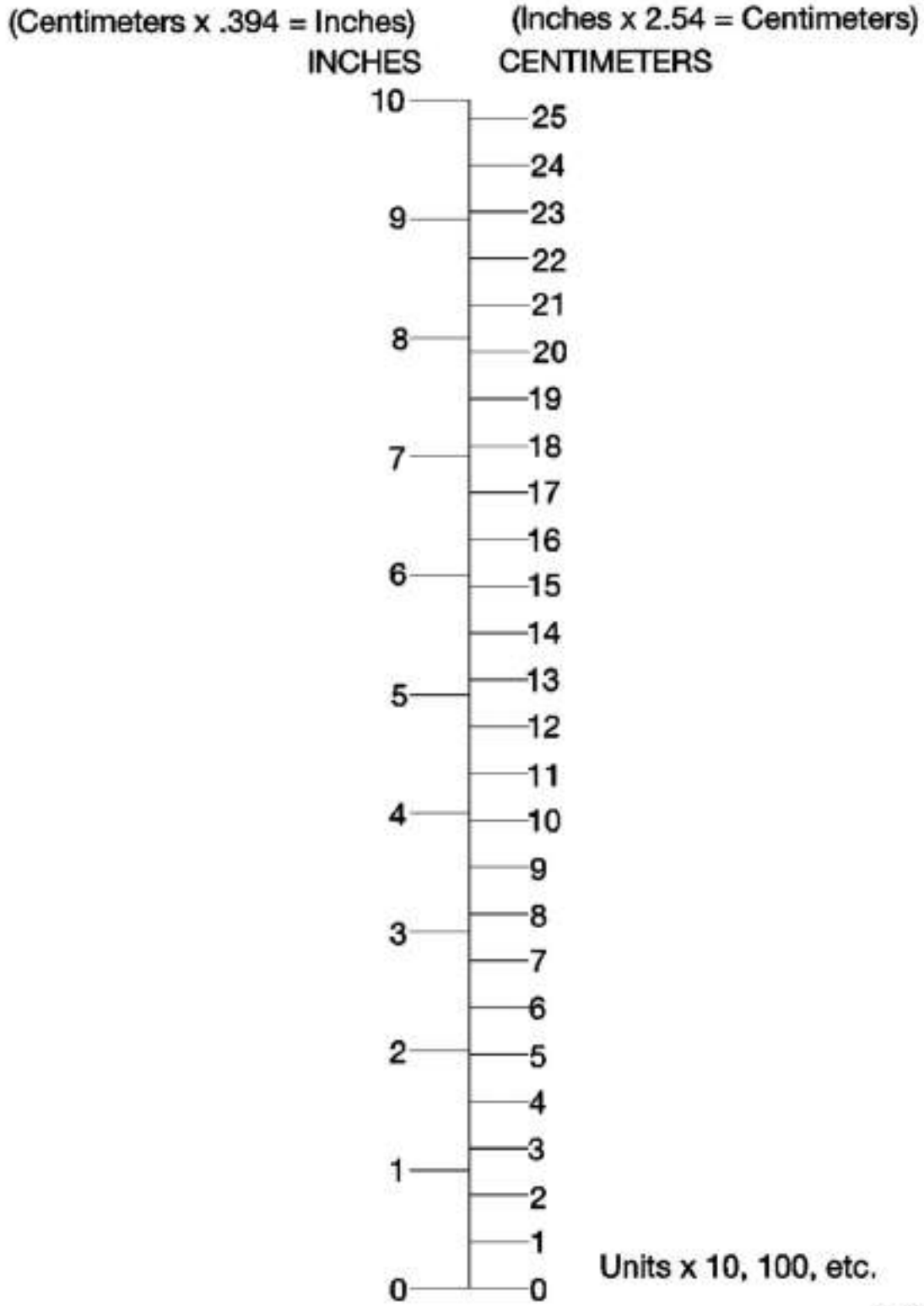


Figura 1-3 (Folha 4)

CONVERSÕES DE DISTÂNCIA

E32184

(Statute Miles x 1.609 = Kilometers)

(Kilometers x .622 = Statute Miles)

(Statute Miles x .869 = Nautical Miles)

(Nautical Miles x 1.15 = Statute Miles)

(Nautical Miles x 1.852 = Kilometers)

(Kilometers x .54 = Nautical Miles)

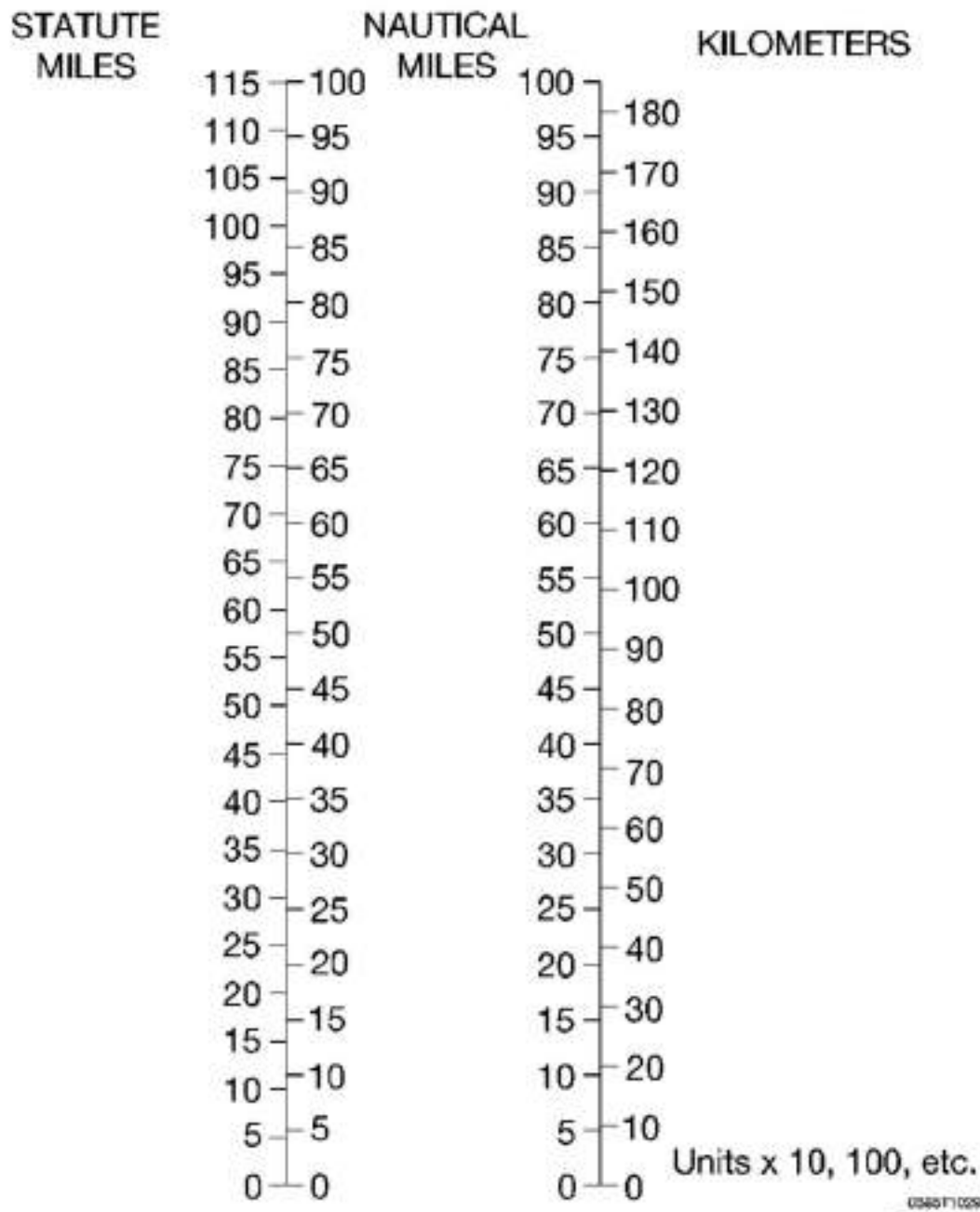


Figura 1-4

CONVERSÕES DE VOLUME

(Imperial Gallons x 4.546 = liters)

(Liters x 0.22 = Imperial Gallons)

**Liters into Imperial Gallons
Litres en Gallons Imperial**

L	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	IG	IG	IG	IG	IG	IG	IG	IG	IG	IG
0	---	0.22	0.44	0.66	0.88	1.10	1.32	1.54	1.76	1.98
10	2.20	2.42	2.64	2.86	3.08	3.30	3.52	3.74	3.96	4.18
20	4.40	4.62	4.84	5.06	5.28	5.50	5.72	5.94	6.16	6.38
30	6.60	6.82	7.04	7.26	7.48	7.70	7.92	8.14	8.36	8.58
40	8.80	9.02	9.24	9.46	9.68	9.90	10.12	10.34	10.56	10.78
50	11.00	11.22	11.44	11.66	11.88	12.10	12.32	12.54	12.76	12.98
60	13.20	13.42	13.64	13.86	14.08	14.30	14.52	14.74	14.96	15.18
70	15.40	15.62	15.84	16.06	16.28	16.50	16.72	16.94	17.16	17.38
80	17.60	17.82	18.04	18.26	18.48	18.70	18.92	19.14	19.36	19.58
90	19.80	20.02	20.24	20.46	20.68	20.90	21.12	21.34	21.56	21.78
100	22.00	22.22	22.44	22.66	22.88	23.10	23.32	23.54	23.76	23.98

**Imperial Gallons into Liters
Gallons Imperial en Litres**

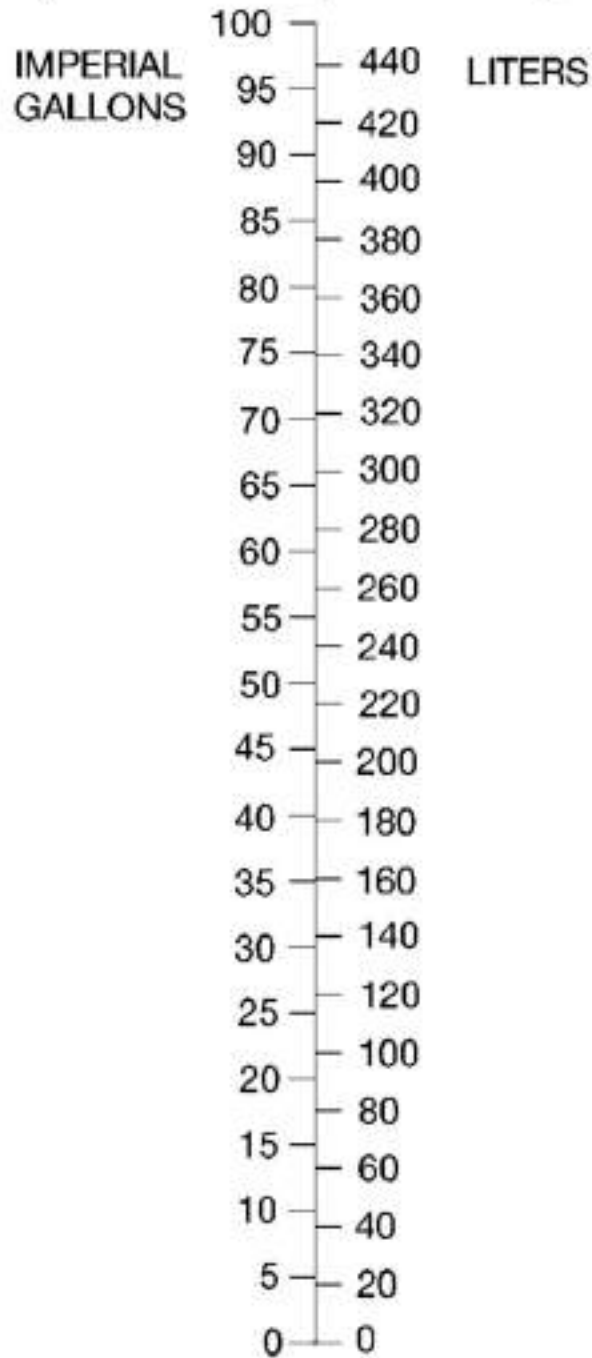
IG	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	L	L	L	L	L	L	L	L	L	L
0	---	4.55	9.09	13.64	18.18	22.73	27.28	31.82	36.37	40.91
10	45.46	50.01	54.55	59.10	63.64	68.19	72.74	77.28	81.83	86.37
20	90.92	95.47	100.01	104.56	109.10	113.65	118.20	122.74	127.29	131.83
30	136.38	140.93	145.47	150.02	154.56	159.11	163.66	168.20	172.75	177.29
40	181.84	186.39	190.93	195.48	200.02	204.57	209.12	213.66	218.21	222.75
50	227.30	231.85	236.39	240.94	245.48	250.03	254.58	259.12	263.67	268.21
60	272.76	277.31	281.85	286.40	290.94	295.49	300.04	304.58	309.13	313.67
70	318.22	322.77	327.31	331.86	336.40	340.95	345.50	350.04	354.59	359.13
80	363.68	368.23	372.77	377.32	381.86	386.41	390.96	395.50	400.05	404.59
90	409.14	413.69	418.23	422.78	427.32	431.87	436.42	440.96	445.51	450.05
100	454.60	459.15	463.69	468.24	472.78	477.33	481.88	486.42	490.97	495.51

Figura 1-5 (Folha 1 de 3)

CONVERSÕES DE VOLUME

FIGURE

(Imperial Gallons X 4.546 = Liters)
(Liters X .22 = Imperial Gallons)



Units x 10, 100, etc.

DBAS71002

Figura 1-5 (Folha 2)

CONVERSÕES DE VOLUME

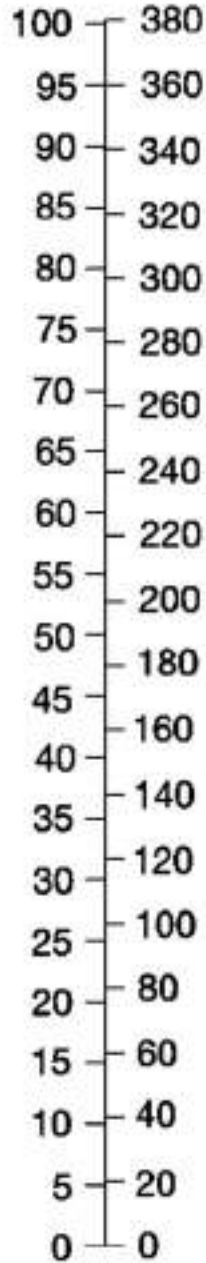
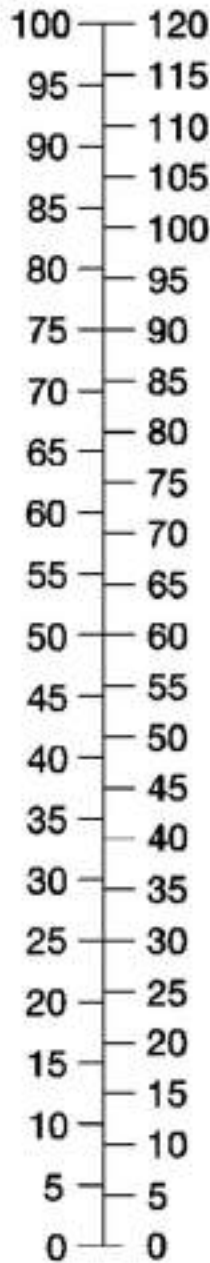
83366

(Imperial Gallons x 1.2 = U.S. Gallons)
(U.S. Gallons x .833 = Imperial Gallons)
(U.S. Gallons x 3.785 = Liters)
(Liters x .264 = U.S. Gallons)

IMPERIAL
GALLONS

U.S.
GALLONS

LITERS



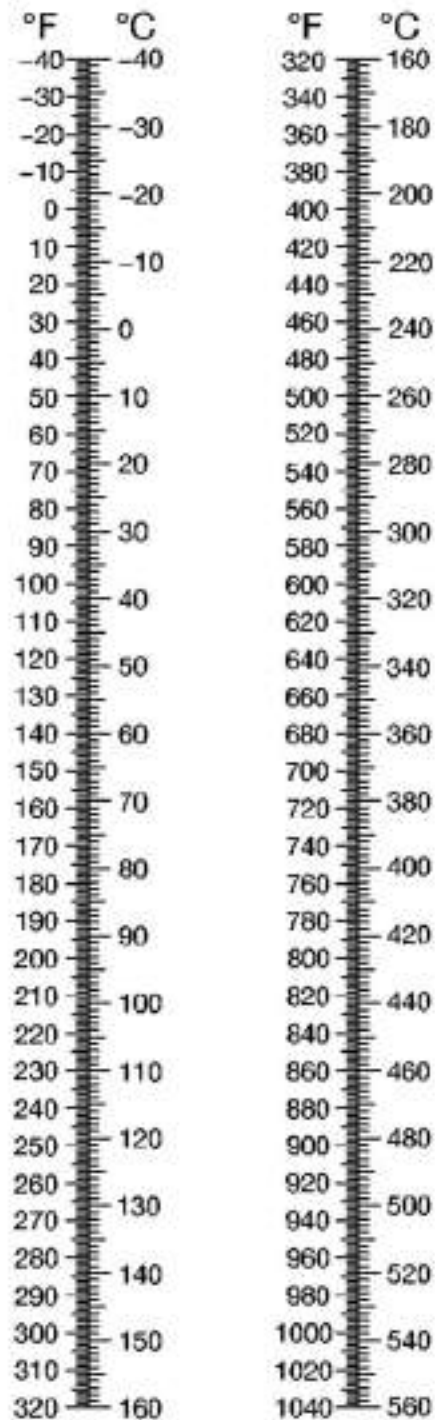
0545T1033

Figura 1-5 (Folha 3)

CONVERSÕES DE TEMPERATURA

EG28F

$$(F - 32) \times 5/9 = C \quad C \times 9/5 + 32 = F$$



0580T1034

Figura 1-6

CONVERSÃO DE PRESSÃO

HECTOPASCALS EM POLEGADAS DE MERCÚRIO

83496

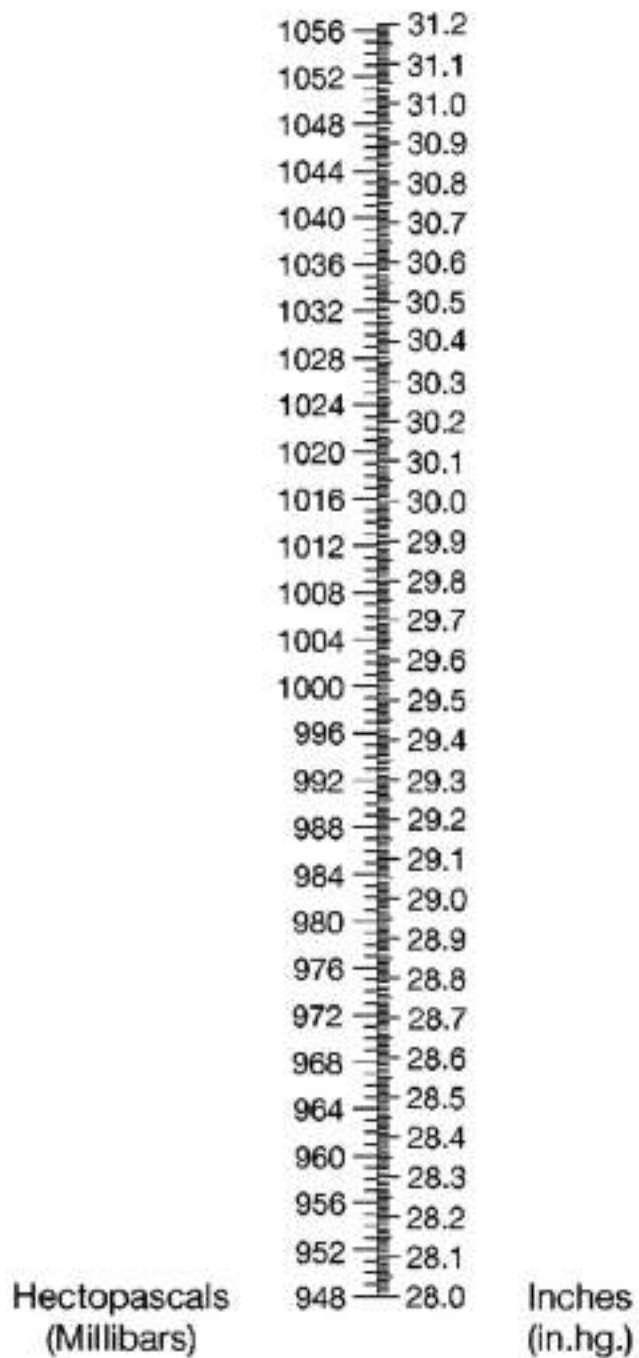


Figura 1-7

LIMITAÇÕES**ÍNDICE**

	Página
Introdução	2-3
Limitações de velocidade no ar.	2-4
Marcações indicadoras de velocidade no ar.	2-5
Limitações da usina.	2-6
Marcações de instrumentos de usinas de energia	2-10
Marcações diversas de instrumentos	2-11
Pré-voo.	2-12
Verificação visual e tátil.	2-12
Limites de peso.	2-12
Limites do Centro de Gravidade.	2-13
Limites de manobra.	2-13
Limites do fator de carga de voo.	2-14
Limites da Tripulação de Voo.	2-14
Tipos de limites de operação.	2-14
Limitações de Combustível	2-17
Limite máximo de altitude operacional.	2-26
Limites de temperatura do ar externo.	2-26
Limites Máximos de Assentos de Passageiros	2-26
Outras Limitações.	2-26
Limitações do Flap.	2-26
Limitações de Decolagem de Fluido Antigelo Tipo II, Tipo III ou Tipo IV	2-27
Limitações do Flap.	2-27
Limitações de velocidade no ar.	2-27
Voo em dicas visuais de gelo conhecidas.	2-27

(Continua na próxima página)

Índice (continuação)

Limitações do G1000	2-28
Aprovações Operacionais	2-29
Garmin GFC-700 AFCS.	2-30
L3 Communications WX 500 Stormscópio	2-31
Sistema de Aconselhamento de Tráfego (TAS)	2-31
Sistema de Conscientização e Alerta de Terreno (TAWS-B)	2-31
Guia do usuário de equipamento opcional	2-31
Placares.	2-32

INTRODUÇÃO A Seção 2

inclui as limitações operacionais, marcações de instrumentos e cartazes básicos necessários para a operação segura do avião, seu motor, sistemas padrão/não padrão e equipamentos padrão/não padrão.

AVISO

As limitações incluídas nesta seção e na Seção 9 foram aprovadas pela Federal Aviation Administration. A observância dessas limitações operacionais é exigida pelos regulamentos federais de aviação.

OBSERVAÇÃO

- A operação em outros países que não os Estados Unidos pode exigir a observância de outras limitações, procedimentos ou dados de desempenho.
- Consulte a Seção 9 deste POH/AFM para alterações nas limitações operacionais, procedimentos, dados de desempenho e outras informações necessárias para sistemas suplementares.
- As velocidades listadas na tabela de Limitações de Velocidade no Ar e na tabela de Marcações Indicadoras de Velocidade no Ar são baseadas nos dados de Calibração de Velocidade no Ar mostrados na Seção 5 com a fonte estática normal. Se a fonte estática alternativa estiver sendo usada, amplas margens devem ser observadas para permitir as variações de calibração da velocidade no ar entre as fontes estáticas normal e alternativa, conforme mostrado na Seção 5.

Seu Cessna é certificado pelo Certificado Tipo FAA No. A37CE como Cessna Modelo No.

LIMITAÇÕES DE VELOCIDADE AÉREA

As limitações da velocidade aerodinâmica e seu significado operacional são mostradas em Gráfico de limitações de velocidade no ar.

	SPEED	KCAS	KIAS	REMARKS
V_{MO}	Maximum Operating Speed	175	175	Do not exceed this speed in any operation.
V_A	Maneuvering Speed: 8750 Pounds 7500 Pounds 6250 Pounds 5000 Pounds	148 137 125 112	148 137 125 112	Do not make full or abrupt control movements above this speed.
V_{FE}	Maximum Flap Extended Speed: UP - 10° Flaps 10° - 20° Flaps 20° - FULL	175 150 125	175 150 125	Do not exceed these speeds with the given flap settings.
	Maximum Open Window Speed	175	175	Do not exceed this speed with window open.

Figura 2-1

MARCAÇÕES INDICADORAS DE VELOCIDADE AÉREA

As marcações dos indicadores de velocidade no ar e seu significado no código de cores são mostrado no gráfico de marcações indicadoras de velocidade no ar.

MARKING	KIAS VALUE OR RANGE	SIGNIFICANCE
Red Band	20 - 50	Low Airspeed Warning
White Band	50 - 125	Full Flap Operating Range. Lower limit is maximum weight V_{S0} in landing configuration. Upper limit is maximum speed permissible with flaps fully extended.
Green Band	63 - 175	Normal Operating Range. Lower limit is maximum weight V_S at most forward C.G. with flaps retracted. Upper limit is maximum operating speed.
Red Line	175	Maximum speed for all operations.

Figura 2-2

LIMITAÇÕES DA CENTRAL ENERGÉTICA

Fabricante de motores. Pratt & Whitney Canadá Inc.

Número do modelo do motor. PT6A-114A

Limites de Operação do Motor . . . Consulte a tabela de Limites Operacionais do Motor

Classe de Combustível e Aditivos de Combustível Aprovados . . Consulte Limitações de Combustível

Grau de óleo (especificação):

Óleo em conformidade com o Boletim de serviço de motores Pratt & Whitney nº 1001, e todas as suas revisões ou suplementos devem ser usados. Referir-se Seção 8 para uma lista de óleos aprovados. Ao adicionar óleo, faça a manutenção do motor com o tipo e marca que está sendo usado atualmente no motor.

CUIDADO

Não misture tipos ou marcas de óleo.

HÉLICE:

Fabricante de hélices. Sistemas de hélice McCauley

Número do modelo da hélice. 3GFR34C703/106GA-0

Diâmetro da Hélice

Máximo. 106 polegadas

Mínimo 104 polegadas

Ângulo da pá da hélice na estação de 30 polegadas:

Emplumado. 88°

Tom baixo. 15,6°

Reversão máxima. -14°

(Continua na próxima página)

LIMITAÇÕES DA CENTRAL ENERGÉTICA (Continuação)

Limites operacionais do sistema de hélice:

Uma verificação do regulador de velocidade excessiva deverá ser realizada antes do primeiro voo do dia, após a manutenção do sistema de controle do motor ou se o ajuste tiver sido feito.

A rotação da hélice deve ser ajustada em 1900 durante todas as aproximações por instrumentos.

Limites operacionais de controle do motor:

A operação de vôo com a alavanca POWER retardada abaixo da posição IDLE é proibida. Tal posicionamento pode levar à perda de controle do avião ou resultar em uma condição de sobrevelocidade do motor e conseqüente perda de potência do motor.

A operação da Alavanca de POTÊNCIA DE EMERGÊNCIA é proibida com a Alavanca de POTÊNCIA fora da posição IDLE.

Limites do Ciclo de Partida do Motor:

Utilizando a bateria do avião, o ciclo de partida deverá ser limitado aos seguintes intervalos e sequência:

30 segundos LIGADO - 60 segundos DESLIGADO,
30 segundos LIGADO - 60 segundos DESLIGADO,
30 segundos LIGADO - 30 minutos DESLIGADO.

Repita o ciclo acima conforme necessário.

Utilizando energia externa, o ciclo de partida deve ser limitado aos seguintes intervalos e sequência:

20 segundos LIGADO - 120 segundos DESLIGADO,
20 segundos LIGADO - 120 segundos DESLIGADO,
20 segundos LIGADO - 60 minutos DESLIGADO.

Repita o ciclo acima conforme necessário.

(Continua na próxima página)

LIMITAÇÕES DA CENTRAL ENERGÉTICA (Continuação)**LIMITES DE OPERAÇÃO DO MOTOR**

POWER SETTING	TORQUE Foot-Pound	MAXIMUM ITT °C	GAS GEN RPM %N_g (2)	PROP RPM	OIL PSIG (3)	OIL TEMP °C (7)	SHP
Takeoff	(1), (4)	805 (9)	101.6	1900	85 to 105	10 to 99	675
Maximum Climb	(4), (12)	765	101.6	1900	85 to 105	0 to 99	675
Maximum Cruise	(4), (13)	740	101.6	1900	85 to 105	0 to 99	675
Idle	---	685 (14)	52 Minimum	---	40 Minimum	-40 to 99	---
Maximum Reverse (5)	1865	805	101.6	1825	85 to 105	0 to 99	675
Transient	2400 (6)	850 (10)	102.6 (10)	2090	---	0 to 104 (11)	---
Starting	---	1090 (10)	---	---	---	-40 Minimum	---
Maximum Rated (8)	1865	805	101.6	1900	85 to 105	10 to 99	675

NOTE

1. Per the Maximum Engine Torque for Takeoff figure in Section 5.
2. For every 10 °C (18 °F) below -30 °C (-22 °F) ambient temperature, reduce maximum allowable N_g by 2.2%.
3. Normal oil pressure is 85 to 105 PSI at gas generator speeds above 72% with oil temperature between 60° and 70 °C (140° and 158 °F). Oil pressures below 85 PSI are undesirable and should be tolerated only for the completion of the flight, preferably at a reduced power setting. Oil pressures below normal should be reported as an engine discrepancy and should be corrected before the next flight. Oil pressures below 40 PSI are unsafe and require that either the engine be shut down or a landing be made as soon as possible using the minimum power required to sustain flight.
4. Propeller RPM must be set so as not to exceed 675 SHP with torque above 1865 foot-pounds. Full 675 SHP rating is available only at RPM setting of 1800 or greater.

Figura 2-3 (Folha 1 de 2)

LIMITAÇÕES DA CENTRAL ENERGÉTICA (Continuação)
LIMITES DE OPERAÇÃO DO MOTOR

5. Reverse power operation is limited to one minute.
6. These values are time-limited to 20 seconds.
7. For increased oil service life, an oil temperature between 74° and 80°C (165° and 176°F) is recommended. A minimum oil temperature of 55°C (130°F) is recommended for fuel heater operation at takeoff power.
8. Use of this rating is intended for abnormal situations (e.g., maintain altitude or climb out of severe icing or windshear conditions).
9. When the ITT exceeds 765°C, this temperature power setting is time-limited to five minutes.
10. The values are time-limited to two seconds.
11. These values are time-limited up to 10 minutes.
12. Per the Maximum Engine Torque for Climb figure in Section 5.
13. Per the Maximum Cruise Torque figure in Section 5.
14. Increase N_g to keep within limit.

Figura 2-3 (Folha 2)

MARCAÇÕES DOS INSTRUMENTOS DA CENTRAL DE ELÉCTRICA As

marcações dos instrumentos da central de energia e o seu significado de cor são mostrados no gráfico de Marcações dos Instrumentos da Central de Energia.

INSTRUMENT	RED LINE	GREEN BAND	YELLOW BAND	RED LINE
	MINIMUM LIMIT	NORMAL OPERATING	CAUTION RANGE	MAXIMUM LIMIT
Torque Indicator Foot-Pound (1)(4)	---	0 to 1865	---	1865 to 1970
Interstage Turbine Temperature (ITT) Indicator °C (2)	---	100 to 740	765 to 805	805
Gas Generator Indicator % RPM (3)	---	52% to 101.6%	---	101.6%
Propeller RPM Indicator	---	1600 to 1900	---	1900
Oil Pressure Indicator PSI	40	85 to 105	40 to 85	105
Oil Temperature Indicator °C	-40	10 to 99	-40 to +10 99 to 104	104

OBSERVAÇÃO

1. Incorpora linha vermelha que se move para compensar a variação de RPM da hélice.
2. Incorpora escala ITT ampliada com o motor desligado e durante a sequência de partida (STRT) para auxiliar no monitoramento da temperatura.
3. Incorpora linha vermelha que se move para compensar OAT.
100% é 37.500 RPM.
4. A rotação da hélice deve ser ajustada de modo a não exceder 675 SHP com torque acima de 1.865 libras-pé. A classificação completa de 675 SHP está disponível apenas em configurações de RPM de 1.800 ou superiores.

Figura 2-4

MARCAÇÕES DE INSTRUMENTOS DIVERSOS

As marcações dos instrumentos da usina e seu significado de cores são mostrados na tabela Marcações de instrumentos diversos.

INSTRUMENT	RED LINE	GREEN BAND	YELLOW BAND	RED LINE
	MINIMUM LIMIT	NORMAL OPERATING	CAUTION RANGE	MAXIMUM LIMIT
Fuel Quantity Indicators (1)	E (2.8 Gallons Unusable Each Tank)	---	---	---
Oxygen Pressure Gage PSI	---	1550 to 1850	0 to 300	2000
Gen Amps Amps	---	---	< -10 > 200	---
Alt Amps Amps	---	---	< -10 > 75	---
Bat Amps Amps			< -5	
Bus Volts Volts	24.5	---	---	32
Prop Anti-Ice Amps		20 to 24		

NOTE

1. Total unusable fuel when operating with both tanks ON is 3.6 U.S. gallons.

Figura 2-5

PRÉ-VÔO

A decolagem é proibida com qualquer geada, gelo, neve ou lama aderida ao asas, estabilizador horizontal, estabilizador vertical, superfícies de controle, hélice lâminas e/ou entradas do motor.

AVISO

Mesmo pequenas quantidades de geada, gelo, neve ou lama a asa pode alterar negativamente a sustentação e o arrasto. A falha na remoção desses contaminantes irá degradar desempenho do avião e impedirá uma decolagem segura e suba.

VERIFICAÇÃO VISUAL E TÁTIL

Se a temperatura do ar externo (OAT) estiver abaixo de 10°C (50°F), um toque tátil verificação do bordo de ataque da asa e da superfície superior de acordo com a Seção 4 do POH/AFM é necessário além de uma inspeção visual. Durante o solo condições de gelo, a decolagem deve ser realizada dentro de cinco minutos completar a inspeção tátil, a menos que o avião seja operado de acordo com 14 CFR 135.227(b)(3).

As condições de formação de gelo no solo são definidas como:

1. A OAT está em 2°C (36°F) ou menos e há umidade visível presente (ou seja, chuva, garoa, granizo, neve, neblina, água está presente na asa, etc.), ou,
2. A OAT é de 5°C (41°F) ou inferior e as condições são propícias para formação ativa de geada (por exemplo, noite clara com ponto de orvalho diferença de temperatura/OAT de 3°C (5°F) ou menos).

A decolagem é proibida se for razoavelmente esperado que geada, gelo ou neve aderir ao avião entre a verificação tátil e a decolagem (por exemplo, neve perto da temperatura de congelamento sem aplicação de fluido de degelo/antigelo).

Consulte os procedimentos de pré-voo na Seção 4 deste POH/AFM.

LIMITES DE PESO

Peso Máximo da Rampa	8.785 libras
Peso Máximo de Decolagem.	8.750 libras
Peso máximo de pouso.	8.500 libras

OBSERVAÇÃO

Consulte a Seção 6 deste POH/AFM para recomendações arranjos de carregamento na Norma 208B (Passageiros e versão de carga).

LIMITES DO CENTRO DE GRAVIDADE

Faixa do centro de gravidade:

Avançar: 179,60 polegadas (3,06% MAC) à ré do ponto de referência a 5.500 libras ou menos, com variação em linha reta para 193,37 polegadas (23,80% MAC) à ré do ponto de referência a 8.000 libras, e variação em linha reta até 199,15 polegadas (32,50% MAC) à ré do ponto de referência em 8.750 libras.

À popa: 204,35 polegadas (40,33% MAC) à ré do ponto de referência em todos os pesos de até 8.750 libras.

Dado de referência: 100 polegadas à frente da face frontal do firewall.

Acorde Aerodinâmico Médio (MAC):

A borda principal do MAC está 177,57 polegadas atrás do ponto de referência. O comprimento do MAC é 66,40 polegadas.

LIMITES DE MANOBRA Este

avião está certificado na categoria normal. A categoria normal é aplicável a aeronaves destinadas a operações não acrobáticas. Isso inclui quaisquer manobras incidentais ao vôo normal, estol (exceto estol de chicote), oitos preguiçosos, chandelles e curvas nas quais o ângulo de inclinação não seja superior a 60°.

Manobras acrobáticas, incluindo giros, não são aprovadas.

LIMITES DO FATOR DE CARGA DE VÔO

Fatores de carga de voo: (Peso máximo de decolagem - 8.750 libras)

*Aletas para cima. +3,8g, -1,52g

*Flaps Down (todas as configurações). +2,4g

*Os fatores de carga de projeto são 150% dos acima e em todos casos, a estrutura atende ou excede as cargas de projeto.

LIMITES DA TRIPULAÇÃO DE VÔO

É necessário um piloto no assento esquerdo.

TIPOS DE LISTA DE EQUIPAMENTOS DE OPERAÇÕES

O Cessna 208B com Garmin G1000 está equipado para VFR diurno ou noturno ou operações IFR e voo em condições de gelo conhecidas quando equipamento apropriado está instalado. O cartaz de limitação operacional reflete os limites aplicáveis no momento do Certificado de Aeronavegabilidade emissão.

As listas de equipamentos a seguir identificam os sistemas e equipamentos sob qual certificação de tipo para cada tipo de operação foi prescrita.

Esses sistemas e itens de equipamento devem ser instalados e operáveis

a menos que:

1. O avião está aprovado para ser operado de acordo com um Lista de Equipamentos Mínimos (MEL) atual emitida pela FAA.
Ou;
2. Um procedimento alternativo é fornecido no documento básico aprovado pela FAA Manual de voo do avião para o estado inoperante dos listados equipamento e todas as limitações são cumpridas.

OBSERVAÇÃO

A lista de sistemas e equipamentos a seguir não inclui todos os equipamentos exigidos pelo 14 CFR Partes 91 e 135 Requisitos operacionais. Também não inclui componentes obviamente necessários para que o avião seja aeronavegabilidade, como asas, controles primários de voo, cauda, motor, etc.

(Continua na próxima página)

TIPOS DE LISTA DE EQUIPAMENTOS DE OPERAÇÕES

(Contínuo)

SYSTEM AND/ OR COMPONENT	KIND OF OPERATION					COMMENTS
	V F R D A Y	V F R N D I A G H T	I F R D I A G H T	I F R D I A G H T	I C I N G	
PLACARDS AND MARKINGS						
208B POH/AFM	1	1	1	1	1	Accessible to pilot in flight.
Garmin G1000™ Cockpit Reference Guide	1	1	1	1	1	Accessible to pilot in flight.
AIR CONDITIONING						
1. Deck Skin Fans (2)	0	0	0	0	0	
2. PFD Fans (2)	0	0	0	0	0	
3. MFD Fan	0	0	0	0	0	
4. Cockpit Temperature Control System	0	0	0	0	1	
5. Cabin Temperature Control System	0	0	0	0	1	
6. Ventilations Fans (2)	0	0	0	0	0	
7. Air Conditioning System	0	0	0	0	0	
8. Cabin Heat Firewall Shutoff System	1	1	1	1	1	
COMMUNICATIONS						
1. Communication Systems (VHF) (2)	0*	0*	1*	1*	1*	* Or as required by operating regulation.
2. Audio Control Panel	1	1	1	1	1	
3. Static Wicks (22)	17*	17*	17*	17*	17*	* One may be missing from any control surface. Static wick on stinger can not be missing.
4. Hand Microphone	0*	0*	1	1	1	

(Continua na próxima página)

KINDS OF OPERATIONS EQUIPMENT LIST (Continued)

SYSTEM AND/ OR COMPONENT	KIND OF OPERATION					
	V F R D A Y	V F R N I A G H T	I F R D A Y	I F R N I A G H T	I C I N G	
ELECTRICAL POWER						
1. DC Generator	1	1	1	1	1	
2. DC Generator VOLTS Display**	1	1	1	1	1	
3. DC Generator AMPS Display**	1	1	1	1	1	
4. Main Battery	1	1	1	1	1	
5. Battery AMPS Display**	1	1	1	1	1	
6. Battery Temperature Monitoring System	1*	1*	1*	1*	1*	* Required only with NiCad battery option.
7. Standby Electrical System	0	0	0*	0*	1	* Or as required by operating regulation.
EQUIPMENT AND FURNISHINGS						
1. Passenger Seat Belts	0*	0*	0*	0*	0*	* One per occupied seat.
2. Crewmember Seat Belts (2)	1*	1*	1*	1*	1*	* One per occupied seat. Left side required.
3. Aircraft Emergency Locator Transmitter (ELT)	0*	0*	0*	0*	0*	* Or as required by operating regulation.
FIRE PROTECTION						
1. Engine Fire Detection System (1)	1	1	1	1	1	
** Displayed as part of the Engine Indication System (EIS).						

(Continua na próxima página)

KINDS OF OPERATIONS EQUIPMENT LIST (Continued)

SYSTEM AND/ OR COMPONENT	KIND OF OPERATION					COMMENTS
	V F R D A Y	V F R N I A G H T	I F R D A Y	I F R N I A G H T	I C I N G	
FIRE PROTECTION (Continued)						
2. Portable Fire Extinguisher (2)	2	2	2	2	2	
FLIGHT CONTROLS						
1. Primary Flap System	1*	1*	1*	1*	1*	* May be inoperative provided standby flap system is operative
2. Standby Flap System	1*	1*	1*	1*	1*	* May be inoperative provided primary flap system is operative
3. Flap Position Indicator	1	1	1	1	1	
4. Trim Systems - Elevator, Aileron, Rudder (3)	3	3	3	3	3	
5. Trim Position Indicator Systems - Elevator, Aileron, Rudder (3)	3	3	3	3	3	
ICE AND RAIN PROTECTION						
1. Wing and Wing Strut Leading Edge Porous Panels (2)	0	0	0	0	2	
2. Horizontal Stabilizers Leading Edge Porous Panels (2)	0	0	0	0	2	

(Continua na próxima página)

KINDS OF OPERATIONS EQUIPMENT LIST (Continued)

SYSTEM AND/ OR COMPONENT	KIND OF OPERATION					COMMENTS
	V F R D A Y	V F R N I A G H T	I F R D A Y	I F R N I A G H T	I C I N G	
ICE AND RAIN PROTECTION (Continued)						
3. Vertical Stabilizer Leading Edge Porous Panel	0	0	0	0	1	
4. Propeller Fluid Slinger Assembly	0	0	0	0	1	
5. TKS Equipment Pack	0	0	0	0	1	
6. Windshield Spray Bar	0	0	0	0	1	
7. Heated Lift Detector (Stall Warning) Vane	0	0	0	0	1	
8. Alternate Static Source	0	0	1	1	1	
9. Pitot/ Static Tube Heat System (Left Side)	0	0	1	1	1	
10. Wing Ice Inspection Light	0	0	0	0	1	
11. Engine Inertial Separator	0*	0*	0*	0*	0*	* May be inoperative provided separator doors are secured in the BYPASS position.
12. Heater and Defroster	0	0	0	0	1	
13. McCauley TKS Propeller	0	0	0	0	1	

(Continua na próxima página)

KINDS OF OPERATIONS EQUIPMENT LIST (Continued)

SYSTEM AND/ OR COMPONENT	KIND OF OPERATION					COMMENTS
	V F R D A Y	V F R N D I A G H T	I F R D I A G H T	I F R N D I A G H T	I C I N G	
ICE AND RAIN PROTECTION (Continued)						
14. Cargo Pod	0	0	0	0	1	
INDICATING/ RECORDING SYSTEMS						
1. Stall Warning System	1	1	1	1	1	
2. Aural Warning Systems	*	*	*	*	*	* All audio warnings must be operational.
3. Crew Alerting System Messages	*	*	*	*	*	* All CAS messages must be operational.
LANDING GEAR						
1. Parking Brake	0	0	0	0	0	
LIGHTS						
1. Anti-Collision Light System (Wing Strobes) (2)	0	2	0	2	0	
2. Flashing Beacon Light	1	1	1	1	1	
3. Position Lights System	0	1	0	1	0	
4. Taxi/ Recognition Lights (2)	0	0	0	0	0	
5. Landing Lights (2)	0	1*	0	1*	0	* May be inoperative provide one taxi light is operative
6. Fasten Seat Belt Sign	1*	1*	1*	1*	1*	* May be inoperative only if no passengers carried in cabin.
7. Cabin Lights	0	2*	0	2*	0	* One light each by cabin door and emergency exit.

(Continua na próxima página)

KINDS OF OPERATIONS EQUIPMENT LIST (Continued)

SYSTEM AND/ OR COMPONENT	KIND OF OPERATION					COMMENTS
	V F R D A Y	V F R N I G H T	I F R D A Y	I F R N I G H T	I C I N G	
LIGHTS (Continued)						
8. Cockpit and Instrument Lighting System	0	1	0	1	0	
9. Windshield Ice Detection Light	0	0	0	1*	1*	* Required for night ice detection.
10. Wing Ice Detection Light	0	0	0	1*	1	* Required for night ice detection.
NAVIGATION						
1. Primary Flight Display (PFD) (2)	1*	1*	1*	1*	1*	*Refer to Note 1
2. Multi-Function Display (MFD)	0*	0*	0*	0*	0*	* May be inoperative provided one PFD is operative. Refer to Note 2
3. Air Data Computers (ADC) (2)	1	1	1	1	1	
4. Attitude/ Heading Reference System (AHRS) (2)	1	1	1	1	1	
5. Standby Airspeed Indicator	0	0	1	1	1	
6. Standby Attitude Indicator	0	0	1	1	1	
7. Standby Altimeter	0	0	1	1	1	
8. Magnetic Compass	1	1	1	1	1	

(Continua na próxima página)

KINDS OF OPERATIONS EQUIPMENT LIST (Continued)

SYSTEM AND/ OR COMPONENT	KIND OF OPERATION					COMMENTS
	V F R D A G Y	V F R N I G H T	I F R D A G Y	I F R N I G H T	I C I N G	
NAVIGATION (Continued)						
9. ATC Transponder (2)	0*	0*	1*	1*	1*	* Or as required by operating regulation.
10. VHF Nav Receivers (2)	0*	0*	1*	1*	1*	* Or as required by operating regulation.
11. GPS Receivers (2)	0*	0*	1*	1*	1*	* Or as required by operating regulation.
12. Automatic Direction Finder (ADF) (Opt)	0*	0*	0*	0*	0*	* Or as required by operating regulation.
13. Distance Measuring Equipment (DME) (Opt)	0*	0*	0*	0*	0*	* Or as required by operating regulation.
14. Marker Beacon Receivers	0*	0*	0*	0*	0*	* Or as required by operating regulation.
15. TAWS (Opt)	0*	0*	0*	0*	0*	* Or as required by operating regulation.
16. Weather Radar (Opt)	0	0	0	0	0	
17. XM Datalink Weather (Opt)	0	0	0	0	0	
18. TAS (Opt)	0	0	0	0	0	
OXYGEN						
1. Oxygen System Including Pressure Gage	0*	0*	0*	0*	0*	* Or as required by operating regulation.

(Continua na próxima página)

KINDS OF OPERATIONS EQUIPMENT LIST (Continued)

SYSTEM AND/ OR COMPONENT	KIND OF OPERATION					COMMENTS
	V F R D A Y	V F R N I G H T	I F R D A Y	I F R D I G H T	I C I N G	
OXYGEN (Continued)						
2. Passenger Oxygen System	*	*	*	*	*	* If any passenger seat is occupied, the number of installed masks must equal the number of passenger seats plus one.
3. Crew Oxygen Masks (2)	0*	0*	0*	0*	0*	* Or as required by operating regulation.
VACUUM						
1. Engine-Driven Vacuum Pump	0	0	1	1	1	
ENGINE FUEL AND CONTROL						
1. Fuel Boost Pump	1	1	1	1	1	
2. Fuel Quantity Indications** (2)	2	2	2	2	2	
3. Fuel Flow Indication**	1	1	1	1	1	
4. Fuel Firewall Shutoff System	1	1	1	1	1	
5. Engine-Driven Fuel Pump	1	1	1	1	1	
6. Dual Igniter System	1	1	1	1	1	
** Displayed as part of the Engine Indication System (EIS).						

(Continua na próxima página)

KINDS OF OPERATIONS EQUIPMENT LIST (Continued)

SYSTEM AND/ OR COMPONENT	KIND OF OPERATION					COMMENTS
	V F R D A Y	V F R N D I A G H T	I F R N D I A G H T	I F R N D I A G H T	I C I N G	
ENGINE FUEL AND CONTROL (Continued)						
7. Engine Indications (TQ, ITT, Ng, Oil Press, Oil Temp)**	1	1	1	1	1	
8. Standby Torque Indicator	0	0	1	1	1	
MISCELLANEOUS EQUIPMENT						
1. Passenger Briefing Cards	* One for each occupied passenger seat.
** Displayed as part of the Engine Indication System (EIS).						

NOTE

1. PFD backlighting is required for day VFR flight if MFD backlighting has failed. Display backup mode must be active so engine indicators are shown.
2. MFD backlighting is required for day VFR flight if PFD backlighting has failed. Display backup mode must be active so flight instruments are shown.

LIMITAÇÕES DE COMBUSTÍVEL

Total Fuel	Both Tanks	335.6 U.S. gallons
	Each Tank	167.8 U.S. gallons
Usable Fuel	Both Tanks ON	332.0 U.S. gallons
	Single Tank ON	165.0 U.S. gallons
Unusable Fuel	Both Tanks ON	3.6 U.S. gallons
	Single Tank ON	2.8 U.S. gallons

OBSERVAÇÃO

Para atingir a capacidade total, encha o tanque de combustível até o topo do gargalo de enchimento. Encher os tanques de combustível até a parte inferior do colar de abastecimento de combustível (nível com válvula de retenção) permite espaço para expansão térmica e resulta em uma diminuição na capacidade de combustível de quatro galões por lado (oito galões no total).

Com baixa quantidade de combustível (FUEL LOW CAS MSG(s) ON), o voo contínuo descoordenado é proibido. A quantidade de combustível inutilizável aumenta quando uma derrapagem mais severa é mantida.

Devido à possível falta de combustível, o tempo máximo de duração da derrapagem total do leme é de três minutos.

O desequilíbrio máximo de combustível em vôo é de 200 libras.

Grau de combustível (especificação) e aditivos de combustível:**CUIDADO**

A gasolina de aviação é restrita ao uso emergencial e não deve ser utilizada por mais de 150 horas em um período de revisão; uma mistura de uma parte de gasolina de aviação e três partes de Jet A, Jet A-1, JP-1 ou JP-5 pode ser usada para fins de emergência por um máximo de 450 horas por período de revisão.

(Continua na próxima página)

LIMITAÇÕES DE COMBUSTÍVEL (Continuação)

Especificação de grau de combustível e aditivos de combustível

FUEL GRADE	FUEL SPECIFICATION (1)	MINIMUM FUEL TEMPERATURE FOR TAKEOFF °C (2)(3)	SPECIFIC WEIGHT (POUNDS PER US GALLON AT 15 °C)	COLOR
Jet A	ASTM-D1655	-35 °C	6.7	Colorless
Jet A-1	ASTM-D1655	-40 °C	6.7	Colorless
Jet B	ASTM-D1655	-45 °C	6.5	Colorless
JP-1	MIL-L-5616	-35 °C	6.7	Colorless
JP-4	MIL-T-5624	-54 °C	6.5	Colorless
JP-5	MIL-T-5624	-40 °C	6.8	Colorless
JP-8	MIL-T-83133	-40 °C	6.7	Colorless
Av Gas (All Grades) (4)	MIL-G-5572 ASTM-D910	-54 °C	6.0	80/87 Red 100LL Blue 100/130 Green

NOTE

1. Fuel used must contain anti-icing fuel additive in compliance with MIL-I-27686 (EGME), or MIL-I-85470 (DIEGME).
2. Minimum starting temperature is that given or the minimum allowable oil temperature (-40 °C), whichever is warmer. Starts may be attempted with fuel at lower temperatures providing other specified engine limitations are not exceeded.
3. It is assumed that the fuel temperature is the same as the outside air temperature.
4. When using aviation gasoline, the maximum fuel and the outside air temperature for takeoff is +29 °C (85 °F) and the maximum operating altitude is 9000 feet. The boost pump must be ON for all flight operations.

Figura 2-7

Consulte a Seção 8 para obter informações adicionais sobre aditivos aprovados e concentrações.

LIMITE MÁXIMO DE ALTITUDE OPERACIONAL

Altitudes máximas de operação certificadas: condições

sem gelo	25.000 pés
Condições de congelamento (se equipado)	20.000 pés
Quaisquer condições com gelo no avião.	20.000 pés

LIMITES DE TEMPERATURA DO AR EXTERIOR

Dia frio. -54°C do nível do mar até 25.000 pés.

Dia quente:

Operações Terrestres.	+53°C do nível do mar até 5.000 pés ISA +37°C acima de 5.000 pés
Operações de voo	ISA +35°C do nível do mar até 25.000 pés

Consulte a tabela de conversão ISA e limites de temperatura operacional em Seção 5, para uma apresentação gráfica da temperatura do ar operacional limites.

OBSERVAÇÃO

- Com ambos os ventiladores do convés inoperantes, as operações em solo estão limitados a 46°C durante 30 minutos.
- As operações terrestres até 38°C não são limitadas no tempo com ambos os ventiladores de deck inoperantes.

LIMITES MÁXIMOS DE ASSENTOS DE PASSAGEIROS

Na Versão Cargo poderá ser instalado no máximo um assento no direito do assento do piloto para uso de um segundo tripulante ou de um passageiro. Na Versão Passageiro poderão ser acomodados até onze assentos instalado. o banco dianteiro direito pode ser ocupado por uma segunda tripulação membro ou passageiro. Quando o banco dianteiro direito estiver ocupado por um passageiro, apenas oito assentos na cabine traseira podem ser ocupados. Referir-se Seção 6 para localização dos assentos.

OUTRAS LIMITAÇÕES**LIMITAÇÕES DO FLAP**

Faixa de decolagem aprovada.	ATÉ 20°
Alcance de pouso aprovado.	UP até COMPLETO
Alcance de pouso aprovado em condições de gelo.	ATÉ 20°

**FLUIDO ANTI-GELO TIPO II, TIPO III OU TIPO IV
LIMITAÇÕES DE DECOLAGEM****LIMITAÇÕES DO FLAP**

Configuração dos flaps de decolagem. ACIMA

LIMITAÇÕES DE VELOCIDADE AÉREA

Velocidade de rotação de decolagem.83 ALEGORIA

VOO COM PISTAS VISUAIS DE GELO CONHECIDAS

Conforme exigido pela AD 96-09-15, Parágrafo (a) (1)

AVISO

A formação de gelo severo pode resultar de condições fora daquelas para as quais o avião é certificado. Voo sob chuva congelante, congelante garoa ou condições de cobertura mista (super-resfriado água líquida e cristais de gelo) pode resultar em gelo acúmulo em superfícies protegidas excedendo o capacidade do sistema de proteção contra gelo, ou pode resultar na formação de gelo atrás das superfícies protegidas. Este gelo não pode ser derramado usando a proteção contra gelo sistemas, e pode degradar seriamente o desempenho e controlabilidade do avião.

Durante o voo, condições severas de formação de gelo que excedam aquelas para as quais o avião é certificado será determinado pelas seguintes indicações visuais. Se existir uma ou mais dessas dicas visuais, solicite imediatamente prioridade manuseio do Controle de Tráfego Aéreo para facilitar uma rota ou uma altitude mude para sair das condições de congelamento.

1. Gelo extraordinariamente extenso é acumulado na fuselagem em áreas não normalmente observado para coletar gelo.
2. Acúmulo de gelo na superfície superior ou inferior da asa à popa da área protegida.
3. Acúmulo pesado de gelo no para-brisa ou quando gelo se forma na popa das seções curvas do pára-brisa.
4. O gelo se forma atrás das superfícies protegidas dos suportes das asas.

OBSERVAÇÃO

Isto substitui qualquer alívio fornecido pelo Master Mínimo Lista de equipamentos (MMEL) ou tipos de limites de equipamentos (LEGAL).

LIMITAÇÕES DO G1000 O número

de peça atual do Garmin G1000 Cockpit Reference Guide (CRG) e a versão do software do sistema que devem estar disponíveis para o piloto durante o vôo são exibidos no grupo MFD AUX, página SYSTEM STATUS.

A navegação IFR baseada em GPS em rota, navegação oceânica e terminal é proibida, a menos que o piloto verifique a atualidade do banco de dados ou verifique a precisão de cada waypoint selecionado por referência aos dados atuais aprovados.

As aproximações por instrumentos RNAV/GPS devem ser realizadas de acordo com os procedimentos de aproximação por instrumentos aprovados que são recuperados do banco de dados de navegação do G1000. O banco de dados do G1000 deve incorporar o ciclo de atualização atual.

É proibido o uso da página MAPA DE NAVEGAÇÃO para navegação de praticagem. O Mapa de Navegação destina-se apenas a aumentar a consciência situacional. A navegação deve ser conduzida usando apenas cartas, dados atuais e recursos de navegação autorizados.

É proibido o uso das informações de PROXIMIDADE DO TERRENO para evitar o terreno primário. O mapa de Proximidade do Terreno destina-se apenas a melhorar a consciência situacional. É responsabilidade do piloto fornecer autorização de terreno em todos os momentos.

A navegação utilizando o G1000 não é autorizada ao norte dos 70° de latitude Norte ou ao sul dos 70° de latitude Sul devido à inadequação dos campos magnéticos próximos aos pólos da Terra. Além disso, as operações não estão autorizadas nas duas regiões a seguir:

1. Norte de 65° de latitude Norte entre longitude 75° W e 120° W (Norte do Canadá).
2. Ao sul de 55° de latitude sul entre longitude 120° E e 165° E (região ao sul da Austrália e Nova Zelândia).

(Continua na próxima página)

LIMITAÇÕES DO G1000 (continuação)

A função COM 1/2 (COM dividida) do Painel de Áudio não está aprovada para uso. Durante a operação COM 1/2, a transmissão por um membro da tripulação inibe a recepção pelo outro membro da tripulação.

As funções de quantidade de combustível, combustível utilizado e combustível restante do G1000 são apenas informações consultivas e devem ser verificadas pelo piloto.

O envio com mensagem de aviso de resfriamento GIA1, 2, PFD ou MFD é proibido.

APROVAÇÕES OPERACIONAIS Os

receptores GPS Garmin G1000 são aprovados pela TSO C145a Classe 3. O sistema Garmin G1000 demonstrou ser capaz de atender aos requisitos de precisão para as seguintes operações, desde que esteja recebendo dados de navegação utilizáveis.

Estas não constituem aprovações operacionais.

1. Operações de aproximação em rota, terminal e por instrumentos de não precisão usando GPS e WAAS (incluindo abordagens "GPS", "ou GPS" e "RNAV") e procedimentos de aproximação com orientação vertical (incluindo "LNAV/VNAV", "LNAV + V" e "LPV") nos EUA
Sistema Nacional de Espaço Aéreo de acordo com AC 20-138A.
2. Como um sistema de navegação de longo alcance (LRN) necessário para uso nos seguintes tipos de espaço aéreo quando usado em conjunto com o programa Garmin WAAS de detecção de falhas/predição de exclusão, número de peça 006-A0154-01 ou versão aprovada posterior: a. Oceanic/Remote - RNP-10 (de acordo com FAA AC 20-138A, FAA Notice 8110-60, FAA Order 8400-12A e FAA Order 8700-1). Ambos os receptores GPS devem operar e receber sinais utilizáveis, exceto para rotas que exigem apenas um sensor de navegação de longo alcance (LRN).

OBSERVAÇÃO

Cada display calcula uma solução de navegação independente baseada no sensor GPS lateral. No entanto, qualquer exibição reverterá automaticamente para o sensor lateral se o sensor lateral falhar ou se o sensor lateral for determinado como mais preciso. Uma mensagem "BOTH ON GPS1" ou "BOTH ON GPS2" não significa necessariamente que um GPS falhou.

Consulte a página MFD AUX-GPS STATUS para determinar o status do GPS não utilizado.

(Continua na próxima página)

APROVAÇÕES OPERACIONAIS (Continuação)

- b. Desempenho Mínimo de Navegação do Atlântico Norte (NAT)
Especificações (MNPS) de espaço aéreo de acordo com AC 91-49 e AC 120-33. Ambos os receptores GPS devem estar operando e receber sinais utilizáveis, exceto para rotas que requerem apenas um Sensor de navegação de longo alcance.
- c. Em rota e Terminal incluindo RNP5/BRNAV e PRNAV (RNP-1) - De acordo com JAA TGL-10, ACJ 20X4, AC 90-96A e AC 90-100A, desde que o FMS esteja recebendo informações de navegação utilizáveis de um ou mais GPS receptores.

CONTROLE DE VÔO AUTOMATIZADO GARMIN GFC 700**SISTEMA (AFCS)**

1. O teste de pré-voo do GFC 700 AFCS deve ser bem-sucedido concluído antes do uso do piloto automático, diretor de voo ou manual guarnição elétrica.
2. Um piloto, com o cinto de segurança colocado, deverá ocupar o lugar do piloto esquerdo assento durante todas as operações do piloto automático.
3. O piloto automático e o amortecedor de guinada devem estar desligados durante todas as decolagens e desembarques.
4. Velocidade máxima de ativação do piloto automático. **175 ALEGORIA**
Velocidade mínima de ativação do piloto automático. **80 FIGURAS**
Velocidade máxima de operação do trim elétrico. **175 ALEGORIA**
5. O piloto automático deve ser desativado abaixo de 200 pés AGL durante operações de aproximação e abaixo de 800 pés AGL durante todos os outros operações.
6. As aproximações ILS usando o piloto automático/diretor de voo estão limitadas a A categoria I se aproxima apenas.
7. São proibidas aproximações ILS com dados brutos abaixo de 400 pés AGL.
8. É proibido o uso do piloto automático quando o painel de áudio estiver inoperante (uma vez que o alerta auditivo não será fornecido quando piloto automático está desativado).
9. É proibido o uso do piloto automático durante a condução perdida procedimentos de aproximação até uma taxa de subida estabelecida que garante que todos os requisitos de altitude do procedimento serão atendidos.

L3 COMMUNICATIONS WX 500 STORMSCOPE (se instalado)

Uso do MAPA METEOROLÓGICO (WX-500 Stormscope) para situações perigosas a penetração do tempo (trovoada) é proibida. Informações sobre LTNG o MAPA DE NAVEGAÇÃO ou MAPA METEOROLÓGICO é aprovado apenas como auxílio para evitar condições climáticas perigosas, não para penetração.

O guia do usuário deve estar disponível ao piloto em vôo.

SISTEMA DE AVISO DE TRÁFEGO (TAS) (se instalado)

É proibido o uso do MAPA DE TRÁFEGO para manobrar o avião para evitar o tráfego. O TAS destina-se apenas para uso consultivo. O TAS destina-se apenas a ajudar o piloto a localizar visualmente o tráfego. É responsabilidade do piloto ver e manobrar para evitar o tráfego.

O TAS é incapaz de detectar qualquer aeronave intrusa sem um transponder operacional. O TAS pode detectar e rastrear aeronaves com transponders ATCRBS (operando em Modo A ou C) ou Modo S.

Os procedimentos ATC e o “conceito ver e evitar” continuarão a ser o principal meio de separação de aeronaves. Entretanto, se a comunicação com o ATC for perdida, o TAS adiciona um backup significativo para evitar colisões.

SISTEMA DE CONSCIENTIZAÇÃO E AVISO DE TERRENO (TAWS-B) (se instalado)

É proibido o uso do Sistema de Conscientização e Alerta de Terreno (TAWS-B) para navegar e evitar terrenos ou obstáculos. O TAWS-B é aprovado apenas como um auxílio para ajudar o piloto a ver e evitar terrenos ou obstáculos.

O TAWS-B deverá ser inibido ao pousar em local não incluído na base de dados do aeroporto.

O uso do TAWS-B é proibido ao operar usando a configuração do altímetro QFE (o altímetro indica 0 pés de altitude quando o avião está na pista).

O piloto está autorizado a desviar-se da autorização ATC atual apenas na medida necessária para cumprir os avisos TAWS-B.

A área geográfica da base de dados TAWS-B deve corresponder à área geográfica em que o avião está a ser operado.

GUIA DO USUÁRIO DE EQUIPAMENTO OPCIONAL O

o piloto é responsável por garantir que o(s) guia(s) do usuário apropriado(s) para todos os equipamentos opcionais instalados na aeronave estejam acessíveis ao piloto em voo.

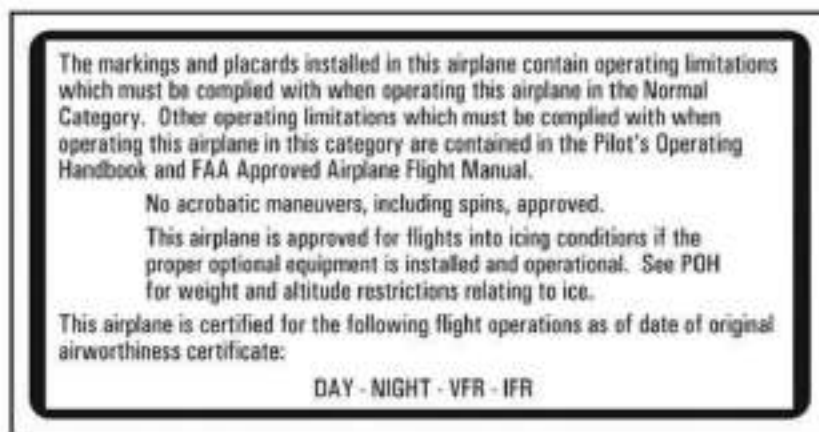
CARTAZES

AVISO

As informações a seguir devem ser exibidas na forma de cartazes compostos ou individuais. No mínimo, o texto exato desses cartazes é exigido conforme especificado nesta seção. O texto dos cartazes pode ser proveniente de cartazes numerados obtidos da Cessna Aircraft Company ou cartazes equivalentes instalados por uma estação de reparos aprovada de acordo com práticas/procedimentos normais de manutenção.

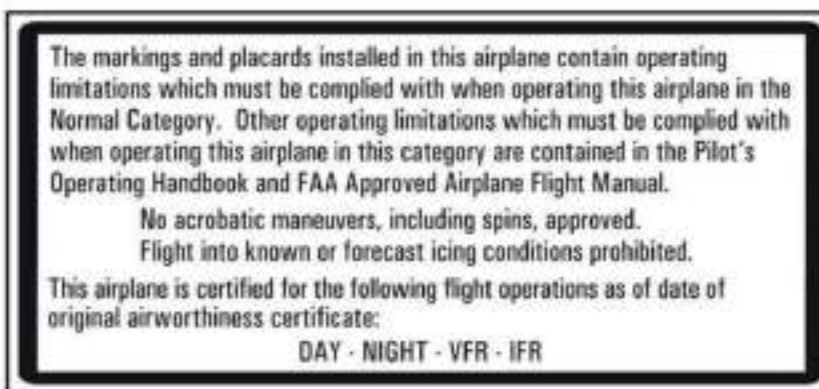
1. À vista do piloto na pala de sol ou na faixa de acabamento do pára-brisa aviões equipados para voar em condições de gelo conhecidas:

A32999



- À vista do piloto na pala de sol ou na faixa de acabamento do pára-brisa em aviões não equipados para voar em condições de gelo conhecidas:

A33000



(Continua na próxima página)

CARTAZES (Continuação)

2. À vista do piloto na pala de sol ou no para-brisa em aviões não equipados para voar em áreas com gelo conhecido e em aviões equipados para voar em áreas com gelo conhecido que não incorporem o SK208-175:

**ESTE AVIÃO ESTÁ PROIBIDO DE VOAR
EM GELO CONHECIDO OU PREVISTO**

3. No pedestal:

**NÃO DECONTAM COM GELO/GEADA/NEVE NO
AERONAVES**

4. No bloqueio de controle:

**CUIDADO
BLOQUEIO DE CONTROLE
RETIRE ANTES DE LIGAR O MOTOR**

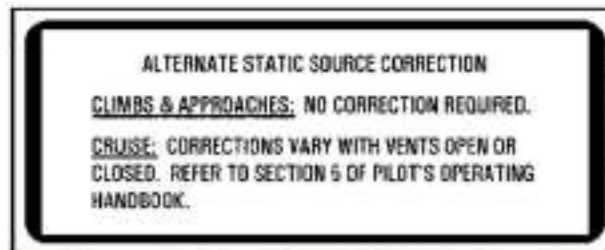
5. Na parede lateral esquerda abaixo e à frente do painel de instrumentos e (quando o painel de instrumentos de voo direito estiver instalado) na parede lateral direita abaixo e à frente do painel de instrumentos:

A39001



6. Na pala de sol ou no friso do para-brisa:

A39002



7. Acima do Piloto PFD:

**PESO MÁX. VELOCIDADE DE MANOBRA
148 KIAS VER POH PARA OUTROS PESOS**

(Continua na próxima página)

CARTAZES (Continuação)

8. Um cartão de calibração deve ser fornecido para indicar a precisão do bússola magnética em incrementos de 30°.

9. Indicador de posição do flap próximo da asa:

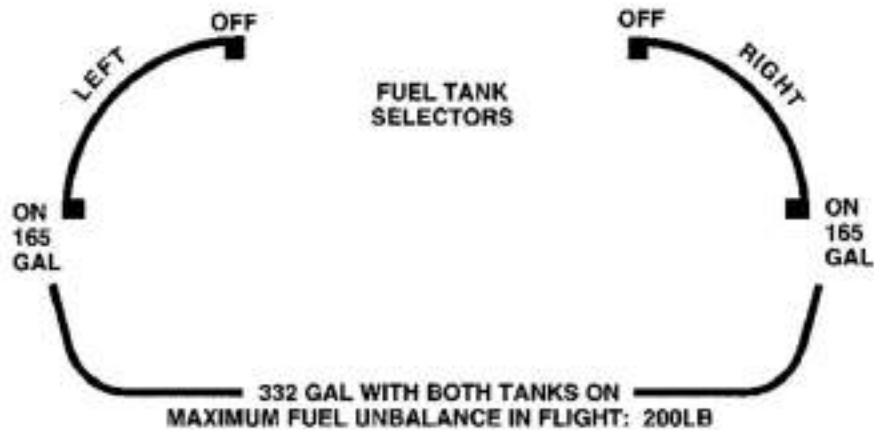
ATÉ 10°	175 KIAS (alcance parcial do flap com código de cor azul escuro; também retenção mecânica a 10°)
10° a 20°	150 KIAS (código azul claro; também retenção mecânica a 20°)
20° a FULL	125 KIAS (código de cor branca)

10. Abaixo da alavanca de potência:

<p align="center">CUIDADO USE SOMENTE BETA E REVERSE COM O MOTOR FUNCIONANDO E HÉLICE FORA DA PENA</p>

11. No seletor do tanque de combustível:

A39003



(Continua na próxima página)

CARTAZES (Continuação)

12. Adjacente a cada tampa de abastecimento do tanque de combustível externo:

A59790



13. Adjacente a cada tampa de abastecimento do tanque de combustível interno (quando instalada):

A41070



(Continua na próxima página)

CARTAZES (Continuação)

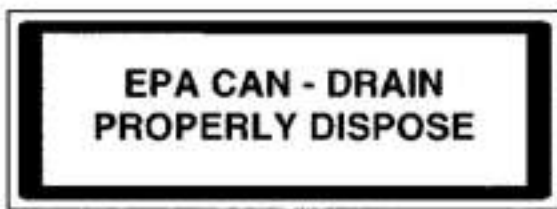
14. Adjacente ao filtro de combustível:

A39006



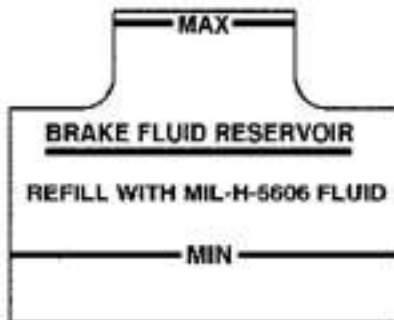
15. Adjacente ao dreno de combustível pode:

A39007



16. No reservatório do fluido de freio:

A39008

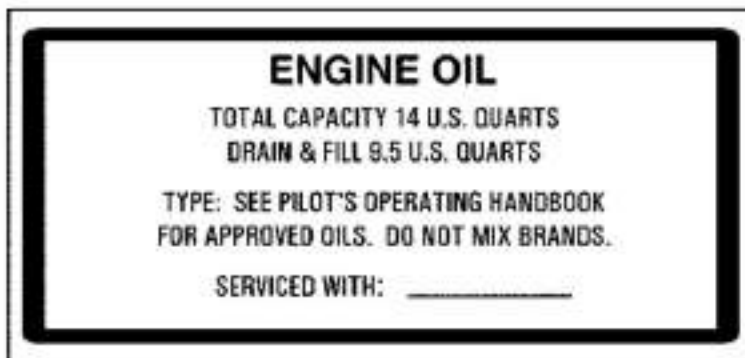


(Continua na próxima página)

CARTAZES (Continuação)

17. Adjacente à vareta/tampa de enchimento de óleo (no duto separador inercial):

A39009



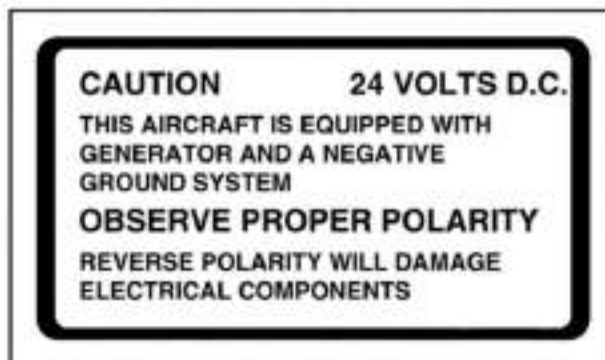
18. Na lateral do duto separador inercial:

A39010



19. No firewall acima da bandeja da bateria:

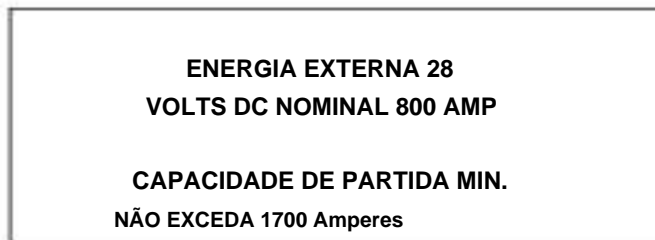
A39011



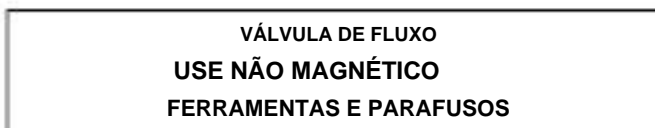
(Continua na próxima página)

CARTAZES (Continuação)

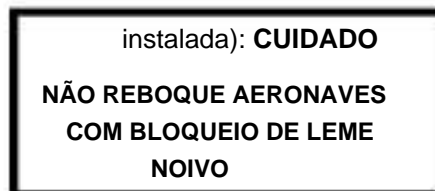
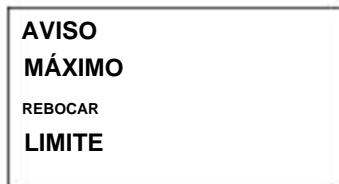
20. Receptáculo de plugue de serviço próximo ao solo:



21. No painel de acesso na parte inferior de ambas as asas, logo à frente do aileron:

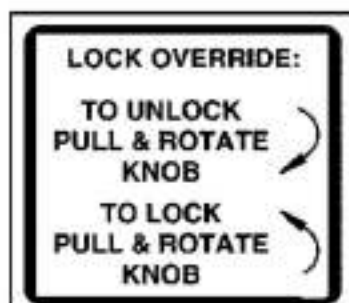


22. Em cada lado da carenagem do suporte do nariz próximo à marca de limite de reboque (placa de trava do leme necessária quando a trava do leme estiver



23. Adjacente à porta dupla esquerda, dentro da maçaneta da porta:

A39014



(Continua na próxima página)

CARTAZES (Continuação)

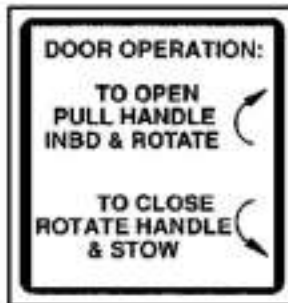
24. Adjacente à porta superior do passageiro, botão externo e porta alça (somente versão passageiro):

A39015



25. Adjacente à porta superior do passageiro, dentro da maçaneta da porta (somente versão do passageiro):

A39016



26. No centro da porta inferior do passageiro, por dentro e por fora (somente versão do passageiro):

A39017



(Continua na próxima página)

CARTAZES (Continuação)

27. Adjacente à porta de carga superior, botão externo e porta lidar:

A39018



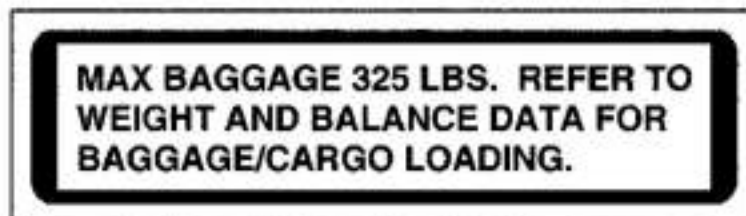
28. Adjacente à porta de carga superior, dentro da maçaneta da porta (somente versão passageiro):

A39019



29. Na parede lateral direita da porta inferior do passageiro (Versão Passageiro apenas):

A39020



(Continua na próxima página)

CARTAZES (Continuação)

30. Nos lados esquerdo e direito da barreira de carga traseira (Versão Carga/Versão Passageiro com barreira de carga instalada): **CARGA MÁXIMA**

**ATRÁS DA BARREIRA 3.400 LBS
TOTAL DE ZONAS
A PROA DA ÚLTIMA ZONA
CARREGADA DEVE ESTAR
PELO MENOS 75% CHEIA POR
VOLUME. VEJA POH PARA EXCEÇÕES.
-VERIFIQUE PESO E EQUILÍBRIO-**

31. Na parte interna da porta de carga inferior (somente versão Cargo)

**CARGA MÁXIMA ATRÁS DA BARREIRA 3.400
LBS O TOTAL DE ZONAS
FWD DA ÚLTIMA ZONA CARREGADA DEVE
ESTAR PELO MENOS 75% CHEIO POR
VOLUME. VEJA POH PARA EXCEÇÕES.

-VERIFIQUE PESO E EQUILÍBRIO-
A CARGA DEVE SER PROTEGIDA DE
MUDANÇA - VER POH -**

32. Na parede lateral direita adjacente à Zona 5 (somente versão Cargo): **SE A**

**CARGA NA ZONA 5 EXCEDER
400 LBS, UMA REDE DE DIVISÓRIA É
NECESSÁRIA À RÉ OU A
CARGA DEVE SER FIXADA AO CHÃO**

(Continua na próxima página)

CARTAZES (Continuação)

33. Nos lados esquerdo e direito da cabine em zonas apropriadas (somente versão Cargo):

ZONA 1 CARGA MÁXIMA 1780 LBS
ZONA 2 CARGA MÁXIMA 3100 LBS
ZONA 3 CARGA MÁXIMA 1900 LBS
ZONA 4 CARGA MÁXIMA 1380 LBS
ZONA 5 CARGA MÁXIMA 1270 LBS
ZONA 6 CARGA MÁXIMA 320 LBS

(Continua na próxima página)

CARTAZES (Continuação)

34. Na parte interna das portas do compartimento de carga (se instalado):

FWD. COMPARTIMENTO MÁX. PESO 230 libras. MÁX. CARREGAMENTO NO PISO 30 libras. POR M². Pés. SEM BORDAS AFIADAS
CTR. COMPARTIMENTO MÁX. PESO 310 libras. MÁX. CARREGAMENTO NO PISO 30 libras. POR M². Pés. SEM BORDAS AFIADAS
COMPARTIMENTO DE POPA MÁX. PESO 270 libras. MÁX. CARREGAMENTO NO PISO 30 libras. POR M². Pés. SEM BORDAS AFIADAS
COMPARTIMENTO DE POPA MÁX. PESO 280 libras. MÁX. CARREGAMENTO NO PISO 30 libras. POR M². Pés. SEM BORDAS AFIADAS

35. Em cada placa de ancoragem de parede lateral e teto (exceto placas de ancoragem para serviço pesado com suporte estrutural adicional) e na placa de ancoragem no centro da porta de carga inferior (somente versão Cargo):

A39021



SEÇÃO 3

PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

ÍNDICE	Página
Introdução	3-5
Velocidades no ar para operação de emergência.	3-5
Procedimentos Operacionais - Gerais	3-6
Falhas no motor.	3-8
Falha do motor durante a decolagem.	3-8
Falha do motor imediatamente após a decolagem.	3-8
Falha do motor durante o voo.	3-8
Apagamento do motor durante o voo.	3-10
Arranque aéreo.	3-10
Assistência de Partida (Procedimento Preferencial)	3-10
Sem assistência de partida.	3-11
Desembarques Forçados.	3-13
Pouso de Emergência sem Potência do Motor.	3-13
Pouso Precaucional com Potência do Motor.	3-13
Abandonando	3-14
Fumaça e fogo	3-14
Incêndio no motor em voo (vermelho ENGINE FIRE CAS MSG).	3-14
Incêndio elétrico em voo.	3-15
Incêndio na cabine.	3-16
Asa de Fogo.	3-17
Incêndio na cabine durante operações terrestres.	3-17
Fogo no motor durante a partida	
Terra (Motor Vermelho Incêndio CAS MSG).	3-18
Proteção contra gelo e chuva.	3-19
As seguintes condições climáticas podem ser propícias	
à formação de gelo severo durante o voo - conforme exigido por	
AD 96-09-15, Parágrafo (a) (2).	3-19
Procedimentos para sair do ambiente de congelamento severo -	
conforme exigido pela AD 96-09-15, Parágrafo (a) (2)	3-19
Encontro Inadvertido de Gelo.	3-20

(Continua na próxima página)

ÍNDICE Aviônica/Piloto

Página

Automático	3-22
Falha no ajuste de inclinação (PTRIM vermelho no PFD)	3-22
Amortecedor de guinada inoperante (AFCS vermelho ou YAW CAS MSG).	3-22
Falhas Elétricas	3-23
Falha no Gerador (Âmbar GENERATOR OFF CAS MSG)	3-23
Tensão Alta (Vermelho VOLTAGE HIGH CAS MSG).	3-25
Tensão Baixa (Vermelho VOLTAGE LOW CAS MSG).	3-25
Mau funcionamento do motor.	3-27
Perda de pressão do óleo (ÓLEO Vermelho PRESSÃO BAIXA CAS MSG).	3-27
Mau funcionamento da unidade de controle de combustível no sistema pneumático ou Seções do regulador (a potência do motor volta para marcha lenta)	3-27
Alavanca de energia de emergência não recolhida (MSG vermelho EMERG PWR LVR CAS).	3-27
Sistema de combustível	3-28
Interrupção do fluxo de combustível para o reservatório de combustível (RSVR COMBUSTÍVEL BAIXO CAS MSG vermelho).	3-28
Seletor do tanque de combustível desligado durante a partida do motor (Vermelho SELEÇÃO DE COMBUSTÍVEL DESLIGADO CAS MSG e ambas as buzinas de advertência do seletor de combustível ativadas).	3-28
Nível de combustível baixo e seletor de combustível único Desligado (Vermelho FUEL SELECT OFF e Âmbar L, R, LR FUEL LOW CAS MSG(s)) e ou Ambos os seletores do tanque de combustível desligados (vermelho FUEL SELECCIONE OFF CAS MSG e um aviso de combustível Buzina ativada).	3-28

EMERGÊNCIA EXPANDIDA

Falha no motor.	3-30
Gráfico de deslizamento máximo.	3-32
Desembarques Forçados.	3-34
Abandonando	3-34
Pouso sem controle do elevador.	3-35
Fumaça e fogo	3-35

(Continua na próxima página)

ÍNDICE

Página

Operação de Emergência em Nuvens.	3-36
Executando uma curva de 180° nas nuvens (falha AHRS)	3-37
Descida de emergência através das nuvens (falha do AHRS)	3-37
Recuperação do Mergulho em Espiral nas Nuvens (Falha AHRS)	3-38
Rotaciona	3-39
Mau funcionamento do motor.	3-40
Perda de pressão do óleo.	3-40
Mau funcionamento da unidade de controle de combustível no pneumático ou Seções do Governador.	3-41
Alavanca de energia de emergência não recolhida.	3-41
Mau funcionamento do sistema de combustível/combustível inadvertido Procedimentos de interrupção de fluxo.	3-42
Falhas Elétricas	3-43
Mau funcionamento do gerador ou do barramento principal.	3-43
Perda de energia elétrica.	3-44
Falha Parcial de Energia Aviônica	3-44
Mau funcionamento do sistema elétrico em espera	3-44
Saídas de emergência	3-45
Figura Saídas de Emergência.	3-46

INTRODUÇÃO

A Seção 3 fornece uma lista de verificação e procedimentos ampliados para lidar com emergências que podem ocorrer. Emergências causadas por avião ou o mau funcionamento do motor é extremamente raro se forem realizadas inspeções pré-voos adequadas e manutenção são praticados. Emergências climáticas em rota podem ser minimizado ou eliminado por um planejamento de voo cuidadoso e bom senso quando o clima inesperado é encontrado. No entanto, deveria um surgir uma emergência, as diretrizes básicas descritas nesta seção devem ser consideradas e aplicadas conforme necessário para corrigir o problema. Procedimentos de emergência associados à aviãoica padrão, ao ELT ou quaisquer sistemas opcionais podem ser encontrados na Seção 9.

AVISO

Não há substituto para uma informação correta e completa hábitos de planejamento de pré-voos e revisão contínua para minimizar emergências. completamente conhecedores dos perigos e das condições que representam perigos potenciais. Esteja ciente também do capacidades e limitações do avião.

VELOCIDADES AÉREAS PARA OPERAÇÃO DE EMERGÊNCIA

Falha do motor após a decolagem:

ALA DE ASA Alça PARA CIMA.	100 FIGURAS
Alça de abas de asa completa.	80 FIGURAS

Velocidade de manobra:

8.750 libras.	148 ALEGORIA
7.500 libras.	137 ALEGORIA
6.250 libras.	125 ALEGORIA
5.000 libras.	112 ALEGORIA

Deslizamento Máximo:

	Com cápsula de carga	Sem cápsula de carga
8.750 libras	95 ALEGORIA	97 ALEGORIA
7.500 libras	87 ALEGORIA	90 FIGURAS
6.250 libras	79 ALEGORIA	82 ALEGORIA
5.000 libras	71 ALEGORIA	74 ALEGORIA

Pouso Precaucional (Potência do Motor/Flaps FULL) **80 FIGURAS**

Pouso sem potência do motor: WING

FLAPS Handle UP.	100 FIGURAS
Alça de abas de asa completa.	80 FIGURAS

EM GERAL

PROCEDIMENTOS OPERACIONAIS - GERAL Os

procedimentos operacionais contidos neste manual foram desenvolvidos e recomendados pela Cessna Aircraft Company e são aprovados para uso na operação desta aeronave.

Esta seção contém os procedimentos de emergência e anormais para o seu avião. Para sua conveniência, as definições destes termos estão listadas na Seção I. Os procedimentos operacionais neste manual de voo do avião estão organizados em Procedimentos de Emergência, Anormais e Normais.

Os procedimentos normais são aqueles recomendados para operações rotineiras de pré-voo, voo e pós-voo e incluem informações e procedimentos expandidos dos sistemas. Algumas verificações, conforme observado na Seção de Limitações deste manual de voo do avião, são necessárias para garantir a integridade adequada do sistema.

O Sistema Aviônico Integrado Garmin G1000 monitora a maioria dos sistemas do avião em busca de falhas ou falhas e exibe essas informações para a tripulação como mensagens na parte do Sistema de Alerta da Tripulação (CAS) do Display Primário de Voo (PFD) na frente de cada piloto. Algumas falhas do Garmin G1000 também são exibidas como mensagens no Primary Flight Display (PFD) ou no Multi Function Display (MFD). Essas mensagens estão listadas na parte apropriada das seções de procedimentos de emergência e anormais do POH/AFM aprovado pela FAA ou do Guia de referência do Cockpit Garmin apropriado para a aeronave da série 208.

Os procedimentos de emergência são geralmente associados a mensagens Red CAS MSG ou Garmin G1000. Alguns procedimentos, como Planeio Máximo/Pouso de Emergência, não estão associados a nenhuma mensagem específica, mas podem envolver uma ou mais mensagens. Todos os procedimentos de emergência são organizados por sistemas apropriados e incluem cada mensagem Red CAS ou Garmin, se aplicável, exatamente como aparece no PFD ou MFD. Os Procedimentos de Emergência exigem reconhecimento imediato do piloto e ação corretiva por parte da tripulação. A(s) MSG(s) vermelha(s) CAS piscará(ão) e pressionar a tecla AVISO silenciará o sinal sonoro repetido e alterará a MSG CAS para constante.

(Continua na próxima página)

PROCEDIMENTOS OPERACIONAIS - GERAIS (Continuação)

Algumas situações de emergência requerem ações corretivas imediatas e memorizadas. Essas etapas numeradas estão impressas em caixas dentro dos procedimentos de emergência e devem ser realizadas sem o auxílio do checklist.

Procedimentos anormais são procedimentos gerais que podem ser associados a uma ou mais mensagens Amber CAS ou Garmin G1000. Alguns procedimentos não estão associados a nenhuma mensagem CAS ou Garmin G1000 específica, mas podem envolver uma ou mais mensagens. Esses procedimentos são organizados por sistemas relacionados.

Um Procedimento Anormal é aquele que requer o uso de sistemas especiais e/ou o uso alternativo de sistemas regulares que manterão um nível aceitável de aeronavegabilidade. Esses procedimentos exigem conscientização imediata do piloto e ações subsequentes da tripulação podem ser necessárias. A(s) MSG(s) CAS âmbar piscarão inicialmente. Pressionar a tecla CUIDADO mudará a mensagem CAS para um estado estável.

OBSERVAÇÃO

- O(s) MSG branco(s) do CAS fornecem informações gerais, indicam a necessidade de conscientização adicional da tripulação e a possível necessidade de ação piloto futura.
- Para evitar confusão devido a mensagens múltiplas, em momentos críticos, alguns MSG(s) CAS são inibidos quando uma Unidade Substituível de Linha (LRU), como o GEA-71 (Garmin Engine Airframe Computer), falha.
 - Geralmente, os seguintes Procedimentos de Emergência e

Anormais não orientam o piloto a verificar/reinicializar os disjuntores. Isto é considerado habilidade de pilotagem básica e pode ser realizado a critério do piloto.

- Excepto quando é necessária acção específica, estes procedimentos não especificam acção no terreno.

As condições que resultam em uma mensagem Vermelha ou Âmbar devem ser corrigidas antes do voo. As razões para o(s) White CAS MSG(s) devem ser determinadas antes do voo.
- Se ocorrer um MSG CAS Vermelho ou Âmbar durante o voo, deve-se considerar o pouso em um aeroporto onde a manutenção corretiva possa ser realizada.

FALHAS NO MOTOR

FALHA DO MOTOR DURANTE A ROLAGEM DE DECOLAGEM

- | | |
|----------------------------------|------------------|
| 1. Alavanca de POTÊNCIA. | GAMA BETA |
| 2. Freios. | APLICAR |
| 3. Alça de abas de asa. | RETRAIR |

SE O AVIÃO NÃO PODE SER PARADO NA PISTA RESTANTE:

- | | |
|---|-----------------------------------|
| 4. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL | CORTAR |
| 5. Botão DE DESLIGAMENTO DE COMBUSTÍVEL | RETIRAR |
| 6. SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL | DESLIGADO (a buzina soará) |
| 7. Interruptor da BATERIA | DESLIGADO |

FALHA DO MOTOR IMEDIATAMENTE APÓS A DECOLAGEM

- | | |
|---|--|
| 1. Velocidade no ar. | 85 ALEGORIA |
| 2. Alavanca de RPM PROP. | PENA |
| 3. Alça de abas de asa. | CONFORME NECESSÁRIO (20° recomendado) |
| 4. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL | CORTAR |
| 5. Botão DE DESLIGAMENTO DE COMBUSTÍVEL | RETIRAR |
| 6. SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL | DESLIGADO (a buzina soará) |
| 7. Interruptor da BATERIA | DESLIGADO |

FALHA DO MOTOR DURANTE O VÔO

- | | |
|--|--------------------|
| 1. Velocidade no ar. | 95 ALEGORIA |
| 2. Alavanca de POTÊNCIA. | PARADO |
| 3. Alavanca de RPM PROP. | PENA |
| 4. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL | CORTAR |
- | | |
|--|------------------|
| 5. Alça de abas de asa. | ACIMA |
| 6. Interruptor de AUMENTO DE COMBUSTÍVEL | DESLIGADO |
| 7. Botão DE DESLIGAMENTO DE COMBUSTÍVEL | RETIRAR |
| 8. Interruptor de IGNIÇÃO. | NORMA |

(Continua na próxima página)

FALHA DO MOTOR DURANTE O VÔO (Continuação)

9. Chave STBY ALT PWR **DESLIGADO**
10. Carga Elétrica **REDUZIR**
- a. Interruptor AVIONICS STBY PWR. **DESLIGADO**
- Interruptor AVIONICS BUS TIE. **DESLIGADO**
- PRIMÁRIO (se instalado) **NORMA**

OBSERVAÇÃO

O interruptor PRIMÁRIO do sistema de proteção contra gelo TKS deve ser mantido em NORM para manter a carga elétrica dentro dos limites APENAS alimentação por BATERIA.

- d. Interruptor PROP HEAT (se instalado). e. Luzes **DESLIGADO**
- da CABINE. . f. Luzes **DESLIGADO**
- estroboscópicas. g. Luzes **DESLIGADO**
- LDG e TAXI/RECOG. **DESLIGADO**

OBSERVAÇÃO

Mantenha as luzes LDG e TAXI/RECOG desligadas até que seja necessário aproximação e pouso. Antes de pousar, vire apenas à ESQUERDA Luz LDG acesa para manter a carga elétrica abaixo do limite.

- h. Ventiladores de ar de ventilação. **DESLIGADO**
- eu. AR CONDICIONADO (se instalado) **DESLIGADO**
- j. Disjuntores GEN CONT e GEN FIELD. **PUXAR**
- (linha superior, dois últimos disjuntores na extremidade dianteira)
- k. Disjuntor PITOT HEAT DIREITO. **PUXAR**
- (segunda fila, terceiro disjuntor a partir da popa)
- eu. Disjuntor RDNG LIGHT **PUXAR**
- (terceira fila, segundo disjuntor da extremidade traseira)
- m. Disjuntor RADAR R/T **PUXAR**
- (AVN BUS 1, segunda fila, sexto disjuntor do lado esquerdo)
- n. Interruptor AVIONICS No. 2 **DESLIGADO**
11. AMPS DE BATATA. **VERIFIQUE ABAIXO DE 45 AMPS**
12. VOO. **TERMINAR (o mais rápido possível)**
- (conforme descrito em Pouso de emergência sem potência do motor)

DESATIVAÇÃO DO MOTOR DURANTE O VÔO**SE A VELOCIDADE DO GERADOR DE GÁS (NG) ESTIVER ACIMA DE 50%:**

- | | |
|-------------------------------------|---------------|
| 1. Alavanca de POTÊNCIA | PARADO |
| 2. Interruptor de IGNIÇÃO | SOBRE |

APÓS REACENDIMENTO SATISFATÓRIO COMO EVIDENTE POR NORMAL**ITT E Ng.**

- | | |
|------------------------------------|----------------------|
| 3. Alavanca de POTÊNCIA. | COMO DESEJADO |
| 4. Interruptor de IGNIÇÃO. | NORMA |

(se a causa da extinção tiver sido corrigida.)

SE A VELOCIDADE DO GERADOR DE GÁS (NG) ESTIVER ABAIXO DE 50%:

- | | |
|--|---------------|
| 5. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL | CORTAR |
|--|---------------|

- | |
|--|
| 6. Consulte as listas de verificação do Airstart para reinicialização do motor |
|--|

AÉREO**STARTER ASSIST (procedimento preferencial)**

- | | |
|---|-------------------------------------|
| 1. Interruptor da BATERIA | SOBRE |
| 2. Interruptor AVIONICS No. 1. | SOBRE |
| 3. Carga Elétrica. a. Chave | REDUZIR |
| STBY ALT PWR. b. Interruptor do | DESLIGADO |
| barramento 2 da AVIONICS. c. Chave | DESLIGADO |
| de ignição d. Interruptores do | NORMA |
| painel LIGHTS esquerdo (9 no total) e. Interruptor de | DESLIGADO |
| TOMADA DE ENERGIA. f. Ventiladores | DESLIGADO |
| de ar de ventilação. g. AR | DESLIGADO |
| CONDICIONADO (se instalado). h. Interruptor de | DESLIGADO |
| CALOR DE AR DE SANGRAMENTO | DESLIGADO |
| 4. Alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA. | NORMAL |
| 5. Alavanca de POTÊNCIA. | PARADO |
| 6. Alavanca de RPM PROP. | RPM MÍN. |
| 7. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL | CORTAR |
| 8. Botão DE DESLIGAMENTO DE COMBUSTÍVEL | LIGADO (empurre para dentro) |
| 9. SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL | EM AMBOS |
| 10. Interruptor de AUMENTO DE COMBUSTÍVEL | SOBRE |
| 11. Altitude. | MÁXIMO DE 20.000 PÉS |

(Continua na próxima página)

STARTER ASSIST (Procedimento Preferencial) (Continuação)

12. Interruptor de partida . . a. **COMEÇAR e OBSERVAR**
 IGNIÇÃO NO CAS MSG. . b. Indicação **VERIFIQUE**
 de pressão do óleo do motor. . c. Ng **VERIFICAR**
 **12% MÍNIMO**
13. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL **BAIXO IDLE e OBSERVAR**
 a. FLUXO PPH. . b. ITT. **90-140 horas por hora**
 **MONITOR** (máximo 1090°C)
 c. Ng **52% MÍNIMO**
14. Interruptor de partida **DESLIGADO**

AVISO

Se existirem condições como precipitação intensa ou tanques de combustível quase vazios, gire o interruptor de IGNIÇÃO SOBRE.

15. Interruptor de AUMENTO DE COMBUSTÍVEL **NORMA**
 (a menos que ligue e desligue; então deixe ON)
16. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL **ALTA IDENTIFICAÇÃO**
17. Alavanca de RPM do PROP. **DEFINIR**
18. Alavanca de POTÊNCIA **DEFINIR**
19. Chave STBY ALT PWR **SOBRE**
20. Interruptor AVIONICS No. 2 **SOBRE**
21. Equipamento elétrico **COMO REQUERIDO**

SEM ASSISTÊNCIA DE PARTIDA

1. Interruptor da BATERIA **SOBRE**
2. Interruptor do GERADOR **VIAGEM**
 a. Chave STBY ALT PWR. . . b. **DESLIGADO**
 Interruptor do barramento 2 da
 AVIONICS. . . c. Interruptores do painel LIGHTS **DESLIGADO**
 esquerdo (9 no total). . d. Interruptor de **DESLIGADO**
 SAÍDA DE ENERGIA. . e. **DESLIGADO**
 Ventiladores de ar de ventilação. . . f. AR **DESLIGADO**
 CONDICIONADO (se instalado) g. Interruptor de BLEED AIR HEAT. . . **DESLIGADO**
3. Alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA **NORMAL**
4. Alavanca de POTÊNCIA **PARADO**
5. Alavanca de RPM PROP. **RPM MÍN.**

(Continua na próxima página)

SEM ASSISTÊNCIA DE PARTIDA (Continuação)

6. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL **CORTAR**
7. Botão DE DESLIGAMENTO DE COMBUSTÍVEL **LIGADO** (empurre para dentro)
8. SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL **EM AMBOS**
9. Interruptor de AUMENTO DE COMBUSTÍVEL **SOBRE**
10. Interruptor de IGNIÇÃO **SOBRE**
11. Velocidade no ar **100 KIAS MÍNIMO**
(140 KIAS se a hélice estiver embandeirada)
12. Altitude **20.000 pés MÁXIMO**
(15.000 pés se a hélice estiver embandeirada)

CUIDADO

Não tente reiniciar sem assistência de partida se Ng indicações indicam zero RPM.

13. Dos Indicadores **VERIFICAR ESTÁVEL**
14. Alavanca de CONDIÇÃO DE **BAIXO IDLE e OBSERVAR**
COMBUSTÍVEL . a. FLUXO **90-140 horas por hora**
PPH . b. ITT **MONITOR** (máximo 1090°C)
c. Ng **52% MÍNIMO**
15. Interruptor de IGNIÇÃO **NORM** (Ng 52% ou superior)
(a menos que as condições justifiquem deixar ON)

AVISO

Se existirem condições, tais como precipitação intensa ou tanques de combustível quase vazios, gire o interruptor de IGNIÇÃO SOBRE.

16. Interruptor de AUMENTO DE COMBUSTÍVEL **NORMA**
(a menos que ligue e desligue; então deixe ON)
17. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL **ALTA IDENTIFICAÇÃO**
18. Alavanca de RPM do PROP **DEFINIR**
19. Alavanca de POTÊNCIA **DEFINIR**
20. Interruptor do GERADOR **REINICIAR**
21. Chave STBY ALT PWR **SOBRE**
22. AVIONICS No. **SOBRE**

DESEMBARQUES FORÇADOS**POUSO DE EMERGÊNCIA SEM ENERGIA DO MOTOR**

1. Assentos, cintos de segurança, cintos de ombro. **SEGURO**
2. Velocidade no ar. **100 KIAS** (flaps UP)
80 KIAS (flaps COMPLETOS)
3. Alavanca de POTÊNCIA **PARADO**
4. Alavanca de RPM PROP. **PENA**
5. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL **CORTAR**
6. Interruptor de AUMENTO DE COMBUSTÍVEL **DESLIGADO**
7. Interruptor de IGNIÇÃO **NORMA**
8. Chave STBY ALT PWR. **DESLIGADO**
9. Equipamento não essencial. **DESLIGADO**
10. Botão DE DESLIGAMENTO DE COMBUSTÍVEL **RETIRAR**
11. SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL **DESLIGADO** (a buzina soar)
12. Alça das abas de asa . . **CONFORME NECESSÁRIO** (COMPLETO recomendado)
13. Portas da tripulação. **DESTRAVAR ANTES DO TOQUE**
14. Interruptor do GERADOR **VIAGEM**
15. Interruptor da BATERIA **OFF** (quando o pouso é garantido)
16. Aterrissagem. **CAUDA LEVEMENTE BAIXA**
17. Freios. **APLICAR PESADAMENTE**

ATERRAMENTO PRECAUCIONAL COM POTÊNCIA DO MOTOR

1. Assentos, cintos de segurança, cintos de ombro. **SEGURO**
2. Alça de abas de asa. **10°**
3. Velocidade no ar. **90 FIGURAS**
4. Campo Selecionado. **VOAR**
(observando terreno e obstruções)
5. Equipamento não essencial
(exceto BATERIA, GERADOR e STBY ALT). **DESLIGADO**
6. Alça de abas de asa. **COMPLETAMENTE PARA BAIXO** (na aproximação final)
7. Velocidade no ar. **80 FIGURAS**
8. Portas da tripulação. **DESTRAVAR ANTES DO TOQUE**
9. Chave STBY ALT PWR. **DESLIGADO**
10. Interruptor do GERADOR **VIAGEM**
11. Interruptor da BATERIA **DESLIGADO**
12. Aterrissagem. **CAUDA LEVEMENTE BAIXA**
13. Alavanca de POTÊNCIA **GAMA BETA**
14. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL **CORTAR**
15. Freios. **APLICAR PESADAMENTE**

ABANDONANDO

1. Rádio. **TRANSMITIR MAYDAY** (em 121,5 MHz)
Forneça localização, intenções e SQUAWK 7700 se o transponder estiver instalado.
2. Objetos pesados na cabine. **SEGURO**
(se o passageiro estiver disponível para ajudar)
3. Assentos, cintos de segurança, cintos de ombro **SEGURO**
4. Alça de abas de asa. **COMPLETO PARA BAIXO**
5. PODER. **ESTABELECEMOS DESCIDA DE 300 PÉS/MIN A 80 KIAS**
6. Abordagem
 - a. Ventos fortes . . . b. **NO VENTO**
Ventos fracos, ondas fortes. **PARALELO ÀS ONDAS**
7. Rosto. **ALMOFADA em TOUCHDOWN**
(com casaco dobrado ou objeto similar)
8. Aterrissagem. **NO FLARE** (manter atitude de descida)
9. Avião. **EVACUAR**
10. Coletes salva-vidas e balsas. **INFLAR** (quando fora da cabine)

AVISO

O avião não foi testado em voo em condições reais valas, portanto o procedimento recomendado acima baseia-se inteiramente no melhor julgamento da Cessna Companhia de Aeronaves.

FUMAÇA E FOGO**INCÊNDIO NO MOTOR EM VÔO (incêndio no motor vermelho CAS MSG)**

- | | |
|--|----------------|
| 1. Alavanca de POTÊNCIA. | PARADO |
| 2. Alavanca de RPM PROP. | PENA |
| 3. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL | CORTAR |
| 4. Botão DE DESLIGAMENTO DE COMBUSTÍVEL | RETIRAR |
| 5. CONTROLE DE DESLIGAMENTO DO FIREWALL DE CALOR DA CABINE | RETIRAR |
6. Aberturas laterais dianteiras **FECHAR**
 7. Ventiladores suspensos. **ABRIR**
 8. VENTILADORES DE AR DE VENTILAÇÃO. **SOBRE**
 9. Alça de abas de asa. **20° - COMPLETO**
 10. Velocidade no ar. **80 - 85 FIGURAS**
 11. Pouso forçado. **EXECUTAR**

(conforme descrito em Pouso de emergência sem potência do motor)

INCÊNDIO ELÉTRICO EM VÔO

- | | |
|-------------------------------------|---------------|
| 1. Chave STBY ALT PWR. | DESLIGADO |
| 2. Interruptor do GERADOR | VIAGEM |
| 3. Interruptor da BATERIA | DESLIGADO |

AVISO

Sem energia elétrica, todos operados eletricamente indicações de voo e motor, bomba de combustível, CAS mensagens, alça WING FLAPS e toda a navegação e as comunicações ficarão inoperantes. Todos instrumentos de espera, incluindo indicador de torque e indicador de atitude de espera acionado por vácuo, estar operativo.

- | | |
|--|--|
| 4. Ventiladores | FECHADO (para evitar correntes de ar) |
| a. Aberturas laterais dianteiras. b. | FECHAR |
| Ventiladores suspensos. c. | FECHAR |
| Ventiladores de ar de ventilação. | DESLIGADO |
| 5. Interruptor de CALOR DO AR DE SANGRIA | DESLIGADO |
| 6. Extintor de incêndio. | USAR |

AVISO

Os ocupantes devem usar máscaras de oxigênio (se instaladas) até a fumaça desaparecer. Depois de descarregar um extintor dentro de uma cabine fechada, ventile o cabine.

- | | |
|--|-----------|
| 7. Interruptores de energia AVIONICS | DESLIGADO |
|--|-----------|

AVISO

Com AVIONICS Nº 1 e Nº 2 DESLIGADOS, use o modo de espera instrumentos de voo.

- | | |
|---|-----------|
| 8. Todos os outros interruptores elétricos. | DESLIGADO |
|---|-----------|

SE O INCÊNDIO APARECER E A ENERGIA ELÉTRICA ESTIVER NECESSÁRIO PARA A CONTINUAÇÃO DO VÔO:

- | | |
|--------------------------------------|---|
| 9. Interruptor da BATERIA | SOBRE |
| 10. Interruptor do GERADOR | REINICIAR |
| 11. Chave STBY ALT PWR | SOBRE |
| 12. Disjuntores | CHECK (para circuito defeituoso; não reinicie) |
| 13. Interruptor AVIONICS No. | SOBRE |

(Continua na próxima página)

INCÊNDIO ELÉTRICO EM VÔO (Continuação)

14. Interruptores Elétricos **SOBRE**

Ligue os interruptores um de cada vez, com um atraso após cada um até curto-circuito é localizado.

15. Ventiladores **ABRIR**

(quando se verificar que o fogo está completamente extinto)

- a. Aberturas laterais dianteiras. b. **ABRIR**

- Ventiladores suspensos. . . . c. **ABRIR**

- Ventiladores de ar de ventilação. **SOBRE**

16. CALOR DO AR DE SANGRIA **LIGADO** (conforme desejado)

INCÊNDIO NA CABINE

- | | |
|-------------------------------------|---------------|
| 1. Chave STBY ALT PWR. | DESLIGADO |
| 2. Interruptor do GERADOR | VIAGEM |
| 3. Interruptor da BATERIA | DESLIGADO |

AVISO

Sem energia elétrica, todos operados eletricamente indicações de voo e motor, bomba de combustível, CAS mensagens, alça WING FLAPS e toda a navegação e as comunicações ficarão inoperantes. Todos instrumentos de espera, incluindo indicador de torque e indicador de atitude de espera acionado por vácuo, estar operativo.

- | | |
|---|--|
| 4. Ventiladores. | FECHADO (para evitar correntes de ar) |
| a. Aberturas laterais dianteiras. | FECHAR |
| b. Ventiladores suspensos. . . . c. | FECHAR |
| Ventiladores de ar de ventilação. | DESLIGADO |
| 5. Interruptor de CALOR DO AR DE SANGRIA. | DESLIGADO |
| 6. Extintor de incêndio. | ATIVAR (se disponível) |

AVISO

Os ocupantes devem usar máscaras de oxigênio (se instaladas) até a fumaça desaparecer. Depois de descarregar um extintor dentro de uma cabine fechada, ventile o cabine.

7. Vôo. **TERMINAR** (o mais rápido possível)

FOGO DE ASA

1. Interruptor PITOT/ESTÁTICO DE CALOR	DESLIGADO
2. Interruptor de CALOR DE BLOQUEIO.	DESLIGADO
3. Interruptor STROBE.	DESLIGADO
4. Interruptor NAV.	DESLIGADO
5. Interruptores LDG e TAXI/RECOG	DESLIGADO
6. QUANTIDADE DE COMBUSTÍVEL Disjuntores	DESLIGADO
(segunda linha, terceiro disjuntor da frente e terceiro disjuntor da terceira linha da frente)	
7. Disjuntor RADAR R/T (se instalado).	PUXAR
(AVN BUS 1, segunda fila, sexto disjuntor do lado esquerdo)	
8. VENTILADORES DE AR DE VENTILAÇÃO.	DESLIGADO
9. AR CONDICIONADO (se instalado)	DESLIGADO

AVISO

Execute uma derrapagem conforme necessário para manter as chamas afastadas do tanque de combustível e da cabine. Aterre assim que possível.

INCÊNDIO NA CABINE DURANTE OPERAÇÕES TERRESTRES

1. Alavanca de POTÊNCIA.	PARADO
2. Freios.	COMO REQUERIDO
3. Alavanca de RPM PROP.	PENA
4. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL	CORTAR
5. Interruptor da BATERIA	DESLIGADO
6. Avião.	EVACUAR
7. Fogo.	EXTINGUIR

INCÊNDIO NO MOTOR DURANTE A PARTIDA NO SOLO (MOTOR Vermelho FOGO CAS MSG)

1. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL	CORTAR
2. Interruptor de AUMENTO DE COMBUSTÍVEL	DESLIGADO
3. Interruptor de PARTIDA	MOTOR

AVISO

**É possível ter um incêndio no motor sem
acompanha Red ENGINE FIRE CAS MSG.**

CUIDADO

- Não exceda as limitações do ciclo de partida. Referir-se Seção 2, limitações.
- Caso o fogo persista, conforme indicado por temperatura entre estágios da turbina, feche imediatamente o corte de combustível e continue dirigindo.

4. Interruptor de PARTIDA	DESLIGADO
5. Botão DE DESLIGAMENTO DE COMBUSTÍVEL	RETIRAR
6. Interruptor da BATERIA	DESLIGADO
7. Avião.	EVACUAR
8. Fogo.	EXTINGUIR

PROTEÇÃO GELO E CHUVA

AS SEGUINTESS CONDIÇÕES METEOROLÓGICAS PODEM CONDUZIR A GRAVES

GELO EM VÔO - Conforme exigido pela AD 96-09-15, Parágrafo (a) (2): 1. Chuva visível em temperaturas abaixo de 0°C (32°F) da temperatura ambiente do ar .

2. Gotículas que respingam ou respingam com o impacto em temperaturas abaixo 0°C (32°F) de temperatura do ar ambiente.

PROCEDIMENTOS PARA SAIR DO AMBIENTE DE GELO GRAVE - Conforme exigido

pela AD 96-09-15, Parágrafo (a) (2): Estes procedimentos são aplicáveis a todas as fases do voo,

desde a decolagem até o pouso. Monitore a temperatura do ar ambiente. Embora a formação de gelo severo possa se formar em temperaturas tão frias quanto -18°C (0°F), é necessária maior vigilância em temperaturas próximas ao congelamento com umidade visível presente. Se as dicas visuais especificadas na Seção 2, Limitações para identificação de condições severas de formação de gelo forem observadas, faça o seguinte: 1. Solicite imediatamente tratamento prioritário ao Controle de Tráfego Aéreo para facilitar uma rota ou uma mudança de altitude

para sair das condições severas de formação de gelo, a fim de evitar exposição prolongada a condições de voo mais severas do que aquelas para as quais o avião foi certificado.

2. Evite manobras bruscas e excessivas que possam agravar as dificuldades de controle.
3. Não acione o piloto automático.
4. Se o piloto automático estiver engatado, segure o volante com firmeza e desengate o piloto automático.
5. Se for observada uma resposta de rotação incomum ou um movimento de controle de rotação não comandado, reduza o ângulo de ataque.
6. Se os flaps estiverem estendidos, não os retraia até que a fuselagem esteja livre de gelo.
7. Relate estas condições meteorológicas ao Controle de Tráfego Aéreo.

ENCONTRO INADVERTENTE DE GELO

- | | |
|--|----------------|
| 1. Interruptor de IGNIÇÃO | SOBRE |
| 2. SEPARADOR INERCIAL. | DESVIAR |
| 3. Interruptor de CALOR PITOT/ESTÁTICO | SOBRE |
| 4. Interruptor de CALOR DE BLOQUEIO. | SOBRE |
| 5. Interruptor PROP HEAT (se instalado). | AUTO |

SE ACIMA DE 20.000 PÉS:

- | | |
|------------------------------|---------------------------------------|
| 6. Velocidade no ar. | 160 KIAS MÁX. |
| 7. Altitude. | DESCIDA A 20.000 PÉS OU ABAIXO |

(assim que for prático)

Volte ou mude a altitude para obter uma temperatura do ar exterior que é menos propícia à formação de gelo.

- | | |
|--|---|
| 8. Interruptor de IGNIÇÃO. | DESLIGADO (após 5 minutos de operação) |
| 9. Interruptor de CALOR DO AR DE SANGRIA | SOBRE |
| 10. Controle de TEMPERATURA. | AJUSTAR |

Pressione o controle FWD CABIN HEAT totalmente para dentro e puxe o controle de degelo totalmente para fora obter a máxima eficácia do desembaçador do pára-brisa.

- | | |
|---------------------------------------|-----------------|
| 11. Alavanca de RPM do PROP | 1900 rpm |
|---------------------------------------|-----------------|

(para minimizar o acúmulo de gelo)

OBSERVAÇÃO

Se o BYPASS for usado em qualquer momento durante o voo ou aeronave operação devido a condições de gelo suspeitas ou reais, não retorne ao NORMAL até que o separador tenha sido inspecionados visualmente e verificados se o separador e seu porta estão livres de gelo e água.

CUIDADO

Se for observada vibração excessiva, reduza momentaneamente RPM da hélice para 1600 com a alavanca PROP RPM e, em seguida, mova rapidamente o controle totalmente para frente. Ciclo de RPM flexiona as pás da hélice e aumenta a alta rotação força centrífuga, fazendo com que o gelo se solte mais facilmente.

Se as condições de gelo forem inevitáveis, planeje um pouso no aeroporto mais próximo.

Com um acúmulo de gelo extremamente rápido, selecione um local de pouso adequado fora do aeroporto site.

(Continua na próxima página)

ENCONTRO INADVERTENTE DE GELO (Continuação)

Com um acúmulo de gelo de 1/4 polegada ou mais na asa principal bordas, esteja preparado para um requisito de energia significativamente maior, velocidade de aproximação, velocidade de estol e rolagem de pouso mais longa.

Se necessário, configure um deslizamento para frente para visibilidade através da parte esquerda do para-brisa durante a aproximação de pouso.

Use velocidade de aproximação de 120 KIAS com flaps em 20°. Com suspeita de gelo na fuselagem, ou operando a 5°C (41°F) ou menos em umidade visível, não estenda os flaps além de 20° para pouso.

12. Distância de pouso. **MULTIPLICAR A DISTÂNCIA POH/AFM POR:**

2.2 - FLAP UP

2.1 - FLAP 10°

13. Velocidade mínima de aproximação. **ATÉ OU ACIMA:**

120 KIAS - Flaps UP

110 KIAS - Flaps de 10°

AVISO

Com fortes acumulações de gelo na horizontal borda principal do estabilizador, não estenda os flaps enquanto em rota ou espera. Quando o pouso estiver garantido, selecione a configuração mínima do flap necessária, não excedendo 20°, e manter velocidade extra consistente com comprimento de campo disponível. Não retraia as abas uma vez eles foram estendidos, a menos que seja necessário para arremetida. Em seguida, retraia as abas em incrementos enquanto mantendo 5 a 10 nós de velocidade extra.

OBSERVAÇÃO

- Aterre primeiro nas rodas principais, evitando um movimento lento e alto flare.
- Abordagens perdidas devem ser evitadas sempre que possível devido à capacidade de subida severamente reduzida. No entanto, se uma arremetida for obrigatória, tome a decisão muito mais cedo na abordagem do que o normal. Aplicar decolagem potência e manter 95 a 110 KIAS enquanto retrai o bate lentamente em pequenos incrementos.

AVIÔNICA/PILOTO AUTOMÁTICO

FALHA NO PITCH TRIM (PTRM vermelho no PFD)

- 1. Roda de controle. **APERTE FIRMEMENTE**
- 2. Botão AP/TRIM DISC. **IMPRESA**
(forças de controle de elevador altas são possíveis)
- 3. TRIM DO ELEVADOR. **RETRIM** (usando roda de compensação manual)

OBSERVAÇÃO

Acionar cada metade do piloto e copiloto Manual Elétrico Pitch Trim Switches separadamente para garantir que o trim não atuar com apenas meio interruptor.

SE A MENSAGEM CAS PTRIM vermelha for apagada

Procedimento concluído

SE A MENSAGEM PTRM Vermelha PERMANECER

- 4. Piloto automático. **NÃO SE ENVOLVA**

YAW DAMPER INOPERATIVO (Red AFCS OU YAW CAS MSG)

- 1. Disjuntor AFCS (painel de disjuntores). **VERIFICAR**

SE AINDA INOPERANTE

- 2. O piloto automático ficará inoperante.

FALHAS ELÉTRICAS

FALHA DO GERADOR (GERADOR âmbar DESLIGADO CAS MSG)

1. VOLTS DO ÔNIBUS. **VERIFICAR**

Monitore a tensão e a saída do gerador.

2. STBY ALT PWR. **VERIFICAR ATIVADO**

SE A TENSÃO DO BUS FOR MENOR QUE 28,5:

3. AMPS GER. **VERIFICAR**

SE GEN AMPS FOR ZERO:

a. Disjuntores GEN CONT e GEN FIELD. . . **EMPURRE**

(últimos 2 disjuntores da linha superior na extremidade dianteira)

b. Interruptor do GERADOR. **REINICIAR**

SE A SAÍDA DO GERADOR RETOMAR:

c. VOLTS DO ÔNIBUS. **MONITOR**

(e monitorar GEN AMPS)

Se a TENSÃO DO BUS aumentar além de 32,5, espere que o gerador viagem off-line novamente. Se isso ocorrer, complete o Gerador

Listas de verificação de falhas começando com a etapa 3d.

(Continua na próxima página)

FALHA DO GERADOR (GERADOR âmbar DESLIGADO CAS

MSG) (Continuação)

SE GEN AMPS AINDA ESTIVER ZERO:

d. Interruptor do GERADOR. e. **VIAGEM**
 Interruptor AVIONICS BUS TIE. . . . f. Interruptor **SOBRE**
 AVIONICS STBY PWR. **SOBRE**

OBSERVAÇÃO

Os interruptores AVIONICS nº 1 e nº 2 devem permanecer LIGADOS em para que a bateria alimente os ônibus aviônicos.

g. Carga Elétrica. **REDUZIR**
 (1) Interruptor da CABINE **DESLIGADO**
 (2) Interruptor de SAÍDAS DE ENERGIA **DESLIGADO**
 (3) Interruptor STROBE **DESLIGADO**
 (4) Chaves LDG e TAXI/RECOG. **DESLIGADO**

OBSERVAÇÃO

Mantenha LDG e TAXI/RECOG desligados até que seja necessário aproximação e pouso. Antes de pousar, vire apenas à ESQUERDA LDG luz acesa para manter a carga elétrica abaixo do limite.

(5) VENTILADORES DE AR DE VENTILAÇÃO. **DESLIGADO**
 (6) AR CONDICIONADO (se instalado) **DESLIGADO**
 (7) Disjuntores GEN CONT e GEN FIELD . . **PUXAR**
 (linha superior, dois últimos disjuntores na extremidade dianteira)
 (8) Disjuntor PITOT HEAT DIREITO. **PUXAR**
 (segunda fila, terceiro disjuntor a partir da popa)
 (9) Disjuntor RDNG LIGHT **PUXAR**
 (terceira fila, segundo disjuntor da extremidade traseira)
 (10) Disjuntor RADAR R/T **PUXAR**
 (AVN BUS 1, segunda fila, sexto disjuntor do lado esquerdo)
 (11) Disjuntores HF RCVR e HF AMP **PUXAR**
 (AVN BUS 2, segunda fila, quinta e
 sexto disjuntor do lado esquerdo)

h. AMPERADORES ALTOS. **VERIFIQUE ABAIXO DE 75 AMPS**
 (continue eliminando se não estiver abaixo de 75 amperes)

eu. Voo **CONTINUAR**

OBSERVAÇÃO

Com o Alternador Standby alimentando o sistema elétrico, o o voo pode continuar até o aeroporto de destino com o Amber Mensagem GERADOR DESLIGADO CAS exibida. Monitor carga do alternador usando a página ENGINE SYSTEM.

TENSÃO ALTA (Vermelho TENSÃO ALTA CAS MSG)

1. VOLTS DO ÔNIBUS. **MONITOR**

Se a TENSÃO DO BUS aumentar além de 32,5, espere que o gerador viagem off-line automaticamente. BUS VOLTS ficará vermelho/branco em 32,1 volts para avisar antecipadamente sobre um desarme automático. Se isso ocorrer, preencha a lista de verificação de falha do gerador começando com a etapa 3a.

SE O GERADOR NÃO DISPARAR AUTOMATICAMENTE ACIMA 32,5 V CC:

2. Interruptor do GERADOR **VIAGEM**

Complete a lista de verificação de FALHA DO GERADOR começando com a etapa 3d.

TENSÃO BAIXA (Vermelho TENSÃO BAIXA CAS MSG)

1. VOLTS DO ÔNIBUS. **VERIFICAR**

CUIDADO

Um MSG Red VOLTAGE LOW CAS seguido por um BUS 1, O disparo do disjuntor BUS 2 ou STBY PWR pode indicar uma falha no alimentador que se isolou. Não reinicie o disjuntor desarmado. O vermelho TENSÃO BAIXA CAS MSG deve desaparecer.

2. STBY ALT PWR. **VERIFICAR ATIVADO**

SE A TENSÃO FOR MENOR DE 24,5, GERADOR ÂMBAR DESLIGADO E ÂMBAR STBY PWR INOP CAS MSG(s) ON:

3. Disjuntores GEN CONT e GEN FIELD **EMPURRE**
4. Interruptor do GERADOR **REINICIAR**
5. Chave STBY ALT PWR **DESLIGADO; EM SEGUIDA**

SE A TENSÃO DO ÔNIBUS AINDA FOR MENOR DE 24,5:

6. Interruptor do GERADOR **VIAGEM**
7. Chave STBY ALT PWR **DESLIGADO**

(Continua na próxima página)

TENSÃO BAIXA (Vermelho VOLTAGE LOW CAS MSG) (Continuação)

8. Carga Elétrica. **REDUZIR**
- a. Interruptor AVIONICS STBY PWR. b. Interruptor **DESLIGADO**
- AVIONICS BUS TIE. c. Interruptor PRIMÁRIO ANTI- **DESLIGADO**
- GELO **NORMA**

OBSERVAÇÃO

O interruptor PRIMÁRIO do sistema de proteção contra gelo TKS deve ser mantido em NORM para manter a carga elétrica dentro dos limites APENAS alimentação por BATERIA.

- d. Interruptor PROP HEAT (se instalado). e. **DESLIGADO**
- Luzes da CABINE. f. **DESLIGADO**
- Luzes estroboscópicas. g. **DESLIGADO**
- Luzes LDG e TAXI/RECOG. **DESLIGADO**

OBSERVAÇÃO

Mantenha as luzes LDG e TAXI/RECOG desligadas até que seja necessário aproximação e pouso. Antes de pousar, vire apenas à ESQUERDA Luz LDG acesa para manter a carga elétrica abaixo do limite.

- h. Ventiladores de ar de **DESLIGADO**
- ventilação. eu. AR CONDICIONADO (se **DESLIGADO**
- instalado). j. Disjuntores GEN CONT e GEN FIELD **PUXAR**
- (linha superior, dois últimos disjuntores na extremidade dianteira)
- k. Disjuntor PITOT HEAT DIREITO. **PUXAR**
- (segunda fila, terceiro disjuntor a partir da popa)
- eu. Disjuntor RDNG LIGHT. **PUXAR**
- (terceira fila, segundo disjuntor da extremidade traseira)
- m. Disjuntor RADAR R/T **PUXAR**
- (AVN BUS 1, segunda fila, sexto disjuntor do lado esquerdo)
- n. Interruptor AVIONICS No. 2 **DESLIGADO**

9. AMPS DE BATATA. **VERIFIQUE ABAIXO DE 45 AMPS**

10. VOO. **TERMINAR (o mais rápido possível)**

(consulte os ATERRES FORÇADOS apropriados procedimento nesta seção)

MAU FUNCIONAMENTO DO MOTOR**PERDA DE PRESSÃO DE ÓLEO (Red OIL PRESS LOW CAS MSG)**

1. Indicação da pressão do óleo. **MONITOR**

CUIDADO

Se as indicações de pressão do óleo confirmarem o aviso CAS MSG, proceda de acordo com as listas de verificação de falhas do motor ou a critério do piloto e consistente com segurança, continue a operação do motor em preparação para um pouso de emergência o mais rápido possível.

MAU FUNCIONAMENTO DA UNIDADE DE CONTROLE DE COMBUSTÍVEL NO SEÇÕES PNEUMÁTICAS OU REGULADORES (Potência do Motor Reverte para o modo inativo)

- | | |
|--|---------------|
| 1. Alavanca de POTÊNCIA | PARADO |
| 2. Alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA | USAR |

(manter 65% do mínimo durante o voo)

CUIDADO

A alavanca de POTÊNCIA DE EMERGÊNCIA substitui o combustível normal funções de controle e resulta na operação direta de a válvula medidora de combustível. Utilize lento e suave movimento da alavanca de POTÊNCIA DE EMERGÊNCIA para evitar picos de motor e/ou excesso de ITT, Ng e torque limites.

ALAVANCA DE ENERGIA DE EMERGÊNCIA NÃO ESTOVADA (EMERG Vermelho PWR LVR CAS MSG)

1. Alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA **VERIFIQUE NORMAL**

SISTEMA DE COMBUSTÍVEL**INTERRUPÇÃO DO FLUXO DE COMBUSTÍVEL PARA O RESERVATÓRIO DE COMBUSTÍVEL (Vermelho RSVR COMBUSTÍVEL BAIXO CAS MSG)**

- | | |
|--|-----------------|
| 1. SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL | EM AMBOS |
| 2. Interruptor de IGNIÇÃO. | SOBRE |
| 3. Interruptor de AUMENTO DE COMBUSTÍVEL | SOBRE |

4. Se o RSVR FUEL LOW CAS MSG vermelho permanecer e houver

combustível nos tanques laterais:

- Monitore cuidadosamente as indicações do motor e Âmbar FUEL PRESSIONE LOW CAS MSG para sinais de falta de combustível.
- Aterre o mais rápido possível e determine a causa do Vermelho Aviso RSVR COMBUSTÍVEL BAIXO.

AVISO

Se houver sinais de falta de combustível, prepare-se para um pouso forçado (conforme descrito em Pouso de Emergência Sem potência do motor).

SELETOR DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL DESLIGADO DURANTE A PARTIDA DO MOTOR (Vermelho FUEL SELECT OFF CAS MSG e ambos os combustível Buzinas de advertência do seletor ativadas)

- | | |
|---|-----------------|
| 1. SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL | EM AMBOS |
|---|-----------------|

NÍVEL DE COMBUSTÍVEL BAIXO E SELETOR DE COMBUSTÍVEL ÚNICO DESLIGADO (Vermelho FUEL SELECT OFF e âmbar L, R, OR LR FUEL LOW CAS MSG(s)) e/ou AMBOS OS SELETORES DE TANQUE DE COMBUSTÍVEL DESLIGADO (Vermelho SELEÇÃO DE COMBUSTÍVEL DESLIGADO CAS MSG E UM COMBUSTÍVEL BUZINA DE AVISO ATIVADA)

- | | |
|---|-----------------|
| 1. SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL | EM AMBOS |
| 2. Balanço de Combustível. | MONITOR |

Desequilíbrio máximo de 200 libras.

EMERGÊNCIA EXPANDIDA

FALHA DO MOTOR Se ocorrer

uma falha do motor durante a corrida de decolagem, a coisa mais importante a fazer é parar o avião na pista restante. Esses itens extras na lista de verificação proporcionarão segurança adicional após uma falha desse tipo.

O abaixamento imediato do nariz para manter a velocidade no ar e estabelecer uma atitude de planeio é a primeira resposta a uma falha do motor após a decolagem.

O embandeiramento da hélice reduz substancialmente o arrasto, proporcionando assim maior distância de planeio. Na maioria dos casos, o pouso deve ser planejado com antecedência, com apenas pequenas mudanças de direção para evitar obstruções. A altitude e a velocidade raramente são suficientes para executar uma curva de planeio de 180° necessária para retornar à pista. Os procedimentos da lista de verificação pressupõem que existe tempo adequado para proteger os sistemas elétricos e de combustível antes do pouso.

Após uma falha de motor em vôo, a melhor velocidade de planeio, conforme mostrado na Figura 3-1, deve ser estabelecida o mais rápido possível. O embandeiramento da hélice depende das circunstâncias existentes e fica a critério do piloto. A seleção máxima de RPM proporcionará maior velocidade de rotação do gerador de gás para reinicializações de emergência no caso de falha do motor de partida. Por outro lado, para obter o planeio máximo, a hélice deve ser embandeirada.

(Continua na próxima página)

FALHA NO MOTOR (Continuação)

Ao planar em direção a uma área de pouso adequada, deve ser feito um esforço para identificar a causa da perda de potência. Uma falha do motor pode ser identificada por temperaturas anormais, ruídos mecânicos ou níveis elevados de vibração em conjunto com a perda de potência. Uma extinção será notada por uma queda no ITT, torque e% Ng.

CUIDADO

Não tente reiniciar um motor que tenha definitivamente falhado.

Uma extinção pode resultar da falta de combustível do motor ou da operação instável do motor. A operação instável do motor, como uma oscilação do compressor (possível devido a um mau funcionamento da válvula de sangria), pode ser identificável por um ruído audível de estalo logo antes da extinção. Depois que o fornecimento de combustível for restaurado ao motor ou a causa da operação instável do motor for eliminada, o motor poderá ser reiniciado.

A melhor técnica de airstart é iniciar o procedimento de reacender imediatamente após ocorrer um apagamento, desde que o piloto esteja certo de que o apagamento não foi resultado de algum mau funcionamento que possa tornar perigoso tentar um reacender.

Independentemente da velocidade ou altitude, sempre existe a possibilidade de o motor acender com sucesso assim que a ignição for ligada. Em caso de emergência, ligue a ignição o mais rápido possível após a extinção, desde que a velocidade do gerador de gás não tenha caído abaixo de 50%. Nestas circunstâncias, não é necessário desligar o combustível ou embandeirar a hélice. A alavanca POWER, entretanto, deve ser retardada para a posição IDLE.

CUIDADO

O piloto deve determinar o motivo da perda de potência antes de tentar um airstart.

Se ocorrer uma extinção e a velocidade do gerador de gás cair abaixo de 50%, a alavanca FUEL CONDITION deve ser movida para a posição CUTOFF antes de tentar uma partida pneumática.

(Continua na próxima página)

FALHA NO MOTOR (Continuação)

DESLIZAMENTO MÁXIMO

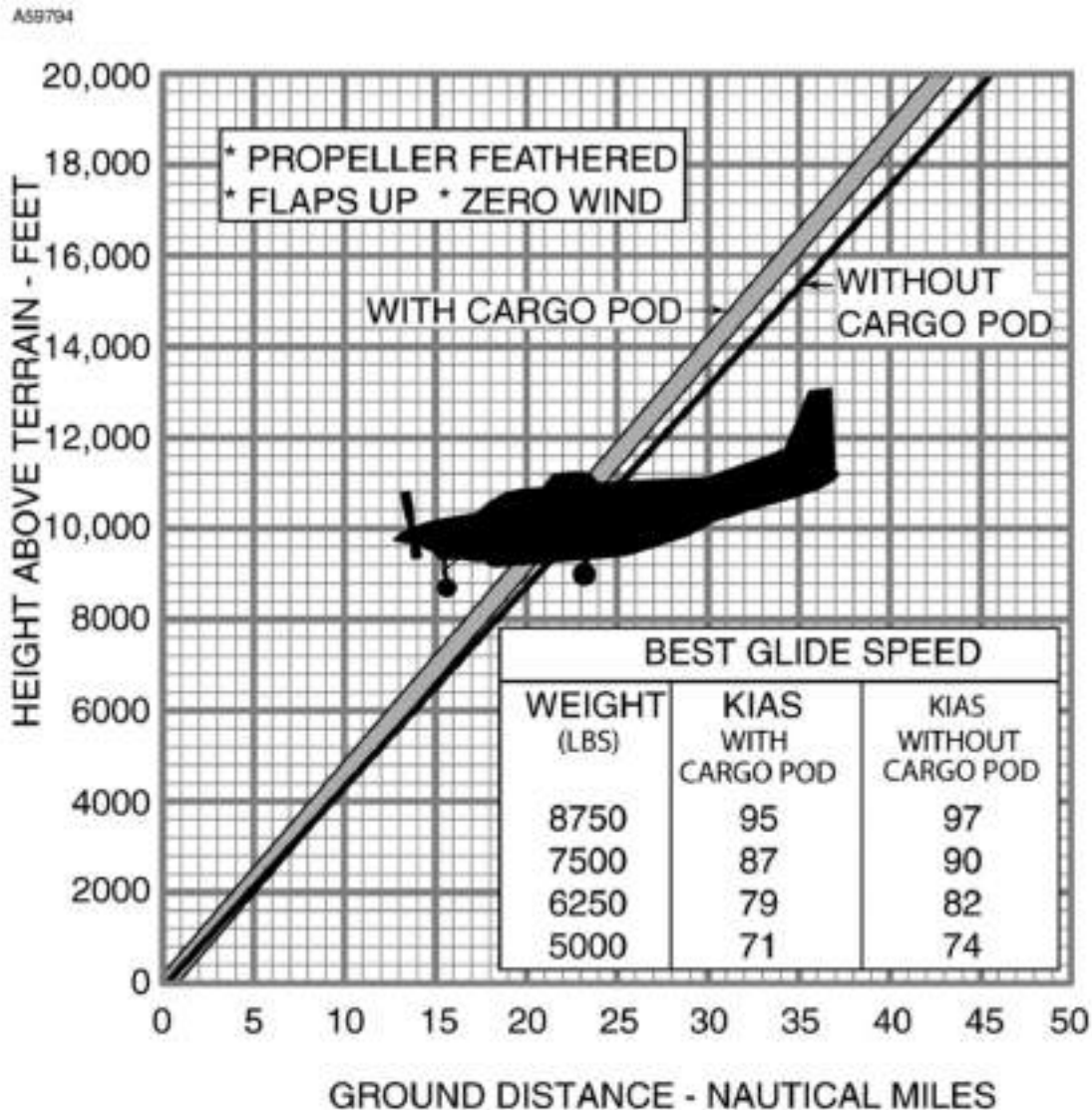


Figura 3-1

O embandeiramento da hélice depende das circunstâncias e fica a critério do piloto. Entretanto, se a pressão do óleo do motor cair abaixo de 15 psi, a hélice deverá ser embandeirada.

Se for necessário tentar um airstart, siga os procedimentos da lista de verificação. O procedimento Starter Assist é preferido, pois resulta em partidas mais frias do motor. Airstarts bem-sucedidos (com assistência de partida) podem ser alcançados em todas as velocidades normalmente voadas e até uma altitude de 14.000 pés. Entretanto, acima de 14.000 pés, ou com a rotação do gerador de gás abaixo de 10%, as temperaturas iniciais tendem a ser mais altas e é necessário cuidado.

(Continua na próxima página)

FALHA NO MOTOR (Continuação)**CUIDADO**

A alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL pode ser movida momentaneamente para CUTOFF e depois de volta para LOW IDLE se forem encontradas tendências de superaquecimento. Isto reduz o fluxo de combustível para a câmara de combustão.

Se o motor de partida estiver inoperante, siga os procedimentos da lista de verificação No Starter Assist para uma partida pneumática.

CUIDADO

- Se um aumento em Ng e ITT não for indicado dentro de 10 segundos, coloque a alavanca FUEL CONDITION na posição de corte e aborte a partida. Consulte os Procedimentos de Emergência Falha do Motor Durante o Voo e Pouso de Emergência Sem Potência do Motor.
- Os airstarts de emergência podem ser tentados abaixo de 10% Ng e fora do envelope normal de velocidade, mas o ITT deve ser monitorado de perto. a alavanca FUEL CONDITION pode ser movida alternadamente para corte e depois de volta para marcha lenta se forem encontradas tendências de superaquecimento.
- Não tente uma partida aérea sem assistência de partida com 0% de.

ATERRAGEM FORÇADA Se todas

as tentativas de religar o motor falharem e uma aterrissagem forçada for iminente, selecione um campo adequado e prepare-se para a aterrissagem conforme discutido na lista de verificação de Pouso de Emergência Sem Potência do Motor.

Antes de tentar um pouso fora do aeroporto com potência do motor disponível, deve-se sobrevoar a área de pouso em uma altitude segura, mas baixa, para inspecionar o terreno em busca de obstruções e condições da superfície, procedendo conforme discutido na lista de verificação de Pouso Precautório com Potência do Motor.

OBSERVAÇÃO

Os seletores superiores do tanque de combustível controlam as válvulas de corte nas saídas dos tanques de combustível das asas. Para minimizar a possibilidade de incêndio, esses seletores podem ser colocados na posição OFF durante a fase final de uma aproximação para um pouso “fora do aeroporto”. Com os seletores desligados, há combustível suficiente no tanque do reservatório de combustível para 3 minutos de operação com potência máxima contínua ou aproximadamente 9 minutos de operação com potência ociosa. Uma buzina de advertência soará com ambos os seletores de combustível desligados. Se o ruído da buzina de advertência distrair muito, ele poderá ser silenciado puxando o disjuntor START CONT.

AVISO

Se o pouso de precaução for abortado, coloque os seletores do tanque de combustível na posição ligado após iniciar o pouso impedido.

AMORTECIMENTO Prepare-se para o abandono prendendo ou descartando objetos pesados localizados na área de bagagem e recolha os casacos dobrados para proteção dos rostos dos ocupantes no pouso. Transmitir mensagem Mayday em 121,5 MHz informando localização e intenções e grasnar 7700. Evite um flare de pouso devido à dificuldade em avaliar a altura sobre a superfície da água.

POUSANDO SEM CONTROLE DO ELEVADOR Usando a alavanca de

potência e o controle de compensação do profundor, compense para uma descida de aproximadamente 500 fpm com flaps de 20° a 85 KIAS. Em seguida, controle o ângulo de planeio ajustando a potência. Se necessário, faça pequenas alterações de compensação para manter aproximadamente 85 KIAS conforme a potência é ajustada durante a aproximação.

O flare de pouso pode ser realizado por uma suave redução de potência acompanhada de trim do nariz para cima. Nas cargas de CG para frente, pode ser necessário fazer um pequeno aumento de potência no estágio final de alargamento para levantar o nariz e evitar o toque no nariz primeiro. Após o pouso, mova a alavanca POWER para marcha lenta.

FUMO E FOGO No caso de

ocorrer um incêndio, as informações a seguir serão úteis para lidar com a emergência da maneira mais rápida e segura possível.

A lista de verificação pré-voo na Seção 4 é fornecida para auxiliar o piloto na detecção de condições que possam contribuir para um incêndio no avião. Como um incêndio requer um material combustível, oxigênio e uma fonte de ignição, uma inspeção minuciosa antes do voo deve ser realizada no compartimento do motor e na parte inferior da asa e da fuselagem. Vazamentos nos sistemas de combustível ou óleo podem causar incêndio no solo ou durante o voo.

AVISO

O voo não deve ser tentado com vazamentos conhecidos de combustível ou óleo. A presença de manchas incomuns de combustível ou óleo pode ser uma indicação de vazamentos no sistema e deve ser corrigida antes do voo.

As causas prováveis de incêndio no motor são mau funcionamento da unidade de controle de combustível e procedimentos de partida inadequados. Procedimentos inadequados, como dar partida com a alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA fora da posição NORMAL ou introduzir combustível no motor quando a velocidade do gerador de gás estiver abaixo de 10% RPM causarão uma partida a quente que pode resultar em incêndio no motor. Caso isso ocorra, proceda de acordo com a lista de verificação de incêndio do motor durante a partida no solo.

Se um incêndio em um avião for descoberto no solo ou durante a decolagem, mas antes do voo confirmado, o avião deverá ser parado e evacuado o mais rápido possível.

(Continua na próxima página)

FUMO E FOGO (Continuação)

Os incêndios nos motores originados durante o voo devem ser controlados o mais rápido possível, na tentativa de evitar grandes danos estruturais. Desligue imediatamente todo o combustível do motor e desligue o motor. Feche o controle de desligamento do firewall de aquecimento da cabine e as aberturas laterais dianteiras para evitar atrair fogo para a cabine, abra as aberturas superiores, estenda 20° para os flaps FULL e reduza a velocidade para 80-85 KIAS. Isto proporciona uma pressão positiva na cabine em relação ao compartimento do motor. Não deve ser tentada uma reinicialização do motor.

Uma janela aberta contra mau tempo produz baixa pressão na cabine. Para evitar atrair o fogo para dentro da cabine, a janela contra mau tempo deve ser mantida fechada.

Um incêndio ou fumaça na cabine deve ser controlado identificando e desligando o sistema defeituoso. A fumaça pode ser removida abrindo os controles de ventilação da cabine. Quando a fumaça é intensa, o piloto pode optar por expelir a fumaça pela janela de mau tempo. A janela contra mau tempo deve ser fechada imediatamente se o fogo se tornar mais intenso quando a janela for aberta.

A indicação inicial de incêndio elétrico é geralmente o odor de isolamento queimado. A lista de verificação para este problema deve resultar na eliminação do incêndio.

OPERAÇÃO DE EMERGÊNCIA EM NUVENS Se a bomba de vácuo

falhar durante o voo, o indicador de atitude de espera não será preciso. O piloto deve confiar nas informações de atitude e rumo (do AHRS) mostradas nos indicadores PFD. Com entradas válidas de HDG ou GPS/NAV, a operação do piloto automático não será afetada.

Se uma única unidade AHRS falhar em voo (X vermelhos mostrados através dos indicadores de atitude e rumo do PFD), o piloto deve confiar no AHRS transversal para obter informações de atitude e rumo.

O piloto automático não funcionará se uma única unidade AHRS falhar. O piloto deve pilotar manualmente o avião com entrada AHRS cruzada. Consulte a Seção 7, Descrição do Avião e Sistemas, para obter detalhes adicionais sobre operações de piloto automático.

As instruções a seguir assumem uma falha dupla do AHRS e que o piloto não é muito proficiente em voo por instrumentos.

EXECUTAR UMA GIRO DE 180° NAS NUVENS (FALHA DO AHRS)

Ao entrar inadvertidamente nas nuvens, uma mudança imediata para reverter o curso e retornar às condições VFR deverá ser feita da seguinte forma:

FALHA DUAL AHRS 1.

- Observe a direção da bússola magnética não estabilizada.
- Coloque a compensação do leme na posição neutra.
- Usando o indicador de atitude de espera, inicie uma curva lateral de 15° à esquerda. Mantenha os pés longe dos pedais do leme. Mantenha a altitude e o ângulo de inclinação de 15°. Continue a curva por 60 segundos e depois volte ao vôo nivelado.
- Quando a bússola ficar suficientemente estável, verifique a precisão da curva verificando se a direção da bússola se aproxima do inverso da direção original.
- Se necessário, ajuste o rumo mantendo as asas niveladas e usando o leme para fazer curvas deslizantes (a bússola lerá com mais precisão) para completar a inversão de curso.
- Mantenha a altitude e a velocidade através da aplicação cautelosa do controle do profundor. Mantenha o ponteiro e o índice de rotação alinhados e dirija apenas com o leme.

DESCIDA DE EMERGÊNCIA ATRAVÉS DE NUVENS (AHRS FALHA)

Quando não for prático retornar ao voo VFR após uma curva de 180°, uma descida através das nuvens para condições VFR abaixo pode ser apropriada. Se possível, obtenha autorização do ATC para uma descida de emergência através das nuvens.

FALHA DUPLA AHRS

Escolha uma direção leste ou oeste para minimizar a sensibilidade não estabilizada da bússola magnética. Ocasionalmente, verifique o rumo da bússola e faça pequenas correções para manter um curso aproximado.

O piloto automático não funcionará se a unidade AHRS falhar. O piloto deve pilotar o avião manualmente sem entrada do AHRS.

(Continua na próxima página)

FALHA DUPLA AHRS (Continuação)

Antes de descer para as nuvens, prepare-se para uma descida estabilizada da seguinte forma: 1. Coloque

- o compensador do leme na posição neutra.
- Ligue o aquecimento pitot.
- Ajuste a potência para uma taxa de descida de 500 a 800 pés por minuto.
- Ajuste o compensador do profundor para uma descida estabilizada em 115 KIAS.
- Use o ponteiro e o índice do indicador de atitude de espera para manter as asas niveladas.
- Verifique a tendência do movimento da bússola e faça correções cautelosas com o leme para parar a curva.
- Ao sair das nuvens, retome o voo de cruzeiro normal.

RECUPERAÇÃO DO MERGULHO ESPIRAL NAS NUVENS (AHRS FALHA)**FALHA DUPLA AHRS**

Se uma espiral for inserida enquanto estiver nas nuvens, continue da seguinte forma:

- Retarde a alavanca POWER para a posição de marcha lenta.
- Remova os pés dos pedais do leme.
- Pare a curva nivelando cuidadosamente as asas usando o controle do aileron para alinhar o índice de rotação e o ponteiro de rotação do indicador de atitude de espera.
- Aplique com cuidado a contrapressão do elevador para reduzir lentamente a velocidade no ar para 115 KIAS.
- Ajuste o controle de compensação do profundor para manter um planeio de 115 KIAS.
- Coloque a compensação do leme na posição neutra.
- Use o controle do aileron para manter as asas niveladas (mantenha o ponteiro de rotação e índice alinhado) e título constante.
- Retomar a descida de emergência através das nuvens procedimento.
- Ao sair das nuvens, retome o voo de cruzeiro normal.

SPINS

Giros intencionais são proibidos neste avião. Caso ocorra um giro inadvertido, a seguinte técnica de recuperação pode ser usada.

1. RETARDE A ALAVANCA DE POTÊNCIA PARA A POSIÇÃO DE MARCHA LENTA.
2. COLOQUE OS AILERONS NA POSIÇÃO NEUTRA.
3. APLIQUE E SEGURE O LEME TOTALMENTE OPOSTO AO DIREÇÃO DE ROTAÇÃO.
4. IMEDIATAMENTE APÓS O LEME ATINGIR A PARADA, MOVA O VOLANTE DE CONTROLE BRUTAMENTE PARA A FRENTE O SUFICIENTE PARA QUEBRAR O ESTOL. Será necessário um elevador totalmente descendente nas cargas do centro de gravidade traseiro para garantir recuperações ideais.
5. SEGURE ESTAS ENTRADAS DE CONTROLE ATÉ A ROTAÇÃO PARAR.
O relaxamento prematuro das entradas de controle pode prolongar a recuperação.
6. QUANDO A ROTAÇÃO PARA, NEUTRALIZE O LEME E FAÇA UMA RECUPERAÇÃO SUAVE DO MERGULHO RESULTADO.

MAU FUNCIONAMENTO DO MOTOR

PERDA DE PRESSÃO DO ÓLEO A

perda completa da pressão do óleo, conforme evidenciado pelo Red OIL PRESS LOW CAS MSG e confirmado pela leitura da indicação da pressão do óleo, implica que o piloto eventualmente perderá o controle da hélice à medida que as molas e os contrapesos da hélice acionam a hélice lâminas em penas. Além disso, o motor acabará emperrando. Portanto, se o piloto decidir continuar a operar o motor após a perda de pressão do óleo, a operação do motor e da hélice deverá ser monitorada de perto para indicação do início do embandeiramento da hélice ou do motor emperrado e a lista de verificação de falha do motor deverá ser preenchida nesse momento.

A operação do motor com potência reduzida (de preferência na potência mínima necessária para o regime de voo desejado) geralmente prolongará o tempo até a perda de empuxo do motor/hélice.

O funcionamento do motor com a pressão do óleo na faixa amarela não é considerado crítico, mas é motivo de preocupação e deve ser tolerado apenas até a conclusão do voo. O monitoramento contínuo do medidor de pressão do óleo fornecerá uma indicação antecipada de queda da pressão do óleo devido ao fornecimento insuficiente de óleo ou a uma bomba de óleo com defeito, e dará ao piloto tempo adicional para desviar para uma área de pouso de emergência adequada com o motor funcionando.

MAU FUNCIONAMENTO DA UNIDADE DE CONTROLE DE COMBUSTÍVEL NAS SEÇÕES PNEUMÁTICAS OU DO GOVERNADOR Um mau funcionamento

nas seções pneumáticas ou do governador da unidade de controle de combustível pode fazer com que a potência do motor diminua para fluxo mínimo em marcha lenta. Os sintomas deste tipo de falha seriam uma indicação ITT na faixa de marcha lenta típica de 500°C a 600°C, Ng de 48% ou superior (aumenta com a altitude) e nenhuma resposta do motor ao movimento da alavanca POWER. Se este tipo de mau funcionamento tiver ocorrido, a alavanca de POTÊNCIA DE EMERGÊNCIA (cancelamento manual do controle de combustível) poderá ser usada para restaurar a potência do motor. Para usar o sistema de cancelamento manual, coloque a alavanca POWER na posição IDLE e mova a alavanca EMERGENCY POWER para frente de sua porta IDLE e avance conforme necessário.

CUIDADO

Ao usar o sistema de cancelamento manual de controle de combustível, a resposta do motor pode ser mais rápida do que ao usar a alavanca POWER. Utilize o movimento lento e suave da alavanca de POTÊNCIA DE EMERGÊNCIA para evitar oscilações do motor e/ou exceder os limites de ITT, Ng e torque.

OBSERVAÇÃO

- Ao usar a alavanca EMERGENCY POWER, monitore as RPM do gerador de gás ao reduzir a potência perto da marcha lenta, para evitar que ela caia abaixo de 65% em vôo.
- A alavanca de POTÊNCIA DE EMERGÊNCIA pode ter uma zona morta, de modo que nenhuma resposta do motor seja observada durante o deslocamento inicial para frente a partir da posição IDLE.

ALAVANCA DE ENERGIA DE EMERGÊNCIA NÃO ESTOVADA A

mensagem vermelha EMERG PWR LVR CAS foi projetada para alertar o piloto sobre a posição da alavanca de potência de emergência antes e durante a sequência de partida do motor. Se a alavanca de alimentação de emergência for movida da posição NORMAL a qualquer momento com o motor funcionando, nenhuma mensagem CAS será exibida.

MAU FUNCIONAMENTO DO SISTEMA DE COMBUSTÍVEL/PROCEDIMENTOS DE INTERRUPTÃO INADVERTENTE DO FLUXO DE COMBUSTÍVEL O

combustível flui por gravidade dos tanques laterais, através das válvulas de corte do tanque de combustível na extremidade interna de cada tanque lateral e para o reservatório localizado sob o piso central da cabine. Após a partida do motor, a bomba ejetora principal (localizada no reservatório) fornece combustível para a bomba de combustível acionada pelo motor a aproximadamente 10 psi.

Se a bomba ejetora principal funcionar mal, um pressostato ativará a mensagem âmbar FUEL PRESS LOW CAS MSG, bem como ligará a bomba de reforço auxiliar (quando o interruptor FUEL BOOST estiver na posição NORM) sempre que a pressão do combustível cair abaixo de aproximadamente 4,75 psi .

Sempre que o nível de combustível no reservatório cair para aproximadamente metade, a mensagem vermelha RSVR FUEL LOW CAS MSG acenderá. Se isso ocorrer, o piloto deve verificar imediatamente se ambos os SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL (localizados no painel superior) estão LIGADOS e ligar a ignição e os interruptores de REFORÇO DE COMBUSTÍVEL.

AVISO

Só há combustível suficiente no reservatório para aproximadamente 1 minuto e meio de operação do motor na potência máxima contínua após a iluminação vermelha RESERVOIR FUEL LOW CAS MSG.

Se os SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL foram deixados desligados, ligá-los encherá rapidamente o reservatório e apagará o RSVR FUEL LOW CAS MSG vermelho. Uma vez determinada e corrigida a causa da condição vermelha RSVR FUEL LOW (CAS MSG apagada), os interruptores de ignição e FUEL BOOST podem ser retornados às suas posições NORM.

Um sistema de aviso do seletor de combustível desligado avisa o piloto se ambos os seletores do tanque de combustível estiverem na posição DESLIGADO antes da partida do motor, se um dos seletores do tanque de combustível estiver DESLIGADO durante a partida do motor ou se um SELETOR DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL estiver DESLIGADO e o nível de combustível no tanque estiver sendo usado cai abaixo de aproximadamente 25 galões. O sistema de alerta inclui um CAS MSG vermelho identificado como FUEL SELECT OFF e duas buzinas de alerta. Se o disjuntor FUEL SELECT WARN disparou ou o disjuntor START CONT foi puxado (possivelmente para manutenção no solo), a mensagem vermelha FUEL SELECT OFF CAS acenderá mesmo com ambos os SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL na posição LIGADO. Este é um aviso ao piloto de que o sistema de alerta do seletor de combustível desligado foi desativado. Consulte a Seção 7 para obter mais detalhes sobre o sistema de alerta do seletor de combustível desligado.

FALHAS ELÉTRICAS

MAU FUNCIONAMENTO DO GERADOR OU DO BUS PRINCIPAL A

iluminação do VOLTAGE LOW CAS MSG é um aviso de que a tensão do barramento de distribuição de energia está baixa o suficiente para começar a descarregar a bateria. A leitura de BUS VOLTS é usada para verificar a baixa tensão do barramento. Uma leitura baixa ou zero do GEN AMPS confirma que a carga é insuficiente ou que a corrente de saída do gerador é zero. Se a mensagem GENERATOR OFF CAS estiver acesa, indica que o contator do gerador desconectou o gerador do barramento de distribuição de energia. As causas mais prováveis de desarme (desconexão) de um gerador são surtos de linha, disjuntores desarmados ou operação acidental de chaveamento. Nestes casos, siga os procedimentos da lista de verificação para restaurar a operação do gerador.

O avião está equipado com dois contatores de partida. Um é usado para partidas com alimentação externa e o outro para partidas com bateria. Se algum dos contatores não abrir após atingir aproximadamente 46% Ng, o âmbor STARTER ON CAS MSG permanecerá aceso. Na maioria dos casos, quando isso ocorre, o gerador não será transferido para o modo gerador e a mensagem GENERATOR OFF CAS MSG permanecerá acesa. Nestas condições, será necessário desligar o motor utilizando os procedimentos da lista de verificação e corrigir o mau funcionamento antes do voo.

A iluminação âmbar do GERADOR AMPS CAS MSG indica 1 de 2 condições:

1. A carga atual no gerador está acima do seu valor nominal para aquela condição de voo. O piloto deve reduzir a carga elétrica ou alterar as condições de voo conforme observado no suplemento do 300 Amp Starter Generator.
2. A proteção contra corrente reversa da GCU falhou. Se o GEN AMPS estiver abaixo de -10 amperes, o piloto deverá desconectar o gerador do sistema elétrico acionando a chave do GERADOR.

O sistema de distribuição de energia elétrica consiste em um barramento de distribuição de energia primária no compartimento do motor que recebe energia da bateria e do gerador, e dois barramentos de energia principais (nº 1 e nº 2) localizados no painel do disjuntor. Cada barramento principal é conectado ao barramento de distribuição de energia por três cabos alimentadores. Cada cabo alimentador é protegido por um fusível e um disjuntor. Este sistema de alimentação múltipla fornece isolamento automático de uma falta à terra no cabo alimentador. Se um dos três disjuntores do alimentador de 30 A em qualquer um dos barramentos abrir, deve-se presumir que uma falha de aterramento do cabo alimentador foi isolada e não é recomendada a tentativa de reinicialização desses disjuntores antes da solução de problemas. A carga elétrica no barramento afetado deve ser mantida abaixo da capacidade restante de 60 amperes.

PERDA DE ENERGIA ELÉTRICA O projeto do

sistema de energia elétrica, devido à característica autoexcitante do gerador e ao sistema de barramentos protegidos múltiplos, minimiza a possibilidade de perda total de energia elétrica. No entanto, uma falha de aterramento (estrutura) no gerador ou nos cabos da bateria pode ser identificada por um ou mais dos seguintes: iluminação do GENERATOR OFF CAS MSG, escurecimento repentino das luzes, trepidação do contator, disparo do disjuntor ou ruídos de arco. O monitoramento de GEN AMPS, ALT AMPS, BAT AMPS e BUS VOLTS na seção ELÉTRICO da página Sistemas EIS fornecerá mais informações sobre a localização da falha ou o sistema afetado pela falha.

No caso das indicações acima, a parte do sistema que contém a falha deverá ser isolada. Seguir os procedimentos da lista de verificação para falha do gerador deverá resultar na restauração da energia elétrica para as barras de distribuição. A seção elétrica da página Sistemas EIS deve ser monitorada para garantir que as correntes de falta à terra foram desligadas e a capacidade da(s) fonte(s) de energia restante(s) não foi excedida.

FALHA PARCIAL DE ENERGIA AVIONICA A energia

aviônica é fornecida aos barramentos de aviônicos N° 1 e N° 2 a partir do barramento de distribuição de energia no compartimento do motor através de cabos de alimentação protegidos separados. No caso de falha do cabo alimentador, ambos os barramentos aviônicos podem ser conectados ao alimentador restante fechando o interruptor AVIONICS BUS TIE protegido. Se uma falta à terra tiver ocorrido em um alimentador, será necessário verificar se o interruptor/disjuntor de energia dos aviônicos associado ao alimentador afetado está desligado antes que o interruptor AVIONICS BUS TIE restaure a energia para ambos os barramentos de aviônicos. A carga máxima de aviônicos com um alimentador deve ser limitada a 30 amperes. Equipamentos aviônicos não essenciais devem ser desligados.

MAU FUNCIONAMENTO DO SISTEMA ELÉTRICO DE ESPERA Uma

verificação operacional do sistema elétrico de reserva é realizada seguindo a lista de verificação de Procedimentos Normais, Antes da Decolagem. Com o gerador alimentando a carga elétrica e o interruptor STBY ALT PWR ligado, tanto o âmbur STBY PWR ON CAS MSG quanto o STBY PWR INOP CAS MSG devem ser extintos.

O ALT AMPS deve indicar zero amperes. Se STBY PWR INOP CAS MSG estiver aceso, indica que o alternador não tem saída. Se um surto de tensão de linha ou condição temporária tiver desarmado a ACU (unidade de controle do alternador), então desligar e ligar novamente a chave STBY ALT PWR pode reiniciar a ACU e restaurar a energia de espera.

(Continua na próxima página)

MAU FUNCIONAMENTO DO SISTEMA ELÉTRICO EM ESPERA (Continuação)

Se, devido a um mau funcionamento do sistema de energia, o sistema elétrico de reserva estiver transportando parte da carga elétrica (mais de 10 amperes), o STBY PWR ON CAS MSG acenderá e o ALT AMPS na página Sistemas EIS indicará a quantidade de corrente sendo fornecida pelo sistema elétrico de reserva.

Para tentar restaurar a energia principal, consulte a Seção 3, procedimentos de emergência para falha do gerador. Se esta tentativa for bem-sucedida, o sistema elétrico de reserva retornará à sua condição normal sem carga e a mensagem STBY PWR ON CAS se apagará. Se a energia elétrica principal não puder ser restaurada, reduza as cargas não essenciais conforme necessário para permanecer dentro da capacidade de 75 A do sistema elétrico de reserva. Cargas que excedam esta capacidade serão indicadas por um ALTNR AMPS CAS MSG âmbar.

Se a proteção contra corrente reversa da ACU falhar, uma mensagem âmbar ALTNR AMPS CAS MSG será exibida quando a corrente reversa for detectada como inferior a -8 amperes. O piloto deve desconectar o alternador de reserva desligando a chave STBY ALT PWR.

SAÍDAS DE EMERGÊNCIA O uso

das portas de entrada da tripulação, das portas de entrada dos passageiros e das portas de carga para saída terrestre de emergência da Norma 208B é ilustrado na tabela de Saídas de Emergência. A saída terrestre de emergência do Cargomaster é realizada saindo do avião pelas portas esquerda e direita de entrada da tripulação, conforme mostrado na Figura 3-2.

AVISO

- **Não tente sair do Cargomaster pelas portas de carga. Como o interior da porta superior não possui maçaneta, não é possível sair do avião por essas portas.**
- **Ao sair do avião, evite**

**a hélice
área.**

(Continua na próxima página)

SAÍDAS DE EMERGÊNCIA (TÍPICAS)

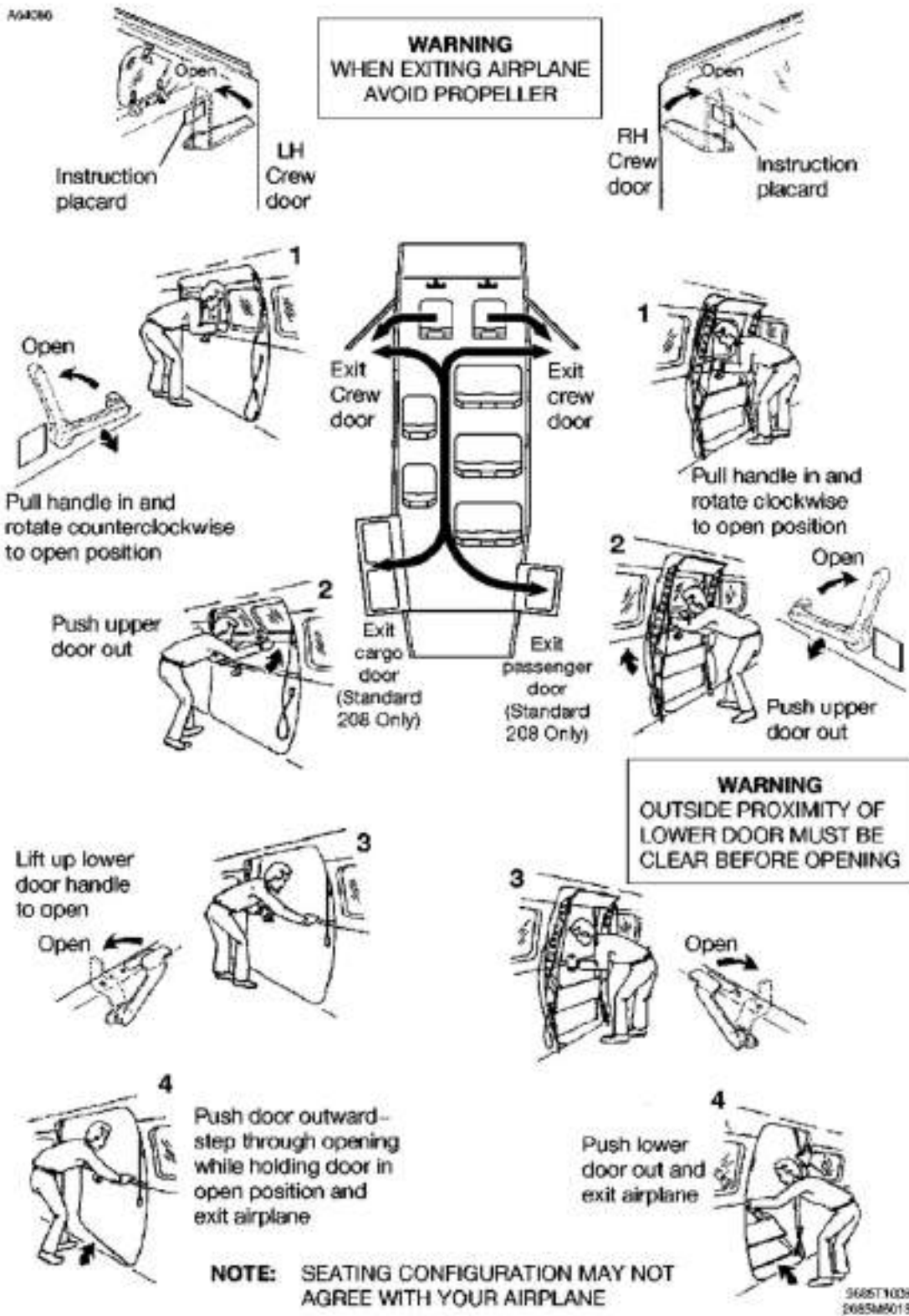


Figura 3-2

APROVADO pela FAA
208BPHBUS-01

SEÇÃO 3 PROCEDIMENTOS ANORMAIS

Índice	Página
Pouso Anormal.	3-51
Pouso com pneu principal furado.	3-51
Aterrissando com pneu de ponta chata.	3-51
Aviônica/Piloto Automático.	3-51
Aileron Mistrim (AIL OU AILIndicação PFD).	3-52
Elevador Mistrim (ELE OU ELE Indicação PFD).	3-52
Leme Mistrim (RUD OU RUDIndicação PFD).	3-53
Comparação incorreta de altitude (PFD Âmbor ALT MISCOMP INDICATION)	3-53
Comparação incorreta de velocidade no ar (PFD Âmbor IAS MISCOMP INDICATION))	3-55
Incompatibilidade de pitch/roll/heading (PFD de INDICAÇÃO MISCOMP Âmbor PIT/ROL/HDG).	3-57
Falha na unidade de exibição.	3-58
Falha de GPS duplo (Âmbor “DR” ou “LOI” no PFD de INDICAÇÃO HSI)	3-59
Falha no painel de áudio.	3-60
Perda das funções de sintonia do rádio.	3-60
Falha no transponder.	3-60
Velocidade no ar, altitude e/ou velocidade vertical com falha (“X” vermelho na velocidade do PFD, altitude, e/ou Indicadores de Velocidade Vertical).	3-60
Atitude e/ou direção falhada (falha de atitude e/ou “X” vermelho sobre a exibição do título no PDF).	3-62
Perda de dados de navegação (barra de desvio lateral não presente e/ou índice Glideslope apagado).	3-64
Aviso de velocidade excessiva impreciso.	3-64
Exibição imprecisa do Flight Director.	3-65
AMBOS NO ADC1/2.	3-65
AMBOS EM AHRS 1/2.	3-66

(Continua na próxima página)

Índice (continuação)

AMBOS NO GPS1/2.	3-66
XSIDE ADC.	3-66
XSIDE AHRS.	3-66
Falha no ventilador do display multifuncional	
(Falha branca do VENTILADOR MFD CAS MSG)	3-67
Falha no ventilador do display de voo primário 1	
(MSG CAS DE FALHA DO VENTILADOR PFD1 branco).	3-67
Falha no ventilador do monitor de voo primário 2	
(MSG branco PFD 2 FAN FAIL CAS)	3-67
Portas.	3-67
Metade superior da porta de carga ou metade superior da escada aérea do passageiro	
Porta aberta (Âmbar PORTA DESTRAVADA CAS MSG).	3-67
Metade inferior da porta da escada de ar do passageiro aberta.	3-68
Portas da tripulação direita ou esquerda abertas.	3-68
Porta(s) do compartimento de carga abertas.	3-68
Elétrico.	3-68
O contator de partida não desengata após a partida	
(Âmbar STARTER NO CAS MSG)	3-68
Carga do gerador acima do limite	
(Âmbar GERADOR AMPS CAS MSG)	3-68
Carga do alternador acima do limite	
(Âmbar ALT AMPS CAS MSG)	3-68
Energia em espera inoperante	
(Âmbar STBY PWR INOP CAS MSG).	3-69
Ligação em espera	
(Branco STBY PWR EM CAS MSG)	3-69
Motor	3-70
Contaminação da caixa de engrenagens (Amber Chip Detect CAS MSG)	3-70
Ignição ligada (IGNIÇÃO branca NO CAS MSG).	3-70
Controles de vôo	3-70
Extensão de retalho assimétrico ou repentino	
Retração do retalho de um lado.	3-70
Os flaps não conseguem estender ou retrair.	3-71

(Continua na próxima página)

Índice (continuação)

Combustível	3-72
Bomba auxiliar de reforço de combustível LIGADA (Amber FUEL BOOST NO CAS MSG)	3-72
Perda de pressão de combustível (Âmbar FUEL PRESS LOW CAS MSG)	3-72
Nível de combustível baixo (âmbar L, R, LR FUEL LOW CAS MSG(s)) . . .	3-72
Proteção contra gelo e chuva.	3-73
Pitot/Falha de Calor Estática (Âmbar L(R) OU LR P/S CALOR CAS MSG).	3-73
Falha de calor de bloqueio (âmbar STALL HEAT CAS MSG)	3-77
Diversos	3-77
Procedimentos de descida de emergência	3-77

ANORMAL EXPANDIDO

Guarnição do elevador.	3-78
Comparação incorreta de altitude.	3-78
Comparação incorreta de velocidade no ar.	3-78
Falha de GPS duplo.	3-78
Falha no transponder.	3-78
Atitude e/ou direção falhada.	3-79
Ambos em ADC1/2.	3-79
Ambos em AHRS 1/2.	3-79
XSIDE ADC.	3-79
XSIDE AHRS.	3-80
Falha no ventilador do display multifuncional.	3-80
Falha no ventilador do display de voo primário 1.	3-80
Falha no ventilador do display de voo primário 2.	3-80
Abertura inadvertida de portas de avião em vôo.	3-80

ATERRAGEM ANORMAL**DESEMBARQUE COM PNEU PRINCIPAL FURO**

1. Avião. **VOAR** (conforme desejado para aliviar a carga de combustível)
2. SELETORES DE COMBUSTÍVEL. **POSICIONE UM LADO FORA**
(para aliviar a carga no lado do pneu furado ao máximo
desequilíbrio de combustível de 200 libras)
3. Abordagem. **NORMAL (FLAPS CHEIOS)**
4. Aterrissagem. **PNEU INFLADO PRIMEIRO**
Mantenha o avião longe do pneu furado enquanto
possível com controle de aileron.
5. Controle Direcional. **MANTER**
(usando freio na roda com pneu cheio, conforme necessário)

ATERRANDO COM PNEU DE NARIZ CHANO

1. Passageiros e Bagagens. **MOVA-SE PARA A RÉ** (se prático)
Permaneça dentro do envelope CG aprovado.
2. Abordagem. **NORMAL (FLAPS CHEIOS)**
3. Aterrissagem. **NARIZ ALTO**
Segure a roda do nariz o maior tempo possível durante o rolamento.
4. Freios. **MÍNIMO NECESSÁRIO**

AVIÔNICA/PILOTO AUTOMÁTICO**AILERON MISTRIM (AIL OU INDICAÇÃO DE AIL PFD)**

1. Roda de controle. **APERTE FIRMEMENTE**
2. Botão AP/TRIM DISC. **IMPREENSA**
(forças de controle de aileron altas são possíveis)

OBSERVAÇÃO

O YAW DAMPER não precisa ser desconectado para este procedimento. Portanto, é permitido usar o ESQUERDO metade do interruptor elétrico manual de ajuste de inclinação ou 1 toque de o botão AP no painel de controle do modo piloto automático para desconecte o piloto automático.

3. Guarnição de aileron. **reviver**
4. Piloto automático. **ENGAJAR** (conforme desejado)

ELEVADOR MISTRIM (ELE OU ELE INDICAÇÃO PFD)

1. Roda de controle. **APERTE FIRMEMENTE**
2. Botão AP/TRIM DISC. **IMPRESA**
(forças de controle de elevador altas são possíveis)

OBSERVAÇÃO

O amortecedor de guinada não precisa ser desconectado para isso procedimento. Portanto é permitido usar a metade ESQUERDA do interruptor elétrico manual de compensação de passo ou um toque de o botão AP no painel de controle do modo piloto automático para desconecte o piloto automático.

3. Interruptor de compensação do elevador **COMO REQUERIDO**
4. Piloto automático. **ENGAJAR** (conforme desejado)

LEME MISTRIM (RUD OU RUD INDICAÇÃO PFD)

1. Pedais do leme **SEGURE FIRMEMENTE**
2. Botão AP/TRIM DISC **IMPRESA**
(forças de controle elevadas do leme são possíveis)
3. TRIM DO LEME. **COMO REQUERIDO**
4. Piloto automático e amortecedor de guinada. **ENGAJAR** (conforme desejado)

MISCOMPARAÇÃO DE ALTITUDE (Âmbar ALT MISCOMP INDICAÇÃO PFD)

1. Configurações do Altímetro. **VERIFICAR**
(tanto o piloto quanto o copiloto têm a configuração correta do altímetro)

SE A ANUNCIAÇÃO NÃO CLARA

2. Altitude do Piloto e Copiloto. **COMPARAR**
(com altímetro em espera)

AVISO

O Altímetro Standby usa a mesma estática fontes como o computador de dados aéreos do lado do piloto (ADC1). Não use o Altímetro Standby como único fonte na determinação da altitude correta.

SE O COPILOT PFD E O ALTIMETER STANDBY CONCORDAREM (PILOT PFD DIFERE)

3. Tecla SENSOR (PFD piloto) **IMPRESA**
4. Tecla ADC2 **IMPRESA**
5. Exibições PFD ADI. **CONFIRME**
(“BOTH ON ADC2” é exibido em ambos os PFDs)

SE O PILOT PFD E O ALTÍMETRO DE ESPERA CONCORDAM (COPILOT PFD DIFERE)

6. Piloto automático. **DISENGAGE** (modo de manutenção de altitude)
7. ALTA ESTÁTICA. **PUXE COMPLETO**

OBSERVAÇÃO

A fonte estática alternativa está conectada ao PFD esquerdo e apenas instrumentos de reserva. Consulte a Seção 5, Desempenho para correções de velocidade e altímetro.

(Continua na próxima página)

MISCOMPARAÇÃO DE ALTITUDE (Âmbar ALT MISCOMP**INDICAÇÃO PFD) (Continuação)****SE O PILOT PFD E O ALTÍMETRO DE ESPERA CONCORDAM (COPILOT PFD AINDA DIFERE)**

6. Compare a altitude indicada com a altitude do GPS na página MFD AUX-GPS STATUS para ajudar a determinar qual sistema primário é mais preciso.

OBSERVAÇÃO

- Ao comparar a altitude indicada com a altitude do GPS, os desvios da temperatura ou pressão padrão podem fazer com que a altitude indicada se desvie da altitude do GPS.

Esses erros são maiores em grandes altitudes e podem chegar a mais de 2.500 pés sob algumas condições. No entanto, abaixo de 10.000 pés com a configuração correta do altímetro local definida, a altitude do GPS geralmente estará dentro de 600 pés ou mais da altitude correta indicada. Use as seguintes diretrizes para ajudar a estimar a altitude correta para condições fora do padrão:

- Temperaturas **MAIS QUENTES** que o padrão podem fazer com que a altitude do GPS seja **MAIS ALTA** que a altitude indicada.
- Pressões **INFERIORES** ao padrão podem fazer com que a altitude do GPS seja **SUPERIOR** à altitude indicada.

SE FOR CAPAZ DE IDENTIFICAR A FONTE DE ALTITUDE PRECISA

5. Use **SENSOR REVERSION** para selecionar o ADC mais preciso em ambos os PFDs.
6. Pouse assim que for possível.

SE NÃO FOR POSSÍVEL IDENTIFICAR A FONTE DE ALTITUDE PRECISA

5. Pouse assim que for possível. Considere o desvio para o visual condições.
6. Mantenha as altitudes com base na altitude **MAIS BAIXA** indicada.
7. ATC. **AVISAR** (de incapacidade de verificar a altitude correta)
8. Se não for possível descer em condições visuais, planeje a aproximação ILS com interceptação de curso bem fora do Fixo de Aproximação Final (FAF).
9. Uma vez capturado o glideslope, determine a fonte de altitude mais precisa ao cruzar o FAF.

(Continua na próxima página)

MISCOMPARAÇÃO DE ALTITUDE (Âmbar ALT MISCOMP

INDICAÇÃO PFD) (Continuação)

10. Consulte a altura de decisão do ILS para obter o altímetro mais preciso com base no cruzamento da FAF.

AVISO

Os alertas TAWS são baseados na altitude e posição do GPS informações e são independentes dos dados do ADC. Se um Alerta TAWS for recebido, deve ser considerado ação válida e apropriada para evitar terreno deveria ser tomada.

AIRSPEED MISCOMPARE (Âmbar IAS MISCOMP

INDICAÇÃO PFD)

1. Velocidade do piloto e do copiloto. **COMPARAR**
(com indicador de velocidade no ar em espera)

AVISO

O indicador de velocidade no ar em espera usa o mesmo Fontes Pitot-Static como dados aéreos do lado do piloto computador (ADC1). Não use velocidade aerodinâmica em espera Indicador como única fonte na determinação correta velocidade no ar.

(Continua na próxima página)

AIRSPEED MISCOMPARE (Âmbar IAS MISCOMP INDICAÇÃO PFD) (Continuação)

SE STANDBY AIRSPEED E COPILOT PFD CONCORDAM (PILOT PFD DIFERE)

2. Tecla SENSOR (PFD piloto) **IMPREENSA**
3. Tecla ADC2 **IMPREENSA**
4. Exibições PFD ADI. **CONFIRME**

(“BOTH ON ADC2” é exibido em ambos os PFDs)

SE O PILOT PFD E O STANDBY AIRSPEED CONCORDAREM (COPILOT PFD DIFERE)

2. ALTITUDE DO Piloto e Copiloto. **OBSERVAÇÃO**

SE AS ALTITUDES CONCORDAREM

3. Velocidade no ar. **120 KIAS MÍNIMO** (no indicador mais lento)
4. Monitore todos os três indicadores de velocidade no ar durante mudanças na potência configuração ou altitude para determinar quais indicadores são imprecisos. As indicações de velocidade imprecisa incluem:
 - a. Nenhuma mudança na velocidade indicada quando a potência mudou e altitude mantida.
 - b. A velocidade indicada aumenta ao subir ou diminui ao descer.
5. Use SENSOR REVERSION para selecionar o ADC mais preciso no PFD afetado.
6. Velocidade no ar. **RETOMAR VELOCIDADES NORMAIS**

SE AS ALTITUDES NÃO CONCORDAM

3. Consulte Procedimentos anormais, procedimento ALT MISCOMP para determinar o ADC mais preciso.

**MISCOMPARAÇÃO DE PITCH/ROLL/HEADING (Âmbar PIT/ROLL/ HDG
MISCOMP INDICATION PFD)**

Esta mensagem é exibida quando o G1000 detecta uma diferença entre a atitude ou informação de rumo do piloto e do copiloto (exibida no canto superior direito do PFD). Consulte o Guia de Referência do Cockpit GARMIN G1000 para obter informações adicionais.

INDICAÇÃO DE MALCOMP DE PITCH OU ROLL

1. Consulte o indicador STANDBY ATTITUDE para determinar qual AHRS está fornecendo os dados mais precisos.
2. Use SENSOR REVERSION para selecionar o AHRS mais preciso no PFD afetado.

ERRO DE CABEÇALHO

1. Consulte a Bússola Magnética para determinar qual AHRS fornece as informações de rumo mais precisas.
2. Use SENSOR REVERSION para selecionar o AHRS mais preciso no PFD afetado.

OBSERVAÇÃO

A bússola magnética é influenciada pelo ar condicionado. Ele deve ser desligado antes de referenciar o rumo da bússola magnética e então pode ser selecionado novamente como LIGADO.

FALHA NA UNIDADE DE EXIBIÇÃO

Isto é indicado por uma perda completa de imagem no display. Se apenas elementos individuais do display falharam, consulte o apropriado procedimentos para as falhas individuais.

SE PFD

1. Botão EXIBIR BACKUP **PRESSIONE** (se necessário)

As informações de voo e EICAS são exibidas no MFD.

OBSERVAÇÃO

As configurações PFD CDI SYNC e BARO SYNC devem estar ON para permitir que os controles PFD do copiloto afetem as configurações no MFD. Essas configurações são acessíveis usando o MENU PFD botão.

2. Diretor de Voo. **TRANSFERIR**

((botão XFR) para operar o PFD)

3. Modos FD/PILOTO AUTOMÁTICO. **RESELECIONAR e REENGAGAR**

(como requerido)

4. Transponder. **INTERRUPTOR** (para transponder operacional)

5. Rádios COM e NAV. **TROCAR**

(para operar rádios Com e Nav)

6. Controles PFD. **USAR PFD OPERACIONAL**

(para entrada de dados necessária (Com, Nav, configuração Baro, etc.)

SE MFD

1. Qualquer botão DISPLAY BACKUP **IMPRESA**

(As informações do EIS serão exibidas nos PFDs)

FALHA DE GPS DUPLO (Âmbar “DR” OU “LOI” NO HSI INDICAÇÃO PFD)

SE FONTES DE NAVEGAÇÃO ALTERNATIVAS (ILS, LOC, VOR, DME, ADF) ESTÃO DISPONÍVEIS

1. Navegação. **USE FONTES ALTERNATIVAS**

SE NÃO HOUVER FONTES DE NAVEGAÇÃO ALTERNATIVAS DISPONÍVEIS

Modo Dead Reckoning (DR) ativo quando o avião está acima de 30 milhas náuticas do aeroporto de destino.

1. Navegação. **USAR**
(o símbolo do avião e o curso magenta
linha na exibição do mapa)

AVISO

- **Todas as informações normalmente derivadas de curvas de GPS âmbar. Todas essas informações se tornarão mais imprecisos ao longo do tempo.**
- **O TAWS está inoperante.**

OBSERVAÇÃO

- O modo DR usa rumo, velocidade no ar e o último Posição GPS para estimar a posição atual do avião.
- Todos os mapas com um símbolo de avião mostram um fantasma avião e uma etiqueta “DR”.

(Continua na próxima página)

FALHA DE GPS DUPLO (Âmbar “DR” OU “LOI” NO HSI INDICAÇÃO PFD) (Continuação)

Modo perda de integridade (LOI) - ativo quando o avião está dentro de 30 milhas náuticas do aeroporto de destino (conforme calculado a partir do cálculo anterior posição GPS ou DR).

1. Navegação. **VOAR**
(em direção a condições visuais conhecidas ou fontes de navegação de terminal disponíveis)
Use o ATC ou outras fontes de informação possíveis.

OBSERVAÇÃO

- Todas as informações derivadas de GPS ou DR são removidas do os monitores.
- O símbolo do avião foi removido de todos os mapas. O mapa permanecerá centralizado na última posição conhecida. “SEM GPS POSITION” é mostrado no centro do mapa.
- Os TAWS estão inoperantes.

FALHA NO PAINEL DE ÁUDIO

A falha do painel de áudio pode ser indicada por um sistema GMA FAIL Garmin Mensagem ou impossibilidade de comunicação através do painel de áudio. Esse a falha também pode ser acompanhada pela perda de alguns avisos auditivos como alerta de altitude, desconexão do piloto automático, TAWS e alertas de tráfego.

1. Disjuntor de ÁUDIO **PUXAR**
2. COM Radio **USE COM1 PARA COMUNICAÇÃO**

OBSERVAÇÃO

No caso de falha do painel de áudio, um circuito à prova de falhas conecta o fone de ouvido do piloto diretamente ao rádio COM 1. Os alto-falantes ficarão inoperantes.

PERDA DE FUNÇÕES DE SINTONIA DE RÁDIO

1. Botão de alternância de frequência COM
(PFD afetado). **PRESSIONE E SEGURE** (por 2 segundos)

OBSERVAÇÃO

Este procedimento irá sintonizar o campo COM ativo para o frequência de emergência 121,5. Certas falhas de afinação o sistema sintonizará automaticamente 121,5 sem ação piloto.

FALHA DO TRANSPONDER

1. TRANSPONDER. **SELECIONE OPOSTO**
 - a. Tecla PFD XPDR. **IMPRESA**
 - b. Tecla XPDR1 ou XPDR2 **IMPRESA**

(para selecionar o transponder oposto)
2. Disjuntor XPDR1 ou XPDR2 (lado afetado) **PUXAR**

OBSERVAÇÃO

O segundo transponder é uma opção no 208.

FALHA NA VELOCIDADE, ALTITUDE E/OU VERTICAL VELOCIDADE ("X" Vermelho NO PFD AIRSPEED, ALTITUDE, E/OU INDICADORES DE VELOCIDADE VERTICAL)

Isto indica uma perda de informações válidas do sistema de dados aéreos para o respectivo sistema.

SE AMBOS OS LADOS

1. Velocidade aerodinâmica e atitude. **MONITOR**
(usando instrumentos de espera)
2. Pouse assim que for possível.

(Continua na próxima página)

FALHA NA VELOCIDADE, ALTITUDE E/OU VERTICAL VELOCIDADE ("X" Vermelho NO PFD AIRSPEED, ALTITUDE, E/OU INDICADORES DE VELOCIDADE VERTICAL) (Continuação)

SE SÓ UM LADO

- 1. Tecla SENSOR PFD afetado. **IMPRESA**
 - 2. Tecla PFD ADC1/2 afetada. **SELECT** (lado oposto ADC)
 - 3. Exibições PFD ADI. **CONFIRME**
- (BOTH ON ADC1 ou 2 é exibido em ambos os PFDs)

FALHA DE ATITUDE E/OU CABEÇALHO (FALHA DE ATITUDE E/OU "X" VERMELHO SOBRE O VISOR NO PFD)

SE AMBOS OS LADOS

- 1. Atitude. **MONITOR**
- (usando o giroscópio de atitude de espera)

OBSERVAÇÃO

Desligue o ar condicionado para consultar a Bússola Magnética.

- 2. Título. **MONITOR**
- (usando bússola magnética)
- 3. Pouse assim que for possível.

(Continua na próxima página)

FALHA DE ATITUDE E/OU CABEÇALHO (FALHA DE ATITUDE E/OU "X" vermelho no display de cabeçalho no PFD)

(Contínuo)

OBSERVAÇÃO

- O piloto automático será desconectado e poderá não ser reativado noivo.
- Faça referência à trilha GPS no mapa MFD/PFD para melhorar consciência situacional. O GPS continuará a exibir mapa, posição e rastreamento corretos baseados em GPS.
- O ar condicionado afetará a bússola magnética.

SE SÓ UM LADO

1. Giroscópio de atitude de espera. **MONITOR**
2. Tecla SENSOR PFD afetada. **IMPrensa**
3. Tecla programável PFD AHRS 1/2 afetada. **SELECIONE OPOSTO**
AHRS LATERAL
4. Exibições PFD ADI. **CONFIRME**
(“BOTH ON AHRS 1 or 2” é exibido em ambos os PFDs)

OBSERVAÇÃO

O piloto automático será desconectado e não poderá ser reativado.

PERDA DE DADOS DE NAVEGAÇÃO (BARRA DE DESVIO LATERAL NÃO PRESENTE E/OU LIMPA O ÍNDICE GLIDESLOPE)

Isto indica uma perda de dados da fonte NAV selecionada. Referir-se

Guia de referência do cockpit GARMIN G1000 para obter informações adicionais.

1. Fonte NAV oposta. **SELECIONAR**
2. Monitores PFD HSI. **CONFIRME OPOSTO**
(LOC1/LOC2" ou "VOR1/VOR2 é exibido em ambos os PFDs)

AVISO DE EXCESSO DE VELOCIDADE IMPRECISO

Indicado pelo tom de aviso de excesso de velocidade soando quando a velocidade no ar está abaixo a velocidade limite.

1. VELOCIDADE AÉREA. **VERIFICAÇÃO CRUZADA**
(com PFD oposto)
2. VELOCIDADE AÉREA. **REDUZIR** (conforme necessário)

SE AMBAS AS VELOCIDADES INDICAREM ABAIXO DO VMO E TOM AINDA SONS

3. Disjuntor AIR SPEED **PUXAR**
(quinta linha, oitavo disjuntor da popa)
4. Pouse assim que for possível.

SE AS VELOCIDADES AÉREAS NÃO CONCORDAM

3. Consulte o procedimento MISCOMP do IAS.

EXIBIÇÃO IMPRECISA DO DIRETOR DE VÔO

Indicado por um ou ambos os diretores de voo comandando atitude contrária à trajetória de voo pretendida.

1. Botão AP/TRIM DISC **IMPREENSA**
2. Atitude. **VERIFICAÇÃO CRUZADA DE AMBOS PFDs**
(com o Indicador de Atitude em Espera)
3. Modos Diretor de Voo. **RESELECIONAR** (conforme desejado)

OBSERVAÇÃO

Se desejar o uso continuado do diretor de vôo, é recomendado que apenas os modos básicos (ou seja, ROL e PIT) sejam selecionado inicialmente. Se isso for satisfatório, HDG e ALT pode então ser selecionado. Certifique-se de que os sistemas de navegação estejam configurado corretamente antes de tentar ativar o modo NAV.

4. Piloto automático. **ENGAJE COMO DESEJADO**
(se os comandos do diretor de voo forem apropriados)

AMBOS NO ADC1/2

1. Tecla SENSOR PFD **IMPREENSA no PFD**
(exibindo dados do lado oposto ADC)
2. Tecla PFD ADC1/2. **SELECIONE ADC NO LADO**
(ADC1 para Piloto PFD, ADC2 para copiloto PFD)
3. Exibições PFD. **CONFIRME**
(A mensagem "BOTH ON ADC1 or 2" é apagada em ambos os PFDs)

AMBOS EM AHRS 1/2

1. Tecla SENSOR PFD. **IMPRESA no PFD**
(exibindo dados do lado oposto AHRS)
2. Tecla PFD AHRS 1/2 **SELECIONE AHRS NO LADO**
(AHRS 1 para Piloto PFD, AHRS2 para copiloto PFD)
3. Exibições PFD. **CONFIRME**
(A mensagem "BOTH ON AHRS 1 or 2" é apagada em ambos os PFDs)

AMBOS NO GPS1/2

1. Status do GPS. **VERIFICAR**
 - a. Selecione MFD. **PÁGINA DE STATUS AUX-GPS**
 - b. Selecione as teclas GPS1 e GPS2 e verifique se há recepção via satélite.

XSIDE ADC

1. Qualquer uma das teclas PFD SENSOR **IMPRESA**
2. Tecla PFD ADC1/2 **SELECIONE ADC NO LADO**
(ADC1 para Piloto PFD, ADC2 para copiloto PFD)
3. Exibições PFD. **CONFIRME**
(A mensagem "BOTH ON ADC1 or 2" é exibida em ambos os PFDs)
4. Repita o procedimento no PFD oposto.
5. Exibições PFD. **CONFIRME**
(A mensagem "BOTH ON ADC1 or 2" é apagada em ambos os PFDs)

XSIDE AHRS

1. Qualquer uma das teclas PFD SENSOR **IMPRESA**
2. Tecla PFD AHRS 1/2 **SELECIONE AHRS NO LADO**
(AHRS 1 para Piloto PFD, AHRS2 para copiloto PFD)
3. Exibições PFD. **CONFIRME**
(A mensagem "BOTH ON AHRS 1 or 2" é exibida em ambos os PFDs)
4. Repita o procedimento no PFD oposto.
5. Exibições PFD. **CONFIRME**
(A mensagem "BOTH ON AHRS 1 or 2" é apagada em ambos os PFDs)

FALHA NO VENTILADOR DO DISPLAY MULTIFUNCIONAL (VENTILADOR MFD branco FALHA CAS MSG)

- 1. Disjuntor do VENTILADOR DECK SKIN. **CHECK-IN**

DISPLAY DE VÔO PRIMÁRIO 1 VENTILADOR FALHOU (Branco PFD1 FALHA DO VENTILADOR CAS MSG)

- 1. Disjuntor do VENTILADOR DECK SKIN. **CHECK-IN**

DISPLAY DE VÔO PRIMÁRIO 2 VENTILADOR FALHOU (Branco PFD 2 FALHA DO VENTILADOR CAS MSG)

- 1. Disjuntor do VENTILADOR DECK SKIN. **CHECK-IN**

PORTAS

METADE SUPERIOR DA PORTA DE CARGA OU METADE SUPERIOR DA PORTA DA ESCADA DE PASSAGEIROS ABERTA (PORTA Âmbar MSG CAS DESTRAVADO)

- 1. Velocidade no ar. **MANTER MENOS DE 100 KIAS**
- 2. BATAS DE ASA **COMPLETO**
 - A lavagem descendente das asas com as abas estendidas aproximará as portas sua posição normalmente fechada.
- 3. Se disponível ou prático, peça a um segundo membro da tripulação que vá à popa para feche e tranque a porta.
- 4. Luz CINTO DE SEGURANÇA/SEM FUMO **SOBRE**
- 5. Se for necessário pousar com a porta aberta:
 - a. Aproximação e Pouso. **NORMAL**

METADE INFERIOR DA PORTA DA ESCADA DE PASSAGEIROS ABERTA

1. Velocidade no ar. **MANTER MENOS DE 100 KIAS**
2. Controles de vôo. **MANOBRA** (para retorno para pouso)
3. BATAS DE ASA **COMPLETO**
4. Abordagem. **NORMAL**
5. Aterrissagem. **CAUDA LEVE PARA BAIXO** (evite alargamento do nariz alto)

PORTAS DA EQUIPE DIREITA OU ESQUERDA ABERTAS

1. Velocidade no ar. **MANTER MENOS DE 125 KIAS**
2. Porta. **PUXE FECHADO e TRAVA**

PORTA(S) DO POD DE CARGA ABERTA(S)

1. Velocidade no ar. **MANTER MENOS DE 125 KIAS**
2. Terreno. . a. **ASSIM QUE PRÁTICO**
Abordagem . b. **NORMAL**
Pousar **EVITE UM NARIZ ALTO**

ELÉTRICO**O CONTATOR DE PARTIDA NÃO DESENGAPA APÓS INICIAR (INICIAR Âmbar NO CAS MSG)**

- | | |
|---|------------------------------------|
| 1. Interruptor da bateria. | DESLIGADO |
| 2. Unidade de alimentação externa | DESLIGUE e depois DESENGATE |
| 3. Alavanca de condição de combustível. | CORTAR |
| 4. Desligamento do motor | COMPLETO |

CARGA DO GERADOR ACIMA DO LIMITE (GERADOR âmbar AMPS CAS MSG)

1. AMPS GER. **VERIFICAR**

Se os amperes estiverem acima do limite:

2. Carga Elétrica. **REDUZIR**

CARGA DO ALTERNADOR ACIMA DO LIMITE (Âmbar ALTNR AMPS MSG CAS)

1. Amplificadores Alt. **VERIFICAR**

Se os amperes estiverem acima do limite:

2. Carga Elétrica. **REDUZIR**

**ENERGIA DE ESPERA INOPERANTE (Âmbar STBY PWR
INOP CAS MSG)**

1. Chave STBY ALT PWR. **VERIFIQUE**

SE A MENSAGEM CAS PERMANECER:

2. Chave STBY ALT PWR. **DESLIGADO, ENTÃO LIGADO**

OBSERVAÇÃO

Se STBY ALT PWR CAS MSG permanecer, o alternador o sistema ainda pode estar operacional. Um surto de tensão no barramento pode desarmou temporariamente a ACU (unidade de controle do alternador). A ACU pode ser restaurada desligando STBY ALT PWR Trocar.

SE A MENSAGEM CAS AINDA PERMANECER:

3. Chave STBY ALT PWR. **DESLIGADO**

Conclua o vôo usando apenas energia do gerador. Evite condições de gelo.

LIGAR EM ESPERA (branco STBY PWR ON CAS MSG)**OBSERVAÇÃO**

- Durante operações terrestres com a alavanca CONDITION em LOW IDLE, é possível que a subvelocidade do gerador condição pode ocorrer permitindo que o alternador de reserva auxiliar automaticamente com a carga elétrica. Nesse caso avance a alavanca de CONDIÇÃO para HIGH IDLE para aumente a velocidade do motor e coloque o gerador online.
- A alimentação do alternador em espera pode ter sido automaticamente ativado devido a uma falha de outro sistema. Endereço quaisquer MSGs CAS vermelhos ou âmbar que estejam presentes.

MOTOR**CONTAMINAÇÃO DA CAIXA DE ENGRENAGENS (Âmbar CHIP DETECT CAS MSG)**

1. Indicações do motor. **MONITORAR CUIDADOSAMENTE**
(para pressão de óleo anormal,
temperatura do óleo ou indicações de potência)

CUIDADO

- Se as indicações do motor estiverem normais, prossiga para destino e determinar a causa do Amber CHIP DETECTAR CAS MSG antes do próximo voo.
- Se as indicações do motor confirmarem Âmbar CHIP DETECT CAS MSG, proceda de acordo com o Motor Checklists de falhas ou a critério do piloto e consistente com a segurança, continue a operação do motor em preparação para um pouso de emergência assim que possível.

IGNIÇÃO LIGADA (IGNIÇÃO Branca NO CAS MSG)

1. Interruptor de IGNIÇÃO. **VERIFICAR**

SE AS CONDIÇÕES GARANTEM:

2. Interruptor de IGNIÇÃO. **NORMA**

CONTROLES DE VÔO**EXTENSÃO DE RETALHO ASSIMÉTRICO OU RETALHO SÚBITO
RETRAÇÃO DE UM LADO**

1. Aplique aileron e leme para parar o rolamento.
2. BATAS DE ASA **ACIMA**
3. Velocidade no ar **LENTO para 100 KIAS** (ou menos)

4. Se ambas as abas retraírem para uma configuração simétrica:
a. Planeje um pouso com flaps.
b. Consulte a Seção 5 (notas acima das tabelas de desempenho de pouso) para aumento da velocidade de aproximação e distância de pouso.
5. Se ambas as abas não puderem ser retraídas para uma configuração simétrica:
a. Aterrisse assim que possível.
b. Manter uma velocidade mínima de 90 KIAS na aproximação e evite um alargamento do nariz na aterrissagem.

OS RETALHOS NÃO ESTENDEM OU RETRAEM

1. MOTOR FLAP e MOTOR FLAP STBY

Disjuntores **CHECK-IN**

2. Se os flaps ainda não conseguirem estender ou retrair:

a. Interruptor STBY FLAP MOTOR protegido e protegido

(A sobrecarga) **MOVER GUARDA, QUEBRANDO
FIO DE SEGURANÇA E INTERRUPTOR DE POSIÇÃO PARA STBY**

b. MOTOR STBY FLAP PROTEGIDO E SEGURADO PARA CIMA/PARA BAIXO

Interruptor (acima. **MOVE GUARD,
QUEBRANDO O FIO DE SEGURANÇA E
INTERRUPTOR DE POSIÇÃO PARA CIMA OU PARA BAIXO**Segure o interruptor até que os flaps atinjam a posição desejada, exceto solte
mude antes que os flaps alcancem o deslocamento total para cima ou para baixo.**CUIDADO**

Com o sistema de flap de espera em uso, os interruptores de limite que normalmente desliga o motor primário do flap quando atingindo os limites de deslocamento do flap são eletricamente inativados. Portanto, o piloto deve liberar o motor do flap de reserva interruptor para cima/para baixo antes que os flaps atinjam seu limite de deslocamento para evitar sobrecarga e danos ao sistema de flap.

3. Interruptor STBY FLAP MOTOR protegido. **DEIXAR em STBY**

(até que a ação de manutenção possa ser realizada)

COMBUSTÍVEL

BOMBA AUXILIAR DE REFORÇO DE COMBUSTÍVEL LIGADA (âmbar FUEL BOOST EM CAS MSG)

- 1. Interruptor de AUMENTO DE COMBUSTÍVEL **VERIFIQUE**

SE AS CONDIÇÕES NÃO GARANTEM SEU USO:

- 2. Interruptor de AUMENTO DE COMBUSTÍVEL **NORMA**

PERDA DE PRESSÃO DE COMBUSTÍVEL (Âmbar FUEL PRESS LOW MSG CAS)

1. SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL	EM AMBOS
2. Interruptor de AUMENTO DE COMBUSTÍVEL	SOBRE
3. Interruptor de IGNIÇÃO	SOBRE

4. Se FUEL PRESS LOW CAS MSG se apagar:

- a. Monitore cuidadosamente a quantidade de combustível e o odor da cabine em busca de evidências de um vazamento de combustível.
- b. Aterrisse assim que possível e determine a causa do motivo falha de fluxo antes do próximo vôo.

5. Se FUEL PRESS LOW CAS MSG e FUEL BOOST ON CAS MSG estão iluminados:

- a. Monitore cuidadosamente as indicações do motor em busca de sinais de combustível inanição.
- b. Aterre o mais rápido possível.

NÍVEL DE COMBUSTÍVEL BAIXO (Âmbar L, R, LR COMBUSTÍVEL BAIXO CAS MSG(S))

- 1. SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL **EM AMBOS**
- 2. Balanço de Combustível. **MONITOR**

Desequilíbrio máximo de 200 libras.

PROTEÇÃO GELO E CHUVA**FALHA DE CALOR PITOT/ESTÁTICO (Âmbar L, R OU LR P/S CALOR CAS MSG)**

1. Disjuntores PITOT HEAT (L e R) **CHECK-IN**

Se o gelo começar a se formar perto da porta estática do tubo pitot/estático esquerdo (de anel de compensação para a extremidade traseira do tubo) ou se âmbar IAS MISCOMP e/ou As mensagens ALT MISCOMP CAS são exibidas nos PFDs do piloto:

2. Velocidade do piloto e do copiloto. **COMPARAR**
(com indicador de velocidade no ar em espera)

AVISO

O indicador de velocidade no ar em espera usa o mesmo fontes pitot-estáticas como dados aéreos do lado do piloto computador (ADC1). Não use velocidade aerodinâmica em espera Indicador como única fonte na determinação correta velocidade no ar.

3. Piloto automático. **DISENGAGE** (modo de manutenção de altitude)
4. AR ESTÁTICO ALT. **PUXE COMPLETO**

OBSERVAÇÃO

A fonte estática alternativa está conectada ao PFD esquerdo e apenas instrumentos de reserva. Consulte a Seção 5, Desempenho para correções de velocidade e altímetro.

SE STANDBY AIRSPEED E COPILOT PFD CONCORDAM (PILOT PFD DIFERE)

2. Tecla SENSOR (PFD piloto) **IMPREENSA**
3. Tecla ADC2 **IMPREENSA**
4. Exibições PFD ADI. **CONFIRME**

(“BOTH ON ADC2” é exibido em ambos os PFDs)

Se o gelo começar a se formar perto da porta pitot (extremidade dianteira) do pitot/estático tubo:

SE O PILOT PFD E O STANDBY AIRSPEED CONCORDAREM (COPILOT PFD DIFERE)

2. Altitude do Piloto e Copiloto. **OBSERVAÇÃO**

(Continua na próxima página)

FALHA DO AQUECEDOR ESTÁTICO PITOT (Âmbar L, R OU LR P/S**AQUECEDOR CAS MSG) (Continuação)****SE AS ALTITUDES CONCORDAREM**

1. Velocidade no ar. **120 KIAS MÍNIMO** (no indicador mais lento)
2. Monitore todos os três indicadores de velocidade no ar durante mudanças na potência configuração ou altitude para determinar quais indicadores são imprecisos.
As indicações de velocidade imprecisa incluem:
 - a. Nenhuma mudança na velocidade indicada quando a potência mudou e altitude mantida.
 - b. A velocidade indicada aumenta ao subir ou diminui ao descer.
3. Use SENSOR REVERSION para selecionar o ADC mais preciso no PFD afetado.
4. Velocidade no ar. **RETOMAR VELOCIDADES NORMAIS**

SE AS ALTITUDES NÃO CONCORDAREM (Âmbar ALT MISCOMP INDICAÇÃO PFD)

1. Configurações do Altímetro. **VERIFICAR**
(tanto o piloto quanto o copiloto têm a configuração correta do altímetro)

SE A ANUNCIAÇÃO NÃO CLARA

2. Altitude do Piloto e Copiloto. **COMPARAR**
(com altímetro em espera)

AVISO

O Altímetro Standby usa a mesma estática fontes como o computador de dados aéreos do lado do piloto (ADC1). Não use o Altímetro Standby como único fonte na determinação da altitude correta.

SE O COPILOT PFD E O ALTIMETER STANDBY CONCORDAREM (PILOT PFD DIFERE)

3. Tecla SENSOR (PFD piloto) **IMPRESA**
4. Tecla ADC2 **IMPRESA**
5. Exibições PFD ADI. **CONFIRME**
("BOTH ON ADC2" é exibido em ambos os PFDs)

(Continua na próxima página)

**FALHA DO AQUECEDOR ESTÁTICO PITOT (Âmbar L, R OU LR P/S
AQUECEDOR CAS MSG) (Continuação)****SE O PILOT PFD E O ALTÍMETRO DE ESPERA CONCORDAM (COPILOT PFD DIFERE)**

1. Piloto automático. **DISENGAGE** (modo de manutenção de altitude)
2. AR ESTÁTICO ALT. **PUXE COMPLETO**

OBSERVAÇÃO

A fonte estática alternativa está conectada ao PFD esquerdo e apenas instrumentos de reserva. Consulte a Seção 5, Desempenho para correções de velocidade e altímetro.

**SE O PILOT PFD E O ALTÍMETRO DE ESPERA CONCORDAM (COPILOT PFD
AINDA DIFERE)**

3. Compare a altitude indicada com a altitude do GPS no MFD AUX-GPS página STATUS para ajudar a determinar qual sistema primário está Mais preciso.
 - Ao comparar a altitude indicada com a altitude do GPS, desvios da temperatura ou pressão padrão podem fazer com que a altitude indicada se desvie da altitude do GPS. Esses erros são maiores em grandes altitudes e podem atingir a mais de 2.500 pés sob algumas condições. No entanto, abaixo de 10.000 pés com a configuração correta do altímetro local definido, a altitude do GPS geralmente estará dentro de 600 pés ou melhor da altitude correta indicada. Use o seguinte diretrizes para ajudar a estimar a altitude correta para condições fora do padrão:
 - Temperaturas MAIS QUENTES que o padrão podem causar problemas no GPS altitude para ler MAIS ALTO que a altitude indicada.
 - Pressões INFERIORES ao padrão podem causar problemas no GPS altitude para ler MAIS ALTO que a altitude indicada.

SE FOR CAPAZ DE IDENTIFICAR A FONTE DE ALTITUDE PRECISA

4. Use SENSOR REVERSION para selecionar o ADC mais preciso em ambos os PFDs.

Aterrisse assim que possível.

(Continua na próxima página)

**FALHA DO AQUECEDOR ESTÁTICO PITOT (Âmbar L, R OU LR P/S
AQUECEDOR CAS MSG) (Continuação)****SE NÃO FOR POSSÍVEL IDENTIFICAR A FONTE DE ALTITUDE PRECISA**

1. Pouse assim que for possível. Considere o desvio para o visual condições.
2. Mantenha as altitudes com base na altitude MAIS BAIXA indicada.
3. ATC. **CONSELHO**
(de incapacidade de verificar a altitude correta)
4. Se não for possível descer em condições visuais, planeje a abordagem ILS com interceptação de curso bem fora do Fixo de Aproximação Final (FAF).
5. Depois que o glideslope for capturado, determine a altitude mais precisa fonte ao cruzar FAF.
6. Consulte a altura de decisão do ILS para obter o altímetro mais preciso com base no cruzamento da FAF.

AVISO

Os alertas TAWS são baseados na altitude e posição do GPS informações e são independentes dos dados do ADC. Se um Alerta TAWS for recebido, deve ser considerado ação válida e apropriada para evitar terreno deveria ser tomada.

FALHA DE CALOR DE BLOQUEIO (Âmbar STALL HEAT CAS MSG)

Se for observada a formação de gelo na palheta de aviso de estol ou em sua montagem placa:

1. Disjuntor de AVISO DE STALL **VERIFICAR**
(verifique se o disjuntor está IN)

CUIDADO

Com o acúmulo contínuo de gelo, não espere nenhuma buzina de alerta de estol durante a operação em baixa velocidade. O piloto automático não desconectar automaticamente durante uma parada sem a parada palheta de advertência funcionando corretamente.

2. Velocidade no ar. **MONITOR**

OBSERVAÇÃO

Não confie no sistema de alerta de estol. Manter a velocidade no ar de acordo com a velocidade mínima para condições de gelo na Seção 2, Limitações deste suplemento.

DIVERSOS**PROCEDIMENTOS DE DESCIDA DE EMERGÊNCIA****AR ÁSPERO**

1. Assentos, cintos de segurança, cintos de ombro. **SEGURO**
2. Alavanca de POTÊNCIA **PARADO**
3. Alavanca de RPM PROP. **MAX** (totalmente para frente)
4. BATAS DE ASA **ACIMA**
5. Pesos e velocidade no ar:

8.750 libras.	148 ALEGORIA
7.500 libras.	137 ALEGORIA
6250 libras.	125 ALEGORIA
5.000 libras.	112 ALEGORIA

AR SUAVE

1. Assentos, cintos de segurança, cintos de ombro. **SEGURO**
2. Alavanca de POTÊNCIA **PARADO**
3. Alavanca de RPM PROP. **MAX** (totalmente para frente)
4. BATAS DE ASA **10°**
5. Velocidade no ar. **175 ALEGORIA**

ANORMAL EXPANDIDO

ELEVATOR MISTRIM Indica

um erro de ajuste do elevador enquanto o piloto automático está ativado. O piloto automático normalmente compensa automaticamente conforme necessário. No entanto, durante rápidas acelerações, desacelerações ou alterações de configuração, a iluminação momentânea desta mensagem pode ocorrer acompanhada por pequenas flutuações na trajetória de voo. Se o piloto automático for desconectado enquanto esta mensagem for exibida, serão possíveis forças elevadas de controle do elevador. No caso de uma iluminação sustentada, o seguinte procedimento deve ser seguido:

ALTITUDE MISCOMPARE Esta

mensagem é exibida quando o G1000 detecta uma diferença de 200 pés ou mais entre as informações de altitude do piloto e do copiloto (exibidas no canto superior direito do PFD). Consulte o Guia de Referência do Cockpit GARMIN G1000 para obter informações adicionais.

AIRSPEED MISCOMPARE Esta

mensagem é exibida quando o G1000 detecta uma diferença de 7 KIAS ou mais entre as informações de velocidade do piloto e do copiloto (diferença de 10 KIAS durante a decolagem ou pouso). Consulte o Guia de Referência do Cockpit GARMIN G1000 para obter informações adicionais.

FALHA DE GPS DUPLO

Quando ambos os receptores GPS estão inoperantes, o sistema G1000 entrará em um dos dois modos: modo Dead Reckoning (DR) ou modo Loss Of Integrity (LOI). O modo é indicado no HSI por um “DR” ou “LOI” âmbar. O modo ativo depende da distância do aeroporto de destino no plano de voo ativo.

FALHA DO TRANSPONDER A falha do

transponder pode ser indicada por um “X” vermelho no display do transponder ou falha do transponder em aceitar códigos ou alterações de modo do PFD.

ATITUDE E/OU CABEÇALHO FALHA

Esta mensagem indica uma perda de informações de inclinação, rotação e/ou rumo do AHRS. Consulte o Guia de Referência do Cockpit GARMIN G1000 para obter informações adicionais. A interferência de repetidores GPS operando dentro de hangares próximos pode causar uma perda intermitente de atitude e exibição de rumo enquanto a aeronave está no solo. Isso geralmente é acompanhado por uma mensagem BOTH ON GPS1/2. Afastar a aeronave a mais de 100 metros da fonte da interferência deve aliviar a condição.

BOTH ON ADC1/2 Esta

mensagem é exibida em ambos os PFDs e indica que os PFDs do piloto e do copiloto estão exibindo dados do mesmo Air Data Computer. Normalmente o lado do piloto exibe ADC1 e o lado do copiloto exibe ADC 2. Consulte o Guia de Referência do Cockpit GARMIN G1000 para obter informações adicionais.

AMBOS NO AHRS 1/2 Esta

mensagem é exibida em ambos os PFDs e indica que os PFDs do piloto e do copiloto estão exibindo dados do mesmo Sistema de Referência de Atitude e Rumo. Normalmente o lado do piloto exibe AHRS 1 e o lado do copiloto exibe AHRS 2. Consulte o Guia de Referência do Cockpit GARMIN G1000 para obter informações adicionais.

XSIDE ADC Esta

mensagem é exibida em ambos os PFDs e indica que ambos os PFDs estão exibindo dados do Air Data Computer do lado oposto. Normalmente o lado do piloto exibe ADC1 e o lado do copiloto exibe ADC 2.

Consulte o Guia de Referência do Cockpit GARMIN G1000 para obter informações adicionais.

XSIDE AHRS Esta

mensagem é exibida em ambos os PFDs e indica que ambos os PFDs estão exibindo dados do sistema de referência de direção de atitude do lado oposto. Normalmente o lado do piloto exibe ADC1 e o lado do copiloto exibe ADC 2. Consulte o Guia de Referência do Cockpit GARMIN G1000 para obter informações adicionais.

VENTILADOR DO DISPLAY MULTIFUNCIONAL FALHOU

Uma condição de superaquecimento pode surgir no display associado. Neste caso, o brilho da tela será reduzido automaticamente em 50% para diminuir a temperatura interna. Use recursos reversíveis, se necessário.

PRIMARY FLIGHT DISPLAY 1 FAN FAILED Uma condição de

superaquecimento pode surgir no display associado. Neste caso, o brilho da tela será reduzido automaticamente em 50% para diminuir a temperatura interna. Use recursos reversíveis, se necessário.

EXIBIÇÃO DE VÔO PRIMÁRIA 2 VENTILADOR FALHA

Uma condição de superaquecimento pode surgir no display associado. Neste caso, o brilho da tela será reduzido automaticamente em 50% para diminuir a temperatura interna. Use recursos reversíveis, se necessário.

ABERTURA INADVERTIDA DE PORTAS DO AVIÃO EM VÔO Se alguma das portas do avião abrir

inadvertidamente durante o vôo, o avião deverá ser desacelerado para 125 KIAS ou menos para reduzir o impacto nas portas. Se a porta de carga superior estiver aberta, diminua a velocidade para 100 KIAS ou menos e abaixe as abas totalmente para baixo, de modo que a lavagem descendente da asa mova a porta para sua posição normalmente fechada. O fechamento da porta de carga superior (ou metade superior da porta do passageiro no Padrão 208B) pode ser realizado após a velocidade no ar ter sido reduzida, puxando a porta para fechá-la com força e travando-a. Se a porta não puder ser fechada durante o voo, o pouso deverá ser feito o mais rápido possível, de acordo com os procedimentos da lista de verificação. Nas versões Cargo, uma porta de carga aberta não pode ser fechada em voo, pois a parte interna da porta superior não possui maçaneta.

Se alguma porta do compartimento de carga abrir inadvertidamente durante o vôo, o avião deverá ser desacelerado para 125 KIAS ou menos e pousar o mais rápido possível. Durante o pouso, evite um alargamento na altura do nariz para evitar arrastar a porta traseira aberta do compartimento de carga na pista.

PROCEDIMENTOS NORMAIS**Índice**

	Página
Introdução	4-3
Velocidades para operação normal.	4-3
PROCEDIMENTOS DE LISTA DE VERIFICAÇÃO	
Avisos de inspeção pré-voo	4-5
Inspeção pré-voo.	4-6
Inspeção pré-voo.	4-6
Cabine.	4-6
Lado esquerdo	4-8
Asa esquerda, vanguarda.	4-8
Asa esquerda, borda de fuga.	4-10
Profundidade de combustível medida versus quantidade de combustível	4-11
Empenagem.	4-12
Asa direita, borda de fuga.	4-13
Asa direita, borda de ataque.	4-13
Nariz	4-15
Antes de dar partida no motor.	4-17
Partida do motor (partida com bateria)	4-18
Partida do motor (partida com energia externa)	4-20
Táxi.	4-22
Antes de decolar	4-22
Decolar	4-25
Decolagem normal.	4-25
Decolagem em campo curto.	4-26
Decolagem de fluido anti-gelo Tipo II, Tipo III ou Tipo IV.	4-26
Subida em rota.	4-26
Subida de Cruzeiro.	4-26
Subida de desempenho máximo.	4-27
Cruzeiro.	4-28
Descida.	4-28
Antes do pouso.	4-29
Pousar	4-29
Pouso normal.	4-29
Aterrissagem em Campo Curto.	4-30
Aterrissagem frustrada.	4-30

(Continua na próxima página)

Índice (continuação)

	Página
Após o pouso.	4-31
Desligamento e proteção do avião.	4-32
PROCEDIMENTOS AMPLIFICADOS	
Inspeção pré-voos.	4-33
Antes de dar partida no motor.	4-34
Partida do motor.	4-36
Procedimentos de limpeza do motor (funcionamento do motor a seco).	4-39
Procedimentos de ignição do motor	4-40
Procedimentos do SEPARADOR INERCIAL do Motor	4-40
Táxi.	4-41
Diagrama de taxiamento.	4-42
Antes de decolar	4-43
Decolar	4-44
Configuração de energia.	4-44
Configurações de flap de asa.	4-44
Decolagem em Campo Curto.	4-44
Decolagem de fluido anti-gelo Tipo II, Tipo III ou Tipo IV.	4-45
Decolagem com vento cruzado.	4-45
Subida em rota.	4-45
Cruzeiro.	4-47
Exemplo de tabela de desempenho de cruzeiro.	4-48
Barracas.	4-50
Pousar.	4-51
Pouso normal.	4-51
Aterrissagem em Campo Curto.	4-51
Aterrissagem com vento cruzado.	4-52
Aterrissagem frustrada.	4-52
Após o desligamento.	4-53
Operação em clima frio.	4-53
Operação em Alta Altitude.	4-53
O compressor do motor trava.	4-54
Características de ruído.	4-54

INTRODUÇÃO

A Seção 4 fornece lista de verificação e procedimentos ampliados para a conduta de operação normal. Procedimentos normais associados a opcionais sistemas podem ser encontrados na Seção 9.

AVISO

**Não há substituto para uma avaliação adequada e completa
hábitos de planejamento de pré-voe e sua revisão contínua
na minimização de emergências. Tornar-se
conhecedores dos perigos e das condições que
representam perigos potenciais e esteja ciente das
capacidades e limitações do avião.**

VELOCIDADES AÉREAS PARA OPERAÇÃO NORMAL

Salvo indicação em contrário, as seguintes velocidades são baseadas em um máximo peso de 8.750 libras para decolagem e 8.500 libras para pouso e pode ser usado para qualquer peso menor. No entanto, para alcançar o desempenho especificado na Seção 5 para distância de decolagem, subida desempenho e distância de pouso, a velocidade apropriada para o peso específico deve ser usado.

DECOLAR:

Subida Normal, Flaps 20° **85-95 ALEGORIA**
Decolagem em Campo Curto, Flaps 20°, Velocidade a 50 Pés **83 ALEGORIA**
Decolagem de fluido antigelo Tipo II, Tipo III ou Tipo IV (Flaps UP) **83 KIAS**

ESCALADA EM ROTA, FLAPS UP:

Subida de Cruzeiro. **110-120 FIGURAS**
Melhor taxa de subida, nível do mar até 10.000 pés. **104 ALEGORIA**
Melhor taxa de subida, 20.000 pés. **87 ALEGORIA**
Melhor ângulo de subida, nível do mar até 20.000 pés. **72 ALEGORIA**

ABORDAGEM DE ATERRAMENTO:

Abordagem Normal, Flaps UP **100-115 ALEGORIA**
Abordagem Normal, Flaps COMPLETOS **75-85 ALEGORIA**
Aproximação de Campo Curto, Flaps FULL **78 ALEGORIA**

(Continua na próxima página)

VELOCIDADES AÉREAS PARA OPERAÇÃO NORMAL (Continuação)

ATERRAGEM BALCADA:

Potência de decolagem, flaps 20° **80 FIGURAS**

AR TURBULENTO MÁXIMO RECOMENDADO

VELOCIDADE DE PENETRAÇÃO:

8.750 libras. **148 ALEGORIA**

7.500 libras. **137 ALEGORIA**

6250 libras. **125 ALEGORIA**

5.000 libras. **112 ALEGORIA**

VELOCIDADE DE VENTO TRANSVERSAL MÁXIMA DEMONSTRADA:

Decolagem ou pouso. **20 NÓS**

AVISOS DE INSPEÇÃO PRÉ-VOO**AVISO**

- **Verifique visualmente o estado geral do avião durante a inspeção geral e remova todas as tampas de entrada, saída ou exaustão. Se o compartimento de carga estiver instalado, verifique a segurança de sua instalação durante a inspeção geral. O uso de uma escada será necessário para obter acesso à asa para verificações visuais, operações de reabastecimento, verificações do aviso de estol e do calor pitot, e para alcançar os drenos externos do tanque de combustível. • É responsabilidade do piloto garantir que o suprimento de combustível do avião esteja limpo antes do voo. Quaisquer vestígios de contaminantes sólidos, como ferrugem, areia, seixos, sujeira, micróbios e crescimento bacteriano ou contaminação líquida resultante de água, tipo inadequado de combustível ou aditivos que não sejam compatíveis com o combustível ou com os componentes do sistema de combustível devem ser considerados perigosos. Amostra cuidadosamente o combustível de todos os locais de drenagem de combustível durante cada inspeção pré-voo e após cada reabastecimento.**
 - **É essencial em tempo frio remover até mesmo os menores acúmulos de geada, gelo, neve ou lama da asa, cauda, superfícies de controle, pás da hélice e entradas de ar do motor. Tenha cuidado para evitar distorcer os geradores de vórtice no estabilizador horizontal durante o degelo. Para garantir a remoção completa da contaminação, realize uma inspeção visual e tátil de todas as superfícies críticas. Além disso, certifique-se de que as superfícies de controle não contenham acúmulos internos de gelo ou detritos. Se estes requisitos não forem cumpridos, o desempenho da aeronave será degradado a um ponto onde uma decolagem e subida seguras poderão não ser possíveis. • Antes de qualquer voo em condições de gelo conhecidas ou previstas, verifique se o(s) tubo(s)**
- PITOT/STATIC e os aquecedores de advertência STALL estão quentes ao toque depois de ligar os interruptores PITOT/STATIC e STALL HEAT por 30 segundos e depois desligar. Certifique-se de que as tampas pitot sejam removidas antes de ligar o PITOT/STATIC HEAT.**
- **Se estiver planejado um voo noturno, verifique o funcionamento de todas as luzes e certifique-se de que uma lanterna esteja disponível e devidamente guardada.**

PROCEDIMENTOS DE LISTA DE VERIFICAÇÃO

INSPEÇÃO PRÉ-VÔO

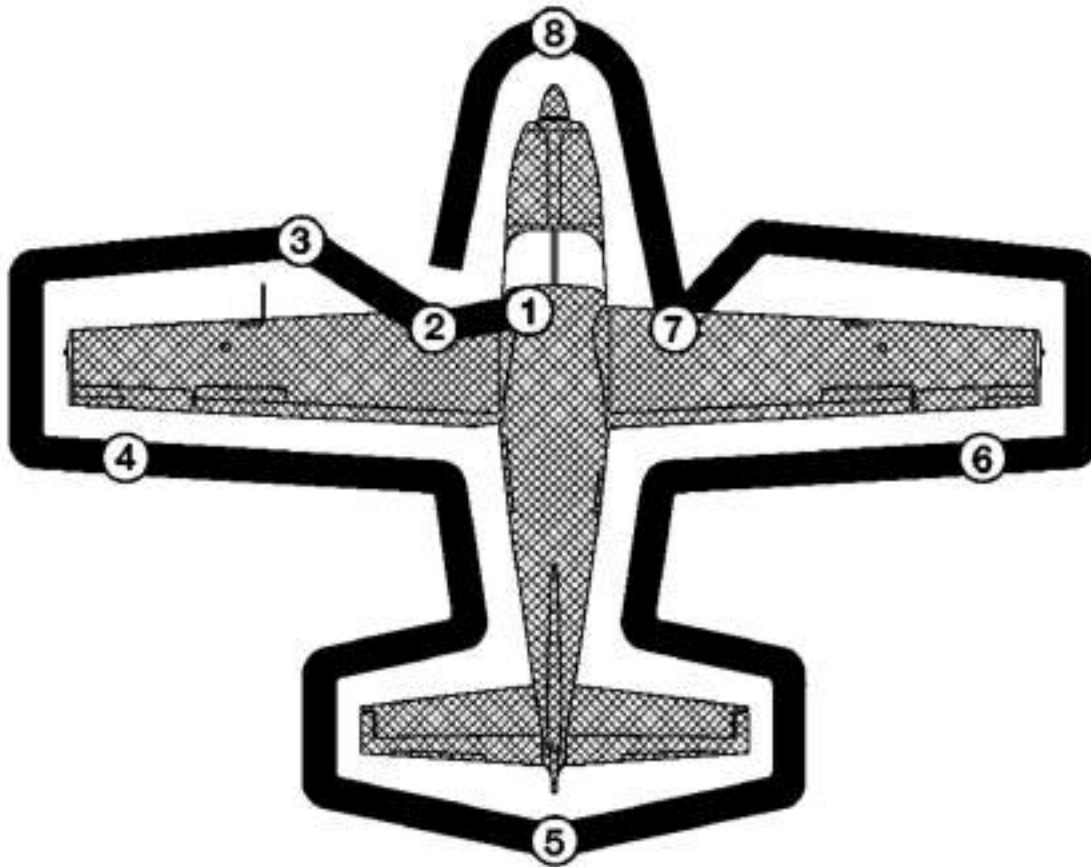


Figura 4-1

CABINE

- 1. Tampas do tubo PITOT/ESTÁTICO. **REMOVIDO**
- 2. Manual Operacional do Piloto. **ACESSÍVEL AO PILOTO**
- 3. Garmin G1000 CRG. **ACESSÍVEL AO PILOTO**
- 4. Bloqueios de controle **REMOVER** (desativar BLOQUEIO DO LEME)
- 5. FREIO DE ESTACIONAMENTO **DEFINIR**

(Continua na próxima página)

CABINE (Continuação)

6. Todos os interruptores. **DESLIGADO**
7. Disjuntores **EM**
8. AR ESTÁTICO ALT. **DESLIGADO**
9. Alça em T do SEPARADOR INERCIAL **NORMAL**
10. Interruptor STBY FLAP MOTOR **NORMA GUARDADA**
11. PRESSÃO DE ALIMENTAÇÃO DE OXIGÊNIO (se instalada) **VERIFICAR**
12. Máscaras de oxigênio (se instaladas). **VERIFIQUE DISPONÍVEL**
13. Válvulas SELETORAS DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL **EM AMBOS**
- (sentir contra a parada)
14. VENTILADORES/AR CONDICIONADO (se instalado) . . **DESLIGADO**
15. Interruptor de CALOR DO AR DE SANGRIA **DESLIGADO** (para baixo)
16. Alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA **NORMAL**
17. Controles TRIM. **DEFINIR**
18. Botão DE DESLIGAMENTO DE COMBUSTÍVEL **LIGADO** (empurre para dentro)
19. Controle de DESLIGAMENTO DO FIREWALL DE CALOR DA CABINE **CHECK-IN**
20. Interruptor da BATERIA **SOBRE**
- (verifique se os ventiladores do deck são audíveis e o fluxo de ar de cada ventilador)
21. Interruptor AVIONICS No. 1 **SOBRE**
22. PFD 1 **VERIFICAR** (verificar PFD 1 - LIGADO)
23. Interruptor AVIONICS No. 2 **SOBRE**
24. PFD 2 e MFD **CHECK** (verificar PFD2 e MFD - ON)
25. QUANTIDADE DE COMBUSTÍVEL **VERIFICAR QUANTIDADE**
26. Tecla MOTOR. **SELECIONAR SISTEMA**
27. Tecla SISTEMA **COMBUSTÍVEL RST** (se desejar)
- Reinicie o totalizador de combustível, se desejar. Selecione a tecla MOTOR para retornar página principal.
28. Alça de abas de asa **COMPLETO PARA BAIXO**
29. PITOT/ESTÁTICO e
- Interruptores STALL HEAT **LIGADO POR 30 SEGUNDOS;**
- ENTÃO DESLIGUE**
30. Interruptores AVIONICS Nº 1 e Nº 2 **DESLIGADO**
31. Interruptor da BATERIA **DESLIGADO**

LADO ESQUERDO

1. LUZ DE ASA. **VERIFICAR** (verificar condição)
2. Dreno do reservatório de combustível (parte inferior da fuselagem
ou lado esquerdo do compartimento de carga). **DRENAR** (usando amostrador de combustível)
Drene para verificar se há água, sedimentos e combustível adequado antes de cada
vôo e após cada reabastecimento. Se observar água, tome
amostras adicionais até ficar claro. Colete amostras repetidas de todos
pontos de drenagem de combustível (consulte a Seção 7, Esquema do sistema de combustível para todos
nove locais de drenagem) até que toda a contaminação tenha sido removida.

OBSERVAÇÃO

Descarte adequadamente as amostras de todos os drenos de combustível. Aviação
o combustível da turbina deteriorará as superfícies de asfalto.

3. Trem de pouso principal. **VERIFICAR**
(verifique a inflação adequada dos pneus e a condição do equipamento)
4. Cárter interno do tanque de combustível e cárter externo
Válvulas de drenagem rápida **DRENAR** (usando amostrador de combustível)
Drene para verificar se há água, sedimentos e combustível adequado antes de cada
vôo e após cada reabastecimento. Se observar água, tome
amostras adicionais até ficar claro. Colete amostras repetidas de todos
pontos de drenagem de combustível até que toda a contaminação tenha sido removida.

Borda de ataque da ASA ESQUERDA**AVISO**

- **É essencial em tempo frio remover até mesmo os menores acumulações de geada, gelo, neve ou lama das asas e superfícies de controle. Para garantir a remoção completa da contaminação, realizar uma inspeção visual e tátil até dois pés atrás das superfícies protegidas em um localização ao longo da envergadura, no mínimo. Além disso, certifique-se de que as superfícies de controle não contenham acumulações internas de gelo ou detritos. Se estes requisitos não forem cumpridos, a aeronave desempenho será degradado a um ponto em que um a decolagem e subida seguras podem não ser possíveis.**

(Continua na próxima página)

Borda de ataque da ASA ESQUERDA (continuação)**AVISO**

- **Antes de qualquer voo com formação de gelo conhecida ou prevista condições, verifique se o(s) tubo(s) PITOT/STATIC e Os aquecedores de advertência STALL ficam quentes ao toque após girando os interruptores PITOT/STATIC e STALL HEAT LIGADO por 30 segundos e depois DESLIGADO. Certifique-se de que o pitot as tampas são removidas antes de girar o PITOT/AQUECIMENTO ESTÁTICO LIGADO.**

1. Amarração da asa **DESCONECTAR**
2. Palheta de aviso de estol. **VERIFICAR**
(verifique a liberdade de movimento, aviso sonoro e calor)
Certifique-se de que o controle do elevador esteja desligado para frente para verifique o aviso sonoro.
3. Tubo PITOT/ESTÁTICO. **VERIFICAR**
(verifique a segurança, aberturas para paralisação e aquecimento)
4. Luzes LDG e TAXI/RECOG. **VERIFICAR**
(verifique o estado e a limpeza)
5. Quantidade de Combustível **VERIFICAR VISUALMENTE**
Consulte o gráfico Profundidade medida de combustível versus quantidade de combustível na Seção 4.
6. Tampa de abastecimento de combustível. **SEGURO**
7. Cártex externo do tanque de combustível
Válvula de drenagem rápida. **DRENAR** (usando amostrador de combustível)
Drene para verificar se há água, sedimentos e combustível adequado antes de cada vôo e após cada reabastecimento. Se observar água, tome amostras adicionais até ficar claro. Colete amostras repetidas de todos pontos de drenagem de combustível até que toda a contaminação tenha sido removida.
8. Luzes NAV e STROBE **VERIFICAR**
(verifique o estado e a limpeza)

Borda de fuga da ASA ESQUERDA

- 1. Ventilação do tanque de combustível **VERIFICAR**
(verifique se não há obstruções)
- 2. Aileron e Servo Tab. **VERIFICAR**
(verificar condição e segurança)
- 3. Mechas estáticas (4 no total). **VERIFICAR**
(verificar condição)
- 4. Spoilers. **VERIFICAR**
(verificar condição e segurança)
- 5. Geradores de vórtice de borda de ataque de aba. **VERIFICAR**
(verificar condição e segurança)
- 6. Aba **VERIFICAR**
(verificar condição e segurança)

PROFUNDIDADE DE COMBUSTÍVEL MEDIDA VS. QUANTIDADE DE COMBUSTÍVEL

Universal XL Medidor de combustível	Quantidade de Combustível	
	Galões	Libras
0,50	87,4	585
0,75	91,1	610
1,00	94,7	634
1,25	98,2	658
1,50	101,8	682
1,75	105,2	705
2h00	108,6	727
2,25	111,9	750
2,50	115,1	771
2,75	118,3	793
3h00	121,5	814
3,25	124,5	834
3,50	127,5	855
3,75	130,5	874
4h00	133,4	894
4,25	136,2	912
4,50	138,9	931
4,75	141,6	949
5h00	144,3	966
5,25	146,8	984
5,50	149,3	1000
5,75	151,8	1017
6h00	154,1	1033
6,25	156,5	1048
6h50	158,7	1063
6,75	160,9	1078
7h00	163,0	1092
7h25	165,0	1106

Combustível Genérico Polegadas	Quantidade de Combustível	
	Galões	Libras
0,50	88,4	592
0,75	92,6	621
1,00	96,7	648
1,25	100,8	675
1,50	104,7	702
1,75	108,6	727
2h00	112,4	753
2,25	116,1	778
2,50	119,7	802
2,75	123,2	826
3h00	126,7	849
3,25	130,1	871
3,50	133,4	894
3,75	136,6	915
4h00	139,7	936
4,25	142,8	956
4,50	145,7	976
4,75	148,6	996
5h00	151,4	1015
5,25	154,1	1033
5,50	156,8	1050
5,75	159,3	1068
6h00	161,8	1084
6,33	165,0	1105

Figura 4-2

EMPENAGEM**AVISO**

É essencial em tempo frio remover até mesmo os menores acúmulos de geada, gelo, neve ou lama da cauda e das superfícies de controle. Precaução no exercício para evitar distorcer os geradores de vórtice em estabilizador horizontal durante o degelo. Assegurar-se remoção completa da contaminação, realize uma inspeção visual e tátil de todas as superfícies críticas. Além disso, certifique-se de que as superfícies de controle não contenham acumulações internas de gelo ou detritos. Se estes os requisitos não forem cumpridos, a aeronave desempenho será degradado a um ponto em que um a decolagem e subida seguras podem não ser possíveis.

1. Bagagem. **CHECK SECURE** (através da porta de carga)
2. Porta de carga **FECHADO e TRAVADO**
3. Borda de ataque do estabilizador horizontal. **VERIFICAR**
 Verifique a condição, a segurança e verifique 18 geradores de vórtice no lado superior de cada estabilizador horizontal.
4. Superfícies de Controle e Trim Tabs do Elevador **VERIFICAR**
 Verifique a condição, segurança, liberdade de movimento e guia posição.
5. Mechas estáticas (14 no total). **VERIFICAR**
 Verifique a condição e a segurança; verifique 4 mechas estáticas por elevador metade, 5 no leme e 1 no ferrão.
6. Bloqueio de rajada do leme. **DESENGATAR**
7. Luz de navegação **VERIFICAR**
 (verifique o estado e a limpeza)
8. Amarração da cauda. **DESCONECTAR**
9. Porta de abastecimento de oxigênio (se instalada). **SEGURO**
10. Porta de entrada de passageiros (se instalada) **VERIFICAR**
 (condição e segurança)

Borda de fuga da ASA DIREITA

1. Aba. **VERIFICAR**
(verificar condição e segurança)
2. Spoiler. **VERIFICAR**
(verificar condição e segurança)
3. Geradores de vórtice de borda de ataque de aba. **VERIFICAR**
(verificar condição e segurança)
4. Aileron e Trim Tab. **VERIFICAR**
(verificar condição e segurança)
5. Mechas estáticas (4 no total). **VERIFICAR**
(verificar condição)
6. Ventilação do tanque de combustível **VERIFICAR**
(verifique se não há obstruções)

ASA DIREITA Vanguarda**AVISO**

- **É essencial em tempo frio remover até mesmo os menores acumulações de geada, gelo, neve ou lama das asas e superfícies de controle. Para garantir a remoção completa da contaminação, realizar uma inspeção visual e tátil até dois pés atrás das superfícies protegidas em um localização ao longo da envergadura, no mínimo. Além disso, certifique-se de que as superfícies de controle não contenham acumulações internas de gelo ou detritos. Se estes os requisitos não forem cumpridos, a aeronave desempenho será degradado a um ponto em que um a decolagem e subida seguras podem não ser possíveis.**
- **Antes de qualquer voo com formação de gelo conhecida ou prevista condições, verifique se o(s) tubo(s) PITOT/STATIC e os aquecedores de aviso STALL estão quentes ao toque depois de girar PITOT/STATIC e STALL HEAT liga por 30 segundos e depois desliga. Fazer certifique-se de que as tampas pitot sejam removidas antes de ligando PITOT/ESTÁTICO AQUECIMENTO.**

(Continua na próxima página)

Borda de ataque da ASA DIREITA (continuação)

1. Luzes NAV e STROBE. **VERIFICAR**
(verifique o estado e a limpeza)
2. Quantidade de combustível. **VERIFICAR VISUALMENTE**
Consulte o gráfico Profundidade medida de combustível versus quantidade de combustível na Seção 4.
3. Tampa de abastecimento de combustível. **SEGURO**
4. Válvula de drenagem rápida do reservatório externo do tanque de combustível
(se o avião estiver estacionado com um
asa baixa em uma rampa inclinada). . . **DRENAR** (usando amostrador de combustível)
Drene para verificar se há água, sedimentos e combustível adequado antes de cada
vôo e após cada reabastecimento. Se observar água, tome
amostras adicionais até ficar claro. Colete amostras repetidas de todos
pontos de drenagem de combustível até que toda a contaminação tenha sido removida.
5. Luzes LND e TAXI/RECOG. **VERIFICAR**
(verifique o estado e a limpeza)
6. Tubo PITOT/ESTÁTICO. **VERIFICAR**
(verifique a segurança, aberturas para paralisação e aquecimento)
7. Radome (se instalado) **VERIFICAR**
(verificar condição e segurança)
8. Amarração da asa **DESCONECTAR**
9. Cárter interno do tanque de combustível e cárter externo
Válvulas de drenagem rápida **DRENAR** (usando amostrador de combustível)
Drene para verificar se há água, sedimentos e combustível adequado antes de cada
vôo e após cada reabastecimento. Se observar água, tome
amostras adicionais até ficar claro. Colete amostras repetidas de todos
pontos de drenagem de combustível até que toda a contaminação tenha sido removida.
10. Trem de pouso principal. **VERIFICAR**
(verifique a inflação adequada dos pneus e a condição do equipamento)

NARIZ**AVISO**

É essencial em tempo frio remover até mesmo os **menores acúmulos de geada, gelo, neve ou lama das pás da hélice e do rotor, e o ar entradas (arranque/gerador, radiador de óleo e motor entradas). Para garantir a remoção completa de contaminação, realizar uma avaliação visual e tátil inspeção de todas as superfícies críticas. Se estes os requisitos não forem cumpridos, a aeronave desempenho será degradado a um ponto em que um a decolagem e subida seguras podem não ser possíveis.**

1. Porta direita da tripulação. **FECHADO**
2. Tampa de exaustão (se instalada). **REMOVER**
3. Capota. **ABRIR**
(lado direito da capota superior para acesso e verificar condição e segurança)
4. Motor (lado direito). **VERIFICAR**
(verificar estado geral, segurança, combustível e óleo vazamento e danos a quaisquer componentes)

AVISO

Evite tocar nos conectores de saída ou acoplamento porcas ou excitador de ignição com as mãos desprotegidas.

5. Bateria. **VERIFICAR**
(verifique a condição e a segurança dos cabos de alimentação)
6. Sistema de exaustão. **VERIFICAR**
(verificar condição, segurança, rachaduras, distorções e danos)
7. Capota. **FECHAR e TRAVAR** (lado direito)
8. Âncora da hélice. **REMOVER**
9. Tampas de entrada de ar **REMOVER**
10. Entradas de ar **VERIFICAR**

Verifique a abertura do tubo de explosão do motor de partida/gerador e a entrada do resfriador de óleo (direita) e entrada de ar de indução do motor (esquerda) para verificar a condição, restrições e detritos.

(Continua na próxima página)

NARIZ (Continuação)

11. Hélice. **VERIFICAR**
 Inspeção as lâminas quanto a cortes, ranhuras, folga de material, erosão e rachaduras. Além disso, inspeção as lâminas em busca de raios (escurecidos área próxima às pontas), botas de segurança, condição e evidência de vazamentos de graxa e óleo.
12. Girador de hélice. **VERIFICAR**
 (verificar condição e segurança)
13. Suporte e pneu da roda dianteira **VERIFICAR**
 Verifique a condição, bloco indicador vermelho de ultrapassagem e cabo intacto (não visível) e inflação adequada do pneu.
14. Capota **ABRIR**
 (lado esquerdo da capota superior para acesso e verificação da condição e segurança)
15. Motor (lado esquerdo) **VERIFICAR**
 (verifique o estado geral, segurança, combustível, sem vazamento de óleo e sem danos a quaisquer componentes)
16. Saída de bypass do SEPARADOR INERCIAL **VERIFICAÇÃO FECHADA**
 (verifique se o duto está livre de detritos)
17. Vareta de nível de óleo/tampa de enchimento **VERIFICAR**
 Cheque o nível de óleo. Verifique se a vareta/tampa de enchimento está SEGURA. Preencha até dentro 1 1/2 litro de MAX HOT ou MAX COLD (conforme apropriado) em vareta. As marcações indicam que os quartos dos EUA estão baixos se o petróleo estiver quente.

AVISO

Certifique-se de que a tampa da vareta de nível de óleo esteja bem travada abaixo. Operar o motor com menos que o nível de óleo recomendado e com a tampa da vareta destravado resultará em perda excessiva de óleo e eventual parada do motor.

18. Disjuntores e Diodos da Caixa de Energia Elétrica **VERIFICAR**
 (verifique todos os disjuntores, incluindo os alternadores estão IN e os diodos estão limpos)
19. Alternador e correia em espera. **VERIFICAR** (condição)
20. Filtro de Combustível **VERIFIQUE A BANDEIRA DE BYPASS DO FILTRO DE COMBUSTÍVEL**
 (para localização adequada - nivelar)

(Continua na próxima página)

NARIZ (Continuação)

21. Reservatório de fluido de freio **VERIFICAR NÍVEL**
22. Capota. **FECHAR e TRAVAR** (lado esquerdo)
23. Válvula de drenagem rápida do filtro de combustível **DRENAR** (usando amostrador de combustível)
Drene para verificar se há água, sedimentos e combustível adequado antes de cada vôo e após cada reabastecimento. Se observar água, tome amostras adicionais até ficar claro. Colete amostras repetidas de todos pontos de drenagem de combustível até que toda a contaminação tenha sido removida.
24. Lata de drenagem de combustível **DRENAR** (até esvaziar)
25. Reservatório de drenagem da bomba de combustível **DRENAR** (até esvaziar)

ANTES DE LIGAR O MOTOR

1. Inspeção pré-voo. **COMPLETO**
(verifique se o peso e o equilíbrio estão verificados e se o suporte traseiro foi removido e guardado)
2. Todas as portas da cabine com travamento com chave. **DESBLOQUEADO**
(exceto aeronaves configuradas para carga)
A porta de carga pode ser trancada se nenhum passageiro ocupar a carga seção do avião.
3. Instruções aos passageiros. **COMPLETO**
4. Portas da cabine **TRAVADO** (verifique as portas traseiras)
5. Botão de cancelamento da fechadura da porta esquerda e
Fechadura interna da porta da tripulação direita. **DESBLOQUEADO**
6. FREIO DE ESTACIONAMENTO. **DEFINIR**
(pressione os pedais do freio e puxe o controle para fora)
7. Bloqueio de controle **REMOVER**
8. Assentos, cintos de segurança, cintos de ombro **AJUSTE e SEGURE**
(pino(s) indicador(es) de travamento do assento da tripulação estendidos)

AVISO

Falha no uso correto dos cintos de segurança e ombro arneses podem resultar em ferimentos graves ou fatais em caso de um acidente.

9. Interruptores **DESLIGADO**
10. Interruptor de IGNIÇÃO **NORMA**
11. Disjuntores **CHECK-IN**
12. SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL **EM AMBOS**
13. VENTILADORES/AR CONDICIONADO **DESLIGADO**
14. Interruptor de CALOR DO AR DE SANGRIA **DESLIGADO** (para baixo)

(Continua na próxima página)

ANTES DE LIGAR O MOTOR (Continuação)**CUIDADO**

Deixar o interruptor BLEED AIR HEAT ON (para cima) pode resultar em uma partida a quente ou aceleração anormal para marcha lenta.

- 15. Controle de AR DE MISTURA DE CALOR DA CABINE **FLT-PUSH**
- 16. Alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA. **NORMAL**
- 17. Alavanca de POTÊNCIA. **PARADO**
- 18. Alavanca de RPM do PROP **MAX** (totalmente para frente)
- 19. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL **CORTAR**
- 20. Botão DE DESLIGAMENTO DE COMBUSTÍVEL **LIGADO** (empurre para dentro)
- 21. Interruptor da BATERIA **SOBRE**
- 22. Alça de abas de asa **ACIMA**
- 23. Interruptores SEM FUMO/CINTO DE SEGURANÇA (se instalados) **SOBRE**
(ou conforme necessário/desejado)
- 24. INTERRUPTOR DE TESTE **PUSH UP** (para aviso FIRE DETECT)
PUSH DOWN (para aviso do SELETOR DE COMBUSTÍVEL)

PARTIDA DO MOTOR (partida da bateria)

- 1. Interruptor da BATERIA **SOBRE**
- 2. Chave BCN. **SOBRE**
- 3. Interruptor AVIONICS No. 1. **SOBRE**
- 4. EUA. **VERIFIQUE OS PARÂMETROS** (verifique se não há X vermelhos)
- 5. VOLTS DO ÔNIBUS **VERIFICAR** (mínimo 24 volts)
- 6. Alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA. **NORMAL** (posição totalmente à ré)
(verifique EMERG PWR LVR CAS MSG - OFF)

CUIDADO

Certifique-se de que a alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA esteja na posição posição **NORMAL** (totalmente à ré) ou temperatura excessiva condição ocorrerá durante a partida do motor.

(Continua na próxima página)

PARTIDA DO MOTOR (Início da bateria) (Continuação)

7. Área da Hélice. **CLARO**
8. Interruptor de AUMENTO DE
COMBUSTÍVEL . . . a. AUMENTO DE COMBUSTÍVEL **SOBRE**
NO CAS MSG. . b. PRESSÃO DE COMBUSTÍVEL **DESLIGADO**
BAIXO CAS MSG. c. FLUXO PPH. **ZERO**
9. Interruptor de partida . . a. IGNIÇÃO. **COMEÇAR**
NO CAS MSG. . b. ÓLEO PSI. **SOBRE**
. **VERIFICAR**
c. Ng **ESTÁVEL** (mínimo de 12%)
10. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL **BAIXA MARCHA**
a. FLUXO PPH. . b. ITT. **VERIFICAR** (para 90 a 140 pph)
. **MONITOR**
(1090°C máximo, limitado a 2 segundos)

CUIDADO

- Se o ITT subir rapidamente para 1090°C, esteja preparado para retorne a alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL para CUTOFF.
- Sob OAT quente e/ou elevação elevada do solo condições, o ITT ocioso pode exceder o ITT ocioso máximo limitação de 685°C. Aumentar Ng e/ou reduzir carga acessória para manter o ITT dentro dos limites.

- c. Ng **52% MÍNIMO**
11. Interruptor de partida **DESLIGADO**
(verifique STARTER ON CAS MSG OFF)
12. EUA. **VERIFIQUE NORMAL**
13. GERADOR **VERIFICAR CARGA**
(verifique GERADOR DESLIGADO CAS MSG
Carregamento OFF e BAT AMPS)
14. Interruptor de AUMENTO DE COMBUSTÍVEL **NORMA**
(verifique FUEL BOOST ON CAS MSG - OFF)
15. Interruptor AVIONICS No. 2 **SOBRE**
16. LUZES DE NAVEGAÇÃO. **SOBRE**
17. Aquecimento, ventilação e ventilação da cabine
Controles de descongelamento **COMO DESEJADO**

PARTIDA DO MOTOR (partida com energia externa)

(24-28 Volts, capacidade mínima de 800 A e máxima de 1700 A)

1. Interruptor da BATERIA **SOBRE**
2. Interruptor AVIONICS No. 1. **SOBRE**
3. EUA. **VERIFIQUE OS PARÂMETROS** (verifique se não há X vermelhos)
4. Interruptor de alimentação externa **DESLIGADO**
5. VOLTS DO ÔNIBUS **VERIFICAR** (mínimo 20 volts)
6. Interruptor AVIONICS No. **DESLIGADO**
7. Interruptor da BATERIA **DESLIGADO**
8. Unidade de alimentação externa. **ENVOLVER; em seguida**
9. Interruptor de alimentação externa **ÔNIBUS**

CUIDADO

Certifique-se de que a alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA esteja na posição a posição NORMAL ou uma condição de superaquecimento ocorrerá durante a partida do motor.

10. Interruptor da BATERIA **SOBRE**
11. Chave BCN. **SOBRE**
12. Interruptor AVIONICS No. 1 **SOBRE**
13. VOLTS DO ÔNIBUS **VERIFICAR** (24-28,5 Volts)
14. Interruptor de alimentação externa **INICIANTE**
15. Alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA. **NORMAL**

(verifique EMERG PWR LVR CAS MSG - OFF)

16. Área da Hélice. **CLARO**
17. Interruptor de AUMENTO DE **SOBRE**
 - COMBUSTÍVEL . . . a. AUMENTO DE COMBUSTÍVEL **SOBRE**
 - NO CAS MSG. . . b. PRESSÃO DE COMBUSTÍVEL **DESLIGADO**
 - BAIXO CAS MSG. . c. FLUXO PPH. **ZERO**

CUIDADO

Se a unidade de alimentação externa cair da linha, inicie desligamento do motor.

18. Interruptor de partida . a. **COMEÇAR**
 - IGNIÇÃO NO CAS MSG. b. ÓLEO PSI. **VERIFIQUE**
 - **VERIFICAR**
 - c. Ng **ESTÁVEL** (mínimo de 12%)

(Continua na próxima página)

PARTIDA DO MOTOR (partida com energia externa) (continuação)

19. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL **BAIXA MARCHA**
 a. FLUXO PPH. . b. ITT. **VERIFICAR** (para 90 a 140 pph)
 **MONITOR**
 (1090°C máximo, limitado a 2 segundos)

CUIDADO

- Se o ITT subir rapidamente para 1090°C, esteja preparado para retorne a alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL para CUTOFF.
- Sob OAT quente e/ou elevação elevada do solo condições, o ITT ocioso pode exceder o ITT ocioso máximo limitação de 685°C. Aumentar Ng e/ou reduzir carga acessória para manter o ITT dentro dos limites.

- c. Ng **52% MÍNIMO**
20. Interruptor de partida **DESLIGADO**
 (verifique STARTER ON CAS MSG - OFF)
21. EUA. **VERIFIQUE NORMAL**
22. Interruptor de alimentação externa. **DESLIGADO**
23. Unidade de alimentação externa **DESLIGUE e depois DESENGATE**
24. GERADOR **VERIFICAR CARGA**
 (verifique GERADOR DESLIGADO CAS MSG
 Carregamento OFF e BAT AMPS)
25. Interruptor de AUMENTO DE COMBUSTÍVEL **NORMA**
 (verifique FUEL BOOST ON CAS MSG - OFF)
26. Interruptor AVIONICS No. 2 **SOBRE**
27. LUZES DE NAVEGAÇÃO. **COMO REQUERIDO**
28. Aquecimento, ventilação e ventilação da cabine
 Controles de descongelamento **COMO DESEJADO**

TAXANDO

1. Freios. **VERIFICAR**

OBSERVAÇÃO

A gama Hélice BETA pode ser usada durante o táxi com erosão mínima da lâmina até o ponto onde o Ng aumenta (contra a mola da faixa beta) para controlar a velocidade do táxi e melhorar a vida útil do freio.

2. Instrumentos de voo. **VERIFICAR**

ANTES DE DECOLAR

1. FREIO DE ESTACIONAMENTO **DEFINIR**
2. Assentos, cintos de segurança, cintos de ombro. **VERIFIQUE SEGURO**

AVISO

Falha no uso correto dos cintos de segurança e ombro arneses podem resultar em ferimentos graves ou fatais no caso de acidente.

3. Controles de vôo. **GRATUITO e CORRETO**
4. Instrumentos de voo. **VERIFICAR**
5. Altímetros:
a. PFD 1 e 2 BARO. b. Altímetro **DEFINIR**
em espera. **DEFINIR**
6. TODOS SEL. **DEFINIR**
7. Instrumentos de voo em espera. **VERIFICAR**
8. Interruptor de AUMENTO DE COMBUSTÍVEL **NORMA**
9. SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL **EM AMBOS**
10. QUANTIDADE DE COMBUSTÍVEL. **VERIFICAR**
11. Botão DE DESLIGAMENTO DE COMBUSTÍVEL **TOTALMENTE LIGADO**
12. Controles ELEVATOR, AILERON e RUD TRIM. **3 CONJUNTO**
(para decolagem)
13. Alavanca de POTÊNCIA. **400 FT-LBS**
a. VOLTS DO ÔNIBUS. **VERIFICAR**
b. SEPARADOR INERCIAL **VERIFICAR**
Gire o controle no sentido anti-horário, puxe para a posição BYPASS e verifique queda de torque; mova o controle de volta para a posição NORMAL e verifique se o torque original foi recuperado.
c. NOSSO. **VERIFICAR**

Consulte a Seção 2, Limitações para temperatura mínima do óleo necessário para o voo.

(Continua na próxima página)

ANTES DA DECOLAGEM (Continuação)

14. Regulador de excesso de velocidade **VERIFICAR**
(primeiro voo do dia e após manutenção)
a. Alavanca de RPM PROP. . b. **MAX** (totalmente para frente)
GOVERNADOR DE EXCESSO DE VELOCIDADE
Botão TESTE. c. **Pressione e segure**
Alavanca de potência. **AVANÇAR**
(hélice RPM estabilizada em 1750 ±60 RPM)
d. Alavanca de potência. e. **PARADO**
Botão TESTE DO GOVERNADOR DE EXCESSO DE VELOCIDADE **LIBERAR**
15. Bloqueio de fricção do quadrante **AJUSTAR**
16. Energia em espera **VERIFICAR**
(primeiro voo do dia e antes de tudo
voos em condições de gelo conhecidas)
a. Tecla MOTOR. b. Chave **SELECIONAR SISTEMA**
STBY ALT PWR. . . c. GEN AMPS. **SOBRE**
. **CARREGAR**
(para aproximadamente 30 amperes)
A carga do gerador pode ser aumentada usando o TAXI/RECOG
Luzes. Não exceda 60 amperes.
d. AMPERADORES ALTOS. **VERIFICAR** (saída do alternador próxima de zero)
e. Interruptor do GERADOR. **VIAGEM**
f. AMPERADORES ALTOS. **VERIFICAR CARGA**
g. VOLTS DO ÔNIBUS. **VERIFICAR**
(para saída do alternador e tensão aproximadamente
um volt a menos do que com o gerador ligado)

OBSERVAÇÃO

Uma bateria totalmente carregada carregará parte da carga elétrica ao mudar inicialmente do gerador para o alternador de reserva energia devido à regulação de tensão mais alta do gerador.

- h. STBY PWR EM CAS MSG **VERIFIQUE**
(verifique GERADOR DESLIGADO CAS MSG LIGADO)
eu. Interruptor do GERADOR. **REINICIAR**
(verifique GERADOR DESLIGADO CAS MSG DESLIGADO)
j. STBY PWR EM CAS MSG **VERIFICAR**
k. Chave STBY ALT PWR. **DESLIGADO**
(verifique STBY PWR INOP CAS MSG ON)
eu. Chave STBY ALT PWR. **SOBRE**

(Continua na próxima página)

ANTES DA DECOLAGEM (Continuação)

17. Ajuste de inclinação elétrico manual (MEPT). **VERIFICAR e DEFINIR**
- Empurre ambos os lados do interruptor de compensação NOSE DOWN (verifique se roda de acabamento e movimento do ponteiro). Pressione AP DISC/TRIM Interruptor INTER (verifique se a roda de compensação para de se mover).
 - Empurre ambos os lados do interruptor de compensação NOSE UP (verifique o ajuste correto movimento da roda e do ponteiro). Pressione AP DISC/TRIM INTER Interruptor (verifique se a roda de compensação para de se mover).
 - Verifique se o comando do interruptor de compensação do piloto substitui o ajuste do copiloto comando de troca.
 - Ajuste o trim conforme necessário dentro da banda TAKEOFF.
18. Sistema de formação de gelo conhecido (se instalado). . . **PRÉ-VÔO COMPLETO**
(consulte Verificações de sistemas antes de qualquer voo em condições de gelo)
19. Proteção contra gelo (se instalada). **COMO REQUERIDO**
- PITOT/CALOR ESTÁTICO . **LIGADO** (quando OAT está abaixo de 5°C (41°F))
 - PARADA DE CALOR. **LIGADO** (quando OAT está abaixo de 5°C (41°F))
 - CALOR DE PROPRIEDADE. **LIGADO** (quando OAT está abaixo de 5°C (41°F))
20. SEPARADOR INERCIAL **DEFINIR**
21. Aviónica e Radar. **PROGRAMADO PARA PARTIDA**
22. Fonte de navegação. **PROGRAMADO PARA PARTIDA**
23. XPDR. **EM TUDO**
24. Luzes estroboscópicas. **SOBRE**
25. MSG CAS **VERIFICAR**
26. Alça de abas de asa **PREPARADO PARA DECOLAGEM**
27. Controle de AR DE MISTURA DE CALOR DA CABINE **FLT-PUSH**
28. Janela. **FECHAR**
29. Freios. **LIBERAR**
30. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL **ALTA IDENTIFICAÇÃO**

(Continua na próxima página)

ANTES DA DECOLAGEM (Continuação)**AVISO**

- **Quando houver condições de formação de gelo no solo, uma verificação visual e tátil pré-decolagem deve ser realizada conduzida pelo piloto em comando dentro de cinco minutos da decolagem, de preferência logo antes do taxiamento na pista ativa.**
- **A decolagem é proibida com qualquer geada, gelo, neve ou lama aderida às asas, cauda, controle superfícies, pás da hélice ou entradas de ar do motor.**
- **Mesmo pequenas quantidades de geada, gelo, neve ou lama na asa pode alterar adversamente a sustentação e o arrasto. A falha na remoção desses contaminantes degradar o desempenho do avião a um ponto em que a decolagem e subida seguras podem não ser possíveis.**
- **Certifique-se de que o fluido antigelo (se aplicado) ainda esteja protegendo o avião.**

DECOLAR**DECOLAGEM NORMAL**

1. Alça de abas de asa **20°**
 2. Alavanca de POTÊNCIA **PREPARADO PARA DECOLAGEM**
- (observar os limites Takeoff ITT e Ng)
Consulte a tabela de Torque Máximo do Motor para Decolagem na Seção 5.
3. MSG CAS. **VERIFICAR**
 4. Gire **70-75 ALEGORIA**
 5. Velocidade no ar. **85-95 ALEGORIA**
 6. Alça de abas de asa

RETRAIR para 10° (após atingir 85 KIAS)

RETRAIR para CIMA (depois de atingir 95 KIAS)

(Continua na próxima página)

DECOLAGEM EM CAMPO CURTO

1. Alça de abas de asa **20°**
2. Freios. **APLICAR**
3. Alavanca de POTÊNCIA. **PREPARADO PARA DECOLAGEM**

(observar os limites Takeoff ITT e Ng)

Consulte a tabela de Torque Máximo do Motor para Decolagem na Seção 5.

4. MSG CAS **VERIFICAR**
5. Freios. **LIBERAR**
6. Gire **70 FIGURAS**
7. Velocidade no ar. **83 KIAS** (até que todos os obstáculos sejam eliminados)

Consulte a Seção 5 para velocidades com pesos reduzidos.

8. Alça de abas de asa

RETRAIR para 10° (após atingir 85 KIAS)**RETRAIR para CIMA** (depois de atingir 95 KIAS)**DESCOLAGEM DE FLUIDO ANTI-GELO TIPO II, TIPO III OU TIPO IV**

1. Alça de abas de asa **ACIMA**
2. Alavanca de potência **PREPARADO PARA DECOLAGEM**

(observar os limites Takeoff ITT e Ng)

Consulte a tabela de Torque Máximo do Motor para Decolagem na Seção 5.

3. MSG CAS **VERIFICAR**
4. Gire **83 ALEGORIA**
5. Velocidade no ar. **104 ALEGORIA**

ESCALADA EM ROTA**ESCALADA DE CRUZEIRO**

1. Proteção contra gelo (se instalada). **COMO REQUERIDO**
 - a. PITOT/CALOR ESTÁTICO . **LIGADO** (quando OAT está abaixo de 5°C (41°F))
 - b. PARADA DE CALOR. **LIGADO** (quando OAT está abaixo de 5°C (41°F))
 - c. CALOR DE PROPRIEDADE. **LIGADO** (quando OAT está abaixo de 5°C (41°F))
2. SEPARADOR INERCIAL **DEFINIR**
3. Velocidade no ar. **110-120 FIGURAS**
4. Alavanca de RPM PROP. **1600-1900 RPM**
5. SEPARATÓRIO INERCIAL. **DEFINIR**

OBSERVAÇÃO

Para atingir a potência nominal máxima, use um mínimo de 1800 RPM.

(Continua na próxima página)

ESCALADA DE CRUZEIRO (Continuação)6. Alavanca de POTÊNCIA **DEFINIR**

(observar os limites de subida máxima ITT e Ng)

Consulte a tabela Torque máximo do motor para subida na Seção 5.

OBSERVAÇÃO

Operações do motor que excedam 740°C ITT podem reduzir vida útil do motor.

CUIDADO

Para cada 10° abaixo de -30°C de temperatura ambiente, reduzir o Ng máximo permitido em 2,2%.

ESCALADA DE DESEMPENHO MÁXIMO1. Proteção contra gelo (se instalada). **COMO REQUERIDO**a. PITOT/CALOR ESTÁTICO . **LIGADO** (quando OAT está abaixo de 5°C (41°F))b. ESTÁ CALOR. **LIGADO** (quando OAT está abaixo de 5°C (41°F))c. CALOR DE PROPRIEDADE. **LIGADO** (quando OAT está abaixo de 5°C (41°F))2. SEPARADOR INERCIAL **DEFINIR**3. Velocidade no ar. **104 KIAS** (do nível do mar até 10.000 pés)
diminuindo para **87 KIAS** (a 20.000 pés)4. Alavanca de RPM PROP. **1900 rpm**5. Alavanca de POTÊNCIA **SET** (máximo de 1.865 pés-lbs)

(observar os limites de subida máxima ITT e Ng)

Consulte a tabela Torque máximo do motor para subida na Seção 5.

CUIDADO

- Operações do motor que excedam 740°C ITT podem reduzir a vida útil do motor.
- Para cada 10° abaixo de -30°C de temperatura ambiente, reduzir o Ng máximo permitido em 2,2%.

CRUZEIRO

1. Proteção contra gelo (se instalada). **COMO REQUERIDO**
 - a. PITOT/CALOR ESTÁTICO . **LIGADO** (quando OAT está abaixo de 5°C (41°F))
 - b. PARADA DE CALOR. **LIGADO** (quando OAT está abaixo de 5°C (41°F))
 - c. CALOR DE PROPRIEDADE. **LIGADO** (quando OAT está abaixo de 5°C (41°F))
2. SEPARADOR INERCIAL **DEFINIR**
3. Alavanca de RPM PROP. **1600 a 1900 rpm**
4. Alavanca de POTÊNCIA. **DEFINIR**

(observar os limites máximos de cruzeiro ITT e Ng)

Consulte Desempenho de cruzeiro e/ou Torque máximo de cruzeiro gráficos na Seção 5.

5. Balanço de Combustível. **VERIFICAR**
(desequilíbrio máximo de 200 libras)

OBSERVAÇÃO

Operações do motor que excedam 740°C ITT podem reduzir vida útil do motor.

CUIDADO

Para cada 10° abaixo de -30°C de temperatura ambiente, reduzir o Ng máximo permitido em 2,2%.

DESCIDA

1. Proteção contra gelo (se instalada). **COMO REQUERIDO**
 - a. PITOT/CALOR ESTÁTICO . **LIGADO** (quando OAT está abaixo de 5°C (41°F))
 - b. PARADA DE CALOR. **LIGADO** (quando OAT está abaixo de 5°C (41°F))
 - c. CALOR DE PROPRIEDADE. **LIGADO** (quando OAT está abaixo de 5°C (41°F))
2. SEPARADOR INERCIAL **DEFINIR**
3. Interruptores de SINAL DE PROIBIDO FUMO/CINTO DE SEGURANÇA (se instalados). **SOBRE**
4. Altímetros. **DEFINIR**
5. Fonte de NAV. **SELECIONAR**

OBSERVAÇÃO

A buzina de alerta de excesso de velocidade e o anúncio MAXSPD será ativado quando a velocidade do PFD1 ou PFD2 atingir superior a 175 KIAS. Além disso, o aviso de excesso de velocidade buzina e anúncio MAXSPD podem aparecer antes de 175 KIAS se a aeronave estiver acelerando a uma taxa que irá rapidamente exceder o VMO.

(Continua na próxima página)

DESCIDA (Continuação)**CUIDADO**

Defina a alavanca PROP RPM em 1900 RPM antes de começar qualquer procedimento de aproximação por instrumentos.

6. Alavanca de POTÊNCIA **COMO REQUERIDO**

ANTES DE ATERRAR**OBSERVAÇÃO**

Consulte a tabela de distância de pouso na Seção 5 para requisitos de rolamento no solo e distância total.

1. Assentos, cintos de segurança, cintos de ombro. **SEGURO**

AVISO

Falha no uso correto dos cintos de segurança e ombro arneses podem resultar em ferimentos graves ou fatais em caso de um acidente.

2. SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL **EM AMBOS**

3. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL **ALTA IDENTIFICAÇÃO**

4. Alavanca de RPM PROP. **MAX** (totalmente para frente)

5. Radar. **ESPERA**

6. AP/YD. **DESLIGADO**

(antes de 200 pés AGL na aproximação ou 800 pés AGL)

7. Alça de abas de asa. **DEFINIR**

POUSAR**ATERRAGEM NORMAL**

1. Alça de abas de asa.

2. Velocidade no ar. **COMPLETO . 75-85 KIAS**

3. Aterrissagem. **RODAS PRINCIPAIS PRIMEIRO**

4. Alavanca de POTÊNCIA **GAMA BETA APÓS TOUCHDOWN**

5. Freios. **APLICAR**

ATERRAGEM EM CAMPO CURTO

1. Alça de abas de asa. **COMPLETO**
2. Velocidade no ar. **78 ALEGORIA**

Consulte as tabelas de distância de pouso na Seção 5 para velocidades em velocidades reduzidas. pesos.

3. Alavanca de POTÊNCIA. **REDUZIR para IDLE** (após superar obstáculos)
4. Aterrissagem. **RODAS PRINCIPAIS PRIMEIRO**
5. Alavanca de POTÊNCIA. **GAMA BETA APÓS TOUCHDOWN**

OBSERVAÇÃO

O uso de impulso reverso reduzirá a rolagem de pouso em aproximadamente 10% (ver Secção 5).

6. Freios. **MÁXIMO**
(enquanto segura o controle do elevador totalmente para trás)
7. Alça de abas de asa. **RETRAIR**
(para máxima eficácia do freio)

ATERRAGEM BALCADA

1. Alavanca de POTÊNCIA. **ADVANCE** (para potência de decolagem)
2. Alça de abas de asa. **RETRAIR para 20°**
3. Velocidade no ar. **80 KIAS MÍNIMO**
(até que os obstáculos sejam eliminados)
4. Alça de abas de asa. **RETRAIR**
(depois de atingir altitude e velocidade seguras)

APÓS O DESEMBARQUE

- | | |
|--|--------------|
| 1. Alça de abas de asa. | ACIMA |
| 2. Proteção contra gelo (se instalada). a. | DESLIGADO |
| PITOT/CALOR ESTÁTICO . b. | DESLIGADO |
| ESTÁ CALOR. . c. CALOR | DESLIGADO |
| DE PROPRIEDADE. | DESLIGADO |
| 3. STBY ALT PWR. | DESLIGADO |
| 4. Luzes estroboscópicas. | DESLIGADO |
| 5. Luzes LDG e TAXI/RECOG. | DEFINIR |
| 6. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL | BAIXA MARCHA |

(quando estiver fora da pista)

CUIDADO

Se a alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL for movida além do nível BAIXO

Posição IDLE e o Ng do motor cai abaixo de 53%, mover a alavanca de volta para a posição LOW IDLE pode causar uma condição de superaquecimento ITT. Se o motor começou a desligar nesta situação, permita que o motor para completar sua sequência de desligamento, e prossiga para fazer uma partida normal do motor usando o “Starting

Lista de verificação do motor”.

DESLIGAMENTO E PROTEÇÃO DO AVIÃO

1. FREIO DE ESTACIONAMENTO **DEFINIR**
2. CALOR DO AR DE SANGRIA, VENTILADORES/AR
CONDICIONAMENTO (se instalado). **DESLIGADO**
3. Alavanca de POTÊNCIA. **PARADO**
4. AQUI. **ESTABILIZADO**
(à temperatura mínima durante um minuto)
5. Alavanca de RPM PROP. **PENA**
6. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL **CORTAR**
7. LUZES **DESLIGADO**
8. Interruptor de AUMENTO DE COMBUSTÍVEL **DESLIGADO**
9. Interruptores AVIONICS Nº 1 e Nº 2. **DESLIGADO**
10. Interruptor da BATERIA **DESLIGADO**
11. Bloqueio de controle **INSTALAR**
12. Alavanca de controle do FORNECIMENTO DE OXIGÊNIO (se instalada) **DESLIGADO**
13. SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL **ESQUERDA ou DIREITA**
Desligue o tanque de asa alta se estiver estacionado em uma superfície inclinada para evitar
alimentação cruzada.
14. Amarrações e Calços **COMO REQUERIDO**
15. Capas Externas. **INSTALAR**
16. Filtro de Combustível **VERIFIQUE A BANDEIRA DE BYPASS DO FILTRO DE COMBUSTÍVEL**
(para localização adequada - nivelar)
17. Lata de drenagem do respiro de óleo **DRENAR** (até esvaziar)

OBSERVAÇÃO

Possíveis atrasos de voos subsequentes, ou mesmo perdidos voos, são muitas vezes eliminados através da realização rotineira de um breve inspeção pós-voo. Normalmente, uma verificação visual do avião para condição, segurança, vazamento e inflação dos pneus alertará o operador a possíveis problemas e, portanto, é recomendado.

PROCEDIMENTOS AMPLIFICADOS

INSPEÇÃO PRÉ-VÔO A inspeção pré-vôo,

descrita na Figura 4-1 e lista de verificação adjacente, é recomendada. Se o avião esteve armazenado por um longo período, passou por grandes manutenções recentemente ou foi operado em superfícies ásperas ou despreparadas, recomenda-se uma extensa inspeção externa.

AVISO

Os voos noturnos e em climas frios envolvem uma verificação cuidadosa de outras áreas específicas discutidas nesta seção.

Após a realização de grandes manutenções, os controles de vôo e os compensadores devem ser verificados novamente quanto à livre e correta movimentação e segurança. A segurança de todas as placas de inspeção do avião deverá ser verificada após inspeções periódicas.

Se o avião tiver sido exposto a manuseio excessivo em solo em um hangar lotado, deve-se verificar se há amassados e arranhões nas asas, fuselagem e superfícies da cauda, bem como danos nas luzes de navegação e anticolisão e nas antenas aviônicas. O armazenamento externo em áreas com vento ou rajadas de vento, ou amarração adjacente a aviões em taxiamento, exige atenção especial para controlar os batentes de superfície, dobradiças e suportes para detectar a presença de danos causados pelo vento.

Se o avião tiver sido operado em uma pista não melhorada, verifique a hélice quanto a cortes e danos causados por pedras e as bordas dianteiras da cauda horizontal quanto a abrasão. Aviões que operam em campos acidentados, especialmente em grandes altitudes, estão sujeitos a abusos anormais no trem de pouso. Verifique frequentemente todos os componentes do trem de pouso, pneus e freios.

O armazenamento externo pode resultar em água e obstruções nas linhas do sistema de velocidade aerodinâmica, condensação nos tanques de combustível e poeira e sujeira nas áreas de entrada e exaustão de ar do motor. Se houver suspeita de água no sistema de fonte estática, abra ambas as válvulas de drenagem da fonte estática e drene completamente toda a água do sistema.

AVISO

Se as válvulas de drenagem da fonte estática estiverem abertas, certifique-se de que ambas as válvulas estejam completamente fechadas antes do voo.

(Continua na próxima página)

INSPEÇÃO PRÉ-VOO (Continuação)

Se for detectada água no sistema de combustível, o reservatório interno do tanque de combustível e as válvulas de drenagem rápida do reservatório externo, a válvula de drenagem rápida do reservatório de combustível e a válvula de drenagem rápida do filtro de combustível devem ser completamente drenadas até que não haja evidência de água ou contaminação de sedimentos. Se o avião estiver estacionado com uma asa baixa em uma rampa inclinada, também é recomendável drenar as válvulas de drenagem rápida do tanque de combustível externo (se instaladas).

O armazenamento prolongado do avião resultará no acúmulo de água no combustível, o que “liberará” o aditivo de combustível. Uma indicação disso é quando uma quantidade excessiva de água se acumula nos reservatórios do tanque de combustível.

Consulte a Seção 8 para manutenção de aditivos de combustível.

Para evitar perda de combustível durante o voo, certifique-se de que as tampas de abastecimento do tanque de combustível estejam bem fechadas após qualquer verificação ou manutenção do sistema de combustível. As aberturas de ventilação do sistema de combustível também devem ser inspecionadas quanto a obstruções, gelo ou água, especialmente após exposição a clima frio e úmido.

A inspeção interna variará de acordo com o voo planejado e os equipamentos opcionais instalados. Antes de voos em grandes altitudes, é importante verificar a condição e a quantidade das máscaras faciais de oxigênio e dos conjuntos de mangueiras. O sistema de fornecimento de oxigênio (se instalado) deve ser verificado funcionalmente para garantir que esteja funcionando bem e que um suprimento adequado de oxigênio esteja disponível.

ANTES DE LIGAR O MOTOR

AVISO

- **É responsabilidade do piloto em comando certificar-se de que o avião esteja corretamente carregado dentro dos limites de peso e centro de gravidade antes da decolagem.**
- **A não utilização correta dos cintos de segurança e dos cintos de ombro pode resultar em ferimentos graves ou fatais em caso de acidente.**

(Continua na próxima página)

ANTES DE LIGAR O MOTOR (Continuação)

Os procedimentos da lista de verificação Antes de Partir o Motor devem ser seguidos rigorosamente para garantir uma partida satisfatória do motor. A maioria dos itens da lista de verificação são autoexplicativos. Os itens que podem exigir explicações adicionais são observados na discussão a seguir.

Ao ajustar os interruptores elétricos antes da partida do motor, somente os interruptores de iluminação necessários para a partida noturna do motor devem ser ligados. Todos os outros interruptores, incluindo interruptores de luzes externas, anti-gelo, degelo, ventiladores/ar condicionado (se instalados), devem ser desligados. O interruptor BLEED AIR HEAT deve estar desligado para evitar sangramento excessivo do compressor durante a partida do motor. Além disso, o interruptor de alimentação de espera deve estar desligado durante a partida do motor.

CUIDADO

Deixar o interruptor BLEED AIR HEAT LIGADO pode resultar em uma partida a quente ou aceleração anormal para marcha lenta.

A chave do gerador é acionada por mola para a posição LIGADA. Quando a chave de partida é colocada na posição START ou MOTOR, a unidade de controle do gerador (GCU) abre o contator do gerador. Quando o interruptor de partida é colocado na posição DESLIGADO após a partida do motor, a GCU fecha o contator do gerador, colocando assim o gerador na linha.

O interruptor de IGNIÇÃO é deixado na posição NORM para partida do motor com motor de partida (partida sem moinho de vento). Nesta posição, os ignitores são energizados quando a chave de partida é colocada na posição START. A ignição é encerrada automaticamente quando o interruptor de partida é desligado.

CUIDADO

É especialmente importante verificar se a alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA está na posição NORMAL (atrás da porta de marcha lenta) durante a partida do motor. Com a alavanca à frente desta porta, quantidades excessivas de combustível serão descarregadas através dos bicos de combustível quando a alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL for movida para a posição LOW IDLE e ocorrerá uma partida a quente.

(Continua na próxima página)

ANTES DE LIGAR O MOTOR (Continuação)

Antes de ligar o motor, a alavanca POWER é colocada na posição IDLE (contra a porta BETA), a alavanca de controle da hélice é movida para a posição MAX RPM (totalmente para frente) e a alavanca FUEL CONDITION é guardada na posição CUTOFF.

CUIDADO

A articulação de reversão da hélice pode ser danificada se a alavanca POWER for movida para trás da posição IDLE quando o motor não estiver funcionando e a hélice estiver embandeirada.

PARTIDA DO MOTOR Os

procedimentos da lista de verificação do Motor de Partida devem ser seguidos rigorosamente para garantir uma partida satisfatória do motor. Com a alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL na posição CUTOFF, mova o interruptor de partida para a posição START; verifique se as mensagens STARTER ON e IGNITION ON CAS são exibidas. Em seguida, verifique se há uma indicação positiva da pressão do óleo do motor.

Após a estabilização do Ng (mínimo de 12%), mova a alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL para a posição LOW IDLE e verifique o fluxo de combustível na faixa geral de 90 a 140 pph. Após o motor “apagar” e durante a aceleração para marcha lenta

(aproximadamente 52% Ng), monitore ITT e Ng.

O ITT máximo durante a partida do motor é 1090°C, limitado a 2 segundos.

Normalmente, o ITT durante a partida está bem abaixo deste valor máximo. Depois que o motor estiver estabilizado em marcha lenta, o STARTER ON CAS MSG deverá estar desligado. Se esta MSG CAS permanecer LIGADA, indica que o motor de partida não foi desengatado automaticamente durante a sequência de partida do motor devido a uma falha no sensor de velocidade.

CUIDADO

Se nenhum aumento de ITT for observado dentro de 10 segundos após mover a alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL para a posição LOW IDLE, ou se o ITT se aproximar rapidamente de 1090°C, mova a alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL para CUTOFF e execute o procedimento de limpeza do motor nesta seção.

(Continua na próxima página)

PARTIDA DO MOTOR (Continuação)

Depois que o motor atingir a marcha lenta estabilizada (52% Ng ou mais), retorne o interruptor de partida para a posição DESLIGADO. Com o motor frio ou após a partida da bateria (alta carga inicial do gerador na bateria), pode ser necessário avançar a alavanca POWER ligeiramente à frente do detentor de marcha lenta para manter uma marcha lenta mínima de 52% Ng. Para garantir a manutenção do Ng e ITT mínimos dentro dos limites, avance a alavanca POWER para obter aproximadamente 55% de Ng antes de desligar a chave de partida (o contator do gerador fecha quando a chave de partida é desligada).

CUIDADO

Sob condições de OAT quente e/ou elevação elevada do solo, o ITT em marcha lenta pode exceder o limite máximo de ITT em marcha lenta de 685°C. Aumente o Ng e/ou reduza a carga acessória para manter o ITT dentro dos limites.

OBSERVAÇÃO

Se o STARTER ENERGIZED CAS MSG não apagar após a chave de partida ter sido movida para a posição OFF, o contator de partida poderá ser fechado e o gerador não funcionará. Execute um desligamento do motor.

A partida do motor pode ser feita com bateria de avião ou com unidade de alimentação externa (EPU). No entanto, recomenda-se que uma EPU seja usada quando a temperatura do ar ambiente for inferior a -18°C (0°F). Consulte Operação em climas frios nesta seção quando a temperatura ambiente estiver abaixo de -18°C (0°F).

CUIDADO

- Caso a unidade de alimentação externa caia da linha durante a partida do motor, ocorrerá uma perda de energia elétrica para o motor de partida, o que poderá causar uma partida a quente.

Caso ocorra uma perda de energia externa, coloque imediatamente a alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL na posição CUTOFF, monitore o ITT e certifique-se de que o motor esteja desligado. Desligue o interruptor de alimentação externo e coloque o interruptor de partida na posição MOTOR para ajudar na redução do ITT, se necessário.

(Continua na próxima página)

PARTIDA DO MOTOR (Continuação)

- Quando uma unidade de alimentação externa for usada, certifique-se de que a unidade esteja aterrada negativamente e regulada para 28 volts CC com capacidade de fornecer um mínimo de 800 amperes durante o ciclo de partida. Unidades de energia externas com saída superior a 1700 amperes não devem ser utilizadas.

Antes de dar partida no motor com a bateria do avião, verifique se há no mínimo 24 volts nos BUS VOLTS. Monitore o ITT durante cada partida do motor para evitar uma partida a quente. O operador deve estar pronto para abortar imediatamente a partida se o ITT exceder 1090°C ou estiver se aproximando rapidamente deste limite.

Normalmente, as partidas a quente não são um problema se os procedimentos normais de partida forem seguidos.

CUIDADO

Uma tensão mínima da bateria de 24 volts nem sempre é uma indicação de que a bateria está quase totalmente carregada ou em boas condições. Portanto, se a aceleração do gerador de gás na parte inicial da partida for menor do que normalmente observada, retorne a alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL para CUTOFF e interrompa a partida. Recarregue a bateria ou use uma unidade de alimentação externa antes de tentar outra partida.

Se o motor de partida acelerar o gerador de gás rapidamente acima de 20%, suspeite de desacoplamento do trem de engrenagens. Não continue começando. A rápida aceleração de 35%

Ng sugere um início nos bicos secundários. Antecipe um calor começar.

Após uma partida abortada por qualquer motivo, é essencial, antes da próxima tentativa de partida, dar tempo suficiente para drenar o combustível não queimado. A falha em drenar todo o combustível residual do motor pode causar uma partida a quente, uma faixa de calor que causa danos à seção quente ou a queima do combustível queimado no escapamento do motor na próxima ignição bem-sucedida.

Um motor a seco, dentro das limitações do motor de arranque, depois de confirmar que toda a drenagem de combustível foi interrompida, garantirá que nenhum combustível fique preso antes do próximo arranque.

**PROCEDIMENTOS DE LIMPEZA DO MOTOR (SECO
FUNCIONAMENTO DO MOTOR)**

O procedimento a seguir é usado para limpar um motor a qualquer momento quando ele for considerado necessário para remover combustível e vapor presos internamente, ou se há evidências de incêndio no motor. Ar passando pelo motor serve para purgar combustível, vapor ou fogo da seção de combustão, turbina geradora de gás, turbina de energia e sistema de exaustão.

1. Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL **CORTAR**
2. Interruptor de IGNIÇÃO **NORMA**
3. Interruptor da BATERIA **SOBRE**
(para fornecer corrente ao motor de partida)
4. Interruptor AVIONICS No 1. **SOBRE**
5. Botão DE DESLIGAMENTO DE COMBUSTÍVEL **ABRIR** (empurrar)
6. Interruptor de AUMENTO DE COMBUSTÍVEL **DESLIGADO**

AVISO

Se houver suspeita de incêndio, deixe o interruptor FUEL BOOST DESLIGADO, caso contrário, LIGUE-O para fornecer lubrificação para os elementos da bomba de combustível acionada pelo motor.

7. Interruptor de partida **MOTOR**

CUIDADO

- Não ultrapasse os limites do ciclo de partida; referir-se Seção 2.
- Caso um incêndio persista, conforme indicado pelo ITT sustentado, feche o botão FUEL SHUTOFF e continue acionando o motor.

8. Interruptor de PARTIDA **DESLIGADO**
9. Interruptor de AUMENTO DE COMBUSTÍVEL **DESLIGADO**
10. AVIONICS No 1 Switch. **DESLIGADO**
11. Botão DE DESLIGAMENTO DE COMBUSTÍVEL **FECHADO** (retirar)
12. Interruptor da BATERIA **DESLIGADO**

Aguarde o período de resfriamento necessário para o starter antes de qualquer a operação inicial é tentada.

PROCEDIMENTOS DE IGNIÇÃO DO MOTOR Para a

maioria das operações, o interruptor de IGNIÇÃO é deixado na posição NORM. Com o interruptor nesta posição, a ignição só será ligada quando o interruptor de partida estiver na posição START.

OBSERVAÇÃO

O uso da ignição por longos períodos de tempo reduzirá a vida útil dos componentes do sistema de ignição.

O interruptor de IGNIÇÃO deve ser ligado para fornecer ignição contínua nas seguintes condições: 1. Partida de emergência do motor

- sem assistência de partida (consulte a Seção 3, AÉREO).
- 2. Operação em pistas molhadas ou contaminadas.
- 3. Voo sob forte precipitação.
- 4. Voo em turbulência moderada ou maior.
- 5. Durante encontros inadvertidos de formação de gelo antes do SEPARADOR INERTIAL ser selecionado para BYPASS.
- 6. Quando próximo ao esgotamento do combustível, conforme indicado pelo Red RSVR FUEL MSG CAS BAIXO.

Consulte a Seção 7, Sistema de Ignição do Motor, para obter mais detalhes sobre o sistema de ignição.

PROCEDIMENTOS DO SEPARADOR INERTIAL DO MOTOR Um sistema

SEPARADOR INERTIAL é integrado ao duto de entrada de ar do motor para evitar acúmulo de gelo na tela de entrada do compressor. O controle do SEPARADOR INERTIAL deve ser movido para a posição BYPASS antes de ligar o motor durante a operação em solo ou voo em umidade visível (nuvens, chuva, neve ou cristais de gelo) com uma OAT de 5°C (41°F) ou menos.

O modo BYPASS também pode ser usado para operações em solo ou decolagens em condições de campo arenoso e empoeirado para minimizar a ingestão de partículas estranhas no compressor. Consulte as tabelas na Seção 5 para obter as alterações de desempenho associadas ao SEPARADOR INERTIAL no modo BYPASS.

O modo NORMAL é usado para todas as outras condições operacionais, pois proporciona recuperação substancial do aríete de entrada. Isto resulta numa operação mais eficiente do motor e numa altitude crítica mais elevada para uma configuração de potência específica.

Não retorne o SEPARADOR INERTIAL para NORMAL até depois de desligar o motor e inspecionar se forem encontradas condições de formação de gelo.

Consulte a Seção 7, Sistema de Indução de Ar do Motor para obter mais detalhes sobre o SEPARADOR INERTIAL.

A linha TAXIING

POWER Lever BETA pode ser usada durante o táxi para controlar a velocidade do táxi e melhorar a vida útil do freio. Uma mola de lâmina é instalada no quadrante de controle com o qual a alavanca POWER entra em contato e fornece ao piloto uma "sensação" perceptível. Com a alavanca POWER movida para esta posição na faixa BETA, a hélice fica com empuxo próximo de zero em uma condição estática de 52% de marcha lenta. Além de atuar como referência de empuxo zero durante o táxi, esta posição da POWER Lever (alavanca contra a mola) é usada após o pouso para minimizar o desgaste dos freios. O movimento da alavanca POWER mais para trás da faixa BETA resultará em aumento de potência do motor e empuxo reverso das pás da hélice.

CUIDADO

- O uso de empuxo reverso deve ser minimizado, especialmente em superfícies não preparadas, para minimizar a erosão das pás da hélice e possíveis danos.
- Não deixe a alavanca POWER na faixa BETA por longos períodos (superiores a 30 segundos) quando estacionado com vento cruzado direito para evitar danos ao compartimento de carga.

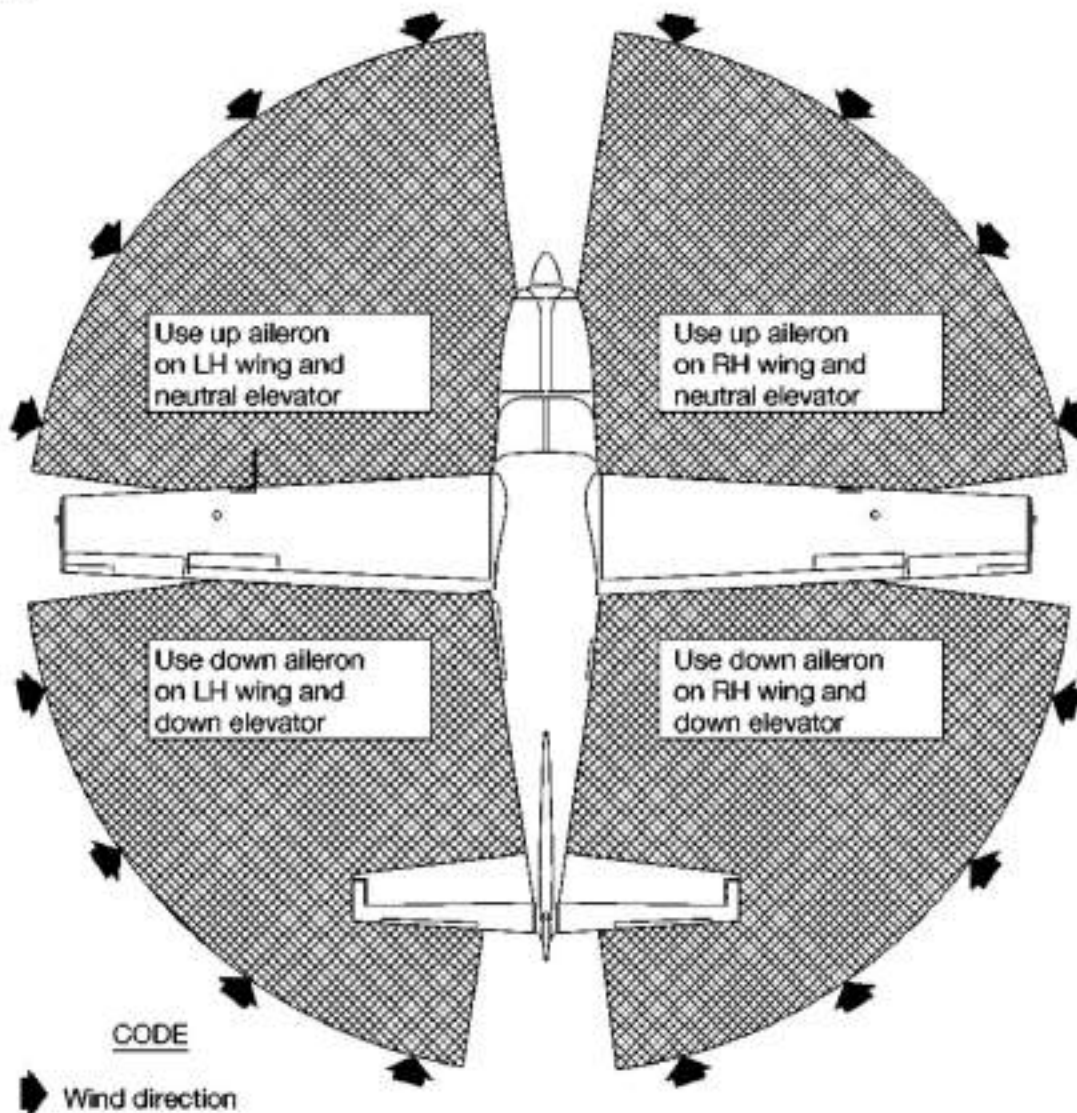
OBSERVAÇÃO

Durante o táxi em baixa velocidade com vento favorável forte, ou quando parado com vento favorável forte, uma vibração moderada pode ocorrer como resultado do fluxo de ar reverso através do disco da hélice com as pás em um ângulo de inclinação positivo. Esta vibração pode ser significativamente reduzida colocando a alavanca POWER na faixa BETA, ou pode ser eliminada virando o avião na direção do vento.

Consulte a figura do Diagrama de Taxiamento para obter instruções adicionais de taxiamento.

DIAGRAMA DE TAXIAÇÃO

A30132



OBSERVAÇÃO

Ventos fortes de cauda requerem cautela. Evite o uso excessivo de potência e freadas bruscas quando o avião estiver nesta atitude. Use a roda do nariz direcionável e o leme para manter a direção.

Figura 4-3

ANTES DA DECOLAGEM Os

SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL normalmente estão LIGADOS para decolagem e todas as operações de vôo. No entanto, um lado pode ser desligado conforme necessário para equilibrar a carga de combustível.

AVISO

- **Não exceda 200 libras de desequilíbrio de combustível em VOO.**
- **Para obter leituras precisas do indicador de quantidade de combustível, verifique se o avião está estacionado lateralmente nivelado; ou, se estiver em vôo, certifique-se de que o avião esteja em condições coordenadas e estabilizadas.**

Ao verificar o SEPARADOR INERTIAL com a potência do motor ajustada para 400 libras-pé, é normal observar uma queda aproximada de 25 libras-pé no torque quando a alavanca em T é puxada para a posição BYPASS. Esta queda de torque variará um pouco com as condições do vento durante a verificação estática.

Uma marca de índice neutra é adicionada à tampa do pedestal que corresponde à posição zero grau do compensador. Como as cargas variam em direção ao limite dianteiro do CG ou ao limite traseiro do CG, as configurações de compensação do profundor em direção às extremidades do nariz para cima e do nariz para baixo desta faixa de decolagem, respectivamente, fornecerão forças confortáveis no volante de controle durante a decolagem e a subida inicial.

Antes da decolagem, a alavanca FUEL CONDITION é movida para a posição HIGH IDLE (aproximadamente 65% Ng) para permanecer nesta posição até após o pouso. A maior velocidade de marcha lenta do gerador de gás para vôo fornece aceleração mais rápida do motor ao adicionar potência (a partir de uma condição de marcha lenta) na aproximação ou para uma arremetida de pouso impedida.

DECOLAR

AJUSTE DE POTÊNCIA

Consulte a tabela de Torque Máximo do Motor para Decolagem na Seção 5 para determinar o torque correspondente à altitude da superfície e às condições OAT. Este torque deve ser obtido sem exceder 805°C ITT ou 101,6% Ng.

A rolagem de decolagem é iniciada mais suavemente avançando gradualmente a alavanca POWER até que a rotação da hélice se aproxime de 1900. Libere suavemente os freios e continue avançando a alavanca POWER até que o torque de decolagem seja alcançado.

OBSERVAÇÃO

À medida que a velocidade aumenta durante a decolagem, um aumento no torque em uma posição fixa da alavanca POWER é normal e não precisa ser reduzido, desde que o limite de torque (1.865 libras-pé) não seja excedido.

CONFIGURAÇÕES DE FLAP DE

ASA Um ajuste de flap de 20° é recomendado para todas as decolagens, a menos que exista um forte vento cruzado, momento em que flaps de 10° podem ser preferidos. O uso de flaps de 20° proporciona uma velocidade de decolagem mais baixa, bem como uma redução no rolamento no solo e na distância total sobre um obstáculo em comparação à decolagem com os flaps levantados.

Configurações de flap maiores que 20° não são aprovadas para decolagem.

DECOLAGEM EM CAMPO CURTO Se

uma obstrução exigir o uso de um ângulo de subida acentuado após a decolagem, acelere e suba a uma velocidade de eliminação de obstáculos de 83 KIAS com flaps de 20°. Os dados de desempenho de decolagem são mostrados na Seção 5 com base nesta velocidade e configuração.

OBSERVAÇÃO

A velocidade de eliminação de obstáculos 83 KIAS é uma velocidade segura recomendada em todas as condições, incluindo turbulência e falha total do motor. A velocidade real do VX com flaps de 20° é de 70 KIAS com peso máximo de decolagem, conforme observado no gráfico Climb Gradient - Takeoff Flap Setting - Flaps 20 na Seção 5.

(Continua na próxima página)

DECOLAGEM EM CAMPO CURTO (Continuação)

Depois de ultrapassar o obstáculo e atingir uma altitude segura, os flaps podem ser retraídos lentamente à medida que o avião acelera até a velocidade normal de subida.

As decolagens mínimas de rotação no solo são realizadas usando flaps de 20°, levantando a roda do nariz do solo assim que possível e deixando o solo em uma atitude ligeiramente abaixada. No entanto, após a decolagem, o avião deve ser nivelado imediatamente para acelerar até uma velocidade de subida segura.

DECOLAGEM COM FLUIDO ANTIGELO TIPO II, TIPO III OU TIPO IV Quando fluido

antigelo Tipo II, Tipo III ou Tipo IV é aplicado ao avião, é necessária uma velocidade de rotação de 89 KIAS com flaps UP. O uso de flaps UP permite que o avião acelere para uma velocidade de rotação mais alta sem qualquer tendência de decolagem, o que é necessário para que o fluido antigelo Tipo II, Tipo III ou Tipo IV seja eficaz. Os dados de desempenho de decolagem mostrados na Seção 5 são baseados nesta velocidade e configuração.

CROSSWIND TAKEOFF Decolagens

com fortes ventos cruzados normalmente são realizadas com FLAPS 10° ou 20°. Com os ailerons parcialmente desviados contra o vento, o avião é acelerado a uma velocidade superior ao normal e depois girado para evitar voltar à pista. Quando estiver fora do solo, faça uma curva coordenada na direção do vento para corrigir a deriva. O uso de flaps de 10° melhorará o controle direcional, mas também aumentará a distância de decolagem. Aumente a decolagem de decolagem em campo curto de 20° dos flaps e a velocidade de obstáculo de 50 pés em 7 nós, se flaps de 10° forem usados para decolagem.

ESCALADA EM ROTA

Normalmente, a potência máxima de subida é mantida durante a subida até a altitude de cruzeiro. Ajuste a alavanca POWER conforme necessário para evitar exceder o torque máximo de subida, o ITT máximo de subida de 765°C ou o Ng máximo de subida de 101,6%, o que ocorrer primeiro.

OBSERVAÇÃO

As operações do motor que excedam 740°C ITT podem reduzir a vida útil do motor.

(Continua na próxima página)

ESCALADA EM ROTA (Continuação)

Em altitudes mais baixas e temperaturas externas frias (abaixo de aproximadamente 10.000 pés), o motor atingirá o limite de torque antes de atingir o limite ITT ou Ng . À medida que a subida avança e o torque é mantido pelo avanço da alavanca POWER, o ITT e o Ng aumentarão até que uma altitude seja alcançada onde o ITT ou o Ng ditarão o posicionamento da alavanca POWER. Ao operar perto do limite ITT, avance lentamente a alavanca POWER para permitir que o ITT atual seja indicado. A taxa de aumento de potência (e temperatura) do motor é maior que a taxa de resposta do sistema de indicação ITT; portanto, um rápido avanço da alavanca POWER poderia permitir que uma condição de temperatura excessiva existisse momentaneamente no motor antes que a temperatura excessiva fosse indicada.

Para subida com desempenho máximo, a melhor velocidade de subida deve ser usada com 1900 RPM e potência máxima de subida. Esta velocidade é de 104 KIAS do nível do mar até 10.000 pés, diminuindo para 87 KIAS a 20.000 pés.

Para melhorar a visibilidade sobre o nariz, uma velocidade de subida de cruzeiro de 115 - 125 KIAS pode ser desejável em altitudes de até aproximadamente 12.000 pés. Ajuste a alavanca POWER (de acordo com a tabela Torque máximo do motor para subida na Seção 5) com o PROP PRM ajustado em 1900 para evitar exceder a potência máxima permitida do eixo para as condições ambientais. Após definir o torque de subida, o PROP RPM pode ser reduzido de acordo com a tabela a seguir para melhorar o conforto do passageiro.

Sob nenhuma circunstância as seguintes limitações devem ser excedidas: 1. O TORQUE

MÁXIMO para o RPM PROP correspondente 2. Um ITT máximo de subida de 765°C

3. Máximo de 101,6%

RPM	TORQUE MÁXIMO
1900	1865
1800	1970
1700	1970
1600	1970

OBSERVAÇÃO

- As operações do motor que excedem 740°C ITT podem reduzir a vida útil do motor.
- Para atingir a potência nominal máxima, use um mínimo de 1.800 RPM.

Se uma obstrução exigir o uso de um ângulo de subida acentuado, suba com Flaps UP e potência máxima contínua a 86 KIAS.

CRUZEIRO

O cruzeiro normal é realizado usando qualquer configuração de potência desejada até a potência máxima de cruzeiro (observe os limites de cruzeiro ITT, torque e Ng). Não exceda o torque máximo de cruzeiro ou 740°C ITT mostrado nas tabelas Desempenho de cruzeiro ou Torque máximo de cruzeiro na Seção 5 para altitude e temperatura específicas. Normalmente, um motor novo apresentará um ITT abaixo de 710°C quando ajustado para o torque máximo de cruzeiro.

O gráfico de exemplo de desempenho de cruzeiro ilustra a vantagem de uma altitude mais elevada tanto na velocidade real quanto nas milhas náuticas por 1.000 libras de combustível. Além disso, pode-se observar o efeito benéfico da menor potência de cruzeiro em milhas náuticas por 1.000 libras de combustível em uma determinada altitude. As cartas são fornecidas na Seção 5 para auxiliar na seleção de uma altitude eficiente com base nas informações de ventos disponíveis para uma determinada viagem. A seleção da altitude de cruzeiro com base nas condições de vento mais favoráveis e o uso de configurações de baixa potência são fatores significativos que devem ser considerados para reduzir o consumo de combustível.

PITOT/STATIC e STALL HEAT devem estar ligados sempre que o OAT estiver abaixo de 5°C (41°F). Se forem encontradas condições de formação de gelo, certifique-se de que os sistemas antigelo adicionais (estrutura ANTI-ICE (se instalado) e SEPARADOR INERTIAL) estejam LIGADOS e no modo BYPASS antes de encontrar umidade visível abaixo de aproximadamente 5°C (41°F).

Os sistemas antigelo do pára-brisa (se instalado) e antigelo da hélice (se instalado) também devem ser LIGADOS.

(Continua na próxima página)

EXEMPLO DE TABELA DE DESEMPENHO DE CRUZEIRO

PARÂMETROS:

Condições Padrão

1900 rpm

Vento Zero

ALTITUDE (Pés)	Potência Máxima de Cruzeiro		Potência máxima de alcance	
	KTAS	NM/1000 libras	KTAS	NM/1000 libras
5.000	182	430	155	470
10.000	182	480	157	530
15.000	177	540	159	580
20.000	167	610	161	610

(SEM POD DE CARGA)

ALTITUDE (Pés)	Potência Máxima de Cruzeiro		Potência máxima de alcance	
	KTAS	NM/1000 libras	KTAS	NM/1000 libras
5.000	173	410	149	450
10.000	172	460	151	500
15.000	167	510	152	540
20.000	157	570	156	570

(COM POD DE CARGA)

Figura 4-4

(Continua na próxima página)

CRUZEIRO (Continuação)

Esses sistemas são projetados para evitar a formação de gelo, em vez de removê-lo após sua formação. Mesmo que o avião esteja equipado com o pacote "Flight Into Known Icing", o acúmulo de algum gelo na fuselagem é inevitável; isso aumentará o peso e o arrasto do avião e diminuirá a velocidade no ar e o desempenho geral do avião. É sempre aconselhável evitar condições de congelamento, se for prático.

A quantidade de combustível deve ser monitorada para manter uma condição de combustível equilibrada. Normalmente, ambos os SELETORES DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL ficam LIGADOS e o combustível será alimentado igualmente de cada tanque. Se ocorrer uma condição de desequilíbrio de combustível próximo a 200 libras, o seletor do tanque de combustível para o tanque com menos combustível deverá ser desligado até que a quantidade de combustível esteja equilibrada. Com um seletor de tanque de combustível DESLIGADO e o combustível restante no tanque em uso for inferior a aproximadamente 170 lbs (25 galões), a mensagem FUEL SELECT OFF CAS MSG será LIGADA e uma buzina de advertência soará.

AVISO

LIGUE a IGNIÇÃO ao voar em condições de forte precipitação ou gelo. Consulte Procedimentos de ignição do motor nesta seção para obter informações adicionais sobre o uso da ignição.

CUIDADO

Manobras prolongadas de zero ou negativo "G" deixarão a bomba de óleo do motor sem energia e resultarão em danos ao motor.

O oxigênio suplementar deve ser usado por todos os ocupantes ao navegar acima de 12.500 pés. Muitas vezes é aconselhável usar oxigênio em altitudes inferiores a 12.500 pés sob condições de vôo noturno, fadiga ou períodos de distúrbios fisiológicos ou emocionais. Além disso, o uso habitual e excessivo de tabaco ou álcool geralmente exigirá o uso de oxigênio a menos de 3.000 metros de altitude.

(Continua na próxima página)

CRUZEIRO (Continuação)

AVISO

- **A operação até a altitude operacional máxima permitida depende da disponibilidade e uso de oxigênio suplementar acima de 12.500 pés, conforme especificado pelo 14 CFR 91.211. • É proibido fumar durante o uso de oxigênio. Óleo, graxa, sabonete, batom, protetor labial e outros materiais gordurosos constituem um sério risco de incêndio quando em contato com oxigênio. Certifique-se de que as mãos e as roupas estejam isentas de óleo antes de manusear o equipamento de oxigênio.**

BANCADAS

As características de estol são convencionais e o aviso auditivo é fornecido por uma buzina de alerta de estol que soa entre 5 e 10 nós acima do estol em todas as configurações.

As velocidades de estol em marcha lenta com peso máximo para o CG de proa e de popa são apresentadas na Seção 5.

OBSERVAÇÃO

A prática de estol deve ser feita de forma conservadora e com altitude suficiente para uma recuperação segura.

POUSAR

ATERRAGEM NORMAL As

aproximações normais de aterrissagem podem ser feitas com a potência ligada ou ociosa com qualquer configuração de flap desejada e a alavanca PROP RPM ajustada em 1900. O uso de flaps FULL é normalmente preferido para minimizar a velocidade de toque e a subsequente necessidade de frenagem. Para uma determinada configuração de flap, os ventos de superfície e a turbulência são geralmente os principais fatores na determinação da velocidade de aproximação mais confortável.

O pouso real deve ser feito com potência ociosa e nas rodas principais primeiro, um pouco acima da velocidade de estol. A roda do nariz é então suavemente abaixada até a pista, a alavanca POWER reposicionada para a faixa BETA e os freios aplicados conforme necessário. Quando estiver fora da pista, reposicione a alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL de HIGH IDLE para LOW IDLE. Isto reduzirá os níveis de ruído na cabine e no exterior, bem como reduzirá os requisitos de frenagem quando a alavanca POWER estiver posicionada à frente da faixa REVERSE. Os pousos em campos acidentados ou macios são realizados de maneira semelhante, exceto que a roda do nariz é abaixada até a pista em uma velocidade mais baixa para evitar cargas excessivas no trem do nariz.

OBSERVAÇÃO

Recomenda-se o uso da faixa BETA após o toque para reduzir o desgaste dos freios. Geralmente, a alavanca POWER pode ser movida para trás da porta IDLE até entrar em contato com uma mola no quadrante de controle sem erosão substancial da hélice devido a detritos soltos na pista ou pista de táxi.

ATERRAGEM EM CAMPO CURTO

Para aterrissagens em campo curto, faça uma aproximação elétrica a 78 KIAS com a alavanca PROP RPM em MAX (totalmente para frente) e com flaps completos. Depois que todos os obstáculos de aproximação forem eliminados, reduza a potência para marcha lenta. Mantenha a velocidade de aproximação de 78 KIAS abaixando o nariz do avião. O pouso deve ser feito com a alavanca POWER em IDLE e primeiro nas rodas principais. Imediatamente após o toque, abaixe o trem de pouso do nariz, reposicione a alavanca POWER contra a mola na faixa BETA e aplique frenagem forte conforme necessário.

Para máxima eficácia de frenagem depois que todas as três rodas estiverem no chão, mantenha o profundor totalmente levantado e aplique a pressão de freio máxima possível sem deslizar os pneus.

(Continua na próxima página)

ATERRAGEM EM CAMPO CURTO (Continuação)

O desempenho de pouso na Seção 5 é baseado no procedimento acima. Uma redução no rolamento no solo de aproximadamente 10% resultará do uso de empuxo reverso (alavanca POWER totalmente para trás para fornecer maior potência do gerador de gás e um ângulo de pá da hélice de empuxo reverso).

CUIDADO

Para minimizar a erosão das pás da hélice ou possíveis danos às pás da hélice, o empuxo reverso deve ser usado somente quando necessário para encurtar o rolamento no solo. Tirar a hélice da marcha-atrás antes de desacelerar aproximadamente 25 nós minimizará a erosão da hélice.

POUSO COM VENTO

TRANSVERSAL Para aproximações com vento cruzado, pode ser usado o método wing-low, caranguejo ou combinação. Recomenda-se uma configuração de flap entre 10° e 30°. Use uma configuração mínima de flap para o comprimento do campo. Após o toque, abaixe a roda do nariz e mantenha o controle. Mantenha um curso reto usando a roda do nariz direcionável, ailerons e frenagens ocasionais, se necessário.

ATERRAGEM BALCADA

Em uma subida impedida de pouso (go-around), o ajuste do flap da asa deve ser reduzido para 20° após a aplicação da potência de decolagem. Depois que todos os obstáculos forem eliminados e uma altitude e velocidade seguras forem obtidas, os WING FLAPS devem ser retraídos.

APÓS O DESLIGAMENTO Se

existirem condições de poeira ou se o último voo do dia tiver sido concluído, instale tampas de entrada do motor para proteger o motor contra detritos.

As tampas podem ser instaladas após o resfriamento do motor (indicador ITT mostrando temperatura "fora da escala"). Prenda a hélice para evitar o movimento do vento, uma vez que não há pressão de óleo disponível para lubrificação do motor quando o motor não está funcionando.

OPERAÇÃO EM TEMPO FRIO Consideração

especial deve ser dada à operação do sistema de combustível do avião durante o inverno ou antes de qualquer voo em temperaturas frias. A drenagem adequada do sistema de combustível antes do voo é especialmente importante e eliminará qualquer acúmulo de água livre. O uso de um aditivo é necessário para proteção antigelo. Consulte a Seção 8 para obter informações sobre o uso adequado de aditivos.

O tempo frio muitas vezes causa condições que requerem cuidados especiais antes do voo. Operar os compensadores do profundor e do aileron durante todo o seu percurso em ambas as direções garantirá uma operação suave, reduzindo qualquer rigidez nesses sistemas causada pelos efeitos do clima frio na lubrificação do sistema. Mesmo pequenos acúmulos de geada, gelo, neve ou lama devem ser removidos, especialmente da asa, cauda e todas as superfícies de controle, para garantir desempenho e manuseio de voo satisfatórios. Além disso, as superfícies de controle devem estar livres de qualquer acúmulo interno de gelo ou neve.

O uso de um pré-aquecedor externo reduz o desgaste e o abuso do motor e do sistema elétrico. O pré-aquecimento diminuirá a viscosidade do óleo preso no resfriador de óleo, antes da partida em temperaturas extremamente frias.

O uso de uma GPU é recomendado quando a temperatura ambiente estiver abaixo de -18°C (0°F). Certifique-se de que a temperatura do óleo esteja na faixa verde (10°C a 99°C) antes da decolagem.

Se neve ou lama cobrirem a superfície de decolagem, deve-se levar em conta as distâncias de decolagem que serão cada vez mais estendidas à medida que a profundidade da neve ou lama aumenta. A profundidade e a consistência desta cobertura podem, de facto, impedir a decolagem em muitos casos.

OPERAÇÃO EM ALTA ALTITUDE Em altitudes

acima de 20.000 pés, pode ocorrer uma oscilação do compressor se a potência do motor for rapidamente reaplicada imediatamente após uma redução de potência. Esta característica não é prejudicial ao motor e pode ser eliminada completamente ligando o BLEED AIR HEAT e ajustando o botão TEMP HOT para pelo menos metade da configuração.

PARADA DO COMPRESSOR DO MOTOR Uma parada

do compressor do motor pode ser notada por um único ou vários ruídos altos de estalo vindos do compartimento do motor. Esta situação pode ser resolvida reduzindo a potência do motor até um ponto em que o "estalo" pare e avançando lentamente o acelerador até a configuração necessária para a continuação do voo. O uso de BLEED AIR HEAT também pode ajudar a eliminar travamentos do compressor do motor se esta situação for encontrada.

CARACTERÍSTICAS DO RUÍDO A maior ênfase

na melhoria da qualidade do nosso ambiente exige um esforço renovado por parte de todos os pilotos para minimizar o efeito do ruído dos aviões sobre o público.

Nós, como pilotos, podemos demonstrar a nossa preocupação com a melhoria ambiental, através da aplicação dos seguintes procedimentos sugeridos, e assim tendemos a construir o apoio público para a aviação:

1. Os pilotos que operam aeronaves sob VFR sobre reuniões externas de pessoas, áreas recreativas e de parques, e outras áreas sensíveis ao ruído, devem fazer todos os esforços para voar pelo menos 2.000 pés acima da superfície, se o tempo permitir, mesmo que o voo em um nível inferior possa ser consistente com as disposições das regulamentações governamentais.
2. Durante a partida ou aproximação a um aeroporto, a subida após a decolagem e a descida para aterragem deverão ser efectuadas de modo a evitar voos prolongados a baixa altitude perto de áreas sensíveis ao ruído.

OBSERVAÇÃO

Os procedimentos recomendados acima não se aplicam quando entrarem em conflito com as autorizações ou instruções do Controle de Tráfego Aéreo, ou quando, no julgamento do piloto, for necessária uma altitude inferior a 2.000 pés para que ele exerça adequadamente seu dever de ver e evitar outras aeronaves.

O nível de ruído certificado para o Modelo 208B com peso máximo de 8.750 libras é de 82,7 dB(A). Essas medidas foram obtidas usando um perfil de decolagem. Nenhuma determinação foi feita pela Administração Federal de Aviação de que os níveis de ruído deste avião são ou deveriam ser aceitáveis ou inaceitáveis para operação em, dentro ou fora de qualquer aeroporto.

DESEMPENHO

ÍNDICE

	Página
Introdução	5-3
Uso de Gráficos de Desempenho	5-3
Exemplo de problema.	5-4
Decolar.	5-5
Cruzeiro.	5-6
Combustível necessário.	5-6
Pousar	5-8
Calibração de velocidade aerodinâmica - Fonte estática normal	5-9
Calibração de velocidade aerodinâmica - Fonte estática alternativa.	5-10
Correção do Altímetro - Fonte Estática Alternativa.	5-11
Conversão de pressão.	5-12
Gráfico de conversão de temperatura.	5-13
Conversão ISA e limites de temperatura operacional.	5-14
Velocidades de estol.	5-15
Componentes do Vento.	5-16
Torque máximo do motor para decolagem.	5-17
Torque Máximo do Motor para Subida	5-18

AVIÕES COM POD DE CARGA INSTALADO

Curta distância de decolagem em campo.	5-19
Flaps UP Distância de decolagem.	5-24
Taxa de subida - configuração do flap de decolagem	5-27
Gradiente de subida - configuração do flap de decolagem.	5-28
Taxa Máxima de Subida - Flaps UP.	5-29
Subir Gradiente - Decolagem - Flaps UP	5-30
Subida de Cruzeiro - Flaps UP - 115 KIAS	5-31
Taxa de subida - pouso impedido.	5-32
Tempo, Combustível e Distância para Subir - Taxa Máxima de Subida.	5-33
Tempo, combustível e distância para subir - Cruise Climb - 115 KIAS.	5-34

(Continua na próxima página)

ÍNDICE (Continuação)

Página

Desempenho do Cruzeiro. . . 5-35	
Torque máximo de cruzeiro. . . 5-46	
Combustível e tempo necessários - Potência máxima de cruzeiro (40-200 NM) . 5-53	
Combustível e Tempo Necessário - Potência Máxima de Cruzeiro (200-1000 NM) 5-54	
Combustível e tempo necessários - Potência máxima de alcance (40-200 NM) . 5-55	
Combustível e Tempo Necessário - Potência Máxima (200-1000 NM)5-56	
Perfil de intervalo. . . : 5-57	
Perfil de resistência. 5-58	
Tempo, combustível e distância para descer. . . . 5-59	
Curta distância de pouso em campo. 5-60	

Aviões sem cápsula de carga

Curta distância de decolagem em campo. 5-65	
Flaps UP Distância de decolagem. . . : 5-70	
Taxa de subida - configuração do flap de decolagem. . . . : 5-73	
Gradiente de subida - configuração do flap de decolagem: . . . 5-74	
Taxa Máxima de Subida - Flaps UP 5-75	
Suba Gradiente - Decolagem - Flaps UP. 5-76	
Subida de Cruzeiro - Flaps UP - 115 KIAS. 5-77	
Taxa de subida - pouso impedido. . . 5-78	
Tempo, Combustível e Distância para Subir - Taxa Máxima de Subida. . . 5-79	
Tempo, combustível e distância para subir - Cruise Climb - 115 KIAS . . . 5-80 .	
Desempenho do Cruzeiro. . . 5-81	
Torque máximo de cruzeiro. . . . 5-93	
Combustível e tempo necessários Potência máxima de cruzeiro (40-200 NM). . 5-100	
Combustível e tempo necessário Potência máxima de cruzeiro (200-1000 NM) 5-101	
Combustível e tempo necessários Potência máxima de alcance (40-200 NM) . 5-102	
Combustível e tempo necessário Potência máxima de alcance (200-1000 NM) 5-103	
Perfil de intervalo. . . : 5-104	
Perfil de resistência. 5-105	
Tempo, combustível e distância para descer. . . 5-106	
Curta distância de pouso em campo. 5-107	

INTRODUÇÃO Os gráficos

de dados de desempenho nas páginas seguintes são apresentados para que você saiba o que esperar do avião sob diversas condições e também para facilitar o planejamento de voos detalhadamente e com razoável precisão. Os dados nas cartas foram calculados a partir de testes de voo reais usando técnicas de pilotagem médias e um avião e motor em boas condições e equipado com uma hélice Hartzell.

Aviões equipados com hélice McCauley terão desempenho comparável e também deverão usar os dados mostrados.

AVISO

Para garantir que o desempenho nesta seção possa ser duplicado, o avião e o motor devem ser mantidos em boas condições. A proficiência do piloto e o planejamento pré-voo adequado, utilizando os dados necessários para todas as fases do voo, também são necessários para garantir o desempenho esperado com amplas margens de segurança.

Deve-se notar que as informações de desempenho apresentadas nos gráficos de perfil de alcance e resistência permitem 45 minutos de reserva de combustível na potência e altitude de cruzeiro especificadas. Algumas variáveis indeterminadas, como as condições do motor e da hélice e a turbulência do ar, podem ser responsáveis por variações de 10% ou mais no alcance e na resistência.

Portanto, é importante utilizar todas as informações disponíveis para estimar o combustível necessário para um voo específico.

Foram fornecidas notas em vários gráficos e tabelas para aproximar o desempenho com o separador inercial em BYPASS e/ou aquecimento da cabine ligado. O efeito irá variar, dependendo da velocidade, temperatura e altitude. Em altitudes mais baixas, onde a operação no limite de torque é possível, o efeito do separador inercial será menor, dependendo de quanta energia pode ser recuperada após as palhetas do separador terem sido estendidas.

Em alguns casos, os gráficos de desempenho nesta seção incluem dados para temperaturas que estão fora do gráfico de Conversão ISA e Limites de Temperatura Operacional. Esses dados foram incluídos para auxiliar na interpolação.

USO DE GRÁFICOS DE DESEMPENHO

Os dados de desempenho são apresentados em forma tabular ou gráfica para ilustrar o efeito de diferentes variáveis. Informações suficientemente detalhadas são fornecidas nas tabelas para que valores conservadores possam ser selecionados e usados para determinar o valor de desempenho específico com precisão razoável.

PROBLEMA DE AMOSTRA

O seguinte exemplo de problema de voo utiliza informações de vários gráficos para determinar os dados de desempenho previstos para um típico vôo de um avião equipado com um compartimento de carga. Um cálculo semelhante pode ser feito para um avião sem cápsula de carga usando cartas identificadas conforme apropriado para esta configuração. As informações a seguir são conhecidas:

CONFIGURAÇÃO DO AVIÃO (CARGO POD INSTALADO)

Tirar peso	8.600 libras
Combustível utilizável	2.224 libras

CONDIÇÕES DE DECOLAGEM

Altitude de pressão de campo	3.500 pés
Temperatura 16°C (padrão + 8°C)	
Componente do vento ao longo da pista	12 Knot Headwind
Comprimento do campo	4.000 pés

CONDIÇÕES DO CRUZEIRO

Distância total	650 milhas náuticas
Altitude de pressão	11.500 pés
Temperatura	8°C
Vento esperado no caminho	Vento contrário de 10 nós

CONDIÇÕES DE ATERRAGEM

Altitude de pressão de campo	1.500 pés
Temperatura	25°C
Comprimento do campo	3.000 pés

DECOLAR

O gráfico Distância de decolagem mostra distâncias baseadas no curto técnica de campo. Distâncias conservadoras podem ser estabelecidas lendo gráfico no próximo valor mais alto de peso, altitude e temperatura.

Por exemplo, neste problema de amostra específico, a distância de decolagem informações apresentadas para um peso de 8.750 libras, altitude de pressão de 4000 pés e uma temperatura de 20°C devem ser usados e resulta na seguinte:

Rolagem no solo	1875 pés
Distância total para superar um obstáculo de 50 pés	3.295 pés

Essas distâncias estão dentro do comprimento disponível do campo de decolagem. Contudo, uma correção para o efeito do vento pode ser feita com base em Nota 2 da carta de decolagem. A correção para um vento contrário de 12 nós é:

$$\frac{12 \text{ nós}}{11 \text{ Nós} \times 10\% = \text{Diminuição de } 11\%$$

Isso resulta nas seguintes distâncias, corrigidas para o vento:

Rolo no chão, vento zero	1875 pés
Diminuição do rolamento no solo (1.875 pés X 11%)	<u>-206 pés</u>
Rolo de solo corrigido	1669 pés
Distância total para limpar um Obstáculo de 50 pés, vento zero	3.295 pés
Diminuição da distância total (3.295 pés X 11%)	<u>-362 pés</u>
Distância total corrigida para superar um obstáculo de 50 pés	2.933 pés

A tabela Torque Máximo do Motor para Decolagem deve ser consultada para configuração de potência de decolagem. Para as condições ambientais acima, a potência configuração é:

Torque de decolagem	1865 pés-lbs
---------------------	--------------

A tabela Torque Máximo do Motor para Subida deve ser consultada para subir a configuração de potência da elevação do campo até a altitude de cruzeiro. Para o acima condições ambientais, a configuração de potência é:

Torque máximo de subida de elevação de campo	1.740 pés-lbs
Torque máximo de subida em altitude de cruzeiro	1360 pés-lbs

CRUZEIRO

A altitude de cruzeiro deve ser selecionada com base na duração da viagem, nos ventos de altitude e no desempenho do avião. Uma altitude de cruzeiro e a rota esperada do vento foram fornecidas para este problema de amostra. Entretanto, a seleção da configuração de potência para cruzeiro deve ser determinada com base em diversas considerações. Estes incluem as características de desempenho de cruzeiro apresentadas nas tabelas

Desempenho de Cruzeiro, Torque Máximo de Cruzeiro, Combustível e Tempo Necessário e nas tabelas de Perfil de Alcance e Resistência.

O gráfico Perfil de Alcance mostra o alcance na potência máxima de cruzeiro e também na potência máxima de alcance. Para este problema de amostra, serão utilizadas potência máxima de cruzeiro e 1900 RPM.

A tabela de desempenho de cruzeiro para altitude de pressão de 12.000 pés é inserida usando a temperatura de 10°C. Estes valores correspondem mais aproximadamente à altitude planeada e às condições de temperatura esperadas. A configuração de torque para potência máxima de cruzeiro é de 1.280 Ft-Lbs de torque a 1.900 RPM, o que resulta no seguinte:

Velocidade aerodinâmica verdadeira	158 nós
Fluxo de combustível de cruzeiro	306 PPH

COMBUSTÍVEL

NECESSÁRIO A necessidade total de combustível para o voo pode ser estimada usando as informações de desempenho no gráfico Tempo, Combustível e Distância para Subir, gráfico Desempenho de Cruzeiro e gráfico Tempo, Combustível e Distância para Descer ou no gráfico Combustível e Tempo Necessário (Potência Máxima de Cruzeiro) e tabela de Combustível e Tempo Necessário (Potência Máxima de Alcance). O método mais detalhado será usado para este exemplo de problema, mas o uso das tabelas Combustível e Tempo Necessário (Potência Máxima de Cruzeiro) ou Combustível e Tempo Necessário (Potência Máxima de Alcance) fornecerá as informações desejadas para a maioria dos propósitos de planejamento de voo.

Assumindo uma subida máxima, o gráfico de Tempo, Combustível e Distância para Subir (Subida de Taxa Máxima) pode ser usado para determinar o tempo, combustível e distância para subir lendo valores para um peso de 8.000 libras e uma temperatura 20°C acima do padrão. A diferença entre os valores mostrados na tabela para 4.000 pés e 12.000 pés resulta no seguinte:

Tempo	16 minutos
Combustível	94 libras
Distância	33 milhas náuticas

(Continua na próxima página)

CESSNA
 MODELO 208B G1000

SEÇÃO 5
 DESEMPENHO

COMBUSTÍVEL NECESSÁRIO (Continuação)

Da mesma forma, o gráfico Tempo, Combustível e Distância para Descida mostra que um a descida de 12.000 pés até o nível do mar resulta no seguinte:

Tempo	15 minutos
Combustível	72 libras
Distância	43 milhas náuticas

As distâncias mostradas nas cartas de subida e descida são zero vento. Uma correção para o efeito do vento pode ser feita da seguinte forma:

Distância durante a subida sem vento:	33 milhas náuticas
Diminuição da distância devido ao vento (vento contrário de 16/60 x 10 nós)	<u>-3 Milhas Náuticas</u>
Distância corrigida para subir	30 milhas náuticas

Da mesma forma, a distância para descida pode ser corrigida para o efeito de vento e resulta em 40 milhas náuticas.

A distância de cruzeiro é então determinada subtraindo a distância durante a subida e distância durante a descida.

Distância total	650 milhas náuticas
Distância durante subida e descida	<u>-70 Milhas Náuticas</u>
Distância do cruzeiro	580 milhas náuticas

Com um vento contrário esperado de 10 nós, a velocidade de solo para cruzeiro é previsto para ser:

$$\begin{array}{r} 158 \text{ nós} \\ \underline{-10 \text{ nós}} \\ 148 \text{ nós} \end{array}$$

Portanto, o tempo necessário para a parte de cruzeiro da viagem é:

$$\begin{array}{r} \underline{580 \text{ milhas náuticas}} = 3,9 \text{ horas} \\ 148 \text{ nós} \end{array}$$

O combustível necessário para o cruzeiro é:

$$3,9 \text{ horas} \times 306 \text{ libras/hora} = 1.194 \text{ libras}$$

Uma reserva de 45 minutos requer:

$$\begin{array}{r} \underline{45} \times 306 \text{ libras/hora} = 230 \text{ libras} \\ 60 \end{array}$$

(Continua na próxima página)

COMBUSTÍVEL NECESSÁRIO (Continuação)

O combustível total estimado necessário é o seguinte:

Partida do motor, táxi e decolagem	35 libras
Escalar	+94 libras
Cruzeiro	+1194 libras
Descida	+72 libras
reserva	<u>+230 libras</u>
Combustível total necessário	1.625 libras

Assim que o voo estiver em andamento, as verificações de velocidade no solo fornecerão uma visão mais base precisa para estimar o tempo de viagem e o correspondente combustível necessário para completar a viagem com ampla reserva.

POUSAR

Um procedimento semelhante ao da decolagem deve ser usado para estimar o pouso distância no aeroporto de destino. O peso estimado de pouso é tão segue:

Tirar peso	8.600 libras
Combustível necessário para subida, cruzeiro e descida	<u>-1.625 libras</u>
Peso de pouso	6.975 libras

O gráfico Distância de pouso em campo curto apresenta a distância de pouso informações para a técnica de campo curto. As distâncias de pouso para um peso de 7.000 libras e correspondente a 2.000 pés de pressão altitude e uma temperatura de 30°C devem ser utilizadas e são as seguintes:

Rolagem no solo	850 pés
Distância total para superar um obstáculo de 50 pés	1.650 pés

Uma correção para o efeito do vento poderá ser feita com base na Nota 2 do gráfico de pouso usando o mesmo procedimento descrito para a decolagem.

AIRSPEED CALIBRATION NORMAL STATIC SOURCE

CONDITIONS:

8750 Pounds

Power required for level flight or maximum rated RPM dive.

Flaps UP									
KIAS	---	80	100	120	140	160	175	---	
KCAS	---	85	100	120	140	160	175	---	
Flaps 10°									
KIAS	75	80	100	120	140	160	175	---	
KCAS	79	83	100	120	140	160	175	---	
Flaps 20°									
KIAS	65	70	80	90	100	110	130	150	
KCAS	71	74	81	91	100	110	130	150	
Flaps FULL									
KIAS	65	70	80	90	100	110	125	---	
KCAS	69	72	80	90	101	111	126	---	

NOTE

Where airspeed values have been replaced by dashes, the airspeed would be either below stall speed at maximum weight or above the maximum approved operating limit speed for the condition.

Figura 5-1 (Folha 1 de 2)

AIRSPEED CALIBRATION ALTERNATE STATIC SOURCE

CONDITIONS:

8750 Pounds

Power required for level flight or maximum rated RPM dive.

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

VENTS CLOSED

Flaps UP							
NORMAL KIAS	80	100	120	140	160	175	---
ALTERNATE KIAS	86	103	123	144	165	180	---
Flaps 10°							
NORMAL KIAS	70	80	100	120	140	160	175
ALTERNATE KIAS	76	84	103	124	145	166	182
Flaps 20°							
NORMAL KIAS	60	70	80	100	120	140	150
ALTERNATE KIAS	66	74	83	104	125	147	157
Flaps FULL							
NORMAL KIAS	60	70	80	90	100	110	125
ALTERNATE KIAS	65	73	83	94	105	116	132

VENTS OPEN

Flaps UP							
NORMAL KIAS	80	100	120	140	160	175	---
ALTERNATE KIAS	82	99	119	140	160	176	---
Flaps 10°							
NORMAL KIAS	70	80	100	120	140	160	175
ALTERNATE KIAS	72	80	100	120	141	162	178
Flaps 20°							
NORMAL KIAS	60	70	80	100	120	140	150
ALTERNATE KIAS	62	70	79	100	121	143	153
Flaps FULL							
NORMAL KIAS	60	70	80	90	100	110	125
ALTERNATE KIAS	61	70	79	90	101	112	128

Figura 5-1 (Folha 2)

ALTIMETER CORRECTION ALTERNATE STATIC SOURCE VENTS CLOSED

Condition	Correction to be Added - Feet					
	KIAS					
	80	90	100	120	140	160
Flaps UP						
Sea Level	---	15	20	40	55	80
10,000 FT	---	20	30	50	75	---
20,000 FT	---	25	40	70	---	---
Flaps 20°						
Sea Level	20	25	35	55	75	---
10,000 FT	25	35	50	75	---	---
Flaps FULL						
Sea Level	15	25	35	60	---	---
10,000 FT	20	35	50	85	---	---

VENTS OPEN

Condition	Correction to be Added - Feet					
	KIAS					
	80	90	100	120	140	160
Flaps UP						
Sea Level	---	-15	-10	-10	5	10
10,000 FT	---	-20	-20	-15	10	---
20,000 FT	---	-30	-25	-15	---	---
Flaps 20°						
Sea Level	-20	-10	-5	10	25	---
10,000 FT	-25	-15	-5	15	---	---
Flaps FULL						
Sea Level	-15	-10	0	20	---	---
10,000 FT	-20	-10	0	25	---	---

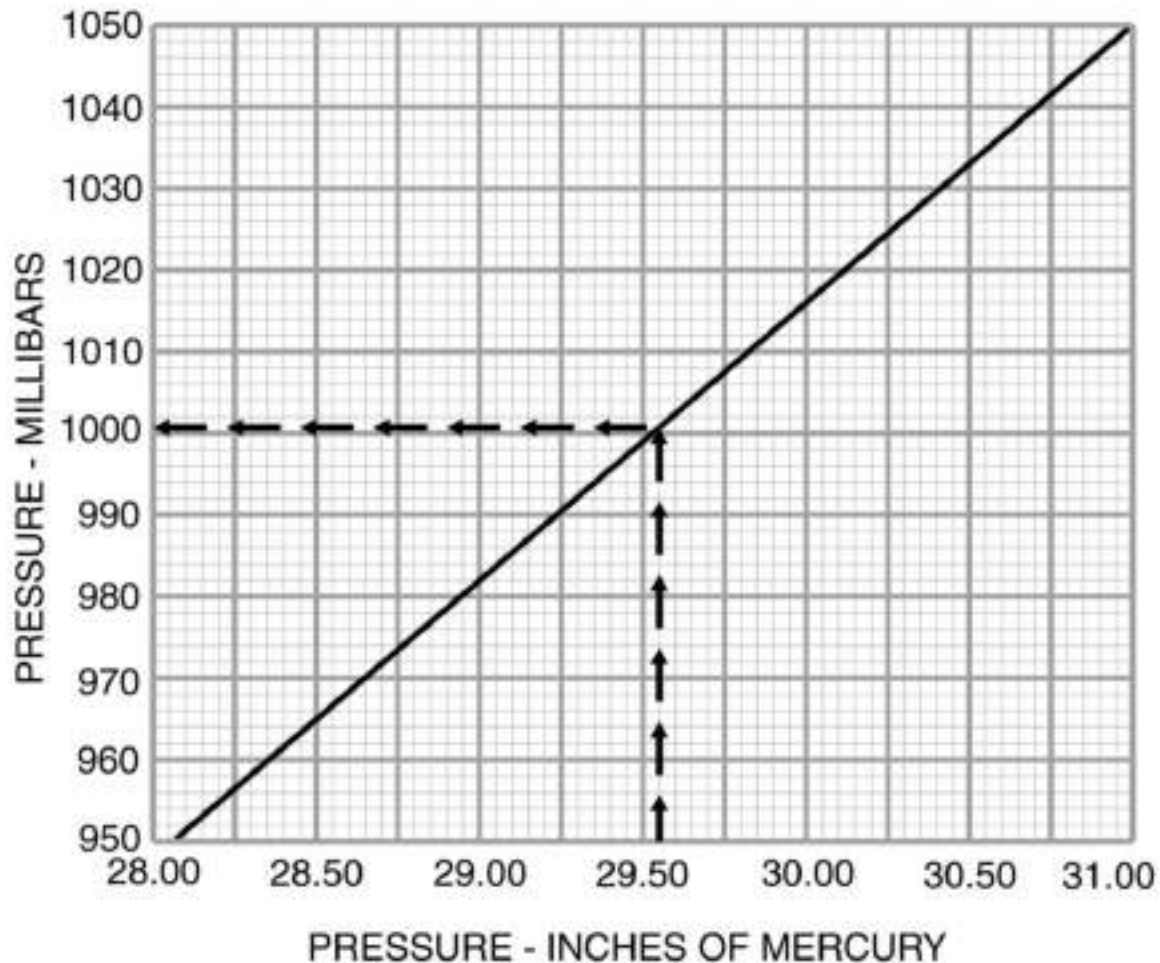
NOTE

1. Add correction to desired altitude to obtain indicated altitude to fly.
2. Where altimeter correction values have been replaced by dashes, the correction is unnecessary because of conditions in which airspeed is not attainable in level flight.

Figura 5-2

CONVERSÃO DE PRESSÃO

A39230



Exemplo:

Pressão = 29,55 polegadas de mercúrio.

Pressão = 1000,6 milibares.

Figura 5-3

TABELA DE CONVERSÃO DE TEMPERATURA

A39231

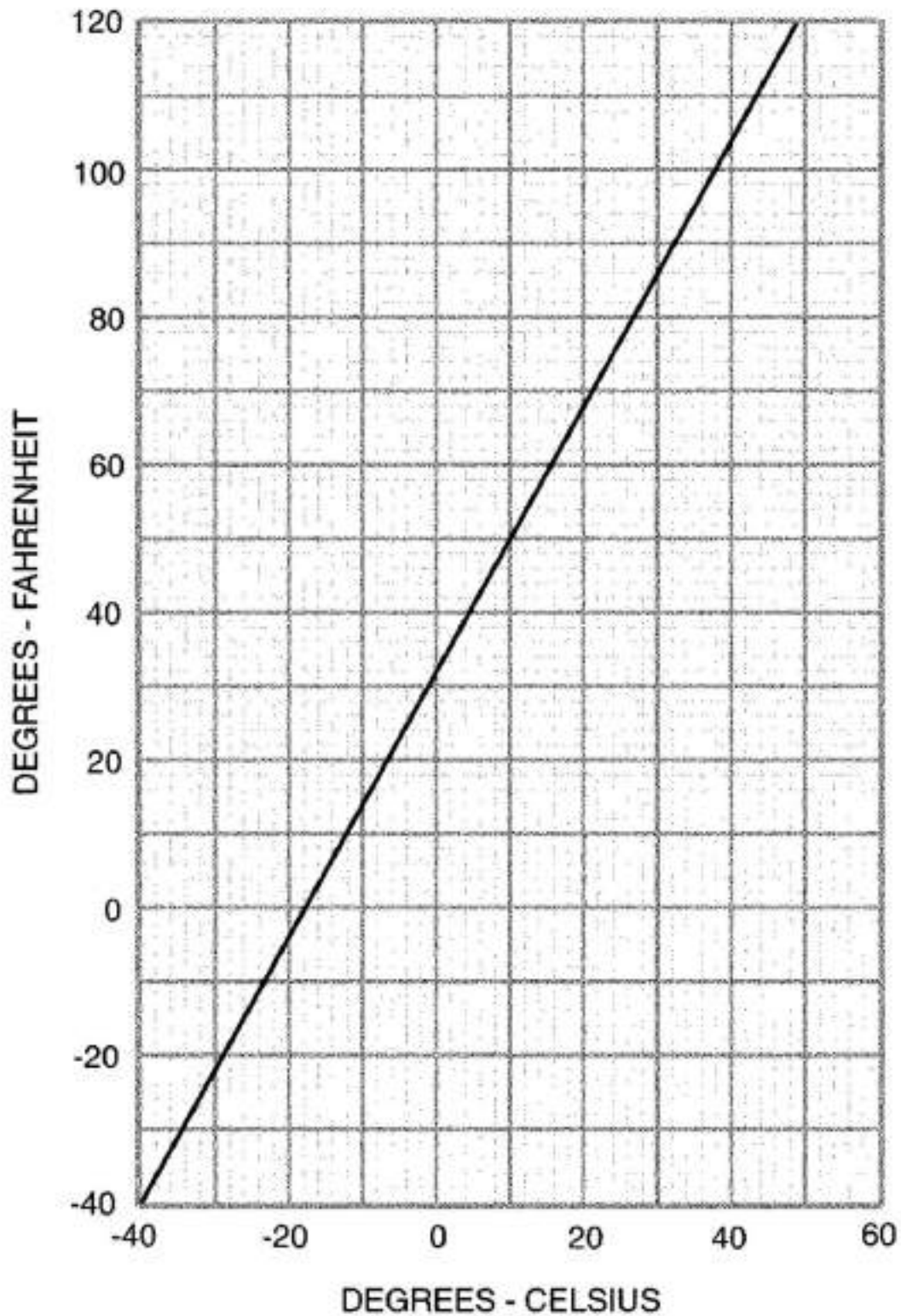


Figura 5-4

CONVERSÃO ISA E LIMITES DE TEMPERATURA OPERACIONAL

CUIDADO

Não opere na área sombreada do gráfico.

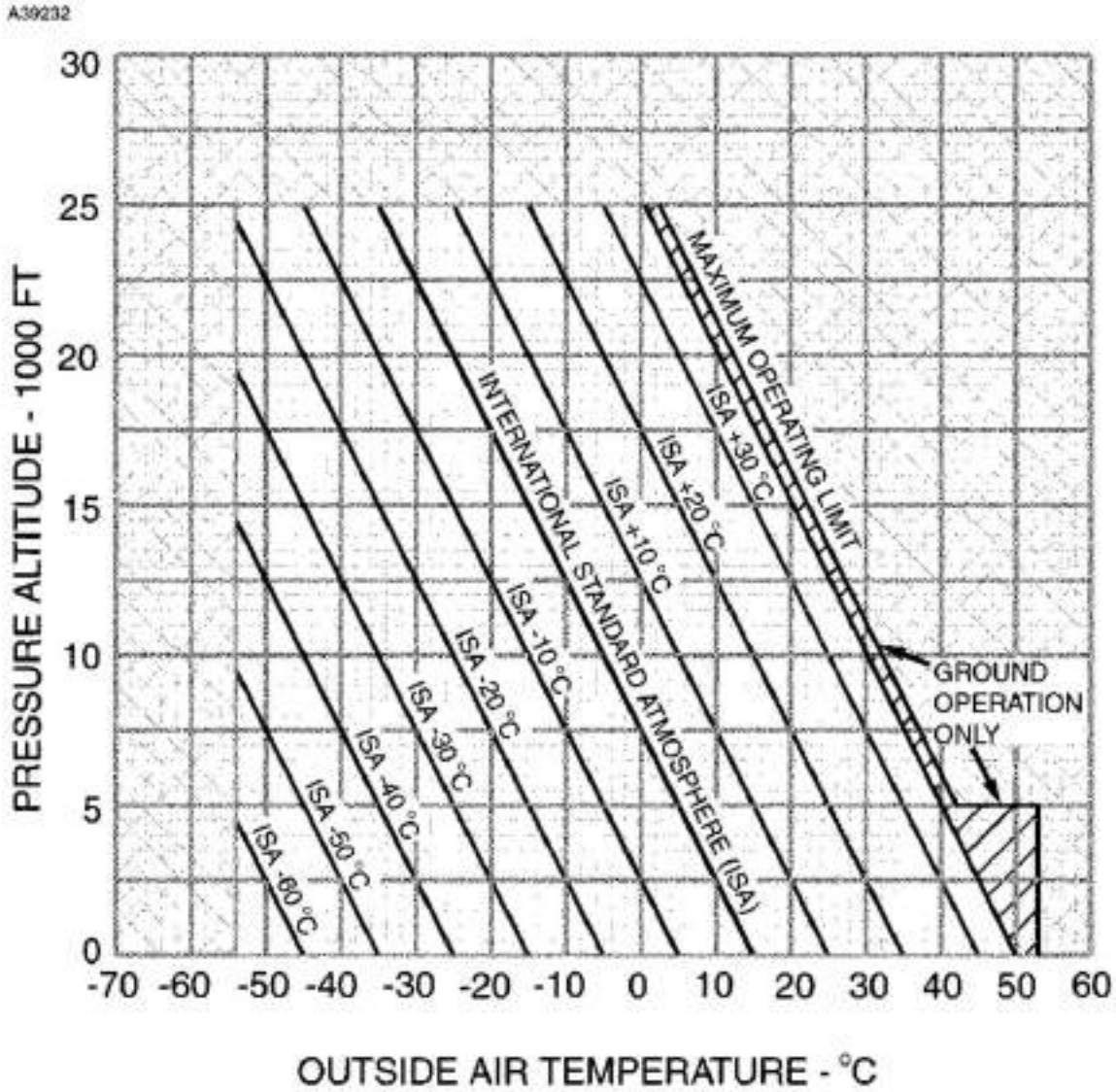


Figura 5-5

STALL SPEEDS**CONDITIONS:**

8750 Pounds

POWER Lever **IDLE**FUEL CONDITION Lever **HIGH IDLE****MOST REARWARD CENTER OF GRAVITY**

Flap Setting	Angle of Bank							
	0°		30°		45°		60°	
	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
UP	63	78	68	84	75	93	89	110
10°	58	69	62	74	69	82	82	98
20°	53	63	57	68	63	75	75	89
FULL	48	60	52	64	57	71	68	85

MOST FORWARD CENTER OF GRAVITY

Flap Setting	Angle of Bank							
	0°		30°		45°		60°	
	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
UP	63	78	68	84	75	93	89	110
10°	60	70	64	75	71	83	85	99
20°	54	64	58	69	64	76	76	91
FULL	50	61	54	66	59	73	71	86

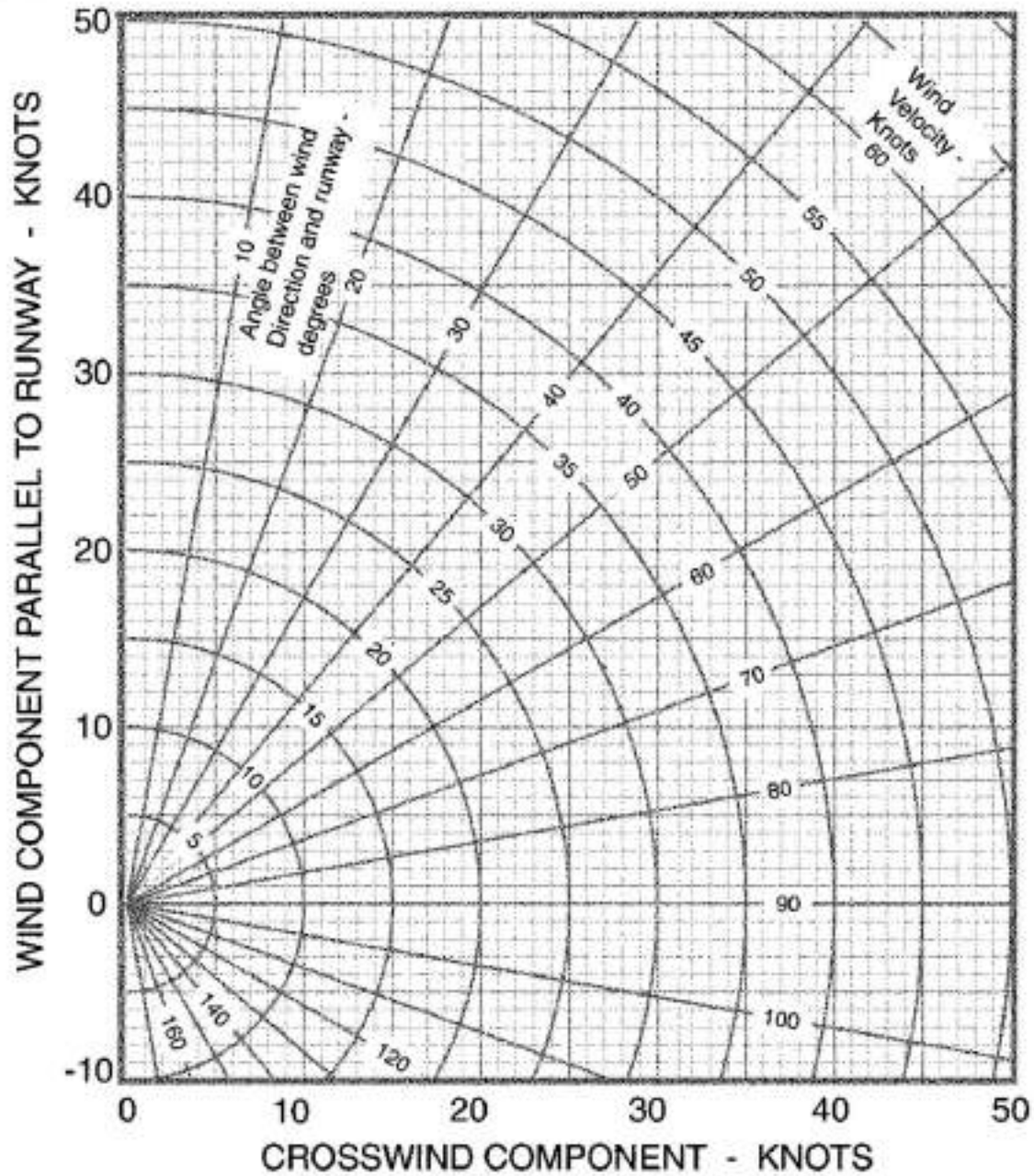
NOTE

1. Altitude loss during a stall recovery may be as much as 300 feet from a wings-level stall, and even greater from a turning stall.
2. KIAS values are approximate.

Figura 5-6

COMPONENTES DO VENTO

A36233



OBSERVAÇÃO

A velocidade máxima demonstrada do vento cruzado é de 20 nós (não uma limitação).

Figura 5-7

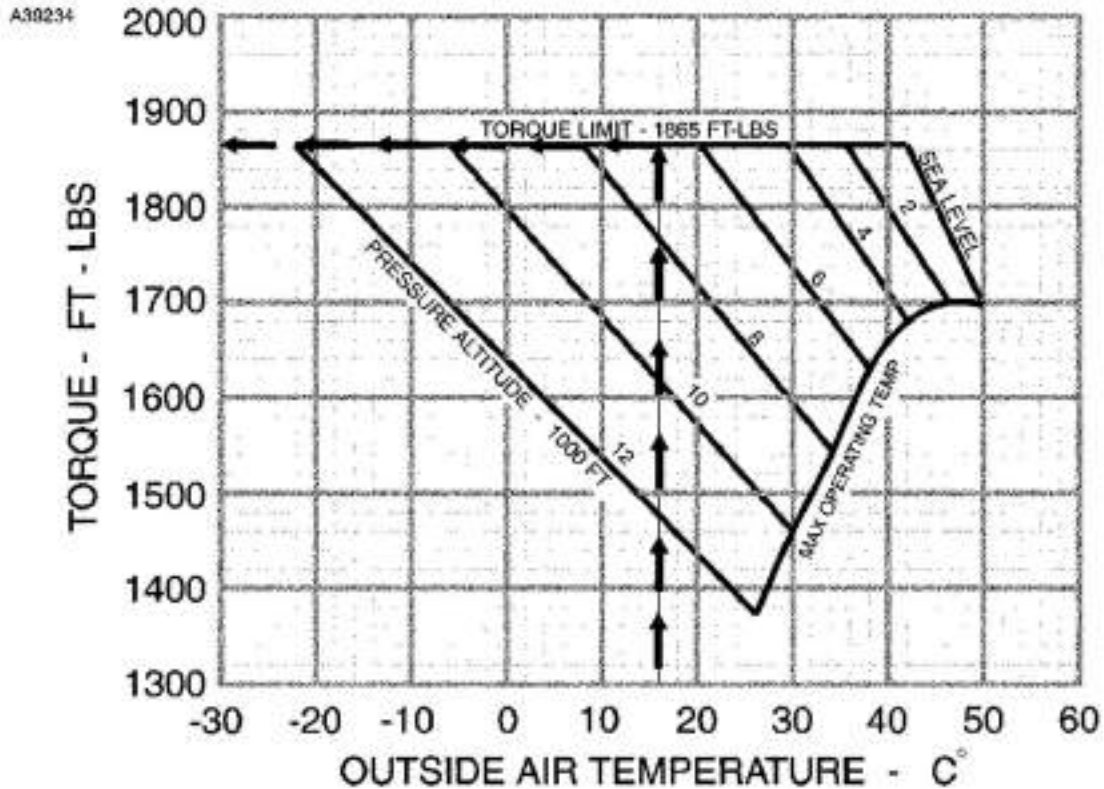
TORQUE MÁXIMO DO MOTOR PARA DECOLAGEM

CONDIÇÕES:

1900 rpm

60 FIGURAS

SEPARADOR INERTIAL **NORMAL**



OBSERVAÇÃO

1. O torque aumenta aproximadamente 10 Ft-Lbs de 0 a 60 KIAS.
2. O torque nesta tabela deve ser alcançado sem exceder 805°C ITT ou 101,6% Ng.
Quando o ITT excede 765°C, esta configuração de potência é limitada por tempo a 5 minutos.
3. Com o separador inercial em BYPASS, onde a altitude e a temperatura não permitem 1865 Ft-Lbs para decolagem, diminua o ajuste de torque em 15 Ft-Lbs.
4. Com o aquecedor da cabine LIGADO, onde a altitude e a temperatura não permitem 1.865 Ft-Lbs para decolagem, diminua o ajuste de torque em 65 Ft-Lbs.

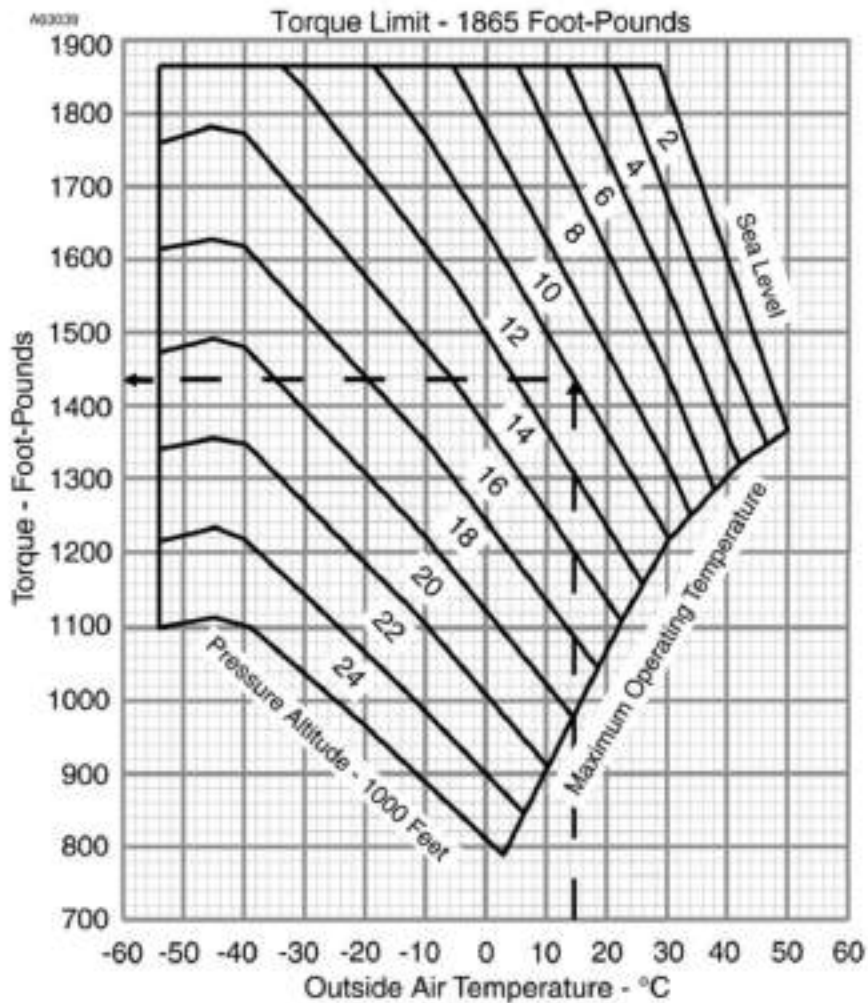
Figura 5-8

TORQUE MÁXIMO DO MOTOR PARA SUBIDA

CONDIÇÕES:

1900 rpm

Por KIAS

SEPARADOR INERTIAL **NORMAL**

OBSERVAÇÃO

1. O torque nesta tabela deve ser alcançado sem exceder 765°C ITT ou 101,6% Ng.
2. Com o separador inercial em BYPASS, diminua o ajuste de torque em 100 Ft-Lbs.
3. Com o aquecedor da cabine LIGADO, diminua o ajuste de torque em 80 pés-Libras.

Figura 5-9

CARGO POD INSTALLED SHORT FIELD TAKEOFF DISTANCE

NOTE

The following general information is applicable to all SHORT FIELD TAKEOFF DISTANCE Charts.

1. Use short field takeoff technique as specified in Section 4.
2. Decrease distances by 10% for each 11 knots headwind. For operation with tailwind up to 10 knots, increase distances by 10% for each 2 knots.
3. For operation on a dry, grass runway, increase distances by 15% of the "Ground Roll" figure.
4. With takeoff power set below the torque limit (1865 foot-pounds), increase distances (both ground roll and total distance) by 3% for INERTIAL SEPARATOR in BYPASS and increase ground roll by 5% and total distance by 10% for CABIN HEAT ON.
5. Where distance values have been replaced by dashes, operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those distances which are included but the operation slightly exceeds the temperature limit are provided for interpolation purposes only.
6. For operation above 40 °C and below the operating temperature limits, increase distances at 40 °C by 20%.

Figura 5-10 (Folha 1 de 5)

CARGO POD INSTALLED SHORT FIELD TAKEOFF DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps 20°

1900 RPM

CABIN HEAT OFF

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Torque Set Per Figure 5-8

Paved, Level, Dry Runway

Zero Wind

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Lift Off: 70 KIAS

8750 Pounds:

Speed at 50 Feet:

83 KIAS

Pressure Altitude Feet	-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1205	2160	1280	2295	1365	2430
2000	1360	2430	1455	2580	1545	2740
4000	1550	2745	1655	2920	1760	3105
6000	1765	3115	1890	3325	2015	3540
8000	2025	3560	2165	3805	2345	4125
10,000	2335	4090	2585	4580	2930	5325
12,000	2875	5155	3270	6030	3745	7175
Pressure Altitude Feet	20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1445	2570	1535	2720	1625	2870
2000	1645	2905	1745	3075	1910	3400
4000	1875	3295	1995	3510	2290	4135
6000	2145	3765	2435	4370	2805	5195
8000	2670	4815	3065	5715	3565	7005
10,000	3370	6350	3915	7790	---	---
12,000	4350	8865	5130	11,755	---	---

Figura 5-10 (Folha 2)

CARGO POD INSTALLED SHORT FIELD TAKEOFF DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps **20°**

1900 RPM

CABIN HEAT **OFF**INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Torque Set Per Figure 5-8

Paved, Level, Dry Runway

Zero Wind

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Lift Off: 67 KIAS

8300 Pounds:

Speed at 50 Feet:

80 KIAS

Pressure Altitude Feet	-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1050	1870	1120	1980	1190	2095
2000	1190	2095	1265	2225	1345	2360
4000	1350	2360	1440	2510	1530	2665
6000	1535	2675	1640	2850	1750	3030
8000	1760	3045	1880	3250	2030	3515
10,000	2025	3490	2235	3890	2530	4485
12,000	2480	4350	2810	5040	3205	5915
Pressure Altitude Feet	20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1260	2215	1335	2340	1415	2470
2000	1430	2495	1515	2640	1660	2910
4000	1630	2825	1735	3005	1980	3510
6000	1860	3220	2105	3710	2415	4360
8000	2305	4070	2635	4775	3050	5745
10,000	2890	5275	3340	6345	---	---
12,000	3700	7135	4330	8965	---	---

Figura 5-10 (Folha 3)

CARGO POD INSTALLED SHORT FIELD TAKEOFF DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps 20°

1900 RPM

CABIN HEAT OFF

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Torque Set Per Figure 5-8

Paved, Level, Dry Runway

Zero Wind

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Lift Off: 64 KIAS

7800 Pounds:

Speed at 50 Feet:

76 KIAS

Pressure Altitude Feet	-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	895	1585	955	1680	1015	1775
2000	1015	1775	1080	1880	1145	1990
4000	1150	1995	1225	2115	1300	2245
6000	1305	2250	1395	2395	1485	2545
8000	1495	2555	1595	2725	1720	2940
10,000	1715	2920	1890	3240	2130	3705
12,000	2090	3605	2360	4135	2680	4800
Pressure Altitude Feet	20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1075	1875	1140	1975	1205	2080
2000	1215	2105	1290	2225	1410	2440
4000	1385	2375	1470	2525	1675	2925
6000	1580	2700	1780	3085	2030	3595
8000	1945	3375	2215	3920	2550	4645
10,000	2425	4310	2785	5100	---	---
12,000	3075	5685	3575	6920	---	---

Figura 5-10 (Folha 4)

CARGO POD INSTALLED SHORT FIELD TAKEOFF DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps **20°**

1900 RPM

CABIN HEAT **OFF**INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Torque Set Per Figure 5-8

Paved, Level, Dry Runway

Zero Wind

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Lift Off: **61 KIAS****7300 Pounds:**

Speed at 50 Feet:

73 KIAS

Pressure Altitude Feet	-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	760	1345	805	1420	855	1500
2000	855	1500	910	1585	970	1680
4000	970	1680	1035	1780	1100	1885
6000	1100	1895	1175	2010	1250	2130
8000	1255	2145	1340	2280	1445	2455
10,000	1440	2440	1585	2695	1780	3065
12,000	1750	2985	1970	3405	2225	3910

Pressure Altitude Feet	20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	910	1580	960	1665	1015	1755
2000	1025	1775	1085	1870	1185	2045
4000	1165	1995	1240	2115	1405	2435
6000	1330	2260	1495	2570	1695	2965
8000	1630	2800	1845	3225	2115	3780
10,000	2020	3530	2305	4130	---	---
12,000	2540	4575	2930	5460	---	---

Figura 5-10 (Folha 5)

CARGO POD INSTALLED FLAPS UP TAKEOFF DISTANCE

NOTE

The following general information is applicable to all FLAPS UP TAKEOFF DISTANCE Charts.

1. Use Type II, Type III, or Type IV anti-ice fluid takeoff technique as specified in Section 4.
2. Decrease distances by 10% for each 11 knots headwind. For operation with tailwinds up to 10 knots, increase distances by 10% for each 2 knots.
3. For operation on a dry, grass runway, increase distances by 15% of the "Ground Roll" figure.
4. With takeoff power set below the torque limit (1865 foot-pounds), increase distances (both ground roll and total distance) by 3% for INERTIAL SEPARATOR in BYPASS and increase ground roll by 5% and total distance by 10% for CABIN HEAT ON.

Figura 5-11 (Folha 1 de 3)

CARGO POD INSTALLED FLAPS UP TAKEOFF DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps **UP**

1900 RPM

CABIN HEAT **OFF**

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Torque Set Per Figure 5-8

Paved, Level, Dry Runway

Zero Wind

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Lift Off: 83 KIAS

8750 Pounds:

Speed at 50 Feet: 104 KIAS

Pressure Altitude Feet	-20°C		-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1720	3205	1840	3420	1960	3645	2085	3880
2000	1950	3625	2085	3875	2225	4140	2370	4410
4000	2215	4125	2370	4415	2535	4725	2700	5045
6000	2530	4715	2710	5060	2900	5425	3095	5805
8000	2900	5425	3110	5835	3335	6270	3605	6825
10,000	3340	6280	3590	6775	3995	7660	4575	9045
12,000	3930	7485	4475	8740	5135	10,385	5955	12,585

Lift Off: 83 KIAS

8300 Pounds:

Speed at 50 Feet: 104 KIAS

Pressure Altitude Feet	-20°C		-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1620	3015	1730	3220	1845	3430	1965	3650
2000	1835	3410	1960	3645	2095	3890	2230	4145
4000	2085	3875	2230	4150	2385	4435	2540	4735
6000	2380	4430	2550	4750	2725	5090	2910	5445
8000	2725	5090	2925	5475	3130	5880	3385	6395
10,000	3140	5890	3375	6350	3750	7170	4285	8450
12,000	3690	7010	4195	8170	4810	9685	5570	11,705

Figura 5-11 (Folha 2)

CARGO POD INSTALLED FLAPS UP TAKEOFF DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps **UP**

1900 RPM

CABIN HEAT **OFF**INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Torque Set Per Figure 5-8

Paved, Level, Dry Runway

Zero Wind

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Lift Off: 83 KIAS

7800 Pounds:

Speed at 50 Feet: 104 KIAS

Pressure Altitude Feet	-20°C		-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1510	2810	1615	2995	1720	3190	1830	3395
2000	1710	3175	1825	3390	1950	3620	2075	3855
4000	1940	3605	2080	3860	2220	4125	2365	4400
6000	2215	4115	2370	4415	2535	4730	2705	5055
8000	2535	4730	2720	5085	2910	5455	3145	5930
10,000	2920	5465	3135	5890	3480	6640	3975	7810
12,000	3430	6495	3890	7555	4460	8935	5155	10,765

Lift Off: 83 KIAS

7300 Pounds:

Speed at 50 Feet: 104 KIAS

Pressure Altitude Feet	-20°C		-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1405	2605	1500	2780	1595	2960	1695	3145
2000	1585	2945	1695	3145	1810	3355	1925	3570
4000	1800	3340	1925	3575	2055	3820	2190	4075
6000	2055	3810	2200	4085	2350	4375	2505	4675
8000	2350	4375	2520	4700	2695	5040	2910	5475
10,000	2705	5050	2905	5440	3220	6125	3675	7190
12,000	3170	5995	3595	6960	4115	8215	4750	9865

Figura 5-11 (Folha 3)

CARGO POD INSTALLED RATE OF CLIMB - TAKEOFF FLAP SETTING FLAPS 20°

CONDITIONS:

Takeoff Power

1900 RPM

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Weight Pounds	Pressure Altitude Feet	Climb Speed KIAS	Rate of Climb - Feet Per Minute (FPM)				
			-40°C	-20°C	0°C	20°C	40°C
8750	Sea Level	92	875	855	835	815	795
	2000	90	860	835	815	795	730
	4000	89	835	815	790	765	645
	6000	88	815	790	765	740	555
	8000	87	785	760	735	620	435
	10,000	85	760	730	665	500	---
	12,000	84	725	680	540	380	---
8300	Sea Level	91	955	940	920	900	880
	2000	89	940	920	895	875	810
	4000	88	915	895	870	850	725
	6000	86	895	870	845	820	630
	8000	85	865	840	815	700	505
	10,000	84	835	810	745	575	---
	12,000	82	805	760	615	450	---
7800	Sea Level	89	1055	1035	1020	1000	980
	2000	87	1035	1015	995	975	910
	4000	86	1015	995	970	950	820
	6000	85	990	965	945	920	720
	8000	83	965	940	915	795	595
	10,000	82	935	905	840	665	---
	12,000	80	905	855	710	540	---
7300	Sea Level	88	1160	1145	1130	1110	1090
	2000	86	1145	1125	1105	1085	1020
	4000	85	1125	1105	1080	1060	925
	6000	84	1100	1075	1055	1030	825
	8000	82	1075	1050	1025	900	690
	10,000	81	1045	1015	950	765	---
	12,000	79	1015	965	810	635	---

NOTE

1. Do not exceed torque limit for takeoff per **MAXIMUM ENGINE TORQUE FOR TAKEOFF** chart. When ITT exceeds 765°C, this power setting is time limited to 5 minutes.
2. With climb power set below the torque limit, decrease rate of climb by 20 FPM for INERTIAL SEPARATOR set in BYPASS and 45 FPM for CABIN HEAT ON.
3. Where rate of climb values have been replaced by dashes, operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those rates of climb which are included, but the operation slightly exceeds the temperature limit, are provided for interpolation purposes only.

Figura 5-12

CARGO POD INSTALLED CLIMB GRADIENT - TAKEOFF FLAP SETTING FLAPS 20°

CONDITIONS:

Takeoff Power

1900 RPM

Zero Wind

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Weight Pounds	Pressure Altitude Feet	Climb Speed KIAS	Climb Gradient - Feet/Nautical Mile (FT/NM)				
			-40°C	-20°C	0°C	20°C	40°C
8750	Sea Level	70	710	670	630	595	560
	2000	71	675	630	590	555	500
	4000	71	635	590	555	520	430
	6000	71	595	555	515	480	355
	8000	72	555	515	475	390	270
	10,000	72	515	475	420	310	---
	12,000	72	475	430	330	225	---
8300	Sea Level	68	790	745	705	665	630
	2000	69	750	705	660	625	565
	4000	69	710	665	620	585	490
	6000	69	665	620	580	545	410
	8000	69	625	580	540	450	325
	10,000	69	580	540	475	360	---
	12,000	69	540	490	385	275	---
7800	Sea Level	65	890	840	795	755	715
	2000	65	845	795	750	710	645
	4000	66	800	750	705	665	565
	6000	66	755	705	665	625	480
	8000	66	710	660	620	525	390
	10,000	67	665	620	550	430	---
	12,000	67	620	565	450	335	---
7300	Sea Level	62	1005	950	900	855	810
	2000	62	955	900	855	805	735
	4000	63	905	855	805	760	650
	6000	63	855	805	755	715	560
	8000	63	805	755	710	605	460
	10,000	64	760	710	635	505	---
	12,000	64	710	650	530	405	---

NOTE

1. Do not exceed torque limit for takeoff per **MAXIMUM ENGINE TORQUE FOR TAKEOFF** chart. When ITT exceeds 765°C, this power setting is time limited to 5 minutes.
2. With climb power set below the torque limit, decrease climb gradient by 10 FT/NM for INERTIAL SEPARATOR set in BYPASS and 30 FT/NM for CABIN HEAT ON.
3. Where climb gradient values have been replaced by dashes, operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those climb gradients which are included, but the operation slightly exceeds the temperature limit, are provided for interpolation purposes only.

Figura 5-13

CARGO POD INSTALLED MAXIMUM RATE OF CLIMB FLAPS UP

CONDITIONS:
1900 RPM

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Weight Pounds	Pressure Altitude Feet	Climb Speed KIAS	Rate of Climb - Feet Per Minute (FPM)				
			-40°C	-20°C	0°C	20°C	40°C
8750	Sea Level	104	975	960	940	920	705
	4000	104	940	915	890	785	450
	8000	104	890	865	780	515	215
	12,000	101	840	710	510	275	---
	16,000	95	610	445	260	50	---
	20,000	87	345	195	20	---	---
	24,000	78	95	---	---	---	---
8300	Sea Level	103	1065	1045	1025	1005	780
	4000	103	1025	1000	980	865	520
	8000	103	980	950	865	590	275
	12,000	100	930	795	585	340	---
	16,000	94	690	520	330	110	---
	20,000	86	420	260	80	---	---
	24,000	77	165	15	---	---	---
7800	Sea Level	101	1170	1150	1135	1115	880
	4000	101	1130	1110	1090	975	610
	8000	101	1085	1060	975	685	355
	12,000	98	1035	900	680	425	---
	16,000	91	790	615	415	185	---
	20,000	83	510	345	160	---	---
	24,000	73	245	95	---	---	---
7300	Sea Level	99	1285	1270	1250	1235	990
	4000	99	1250	1230	1210	1090	710
	8000	99	1205	1180	1090	790	445
	12,000	96	1155	1015	790	520	---
	16,000	88	900	720	510	275	---
	20,000	80	605	440	245	---	---
	24,000	69	330	175	---	---	---

NOTE

1. Torque set at 1865 foot-pounds or lesser value must not exceed maximum climb ITT of 765 °C or Ng of 101.6%.
2. With climb power set below the torque limit, decrease rate of climb by 30 FPM for INERTIAL SEPARATOR set in BYPASS and 65 FPM for CABIN HEAT ON.
3. Where rate of climb values have been replaced by dashes, an appreciable rate of climb for the weight shown cannot be expected or operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those rates of climb which are included, but the operation slightly exceeds the temperature limit, are provided for interpolation purposes only.

Figura 5-14

CARGO POD INSTALLED CLIMB GRADIENT - TAKEOFF FLAPS UP

CONDITIONS:

Takeoff Power

1900 RPM

Zero Wind

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Weight Pounds	Pressure Altitude Feet	Climb Speed KIAS	Climb Gradient - Feet/Nautical Mile (FT/NM)				
			-40°C	-20°C	0°C	20°C	40°C
8750	Sea Level	68	735	695	655	620	475
	2000	69	695	655	615	580	390
	4000	69	660	615	580	500	305
	6000	70	620	580	545	410	230
	8000	70	580	540	475	330	165
	10,000	71	545	505	390	250	---
	12,000	72	505	420	305	180	---
8300	Sea Level	66	810	770	725	690	535
	2000	66	770	730	685	650	445
	4000	67	730	690	650	565	360
	6000	68	690	645	610	470	280
	8000	68	650	605	540	380	210
	10,000	69	610	570	445	300	---
	12,000	69	570	475	355	225	---
7800	Sea Level	61	910	860	815	775	615
	2000	62	865	820	775	735	515
	4000	62	820	775	730	640	425
	6000	62	780	730	690	540	340
	8000	63	735	690	615	445	265
	10,000	63	690	645	515	360	---
	12,000	63	645	550	420	280	---
7300	Sea Level	59	1020	970	920	875	700
	2000	59	975	920	875	830	595
	4000	59	925	875	830	730	500
	6000	59	880	830	780	620	405
	8000	59	830	780	700	520	330
	10,000	59	785	735	595	430	---
	12,000	59	735	630	490	340	---

NOTE

1. Do not exceed torque limit for takeoff per **MAXIMUM ENGINE TORQUE FOR TAKEOFF** chart. When ITT exceeds 765°C, this power setting is time limited to 5 minutes.
2. With climb power set below the torque limit, decrease climb gradient by 10 FT/NM for INERTIAL SEPARATOR set in BYPASS and 40 FT/NM for CABIN HEAT ON.
3. Where climb gradient values have been replaced by dashes, operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those climb gradients which are included, but the operation slightly exceeds the temperature limit, are provided for interpolation purposes only.

Figura 5-15

CARGO POD INSTALLED CRUISE CLIMB FLAPS UP - 115 KIAS

CONDITIONS:

1900 RPM

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Weight Pounds	Pressure Altitude Feet	Rate of Climb - Feet Per Minute (FPM)				
		-40°C	-20°C	0°C	20°C	40°C
8750	Sea Level	940	915	890	865	635
	2000	915	890	865	840	495
	4000	890	865	835	715	355
	6000	865	835	805	570	225
	8000	835	800	710	425	105
	10,000	800	765	555	285	---
	12,000	765	625	400	145	---
8300	Sea Level	1015	990	970	945	700
	2000	995	970	945	915	555
	4000	970	940	915	790	410
	6000	945	910	880	635	275
	8000	915	880	785	485	150
	10,000	880	845	625	340	---
	12,000	845	695	460	195	---
7800	Sea Level	1115	1090	1065	1040	780
	2000	1090	1065	1040	1010	630
	4000	1065	1040	1010	880	475
	6000	1040	1005	975	715	330
	8000	1010	975	875	555	200
	10,000	975	935	705	405	---
	12,000	935	780	535	250	---
7300	Sea Level	1220	1195	1175	1150	870
	2000	1195	1170	1145	1120	710
	4000	1170	1145	1115	975	550
	6000	1145	1115	1080	805	395
	8000	1115	1080	975	635	255
	10,000	1080	1040	795	475	---
	12,000	1040	875	615	310	---

NOTE

1. Torque set at 1865 foot-pounds or lesser value must not exceed maximum climb ITT of 765°C or Ng of 101.6%.
2. With climb power set below the torque limit, decrease rate of climb by 50 FPM for INERTIAL SEPARATOR set in BYPASS and 70 FPM for CABIN HEAT ON.
3. Where rate of climb values have been replaced by dashes, an appreciable rate of climb for the weight shown cannot be expected or operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those rates of climb which are included, but the operation slightly exceeds the temperature limit, are provided for interpolation purposes only.

Figura 5-16

CARGO POD INSTALLED RATE OF CLIMB BALKED LANDING - FLAPS FULL

CONDITIONS:

Takeoff Power

1900 RPM

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Weight Pounds	Pressure Altitude Feet	Climb Speed KIAS	Rate of Climb - Feet Per Minute (FPM)				
			-40°C	-20°C	0°C	20°C	40°C
8500	Sea Level	83	825	805	780	760	735
	2000	82	805	780	755	735	670
	4000	81	780	755	730	705	590
	6000	80	755	730	700	675	495
	8000	79	730	700	670	560	380
	10,000	78	700	665	600	440	---
	12,000	77	665	620	480	325	---
8000	Sea Level	82	915	895	870	850	830
	2000	81	895	870	850	825	760
	4000	80	870	845	820	795	675
	6000	79	845	820	795	765	580
	8000	78	820	790	760	645	460
	10,000	77	790	760	690	525	---
	12,000	76	755	710	565	405	---
7500	Sea Level	81	1015	995	975	950	930
	2000	80	995	975	950	925	860
	4000	79	970	950	925	900	775
	6000	78	950	920	895	870	675
	8000	77	920	890	865	745	550
	10,000	75	890	860	790	620	---
	12,000	74	860	810	660	490	---
7000	Sea Level	80	1125	1105	1085	1065	1045
	2000	79	1105	1085	1065	1040	970
	4000	78	1085	1060	1035	1010	880
	6000	77	1060	1035	1010	980	780
	8000	75	1035	1005	975	850	645
	10,000	74	1005	970	900	720	---
	12,000	73	970	920	765	590	---

NOTE

1. Do not exceed torque limit for takeoff per **MAXIMUM ENGINE TORQUE FOR TAKEOFF** chart. When ITT exceeds 765°C, this power setting is time limited to 5 minutes.
2. With climb power set below the torque limit, decrease rate of climb by 15 FPM for INERTIAL SEPARATOR set in BYPASS and 45 FPM for CABIN HEAT ON.
3. Where rate of climb values have been replaced by dashes, operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those rates of climb which are included, but the operation slightly exceeds the temperature limit, are provided for interpolation purposes only.

Figura 5-17

CARGO POD INSTALLED TIME, FUEL, AND DISTANCE TO CLIMB MAXIMUM RATE OF CLIMB

CONDITIONS:

Flaps UP

Zero Wind

1900 RPM

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Weight Pounds	Pressure Altitude Feet	Climb Speed KIAS	Climb From Sea Level								
			20°C Below Standard			Standard Temperature			20°C Above Standard		
			Time min	Fuel Lbs	Dist NM	Time min	Fuel Lbs	Dist NM	Time min	Fuel Lbs	Dist NM
8750	Sea Level	104	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	4000	104	4	32	8	5	33	8	6	38	10
	8000	104	9	64	16	9	66	17	12	80	24
	12,000	102	14	98	25	15	105	29	22	132	43
	16,000	96	20	136	37	23	152	45	35	202	71
	20,000	88	28	186	54	36	219	72	69	349	142
	24,000	79	49	278	93	75	388	152	---	---	---
8300	Sea Level	103	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	4000	103	4	29	7	4	30	7	5	34	9
	8000	103	8	58	14	8	60	15	11	72	21
	12,000	101	13	89	23	14	95	26	19	116	37
	16,000	95	18	123	33	21	135	40	30	172	60
	20,000	87	25	165	47	31	189	61	51	265	104
	24,000	77	40	233	76	54	287	106	---	---	---
7800	Sea Level	101	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	4000	101	4	26	6	4	27	6	4	30	8
	8000	101	7	52	13	8	54	14	10	63	18
	12,000	99	11	80	20	12	84	22	16	100	31
	16,000	92	16	110	29	18	119	34	25	145	49
	20,000	84	22	146	41	27	163	51	40	210	79
	24,000	74	33	198	62	42	229	81	88	395	178
7300	Sea Level	99	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	4000	99	3	24	5	3	24	6	4	27	7
	8000	99	7	47	11	7	49	12	9	55	16
	12,000	97	10	72	18	11	75	20	14	87	27
	16,000	89	14	99	25	16	105	30	21	124	41
	20,000	80	20	129	35	23	141	43	32	173	63
	24,000	70	29	171	52	34	191	65	55	260	108

NOTE

1. Torque set at 1865 foot-pounds or lesser value must not exceed maximum climb ITT of 765°C or Ng of 101.6%.
2. Add 35 pounds of fuel for engine start, taxi, and takeoff allowances.
3. With INERTIAL SEPARATOR set in BYPASS, increase time, fuel, and distance numbers by 1% for each 2000 feet of climb and for CABIN HEAT ON, increase time, fuel, and distance numbers by 1% for each 1000 feet of climb.
4. Where time, fuel, and distance values have been replaced by dashes, an appreciable rate of climb for the weight shown cannot be expected.

Figura 5-18 (Folha 1 de 2)

CARGO POD INSTALLED

TIME, FUEL, AND DISTANCE TO CLIMB

CRUISE CLIMB - 115 KIAS

CONDITIONS:

Flaps **UP**

Zero Wind

1900 RPM

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Weight Pounds	Pressure Altitude Feet	Climb From Sea Level								
		20°C Below Standard			Standard Temperature			20°C Above Standard		
		Time min	Fuel Lbs	Dist NM	Time min	Fuel Lbs	Dist NM	Time min	Fuel Lbs	Dist NM
8750	Sea Level	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	2000	2	17	4	2	17	5	3	20	6
	4000	5	33	9	5	35	9	6	42	13
	6000	7	50	14	7	53	15	10	65	20
	8000	10	68	19	10	71	20	14	91	30
	10,000	12	86	24	13	92	27	19	122	42
	12,000	15	105	30	17	115	35	26	159	58
8300	Sea Level	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	2000	2	15	4	2	16	4	3	18	5
	4000	4	31	8	4	32	9	6	38	11
	6000	6	46	12	7	48	13	9	59	18
	8000	9	62	17	9	65	18	13	82	27
	10,000	11	79	22	12	84	24	17	108	37
	12,000	13	96	27	15	104	32	23	140	50
7800	Sea Level	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	2000	2	14	4	2	14	4	2	17	5
	4000	4	28	7	4	29	8	5	34	10
	6000	6	42	11	6	44	12	8	52	16
	8000	8	56	16	8	59	17	11	73	24
	10,000	10	71	20	11	75	22	15	95	33
	12,000	12	87	25	14	94	29	20	122	44
7300	Sea Level	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	2000	2	13	3	2	13	4	2	15	4
	4000	4	25	7	4	26	7	5	30	9
	6000	5	38	10	5	39	11	7	47	15
	8000	7	51	14	7	53	15	10	65	21
	10,000	9	64	18	10	68	20	13	85	29
	12,000	11	78	22	12	84	26	17	107	38

NOTE

1. Torque set at 1865 foot-pounds or lesser value must not exceed maximum climb ITT of 765°C or Ng of 101.6%.
2. Add 35 pounds of fuel for engine start, taxi, and takeoff allowances.
3. With INERTIAL SEPARATOR set in BYPASS or CABIN HEAT ON, increase time, fuel, and distance numbers by 1% for each 1000 feet of climb.

Figura 5-18 (Folha 2)

CARGO POD INSTALLED CRUISE PERFORMANCE

NOTE

The following general information is applicable to all CRUISE PERFORMANCE Charts.

1. The highest torque shown for each temperature and RPM corresponds to maximum allowable cruise power. Do not exceed this torque, 740°C ITT, or 101.6% Ng, whichever occurs first.
2. The lowest torque shown for each temperature and RPM corresponds to the recommended torque setting for best range in zero wind conditions.
3. With the INERTIAL SEPARATOR in BYPASS and power set below the torque limit (1865 foot-pounds), decrease the maximum cruise torque by 100 foot-pounds. Do not exceed 740°C ITT. Fuel flow for a given torque setting will be 15 pounds per hour (PPH) higher.
4. With the CABIN HEAT ON and power set below the torque limit (1865 foot-pounds), decrease maximum cruise torque by 80 foot-pounds. Do not exceed 740°C ITT. Fuel flow for a given torque setting will be 7 PPH higher.

Figura 5-19 (Folha 1 de 11)

CARGO POD INSTALLED CRUISE PERFORMANCE CRUISE PRESSURE ALTITUDE 2000 FEET

CONDITIONS:

8750 Pounds

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

NOTE

Do not exceed maximum cruise torque or 740°C ITT.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
46	1225	343	145	1313 1200	343 314	144 132	1402	343	143
40	1363	362	152	1457 1200	362 314	151 132	1555 1550	362 361	149 149
30	1584	393	161	1689	393	160	1797	393	157
	1420	367	153	1500 1465	365 360	151 150	1600 1545	365 357	150 147
20	1794	424	168	1910	424	166	1970	416	162
	1600	393	160	1800	407	162	1800	390	156
	1395	361	150	1600 1460	376 356	154 148	1600 1535	361 352	148 146
10	1865	433	168	1970	430	167	1970	411	160
	1700	406	162	1800	404	161	1800	386	154
	1500	375	154	1600	373	153	1600	358	147
0	1385	356	148	1450	351	146	1515	346	143
	1865	430	167	1970	427	165	1970	407	159
	1700	403	160	1800	400	159	1800	382	153
-10	1500	372	152	1600	370	151	1600	354	146
	1385	354	147	1435	345	144	1500	341	141
	1865	427	165	1970	423	163	1970	403	157
-20	1700	400	159	1800	397	157	1800	379	151
	1500	369	150	1600	367	150	1600	351	144
	1370	349	144	1425	341	142	1480	335	139
-30	1865	424	163	1970	419	161	1970	400	155
	1700	397	157	1800	393	155	1800	375	150
	1500	366	148	1600	364	148	1600	347	142
-40	1375	347	143	1405	335	140	1460	328	137
	1865	422	161	1970	415	159	1970	396	153
	1700	395	155	1800	390	154	1800	372	148
-50	1500	364	147	1600	360	146	1600	343	141
	1365	344	141	1400 1390	331 330	138 137	1460	325	135
	1865	420	159	1970	413	157	1970	392	152
-60	1700	392	153	1800	387	152	1800	368	146
	1500	361	145	1600	357	144	1600	340	139
	1365	341	139	1400 1380	329 326	136 135	1455	320	134
-70	1865	419	156	1970	411	155	1970	388	150
	1700	390	150	1800	383	150	1800	364	144
	1500	359	143	1600	354	142	1600	336	137
-80	1360	338	136	1400 1375	326 322	134 133	1435	314	131
	1865	418	155	1970	410	154	1970	386	149
	1700	389	150	1800	382	149	1800	362	144
-90	1500	359	142	1600	353	141	1600	335	137
	1370	339	136	1400 1375	325 321	133 132	1435	313	130

Figura 5-19 (Folha 2)

CARGO POD INSTALLED CRUISE PERFORMANCE CRUISE PRESSURE ALTITUDE 4000 FEET

CONDITIONS:

8750 Pounds

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

NOTE

Do not exceed maximum cruise torque or 740 °C ITT.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
42	1204	329	146	1289	329	145	1376	329	143
40	1248	335	148	1335	335	147	1426	335	145
30	1460	365	158	1558	365	157	1658	365	155
	1375	352	154	1420	345	151	1505	343	148
20	1661	395	166	1769	395	164	1876	395	162
	1500	369	159	1600	369	158	1700	368	155
	1355	346	152	1415	340	149	1500	339	147
10							1485	337	146
	1859	426	172	1970	425	170	1970	406	164
	1700	399	166	1800	397	164	1800	379	158
	1500	366	157	1600	366	156	1600	350	150
0	1335	341	149	1405	336	147	1480	333	145
	1865	425	170	1970	422	168	1970	402	162
	1700	396	164	1800	394	162	1800	376	156
	1500	364	155	1600	362	154	1600	347	148
	1330	337	147	1400	332	145	1450	325	142
-10				1390	331	145			
	1865	423	168	1970	419	167	1970	397	160
	1700	394	162	1800	390	161	1800	372	154
	1500	361	154	1600	359	153	1600	343	147
-20	1320	333	145	1400	329	144	1435	320	140
				1375	326	143			
	1865	421	166	1970	417	165	1970	393	158
	1700	391	160	1800	387	159	1800	369	153
	1500	359	152	1600	356	151	1600	340	145
-30	1305	329	143	1400	327	142	1415	314	138
				1370	322	141			
	1865	419	164	1970	414	163	1970	390	157
	1700	388	158	1800	383	157	1800	365	151
	1500	356	150	1600	353	149	1600	337	144
-40	1310	327	141	1400	324	141	1415	310	136
				1345	316	138			
	1865	417	162	1970	411	161	1970	387	155
	1700	386	156	1800	380	155	1800	362	149
	1500	354	148	1600	351	147	1600	333	142
-50	1295	323	139	1400	321	139	1395	305	134
				1330	311	136			
	1865	416	160	1970	409	159	1970	384	153
	1700	385	154	1800	378	153	1800	358	148
	1500	352	146	1600	348	146	1600	329	140
-54	1305	322	137	1400	318	137	1395	301	132
				1315	306	133			
	1865	415	159	1970	408	158	1970	383	152
	1700	384	153	1800	377	152	1800	357	147
	1500	351	145	1600	346	145	1600	328	140
			1315	306	133	1380	298	131	

Figura 5-19 (Folha 3)

CARGO POD INSTALLED CRUISE PERFORMANCE CRUISE PRESSURE ALTITUDE 6000 FEET

CONDITIONS:

8750 Pounds

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

NOTE

Do not exceed maximum cruise torque or 740°C ITT.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
38	1178	315	146	1260	315	145	1345	315	143
30	1340	338	155	1430	338	154	1522	338	152
	1330	337	155	1380	330	151	1460	329	148
20	1533	367	164	1632	367	162	1731	367	159
	1400	345	157	1500	346	156	1600	347	154
10	1320	333	153	1360	325	149	1455	325	147
	1720	396	170	1828	396	169	1934	396	166
	1600	375	165	1700	375	164	1800	374	161
0	1400	343	156	1500	343	155	1600	343	153
	1305	328	150	1360	322	148	1435	319	145
	1865	423	174	1970	421	172	1970	399	165
	1700	390	168	1800	388	166	1800	370	159
-10	1500	357	159	1600	356	158	1600	340	151
	1300	325	148	1400	325	149	1420	314	143
	1285	323	148	1355	318	146			
	1865	421	172	1970	418	170	1970	396	164
	1700	388	166	1800	386	164	1800	366	158
-20	1500	354	157	1600	353	156	1600	337	150
	1300	322	147	1400	322	147	1400	308	141
	1280	319	146	1330	312	143			
	1865	419	170	1970	415	168	1970	392	162
-30	1700	387	164	1800	383	162	1800	363	156
	1500	352	155	1600	350	154	1600	334	148
	1300	320	145	1400	319	145	1400	305	139
	1265	315	143	1320	308	142	1380	302	138
	1865	417	168	1970	413	166	1970	389	160
-40	1700	385	162	1800	380	160	1800	360	154
	1500	349	153	1600	347	153	1600	331	147
	1300	318	144	1400	317	144	1400	302	138
	1265	312	142	1315	304	140	1370	298	137
-50	1865	415	166	1970	410	164	1970	386	158
	1700	383	160	1800	378	158	1800	357	153
	1500	347	151	1600	344	151	1600	327	145
	1300	316	142	1400	314	142	1400	299	136
	1265	311	140	1290	298	137	1350	292	134
-54	1865	413	164	1970	407	162	1970	383	156
	1700	381	158	1800	376	156	1800	354	151
	1500	345	149	1600	341	149	1600	324	143
	1300	314	140	1400	311	140	1400	296	135
-54	1270	309	138	1280	294	134	1340	287	132
	1865	412	163	1970	406	161	1970	382	155
	1700	381	157	1800	375	156	1800	352	150
	1500	344	149	1600	340	148	1600	322	143
-54	1300	313	139	1400	310	140	1400	295	134
	1265	307	137	1280	293	134	1335	286	131

Figura 5-19 (Folha 4)

CARGO POD INSTALLED CRUISE PERFORMANCE CRUISE PRESSURE ALTITUDE 8000 FEET

CONDITIONS:
8750 Pounds
INERTIAL SEPARATOR NORMAL

NOTE
Do not exceed maximum cruise torque or 740 °C ITT.

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
30	1209	311	150	1291	311	149	1375	311	146
20	1390	338	160	1481	338	158	1572	338	155
	1290	322	154	1325	314	150	1410	313	147
10	1564	364	167	1663	364	165	1760	364	162
	1400	337	159	1500	338	158	1600	338	155
0	1290	319	153	1325	310	149	1405	309	146
	1736	396	173	1844	396	171	1949	396	168
	1600	369	167	1700	368	165	1800	368	162
	1400	335	157	1500	335	156	1600	335	154
-10	1265	313	150	1325	307	147	1400	306	144
							1380	302	143
	1865	420	176	1970	418	174	1970	396	167
	1700	387	170	1800	385	168	1800	364	161
	1500	349	161	1600	348	159	1600	332	153
-20	1300	316	150	1400	316	150	1400	303	143
	1250	308	147	1310	303	145	1365	297	141
	1865	418	174	1970	415	172	1970	393	165
	1700	385	168	1800	383	166	1800	361	159
	1500	346	159	1600	345	158	1600	329	151
-30	1300	314	148	1400	314	148	1400	300	142
	1240	304	145	1295	298	143	1340	291	139
	1865	415	172	1970	412	170	1970	389	163
	1700	383	166	1800	380	164	1800	358	157
	1500	344	157	1600	342	156	1600	326	150
-40	1300	312	147	1400	311	147	1400	297	141
	1235	302	143	1285	294	141	1330	286	137
	1865	413	170	1970	409	168	1970	386	161
	1700	381	164	1800	377	162	1800	356	156
	1500	343	155	1600	340	154	1600	323	148
-50	1300	310	145	1400	308	145	1400	294	139
	1230	299	141	1265	288	138	1315	282	135
	1865	411	168	1970	406	166	1970	383	159
	1700	380	161	1800	375	160	1800	353	154
	1500	342	153	1600	338	152	1600	320	146
-54	1300	308	143	1400	306	143	1400	291	137
	1240	298	140	1255	284	136	1310	277	133
	1865	410	167	1970	405	165	1970	382	159
	1700	379	161	1800	374	159	1800	352	153
	1500	341	152	1600	338	151	1600	318	146
-54	1300	307	142	1400	305	143	1400	289	137
	1230	296	139	1240	281	134	1300	275	132

Figura 5-19 (Folha 5)

CARGO POD INSTALLED CRUISE PERFORMANCE CRUISE PRESSURE ALTITUDE 10,000 FEET

CONDITIONS:

8750 Pounds

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

NOTE

Do not exceed maximum cruise torque or 740°C ITT.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
25	1176	298	150	1254	298	148	1335	298	145
20	1259	310	155	1342	310	154	1426	310	150
				1320	307	152	1395	306	149
10	1420	334	163	1510	334	161	1600	334	158
	1300	315	156	1400	317	156	1395	302	148
	1275	310	155	1305	302	150			
0	1580	364	170	1678	364	168	1775	363	165
	1400	329	161	1500	330	159	1600	331	157
	1270	307	153	1295	298	148	1400	300	147
-10							1385	298	146
	1738	394	175	1847	394	173	1949	394	170
	1600	366	169	1700	366	167	1800	365	164
	1400	327	159	1500	328	158	1600	328	155
-20	1240	301	150	1300	296	147	1400	298	146
				1290	294	147	1365	292	144
	1865	417	178	1970	414	176	1970	394	169
	1700	384	171	1800	382	169	1800	362	162
	1500	344	162	1600	344	161	1600	325	154
-30	1300	308	152	1400	308	151	1400	295	144
	1235	297	148	1285	291	145	1350	287	142
	1865	414	176	1970	412	174	1970	390	167
	1700	382	169	1800	380	167	1800	358	161
	1500	343	160	1600	342	159	1600	322	152
-40	1300	306	150	1400	306	150	1400	292	143
	1220	293	145	1275	287	143	1320	280	139
	1865	412	174	1970	409	172	1970	386	165
	1700	380	167	1800	377	166	1800	355	159
	1500	341	158	1600	339	157	1600	320	151
-50	1300	304	148	1400	303	148	1400	289	142
	1200	288	143	1265	283	141	1305	275	137
	1865	411	172	1970	407	170	1970	382	163
	1700	378	165	1800	374	164	1800	353	157
	1500	340	156	1600	337	156	1600	317	149
-54	1300	302	146	1400	301	147	1400	286	140
	1205	287	141	1255	279	139	1295	271	135
	1865	411	171	1970	406	169	1970	381	162
	1700	378	164	1800	373	163	1800	352	156
	1500	339	156	1600	336	155	1600	316	149
-54	1300	301	146	1400	300	146	1400	285	140
	1200	285	140	1250	277	138	1280	268	134

Figura 5-19 (Folha 6)

CARGO POD INSTALLED CRUISE PERFORMANCE CRUISE PRESSURE ALTITUDE 12,000 FEET

CONDITIONS:

8750 Pounds

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL****NOTE**

Do not exceed maximum cruise torque or 740 °C ITT.

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
20	1132	284	148	1207	284	147	1283	284	143
10	1280	306	158	1362	306	156	1445	306	153
	1255	302	156	1310	298	153	1390	297	149
0	1431	333	166	1520	333	164	1609	332	160
	1300	307	158	1400	310	157	1500	312	155
	1250	299	155	1295	293	151	1380	293	148
-10	1578	361	172	1676	361	169	1771	361	166
	1400	325	162	1500	327	161	1600	328	158
	1240	295	153	1300	291	150	1400	293	148
-20				1280	288	149	1370	288	146
	1702	383	175	1808	383	173	1908	383	170
	1500	343	166	1700	363	169	1800	363	166
	1300	304	155	1500	324	159	1600	325	157
	1230	292	151	1300	288	149	1400	291	147
-30				1280	285	147	1350	282	144
	1823	408	178	1936	408	176	1970	392	170
	1700	381	173	1800	380	171	1800	360	164
	1500	342	164	1600	342	162	1600	322	155
	1300	302	153	1400	303	153	1400	288	146
-40				1265	280	145	1335	277	142
	1865	415	178	1970	413	175	1970	389	169
	1700	379	171	1800	377	169	1800	356	162
	1500	340	162	1600	339	161	1600	320	154
	1300	301	151	1400	301	151	1400	285	144
-50				1255	276	143	1300	270	139
	1865	414	176	1970	410	173	1970	385	167
	1700	377	169	1800	374	167	1800	353	160
	1500	339	160	1600	337	159	1600	317	152
	1300	300	150	1400	299	150	1400	282	143
-54				1245	272	141	1280	264	136
	1865	413	175	1970	410	172	1970	384	166
	1700	377	168	1800	374	166	1800	352	159
	1500	338	159	1600	336	158	1600	316	152
	1300	299	149	1400	299	149	1400	281	142
	1175	276	142	1235	270	140	1285	264	136

Figura 5-19 (Folha 7)

CARGO POD INSTALLED CRUISE PERFORMANCE CRUISE PRESSURE ALTITUDE 14,000 FEET

CONDITIONS:

8750 Pounds

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

NOTE

Do not exceed maximum cruise torque or 740°C ITT.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
15	1081	269	145	1152	269	143	1225	269	139
10	1151	280	151	1225	280	149	1300	280	145
0	1291	304	160	1372	304	158	1454	303	155
	1230	292	156	1295	289	153	1380	290	150
-10	1428	330	167	1516	329	165	1603	329	161
	1300	304	160	1400	307	159	1400	291	150
	1215	287	154	1280	284	151	1365	284	148
-20	1546	352	172	1642	352	169	1734	352	166
	1400	322	164	1500	324	163	1600	326	160
	1200	283	152	1300	286	151	1400	288	149
				1260	278	149	1355	279	146
-30	1658	374	175	1761	373	173	1859	373	170
	1500	341	168	1600	341	166	1700	342	163
	1300	301	156	1400	303	156	1500	304	153
	1185	279	149	1255	275	147	1335	274	144
-40	1774	398	178	1885	398	176	1970	394	172
	1600	359	171	1700	358	169	1800	358	166
	1400	319	160	1500	320	159	1600	320	157
	1200	280	148	1300	282	148	1400	284	147
	1165	274	146	1235	269	144	1305	267	141
-50	1865	414	180	1970	412	177	1970	390	170
	1700	379	173	1800	378	171	1800	354	164
	1500	337	164	1600	336	162	1600	317	155
	1300	298	153	1400	298	153	1400	282	145
	1135	267	142	1215	264	142	1285	261	139
-54	1865	413	179	1970	411	176	1970	389	169
	1700	379	172	1800	377	170	1800	353	163
	1500	336	163	1600	336	161	1600	316	154
	1300	298	152	1400	298	152	1400	281	145
	1130	265	141	1210	263	141	1275	258	138

Figura 5-19 (Folha 8)

CARGO POD INSTALLED CRUISE PERFORMANCE CRUISE PRESSURE ALTITUDE 16,000 FEET

CONDITIONS:

8750 Pounds

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

NOTE

Do not exceed maximum cruise torque or 740 °C ITT.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
10	1033	256	141	1101	256	138	1168	256	132
0	1163	277	153	1237	277	151	1311	277	147
-10	1287	300	162	1367	300	159	1447	300	155
	1165	276	153	1235	275	150	1330	278	147
-20	1401	322	167	1488	322	165	1572	322	161
	1200	282	154	1300	285	153	1400	289	151
	1150	272	150	1215	268	147	1305	270	145
-30	1504	341	171	1597	341	169	1687	341	166
	1300	300	159	1400	303	158	1500	305	156
	1130	267	147	1200	264	146	1300	267	144
							1290	265	143
-40	1610	364	175	1710	364	172	1805	363	169
	1500	339	169	1600	340	167	1600	321	160
	1300	299	158	1400	301	157	1400	284	149
	1115	262	145	1200	262	144	1265	259	140
				1185	259	143			
-50	1720	385	178	1824	384	175	1923	384	172
	1600	360	172	1700	359	170	1800	359	167
	1400	317	162	1500	317	161	1600	317	158
	1200	278	150	1300	279	149	1400	281	148
	1095	257	142	1160	253	140	1235	252	137
-54	1717	383	177	1820	382	174	1921	382	171
	1600	359	171	1700	359	169	1800	358	166
	1400	316	161	1500	316	160	1600	316	157
	1200	277	149	1300	279	149	1400	280	147
	1085	255	140	1160	253	140	1235	251	137

Figura 5-19 (Folha 9)

CARGO POD INSTALLED CRUISE PERFORMANCE CRUISE PRESSURE ALTITUDE 18,000 FEET

CONDITIONS:

8750 Pounds

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

NOTE

Do not exceed maximum cruise torque or 740°C ITT.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
-5	1103	263	149	1173	263	146	1242	263	141
-10	1160	274	154	1232	274	151	1305	273	146
-20	1268	294	162	1346	294	159	1423	294	155
	1145	270	152	1210	267	149	1315	273	147
-30	1361	311	167	1446	311	164	1528	311	160
	1200	279	155	1300	283	155	1400	286	152
	1135	266	150	1195	263	147	1300	268	145
-40	1456	331	171	1547	331	168	1633	331	164
	1300	298	161	1400	300	160	1500	303	157
	1130	263	148	1200	262	146	1300	265	144
-50				1175	257	144	1275	261	143
	1552	351	174	1647	350	171	1739	350	168
	1400	317	166	1500	320	164	1600	321	161
	1200	276	153	1300	279	152	1400	281	150
-54	1110	259	146	1165	253	142	1250	254	140
	1547	348	173	1642	348	170	1735	348	167
	1400	317	165	1500	319	163	1600	320	160
	1200	276	152	1300	278	151	1400	281	149
	1100	256	144	1155	251	141	1230	249	138

CRUISE PRESSURE ALTITUDE 20,000 FEET

CONDITIONS:

8750 Pounds

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

NOTE

Do not exceed maximum cruise torque or 740°C ITT.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
-15	1090	258	148	1158	258	144	1225	258	138
-20	1142	268	153	1212	268	150	1282	267	144
-30	1229	284	160	1305	284	157	1379	284	152
	1170	272	155	1235	270	152	1335	275	149
-40	1315	302	165	1397	301	162	1475	301	158
	1200	277	156	1210	263	149	1315	268	147
-50	1150	267	153						
	1402	319	169	1487	319	166	1570	318	162
	1200	275	155	1300	279	154	1400	282	152
-54	1130	262	150	1190	257	146	1310	265	146
	1395	317	168	1481	317	165	1566	316	162
	1200	275	154	1300	279	154	1400	281	152
	1135	261	149	1180	255	145	1295	261	145

Figura 5-19 (Folha 10)

CARGO POD INSTALLED CRUISE PERFORMANCE

CRUISE PRESSURE ALTITUDE 22,000 FEET

CONDITIONS:
8300 Pounds
INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

NOTE
Do not exceed maximum cruise
torque or 740°C ITT.

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
-25	1065	250	152	1131	250	148	1197	250	142
-30	1106	258	155	1175	258	152	1243	258	147
-40	1186	274	161	1260	274	158	1332	274	154
	1105	256	154	1165	254	151	1255	258	148
-50	1264	290	166	1341	290	163	1417	289	159
	1100	254	153	1200	259	153	1300	264	151
-54	1090	251	152	1145	248	148	1255	254	147
	1257	288	165	1336	288	162	1414	287	158
	1100	253	152	1200	259	152	1300	263	150
	1090	251	151	1135	246	147	1245	252	146

CRUISE PRESSURE ALTITUDE 24,000 FEET

CONDITIONS:
7800 Pounds
INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

NOTE
Do not exceed maximum cruise
torque or 740°C ITT.

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
-30	994	234	151	1057	234	147	1119	234	141
-40	1069	249	158	1136	249	155	1202	248	150
	1040	242	155	1100	241	151	1190	245	149
-50	1140	263	163	1210	263	160	1279	262	156
	1025	238	152	1100	239	151	1165	238	146
-54	1133	262	162	1085	236	149			
	1020	236	151	1204	261	159	1275	261	155
				1070	233	148	1165	238	146

Figura 5-19 (Folha 11)

CARGO POD INSTALLED CRUISE MAXIMUM TORQUE

NOTE

The following general information is applicable to all CRUISE MAXIMUM TORQUE Charts.

1. The highest torque shown for each temperature and RPM corresponds to maximum allowable cruise power. Do not exceed this torque, 740 °C ITT, or 101.6% Ng, whichever occurs first.
2. With the INERTIAL SEPARATOR in BYPASS and power set below the torque limit (1865 foot-pounds), decrease the maximum cruise torque by 100 foot-pounds. Do not exceed 740 °C ITT. Fuel flow for a given torque setting will be 15 pounds per hour (PPH) higher.
3. With the CABIN HEAT ON and power set below the torque limit (1865 foot-pounds), decrease maximum cruise torque by 80 foot-pounds. Do not exceed 740 °C ITT. Fuel flow for a given torque setting will be 7 PPH higher.
4. Where torque values have been replaced by dashes, operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those torque values which are included, but the operation slightly exceeds the temperature limit, are provided for interpolation purposes only.

Figura 5-20 (Folha 1 de 7)

CARGO POD INSTALLED CRUISE MAXIMUM TORQUE

CONDITIONS:

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	Pressure Altitude 1000 Feet			Pressure Altitude 2000 Feet			Pressure Altitude 3000 Feet		
	Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM		
	1900	1750	1600	1900	1750	1600	1900	1750	1600
50	1196	1284	1371	1144	1228	1311	---	---	---
45	1307	1399	1495	1252	1341	1433	1198	1283	1371
40	1424	1523	1625	1367	1461	1560	1310	1400	1495
35	1538	1642	1750	1478	1578	1682	1419	1515	1615
30	1649	1759	1871	1586	1692	1800	1525	1626	1730
25	1762	1877	1970	1696	1807	1919	1632	1738	1847
20	1865	1970	1970	1796	1912	1970	1730	1841	1954
15	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1829	1945	1970
10	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
5	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
0	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-5	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-10	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-15	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-20	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-25	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-30	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-35	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-40	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-45	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-50	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-54	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970

Figura 5-20 (Folha 2)

CARGO POD INSTALLED CRUISE MAXIMUM TORQUE

CONDITIONS:

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	Pressure Altitude 4000 Feet			Pressure Altitude 5000 Feet			Pressure Altitude 6000 Feet		
	Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM		
	1900	1750	1600	1900	1750	1600	1900	1750	1600
45	1144	1226	1310	---	---	---	---	---	---
40	1253	1340	1431	1198	1281	1368	1142	1222	1306
35	1360	1453	1549	1303	1392	1484	1246	1331	1419
30	1464	1561	1661	1403	1497	1594	1344	1434	1527
25	1568	1671	1775	1506	1604	1705	1444	1539	1635
20	1664	1771	1879	1599	1702	1806	1536	1635	1735
15	1761	1873	1970	1694	1802	1909	1628	1731	1835
10	1861	1970	1970	1791	1903	1970	1722	1830	1937
5	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1813	1927	1970
0	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-5	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-10	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-15	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-20	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-25	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-30	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-35	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-40	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-45	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-50	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-54	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970

Figura 5-20 (Folha 3)

CARGO POD INSTALLED CRUISE MAXIMUM TORQUE

CONDITIONS:

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	Pressure Altitude 7000 Feet			Pressure Altitude 8000 Feet			Pressure Altitude 9000 Feet		
	Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM		
	1900	1750	1600	1900	1750	1600	1900	1750	1600
40	1082	1159	1238	---	---	---	---	---	---
35	1183	1265	1349	1124	1201	1282	1066	1140	1217
30	1278	1364	1452	1214	1297	1381	1154	1233	1314
25	1374	1465	1557	1307	1393	1482	1243	1325	1410
20	1464	1559	1655	1394	1485	1577	1328	1415	1503
15	1554	1653	1752	1480	1575	1670	1410	1501	1592
10	1645	1748	1850	1568	1666	1764	1494	1589	1683
5	1735	1843	1949	1655	1758	1860	1579	1678	1775
0	1823	1936	1970	1739	1848	1953	1660	1763	1864
-5	1865	1970	1970	1825	1939	1970	1742	1850	1954
-10	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1822	1935	1970
-15	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-20	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-25	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-30	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-35	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-40	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-45	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-50	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-54	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970

Figura 5-20 (Folha 4)

CARGO POD INSTALLED CRUISE MAXIMUM TORQUE

CONDITIONS:

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	Pressure Altitude 10,000 Feet			Pressure Altitude 11,000 Feet			Pressure Altitude 12,000 Feet		
	Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM		
	1900	1750	1600	1900	1750	1600	1900	1750	1600
30	1097	1171	1249	1041	1113	1187	984	1052	1123
25	1181	1261	1342	1123	1198	1276	1062	1134	1208
20	1264	1348	1432	1204	1284	1364	1141	1217	1295
15	1343	1430	1518	1280	1363	1447	1214	1293	1374
10	1424	1514	1605	1357	1444	1530	1288	1370	1454
5	1506	1600	1694	1436	1526	1616	1364	1450	1536
0	1583	1682	1779	1511	1606	1698	1437	1527	1616
-5	1662	1766	1865	1587	1686	1782	1510	1604	1696
-10	1741	1850	1953	1665	1768	1867	1584	1683	1777
-15	1805	1918	1970	1726	1834	1936	1646	1749	1847
-20	1865	1970	1970	1789	1900	1970	1706	1813	1913
-25	1865	1970	1970	1851	1967	1970	1766	1877	1970
-30	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1828	1941	1970
-35	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-40	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-45	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-50	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-54	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970

Figura 5-20 (Folha 5)

CARGO POD INSTALLED CRUISE MAXIMUM TORQUE

CONDITIONS:
INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	Pressure Altitude 13,000 Feet			Pressure Altitude 14,000 Feet			Pressure Altitude 15,000 Feet		
	Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM		
	1900	1750	1600	1900	1750	1600	1900	1750	1600
25	1004	1073	1144	949	1015	1082	---	---	---
20	1080	1153	1227	1022	1091	1162	969	1034	1102
15	1151	1227	1304	1092	1164	1238	1036	1105	1175
10	1222	1301	1381	1160	1235	1311	1100	1173	1246
5	1295	1377	1459	1229	1308	1386	1167	1242	1317
0	1366	1452	1537	1298	1380	1462	1233	1312	1390
-5	1436	1525	1614	1365	1451	1535	1298	1379	1460
-10	1507	1601	1692	1434	1523	1610	1364	1448	1532
-15	1570	1668	1761	1497	1590	1680	1426	1515	1601
-20	1627	1729	1825	1551	1648	1741	1479	1571	1660
-25	1685	1790	1889	1607	1708	1803	1533	1628	1719
-30	1743	1852	1953	1663	1767	1864	1586	1685	1778
-35	1806	1917	1970	1722	1828	1928	1642	1743	1839
-40	1865	1970	1970	1784	1893	1970	1701	1806	1903
-45	1865	1970	1970	1844	1958	1970	1760	1867	1968
-50	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1817	1929	1970
-54	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1815	1925	1970

Temp °C	Pressure Altitude 16,000 Feet			Pressure Altitude 17,000 Feet			Pressure Altitude 18,000 Feet		
	Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM		
	1900	1750	1600	1900	1750	1600	1900	1750	1600
20	919	981	1046	872	932	993	---	---	---
15	983	1049	1117	934	997	1062	888	948	1009
10	1045	1114	1184	993	1058	1125	943	1006	1070
5	1108	1179	1252	1052	1120	1190	999	1065	1131
0	1172	1246	1322	1113	1184	1256	1057	1125	1194
-5	1232	1310	1388	1171	1245	1320	1113	1184	1255
-10	1295	1376	1456	1230	1307	1384	1169	1243	1316
-15	1358	1442	1525	1291	1371	1450	1227	1303	1379
-20	1407	1495	1580	1340	1423	1505	1275	1355	1433
-25	1459	1549	1637	1388	1475	1559	1321	1404	1484
-30	1509	1603	1693	1437	1526	1612	1368	1453	1536
-35	1562	1658	1750	1486	1578	1667	1414	1502	1587
-40	1619	1718	1812	1539	1633	1724	1464	1554	1641
-45	1674	1777	1873	1592	1690	1782	1514	1607	1696
-50	1731	1837	1937	1646	1747	1843	1566	1661	1753
-54	1731	1836	1937	1645	1744	1841	1563	1658	1750

Figura 5-20 (Folha 6)

CARGO POD INSTALLED CRUISE MAXIMUM TORQUE

CONDITIONS:

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	Pressure Altitude 19,000 Feet			Pressure Altitude 20,000 Feet			Pressure Altitude 21,000 Feet		
	Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM		
	1900	1750	1600	1900	1750	1600	1900	1750	1600
15	842	899	958	---	---	---	---	---	---
10	896	955	1016	842	899	957	792	846	901
5	950	1012	1075	894	953	1014	842	898	955
0	1005	1070	1135	947	1009	1071	893	951	1011
-5	1058	1126	1194	1000	1064	1129	944	1005	1067
-10	1111	1182	1252	1051	1118	1185	993	1057	1121
-15	1166	1239	1311	1103	1173	1242	1043	1109	1175
-20	1214	1290	1365	1152	1225	1296	1093	1161	1230
-25	1258	1336	1413	1195	1269	1343	1133	1204	1275
-30	1302	1383	1462	1237	1314	1390	1174	1248	1320
-35	1346	1430	1511	1280	1359	1437	1215	1291	1365
-40	1392	1478	1562	1323	1405	1485	1256	1335	1411
-45	1441	1529	1615	1369	1453	1536	1301	1381	1460
-50	1489	1580	1667	1416	1502	1585	1345	1426	1506
-54	1485	1575	1664	1410	1496	1581	1338	1421	1502

Temp °C	Pressure Altitude 22,000 Feet			Pressure Altitude 23,000 Feet			Pressure Altitude 24,000 Feet		
	Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM		
	1900	1750	1600	1900	1750	1600	1900	1750	1600
10	744	795	847	---	---	---	---	---	---
5	792	846	900	745	796	847	700	748	797
0	841	897	953	792	845	899	746	796	847
-5	891	949	1008	840	895	951	791	844	897
-10	938	999	1060	886	944	1002	837	891	947
-15	986	1049	1112	932	992	1052	880	937	995
-20	1035	1100	1166	979	1041	1103	925	984	1044
-25	1074	1142	1210	1019	1083	1148	966	1027	1089
-30	1114	1184	1253	1057	1123	1190	1002	1066	1129
-35	1153	1226	1297	1095	1164	1232	1039	1104	1170
-40	1193	1267	1341	1133	1204	1274	1075	1143	1210
-45	1235	1312	1387	1172	1245	1318	1113	1183	1252
-50	1277	1354	1431	1211	1286	1359	1149	1221	1291
-54	1270	1348	1427	1205	1280	1356	1143	1215	1287

Figura 5-20 (Folha 7)

POD DE CARGA INSTALADO COMBUSTÍVEL E TEMPO NECESSÁRIOS

POTÊNCIA MÁXIMA DE CRUZEIRO (40-200 Milhas Náuticas)

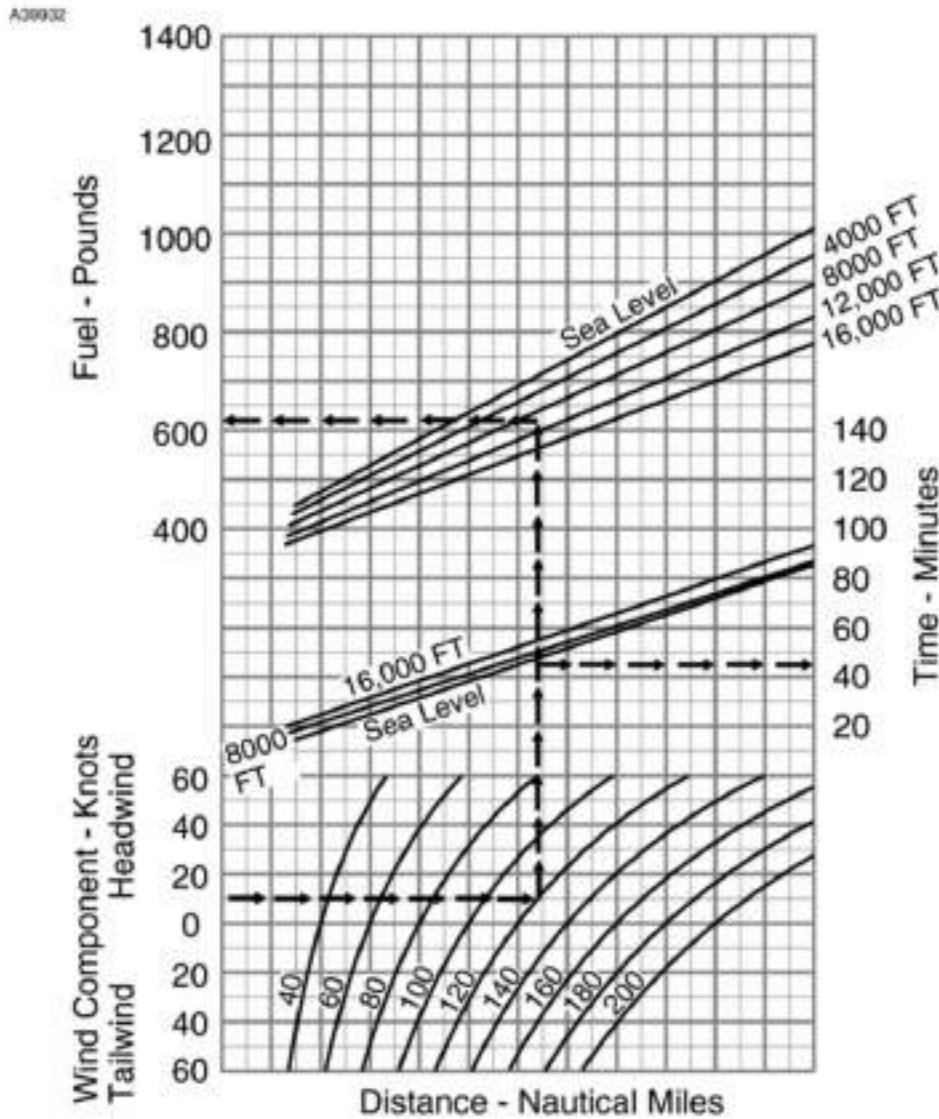
CONDIÇÕES:

8.750 libras

Temperatura padrão

1900 rpm

SEPARADOR INERTIAL **NORMAL**



OBSERVAÇÃO

1. O combustível necessário inclui o combustível usado para partida do motor, táxi, decolagem, subida máxima do nível do mar, descida ao nível do mar e 45 minutos reserva. O tempo necessário inclui o tempo durante uma subida máxima e descida.
2. Com SEPARADOR INERTIAL em BYPASS, aumente o tempo em 4% e o combustível em 2% ou CABIN HEAT ON, aumente o tempo em 3% e o combustível em 2%.

Figura 5-21 (Folha 1 de 2)

POD DE CARGA INSTALADO COMBUSTÍVEL E TEMPO NECESSÁRIOS

POTÊNCIA MÁXIMA DE CRUZEIRO (200-1000 milhas náuticas)

CONDIÇÕES:

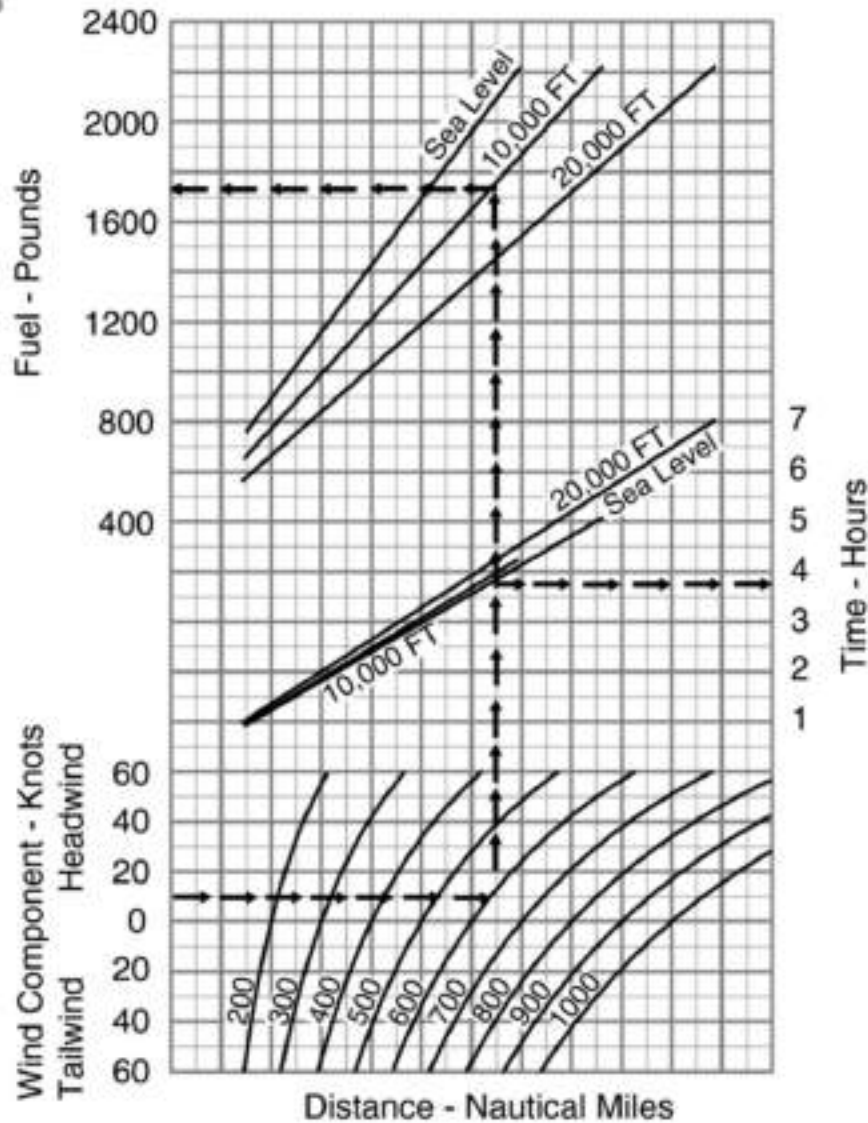
8.750 libras

Temperatura Padrão

1900 rpm

SEPARADOR INERTIAL **NORMAL**

A39933



OBSERVAÇÃO

1. O combustível necessário inclui o combustível usado para partida do motor, táxi, decolagem, subida máxima do nível do mar, descida ao nível do mar e 45 minutos reserva. O tempo necessário inclui o tempo durante uma subida máxima e descida.
2. Com SEPARADOR INERTIAL em BYPAS, aumente o tempo em 5% e o combustível em 2% ou CABIN HEAT ON, aumente o tempo em 5% e o combustível em 4%.

Figura 5-21 (Folha 2)

POD DE CARGA INSTALADO

COMBUSTÍVEL E TEMPO NECESSÁRIOS

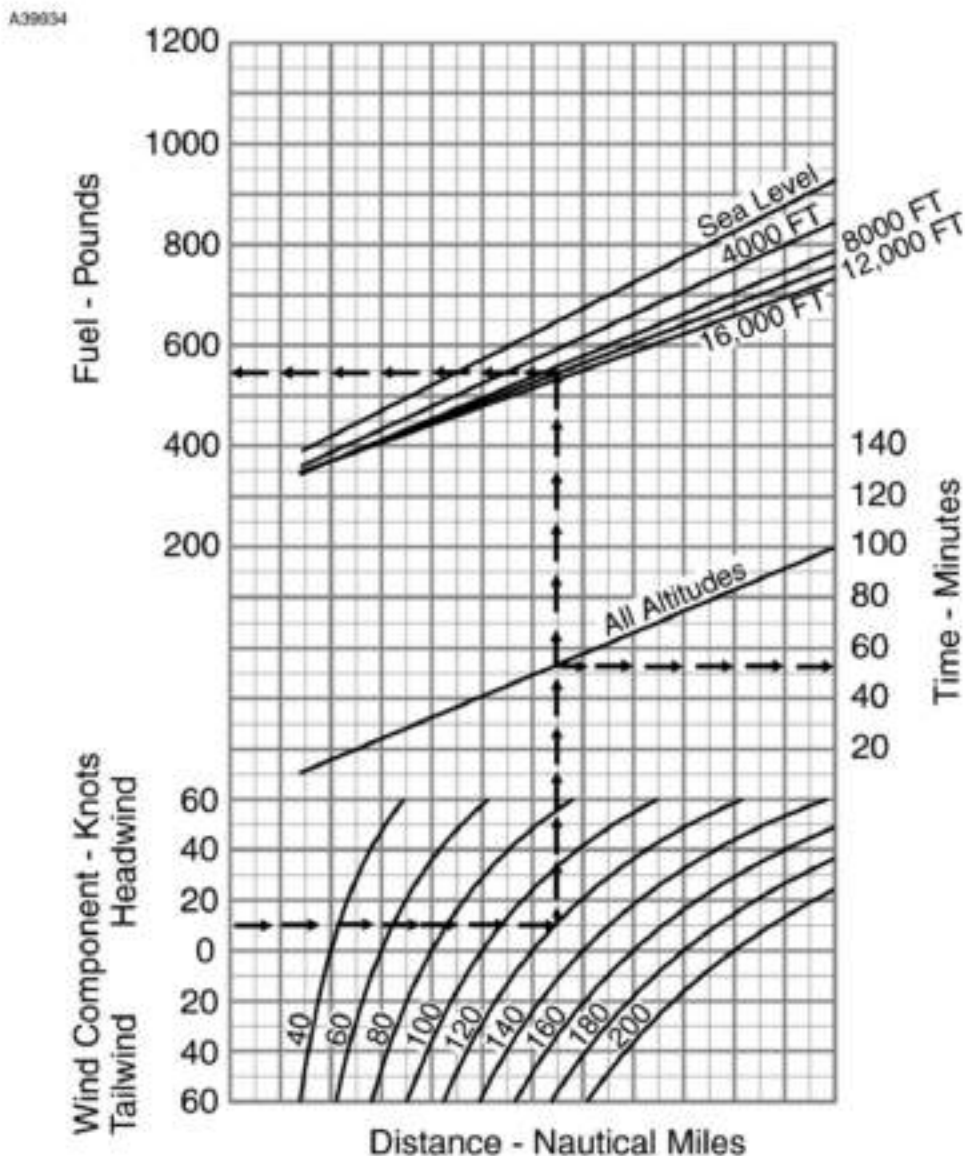
POTÊNCIA DE ALCANCE MÁXIMO (40-200 milhas náuticas)

CONDIÇÕES:

8.750 libras

Temperatura Padrão

1900 rpm

SEPARADOR INERTIAL **NORMAL**

OBSERVAÇÃO

1. O combustível necessário inclui o combustível usado para partida do motor, táxi, decolagem, subida máxima do nível do mar, descida ao nível do mar e 45 minutos reserva. O tempo necessário inclui o tempo durante uma subida máxima e descida.
2. Com SEPARADOR INERTIAL em BYPASS, aumente o tempo em 1% e o combustível em 2% ou CABIN HEAT ON, aumente o tempo em 1% e o combustível em 3%.

Figura 5-22 (Folha 1 de 2)

POD DE CARGA INSTALADO

COMBUSTÍVEL E TEMPO NECESSÁRIOS

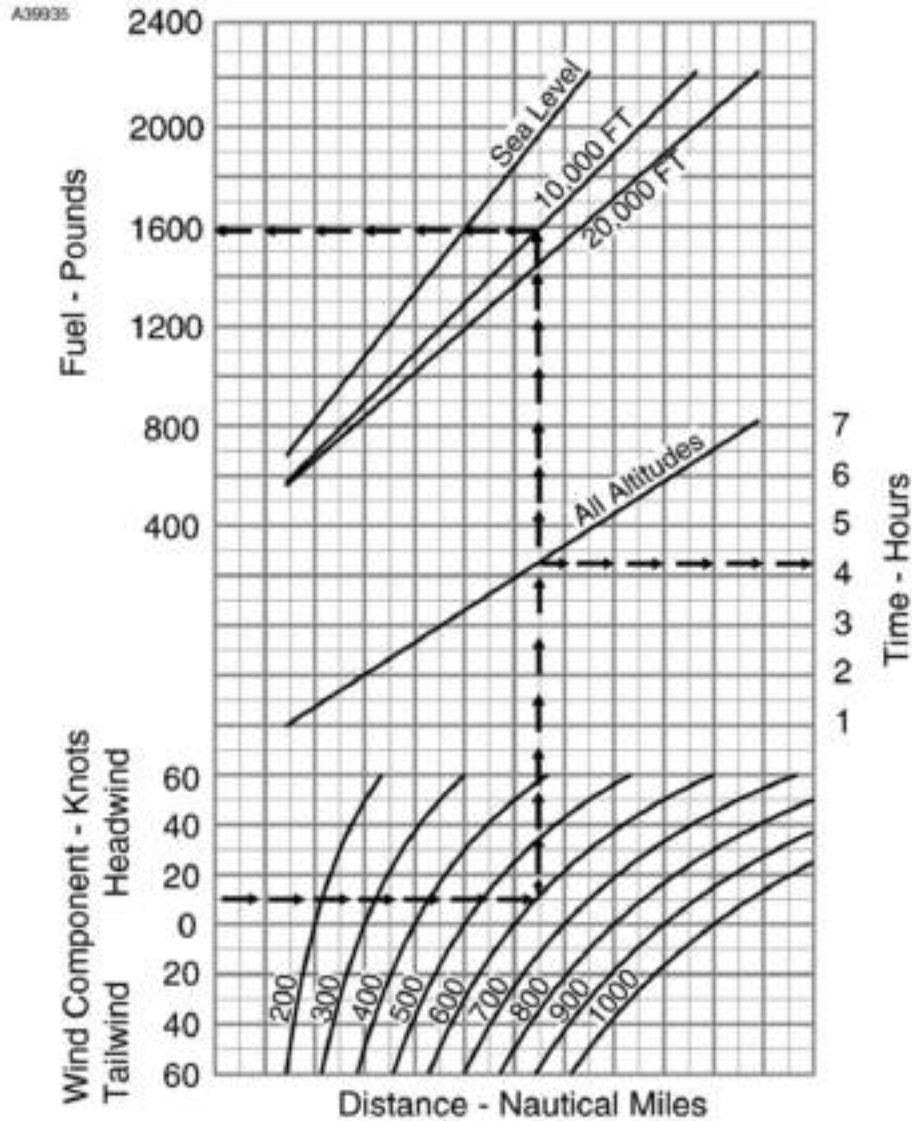
POTÊNCIA DE ALCANCE MÁXIMO (200-1000 milhas náuticas)

CONDIÇÕES:

8.750 libras

Temperatura Padrão

1900 rpm

SEPARADOR INERTIAL **NORMAL**

OBSERVAÇÃO

1. O combustível necessário inclui o combustível usado para partida do motor, táxi, decolagem, subida máxima do nível do mar, descida ao nível do mar e 45 minutos reserva. O tempo necessário inclui o tempo durante uma subida máxima e descida.
2. Com SEPARADOR INERTIAL em BYPAS, aumente o tempo em 1% e o combustível em 2% ou CABIN HEAT ON, aumente o tempo em 1% e o combustível em 3%.

Figura 5-22 (Folha 2)

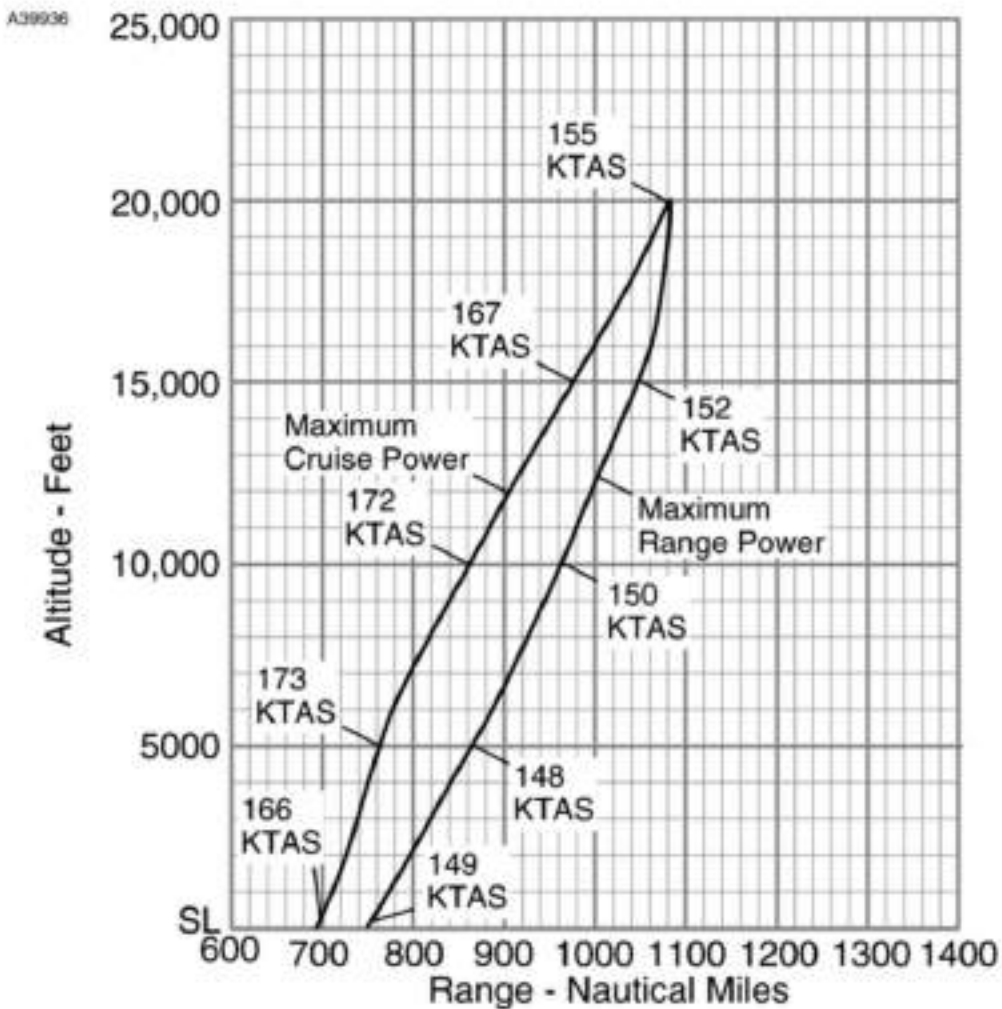
POD DE CARGA INSTALADO
PERFIL DE GAMA
RESERVA DE 45 MINUTOS

2.224 LIBRAS DE COMBUSTÍVEL UTILIZÁVEL

CONDIÇÕES:

8.750 libras
1900 rpm

Temperatura padrão
SEPARADOR INERTIAL **NORMAL**
Vento Zero



OBSERVAÇÃO

1. Este gráfico mostra o combustível usado para partida do motor, taxiamento, decolagem, subida e descida. A distância durante uma subida máxima e a distância durante a descida estão incluídas.
2. Com SEPARADOR INERTIAL em BYPASS, diminua a faixa em 2%, ou com AQUECIMENTO DA CABINE LIGADO, diminua a faixa em 3%.

Figura 5-23

POD DE CARGA INSTALADO

PERFIL DE RESISTÊNCIA

RESERVA DE 45 MINUTOS

2.224 LIBRAS DE COMBUSTÍVEL UTILIZÁVEL

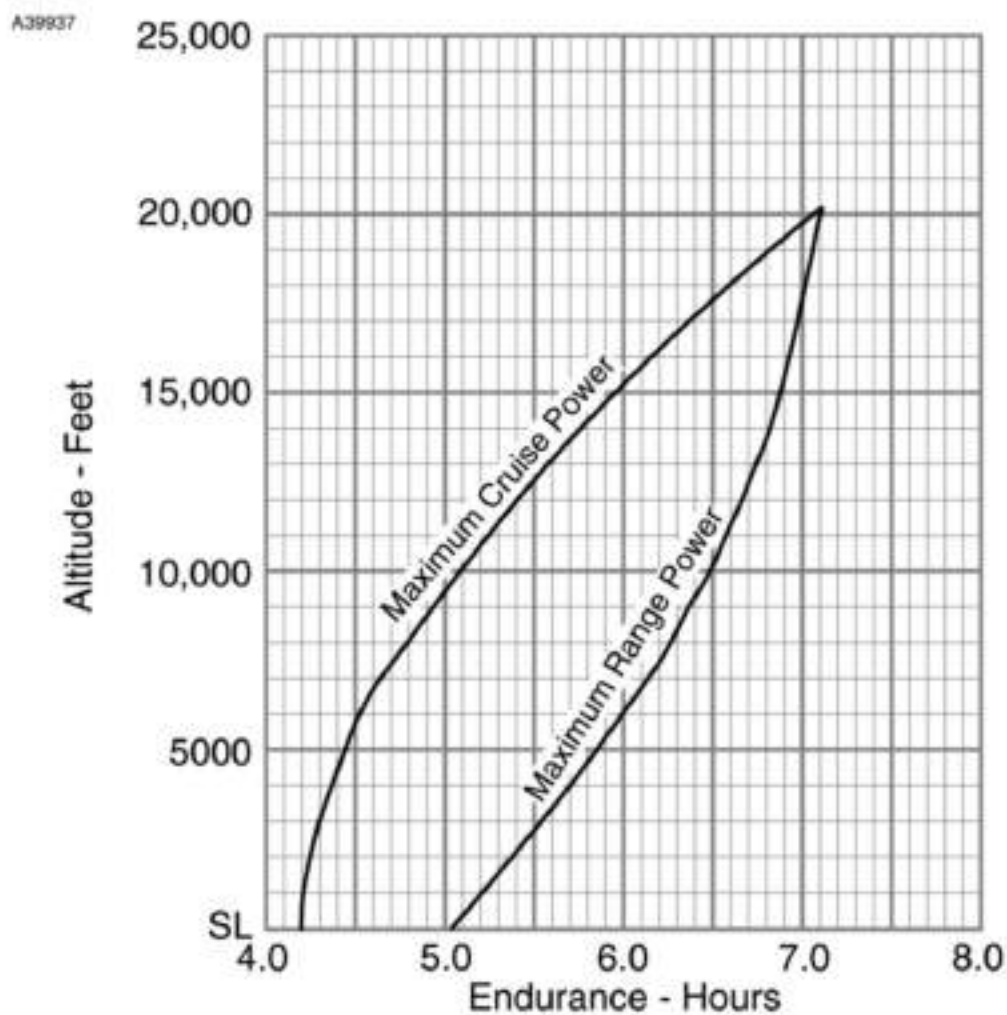
CONDIÇÕES:

8.750 libras

1900 rpm

Temperatura padrão

SEPARADOR INERTIAL **NORMAL**



OBSERVAÇÃO

1. Este gráfico mostra o combustível usado para partida do motor, taxiamento, decolagem, subida e descida. O tempo durante a subida máxima e o tempo durante a descida estão incluídos.
2. Com o SEPARADOR INERTIAL em BYPASS, diminua a resistência em 2%, ou com o AQUECIMENTO DA CABINE LIGADO, diminua a resistência em 3%.

Figura 5-24

CARGO POD INSTALLED

TIME, FUEL, AND DISTANCE TO DESCEND

CONDITIONS:

Flaps **UP**

Zero Wind

8750 Pounds

1900 RPM

140 KIAS Above 16,000 Feet

160 KIAS Below 16,000 Feet

Power Set for 800 Feet per Minute Rate of Descent

Pressure Altitude Feet	Descent to Sea Level		
	Time Minutes	Fuel Pounds	Dist NM
24,000	30	131	91
20,000	25	113	75
16,000	20	95	59
12,000	15	71	43
8000	10	48	28
4000	5	24	14
Sea Level	0	0	0

Figura 5-25

CARGO POD INSTALLED SHORT FIELD LANDING DISTANCE

NOTE

The following general information is applicable to all SHORT FIELD LANDING DISTANCE Charts.

1. Use short field landing technique as specified in Section 4.
2. Decrease distances by 10% for each 11 knots headwind. For operation with tailwind up to 10 knots, increase distances by 10% for each 2 knots.
3. For operation on a dry, grass runway, increase distances by 40% of the "Ground Roll" figure.
4. If a landing with flaps UP is necessary, increase the approach speed by 15 KIAS and allow for 40% longer distances.
5. Use of maximum reverse thrust after touchdown reduces ground roll distance by approximately 10%.
6. Where distance values have been replaced by dashes, operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those distances which are included but the operation slightly exceeds the temperature limit are provided for interpolation purposes only.

Figura 5-26 (Folha 1 de 5)

CARGO POD INSTALLED SHORT FIELD LANDING DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps **FULL**

Zero Wind

Maximum Braking

PROP RPM Lever **MAX**

Paved, Level, Dry Runway

POWER Lever **IDLE** after clearing obstacles. **BETA** range (lever against spring) after touchdown.

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

8500 Pounds:

Speed at 50 Feet:

78 KIAS

Pressure Altitude Feet	-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	835	1625	865	1670	900	1715
2000	900	1715	935	1765	965	1815
4000	965	1815	1005	1865	1040	1920
6000	1040	1920	1080	1975	1120	2030
8000	1125	2035	1165	2095	1210	2155
10,000	1215	2160	1260	2220	1305	2285
12,000	1310	2295	1360	2360	1410	2430

Pressure Altitude Feet	20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	930	1765	965	1810	995	1855
2000	1000	1860	1035	1910	1070	1960
4000	1075	1970	1115	2020	1150	2070
6000	1160	2085	1200	2140	1240	2195
8000	1250	2210	1295	2270	1340	2330
10,000	1350	2345	1400	2410	---	---
12,000	1460	2495	1510	2560	---	---

Figura 5-26 (Folha 2)

CARGO POD INSTALLED SHORT FIELD LANDING DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps **FULL**

Zero Wind

Maximum Braking

PROP RPM Lever **MAX**

Paved, Level, Dry Runway

POWER Lever **IDLE** after clearing obstacles. **BETA** range (lever against spring) after touchdown.

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

8000 Pounds:

Speed at 50 Feet:

75 KIAS

Pressure Altitude Feet	-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	785	1555	815	1600	845	1640
2000	845	1640	880	1690	910	1735
4000	910	1735	945	1785	980	1835
6000	980	1835	1020	1890	1055	1940
8000	1060	1945	1100	2000	1140	2055
10,000	1140	2060	1185	2120	1230	2180
12,000	1235	2190	1280	2255	1330	2320
Pressure Altitude Feet	20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	875	1685	905	1730	935	1770
2000	940	1780	975	1825	1005	1870
4000	1015	1880	1050	1930	1085	1980
6000	1090	1995	1130	2045	1165	2095
8000	1180	2110	1220	2165	1260	2225
10,000	1270	2240	1315	2300	---	---
12,000	1375	2380	1420	2445	---	---

Figura 5-26 (Folha 3)

CARGO POD INSTALLED SHORT FIELD LANDING DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps **FULL**

Zero Wind

Maximum Braking

PROP RPM Lever **MAX**

Paved, Level, Dry Runway

POWER Lever **IDLE** after clearing obstacles. **BETA** range (lever against spring) after touchdown.

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

7500 Pounds:

Speed at 50 Feet:

73 KIAS

Pressure Altitude Feet	-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	740	1480	765	1520	795	1565
2000	795	1565	825	1605	855	1650
4000	855	1650	885	1700	920	1745
6000	920	1745	955	1795	990	1845
8000	995	1850	1030	1905	1070	1955
10,000	1070	1960	1115	2020	1155	2075
12,000	1160	2080	1205	2145	1245	2205
Pressure Altitude Feet	20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	820	1605	850	1645	880	1685
2000	885	1695	915	1740	945	1780
4000	950	1790	985	1835	1015	1885
6000	1025	1895	1060	1945	1095	1995
8000	1105	2010	1145	2060	1180	2115
10,000	1195	2130	1235	2185	---	---
12,000	1290	2265	1335	2325	---	---

Figura 5-26 (Folha 4)

CARGO POD INSTALLED SHORT FIELD LANDING DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps **FULL**

Zero Wind

Maximum Braking

PROP RPM Lever **MAX**

Paved, Level, Dry Runway

POWER Lever **IDLE** after clearing obstacles. **BETA** range (lever against spring) after touchdown.

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

7000 Pounds:

Speed at 50 Feet:

71 KIAS

Pressure Altitude Feet	-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	690	1410	715	1450	740	1485
2000	740	1485	770	1525	795	1570
4000	795	1570	825	1615	855	1655
6000	860	1660	890	1705	925	1755
8000	925	1755	960	1805	995	1855
10,000	1000	1860	1035	1915	1075	1970
12,000	1080	1975	1120	2030	1160	2090
Pressure Altitude Feet	20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	765	1525	790	1565	820	1600
2000	825	1610	850	1650	880	1690
4000	885	1700	915	1745	945	1790
6000	955	1800	990	1845	1020	1890
8000	1030	1905	1065	1955	1100	2005
10,000	1115	2020	1150	2075	---	---
12,000	1205	2145	1245	2205	---	---

Figura 5-26 (Folha 5)

WITHOUT CARGO POD SHORT FIELD TAKEOFF DISTANCE

NOTE

The following general information is applicable to all SHORT FIELD TAKEOFF DISTANCE Charts.

1. Use short field takeoff technique as specified in Section 4.
2. Decrease distances by 10% for each 11 knots headwind. For operation with tailwind up to 10 knots, increase distances by 10% for each 2 knots.
3. For operation on a dry, grass runway, increase distances by 15% of the "Ground Roll" figure.
4. With takeoff power set below the torque limit (1865 foot-pounds), increase distances (both ground roll and total distance) by 3% for INERTIAL SEPARATOR in BYPASS and increase ground roll by 5% and total distance by 9% for CABIN HEAT ON.
5. Where distance values have been replaced by dashes, operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those distances which are included but the operation slightly exceeds the temperature limit are provided for interpolation purposes only.
6. For operation above 40 °C and below the operating temperature limits, increase distances at 40 °C by 20%.

Figura 5-27 (Folha 1 de 5)

WITHOUT CARGO POD SHORT FIELD TAKEOFF DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps 20°

1900 RPM

CABIN HEAT OFF

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Torque Set Per Figure 5-8

Paved, Level, Dry Runway

Zero Wind

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Lift Off: 70 KIAS

8750 Pounds:

Speed at 50 Feet:

83 KIAS

Pressure Altitude Feet	-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1170	2095	1245	2220	1325	2350
2000	1325	2350	1410	2500	1500	2650
4000	1505	2655	1605	2825	1710	3000
6000	1715	3010	1835	3210	1955	3420
8000	1965	3435	2105	3670	2270	3975
10,000	2265	3945	2505	4410	2840	5115
12,000	2785	4955	3165	5770	3620	6835

Pressure Altitude Feet	20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1405	2490	1490	2630	1575	2775
2000	1595	2810	1690	2970	1855	3285
4000	1820	3185	1935	3390	2220	3985
6000	2080	3635	2360	4205	2715	4985
8000	2585	4630	2965	5470	3445	6660
10,000	3260	6065	3780	7385	---	---
12,000	4200	8360	4940	10,800	---	---

Figura 5-27 (Folha 2)

WITHOUT CARGO POD SHORT FIELD TAKEOFF DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps **20°**

1900 RPM

CABIN HEAT **OFF**

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Torque Set Per Figure 5-8

Paved, Level, Dry Runway

Zero Wind

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Lift Off: 67 KIAS

8300 Pounds:

Speed at 50 Feet:

80 KIAS

Pressure Altitude Feet	-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1020	1815	1090	1920	1155	2035
2000	1155	2030	1230	2155	1310	2285
4000	1310	2290	1395	2430	1485	2580
6000	1495	2590	1595	2755	1700	2930
8000	1705	2945	1825	3145	1970	3395
10,000	1965	3370	2170	3755	2450	4315
12,000	2405	4195	2725	4840	3100	5660

Pressure Altitude Feet	20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1225	2150	1300	2270	1375	2390
2000	1390	2420	1475	2555	1610	2815
4000	1580	2735	1685	2910	1925	3390
6000	1810	3110	2045	3580	2340	4195
8000	2235	3925	2550	4585	2950	5495
10,000	2800	5060	3230	6055	---	---
12,000	3575	6790	4180	8430	---	---

Figura 5-27 (Folha 3)

WITHOUT CARGO POD SHORT FIELD TAKEOFF DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps 20°

1900 RPM

CABIN HEAT OFF

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Torque Set Per Figure 5-8

Paved, Level, Dry Runway

Zero Wind

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Lift Off: 64 KIAS

7800 Pounds:

Speed at 50 Feet:

76 KIAS

Pressure Altitude Feet	-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	875	1540	930	1630	985	1725
2000	985	1725	1050	1825	1115	1930
4000	1115	1935	1190	2055	1265	2175
6000	1270	2185	1355	2320	1445	2465
8000	1450	2475	1550	2640	1670	2845
10,000	1665	2825	1835	3130	2065	3575
12,000	2030	3480	2290	3990	2600	4615

Pressure Altitude Feet	20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1045	1820	1105	1920	1170	2020
2000	1185	2045	1255	2155	1370	2365
4000	1345	2305	1430	2445	1630	2830
6000	1535	2615	1730	2985	1970	3470
8000	1890	3260	2145	3775	2470	4465
10,000	2350	4150	2695	4895	---	---
12,000	2980	5445	3455	6585	---	---

Figura 5-27 (Folha 4)

WITHOUT CARGO POD SHORT FIELD TAKEOFF DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps **20°**

1900 RPM

CABIN HEAT **OFF**

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Torque Set Per Figure 5-8

Paved, Level, Dry Runway

Zero Wind

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Lift Off: **61 KIAS**

7300 Pounds:

Speed at 50 Feet:

73 KIAS

Pressure Altitude Feet	-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	740	1305	785	1380	835	1460
2000	835	1455	885	1540	940	1630
4000	945	1635	1005	1730	1070	1830
6000	1070	1840	1145	1950	1215	2070
8000	1220	2080	1305	2210	1405	2380
10,000	1400	2365	1540	2610	1730	2965
12,000	1700	2890	1910	3290	2160	3775

Pressure Altitude Feet	20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	885	1535	935	1620	985	1705
2000	1000	1720	1060	1815	1155	1985
4000	1135	1935	1205	2055	1365	2360
6000	1295	2190	1450	2490	1650	2870
8000	1585	2710	1790	3115	2050	3645
10,000	1960	3410	2235	3975	---	---
12,000	2465	4400	2835	5230	---	---

Figura 5-27 (Folha 5)

WITHOUT CARGO POD FLAPS UP TAKEOFF DISTANCE

NOTE

The following general information is applicable to all FLAPS UP TAKEOFF DISTANCE Charts.

1. Use Type II, Type III, or Type IV anti-ice fluid takeoff technique as specified in Section 4.
2. Decrease distances by 10% for each 11 knots headwind. For operation with tailwinds up to 10 knots, increase distances by 10% for each 2 knots.
3. For operation on a dry, grass runway, increase distances by 15% of the "Ground Roll" figure.
4. With takeoff power set below the torque limit (1865 foot-pounds), increase distances (both ground roll and total distance) by 3% for INERTIAL SEPARATOR in BYPASS and increase ground roll by 5% and total distance by 9% for CABIN HEAT ON.

Figura 5-28 (Folha 1 de 3)

WITHOUT CARGO POD FLAPS UP TAKEOFF DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps **UP**

1900 RPM

CABIN HEAT **OFF**

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Torque Set Per Figure 5-8

Paved, Level, Dry Runway

Zero Wind

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Lift Off: 83 KIAS

8750 Pounds:

Speed at 50 Feet: 104 KIAS

Pressure Altitude Feet	-20°C		-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1685	3135	1800	3345	1920	3560	2040	3790
2000	1910	3545	2040	3785	2175	4040	2315	4305
4000	2170	4025	2320	4310	2475	4605	2640	4915
6000	2475	4595	2650	4930	2835	5280	3025	5645
8000	2835	5280	3040	5675	3255	6095	3515	6625
10,000	3260	6105	3505	6580	3895	7420	4450	8730
12,000	3835	7260	4355	8445	4995	9995	5775	12,050

Lift Off: 83 KIAS

8300 Pounds:

Speed at 50 Feet: 104 KIAS

Pressure Altitude Feet	-20°C		-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1590	2950	1695	3145	1805	3350	1920	3560
2000	1795	3330	1920	3560	2050	3795	2180	4045
4000	2040	3785	2185	4050	2330	4325	2485	4615
6000	2325	4320	2490	4630	2665	4955	2840	5300
8000	2665	4955	2855	5325	3060	5715	3305	6210
10,000	3065	5725	3290	6170	3655	6950	4175	8160
12,000	3600	6800	4085	7900	4680	9330	5405	11,215

Figura 5-28 (Folha 2)

WITHOUT CARGO POD FLAPS UP TAKEOFF DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps **UP**

1900 RPM

CABIN HEAT **OFF**INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Torque Set Per Figure 5-8

Paved, Level, Dry Runway

Zero Wind

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Lift Off: 83 KIAS

7800 Pounds:

Speed at 50 Feet: 104 KIAS

Pressure Altitude Feet	-20°C		-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1480	2750	1580	2930	1685	3120	1790	3315
2000	1675	3100	1790	3315	1910	3535	2030	3760
4000	1900	3520	2035	3765	2170	4020	2310	4290
6000	2165	4015	2320	4305	2480	4605	2645	4920
8000	2480	4605	2660	4945	2845	5305	3070	5760
10,000	2850	5315	3060	5720	3395	6440	3875	7545
12,000	3345	6300	3790	7310	4335	8610	5000	10,320

Lift Off: 83 KIAS

7300 Pounds:

Speed at 50 Feet: 104 KIAS

Pressure Altitude Feet	-20°C		-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	1375	2550	1465	2720	1565	2890	1660	3075
2000	1555	2875	1660	3070	1770	3275	1885	3485
4000	1765	3260	1885	3490	2010	3725	2145	3970
6000	2010	3720	2150	3985	2295	4260	2450	4550
8000	2295	4260	2460	4575	2635	4905	2845	5320
10,000	2640	4915	2835	5285	3140	5945	3580	6950
12,000	3095	5815	3505	6735	4005	7920	4610	9465

Figura 5-28 (Folha 3)

WITHOUT CARGO POD RATE OF CLIMB - TAKEOFF FLAP SETTING FLAPS 20°

CONDITIONS:

Takeoff Power

1900 RPM

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Weight Pounds	Pressure Altitude Feet	Climb Speed KIAS	Rate of Climb - Feet Per Minute (FPM)				
			-40°C	-20°C	0°C	20°C	40°C
8750	Sea Level	92	910	890	875	855	835
	2000	90	890	870	850	830	770
	4000	89	870	850	825	805	685
	6000	88	845	820	800	775	590
	8000	87	820	795	770	655	470
	10,000	85	790	760	700	535	---
	12,000	84	760	715	575	415	---
8300	Sea Level	91	990	975	955	935	915
	2000	89	970	955	935	910	850
	4000	88	950	930	905	885	765
	6000	86	925	905	880	855	670
	8000	85	900	875	850	735	545
	10,000	84	870	840	780	610	---
	12,000	82	835	790	650	485	---
7800	Sea Level	89	1085	1070	1055	1035	1015
	2000	87	1070	1050	1030	1010	950
	4000	86	1050	1025	1005	985	860
	6000	85	1025	1000	980	955	760
	8000	83	995	970	950	830	630
	10,000	82	965	940	875	705	---
	12,000	80	935	890	740	575	---
7300	Sea Level	88	1195	1185	1165	1150	1130
	2000	86	1180	1160	1145	1125	1060
	4000	85	1160	1140	1120	1095	965
	6000	84	1135	1110	1090	1065	865
	8000	82	1105	1085	1060	935	730
	10,000	81	1080	1050	985	805	---
	12,000	79	1045	1000	845	670	---

NOTE

1. Do not exceed torque limit for takeoff per **MAXIMUM ENGINE TORQUE FOR TAKEOFF** chart. When ITT exceeds 765°C, this power setting is time limited to 5 minutes.
2. With climb power set below the torque limit, decrease rate of climb by 20 FPM for INERTIAL SEPARATOR set in BYPASS and 45 FPM for CABIN HEAT ON.
3. Where rate of climb values have been replaced by dashes, operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those rates of climb which are included, but the operation slightly exceeds the temperature limit, are provided for interpolation purposes only.

Figura 5-29

WITHOUT CARGO POD CLIMB GRADIENT - TAKEOFF FLAP SETTING FLAPS 20°

CONDITIONS:

Takeoff Power

1900 RPM

Zero Wind

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Weight Pounds	Pressure Altitude Feet	Climb Speed KIAS	Climb Gradient - Feet/Nautical Mile (FT/NM)				
			-40°C	-20°C	0°C	20°C	40°C
8750	Sea Level	70	730	685	645	610	575
	2000	71	690	645	605	570	515
	4000	71	650	610	570	535	445
	6000	71	610	570	530	495	370
	8000	72	570	530	495	410	290
	10,000	72	530	490	435	325	---
	12,000	72	495	445	345	245	---
8300	Sea Level	68	805	760	720	680	645
	2000	69	765	720	680	640	580
	4000	69	725	680	640	600	505
	6000	69	680	635	595	560	430
	8000	69	640	595	555	465	340
	10,000	69	600	555	495	375	---
	12,000	69	555	505	400	290	---
7800	Sea Level	65	905	860	810	770	730
	2000	65	865	815	765	725	660
	4000	66	815	770	725	680	580
	6000	66	770	725	680	640	500
	8000	66	725	680	635	540	405
	10,000	67	680	635	570	445	---
	12,000	67	635	580	470	350	---
7300	Sea Level	62	1020	965	915	870	830
	2000	62	975	920	870	825	755
	4000	63	925	870	820	775	670
	6000	63	875	820	775	730	580
	8000	63	825	770	725	620	475
	10,000	64	775	725	655	520	---
	12,000	64	725	665	545	420	---

NOTE

1. Do not exceed torque limit for takeoff per **MAXIMUM ENGINE TORQUE FOR TAKEOFF** chart. When ITT exceeds 765°C, this power setting is time limited to 5 minutes.
2. With climb power set below the torque limit, decrease climb gradient by 10 FT/NM for INERTIAL SEPARATOR set in BYPASS and 30 FT/NM for CABIN HEAT ON.
3. Where climb gradient values have been replaced by dashes, operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those climb gradients which are included, but the operation slightly exceeds the temperature limit, are provided for interpolation purposes only.

Figura 5-30

WITHOUT CARGO POD MAXIMUM RATE OF CLIMB FLAPS UP

CONDITIONS:

1900 RPM

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Weight Pounds	Pressure Altitude Feet	Climb Speed KIAS	Rate of Climb - Feet Per Minute (FPM)				
			-40°C	-20°C	0°C	20°C	40°C
8750	Sea Level	104	1025	1005	990	970	755
	4000	104	990	970	945	840	505
	8000	104	945	920	840	575	275
	12,000	101	895	765	565	335	75
	16,000	95	660	495	315	105	---
	20,000	87	390	240	65	---	---
	24,000	78	135	---	---	---	---
8300	SL	103	1110	1095	1075	1060	835
	4000	103	1075	1055	1035	925	580
	8000	103	1035	1010	925	650	340
	12,000	100	985	850	645	400	135
	16,000	94	740	570	385	165	---
	20,000	86	465	310	130	---	---
	24,000	77	205	60	---	---	---
7800	SL	101	1215	1200	1185	1170	935
	4000	101	1185	1165	1145	1030	670
	8000	101	1145	1120	1035	745	420
	12,000	98	1090	955	740	490	210
	16,000	91	840	665	470	245	---
	20,000	83	555	395	210	---	---
	24,000	73	285	135	---	---	---
7300	SL	99	1335	1320	1305	1290	1045
	4000	99	1305	1285	1265	1150	770
	8000	99	1265	1240	1155	855	510
	12,000	96	1210	1070	850	585	290
	16,000	88	950	770	565	330	65
	20,000	80	650	485	295	75	---
	24,000	69	370	220	40	---	---

NOTE

1. Torque set at 1865 foot-pounds or lesser value must not exceed maximum climb ITT of 765 °C or Ng of 101.6%.
2. With climb power set below the torque limit, decrease rate of climb by 30 FPM for INERTIAL SEPARATOR set in BYPASS and 65 FPM for CABIN HEAT ON.
3. Where rate of climb values have been replaced by dashes, an appreciable rate of climb for the weight shown cannot be expected or operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those rates of climb which are included but the operation slightly exceeds the temperature limit are provided for interpolation purposes only.

Figura 5-31

WITHOUT CARGO POD CLIMB GRADIENT - TAKEOFF FLAPS UP

CONDITIONS:

Takeoff Power

1900 RPM

Zero Wind

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Weight Pounds	Pressure Altitude Feet	Climb Speed KIAS	Climb Gradient - Feet/Nautical Mile (FT/NM)				
			-40°C	-20°C	0°C	20°C	40°C
8750	Sea Level	68	750	710	670	635	490
	2000	69	715	675	635	600	405
	4000	69	675	635	600	515	325
	6000	70	640	600	560	430	250
	8000	70	600	560	495	345	185
	10,000	71	565	525	405	270	---
	12,000	72	525	440	320	195	---
8300	Sea Level	66	830	785	745	705	555
	2000	66	790	745	705	670	465
	4000	67	750	705	665	580	375
	6000	68	710	665	625	485	300
	8000	68	670	625	555	400	230
	10,000	69	630	585	460	320	---
	12,000	69	590	495	375	240	---
7800	Sea Level	61	925	880	835	795	635
	2000	62	885	835	795	755	535
	4000	62	840	795	750	660	440
	6000	62	795	750	710	560	355
	8000	63	755	705	635	465	285
	10,000	63	710	665	530	380	---
	12,000	63	665	565	435	295	---
7300	Sea Level	59	1040	990	940	895	720
	2000	59	995	940	895	850	615
	4000	59	945	895	850	750	515
	6000	59	900	845	800	640	425
	8000	59	850	800	720	540	345
	10,000	59	805	755	610	450	---
	12,000	59	755	650	510	360	---

NOTE

1. Do not exceed torque limit for takeoff per **MAXIMUM ENGINE TORQUE FOR TAKEOFF** chart. When ITT exceeds 765°C, this power setting is time limited to 5 minutes.
2. With climb power set below the torque limit, decrease climb gradient by 10 FT/NM for INERTIAL SEPARATOR set in BYPASS and 40 FT/NM for CABIN HEAT ON.
3. Where climb gradient values have been replaced by dashes, operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those climb gradients which are included, but the operation slightly exceeds the temperature limit, are provided for interpolation purposes only.

Figura 5-32

WITHOUT CARGO POD CRUISE CLIMB FLAPS UP - 115 KIAS

CONDITIONS:

1900 RPM

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Weight Pounds	Pressure Altitude Feet	Rate of Climb - Feet Per Minute (FPM)				
		-40°C	-20°C	0°C	20°C	40°C
8750	Sea Level	1000	980	960	940	705
	2000	980	960	935	910	570
	4000	960	935	910	795	435
	6000	935	905	880	650	305
	8000	910	880	790	505	190
	10,000	880	845	640	370	---
	12,000	845	705	485	235	---
8300	Sea Level	1085	1060	1040	1020	780
	2000	1065	1040	1020	995	635
	4000	1040	1015	990	870	495
	6000	1015	990	960	720	360
	8000	990	960	870	570	235
	10,000	960	925	710	430	---
	12,000	925	780	550	285	---
7800	Sea Level	1185	1165	1145	1120	865
	2000	1165	1140	1120	1095	715
	4000	1140	1115	1090	965	565
	6000	1115	1090	1060	805	420
	8000	1090	1060	965	645	295
	10,000	1060	1025	795	500	---
	12,000	1025	870	630	350	---
7300	Sea Level	1300	1275	1255	1235	960
	2000	1275	1255	1230	1205	800
	4000	1255	1230	1205	1065	645
	6000	1230	1200	1170	900	490
	8000	1200	1170	1070	730	355
	10,000	1170	1135	890	575	---
	12,000	1135	970	715	415	---

NOTE

1. Torque set at 1865 foot-pounds or lesser value must not exceed maximum climb ITT of 765°C or Ng of 101.6%.
2. With climb power set below the torque limit, decrease rate of climb by 50 FPM for INERTIAL SEPARATOR set in BYPASS and 70 FPM for CABIN HEAT ON.
3. Where rate of climb values have been replaced by dashes, an appreciable rate of climb for the weight shown cannot be expected or operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those rates of climb which are included, but the operation slightly exceeds the temperature limit, are provided for interpolation purposes only.

Figura 5-33

WITHOUT CARGO POD RATE OF CLIMB BALKED LANDING - FLAPS FULL

CONDITIONS:

Takeoff Power

1900 RPM

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Weight Pounds	Pressure Altitude Feet	Climb Speed KIAS	Rate of Climb - Feet Per Minute (FPM)				
			-40°C	-20°C	0°C	20°C	40°C
8500	Sea Level	83	845	830	810	785	765
	2000	82	830	805	785	760	700
	4000	81	805	780	755	735	620
	6000	80	780	755	730	700	525
	8000	79	755	725	695	590	410
	10,000	78	725	695	630	470	---
	12,000	77	690	645	505	350	---
8000	Sea Level	82	940	920	900	880	860
	2000	81	920	900	875	855	790
	4000	80	900	875	850	825	705
	6000	79	875	845	820	795	610
	8000	78	845	820	790	675	490
	10,000	77	815	785	720	555	---
	12,000	76	785	735	595	435	---
7500	Sea Level	81	1040	1020	1000	980	960
	2000	80	1020	1000	980	955	890
	4000	79	1000	975	950	930	805
	6000	78	975	950	925	900	705
	8000	77	945	920	890	775	580
	10,000	75	915	890	820	650	---
	12,000	74	885	840	690	520	---
7000	Sea Level	80	1150	1135	1115	1095	1075
	2000	79	1135	1115	1095	1070	1005
	4000	78	1115	1090	1065	1045	915
	6000	77	1090	1065	1040	1010	810
	8000	75	1060	1035	1005	885	680
	10,000	74	1030	1000	930	750	---
	12,000	73	1000	950	795	620	---

NOTE

1. Do not exceed torque limit for takeoff per **MAXIMUM ENGINE TORQUE FOR TAKEOFF** chart. When ITT exceeds 765°C, this power setting is time limited to 5 minutes.
2. With climb power set below the torque limit, decrease rate of climb by 15 FPM for INERTIAL SEPARATOR set in BYPASS and 45 FPM for CABIN HEAT ON.
3. Where rate of climb values have been replaced by dashes, operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those rates of climb which are included, but the operation slightly exceeds the temperature limit, are provided for interpolation purposes only.

Figura 5-34

WITHOUT CARGO POD TIME, FUEL, AND DISTANCE TO CLIMB MAXIMUM RATE OF CLIMB

CONDITIONS:

Flaps UP

1900 RPM

Zero Wind

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Weight Pounds	Pressure Altitude Feet	Climb Speed KIAS	Climb From Sea Level								
			20°C Below Standard			Standard Temperature			20°C Above Standard		
			Time min	Fuel Lbs	Dist NM	Time min	Fuel Lbs	Dist NM	Time min	Fuel Lbs	Dist NM
8750	Sea Level	104	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	4000	104	4	30	7	4	31	8	5	35	10
	8000	104	8	60	15	9	62	16	11	74	22
	12,000	102	13	92	24	14	98	27	19	119	38
	16,000	96	19	128	34	21	140	42	31	177	62
	20,000	88	26	173	50	33	198	65	54	280	111
24,000	79	43	249	82	59	314	119	---	---	---	
8300	Sea Level	103	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	4000	103	4	27	7	4	28	7	5	32	9
	8000	103	8	55	14	8	57	14	10	66	19
	12,000	101	12	84	21	13	89	24	17	106	34
	16,000	95	17	116	31	19	126	37	27	154	53
	20,000	87	24	155	44	29	173	56	43	227	88
24,000	77	36	213	69	46	252	92	174	719	363	
7800	Sea Level	101	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	4000	101	4	25	6	4	26	6	4	28	8
	8000	101	7	50	12	7	52	13	9	59	17
	12,000	99	11	76	19	12	80	21	15	93	29
	16,000	92	15	104	27	17	112	32	23	133	45
	20,000	84	21	138	38	25	151	47	35	187	70
24,000	74	31	184	57	38	208	73	65	301	131	
7300	Sea Level	99	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	4000	99	3	23	5	3	23	5	4	25	7
	8000	99	6	45	11	7	47	11	8	52	15
	12,000	97	10	69	17	10	72	19	13	81	25
	16,000	89	14	94	24	15	100	28	20	115	38
	20,000	80	19	123	34	22	133	40	29	158	57
24,000	70	27	161	49	32	177	60	47	227	93	

NOTE

1. Torque set at 1865 foot-pounds or lesser value must not exceed maximum climb ITT of 765°C or Ng of 101.6%.
2. Add 35 pounds of fuel for engine start, taxi, and takeoff allowance.
3. With INERTIAL SEPARATOR set in BYPASS, increase time, fuel, and distance numbers by 1% for each 2000 feet of climb and for CABIN HEAT ON, increase time, fuel, and distance numbers by 1% for each 1000 feet of climb.
4. Where time, fuel, and distance values have been replaced by dashes, an appreciable rate of climb for the weight shown cannot be expected.

Figura 5-35 (Folha 1 ou 2)

WITHOUT CARGO POD TIME, FUEL, AND DISTANCE TO CLIMB CRUISE CLIMB - 115 KIAS

CONDITIONS:

Flaps **UP**
1900 RPM

Zero Wind

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Weight Pounds	Pressure Altitude Feet	Climb From Sea Level								
		20°C Below Standard			Standard Temperature			20°C Above Standard		
		Time min	Fuel Lbs	Dist NM	Time min	Fuel Lbs	Dist NM	Time min	Fuel Lbs	Dist NM
8750	Sea Level	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	2000	2	15	4	2	16	4	3	18	5
	4000	4	31	8	4	32	9	6	38	11
	6000	7	47	13	7	48	13	9	58	18
	8000	9	63	17	9	65	18	12	80	26
	10,000	11	79	22	12	84	24	17	105	36
	12,000	14	96	27	15	104	32	22	134	48
8300	Sea Level	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	2000	2	14	4	2	15	4	2	17	5
	4000	4	28	8	4	29	8	5	34	10
	6000	6	43	12	6	44	12	8	53	16
	8000	8	57	16	8	60	17	11	72	24
	10,000	10	72	20	11	76	22	15	94	32
	12,000	12	88	25	14	94	29	19	119	43
7800	Sea Level	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	2000	2	13	3	2	13	4	2	15	4
	4000	4	26	7	4	27	7	5	31	9
	6000	5	39	11	6	40	11	7	47	15
	8000	7	52	14	8	54	15	10	65	21
	10,000	9	66	18	10	69	20	13	84	29
	12,000	11	80	23	12	85	26	17	106	38
7300	Sea Level	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	2000	2	12	3	2	12	3	2	14	4
	4000	3	24	6	3	24	7	4	28	8
	6000	5	35	10	5	37	10	6	42	13
	8000	7	47	13	7	49	14	9	58	19
	10,000	8	60	17	9	62	18	12	75	26
	12,000	10	72	21	11	77	23	15	94	33

NOTE

1. Torque set at 1865 foot-pounds or lesser value must not exceed maximum climb ITT of 765°C or Ng of 101.6%.
2. Add 35 pounds of fuel for engine start, taxi, and takeoff allowance.
3. With INERTIAL SEPARATOR set in BYPASS or CABIN HEAT ON, increase time, fuel, and distance numbers by 1% for each 1000 feet of climb.

Figura 5-35 (Folha 2)

WITHOUT CARGO POD CRUISE PERFORMANCE

NOTE

The following general information is applicable to all CRUISE PERFORMANCE Charts.

1. The highest torque shown for each temperature and RPM corresponds to maximum allowable cruise power. Do not exceed this torque, 740°C ITT, or 101.6% Ng, whichever occurs first.
2. The lowest torque shown for each temperature and RPM corresponds to the recommended torque setting for best range in zero wind conditions.
3. With the INERTIAL SEPARATOR in BYPASS and power set below the torque limit (1865 foot-pounds), decrease the maximum cruise torque by 115 foot-pounds. Do not exceed 740°C ITT. Fuel flow for a given torque setting will be 15 pounds per hour (PPH) higher.
4. With the CABIN HEAT ON and power set below the torque limit (1865 foot-pounds), decrease maximum cruise torque by 80 foot-pounds. Do not exceed 740°C ITT. Fuel flow for a given torque setting will be 7 PPH higher.

Figura 5-36 (Folha 1 de 12)

WITHOUT CARGO POD CRUISE PERFORMANCE CRUISE PRESSURE ALTITUDE 2000 FEET

CONDITIONS:

8750 Pounds

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

NOTE

Do not exceed maximum cruise torque or 740°C ITT.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
46	1232	343	153	1320	343	152	1410	343	151
40	1369	362	160	1464	362	159	1563	362	157
30	1590	393	169	1696	393	168	1804	393	166
	1400	363	160	1500	364	159	1600	363	158
	1390	362	159	1450	357	157	1525	353	154
20	1800	424	176	1916	424	175	1970	414	170
	1600	392	168	1800	406	171	1800	389	164
	1400	361	158	1600	375	162	1600	360	156
10	1385	358	157	1440	351	155	1510	348	152
	1865	432	177	1970	429	175	1970	410	168
	1700	405	170	1800	402	169	1800	385	162
0	1500	374	161	1600	372	161	1600	357	155
	1375	354	155	1435	348	153	1485	341	150
	1865	429	175	1970	425	173	1970	406	167
-10	1700	402	168	1800	399	167	1800	381	161
	1500	371	160	1600	369	159	1600	353	153
	1375	351	154	1415	342	151	1480	337	148
-20	1865	426	173	1970	422	171	1970	402	165
	1700	399	166	1800	395	165	1800	378	159
	1500	368	158	1600	366	157	1600	350	151
-30	1355	346	151	1405	337	148	1460	331	146
	1865	423	171	1970	418	169	1970	398	163
	1700	396	164	1800	392	163	1800	374	157
-40	1500	365	156	1600	362	155	1600	346	150
	1355	344	149	1395	333	146	1455	326	144
	1865	421	168	1970	414	167	1970	395	161
-50	1700	394	162	1800	389	161	1800	370	156
	1500	363	154	1600	359	153	1600	342	148
	1360	342	147	1400	331	145	1440	321	141
-54	1865	419	166	1970	412	165	1970	391	159
	1700	391	160	1800	386	159	1800	367	154
	1500	361	152	1600	356	151	1600	339	146
-54	1350	338	145	1400	328	143	1435	316	139
	1865	417	164	1970	410	163	1970	387	157
	1700	389	158	1800	382	157	1800	363	152
-54	1500	358	150	1600	353	149	1600	335	144
	1355	336	143	1400	325	141	1415	311	137
	1865	417	163	1970	409	162	1970	385	156
-54	1700	388	157	1800	381	156	1800	361	151
	1500	357	149	1600	352	148	1600	334	143
	1360	336	142	1400	324	140	1410	309	136
				1360	318	138			

Figura 5-36 (Folha 2)

**WITHOUT CARGO POD
 CRUISE PERFORMANCE
 CRUISE PRESSURE ALTITUDE 4000 FEET**

CONDITIONS:
 8750 Pounds
 INERTIAL SEPARATOR NORMAL

NOTE Do not exceed maximum cruise torque or 740 °C ITT.

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
42	1211	329	154	1295	329	153	1384	329	152
40	1255	335	156	1342	335	156	1433	335	154
30	1466	365	167	1564	365	166	1664	365	163
	1350	347	161	1395	340	157	1500	341	156
20	1667	395	175	1775	395	173	1883	395	170
	1500	368	167	1600	368	166	1700	367	163
	1330	342	158	1395	336	156	1500	338	155
10	1864	426	181	1970	424	179	1970	405	172
	1700	398	174	1800	396	172	1800	378	166
	1500	365	165	1600	365	164	1600	349	158
	1320	337	156	1400	334	155	1445	327	151
0	1865	424	179	1970	421	177	1970	400	170
	1700	395	172	1800	393	171	1800	375	164
	1500	363	163	1600	361	162	1600	346	156
	1315	333	154	1400	331	153	1430	322	148
-10	1865	422	177	1970	418	175	1970	396	168
	1700	392	170	1800	389	169	1800	371	162
	1500	360	161	1600	358	161	1600	342	155
	1305	330	152	1400	329	151	1415	316	146
-20	1865	420	175	1970	416	173	1970	392	167
	1700	390	168	1800	386	167	1800	368	161
	1500	358	159	1600	355	159	1600	339	153
	1295	326	149	1400	326	150	1395	311	144
-30	1865	418	172	1970	413	171	1970	389	165
	1700	387	166	1800	382	165	1800	364	159
	1500	355	157	1600	352	157	1600	336	151
	1295	324	148	1400	323	148	1395	307	142
-40	1865	416	170	1970	410	169	1970	386	163
	1700	385	164	1800	379	163	1800	361	157
	1500	353	155	1600	350	155	1600	332	149
	1300	323	146	1400	320	146	1400	305	141
-50	1865	415	168	1970	408	166	1970	383	161
	1700	384	162	1800	377	161	1800	357	155
	1500	351	153	1600	347	153	1600	328	147
	1300	320	144	1400	317	144	1400	301	139
-54	1285	318	143	1305	304	140	1365	297	137
	1865	414	167	1970	407	165	1970	382	160
	1700	383	161	1800	376	160	1800	356	154
	1500	350	152	1600	346	152	1600	327	147
-54	1300	320	143	1400	316	143	1400	300	138
	1285	318	143	1305	303	139	1360	295	137

Figura 5-36 (Folha 3)

WITHOUT CARGO POD CRUISE PERFORMANCE CRUISE PRESSURE ALTITUDE 6000 FEET

CONDITIONS:

8750 Pounds

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

NOTE

Do not exceed maximum cruise torque or 740°C ITT.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
38	1186	315	155	1268	315	154	1353	315	152
30	1346	338	164	1436	338	163	1529	338	160
	1305	332	161	1355	326	158	1440	325	156
20	1538	367	172	1638	367	171	1737	367	168
	1400	344	165	1500	345	165	1600	346	162
10	1295	328	159	1345	322	156	1425	320	154
	1725	396	179	1833	396	177	1940	396	174
	1600	375	174	1700	374	172	1800	373	169
	1400	342	164	1500	342	163	1600	342	161
0	1275	322	157	1340	318	155	1405	314	152
	1865	422	183	1970	420	181	1970	398	174
	1700	389	176	1800	387	174	1800	369	167
	1500	356	167	1600	355	166	1600	339	159
-10	1300	324	156	1400	324	156	1400	311	150
	1270	319	155	1330	314	153	1390	309	149
	1865	420	181	1970	417	179	1970	395	172
	1700	387	174	1800	385	172	1800	365	166
-20	1500	353	165	1600	352	164	1600	336	158
	1300	322	155	1400	321	155	1400	308	148
	1265	316	153	1310	308	150	1375	303	147
	1865	418	179	1970	414	177	1970	391	170
-30	1700	386	172	1800	382	171	1800	362	164
	1500	351	163	1600	349	162	1600	333	156
	1300	319	153	1400	318	153	1400	304	147
	1245	310	150	1300	304	148	1355	298	145
-40	1865	416	177	1970	412	175	1970	388	168
	1700	384	170	1800	379	168	1800	359	162
	1500	348	161	1600	346	160	1600	330	154
	1300	317	151	1400	316	151	1400	301	145
-50	1240	308	148	1285	299	145	1350	294	143
	1865	414	174	1970	409	172	1970	385	166
	1700	382	168	1800	377	166	1800	356	160
	1500	346	159	1600	343	158	1600	326	153
-54	1300	315	149	1400	313	149	1400	298	144
	1240	306	146	1260	293	142	1340	289	141
	1865	412	172	1970	406	170	1970	382	164
	1700	381	165	1800	375	164	1800	353	158
-54	1500	344	157	1600	340	156	1600	323	151
	1300	313	147	1400	310	148	1400	295	142
	1250	305	144	1265	291	141	1325	284	138
	1865	411	171	1970	405	169	1970	381	163
-54	1700	380	165	1800	374	163	1800	352	157
	1500	343	156	1600	339	155	1600	322	150
	1300	312	146	1400	309	147	1400	294	141
	1250	304	144	1245	287	139	1310	282	137

Figura 5-36 (Folha 4)

**WITHOUT CARGO POD
 CRUISE PERFORMANCE
 CRUISE PRESSURE ALTITUDE 8000 FEET**

CONDITIONS:
 8750 Pounds
 INERTIAL SEPARATOR NORMAL

NOTE Do not exceed maximum cruise torque or 740 °C ITT.

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
30	1215	311	159	1297	311	158	1382	311	155
20	1397	338	169	1488	338	167	1579	338	164
	1260	316	161	1305	309	157	1400	310	155
10							1385	308	154
	1571	364	176	1670	364	174	1767	364	171
	1400	336	167	1500	337	166	1600	337	164
0	1245	311	158	1295	305	155	1400	308	154
							1370	303	152
	1743	397	182	1852	396	180	1957	396	177
	1600	368	176	1700	367	174	1800	367	171
-10	1400	334	165	1500	334	165	1600	334	162
	1235	307	156	1300	303	154	1400	304	153
				1290	302	153	1355	298	150
	1865	419	185	1970	416	183	1970	395	176
	1700	386	178	1800	384	176	1800	363	169
-20	1500	348	169	1600	347	168	1600	331	161
	1300	315	158	1400	315	158	1400	302	151
	1225	303	153	1275	297	151	1335	293	148
-30	1865	416	183	1970	414	181	1970	392	174
	1700	384	176	1800	382	174	1800	360	167
	1500	345	167	1600	344	166	1600	328	159
	1300	313	156	1400	313	156	1400	299	150
-40	1210	299	151	1265	292	149	1315	287	145
	1865	414	181	1970	411	179	1970	388	172
	1700	382	174	1800	379	172	1800	357	166
	1500	343	165	1600	341	164	1600	325	157
	1300	311	154	1400	310	155	1400	296	148
-50	1210	296	149	1250	288	146	1305	282	143
	1865	412	178	1970	408	176	1970	385	170
	1700	380	172	1800	376	170	1800	355	164
	1500	342	163	1600	339	162	1600	322	156
-54	1300	309	152	1400	307	153	1400	293	147
	1215	295	148	1230	282	143	1295	278	141
	1865	410	176	1970	405	174	1970	382	168
	1700	379	169	1800	374	168	1800	352	162
	1500	341	161	1600	337	160	1600	319	154
-54	1300	307	151	1400	305	151	1400	290	145
	1210	293	146	1230	280	142	1275	272	139
	1865	409	175	1970	404	173	1970	381	167
	1700	378	168	1800	373	167	1800	351	161
-54	1500	340	160	1600	337	159	1600	317	153
	1300	306	150	1400	304	150	1400	289	144
	1205	291	144	1225	278	141	1270	271	138

Figura 5-36 (Folha 5)

WITHOUT CARGO POD CRUISE PERFORMANCE CRUISE PRESSURE ALTITUDE 10,000 FEET

CONDITIONS:

8750 Pounds

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

NOTE

Do not exceed maximum cruise torque or 740°C ITT.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
25	1182	298	159	1261	298	158	1341	298	155
20	1266	310	164	1349	310	163	1433	310	159
	1235	306	162	1285	301	159	1355	299	155
10	1426	334	172	1516	334	170	1606	334	167
	1300	314	165	1400	316	164	1500	318	162
	1235	303	160	1280	297	157	1355	295	154
0	1586	364	179	1685	364	177	1782	364	174
	1400	328	169	1500	330	168	1600	330	165
	1215	298	158	1300	298	157	1400	299	155
-10				1265	292	155	1340	290	152
	1745	394	184	1854	394	182	1957	394	179
	1600	365	178	1700	365	176	1800	364	173
	1400	326	167	1500	326	166	1600	326	164
-20	1205	294	155	1300	295	155	1400	296	154
				1260	289	153	1330	286	150
	1865	416	187	1970	413	184	1970	393	177
	1700	383	180	1800	381	178	1800	361	171
	1500	343	171	1600	343	169	1600	324	162
-30	1300	308	160	1400	307	160	1400	294	152
	1195	290	153	1250	284	151	1300	279	147
	1865	413	185	1970	410	182	1970	389	175
	1700	381	178	1800	379	176	1800	357	169
	1500	342	169	1600	341	168	1600	321	161
-40	1300	305	158	1400	305	158	1400	291	151
	1185	287	151	1230	279	148	1280	274	145
	1865	411	183	1970	408	180	1970	385	173
	1700	379	176	1800	376	174	1800	354	167
	1500	340	167	1600	338	166	1600	319	159
-50	1300	303	156	1400	302	156	1400	288	149
	1180	284	149	1220	275	146	1275	270	143
	1865	410	180	1970	406	178	1970	381	171
	1700	377	173	1800	373	172	1800	352	165
	1500	339	164	1600	336	164	1600	316	157
-54	1300	301	154	1400	300	154	1400	285	148
	1180	282	147	1215	272	144	1265	265	141
	1865	409	179	1970	405	177	1970	380	170
	1700	377	173	1800	372	171	1800	351	164
	1500	338	163	1600	335	163	1600	316	156
-54	1300	300	153	1400	299	153	1400	284	147
	1180	281	146	1205	270	142	1260	263	140

Figura 5-36 (Folha 6)

**WITHOUT CARGO POD
 CRUISE PERFORMANCE
 CRUISE PRESSURE ALTITUDE 12,000 FEET**

CONDITIONS:
 8750 Pounds
 INERTIAL SEPARATOR NORMAL

NOTE Do not exceed maximum cruise torque or 740 °C ITT.

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
20	1138	284	158	1213	284	156	1290	284	153
10	1287	306	167	1369	306	165	1452	306	162
	1220	295	163	1275	291	160	1350	290	156
0	1437	333	175	1527	333	173	1615	333	169
	1300	306	167	1400	309	166	1500	311	163
	1215	293	161	1260	286	157	1340	286	154
-10	1586	361	181	1684	361	179	1778	361	175
	1400	324	171	1500	326	170	1600	327	167
	1205	288	159	1300	290	158	1400	292	156
				1255	283	155	1330	281	152
-20	1708	384	185	1815	384	182	1915	384	179
	1600	362	180	1700	362	178	1800	362	175
	1400	323	169	1500	324	168	1600	324	165
	1200	286	156	1300	288	157	1400	290	155
	1185	284	156	1240	278	153	1305	275	150
-30	1835	409	188	1947	409	186	1970	391	179
	1700	380	182	1800	378	180	1800	359	173
	1500	341	172	1600	341	171	1600	321	164
	1300	302	161	1400	302	161	1400	287	154
	1185	281	154	1230	274	151	1280	269	147
-40	1865	414	187	1970	411	184	1970	388	177
	1700	378	180	1800	376	178	1800	355	171
	1500	339	170	1600	338	169	1600	319	162
	1300	300	159	1400	300	159	1400	284	152
	1165	276	151	1210	269	148	1260	263	144
-50	1865	412	184	1970	409	182	1970	384	175
	1700	376	178	1800	373	176	1800	352	169
	1500	338	168	1600	336	167	1600	316	160
	1300	299	158	1400	299	157	1400	281	151
	1160	273	149	1210	266	147	1250	259	142
-54	1865	411	183	1970	408	181	1970	383	174
	1700	376	177	1800	372	175	1800	351	168
	1500	337	167	1600	335	166	1600	315	160
	1300	299	157	1400	298	157	1400	280	150
	1160	273	148	1200	265	145	1245	257	142
			1190	263	145				

Figura 5-36 (Folha 7)

**WITHOUT CARGO POD
CRUISE PERFORMANCE
CRUISE PRESSURE ALTITUDE 14,000 FEET**

CONDITIONS:

8750 Pounds

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

NOTE

Do not exceed maximum cruise torque or 740°C ITT.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM				
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS		
15	1087	270	155	1159	270	153	1232	270	149		
10	1157	280	161	1232	280	159	1307	280	155		
0	1297	304	170	1379	304	168	1460	304	164		
	1210	287	164	1265	283	160	1335	282	156		
-10	1434	330	177	1523	330	174	1610	330	171		
	1300	303	168	1400	306	167	1500	309	165		
	1190	281	161	1240	276	157	1325	277	154		
-20	1553	352	181	1649	352	179	1741	352	175		
	1400	322	173	1500	323	172	1600	325	169		
	1200	282	160	1300	285	160	1400	287	158		
	1180	278	158	1235	273	156	1315	272	152		
-30	1666	374	185	1768	374	182	1865	374	179		
	1500	340	176	1600	340	175	1700	341	172		
	1300	300	165	1400	302	164	1500	303	162		
	1160	273	156	1225	269	153	1300	269	150		
							1285	266	150		
-40	1790	400	188	1899	399	186	1970	393	181		
	1600	358	179	1700	357	177	1800	357	174		
	1400	319	169	1500	319	168	1600	319	165		
	1200	280	156	1300	281	157	1400	283	155		
	1150	269	153	1210	264	151	1270	261	147		
-50	1865	413	189	1970	411	186	1970	389	179		
	1700	378	182	1800	376	180	1800	353	172		
	1500	336	172	1600	335	171	1600	316	163		
	1300	298	161	1400	298	161	1400	281	153		
	1125	264	150	1195	260	148	1245	254	144		
-54	1865	412	188	1970	409	185	1970	387	178		
	1700	378	181	1800	376	179	1800	352	171		
	1500	336	171	1600	335	170	1600	316	163		
	1300	297	160	1400	297	160	1400	280	153		
	1115	262	148	1200	260	148	1245	253	144		
									1180	257	147

Figura 5-36 (Folha 8)

**WITHOUT CARGO POD
 CRUISE PERFORMANCE
 CRUISE PRESSURE ALTITUDE 16,000 FEET**

CONDITIONS:
 8750 Pounds
 INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

NOTE Do not exceed maximum cruise torque or 740 °C ITT.

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
10	1039	256	152	1107	256	149	1176	256	144
0	1169	277	163	1243	277	161	1317	277	157
	1160	275	162	1235	275	160	1315	276	157
-10	1293	301	171	1374	301	169	1453	301	165
	1140	270	160	1215	269	157	1300	271	155
-20	1407	322	177	1494	322	174	1579	322	171
	1300	301	170	1300	284	163	1400	288	160
	1130	266	157	1200	265	155	1285	266	153
-30	1510	342	181	1604	342	178	1693	341	175
	1400	319	175	1400	302	167	1500	304	165
	1200	279	161	1200	263	154	1300	266	153
	1115	262	155	1185	260	153	1265	260	150
-40	1622	365	185	1721	365	182	1813	364	179
	1500	338	178	1600	339	176	1700	340	174
	1300	298	167	1400	300	166	1500	301	163
	1095	257	152	1200	262	153	1300	265	151
				1165	255	150	1245	254	148
-50	1737	387	188	1842	386	185	1941	386	182
	1600	359	181	1700	358	179	1800	358	176
	1400	316	171	1500	316	169	1600	316	167
	1200	277	158	1300	279	158	1400	281	156
	1075	252	149	1145	250	147	1225	249	145
-54	1737	386	187	1842	385	184	1943	384	181
	1600	358	180	1700	357	178	1800	357	175
	1400	315	170	1500	316	169	1600	315	166
	1200	276	157	1300	278	157	1400	280	156
	1070	251	148	1140	248	146	1215	246	144

Figura 5-36 (Folha 9)

**WITHOUT CARGO POD
CRUISE PERFORMANCE
CRUISE PRESSURE ALTITUDE 18,000 FEET**

CONDITIONS:

8750 Pounds

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

NOTE

Do not exceed maximum cruise torque or 740°C ITT.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
-5	1109	263	160	1179	263	157	1249	263	152
-10	1165	274	164	1239	274	162	1311	274	157
	1110	263	159	1180	262	157	1285	269	155
-20	1273	294	171	1352	294	169	1430	294	165
	1105	260	158	1200	265	157	1300	269	155
-30	1367	312	176	1452	311	174	1534	311	170
	1200	278	164	1300	282	164	1400	286	161
-40	1085	256	155	1140	251	151	1250	257	150
	1464	332	180	1553	332	178	1640	332	174
-50	1300	296	170	1400	300	169	1500	302	166
	1100	257	154	1200	261	155	1300	264	153
-54	1070	251	152	1130	248	150	1220	250	148
	1568	352	184	1663	352	181	1754	351	178
-50	1400	317	174	1500	318	173	1600	320	170
	1200	276	161	1300	278	161	1400	280	159
-54	1065	250	151	1115	243	147	1200	244	145
	1567	351	183	1660	350	180	1752	350	177
-54	1400	316	174	1500	318	172	1600	319	169
	1200	275	160	1300	278	160	1400	279	158
	1065	249	150	1110	241	146	1200	244	145
							1185	241	143

Figura 5-36 (Folha 10)

**WITHOUT CARGO POD
 CRUISE PERFORMANCE
 CRUISE PRESSURE ALTITUDE 20,000 FEET**

CONDITIONS:
 8750 Pounds
 INERTIAL SEPARATOR NORMAL

NOTE
 Do not exceed maximum cruise
 torque or 740 °C ITT.

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
-15	1097	259	159	1166	259	156	1233	258	151
-20	1148	268	164	1219	268	161	1289	268	156
	1130	264	162	1200	264	159			
-30	1235	284	170	1311	284	167	1386	284	163
	1115	260	160	1200	263	158			
				1180	259	157			
-40	1321	302	175	1403	302	172	1482	302	168
	1200	276	166	1200	261	157			
	1095	255	157	1145	250	153			
-50	1415	321	179	1500	320	176	1582	320	172
	1300	296	172	1300	278	164			
	1100	255	156	1140	248	151			
	1080	251	154						
-54	1409	319	178	1494	318	175	1578	318	172
	1300	296	171	1300	277	163			
	1100	255	155	1135	245	150			
	1080	250	154						

Figura 5-36 (Folha 11)

**WITHOUT CARGO POD
CRUISE PERFORMANCE
CRUISE PRESSURE ALTITUDE 22,000 FEET**

CONDITIONS:

8300 Pounds

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

NOTE

Do not exceed maximum cruise torque or 740°C ITT.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
-25	1071	251	162	1138	251	159	1204	250	154
-30	1111	258	166	1180	258	163	1249	258	158
	1060	248	161	1135	250	159	1230	254	156
-40	1192	274	171	1265	274	168	1338	274	164
	1055	245	159	1115	243	156	1205	247	154
-50	1275	292	176	1352	291	173	1428	291	169
	1100	253	162	1200	259	162	1300	263	160
-54	1040	241	156	1090	237	153	1205	244	153
	1268	290	175	1346	289	172	1425	289	168
	1100	253	161	1200	258	162	1300	263	160
	1035	240	156	1085	235	152	1175	238	150

CRUISE PRESSURE ALTITUDE 24,000 FEET

CONDITIONS:

7800 Pounds

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

NOTE

Do not exceed maximum cruise torque or 740°C ITT.

Temp °C	1900 RPM			1750 RPM			1600 RPM		
	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS	Torque Ft-Lbs	Fuel Flow PPH	KTAS
-30	999	234	162	1062	234	158	1125	234	153
-40	1074	249	168	1141	249	165	1208	249	161
	990	232	160	1050	230	157	1145	236	155
-50	1149	265	173	1219	264	170	1289	264	166
	1000	232	159	1100	238	160	1135	232	153
-54	990	230	159	1040	227	155			
	1142	263	172	1214	263	169	1285	262	165
	1000	232	159	1100	238	160	1130	230	153
	985	228	157	1025	223	153			

Figura 5-36 (Folha 12)

WITHOUT CARGO POD CRUISE MAXIMUM TORQUE

NOTE

The following general information is applicable to all CRUISE MAXIMUM TORQUE Charts.

1. The highest torque shown for each temperature and RPM corresponds to maximum allowable cruise power. Do not exceed this torque, 740 °C ITT, or 101.6% Ng, whichever occurs first.
2. With the INERTIAL SEPARATOR in BYPASS and power set below the torque limit (1865 foot-pounds), decrease the maximum cruise torque by 115 foot-pounds. Do not exceed 740 °C ITT. Fuel flow for a given torque setting will be 15 pounds per hour (PPH) higher.
3. With the CABIN HEAT ON and power set below the torque limit (1865 foot-pounds), decrease maximum cruise torque by 80 foot-pounds. Do not exceed 740 °C ITT. Fuel flow for a given torque setting will be 7 PPH higher.
4. Where torque values have been replaced by dashes, operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those torque values which are included, but the operation slightly exceeds the temperature limit, are provided for interpolation purposes only.

Figura 5-37 (Folha 1 de 7)

WITHOUT CARGO POD CRUISE MAXIMUM TORQUE

CONDITIONS:

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	Pressure Altitude 1000 Feet			Pressure Altitude 2000 Feet			Pressure Altitude 3000 Feet		
	Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM		
	1900	1750	1600	1900	1750	1600	1900	1750	1600
50	1204	1291	1379	1151	1235	1319	---	---	---
45	1314	1406	1503	1259	1348	1440	1204	1290	1378
40	1431	1530	1633	1373	1468	1567	1316	1407	1502
35	1545	1649	1757	1484	1585	1689	1425	1522	1621
30	1656	1766	1879	1592	1698	1807	1531	1632	1737
25	1769	1884	1970	1702	1813	1926	1638	1745	1853
20	1865	1970	1970	1802	1918	1970	1736	1847	1960
15	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1835	1952	1970
10	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
5	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
0	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-5	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-10	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-15	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-20	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-25	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-30	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-35	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-40	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-45	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-50	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-54	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970

Figura 5-37 (Folha 2)

WITHOUT CARGO POD CRUISE MAXIMUM TORQUE

CONDITIONS:

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	Pressure Altitude 4000 Feet			Pressure Altitude 5000 Feet			Pressure Altitude 6000 Feet		
	Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM		
	1900	1750	1600	1900	1750	1600	1900	1750	1600
45	1151	1233	1317	---	---	---	---	---	---
40	1260	1347	1438	1204	1288	1375	1149	1229	1313
35	1366	1459	1555	1309	1398	1490	1252	1337	1426
30	1469	1567	1668	1409	1503	1600	1350	1440	1533
25	1574	1677	1782	1511	1610	1711	1449	1545	1641
20	1670	1777	1886	1605	1708	1812	1541	1641	1741
15	1767	1879	1970	1700	1807	1915	1633	1737	1840
10	1865	1970	1970	1797	1909	1970	1728	1836	1943
5	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1819	1932	1970
0	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-5	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-10	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-15	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-20	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-25	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-30	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-35	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-40	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-45	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-50	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-54	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970

Figura 5-37 (Folha 3)

WITHOUT CARGO POD CRUISE MAXIMUM TORQUE

CONDITIONS:

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	Pressure Altitude 7000 Feet			Pressure Altitude 8000 Feet			Pressure Altitude 9000 Feet		
	Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM		
	1900	1750	1600	1900	1750	1600	1900	1750	1600
40	1089	1165	1245	---	---	---	---	---	---
35	1190	1271	1356	1130	1207	1289	1072	1146	1223
30	1284	1371	1459	1221	1303	1388	1160	1239	1320
25	1381	1472	1564	1313	1400	1489	1249	1332	1417
20	1471	1566	1662	1401	1492	1584	1334	1421	1509
15	1561	1660	1759	1487	1582	1677	1416	1507	1599
10	1652	1756	1858	1574	1673	1771	1500	1595	1689
5	1742	1851	1956	1662	1765	1867	1585	1684	1782
0	1830	1944	1970	1746	1855	1960	1666	1770	1871
-5	1865	1970	1970	1833	1947	1970	1749	1858	1962
-10	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1829	1943	1970
-15	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-20	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-25	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-30	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-35	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-40	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-45	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-50	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-54	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970

Figura 5-37 (Folha 4)

WITHOUT CARGO POD CRUISE MAXIMUM TORQUE

CONDITIONS:

INERTIAL SEPARATOR **NORMAL**

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	Pressure Altitude 10,000 Feet			Pressure Altitude 11,000 Feet			Pressure Altitude 12,000 Feet		
	Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM		
	1900	1750	1600	1900	1750	1600	1900	1750	1600
30	1102	1177	1255	1047	1119	1194	989	1058	1129
25	1187	1266	1348	1129	1205	1283	1068	1140	1214
20	1270	1354	1438	1210	1290	1371	1147	1223	1301
15	1349	1436	1524	1286	1369	1453	1220	1299	1380
10	1430	1520	1611	1363	1450	1537	1294	1377	1460
5	1512	1606	1700	1442	1533	1623	1370	1456	1542
0	1590	1689	1786	1518	1612	1705	1443	1533	1622
-5	1669	1773	1873	1594	1693	1789	1516	1611	1703
-10	1748	1857	1960	1671	1776	1875	1591	1690	1785
-15	1813	1925	1970	1735	1841	1943	1654	1756	1854
-20	1865	1970	1970	1800	1911	1970	1717	1822	1920
-25	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1780	1889	1970
-30	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1843	1956	1970
-35	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-40	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-45	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-50	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970
-54	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1865	1970	1970

Figura 5-37 (Folha 5)

WITHOUT CARGO POD CRUISE MAXIMUM TORQUE

CONDITIONS:

INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	Pressure Altitude 13,000 Feet			Pressure Altitude 14,000 Feet			Pressure Altitude 15,000 Feet		
	Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM		
	1900	1750	1600	1900	1750	1600	1900	1750	1600
25	1009	1078	1149	954	1020	1088	---	---	---
20	1086	1158	1233	1028	1097	1168	973	1039	1107
15	1157	1233	1310	1097	1170	1243	1041	1110	1181
10	1228	1307	1387	1165	1241	1317	1106	1178	1251
5	1300	1383	1465	1234	1313	1392	1172	1247	1323
0	1372	1458	1543	1304	1386	1468	1239	1317	1396
-5	1442	1532	1620	1371	1457	1542	1303	1385	1466
-10	1514	1608	1699	1440	1530	1617	1370	1455	1539
-15	1576	1674	1768	1503	1596	1686	1432	1522	1608
-20	1636	1737	1832	1559	1655	1747	1486	1578	1666
-25	1697	1801	1898	1618	1717	1810	1542	1637	1726
-30	1758	1865	1965	1676	1779	1874	1598	1696	1788
-35	1822	1934	1970	1737	1844	1942	1656	1758	1852
-40	1865	1970	1970	1799	1909	1970	1716	1821	1919
-45	1865	1970	1970	1860	1970	1970	1774	1883	1970
-50	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1831	1944	1970
-54	1865	1970	1970	1865	1970	1970	1833	1945	1970

Temp °C	Pressure Altitude 16,000 Feet			Pressure Altitude 17,000 Feet			Pressure Altitude 18,000 Feet		
	Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM		
	1900	1750	1600	1900	1750	1600	1900	1750	1600
20	923	986	1051	876	936	998	---	---	---
15	988	1054	1122	939	1002	1066	892	952	1014
10	1050	1119	1189	997	1063	1130	947	1010	1074
5	1112	1184	1257	1057	1125	1195	1004	1069	1136
0	1177	1252	1327	1118	1189	1261	1062	1130	1199
-5	1238	1316	1394	1176	1251	1325	1118	1189	1260
-10	1301	1382	1462	1236	1313	1390	1174	1248	1322
-15	1363	1448	1531	1297	1377	1457	1232	1309	1385
-20	1414	1501	1587	1345	1429	1511	1281	1360	1439
-25	1467	1557	1643	1395	1481	1565	1327	1409	1490
-30	1520	1613	1701	1446	1535	1619	1376	1460	1541
-35	1575	1672	1762	1498	1590	1676	1425	1512	1595
-40	1633	1733	1827	1553	1648	1737	1476	1567	1652
-45	1689	1792	1889	1606	1704	1797	1528	1621	1710
-50	1746	1853	1954	1661	1762	1859	1580	1676	1768
-54	1749	1855	1957	1665	1766	1863	1583	1678	1771

Figura 5-37 (Folha 6)

WITHOUT CARGO POD CRUISE MAXIMUM TORQUE

CONDITIONS:
INERTIAL SEPARATOR NORMAL

Refer to sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

Temp °C	Pressure Altitude 19,000 Feet			Pressure Altitude 20,000 Feet			Pressure Altitude 21,000 Feet		
	Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM		
	1900	1750	1600	1900	1750	1600	1900	1750	1600
15	847	905	963	---	---	---	---	---	---
10	900	960	1022	847	904	962	797	851	906
5	954	1017	1080	899	959	1019	847	903	960
0	1009	1074	1140	952	1014	1076	897	956	1016
-5	1063	1131	1199	1005	1069	1134	949	1010	1072
-10	1116	1187	1257	1056	1123	1190	998	1062	1126
-15	1171	1244	1317	1109	1179	1248	1048	1115	1181
-20	1219	1295	1370	1158	1230	1302	1098	1167	1235
-25	1263	1341	1419	1200	1275	1348	1138	1209	1280
-30	1309	1389	1468	1243	1320	1396	1179	1253	1326
-35	1355	1438	1518	1288	1367	1443	1222	1297	1371
-40	1404	1490	1572	1334	1415	1494	1266	1343	1418
-45	1453	1542	1627	1382	1466	1547	1312	1392	1470
-50	1502	1594	1682	1428	1515	1600	1357	1439	1520
-54	1504	1595	1684	1429	1515	1600	1356	1438	1520

Temp °C	Pressure Altitude 22,000 Feet			Pressure Altitude 23,000 Feet			Pressure Altitude 24,000 Feet		
	Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM			Propeller Speed RPM		
	1900	1750	1600	1900	1750	1600	1900	1750	1600
10	749	800	852	---	---	---	---	---	---
5	797	850	905	750	800	853	705	753	802
0	846	901	958	797	850	904	750	800	852
-5	895	954	1013	844	900	956	796	848	902
-10	943	1003	1065	890	948	1007	841	896	951
-15	991	1054	1117	936	996	1057	885	942	1000
-20	1040	1106	1171	984	1046	1109	930	989	1049
-25	1079	1147	1215	1023	1088	1153	970	1032	1094
-30	1119	1189	1259	1061	1128	1195	1006	1070	1134
-35	1159	1231	1302	1099	1168	1237	1043	1109	1174
-40	1201	1274	1346	1139	1209	1279	1080	1147	1215
-45	1245	1321	1396	1181	1254	1324	1120	1189	1257
-50	1288	1367	1444	1223	1298	1372	1161	1232	1302
-54	1286	1365	1443	1220	1295	1369	1157	1229	1299

Figura 5-37 (Folha 7)

SEM POD DE CARGA COMBUSTÍVEL E TEMPO NECESSÁRIOS

POTÊNCIA MÁXIMA DE CRUZEIRO (40-200 Milhas Náuticas)

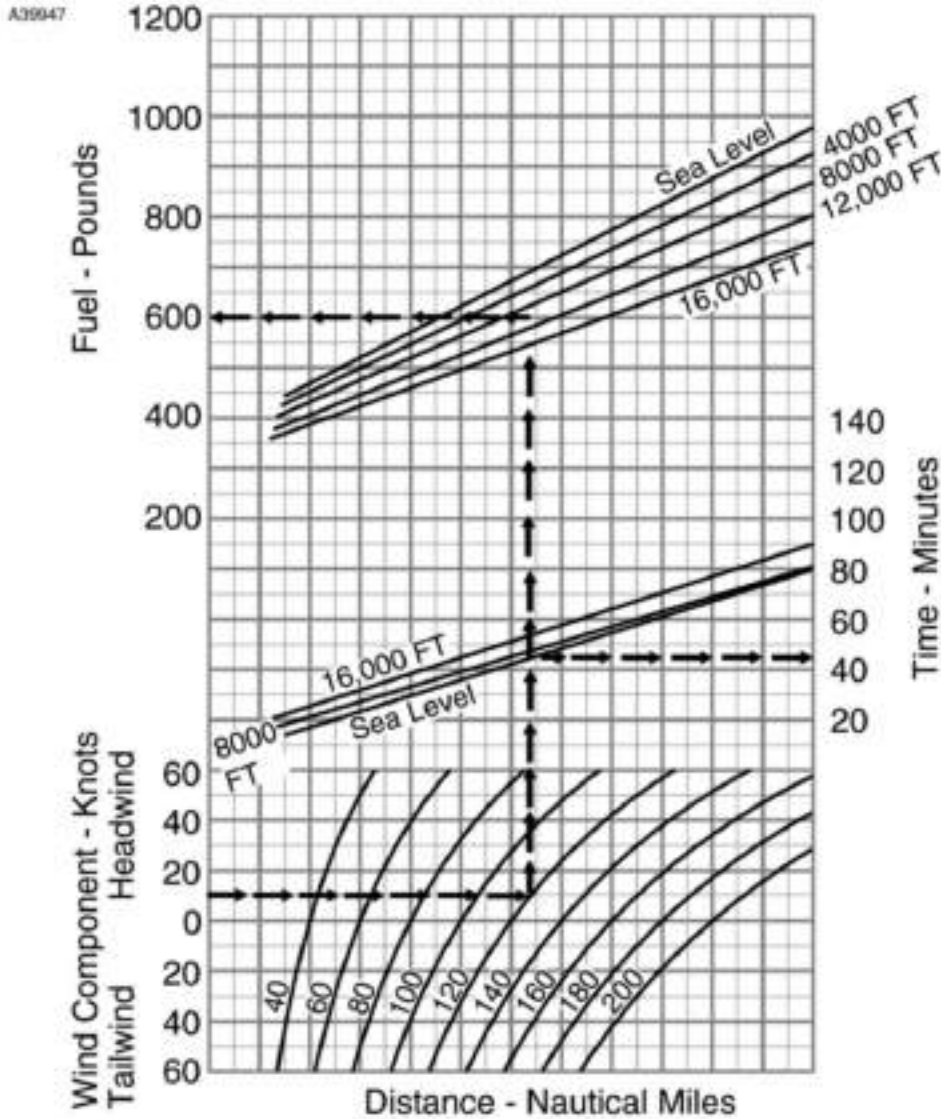
CONDIÇÕES:

8.750 libras

Temperatura Padrão

1900 rpm

SEPARADOR INERTIAL **NORMAL**



OBSERVAÇÃO

1. O combustível necessário inclui o combustível usado para partida do motor, táxi, decolagem, subida máxima do nível do mar, descida ao nível do mar e 45 minutos reserva. O tempo necessário inclui o tempo durante uma subida máxima e descida.
2. Com o SEPARADOR INERTIAL em BYPASS, aumente o tempo em 4% e o combustível em 2%, ou CABIN HEAT ON, aumenta o tempo em 3% e o combustível em 2%.

Figura 5-38 (Folha 1 de 2)

SEM POD DE CARGA COMBUSTÍVEL E TEMPO NECESSÁRIOS

POTÊNCIA MÁXIMA DE CRUZEIRO (200-1000 milhas náuticas)

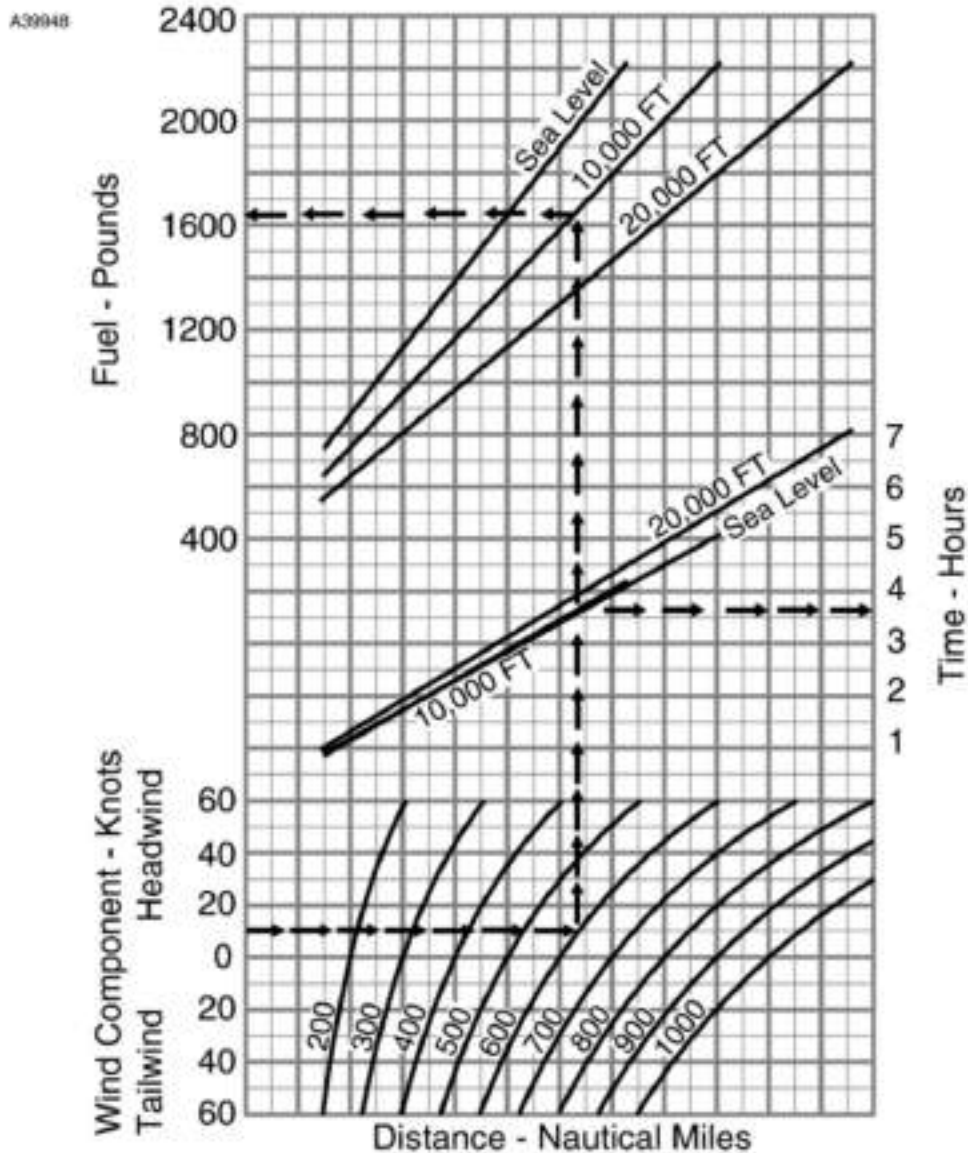
CONDIÇÕES:

8.750 libras

Temperatura Padrão

1900 rpm

SEPARADOR INERTIAL **NORMAL**



OBSERVAÇÃO

1. O combustível necessário inclui o combustível usado para partida do motor, táxi, decolagem, subida máxima do nível do mar, descida ao nível do mar e 45 minutos reserva. O tempo necessário inclui o tempo durante uma subida máxima e descida.
2. Com o SEPARADOR INERTIAL em BYPASS, aumente o tempo em 5% e o combustível em 2%, ou CABIN HEAT ON, aumenta o tempo em 4% e o combustível em 3%.

Figura 5-38 (Folha 2)

SEM POD DE CARGA

COMBUSTÍVEL E TEMPO NECESSÁRIOS

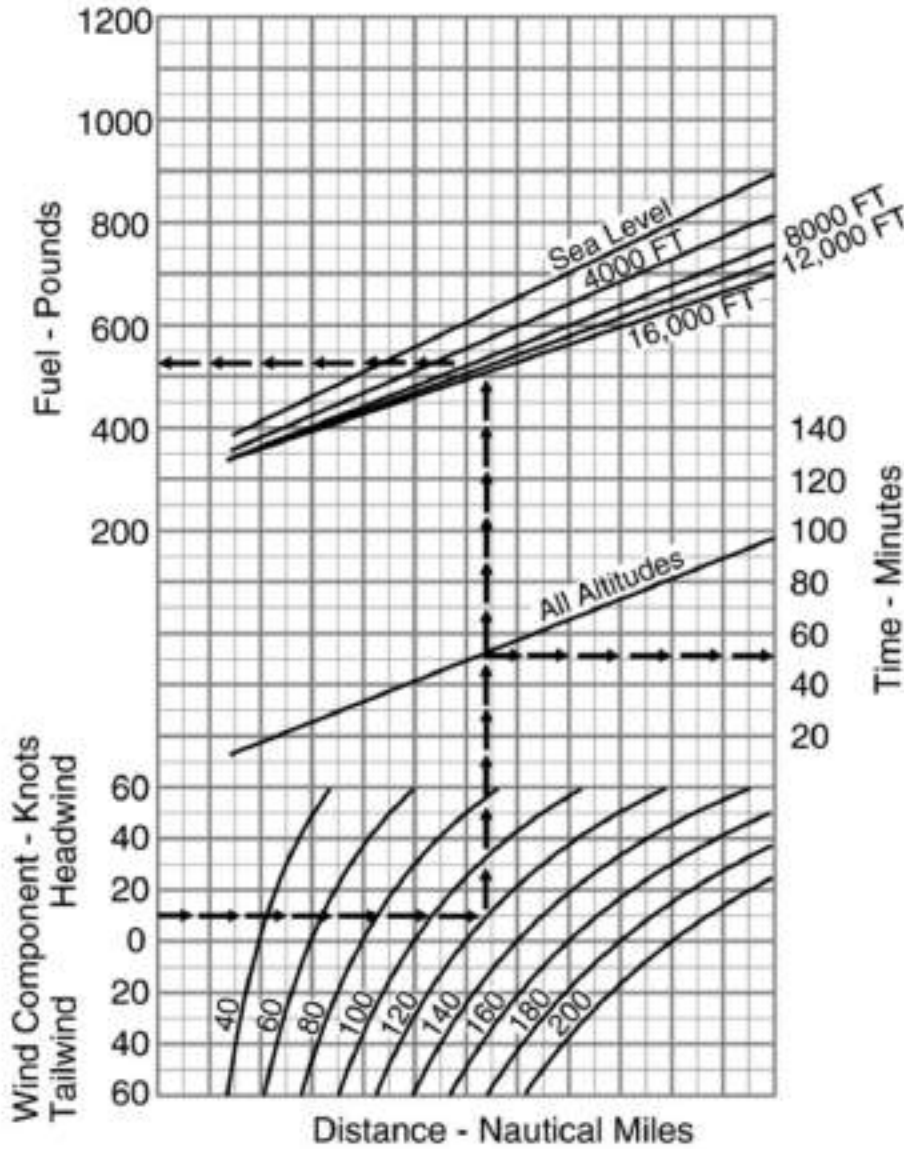
POTÊNCIA DE ALCANCE MÁXIMO (40-200 milhas náuticas)

CONDIÇÕES:

8.750 libras

Temperatura padrão

1900 rpm

SEPARADOR INERTIAL **NORMAL**

OBSERVAÇÃO

1. O combustível necessário inclui o combustível usado para partida do motor, táxi, decolagem, subida máxima do nível do mar, descida ao nível do mar e 45 minutos reserva. O tempo necessário inclui o tempo durante uma subida máxima e descida.
2. Com SEPARADOR INERTIAL em BYPASS, aumente o tempo em 1% e o combustível em 2%, ou CABIN HEAT ON, aumenta o tempo em 1% e o combustível em 3%.

Figura 5-39 (Folha 1 de 2)

SEM POD DE CARGA

COMBUSTÍVEL E TEMPO NECESSÁRIOS

POTÊNCIA DE ALCANCE MÁXIMO (200-1000 milhas náuticas)

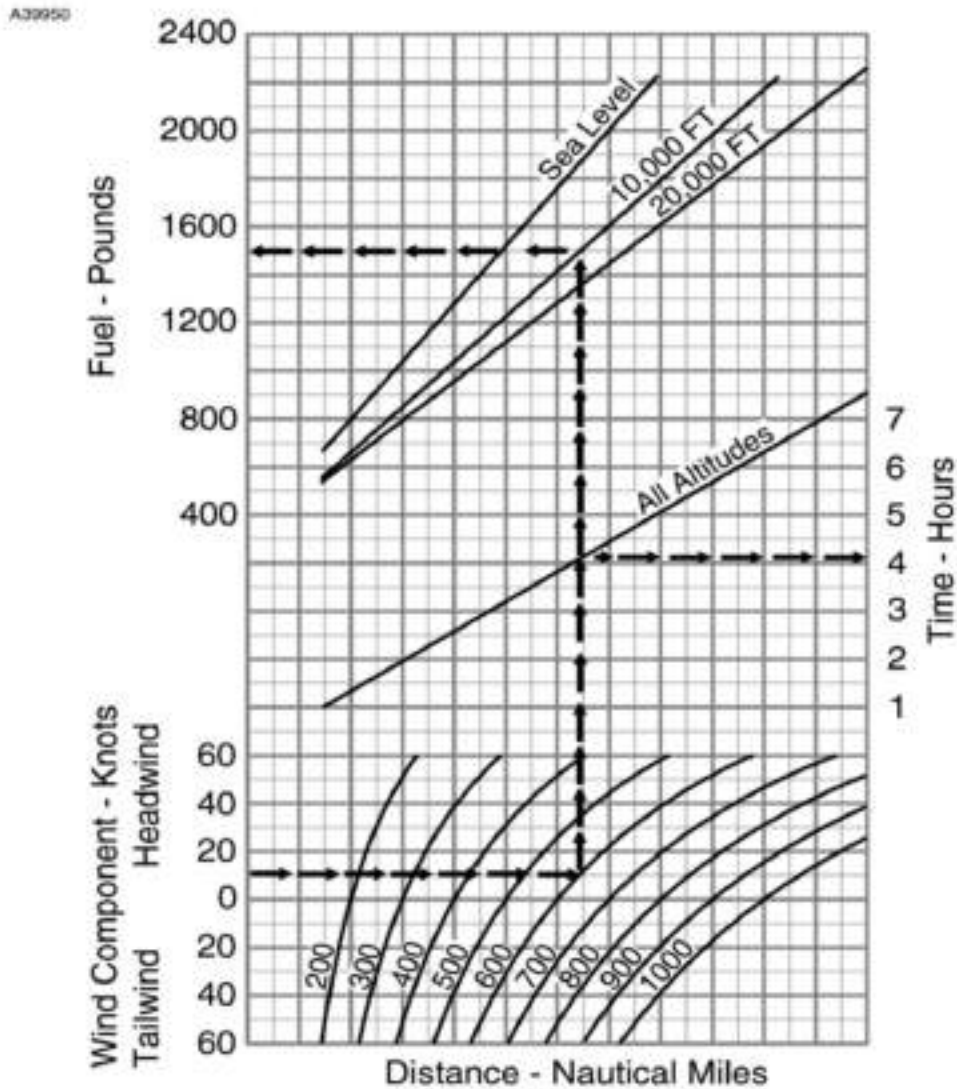
CONDIÇÕES:

8.750 libras

Temperatura padrão

1900 rpm

SEPARADOR INERTIAL **NORMAL**



OBSERVAÇÃO

1. O combustível necessário inclui o combustível usado para partida do motor, táxi, decolagem, subida máxima do nível do mar, descida ao nível do mar e 45 minutos reserva. O tempo necessário inclui o tempo durante uma subida máxima e descida.
2. Com SEPARADOR INERTIAL em BYPASS, aumente o tempo em 1% e o combustível em 2%, ou CABIN HEAT ON, aumenta o tempo em 1% e o combustível em 3%.

Figura 5-39 (Folha 2)

SEM POD DE CARGA

**PERFIL DE GAMA
RESERVA DE 45 MINUTOS****2.224 LIBRAS DE COMBUSTÍVEL UTILIZÁVEL**

CONDIÇÕES:

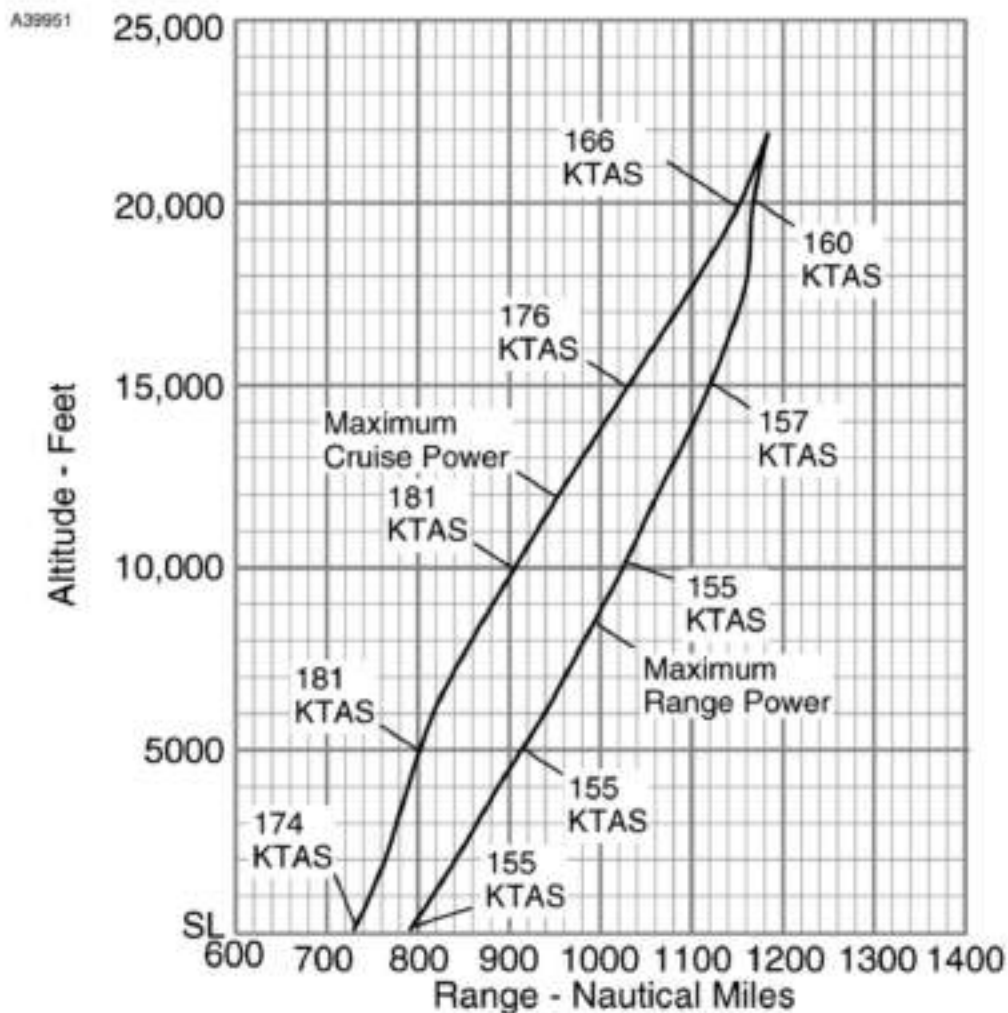
8.750 libras

1900 rpm

Temperatura Padrão

SEPARADOR INERTIAL **NORMAL**

Vento Zero



OBSERVAÇÃO

1. Este gráfico mostra o combustível usado para partida do motor, taxiamento, decolagem, subida e descida. A distância durante uma subida máxima e a distância durante a descida estão incluídas.
2. Com o SEPARADOR INERTIAL em BYPASS, diminua a faixa em 2%, ou AQUECIMENTO DA CABINE LIGADO, diminua a faixa em 3%.

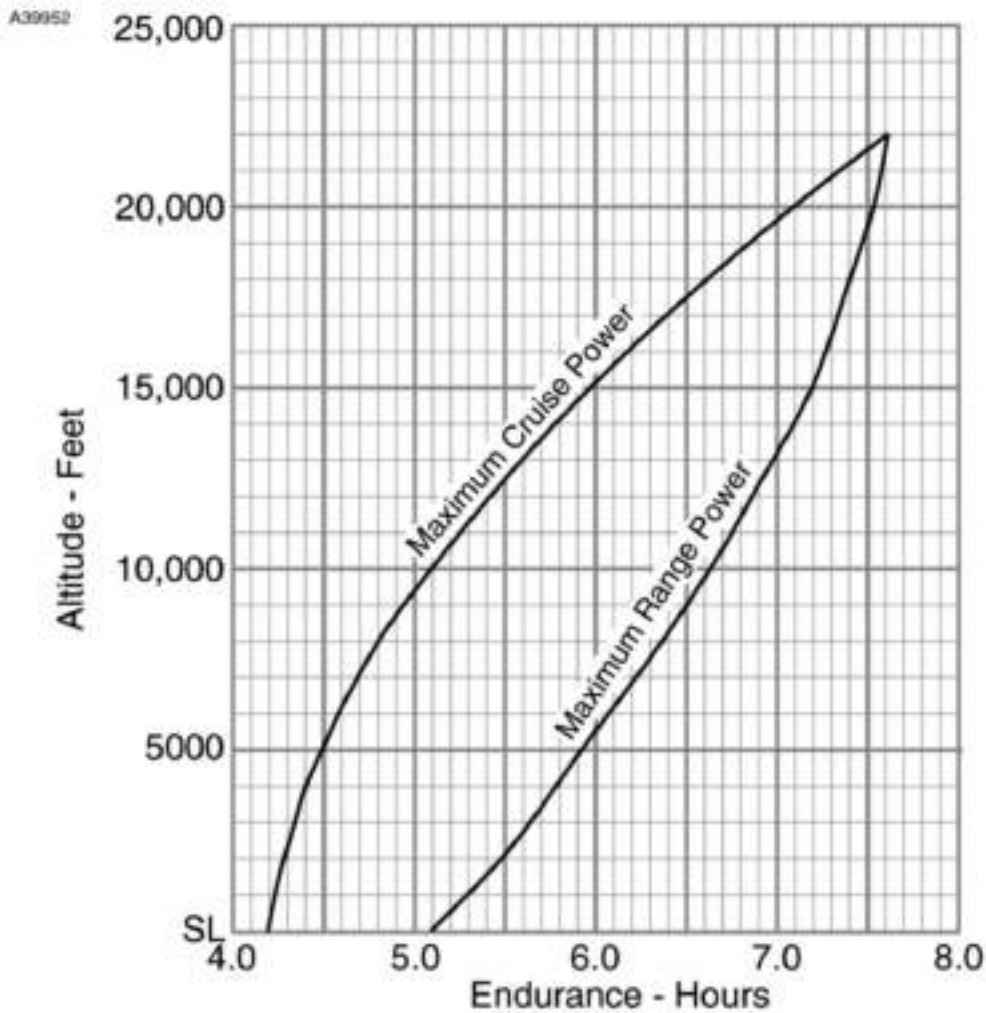
Figura 5-40

SEM POD DE CARGA
PERFIL DE RESISTÊNCIA
RESERVA DE 45 MINUTOS
2.224 LIBRAS DE COMBUSTÍVEL UTILIZÁVEL

CONDIÇÕES:

8.750 libras
1900 rpm

Temperatura padrão
SEPARADOR INERTIAL **NORMAL**



OBSERVAÇÃO

1. Este gráfico mostra o combustível usado para partida do motor, taxiamento, decolagem, subida e descida. O tempo durante a subida máxima e o tempo durante a descida estão incluídos.
2. Com SEPARADOR INERTIAL em BYPASS, diminua a resistência em 2%, ou AQUECIMENTO DA CABINE LIGADO, diminua a resistência em 3%.

Figura 5-41

WITHOUT CARGO POD

TIME, FUEL, AND DISTANCE TO DESCEND

CONDITIONS:

Flaps **UP**

Zero Wind

8750 Pounds

1900 RPM

140 KIAS Above 16,000 Feet

160 KIAS Below 16,000 Feet

Power Set for 800 Feet per Minute Rate of Descent

Pressure Altitude Feet	Descent to Sea Level		
	Time Minutes	Fuel Pounds	Dist NM
24,000	30	116	91
20,000	25	101	75
16,000	20	85	59
12,000	15	64	43
8000	10	44	28
4000	5	23	14
Sea Level	0	0	0

Figura 5-42

WITHOUT CARGO POD SHORT FIELD LANDING DISTANCE

NOTE

The following general information is applicable to all SHORT FIELD LANDING DISTANCE Charts.

1. Use short field landing technique as specified in Section 4.
2. Decrease distances by 10% for each 11 knots headwind. For operation with tailwind up to 10 knots, increase distances by 10% for each 2 knots.
3. For operation on a dry, grass runway, increase distances by 40% of the "Ground Roll" figure.
4. If a landing with flaps UP is necessary, increase the approach speed by 15 KIAS and allow for 40% longer distances.
5. Use of maximum reverse thrust after touchdown reduces ground roll distance by approximately 10%.
6. Where distance values have been replaced by dashes, operating temperature limits of the airplane would be greatly exceeded. Those distances which are included but the operation slightly exceeds the temperature limit are provided for interpolation purposes only.

Figura 5-43 (Folha 1 de 5)

WITHOUT CARGO POD SHORT FIELD LANDING DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps **FULL**

Zero Wind

Maximum Braking

PROP RPM Lever **MAX**

Paved, Level, Dry Runway

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

POWER Lever **IDLE** after clearing obstacles. **BETA** range (lever against spring) after touchdown.

8500 Pounds:

Speed at 50 Feet:

78 KIAS

Pressure Altitude Feet	-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	870	1675	900	1725	935	1770
2000	935	1770	970	1820	1005	1870
4000	1005	1870	1040	1925	1080	1980
6000	1080	1980	1125	2040	1165	2095
8000	1165	2100	1210	2160	1255	2220
10,000	1260	2230	1310	2295	1355	2360
12,000	1360	2365	1415	2435	1465	2505
Pressure Altitude Feet	20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	965	1820	1000	1865	1030	1910
2000	1040	1920	1075	1970	1110	2020
4000	1120	2035	1155	2085	1195	2140
6000	1205	2155	1245	2210	1285	2265
8000	1300	2285	1345	2345	1390	2405
10,000	1405	2425	1450	2490	---	---
12,000	1515	2575	1570	2645	---	---

Figura 5-43 (Folha 2)

WITHOUT CARGO POD SHORT FIELD LANDING DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps **FULL**

Zero Wind

Maximum Braking

PROP RPM Lever **MAX**

Paved, Level, Dry Runway

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

POWER Lever **IDLE** after clearing obstacles. **BETA** range (lever against spring) after touchdown.

8000 Pounds:

Speed at 50 Feet:

75 KIAS

Pressure Altitude Feet	-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	815	1605	845	1650	880	1695
2000	880	1695	910	1740	945	1790
4000	945	1790	980	1840	1015	1890
6000	1020	1895	1055	1950	1095	2000
8000	1100	2005	1140	2065	1180	2120
10,000	1185	2130	1230	2190	1275	2250
12,000	1280	2260	1330	2325	1380	2390
Pressure Altitude Feet	20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	910	1740	940	1785	970	1830
2000	980	1835	1010	1885	1045	1930
4000	1055	1940	1090	1995	1125	2045
6000	1135	2055	1175	2110	1210	2165
8000	1225	2180	1265	2235	1305	2295
10,000	1320	2315	1365	2375	---	---
12,000	1430	2460	1475	2525	---	---

Figura 5-43 (Folha 3)

WITHOUT CARGO POD SHORT FIELD LANDING DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps **FULL**

Zero Wind

Maximum Braking

PROP RPM Lever **MAX**

Paved, Level, Dry Runway

POWER Lever **IDLE** after clearing obstacles. **BETA** range (lever against spring) after touchdown.

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

7500 Pounds:

Speed at 50 Feet:

73 KIAS

Pressure Altitude Feet	-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	765	1530	795	1570	825	1615
2000	825	1610	855	1655	885	1705
4000	885	1705	920	1750	955	1800
6000	955	1800	990	1855	1030	1905
8000	1030	1910	1070	1965	1110	2020
10,000	1115	2025	1155	2080	1200	2140
12,000	1205	2150	1250	2210	1295	2275
Pressure Altitude Feet	20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	855	1655	885	1695	910	1740
2000	920	1750	950	1795	980	1835
4000	990	1850	1020	1895	1055	1945
6000	1065	1955	1100	2005	1140	2055
8000	1150	2075	1190	2125	1225	2180
10,000	1240	2200	1285	2255	---	---
12,000	1340	2335	1385	2400	---	---

Figura 5-43 (Folha 4)

WITHOUT CARGO POD SHORT FIELD LANDING DISTANCE

CONDITIONS:

Flaps **FULL**

Zero Wind

Maximum Braking

PROP RPM Lever **MAX**

Paved, Level, Dry Runway

Refer to Sheet 1 for appropriate notes applicable to this chart.

POWER Lever **IDLE** after clearing obstacles. **BETA** range (lever against spring) after touchdown.

7000 Pounds:

Speed at 50 Feet:

71 KIAS

Pressure Altitude Feet	-10°C		0°C		10°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	715	1455	740	1495	770	1535
2000	770	1530	795	1575	825	1620
4000	825	1620	860	1665	890	1710
6000	890	1710	925	1760	960	1810
8000	960	1810	995	1865	1035	1915
10,000	1035	1920	1075	1975	1115	2030
12,000	1120	2040	1165	2095	1205	2155
Pressure Altitude Feet	20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst	Grnd Roll Feet	Total Dist To Clear 50 Foot Obst
Sea Level	795	1575	825	1615	850	1650
2000	855	1660	885	1705	915	1745
4000	920	1755	950	1800	985	1845
6000	990	1855	1025	1905	1060	1950
8000	1070	1965	1105	2020	1145	2070
10,000	1155	2085	1195	2140	---	---
12,000	1250	2215	1290	2275	---	---

Figura 5-43 (Folha 5)

PESO E EQUILÍBRIO/ LISTA DE EQUIPAMENTO

ÍNDICE

	Página
Introdução	6-3
Formulário de pesagem de avião.	6-4
Registro de peso e equilíbrio de amostra.	6-5
Procedimentos de pesagem de aviões	6-6
Peso e Equilíbrio.	6-8
Plotador de peso e equilíbrio.	6-11
Registro de Peso e Balanceamento (Manifesto de Carga)	6-11
Carregamento de tripulação e passageiros.	6-16
Carregamento de bagagem/carga	6-17
Área de carga da cabine.	6-17
Módulo de carga.	6-22
Cargas Máximas de Zona/Compartimento	6-22
Precauções do Centro de Gravidade	6-23
Restrição de Carga.	6-24
Prevenção do Movimento.	6-24
Transporte de Materiais Perigosos	6-26
Lista de equipamento	6-26
Dimensões internas da cabine.	6-27
Dimensões internas do pod e marcações de carga	6-29
Marcações de carga internas da cabine	6-30
Barreira de Carga e Redes de Barreira	6-31
Rede de Partição de Carga.	6-32
Tamanhos Máximos de Carga.	6-33
Anexos de amarração de carga	6-34
Arranjos de carregamento interno da cabine	6-36
Arranjo de carregamento do pod de carga.	6-39
Carregamento-Amarração por Zona e Carga	6-40
Métodos típicos de restrição de carga.	6-41
Tabelas de Peso e Momento	6-42
Problema de carregamento de amostra.	6-49
Limites do Centro de Gravidade.	6-51
Envelope do Momento do Centro de Gravidade.	6-52

INTRODUÇÃO Esta seção

descreve o procedimento para estabelecer o peso vazio básico e o momento do avião. Exemplos de formulários são fornecidos para referência. Também são fornecidos procedimentos para calcular o peso e o momento para diversas operações.

Para atingir o desempenho e as características de voo projetadas para o avião, ele deve voar dentro dos limites aprovados de peso e centro de gravidade. Embora o avião ofereça flexibilidade de carregamento, ele não pode voar com tanques de combustível cheios e uma lotação completa de passageiros ou uma tripulação normal e zonas de carregamento de cabine e carga (se instaladas) lotadas até a capacidade máxima. O piloto deve utilizar a flexibilidade de carregamento para garantir que o avião não exceda seus limites máximos de peso e seja carregado dentro da faixa do centro de gravidade antes da decolagem.

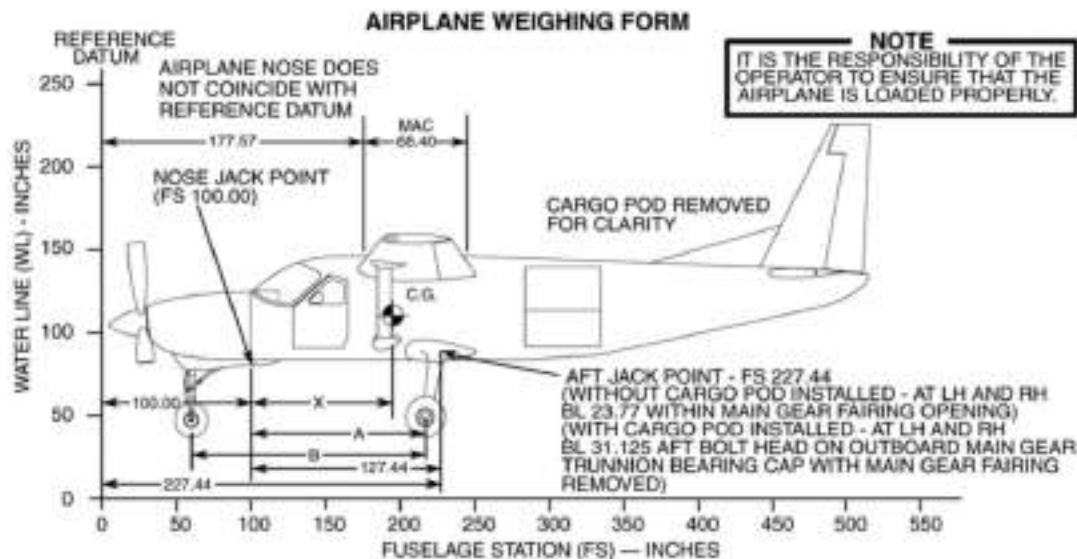
O peso é importante porque é a base para muitas características estruturais e de voo. À medida que o peso aumenta, a velocidade de decolagem deve ser maior, uma vez que as velocidades de estol aumentam, a taxa de aceleração diminui e a distância de decolagem necessária aumenta. O peso superior ao peso máximo de decolagem pode ser um fator que contribui para um acidente, especialmente quando associado a outros fatores, como temperatura, elevação do campo e condições da pista, todos os quais podem afetar adversamente o desempenho do avião. O desempenho de subida, cruzeiro e pouso também será afetado. Voos com excesso de peso são possíveis e podem estar dentro da capacidade de desempenho do avião, mas cargas para as quais o avião não foi projetado podem ser impostas à estrutura, especialmente durante o pouso.

O piloto deve determinar rotineiramente o equilíbrio do avião, uma vez que é possível estar dentro do limite máximo de peso e ainda assim exceder os limites do centro de gravidade. Uma carga do avião que exceda o limite do centro de gravidade dianteiro pode colocar cargas pesadas na roda do nariz, e o avião será um pouco mais difícil de girar para a decolagem ou de alargar para pousar. Se o centro de gravidade estiver muito para trás, o avião poderá girar prematuramente na decolagem, dependendo das configurações de compensação.

(Continua na próxima página)

FORMULÁRIO DE PESAGEM DE AVIÃO

A30520



LOCATING CG WITH AIRPLANE ON LANDING GEAR

FORMULA for Longitudinal CG

$$(X) = (A) - \frac{(\text{Nose Gear Net Weight})(\quad) X (B)}{\text{Nose and Main Landing Gear Weight Totalled}(\quad)} = (\quad) \text{ Inches}$$

CG Arm of Airplane = 100 + (X) = () Inches Aft of Datum

MEASURING A AND B

MEASURE A AND B PER PILOT'S OPERATING HANDBOOK INSTRUCTIONS TO ASSIST IN LOCATING CG WITH AIRPLANE WEIGHED ON LANDING GEAR

LOCATING CG WITH AIRPLANE ON JACK PADS

FORMULA for Longitudinal CG

$$\text{CG Arm of Airplane} = 227.44 - \frac{127.44 X (\text{Nose Jack Point Net Weight})(\quad)}{\text{Nose and Aft Jack Point Weight Totalled}(\quad)} = (\quad) \text{ Inches Aft of Datum}$$

LEVELING PROVISIONS

LONGITUDINAL - LEFT SIDE OF FUSELAGE AT FS 239.00 & 272.00
LATERAL - SEAT RAILS AFT OF PILOT AND FRONT PASSENGER SEATS

LOCATING PERCENT MAC

FORMULA for Percent MAC

$$\text{CG Percent MAC} = \frac{(\text{CG Arm of Airplane}) - 177.57}{0.6640}$$

AIRPLANE AS WEIGHED TABLE

POSITION	SCALE READING	SCALE DRIFT	TARE	NET WEIGHT
LEFT SIDE				
RIGHT SIDE				
NOSE				
AIRPLANE TOTAL AS WEIGHED				

BASIC EMPTY WEIGHT AND CENTER-OF-GRAVITY TABLE

ITEM	WEIGHT (POUNDS)	CG ARM (INCHES)	MOMENT/1000 (INCH-POUNDS/100)
AIRPLANE (CALCULATED OR AS WEIGHED) (INCLUDES ALL UNDRAINABLE FLUIDS AND FULL OIL)			
DRAINABLE UNUSABLE FUEL AT 6.7 POUNDS PER GALLON S/N 208B0001 Thru 208B0089 Not Modified With SK208-52	20.1	205.7	4.1
S/N 208B0001 Thru 208B0089 Modified With SK208-52 And S/N 208B0090 And On	24.1	206.4	5.0
BASIC EMPTY WEIGHT			

2685T1099

Figura 6-1

INTRODUÇÃO (Continuação)

Um avião devidamente carregado, entretanto, terá o desempenho esperado. Antes de o avião ser licenciado, são calculados o peso vazio básico, o centro de gravidade (CG) e o momento. Informações específicas sobre peso, braço, momento e equipamentos instalados para este avião conforme entregue de fábrica podem ser encontradas no envelope plástico no verso deste POH/AFM. Usando o peso e o momento vazios básicos, o piloto pode determinar o peso e o momento do avião carregado, calculando o peso e o momento totais e, em seguida, determinando se eles estão dentro do Envelope de Momento do Centro de Gravidade aprovado.

AVISO

É responsabilidade do piloto certificar-se de que o avião esteja carregado corretamente. A operação fora das limitações prescritas de peso e equilíbrio pode resultar em acidente e ferimentos graves ou fatais.

PROCEDIMENTOS DE PESAGEM DE AVIÕES 1. Preparação:

a. Remova toda a

neve, gelo ou água que possa estar no avião. b.

Encha os pneus com a pressão operacional recomendada. c.

Bloqueie a drenagem rápida do reservatório de combustível aberta e a drenagem rápida do reservatório de

combustível para drenar todo o combustível. d. Para aeronaves com equipamento não padrão (opcional) instalado, consulte o suplemento POH/AFM apropriado para procedimentos de

pesagem adicionais. e. Faça a manutenção do óleo do motor conforme necessário para obter uma indicação normal de cheio (MAX HOT ou MAX COLD, conforme apropriado, na vareta).

f. Deslize para mover os assentos do piloto e do passageiro dianteiro para posicionar os pinos de travamento dos assentos nas pernas traseiras de cada assento na Estação Fuselagem 145.0. Os assentos de passageiros traseiros (se instalados) possuem posições fixas recomendadas e devem ser localizados, usando um código de localização da Estação da Fuselagem nos trilhos dos assentos, conforme descrito na figura Arranjos de Carregamento Interno da Cabine. Caso os assentos traseiros tenham sido movidos para acomodar um carregamento personalizado, eles deverão ser devolvidos aos locais padrão antes da pesagem.

g. Levante os flaps para posições totalmente retraídas.

h. Coloque todas as superfícies de controle na posição neutra.

(Continua na próxima página)

PROCEDIMENTOS DE PESAGEM DE AVIÕES (Continuação)

2. Nivelamento:

- a. Coloque balanças sob cada roda (capacidade mínima da balança, 2.000 libras de nariz, 4.000 libras cada principal). O trem de pouso principal deve ser apoiado por suportes, blocos, etc., nas escalas do trem principal, em uma posição pelo menos dez centímetros mais alta que o trem de nariz, pois ele repousa em uma escala apropriada. Esta posição elevada inicial compensará a diferença na estação da linha d'água entre o trem de pouso principal e o do nariz, de modo que o nivelamento final possa ser realizado somente esvaziando o pneu do trem do nariz. b. Esvazie o pneu do nariz para centralizar

adequadamente a bolha no nível (consulte o Formulário de Pesagem do Avião). Como o suporte do trem de nariz contém um amortecedor de óleo para absorção de choque em vez de um amortecedor de ar/óleo, ele não pode ser esvaziado para ajudar no nivelamento do avião.

3. Pesagem: a.

Pese o avião em um hangar fechado para evitar erros causados por correntes de ar. b. Com o

avião nivelado e os freios liberados, registre o peso mostrado em cada balança. Deduza a tara de cada leitura.

4. Medição: a.

Obtenha a medida A medindo horizontalmente (ao longo da linha central do avião) a partir de uma linha esticada entre os centros das rodas principais até um prumo caído do centro do ponto de apoio do nariz localizado abaixo do firewall e alojado dentro da carenagem do suporte do nariz. b. Obtenha a medida B medindo

horizontalmente e paralelamente à linha central do avião, do centro do eixo da roda do nariz, lado esquerdo, até um prumo caído da linha entre os centros das rodas principais. Repita no lado direito e calcule a média das medidas.

5. Usando pesos do passo 3 e medidas do passo 4, o peso do avião e o CG podem ser determinados.

6. O Peso Vazio Básico pode ser determinado preenchendo o Formulário de pesagem de avião nesta seção.

PESO E EQUILÍBRIO As informações a

seguir permitirão que você opere seu Cessna dentro das limitações prescritas de peso e centro de gravidade. Para calcular o peso e o equilíbrio, use os exemplos de Problema de Carregamento, Tabelas de Peso e Momento e Envelope de Momento do Centro de Gravidade como segue:

1. Pegue o peso vazio básico e o momento dos registros de peso e balanceamento apropriados transportados em seu avião e insira-os na coluna intitulada "SEU AVIÃO" no Problema de Carregamento de Amostra.

OBSERVAÇÃO

Além do peso vazio básico e do momento anotados nesses registros, o braço CG (Estação da Fuselagem) também é mostrado, mas não precisa ser usado no Problema de Carregamento de Amostras. o momento mostrado deve ser dividido por 1000 e este valor usado como momento/1000 no problema de carregamento.

2. Use as tabelas de peso e momento para determinar o momento/1000 para cada item adicional a ser transportado e, em seguida, liste-os no problema de carregamento.

OBSERVAÇÃO

As informações nas tabelas de peso e momento para diferentes tipos de combustível baseiam-se na densidade média do combustível a temperaturas de combustível de 60°F. No entanto, o peso do combustível aumenta aproximadamente 0,1 libra por galão para cada diminuição de 25°F na temperatura do combustível. Portanto, quando as condições ambientais são tais que a temperatura do combustível é diferente da mostrada no cabeçalho do gráfico, um novo cálculo do peso do combustível deve ser feito usando o aumento de 0,1 libra por galão no peso do combustível para cada diminuição de 25°F na temperatura do combustível. Suponha que os tanques estejam completamente cheios e que a temperatura do combustível esteja em 35°F (25°F abaixo dos 60°F indicados no gráfico).

(Continua na próxima página)

PESO E EQUILÍBRIO (Continuação)

3. Calcule o peso revisado do combustível multiplicando o combustível total utilizável pela soma da densidade média (indicada no gráfico) mais o aumento na densidade estimada para a temperatura mais baixa do combustível. Nesta amostra específica, conforme mostrado pelo cálculo abaixo, o aumento de peso do combustível resultante devido à temperatura mais baixa do combustível será de 33,6 libras acima das 2.224 libras (para 332 galões) mostradas no gráfico, o que pode ser significativo em uma situação de carregamento real:

332 galões X (6,7 + 0,1 libras por galão) = 2.257,6 libras de peso de combustível revisado.

Em seguida, calcule o momento de combustível revisado. o momento revisado é diretamente proporcional ao peso revisado do combustível:

$$\frac{X \text{ (momento revisado)}}{451,7 \text{ (momento médio)}} = \frac{2257,6 \text{ (peso revisado)}}{2224 \text{ (peso médio)}}$$

$$X = (451,7 \times 2.257,6) / 2.224$$

O momento revisado de X = 458,5. Este valor seria usado no Problema de Carregamento de Amostra como o momento/1000 nas condições representadas por esta amostra.

(Continua na próxima página)

PESO E EQUILÍBRIO (Continuação)

OBSERVAÇÃO

As informações nas Tabelas de Peso e Momento para tripulação, passageiro e carga são baseadas nos assentos deslizantes do piloto e do passageiro dianteiro posicionados para ocupantes médios (por exemplo, Estação Fuselagem 135.5), nos assentos fixos do passageiro traseiro (se instalados) na posição recomendada, e a bagagem ou carga uniformemente carregada em torno do centro (por exemplo, Estação de Fuselagem 172.1 na Zona 1) dos limites da zona dianteira e traseira (por exemplo, Estações de Fuselagem 155.4 e 188.7 na Zona 1) mostradas na figura dos Arranjos de Carregamento Interno da Cabine. Para carregamentos que podem diferir destes, a figura Arranjos de Carregamento e Exemplo de Problema de Carregamento listam as Estações da Fuselagem para esses itens para indicar suas limitações de alcance do CG à proa e à popa. Cálculos adicionais de momento, baseados no peso real e no braço CG (Estação da Fuselagem) do item que está sendo carregado, deverão ser feitos se a posição da carga for diferente daquela mostrada nas Tabelas de Peso e Momento. Por exemplo, se os assentos estiverem em qualquer posição diferente da indicada na figura de Disposição de Carregamento Interno da Cabine, o momento deverá ser calculado multiplicando o peso do ocupante pelo braço em polegadas. Um ponto nove polegadas à frente da interseção da parte inferior do assento e do encosto (com as almofadas comprimidas) pode ser considerado o CG do ocupante. Para uma referência na determinação do braço, a face dianteira do piso de carga traseiro elevado é a Estação de Fuselagem 332.0.

Some os pesos e momentos/1000 e plote esses valores no Envelope de Momento do Centro de Gravidade para determinar se o ponto está dentro do envelope e se o carregamento é aceitável.

AVISO

É responsabilidade do piloto garantir que o avião esteja carregado corretamente. A operação fora das limitações prescritas de peso e equilíbrio pode resultar em acidente e ferimentos graves ou fatais.

(Continua na próxima página)

PLOTADOR DE PESO E EQUILÍBRIO Um plotador

de peso e equilíbrio está disponível para determinar rapidamente o peso e o equilíbrio do avião ao carregar carga. Se o plotter mostrar uma condição marginal em desenvolvimento, ou se houver alguma dúvida em relação aos resultados, então um peso e balanceamento mais precisos deverão ser determinados usando o procedimento de peso e balanceamento nesta seção. As instruções de uso da plotadora estão incluídas na plotadora.

REGISTRO DE PESO E EQUILÍBRIO (MANIFESTO DE CARGA)

Um Registro de Peso e Balanceamento (Manifesto de Carga) está disponível para registrar a configuração de carga de cada voo e verificar se o peso do avião e o centro de gravidade de decolagem em termos de % da corda aerodinâmica média (MAC) são aceitáveis. Uma amostra deste registro é mostrada nesta seção. O procedimento para usar este registro está resumido abaixo.

1. Insira a data e número do voo, ponto de partida e destino, e identificação do avião nos espaços disponibilizados.
2. Insira o peso da carga em cada zona de carga da cabine nos espaços apropriados de ITEM WEIGHT. O peso total da carga na cabine no espaço é fornecido como uma verificação de que o peso máximo permitido da carga na cabine de 3.400 libras não foi excedido. Consulte outras partes do POH/AFM para limitações adicionais que devem ser observadas.
3. Insira o peso da carga no compartimento de carga e o peso do piloto, co-piloto e Fluido TKS (se instalado).
4. Preencha a coluna ITEM INDEX para toda carga, piloto, passageiro e fluido TKS (se instalado) consultando a listagem adjacente de WEIGHT INDICES. Para cada peso de carga ou pessoal registrado anteriormente, leia horizontalmente até a coluna vertical com peso idêntico no topo. O número mostrado nesta interseção é o índice de peso para o peso registrado. Por exemplo, 300 libras de carga carregada na cabine Zona 1 tem um índice de peso de 988, e esse número deve ser inserido em ITEM INDEX para cabine Zona 1.

(Continua na próxima página)

REGISTRO DE PESO E EQUILÍBRIO (MANIFESTO DE CARGA)

(Contínuo)

OBSERVAÇÃO

Se o peso a ser carregado não corresponder a um dos incrementos de peso fornecidos e for necessário um índice de peso mais preciso, use a fórmula LOAD ITEM INDEX na parte traseira do Registro de Peso e Balanço (Manifesto de Carga) para calcular o índice. No entanto, conforme mostrado no cálculo amostral abaixo para uma carga de 315 libras (em vez de 300 libras) na Zona 1 da cabine, variáveis menores de peso não afetam significativamente o índice de peso. O ARM usado no cálculo a seguir é o centróide da Zona 1 da cabine, conforme mostrado no diagrama no verso do registro.

$$\frac{315 \times (172,1 - 192)}{1000} = -12,5 \text{ 500}$$

$$- 12,5 = 987,5 \text{ O índice}$$

de peso de 987,5, quando arredondado para o próximo número mais alto, ainda resultaria no 988 dado no exemplo acima para uma carga de 300 libras.

5. Adicione o peso da carga do compartimento, do piloto, do passageiro e do fluido TKS (se instalado) ao peso subtotal da carga de cabine e insira esse valor como o peso da carga útil total; a soma de todos os índices de itens registrados é o índice de itens para a carga útil total. Para fins de cálculo, insira apenas os três últimos dígitos do total nas colunas ITEM INDEX.
6. Insira o peso vazio básico (a partir das informações de peso e balanceamento do avião) na coluna ITEM WEIGHT para o peso vazio da aeronave. Calcule o índice de peso usando a fórmula BASIC AIRPLANE INDEX na parte traseira do Registro de Peso e Balanceamento (Manifesto de Carga). O cálculo de amostra abaixo é para um avião com peso vazio básico de 5.005 libras e braço CG de 185,69.

$$\frac{5005 \times (185,69 - 192)}{1000} + 500 = 436,84 \text{ 500}$$

Nos espaços vazios de peso da aeronave nesta amostra, um peso de 5005 e um índice de 437 seriam inseridos.

(Continua na próxima página)

REGISTRO DE PESO E EQUILÍBRIO (MANIFESTO DE CARGA)

(Contínuo)

7. Adicione o peso vazio e o índice da aeronave ao peso e índice da carga útil para obter peso e índice de combustível zero. Um gráfico deste peso e índice no gráfico adjacente indica a localização do centro de gravidade do peso zero do combustível em termos de % MAC. Um espaço CG% MAC é fornecido para inserir esse valor. Se o CG com peso zero de combustível estiver bem dentro da área livre do envelope da carta, o carregamento provavelmente será aceitável. Entretanto, se o CG com este peso estiver próximo ou dentro da área sombreada, é importante uma nova verificação cuidadosa da carga e do CG.
8. O peso disponível para combustível de decolagem é a diferença entre o peso zero de combustível e o peso de decolagem. Uma tabela FUEL INDICES na parte inferior do Registro de Peso e Balanceamento (Manifesto de Carga) fornece um índice para o peso do combustível a ser transportado. O peso do combustível e este índice devem ser inseridos para o combustível de decolagem. Ao calcular o combustível de decolagem, 35 libras de combustível adicional podem ser permitidas como combustível de táxi em condições médias. É fornecido um espaço para o peso do combustível do táxi.
9. Adicione o peso e o índice do combustível de decolagem ao peso e índice de combustível zero para obter um peso e um índice de decolagem que podem ser plotados para determinar a localização do CG de decolagem em termos de % MAC. Um espaço CG% MAC é fornecido para este valor.
10. Insira 8.750 libras como peso máximo de decolagem permitido para este avião. Os 35 libras adicionais de combustível de táxi fornecem um peso máximo de rampa de 8.785 libras.

REGISTRO DE PESO E EQUILÍBRIO (MANIFESTO DE CARGA)

A30621

CESSNA 208B WEIGHT AND BALANCE RECORD

ORIGIN DESTINATION

DEF DATE 2 FLIGHT NO.

AIRCRAFT NO.

WEIGHT INDICES

25	50	75	100	125	150	175	200	225	250	275	300	325	350	375	400	425	450	475	500	525	550	575	600	625	650	675	700	725	750	775	800	825	850	875	900	925	950	975	1000	1025	1050	1075	1100	1125	1150	1175	1200	1225	1250	1275	1300	1325	1350	1375	1400	1425	1450	1475	1500	1525	1550	1575	1600	1625	1650	1675	1700	1725	1750	1775	1800	1825	1850	1875	1900	1925	1950	1975	2000	2025	2050	2075	2100	2125	2150	2175	2200	2225	2250	2275	2300	2325	2350	2375	2400	2425	2450	2475	2500	2525	2550	2575	2600	2625	2650	2675	2700	2725	2750	2775	2800	2825	2850	2875	2900	2925	2950	2975	3000	3025	3050	3075	3100	3125	3150	3175	3200	3225	3250	3275	3300	3325	3350	3375	3400	3425	3450	3475	3500	3525	3550	3575	3600	3625	3650	3675	3700	3725	3750	3775	3800	3825	3850	3875	3900	3925	3950	3975	4000	4025	4050	4075	4100	4125	4150	4175	4200	4225	4250	4275	4300	4325	4350	4375	4400	4425	4450	4475	4500	4525	4550	4575	4600	4625	4650	4675	4700	4725	4750	4775	4800	4825	4850	4875	4900	4925	4950	4975	5000	5025	5050	5075	5100	5125	5150	5175	5200	5225	5250	5275	5300	5325	5350	5375	5400	5425	5450	5475	5500	5525	5550	5575	5600	5625	5650	5675	5700	5725	5750	5775	5800	5825	5850	5875	5900	5925	5950	5975	6000	6025	6050	6075	6100	6125	6150	6175	6200	6225	6250	6275	6300	6325	6350	6375	6400	6425	6450	6475	6500	6525	6550	6575	6600	6625	6650	6675	6700	6725	6750	6775	6800	6825	6850	6875	6900	6925	6950	6975	7000	7025	7050	7075	7100	7125	7150	7175	7200	7225	7250	7275	7300	7325	7350	7375	7400	7425	7450	7475	7500	7525	7550	7575	7600	7625	7650	7675	7700	7725	7750	7775	7800	7825	7850	7875	7900	7925	7950	7975	8000	8025	8050	8075	8100	8125	8150	8175	8200	8225	8250	8275	8300	8325	8350	8375	8400	8425	8450	8475	8500	8525	8550	8575	8600	8625	8650	8675	8700	8725	8750	8775	8800	8825	8850	8875	8900	8925	8950	8975	9000	9025	9050	9075	9100	9125	9150	9175	9200	9225	9250	9275	9300	9325	9350	9375	9400	9425	9450	9475	9500	9525	9550	9575	9600	9625	9650	9675	9700	9725	9750	9775	9800	9825	9850	9875	9900	9925	9950	9975	10000	10025	10050	10075	10100	10125	10150	10175	10200	10225	10250	10275	10300	10325	10350	10375	10400	10425	10450	10475	10500	10525	10550	10575	10600	10625	10650	10675	10700	10725	10750	10775	10800	10825	10850	10875	10900	10925	10950	10975	11000	11025	11050	11075	11100	11125	11150	11175	11200	11225	11250	11275	11300	11325	11350	11375	11400	11425	11450	11475	11500	11525	11550	11575	11600	11625	11650	11675	11700	11725	11750	11775	11800	11825	11850	11875	11900	11925	11950	11975	12000	12025	12050	12075	12100	12125	12150	12175	12200	12225	12250	12275	12300	12325	12350	12375	12400	12425	12450	12475	12500	12525	12550	12575	12600	12625	12650	12675	12700	12725	12750	12775	12800	12825	12850	12875	12900	12925	12950	12975	13000	13025	13050	13075	13100	13125	13150	13175	13200	13225	13250	13275	13300	13325	13350	13375	13400	13425	13450	13475	13500	13525	13550	13575	13600	13625	13650	13675	13700	13725	13750	13775	13800	13825	13850	13875	13900	13925	13950	13975	14000	14025	14050	14075	14100	14125	14150	14175	14200	14225	14250	14275	14300	14325	14350	14375	14400	14425	14450	14475	14500	14525	14550	14575	14600	14625	14650	14675	14700	14725	14750	14775	14800	14825	14850	14875	14900	14925	14950	14975	15000	15025	15050	15075	15100	15125	15150	15175	15200	15225	15250	15275	15300	15325	15350	15375	15400	15425	15450	15475	15500	15525	15550	15575	15600	15625	15650	15675	15700	15725	15750	15775	15800	15825	15850	15875	15900	15925	15950	15975	16000	16025	16050	16075	16100	16125	16150	16175	16200	16225	16250	16275	16300	16325	16350	16375	16400	16425	16450	16475	16500	16525	16550	16575	16600	16625	16650	16675	16700	16725	16750	16775	16800	16825	16850	16875	16900	16925	16950	16975	17000	17025	17050	17075	17100	17125	17150	17175	17200	17225	17250	17275	17300	17325	17350	17375	17400	17425	17450	17475	17500	17525	17550	17575	17600	17625	17650	17675	17700	17725	17750	17775	17800	17825	17850	17875	17900	17925	17950	17975	18000	18025	18050	18075	18100	18125	18150	18175	18200	18225	18250	18275	18300	18325	18350	18375	18400	18425	18450	18475	18500	18525	18550	18575	18600	18625	18650	18675	18700	18725	18750	18775	18800	18825	18850	18875	18900	18925	18950	18975	19000	19025	19050	19075	19100	19125	19150	19175	19200	19225	19250	19275	19300	19325	19350	19375	19400	19425	19450	19475	19500	19525	19550	19575	19600	19625	19650	19675	19700	19725	19750	19775	19800	19825	19850	19875	19900	19925	19950	19975	20000	20025	20050	20075	20100	20125	20150	20175	20200	20225	20250	20275	20300	20325	20350	20375	20400	20425	20450	20475	20500	20525	20550	20575	20600	20625	20650	20675	20700	20725	20750	20775	20800	20825	20850	20875	20900	20925	20950	20975	21000	21025	21050	21075	21100	21125	21150	21175	21200	21225	21250	21275	21300	21325	21350	21375	21400	21425	21450	21475	21500	21525	21550	21575	21600	21625	21650	21675	21700	21725	21750	21775	21800	21825	21850	21875	21900	21925	21950	21975	22000	22025	22050	22075	22100	22125	22150	22175	22200	22225	22250	22275	22300	22325	22350	22375	22400	22425	22450	22475	22500	22525	22550	22575	22600	22625	22650	22675	22700	22725	22750	22775	22800	22825	22850	22875	22900	22925	22950	22975	23000	23025	23050	23075	23100	23125	23150	23175	23200	23225	23250	23275	23300	23325	23350	23375	23400	23425	23450	23475	23500	23525	23550	23575	23600	23625	23650	23675	23700	23725	23750	23775	23800	23825	23850	23875	23900	23925	23950	23975	24000	24025	24050	24075	24100	24125	24150	24175	24200	24225	24250	24275	24300	24325	24350	24375	24400	24425	24450	24475	24500	24525	24550	24575	24600	24625	24650	24675	24700	24725	24750	24775	24800	24825	24850	24875	24900	24925	24950	24975	25000	25025	25050	25075	25100	25125	25150	25175	25200	25225	25250	25275	25300	25325	25350	25375	25400	25425	25450	25475	25500	25525	25550	25575	25600	25625	25650	25675	25700	25725	25750	25775	25800	25825	25850	25875	25900	25925	25950	25975	26000	26025	26050	26075	26100	26125	26150	26175	26200	26225	26250	26275	26300	26325	26350	26375	26400	26425	26450	26475	26500	26525	26550	26575	26600	26625	26650	26675	26700	26725	26750	26775	26800	26825	26850	26875	26900	26925	26950	26975	27000	27025	27050	27075	27100	27125	27150	27175	27200	27225	27250	27275	27300	27325	27350	27375	27400	27425	27450	27475	27500	27525	27550	27575	27600	27625	27650	27675	27700	27725	27750	27775	27800	27825	27850	27875	27900	27925	27950	27975	28000	28025	28050	28075	28100	28125	28150	28175	28200	28225	28250	28275	28300	28325	28350	28375	28400	28425	28450	28475	28500	28525	28550	28575	28600	28625	28650	28675	28700	28725	28750	28775	28800	28825	28850	28875	28900	28925	28950	28975	29000	29025	29050	29075	29100	29125	29150	29175	29200	29225	29250	29275	29300	29325	29350	29375	29400	29425	29450	29475	29500	29525	29550	29575	29600	29625	29650	29675	29700	29725	29750	29775	29800	29825	29850	29875	29900	29925	29950	29975	30000	30025	30050	30075	30100	30125	30150	30175	30200	30225	30250	30275	30300	30325	30350	30375	30400	30425	30450	30475	30500	30525	30550	30575	30600	30625	30650	30675	30700	30725	30750	30775	30800	30825	30850	30875	30900	30925	30950	30975	31000	31025</
----	----	----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	---------

REGISTRO DE PESO E EQUILÍBRIO (MANIFESTO DE CARGA)

A72484

MAXIMUM STRUCTURAL WEIGHTS	
MAX RAMP	8785 LBS
MAX TAKEOFF	8750 LBS
MAX LANDING	8500 LBS

INDEX FORMULA

BASIC AIRPLANE INDEX = $\frac{WT (ARM - 192)}{500} + 500$	
LOAD ITEM INDEX = $\frac{WT (ARM - 192)}{500}$	= (IF NEG. SUBTRACT FROM 1000)

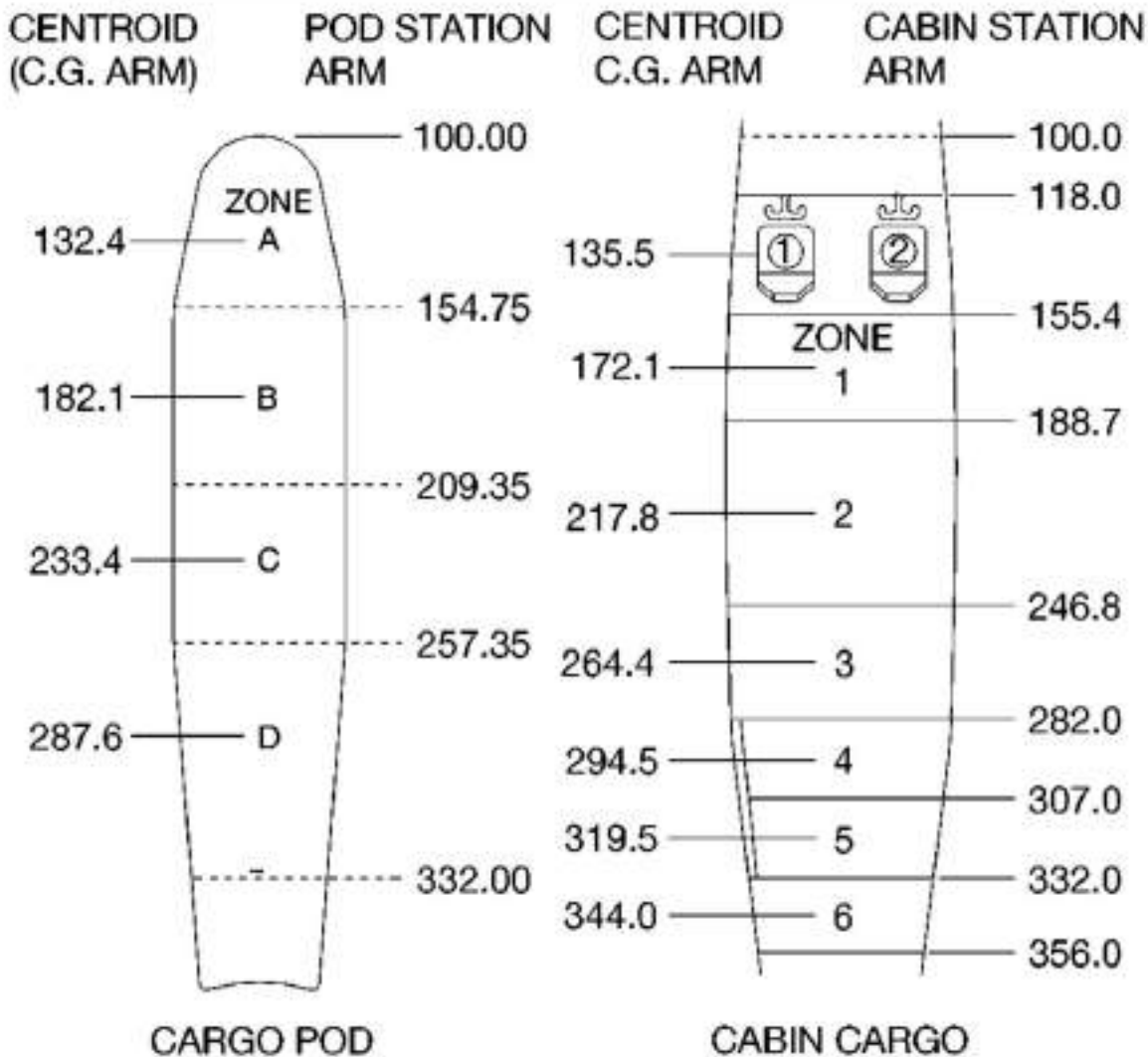


Figura 6-3 (Folha 2)

CARREGAMENTO DE TRIPULAÇÃO E PASSAGEIROS

As posições do piloto e do passageiro dianteiro em todos os aviões têm seis posições assentos ajustáveis. Esses assentos deslizam para frente e para trás em trilhos que possuem furos de ajuste para posição do assento.

A versão Passageiro possui assento de passageiro traseiro com dois configurações de assentos de passageiros.

A primeira configuração de assentos Commuter tem três assentos de passageiros individuais e fixos no lado esquerdo da cabine e três dois colocar bancos corridos de posição fixa localizados no lado direito da cabine em um arranjo lado a lado.

A segunda configuração de assentos Commuter inclui quatro assentos individuais, posição fixa, assentos de passageiros no lado esquerdo da cabine e quatro assentos de passageiros individuais e fixos no lado direito da cabine em um arranjo lado a lado.

AVISO

Nenhum dos assentos do avião é aprovado para instalação voltada para trás.

CARREGAMENTO DE BAGAGEM/CARGA

ÁREA DE CARGA DA CABINE

A carga poderá ser transportada na cabine da Versão Carga ou da Versão Passageiro. O interior da cabine da Versão Cargo é equipado especificamente para o transporte de carga. Porém, após a remoção dos assentos e a instalação de equipamentos diversos, a Versão Passageiro também atenderá aos requisitos das missões de carga.

Os parágrafos seguintes descrevem genericamente a área de carga de ambas as versões.

Para facilitar o transporte de itens grandes ou volumosos, todos os assentos traseiros (somente versão passageiro) e o assento dianteiro do passageiro podem ser removidos do avião. Se uma barreira de carga e suas três redes de barreira estiverem disponíveis para instalação, a remoção do banco do passageiro dianteiro poderá não ser desejada.

Os requisitos da missão determinarão se a barreira será utilizada e o número de assentos removidos. Se os assentos forem removidos para o transporte de carga e a barreira de carga e suas redes forem adicionadas, o peso vazio básico e o momento CG do avião deverão ser ajustados de modo que estes valores representem com precisão o peso e o momento do avião antes do carregamento.

Para calcular o novo peso e momento, consulte a lista de equipamentos do avião e adquira o peso e o braço CG de cada equipamento a ser removido ou adicionado, em seguida registre esses valores no Registro Amostra de Peso e Balanceamento, para auxiliar no cálculo. Para cada item do equipamento, multiplique seu peso pelo braço do CG para fornecer o momento desse item. Subtraia os pesos dos itens removidos (assentos) e adicione os pesos dos itens instalados (barreira de carga e suas redes) ao peso vazio básico original para fornecer um novo peso vazio básico.

Da mesma forma, subtraia os momentos dos itens removidos e adicione os momentos dos itens instalados ao momento original para fornecer um novo momento do avião. Lembre-se que o valor do momento deve ser dividido por 1000 para reduzir o número de dígitos. O novo peso vazio básico e momento/1000 podem ser usados conforme ilustrado no Exemplo de Problema de Carregamento ao calcular o carregamento do avião com os itens de equipamento selecionados removidos/instalados.

(Continua na próxima página)

ÁREA DE CARGA DA CABINE (Continuação)

Com todos os assentos removidos, exceto o assento do piloto, um grande volume de cabine fica disponível para bagagem/carga. Se for instalada uma barreira de carga, o volume total disponível para carga atrás da barreira é de 340 pés cúbicos. A carga pode ser carregada através da grande porta de carga de duas peças, quase quadrada.

O piso é plano desde o firewall da Estação Fuselagem 100.0, exceto na área do pedal do leme, até o lado traseiro da porta de carga (Estação Fuselagem 332.0), e tem carga permitida de 200 libras por pé quadrado.

São fornecidos nutplates estrategicamente localizados que permitirão a instalação de piso de compensado (equipamento padrão nas versões Cargo) para facilitar o carregamento e distribuição de cargas concentradas. Entre as estações de fuselagem 332.0 e 356.0, espaço de carga adicional com capacidade de 320 libras é fornecido em uma tábua de piso elevada aproximadamente cinco polegadas acima da tábua principal.

Na área do banco do passageiro dianteiro removido, os trilhos do assento da seção "I" são instalados da Estação Fuselagem 125.00 a 159.98, e conjuntos de blocos de amarração que se prendem aos trilhos podem ser instalados para servir como pontos de fixação de amarração. Da estação da fuselagem 158,00 à ré até o piso elevado de bagagem/carga, trilhos de assento são fornecidos e são projetados para receber acessórios de amarração de liberação rápida que podem ser encaixados nos trilhos em intervalos de 1 polegada. O piso elevado para bagagem/carga contém oito placas de ancoragem às quais podem ser fixados acessórios de fixação de liberação rápida. Se corda, cabo ou outros acessórios forem usados para amarrações, eles deverão ter capacidade nominal mínima de 2.100 libras quando usados com todos os acessórios indicados na tabela da figura dos acessórios de amarração de carga, exceto o parafuso duplo de liberação rápida amarrações que exigem uma classificação de 3.150 libras. As cargas máximas permitidas de carga serão determinadas pela limitação de peso da zona individual e pelo peso do avião e limitações de CG. O número de amarrações necessárias depende da(s) carga(s) a ser(em) fixada(s). A figura dos acessórios de amarração de carga mostra o peso máximo permitido da carga para cada tipo de acessório de amarração de carga.

Nas versões Cargo, as paredes laterais da área de carga são marcadas com linhas verticais para facilitar a identificação de seis zonas de carga.

Marcações localizadas nas paredes laterais entre as linhas identificam cada zona por número e exibem a carga máxima que pode ser transportada dentro das zonas. Consulte a figura das Marcações de Carga Interna da Cabine (Versão Cargo) para obter os limites máximos de peso da zona.

(Continua na próxima página)

ÁREA DE CARGA DA CABINE (Continuação)**CUIDADO**

Os valores de carga máxima marcados em cada zona baseiam-se em toda a carga amarrada dentro da zonas.

Nas versões Cargo, uma linha horizontal rotulada "75%" é marcada de forma proeminente ao longo de cada parede lateral como referência de carga. Conforme indicado em uma placa na porta de carga inferior, as zonas à frente da última zona carregada devem estar pelo menos 75% cheias em volume. Sempre que possível, cada zona deve ser carregada no seu volume máximo disponível antes de carregar a próxima zona. Uma placa adicional localizada na parede lateral direita entre as Zonas 5 e 6 adverte que se a carga na Zona 5 exceder 400 libras, uma rede divisória de carga (se disponível) será necessária atrás da carga ou a carga deverá ser fixada ao chão.

Uma barreira de carga e três redes de barreira podem ser instaladas diretamente atrás dos assentos do piloto e do passageiro dianteiro. A barreira e as redes impedem que a carga solta avance para os postos do piloto e do passageiro dianteiro durante uma desaceleração abrupta. A barreira consiste em um conjunto em forma de U de construção composta em favo de mel. O conjunto é preso aos quatro trilhos dos assentos do piloto e do passageiro dianteiro na parte inferior da Estação Fuselagem 153.0 e à estrutura superior da cabine aproximadamente na Estação Fuselagem 166.0. As redes de barreira de carga consistem em três redes, uma para a parede lateral esquerda, uma para a parede lateral direita e uma para o centro. As redes esquerda e direita preenchem o espaço entre o conjunto da barreira e as paredes laterais do avião. As redes laterais são fixadas nas paredes laterais do avião e na borda da barreira com seis fechos de liberação rápida cada, três de cada lado. A rede central preenche a abertura na parte superior central da barreira. A rede central é fixada com quatro fechos, dois de cada lado. As linhas horizontais marcadas com 75% estão marcadas na parte traseira da barreira de carga. Placas acima das linhas horizontais alertam que a carga máxima permitida atrás da barreira é de 3.400 libras no total, e que as zonas à frente da última zona carregada devem estar pelo menos 75% cheias em volume. Consulte a figura da Barreira de Carga e das Redes de Barreira para obter detalhes adicionais.

(Continua na próxima página)

ÁREA DE CARGA DA CABINE (Continuação)**AVISO**

- **Quando utilizada, a barreira de carga e suas redes anexadas fornecem restrição de carga à frente e proteção do piloto e do passageiro dianteiro; no entanto, a carga ainda deve ser protegida para evitar que se desloque devido a acelerações e desacelerações de decolagem, voo, pouso e táxi. Na versão de passageiros, se os passageiros, assim como a carga, estiverem localizados à ré da barreira, a colocação da carga deverá permitir a movimentação e saída dos passageiros e a carga deverá ser protegida para condições de restrição de carga em caso de colisão. Consulte Restrição de Carga nesta seção para obter informações adicionais sobre retenção de carga com e sem barreira de carga.**
- **Certifique-se de que os fixadores da rede de barreira estejam presos para operações de decolagem, voo e pouso, e sejam desconectados momentaneamente apenas para movimentação das redes para carga ou descarga de itens através da área da tripulação.**

Estão disponíveis redes divisórias de carga que podem ser instaladas para dividir a área de carga em compartimentos convenientes. As divisórias podem ser instaladas em todos os cinco locais nas Estações de Fuselagem 188,7, 246,8, 282,0, 307,0 e 332,0. As divisórias de carga são construídas em lona com tiras de reforço de nylon que cruzam a divisória para maior resistência. As extremidades das correias possuem fechos de liberação rápida que se prendem aos trilhos do piso e duas placas de ancoragem montadas no piso localizadas logo à frente do piso elevado de carga e outras placas de ancoragem nas paredes laterais e no teto. Quatro tiras possuem fivelas ajustáveis para apertar as tiras durante a instalação da divisória. Consulte a figura das Redes de Partição de Carga para obter detalhes adicionais.

As zonas divididas por divisórias de carga podem ser carregadas sem amarrações adicionais se a densidade total carregada para cada zona particionada não exceder 7,9 libras por pé cúbico e a zona estiver mais de 75% cheia.

Cargas que não atendam a esses requisitos deverão ser fixadas no piso da cabine.

(Continua na próxima página)

ÁREA DE CARGA DA CABINE (Continuação)**CUIDADO**

A carga máxima da partição de carga é a soma de quaisquer duas zonas. Não mais do que duas zonas adjacentes podem ser divididas por uma partição. As divisórias são projetadas para evitar que a carga se desloque para frente e para trás durante o vôo. Não devem ser considerados adequados para suportar cargas de impacto e não substituem a necessidade de uma barreira de carga.

Vários conjuntos de cintos de amarração e âncoras de anéis de amarração estão disponíveis para proteger a carga dentro do avião. Os cintos também podem ser usados para amarrar o avião. Uma configuração padrão é oferecida e contém três conjuntos de correias com capacidade nominal de 3.000 libras com ajustadores do tipo catraca e seis âncoras de anel de amarração de liberação rápida e pino único. Uma configuração para serviço pesado consiste em três correias de 5.000 libras com ajustadores do tipo catraca e seis âncoras de liberação rápida com pinos duplos.

Três correias de 5.000 libras com dispositivos de travamento do tipo central também estão disponíveis para uso em serviços pesados. As seis âncoras de anel de fixação de pino único e pino duplo também estão disponíveis separadamente. As âncoras de pino único podem ser fixadas em qualquer ponto de amarração no avião que não esteja sinalizado apenas para fixação em redes divisórias, enquanto as âncoras de pino duplo podem ser fixadas apenas nos trilhos do assento traseiro. Consulte a figura dos acessórios de amarração de carga para obter informações sobre classificações de carga máxima e restrições de espaçamento da âncora do anel de amarração.

Consulte Carregamento máximo da zona/compartimento para obter os limites máximos de peso da zona.

(Continua na próxima página)

POD DE CARGA O

avião pode ser equipado com um compartimento de carga com capacidade de 111,5 pés cúbicos preso à parte inferior da fuselagem. O pod é dividido em quatro compartimentos (identificados como Zonas A, B, C e D) por anteparas e tem carga máxima no piso de 30 libras por pé quadrado e limite máximo de peso de carga de 1.090 libras. Cada compartimento possui uma porta de carregamento localizada no lado esquerdo do pod. As portas têm dobradiças na parte inferior e cada uma possui duas travas. Quando as maçanetas da trava são giradas para a posição horizontal com as portas fechadas, as portas ficam seguras. Consulte as dimensões internas do pod e as marcações de carga e as figuras dos arranjos de carregamento do pod de carga para obter detalhes adicionais.

CARGAS MÁXIMAS DE ZONA/COMPARTIMENTO

As cargas máximas da zona são as seguintes:

	ZONA/ COMPART- MENTO	VOLUME (CÚBICO PÉS)	LIMITES DE PESO (Libras)		
			* SEGURADO POR AMARRAR	**INSEGURADO USANDO PARTIÇÕES OU NO POD DE CARGA	CG (LOCALIZAÇÃO DA ESTAÇÃO)
FUSELAGEM		52,9	1780	415	172,1
	1	109,0	3100	860	217,8
	2	63,0	1900	495	264,4
	3	43,5	1380	340	294,5
	4	40,1	1270	315	319,5
	5 6	31,5	320	245	344,0
CARGO POD A		23,4	---	230	132,4
	B	31,5	---	310	182,1
	C	27,8	---	270	233,4
	D	28,8	---	280	287,6

* ESTA É A CARGA MÁXIMA PERMITIDA NA BAÍA INDICADA.

**A DENSIDADE DEVE SER 7,9 LBS/FT³ OU MENOS E A BAÍA 75% OU MAIS CHEIA.

PRECAUÇÕES NO CENTRO DE GRAVIDADE Como o

avião pode ser usado para missões de carga, transportando vários tipos de carga em diversas configurações de carregamento, precauções devem ser tomadas para proteger os limites dianteiro e traseiro do CG. O planejamento de carga deve incluir uma comparação cuidadosa dos requisitos da missão com a limitação de volume e peso em cada zona de carga e o CG final do avião. A carga carregada nas zonas de proa pode precisar ser equilibrada carregando a carga em uma ou mais zonas de popa. Por outro lado, as cargas não podem ser concentradas na parte traseira do avião, mas devem ser compensadas pela carga dianteira para manter o equilíbrio. Em condições ideais, os carregamentos devem ser realizados com itens pesados no fundo e a carga distribuída uniformemente ao redor do CG da zona de carga da cabine e/ou compartimento de carga. O pessoal de carregamento deve manter uma responsabilidade estrita pelo carregamento correto e preciso, mas nem sempre será capaz de alcançar um carregamento ideal. Um meio de proteger o limite de popa do CG é fornecido pelo fornecimento de uma área de alerta de localização do CG de popa entre 38,33% MAC e o máximo permitido de CG de popa de 40,33% MAC.

A área de alerta é indicada por sombreamento nas figuras do Envelope do Momento do Centro de Gravidade e dos Limites CG.

CUIDADO

- Esta área sombreada deve ser usada somente se for preciso
A determinação de CG pode ser obtida.
- Tenha cuidado ao carregar ou descarregar cargas pesadas pelas portas de carga. Um carregamento ideal em todos os outros aspectos ainda pode causar inclinação da cauda e danos estruturais se a distribuição adequada do peso for ignorada. Por exemplo, carga pesada carregada pelas portas e colocada momentaneamente nas zonas 4 e 5, mais o peso do pessoal necessário para movê-la para uma zona dianteira, poderia causar uma condição de desequilíbrio durante o carregamento.

RESTRIÇÃO DE CARGA

PREVENÇÃO DE MOVIMENTO A restrição

de carga requer a prevenção de movimento em cinco direções principais: para frente, para trás, para cima (vertical), esquerda (lateral) e direita (lateral).

Esses movimentos são o resultado de forças exercidas sobre a carga devido à aceleração ou desaceleração do avião nas decolagens e pousos, bem como de forças devido à turbulência do ar durante o voo. A contenção correta proporciona a relação adequada entre a configuração do avião (com ou sem barreira), o peso da carga e a contenção necessária.

A restrição é necessária para voo, pouso, cargas de táxi e cargas de colisão.

A carga deve ser amarrada para voo, pouso e carga de táxi e/ou carga de colisão. Quando uma barreira de carga não estiver instalada, toda a carga deverá ser impedida de se movimentar nas cinco direções principais e fixada para fornecer restrição de carga em caso de colisão. As cargas nominais máximas especificadas para carregamentos sem barreira na tabela da figura Acessórios de Amarração de Carga devem ser utilizadas para cada amarração. O uso consistente desses critérios de carregamento é importante e é responsabilidade do piloto garantir que a carga esteja devidamente retida. Quando uma barreira de carga é instalada, a carga à ré da barreira também deve ser protegida para evitar movimento nas cinco direções principais, mas apenas na medida em que seja fornecido deslocamento devido a cargas de voo, pouso e táxi. As cargas nominais máximas especificadas para carregamentos com barreira instalada mostradas na tabela da figura dos Acessórios de Amarração de Carga devem ser utilizadas para cada amarração. Com uma barreira instalada, toda a carga deve ser carregada de forma que as zonas de carga à frente da última zona carregada estejam 75% cheias em volume.

(Continua na próxima página)

PREVENÇÃO DE MOVIMENTO (Continuação)**AVISO**

Em disposições especiais de carregamento que permitem o transporte de passageiros, bem como de carga atrás da barreira na versão de passageiros, toda a carga deve ser fixada para evitar o movimento nas cinco direções principais e fornecer a mesma restrição de carga em caso de impacto como se uma barreira não fosse instalada usando as cargas nominais máximas especificadas para carregamento sem barreira. Neste arranjo, a colocação da carga deve permitir a movimentação e saída dos passageiros. O piloto deve ser responsável por garantir a contenção adequada da carga.

Consulte a figura Métodos Típicos de Retenção de Carga para diagramas de métodos típicos de amarração de carga para prevenção de movimento. Além disso, as redes divisórias de carga disponíveis para o avião podem ser instaladas nas Estações de Fuselagem 188.7, 246.8, 282.0, 307.0 e 332.0 para dividir a área de carga da cabine em compartimentos. Caso sejam utilizadas divisórias, elas deverão ser utilizadas em conjunto com a barreira de carga. Dado que as divisórias não são concebidas para suportar cargas de impacto, não podem ser consideradas como um substituto da barreira. Cada partição suportará as cargas operacionais dianteiras e traseiras aplicadas durante a decolagem, voo e pouso em quaisquer duas zonas à frente ou atrás da partição. O uso das divisórias permitirá o carregamento das zonas sem amarrar a carga se a densidade de carga não for superior a 7,9 libras por pé cúbico e a zona estiver mais de 75% cheia. Cargas que não atendam a esses requisitos deverão ser fixadas no piso da cabine.

CARREGAMENTO DE ITENS PERFURANTES OU PENETRANTES

Independentemente da localização da carga, os itens de natureza perfurante ou penetrante deverão ser localizados de modo que outra carga seja carregada entre a barreira/redes, as divisórias de carga e a parede traseira e os itens perfurantes ou penetrantes para fornecer um amortecedor. A densidade desta carga deverá ser suficiente para impedir que os itens perfurantes ou penetrantes passem através da barreira/redes, divisórias e parede traseira sob condições críticas de pouso de emergência. Se a condição não puder ser cumprida, os itens perfurantes ou penetrantes deverão ser amarrados separadamente.

TRANSPORTE DE MATERIAIS PERIGOSOS A proteção especial do avião

e o treinamento do pessoal são considerações importantes na condução do transporte aprovado de materiais perigosos.

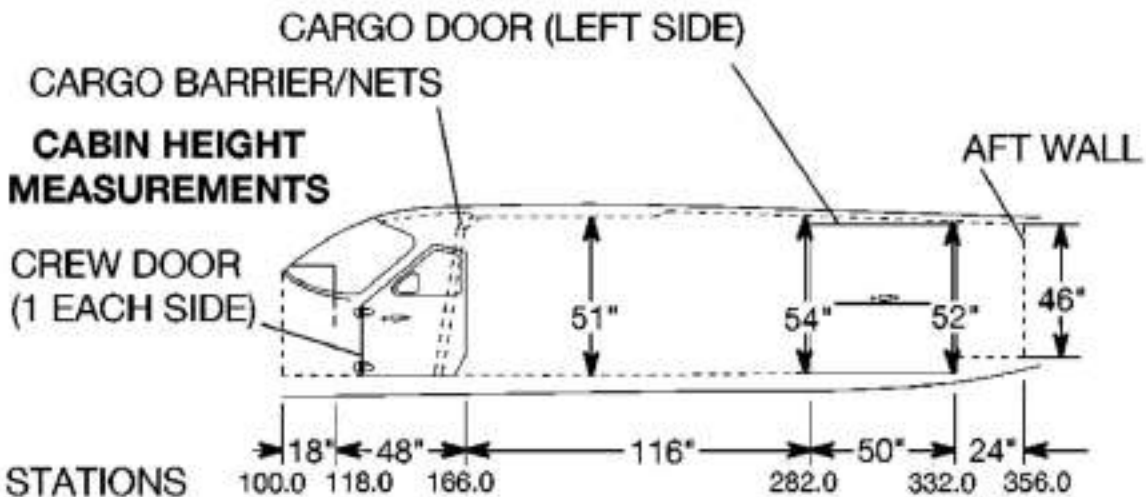
A proteção contra materiais perigosos foi fornecida na área do porão da fuselagem sob o compartimento de carga da Estação da Fuselagem 168.0 a 356.0, e esses materiais podem ser transportados em qualquer local dentro desta área.

Além do piloto em comando e do membro da tripulação de voo (se utilizado), outro pessoal, como o pessoal de recebimento e carregamento de carga, deve ser devidamente treinado em relação à aceitação, manuseio, armazenamento, carga e descarga de materiais perigosos, se esses materiais forem para ser carregado. As informações e regulamentos relativos ao transporte aéreo de materiais perigosos estão descritos no Código de Regulamentação Federal (CFR) Título 49 e nas Instruções Técnicas para o Transporte Seguro de Mercadorias Perigosas por Ar da Organização da Aviação Civil Internacional (ICAO). Detalhes adicionais sobre o assunto do treinamento e referências de localização para essas informações estão incluídos no Manual de Carregamento de Carga deste avião. Algumas orientações gerais importantes para o transporte seguro de materiais perigosos também estão descritas no Manual de Carregamento de Carga.

LISTA DE EQUIPAMENTOS

Para obter uma lista completa dos equipamentos instalados no avião conforme entregue pelo fabricante, consulte a lista de equipamentos fornecida com o avião.

DIMENSÕES INTERNAS DA CABINE (VERSÃO CARGO)



DOOR OPENING DIMENSIONS

	WIDTH (TOP)	WIDTH (MID/ OVERALL)	WIDTH (BOTTOM)	HEIGHT (FRONT)	HEIGHT (MID/ OVERALL)	HEIGHT (REAR)
CREW DOORS	11 7/8"	35 5/8"	31 7/8"	24 3/8"	41 3/4"	44 3/4"
CARGO DOOR	49"	49"	49"	50"	50"	50"

CABIN WIDTH MEASUREMENTS

WIDTH MAX. CABIN BREADTH * CABIN FLOOR

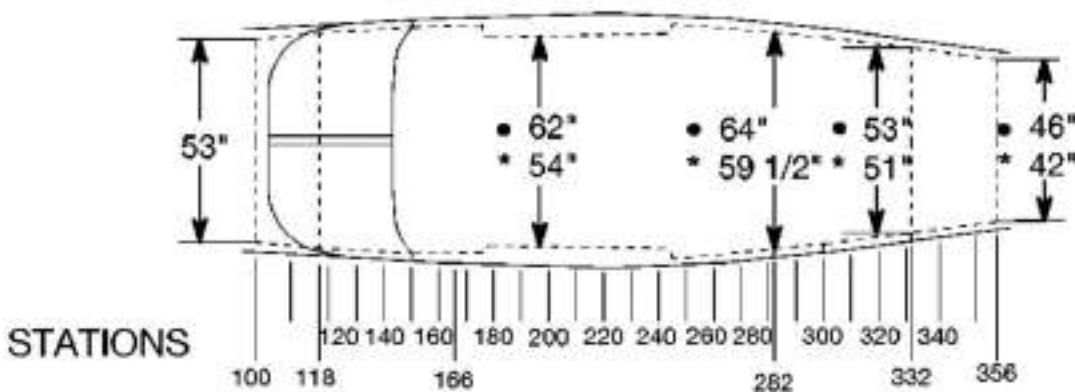
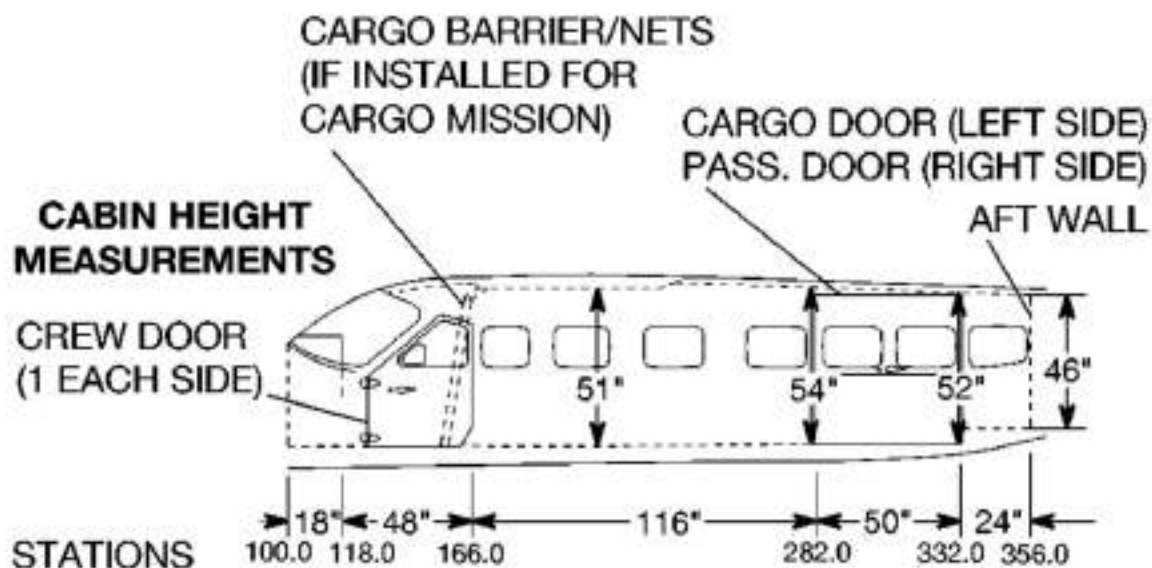


Figura 6-4 (Folha 1 de 2)

DIMENSÕES INTERNAS DA CABINE (PASSAGEIRO VERSÃO)



DOOR OPENING DIMENSIONS

	WIDTH (TOP)	WIDTH (MID/ OVERALL)	WIDTH (BOTTOM)	HEIGHT (FRONT)	HEIGHT (MID/ OVERALL)	HEIGHT (REAR)
CREW DOORS	11 7/8"	35 5/8"	31 7/8"	24 3/8"	41 3/4"	44 3/4"
CARGO DOOR	49"	49"	49"	50"	50"	50"
PASSENGER DOOR	24"	24"	24"	50"	50"	50"

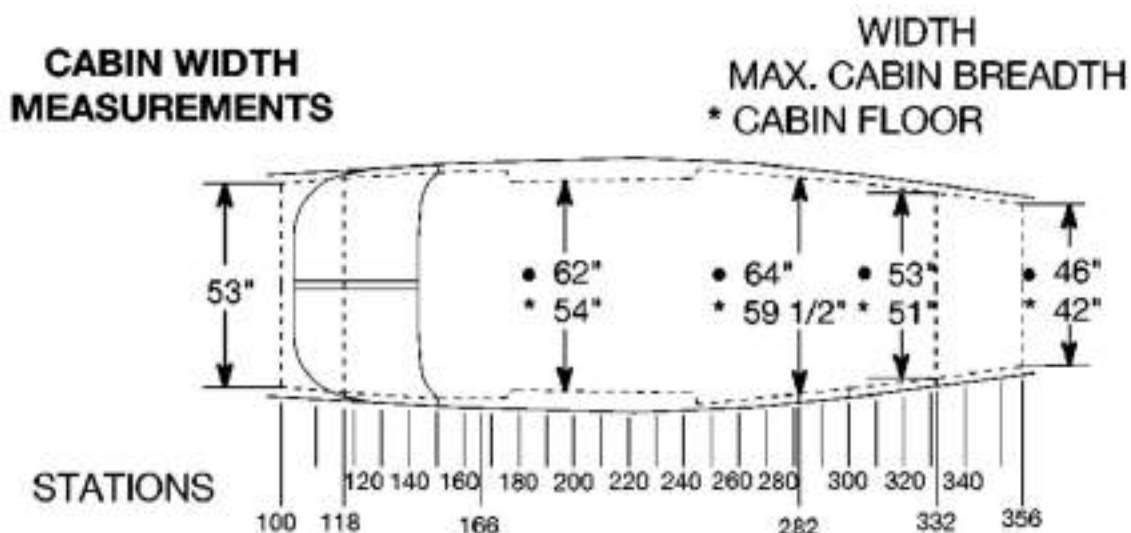
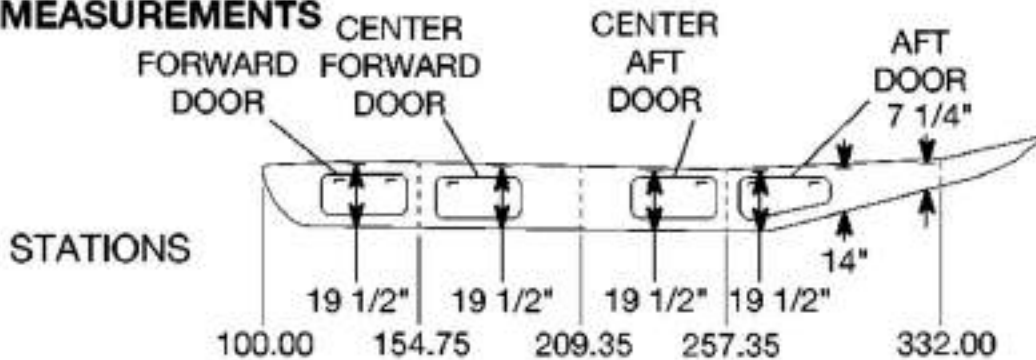


Figura 6-4 (Folha 2)

DIMENSÕES INTERNAS DO POD E MARCAÇÕES DE CARGA

A72030

CARGO POD HEIGHT MEASUREMENTS



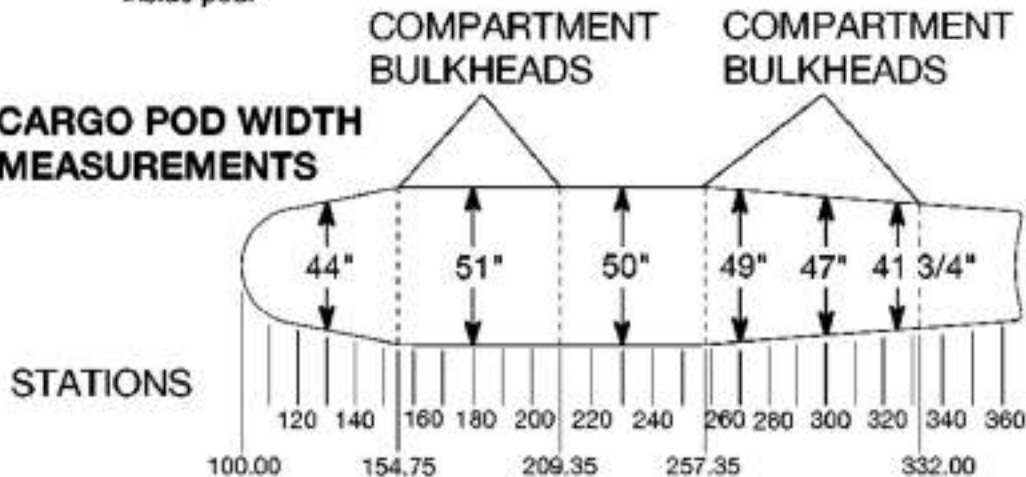
NOTE 1: Height dimensions are approximate and measured at Fuselage Stations shown from bottom of fuselage to inside floor.

NOTE 2: Width dimensions are approximate and measured at Fuselage Stations shown and on waterline 68.00 inside pod.

DOOR OPENING DIMENSIONS

	WIDTH	HEIGHT (FRONT)	HEIGHT (MID)	HEIGHT (REAR)
FORWARD DOOR	27 1/2"	---	14 1/2"	---
FWD. CTR. DOOR	30 1/2"	---	15 1/4"	---
AFT CTR. DOOR	27 1/2"	---	14 1/2"	---
AFT DOOR	30 1/2"	13 1/2"	---	8 1/2"

CARGO POD WIDTH MEASUREMENTS



CARGO POD DOOR MARKINGS

FWD COMPARTMENT MAX. WEIGHT 230 LBS.	CTR. COMPARTMENT - FWD MAX WEIGHT 310 LBS.	CTR. COMPARTMENT - AFT MAX. WEIGHT 270 LBS.	AFT COMPARTMENT MAX. WEIGHT 280 LBS.
MAX FLOOR LOADING 30 LBS. PER SQ. FT.	MAX. FLOOR LOADING 30 LBS. PER SQ. FT.	MAX. FLOOR LOADING 30 LBS. PER SQ. FT.	MAX. FLOOR LOADING 30 LBS. PER SQ. FT.
NO SHARP EDGES	NO SHARP EDGES	NO SHARP EDGES	NO SHARP EDGES

2505T 1006

Figura 6-5

**MARCAÇÕES DE CARGA INTERNAS DA CABINE
(VERSÃO DE CARGA)**

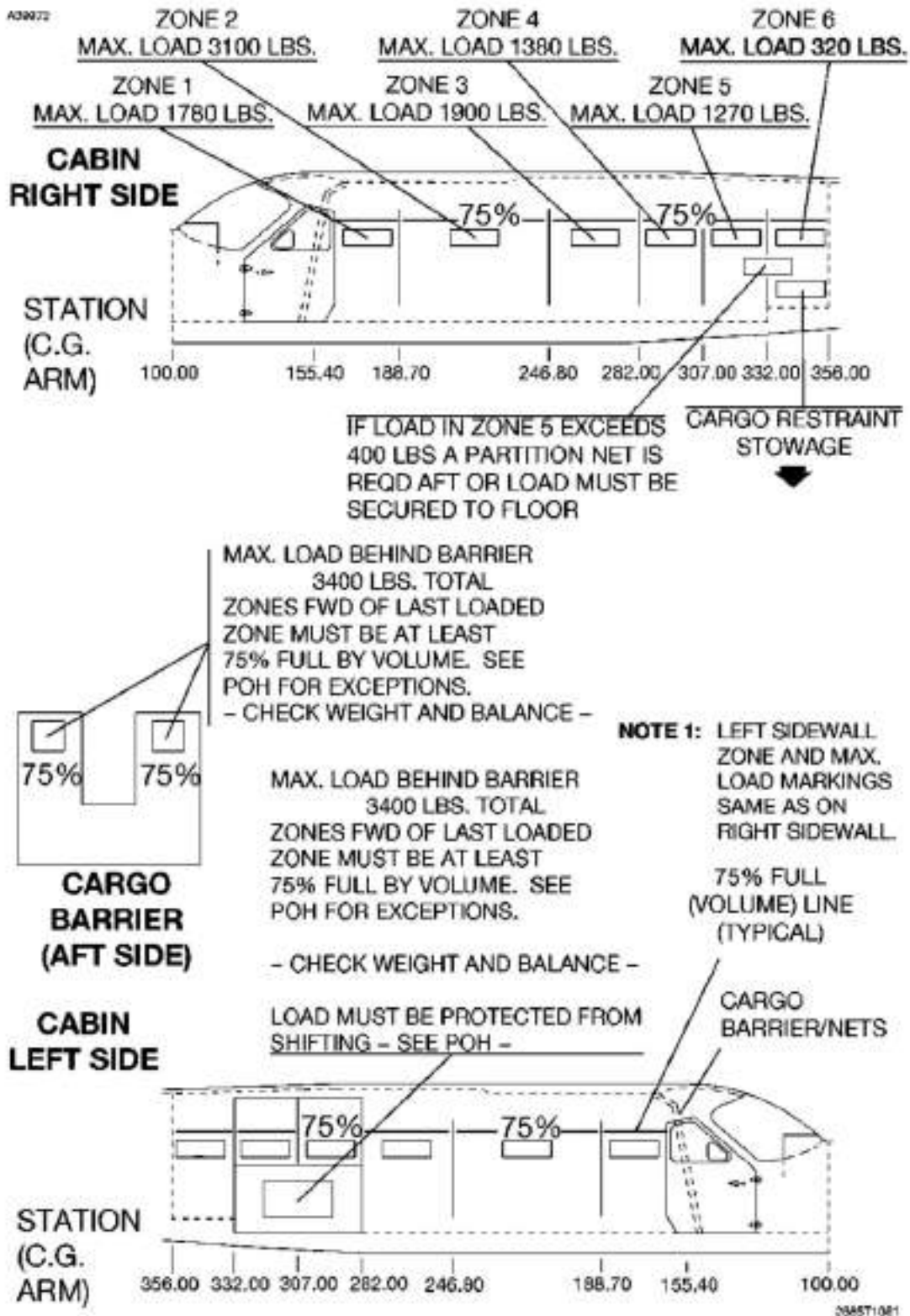
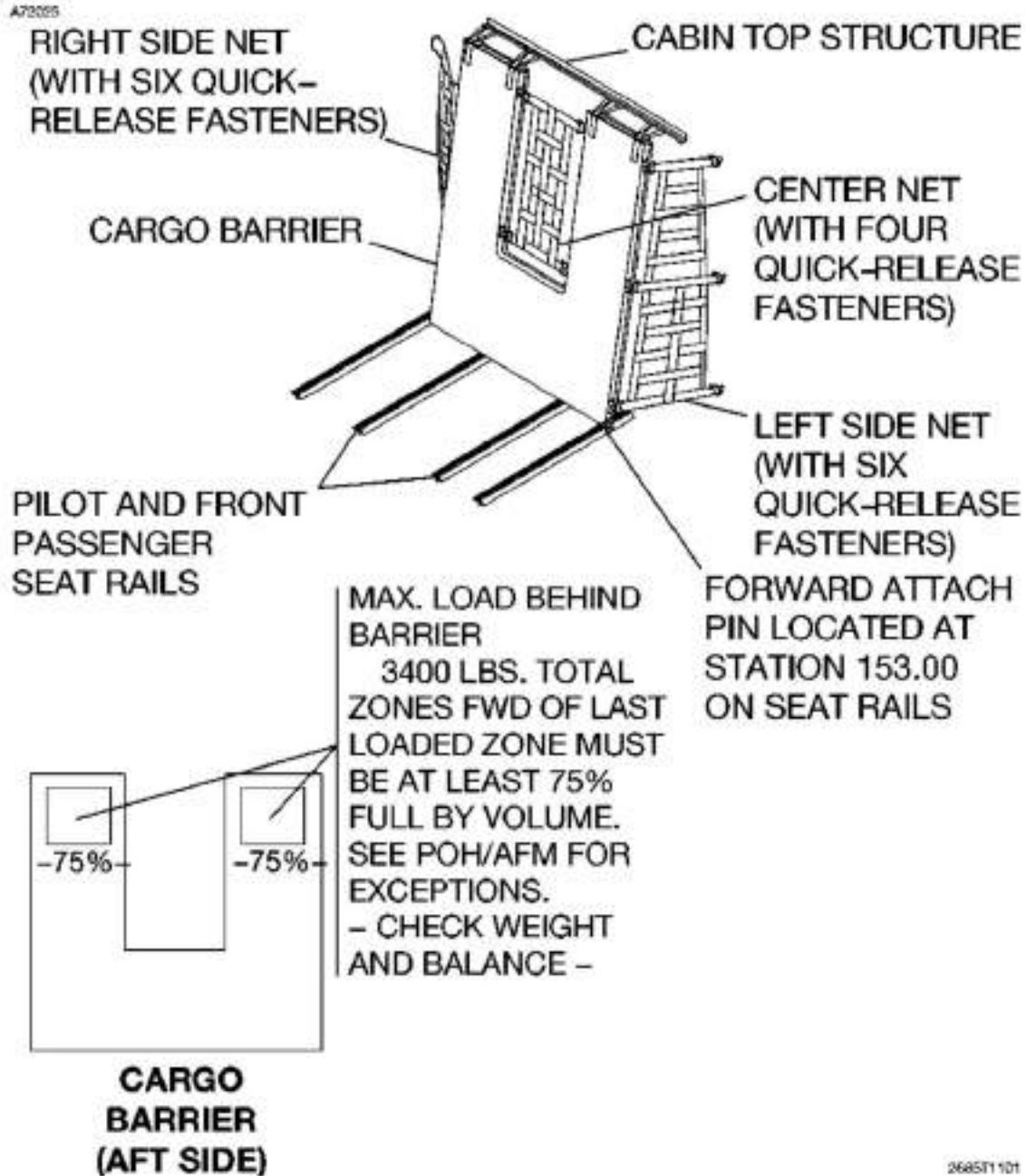


Figura 6-6

BARREIRA DE CARGA E REDES DE BARREIRA

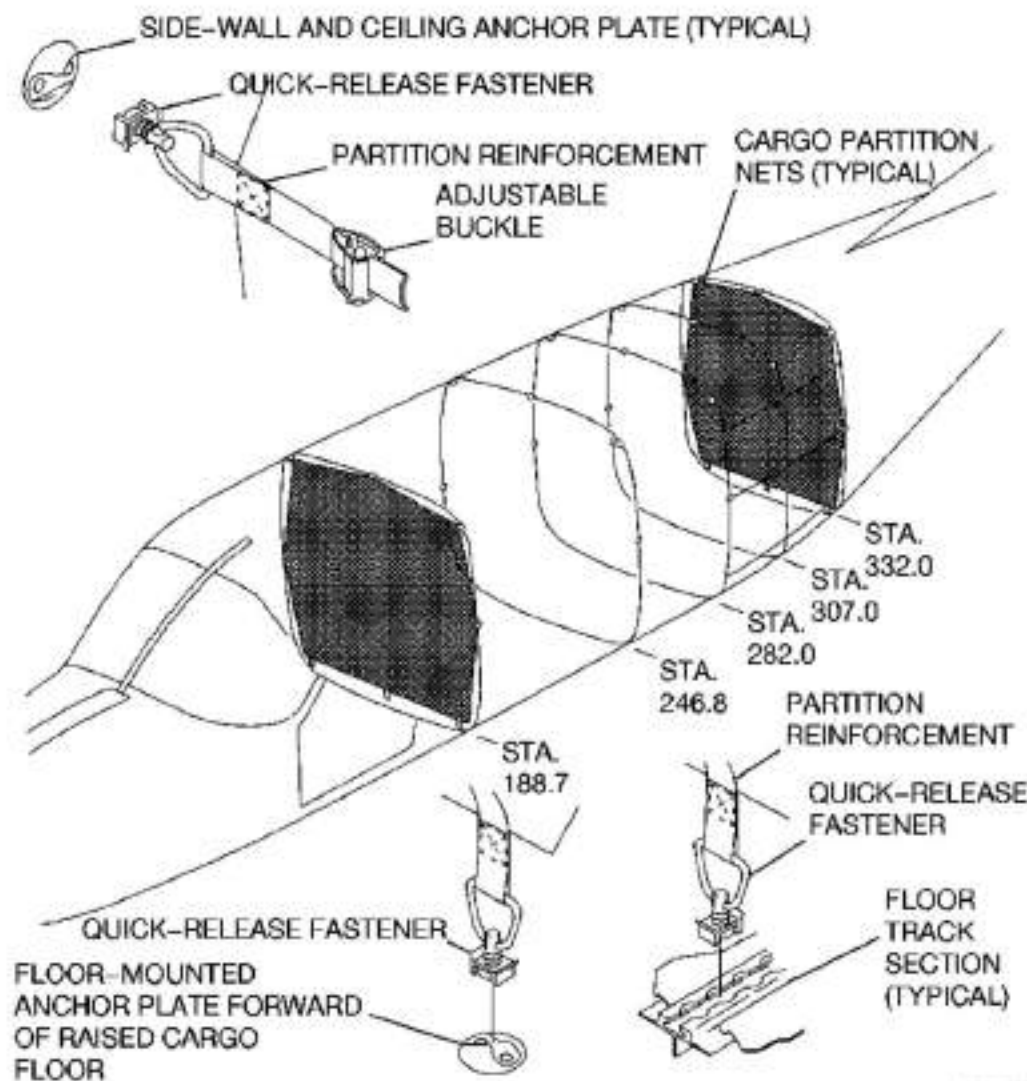


OBSERVAÇÃO

1. A instalação do extintor de incêndio na barreira de carga não é mostrando.
2. A barreira de carga e as redes de barreira anexadas devem ser instaladas para fornecer proteção à carga em colisão frontal.
3. Os fechos de liberação rápida que fixam as redes de barreira central e lateral permitem o desprendimento momentâneo das redes para carga e descarga de itens na área da tripulação.

Figura 6-7

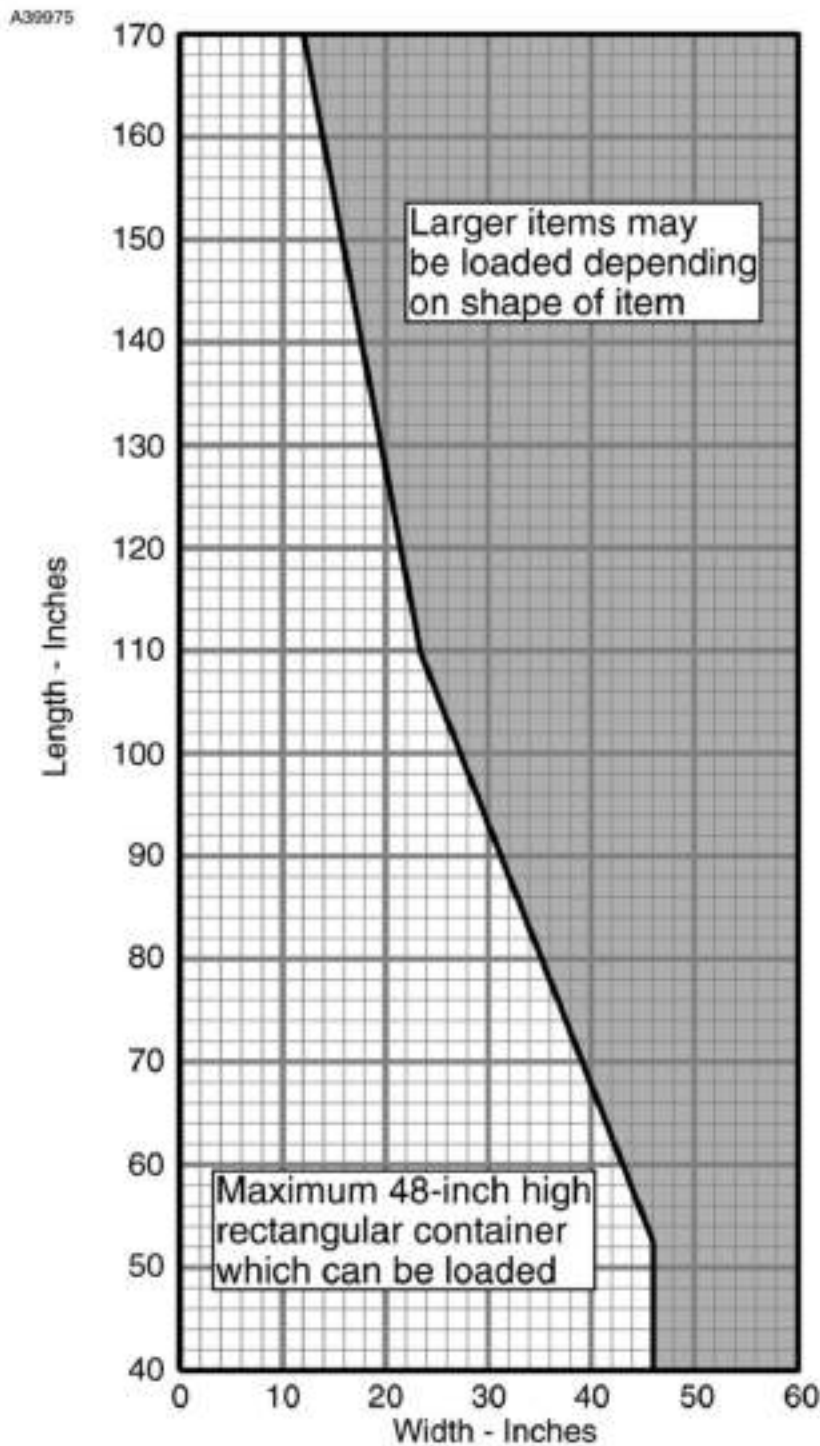
REDES DE DIVISÓRIA DE CARGA



OBSERVAÇÃO

1. Redes divisórias estão disponíveis para instalação nas estações da fuselagem 188,7, 246,8, 282,0, 307,0 e 332,0.
2. Caso sejam utilizadas divisórias, elas deverão ser utilizadas em conjunto com a barreira de carga. As divisórias não foram concebidas para suportar cargas de impacto, pelo que não podem ser consideradas como um substituto da barreira.
3. Cada divisória suportará as cargas operacionais à frente e à ré aplicadas durante a decolagem, voo e pouso em quaisquer duas zonas à frente ou à ré da divisória. O uso das divisórias permitirá o carregamento das zonas sem amarrar a carga se a densidade de carga não for superior a 7,9 libras por pé cúbico e a zona estiver mais de 75% cheia.
Cargas que não atendam a esses requisitos deverão ser fixadas no piso da cabine.

Figura 6-8

TAMANHOS MÁXIMOS DE CARGA**OBSERVAÇÃO**

1. Aproximadamente uma polegada de folga permitida da parede lateral e teto.
2. Subtraia a altura do rolo e a espessura do palete, se aplicável.

Figura 6-9

ANEXOS DE AMARRAÇÃO DE CARGA

A72104

Item	Location	* Maximum Rated Load (Pounds)	
		Without Cargo Barrier/Nets Installed	With Cargo Barrier Nets Installed
Tie-down block on seat track	On front passenger seat tracks	100	100
Single-stud quick-release Tie-down on seat track	On aft passenger seat tracks	100	200
Single-stud quick-release Tie-down on baggage floor Anchor plates	On raised baggage floor	100	200
Double-stud quick-release Tie-down on seat track	On aft passenger seat tracks	150	300

When utilizing the aft seat rails for tying down cargo, minimum spacing for single-stud quick release tie-down rings is 12 inches.

*Tie-downs are required toward and aft of cargo load to prevent the load from shifting. The type of tie-downs available, the sum of their individual rated loads, and the height and length of the load whether configured with or without a cargo barrier/nets, and whether passengers are carried aft of the cargo barrier/nets, are the determining factors in selecting the number of tie-downs needed.

FOR EXAMPLE:

A 600-pound load which has a height dimension that is equal to or less than its length dimension requires a minimum of six tie-downs (three forward and three aft). When the cargo barrier/nets are installed, the number of tie-downs can be reduced by 1/2 as long as load shifting can be prevented. The minimum number of tie-downs for this example would then be four (three plus one, to utilize an even number of tie-downs). Regardless of whether the cargo barrier/nets are installed, if the cargo height is greater than its Length, then the minimum number of tie-downs must be doubled. If passengers are carried aft of the cargo barrier/nets, cargo must be secured per the requirements without the barrier/nets installed. Refer to Cargo Load Restraint in this section for additional information.

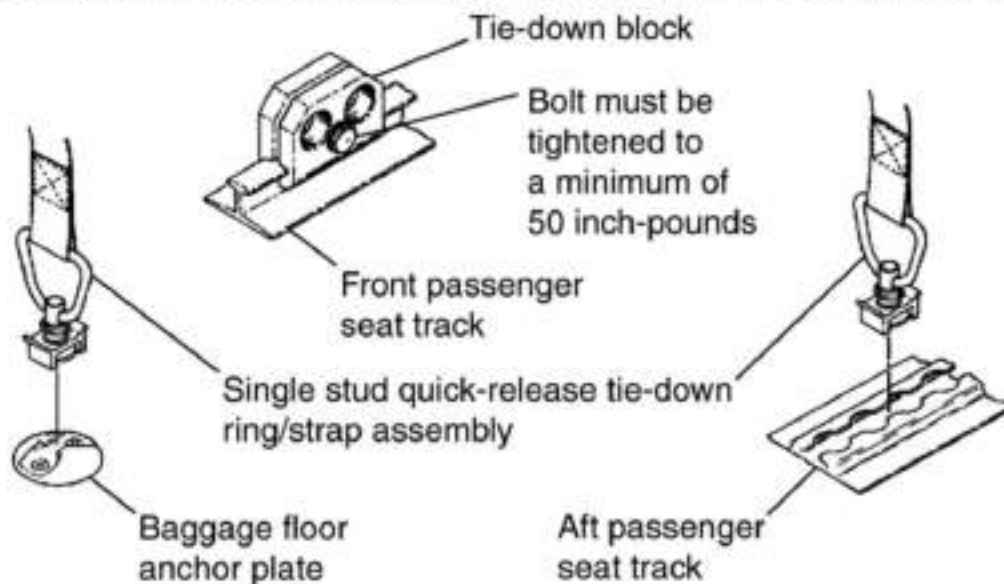


Figura 6-10 (Folha 1 de 2)

ANEXOS DE AMARRAÇÃO DE CARGA

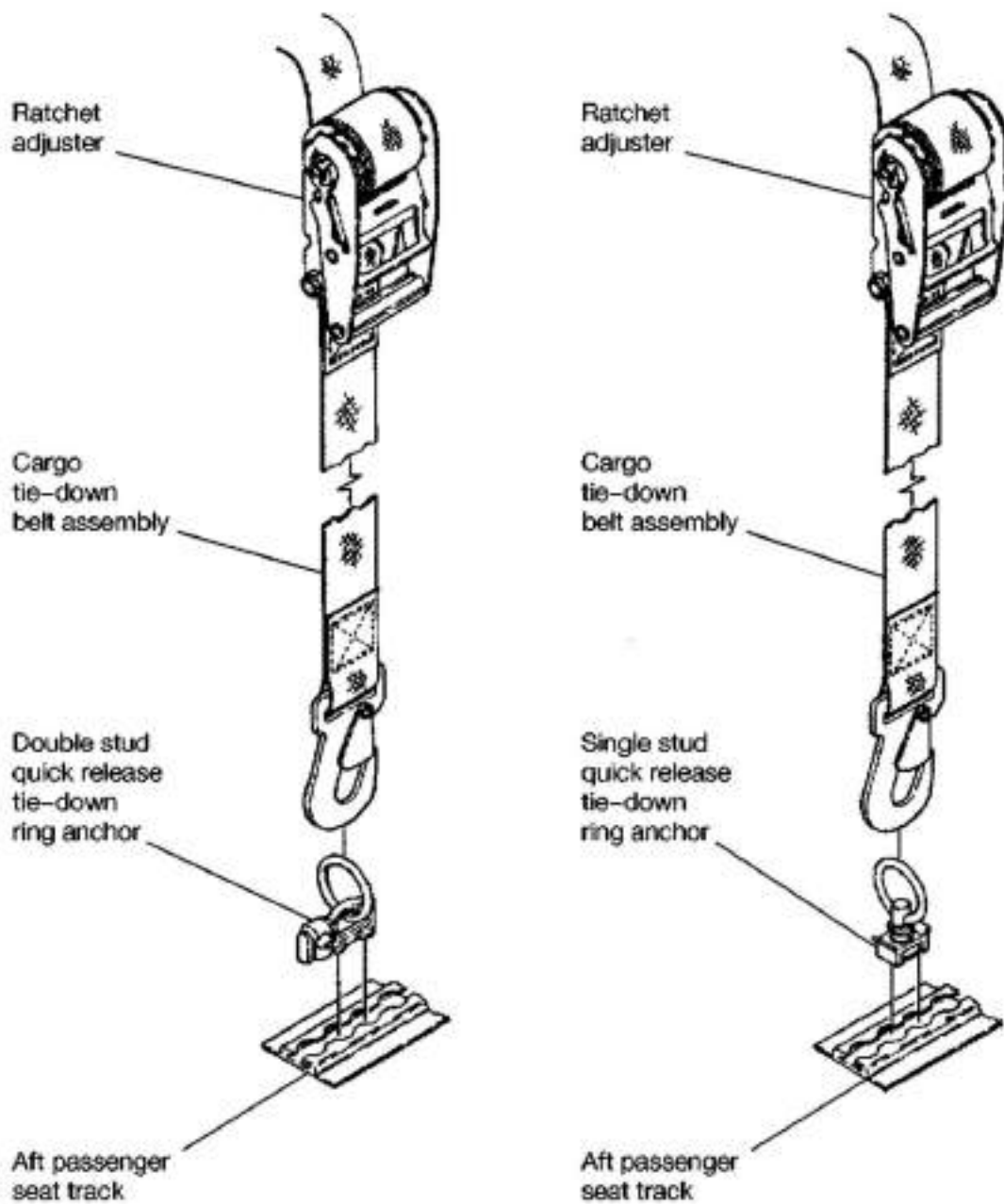
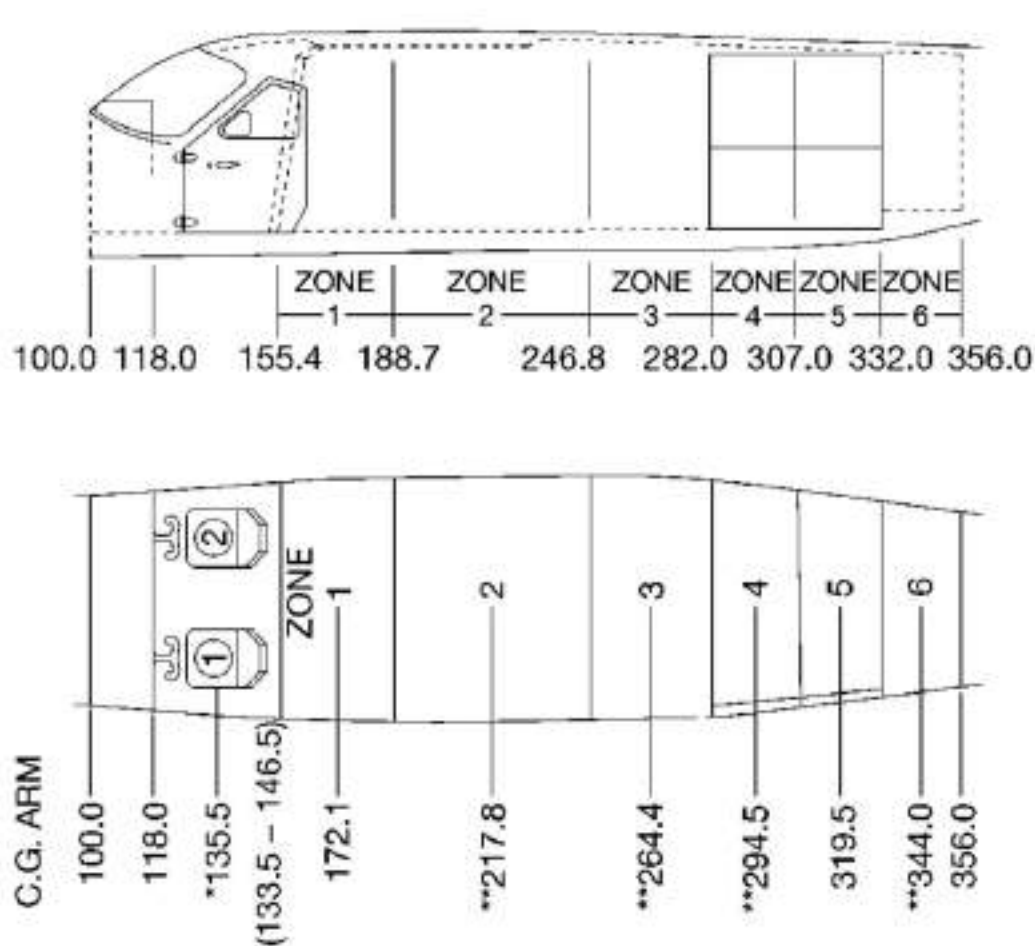


Figura 6-10 (Folha 2)

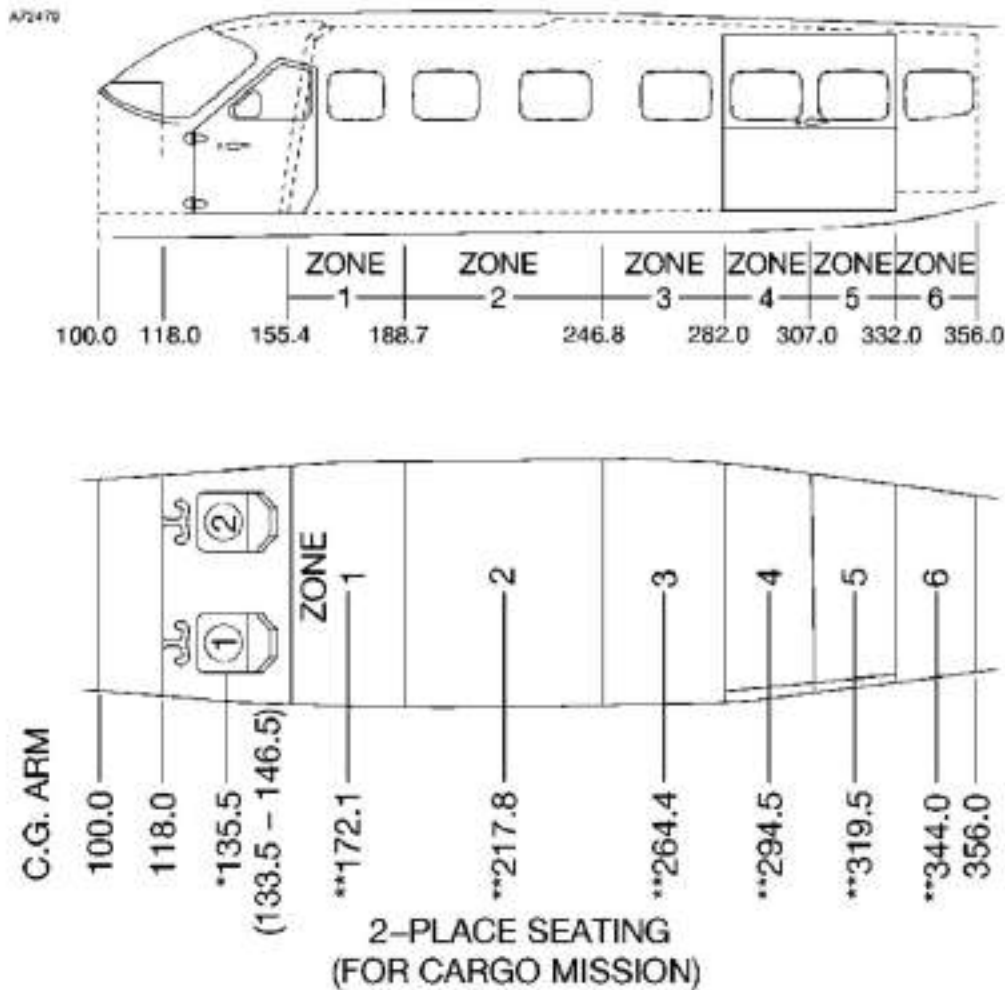
DISPOSIÇÕES DE CARGA INTERNA DA CABINE (VERSÃO DE CARGA)



OBSERVAÇÃO

- *Centro de gravidade do piloto ou do passageiro dianteiro em assentos ajustáveis posicionados para um ocupante médio com o pino de travamento do assento na Estação Fuselagem 145.0. Os números entre parênteses indicam os limites dianteiro e traseiro da faixa do centro de gravidade do ocupante.
- **Centro de gravidade da área de carga nas Zonas 1 a 6 com base no ponto médio da zona.
- Linhas verticais marcadas nas paredes laterais da área de carga ou na face frontal do piso elevado (Estação da Fuselagem 332.0) podem ser usadas como um ponto de referência conveniente para determinar a localização do ocupante ou da Estação da Fuselagem de carga.

Figura 6-11 (Folha 1 de 3)

DISPOSIÇÕES DE CARGA INTERNA DA CABINE**(VERSÃO PASSAGEIRO)**

OBSERVAÇÃO

- *Centro de gravidade do piloto ou do passageiro dianteiro em assentos ajustáveis posicionados para um ocupante médio com o pino de travamento do assento na Estação Fuselagem 145.0. Os números entre parênteses indicam os limites dianteiro e traseiro da faixa do centro de gravidade do ocupante.
- **Centro de gravidade da área de carga nas Zonas 1 a 6 com base no ponto médio da zona.
- A face frontal do piso elevado (Estação de Fuselagem 332.0) pode ser usada como um ponto de referência conveniente para determinar a localização dos ocupantes ou das Estações de Fuselagem de carga.
- Quando uma barreira de carga for instalada, os assentos Commuter de dois lugares 4 e 5 ou os assentos Commuter individuais 3 e 4 deverão ser removidos. Os requisitos da missão determinarão se algum assento de passageiro traseiro permanecerá instalado.

Figura 6-11 (Folha 2)

**DISPOSIÇÕES DE CARGA INTERNA DA CABINE
(VERSÃO PASSAGEIRO)**

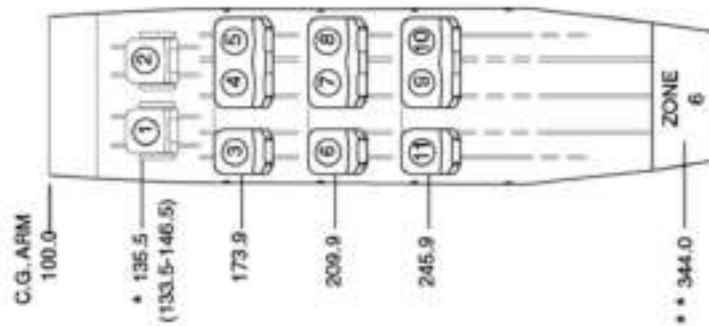
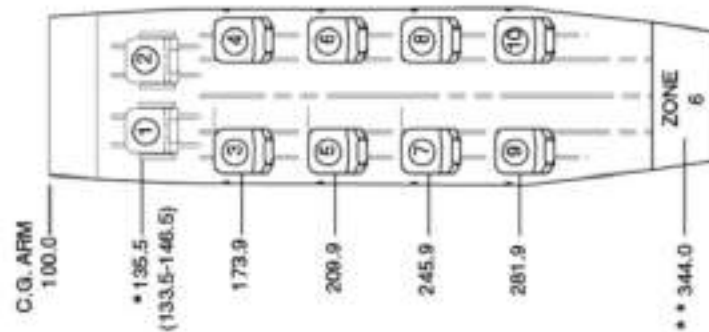
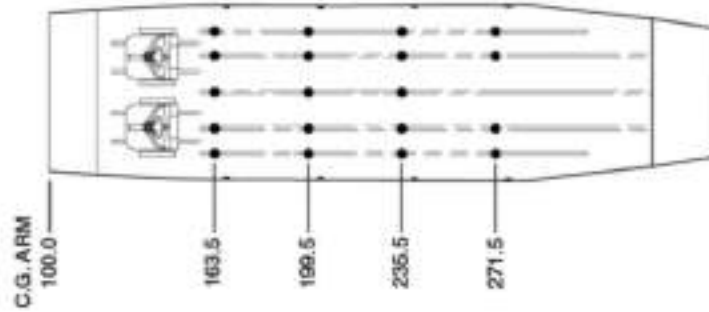
A71811

SEATING POSTIONS

AFT PASSENGER

- Airplane may be configured with left commuter seats installed on the right side, and right commuter seats installed on the left side. Actual seat location should be noted when computing Airplane Weight and Balance.

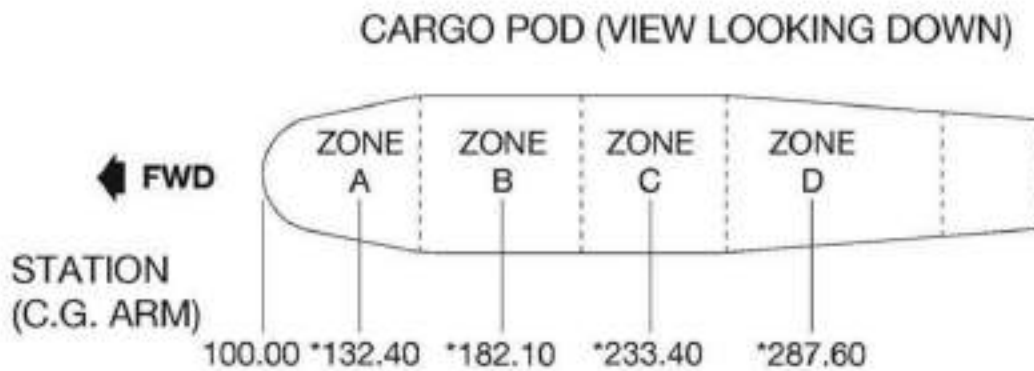
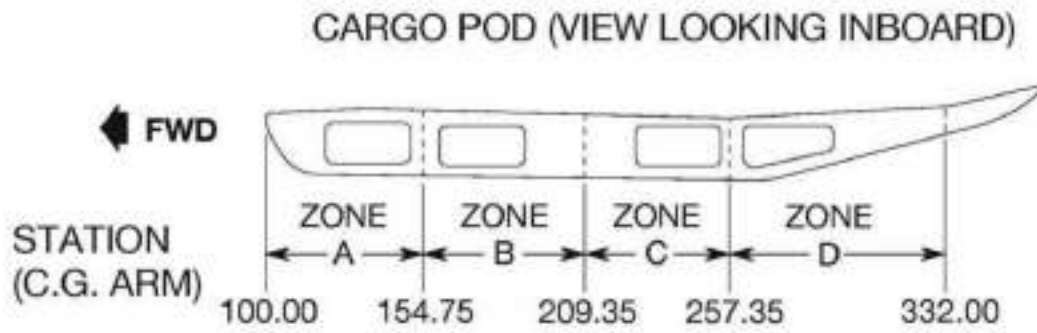
PILOT = ①
PASSENGERS = ② THRU ⑪



2685T1082A

Figura 6-11 (Folha 3)

ARRANJO DE CARREGAMENTO DO POD DE CARGA



2085T1098

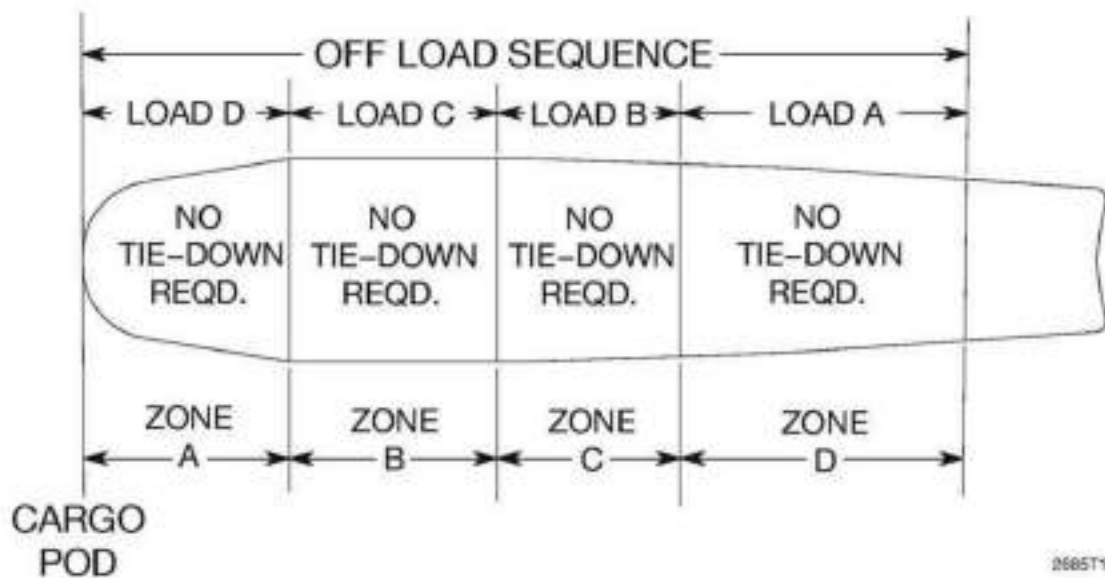
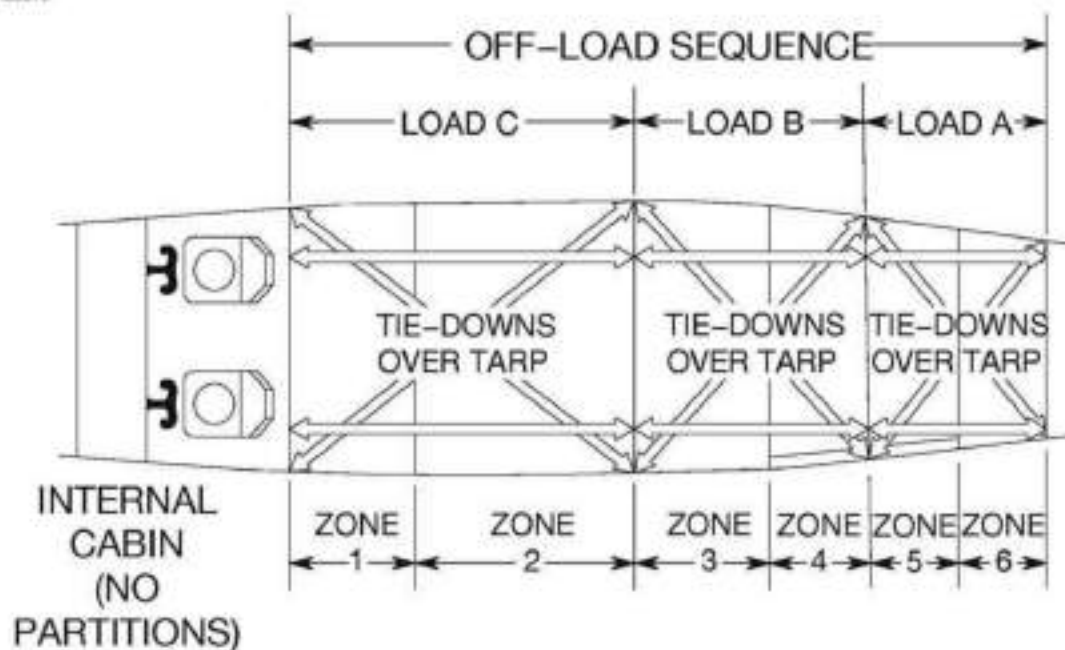
OBSERVAÇÃO

1. *Centro de gravidade do compartimento de carga nas Zonas A, B, C e D.
2. As anteparas dos compartimentos que separam as Zonas A e B (Estação 154.75), Zonas B e C (Estação 209.35) e Zonas C e D (Estação 257.35) podem ser usadas como ponto de referência para determinar a localização da Estação de Fuselagem de carga.

Figura 6-12

CARREGAMENTO/AMARRAÇÃO POR ZONA E CARGA (OFF-SEQUÊNCIA DE CARREGAMENTO)

A29979



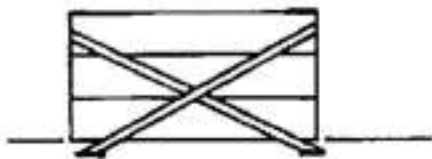
2685T100E

OBSERVAÇÃO

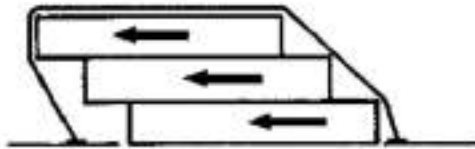
1. Caso não sejam utilizadas divisórias de carga, as cargas individuais deverão ser protegido por amarrações adequadas sobre lonas.
2. A proteção contra materiais perigosos foi fornecida em a área do porão da fuselagem sob o compartimento de carga de Estação de Fuselagem 168,0 a 356,0. Esses materiais podem ser transportado em qualquer local dentro desta área.

Figura 6-13

MÉTODOS TÍPICOS DE RESTRIÇÃO DE CARGA



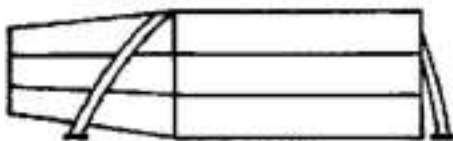
Cargo properly tied,
no shifts occur



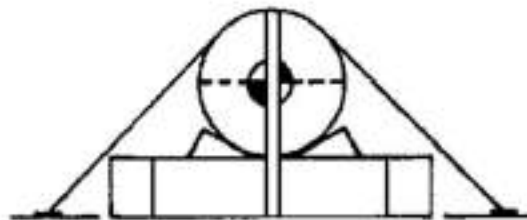
Cargo improperly tied,
shifts occur



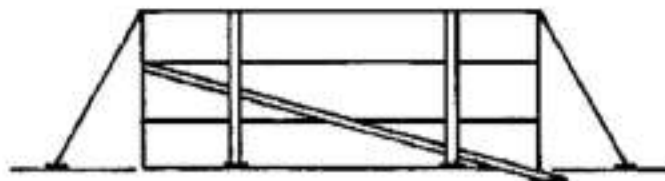
Multiple forces secured by fewer straps



Upward cargo restraint



Cylindrical cargo tie-down



Proper tie-down for all forces

Figura 6-14

**WEIGHT AND MOMENT TABLES
PILOT AND FRONT PASSENGER
CARGO VERSION**

Weight Pounds	Moment Inch-Pound/1000 (Arm = 135.50 Inch)
1	0.1
2	0.3
3	0.4
4	0.5
5	0.7
6	0.8
7	0.9
8	1.1
9	1.2
10	1.4
20	2.7
30	4.1
40	5.4
50	6.8
60	8.1
70	9.5
80	10.8
90	12.2
100	13.6
200	27.1
300	40.7
EXAMPLE:	
To obtain moments for a 170 pounds pilot, add moments shown for 100 pounds (13.6) and 70 pounds (9.5) for a total moment of 23.1 inch-pound/1000.	

Figura 6-15 (Folha 1 de 7)

WEIGHT AND MOMENT TABLES 11 PLACE COMMUTER

Crew and Passengers

(Single/ Bench Commuter Seating)

Weight Pounds	Pilot/ Front Passenger Seats 1 and 2 (Arm = 135.5 Inch)	Aft Passengers Seats		
		3, 4, and 5 (Arm = 173.9 Inch)	6, 7, and 8 (Arm = 209.9 Inch)	9, 10, and 11 (Arm = 245.9 Inch)
		Moment (Inch-Pound/1000)		
1	0.1	0.2	0.2	0.2
2	0.3	0.3	0.4	0.5
3	0.4	0.5	0.6	0.7
4	0.5	0.7	0.8	1.0
5	0.7	0.9	1.0	1.2
6	0.8	1.0	1.3	1.5
7	0.9	1.2	1.5	1.7
8	1.1	1.4	1.7	2.0
9	1.2	1.6	1.9	2.2
10	1.4	1.7	2.1	2.5
20	2.7	3.5	4.2	4.9
30	4.1	5.2	6.3	7.4
40	5.4	7.0	8.4	9.8
50	6.8	8.7	10.5	12.3
60	8.1	10.4	12.6	14.8
70	9.5	12.2	14.7	17.2
80	10.8	13.9	16.8	19.7
90	12.2	15.7	18.9	22.1
100	13.6	17.4	21.0	24.6
200	27.1	34.8	42.0	49.2
300	40.7	52.2	63.0	73.8

EXAMPLE:

To obtain moments for a 185 pounds passenger in seat 3, add moments shown for 100 pounds (17.4), 80 pounds (13.9), and 5 pounds (0.9) for a total moment of 32.2 inch-pound/1000.

NOTE

The airplane may be configured with left single commuter seats installed on the right side, and right bench commuter seats installed on the left side. Actual seat location should be noted when computing airplane weight and balance.

Figura 6-15 (Folha 2)

WEIGHT AND MOMENT TABLES
10 PLACE COMMUTER
Crew and Passengers
(Single Commuter Seating)

Weight Pounds	Pilot/ Front Passenger Seats 1 and 2 (Arm = 135.5 Inch)	Aft Passengers Seats			
		3 and 4 (Arm = 173.9 Inch)	5 and 6 (Arm = 209.9 Inch)	7 and 8 (Arm = 245.9 Inch)	9 and 10 (Arm = 281.9 Inch)
Moment (Inch-Pound/1000)					
1	0.1	0.2	0.2	0.2	0.3
2	0.3	0.3	0.4	0.5	0.6
3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8
4	0.5	0.7	0.8	1.0	1.1
5	0.7	0.9	1.0	1.2	1.4
6	0.8	1.0	1.3	1.5	1.7
7	0.9	1.2	1.5	1.7	2.0
8	1.1	1.4	1.7	2.0	2.3
9	1.2	1.6	1.9	2.2	2.5
10	1.4	1.7	2.1	2.5	2.8
20	2.7	3.5	4.2	4.9	5.6
30	4.1	5.2	6.3	7.4	8.5
40	5.4	7.0	8.4	9.8	11.3
50	6.8	8.7	10.5	12.3	14.1
60	8.1	10.4	12.6	14.8	16.9
70	9.5	12.2	14.7	17.2	19.7
80	10.8	13.9	16.8	19.7	22.6
90	12.2	15.7	18.9	22.1	25.4
100	13.6	17.4	21.0	24.6	28.2
200	27.1	34.8	42.0	49.2	56.4
300	40.7	52.2	63.0	73.8	84.6

EXAMPLE:

To obtain moments for a 185 pounds passenger in seat 5, add moments shown for 100 pounds (21.0), 80 pounds (16.8), and 5 pounds (1.0) for a total moment of 38.8 inch-pound/1000.

NOTE

The airplane may be configured with left single commuter seats installed on the right side, and right single commuter seats installed on the left side. Actual seat location should be noted when computing airplane weight and balance.

Figura 6-15 (Folha 3)

WEIGHT AND MOMENT TABLES
FUEL (JET FUEL WITH DENSITY OF 6.7 POUNDS/GALLON AT
60 °F)

Gallons	Weight Pounds	Moment Inch-Pound/1000 (Arm Varies)	Gallons	Weight Pounds	Moment Inch-Pound/1000 (Arm Varies)
5	34	6.8	175	1173	238.4
10	67	13.6	180	1206	245.2
15	101	20.4	185	1240	252.0
20	134	27.2	190	1273	258.8
25	168	34.0	195	1307	265.7
30	201	40.8	200	1340	272.5
35	235	47.6	205	1374	279.3
40	268	54.4	210	1407	286.1
45	302	61.2	215	1441	292.9
50	335	68.0	220	1474	299.7
55	369	74.8	225	1508	306.5
60	402	81.6	230	1541	313.3
65	436	88.4	235	1575	320.1
70	469	95.2	240	1608	326.9
75	503	102.0	245	1642	333.7
80	536	108.8	250	1675	340.5
85	570	115.7	255	1709	347.3
90	603	122.5	260	1742	354.1
95	637	129.3	265	1776	360.9
100	670	136.1	270	1809	367.7
105	704	142.9	275	1843	374.5
110	737	149.7	280	1876	381.2
115	771	156.6	285	1910	388.0
120	804	163.4	290	1943	394.8
125	838	170.2	295	1977	401.6
130	871	177.0	300	2010	408.4
135	905	183.8	305	2044	415.2
140	938	190.6	310	2077	422.0
145	972	197.5	315	2111	428.8
150	1005	204.3	320	2144	435.6
155	1039	211.1	325	2178	442.4
160	1072	217.9	327	2189	444.7
165	1106	224.7	330	2211	449.1
170	1139	231.5	332	2224	451.7

Figura 6-15 (Folha 4)

WEIGHT AND MOMENT TABLES
FUEL (AVIATION GASOLINE WITH DENSITY OF 6.0
POUNDS/GALLON AT 60 °F)

Gallons	Weight Pounds	Moment Inch-Pound/1000 (Arm Varies)	Gallons	Weight Pounds	Moment Inch-Pound/1000 (Arm Varies)
5	30	6.1	175	1050	213.5
10	60	12.2	180	1080	219.6
15	90	18.3	185	1110	225.7
20	120	24.4	190	1140	231.8
25	150	30.5	195	1170	237.9
30	180	36.5	200	1200	244.0
35	210	42.6	205	1230	250.1
40	240	48.7	210	1260	256.2
45	270	54.8	215	1290	262.3
50	300	60.9	220	1320	268.4
55	330	67.0	225	1350	274.5
60	360	73.1	230	1380	280.6
65	390	79.2	235	1410	286.7
70	420	85.3	240	1440	292.8
75	450	91.4	245	1470	298.9
80	480	97.5	250	1500	304.9
85	510	103.6	255	1530	311.0
90	540	109.7	260	1560	317.1
95	570	115.8	265	1590	323.2
100	600	121.9	270	1620	329.2
105	630	128.0	275	1650	335.3
110	660	134.1	280	1680	341.4
115	690	140.2	285	1710	347.5
120	720	146.3	290	1740	353.6
125	750	152.4	295	1770	359.6
130	780	158.5	300	1800	365.7
135	810	164.6	305	1830	371.8
140	840	170.7	310	1860	377.9
145	870	176.8	315	1890	384.0
150	900	182.9	320	1920	390.1
155	930	189.1	325	1950	396.2
160	960	195.2	326	1957	397.6
165	990	201.3	330	1980	402.2
170	1020	207.4	332	1992	404.6

Figura 6-15 (Folha 5)

WEIGHT AND MOMENT TABLES CARGO (CABIN LOCATIONS)

Weight Pounds	Zone 1 (Arm = 172.1 Inch)	Zone 2 (Arm = 217.8 Inch)	Zone 3 (Arm = 264.4 Inch)	Zone 4 (Arm = 294.5 Inch)	Zone 5 (Arm = 319.5 Inch)	Zone 6 (Arm = 344.0 Inch)
	Moment (Inch-Pound/1000)					
1	0.2	0.2	0.3	0.3	0.3	0.3
2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.6	0.7
3	0.5	0.7	0.8	0.9	1.0	1.0
4	0.7	0.9	1.1	1.2	1.3	1.4
5	0.9	1.1	1.3	1.5	1.6	1.7
6	1.0	1.3	1.6	1.8	1.9	2.1
7	1.2	1.5	1.9	2.1	2.2	2.4
8	1.4	1.7	2.1	2.4	2.6	2.8
9	1.5	2.0	2.4	2.7	2.9	3.1
10	1.7	2.2	2.6	2.9	3.2	3.4
20	3.4	4.4	5.3	5.9	6.4	6.9
30	5.2	6.5	7.9	8.8	9.6	10.3
40	6.9	8.7	10.6	11.8	12.8	13.8
50	8.6	10.9	13.2	14.7	16.0	17.2
60	10.3	13.1	15.9	17.7	19.2	20.6
70	12.0	15.2	18.5	20.6	22.4	24.1
80	13.8	17.4	21.2	23.6	25.6	27.5
90	15.5	19.6	23.8	26.5	28.8	31.0
100	17.2	21.8	26.4	29.5	32.0	34.4
200	34.4	43.6	52.9	58.9	63.9	68.8
300	51.6	65.3	79.3	88.4	95.9	103.2
400	68.8	87.1	105.8	117.8	127.8	
500	86.1	108.9	132.2	147.3	159.8	
600	103.3	130.7	158.6	176.7	191.7	
700	120.5	152.5	185.1	206.2	223.7	
800	137.7	174.2	211.5	235.6	255.6	
900	154.9	196.0	238.0	265.1	287.6	
1000	172.1	217.8	264.4	294.5	319.5	
2000		435.6				
3000		653.4				

EXAMPLE:

To obtain moments for 350 pounds of cargo in Zone 1, add moments shown in Zone 1 for 300 pounds (51.6) and 50 pounds (8.6) for a total moment of 60.2 inch-pound/1000.

Figura 6-15 (Folha 6)

WEIGHT AND MOMENT TABLES

CARGO (CARGO POD LOCATIONS)

Weight Pounds	Zone A (Arm = 132.4 Inch)	Zone B (Arm = 182.1 Inch)	Zone C (Arm = 233.4 Inch)	Zone D (Arm = 287.6 Inch)
	Moment (Inch-Pound/1000)			
1	0.1	0.2	0.2	0.3
2	0.3	0.4	0.5	0.6
3	0.4	0.5	0.7	0.9
4	0.5	0.7	0.9	1.2
5	0.7	0.9	1.2	1.4
6	0.8	1.1	1.4	1.7
7	0.9	1.3	1.6	2.0
8	1.1	1.5	1.9	2.3
9	1.2	1.6	2.1	2.6
10	1.3	1.8	2.3	2.9
20	2.6	3.6	4.7	5.8
30	4.0	5.5	7.0	8.6
40	5.3	7.3	9.3	11.5
50	6.6	9.1	11.7	14.4
60	7.9	10.9	14.0	17.3
70	9.3	12.7	16.3	20.1
80	10.6	14.6	18.7	23.0
90	11.9	16.4	21.0	25.9
100	13.2	18.2	23.3	28.8
200	26.5	36.4	46.7	57.5
300		54.6		

EXAMPLE:

To obtain moments for 48 pounds of cargo in Zone A, add moments shown in Zone A for 40 pounds (5.3) and 8 pounds (1.1) for a total moment of 6.4 inch-pound/1000.

Figura 6-15 (Folha 7)

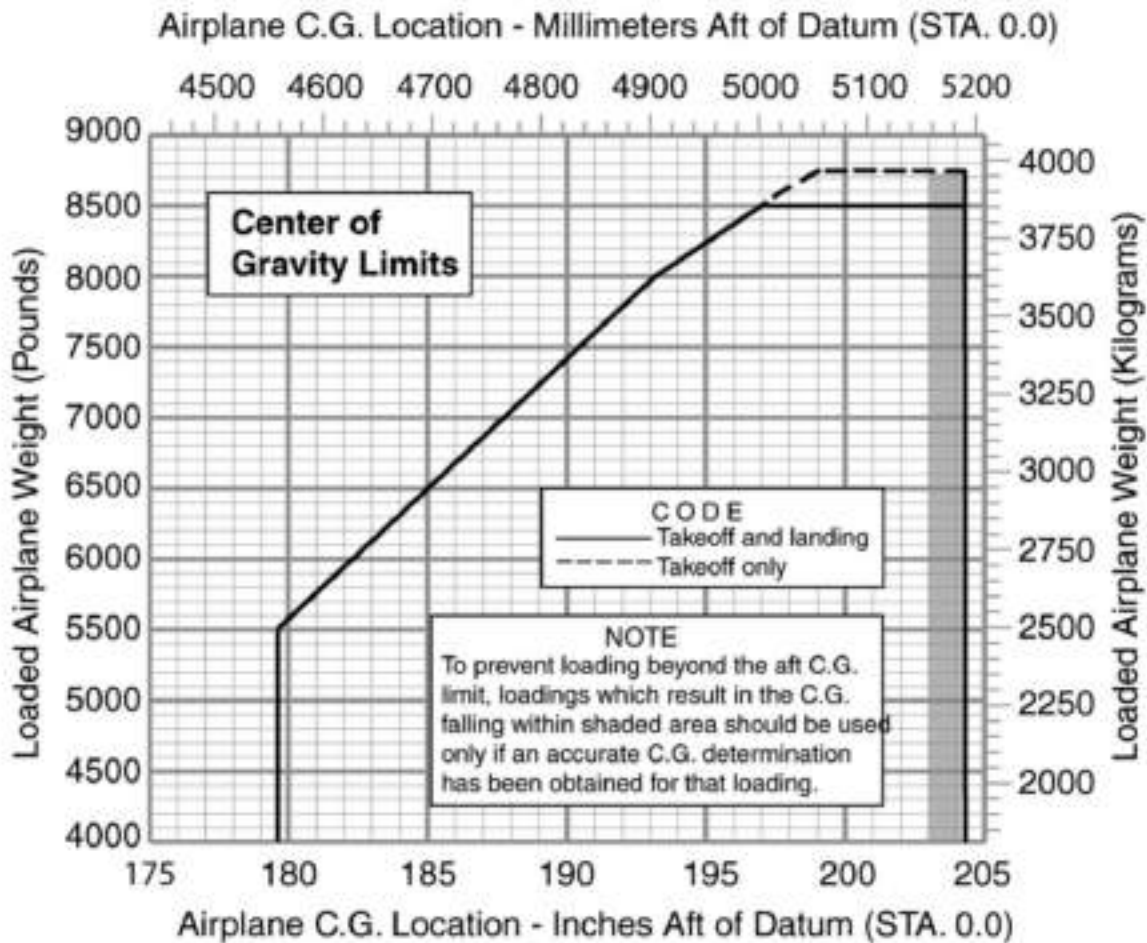
SAMPLE LOADING PROBLEM

(CARGO LOADING SHOWN)	SAMPLE AIRPLANE		YOUR AIRPLANE	
	Weight Pounds	Moment Inch-Pound/1000	Weight Pounds	Moment Inch-Pound/1000
1. Basic Empty Weight (Use the data pertaining to your airplane as it is presently equipped (includes unusable fuel and full oil).	5005	929.4		
2. Usable Fuel (332 Gallons Max)	2224	451.7		
3. Pilot (Seat 1) (STA. 133.5 to 146.5)	170	23.1		
4. Front Passenger (Seat 2) (STA. 133.5 to 146.5)				
5. Aft Passengers (Commuter Seating):				
STA. 173.9				
STA. 209.9				
STA. 245.9				
STA. 281.9				
6. Baggage/Cargo (Cabin Locations):				
Zone 1 (STA. 155.40 to 188.70)	120	20.6		
Zone 2 (STA. 188.70 to 246.80)	416	90.6		
Zone 3 (STA. 246.80 to 282.00)	200	52.9		
Zone 4 (STA. 282.00 to 307.00)	200	58.9		
Zone 5 (STA. 307.00 to 332.00)	200	63.9		
Zone 6 (STA. 332.00 to 356.00)	50	17.2		
7. Baggage/Cargo (Cargo Pod Locations):				
Zone A (STA. 100.00 to 154.75)	50	6.6		
Zone B (STA. 154.75 to 209.35)	50	9.1		
Zone C (STA. 209.35 to 257.35)	50	11.7		
Zone D (STA. 257.35 to 332.00)	50	14.4		
8. RAMP WEIGHT AND MOMENT	8785	1750.1		
9. Fuel Allowance (for engine start, taxi, and runup)	-35	-7.0		
10. TO WEIGHT AND MOMENT (Subtract Step 9 from Step 8)	8750	1743.1		
11. Locate this point (8750 at 1743.1) on the Center of Gravity Moment Envelope, and since this point falls within the envelope, the loading is acceptable.				
NOTE				
Refer to the Weight and Moment Tables for weight and moment of crew, passengers, usable fuel, and cargo being carried. Refer to Cabin Internal Loading Arrangements for aft passengers seating arrangements.				

Figura 6-16 (Folha 1 de 2)

LIMITES DO CENTRO DE GRAVIDADE

A72476

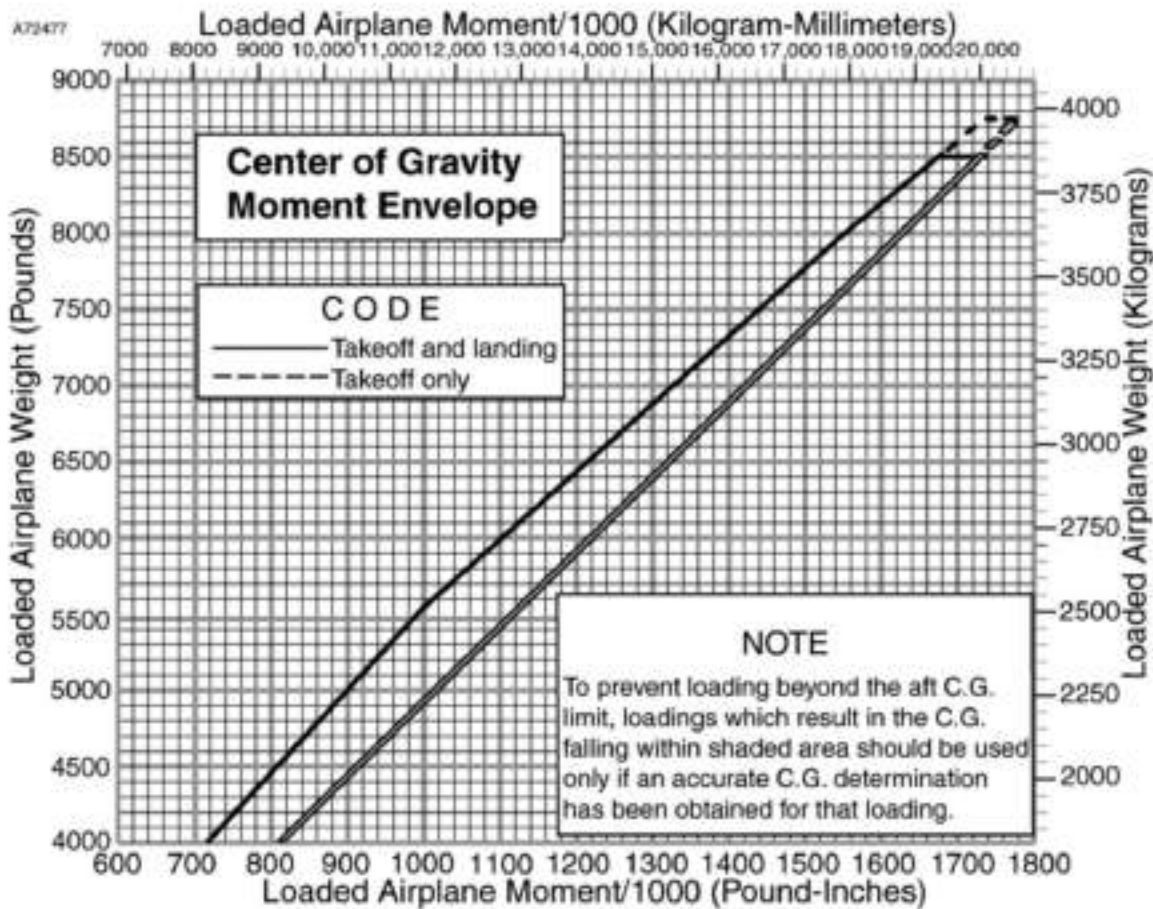


AVISO

É responsabilidade do piloto garantir que o avião está carregado corretamente. Operação externa das limitações prescritas de peso e equilíbrio poderiam resultar em um acidente e ferimentos graves ou fatais.

Figura 6-17

ENVELOPE DO MOMENTO DO CENTRO DE GRAVIDADE



AVISO

- Como o pessoal de carregamento nem sempre consegue alcançar um carregamento ideal, um meio de proteger o envelope do CG é fornecido fornecendo um aviso de localização do CG à popa (área sombreada) entre 38,33% mac e o cg máximo à popa de 40,33% mac no envelope de momento do centro de gravidade. Os pontos que se enquadram nesta área sombreada devem ser usados somente se for possível obter uma determinação precisa do CG para carregamentos de carga.
- É responsabilidade do piloto certificar-se de que o avião esteja carregado corretamente. A operação fora das limitações prescritas de peso e equilíbrio pode resultar em acidente e ferimentos graves ou fatais.

Figura 6-18

SEÇÃO 7
AVIÃO E SISTEMAS
DESCRIÇÕES

ÍNDICE	PÁGINA
Introdução	7-7
Fuselagem.	7-7
Módulo de carga.	7-8
Controles de vôo	7-9
Sistemas de acabamento.	7-9
Sistema de controle de voo e trim.	7-10
Painel de instrumentos	7-13
Interfaces Garmin.	7-13
Layout do painel.	7-14
Pedestal de controle.	7-14
Painel de instrumentos típico.	7-15
Interruptor lateral esquerdo e painel do disjuntor.	7-17
Painel aéreo.	7-17
Painel aéreo.	7-18
Interruptor típico da parede lateral esquerda e painel de disjuntores.	7-19
Mensagens CAS.	7-20
Controle de solo	7-22
Raio de giro mínimo.	7-23
Sistema de aba de asa.	7-24
Sistema de trem de pouso.	7-25
Compartimento de bagagem/carga.	7-26
Assentos.	7-26
Assentos de piloto e copiloto.	7-26
Assento do passageiro traseiro (commuter) (versão do passageiro).	7-27
Assento do passageiro traseiro (utilitário) (versão do passageiro).	7-27
Encostos de cabeça.	7-27
Figura de cintos de segurança e cintos de ombro.	7-28
Cintos de segurança e arneses de ombro	7-31
Cintos de segurança, cintas e arneses de ombro (piloto e copiloto assentos).	7-31
Portas de entrada da cabine.	7-33
Portas de entrada da tripulação.	7-33
Porta de entrada de passageiros (somente versão de passageiro).	7-34

(Continua na próxima página)

ÍNDICE (Continuação)	Página
Portas de carga.	7-37
Janelas da cabine.	7-39
Bloqueios de controle.	7-39
Motor	7-40
Componentes típicos do motor.	7-42
Controles do motor.	7-43
Alavanca de potência.	7-43
Alavanca de energia de emergência.	7-44
Alavanca de controle da hélice.	7-45
Alavanca de condição de combustível.	7-46
Bloqueio de fricção quadrante.	7-46
Sistema de instrumentos do motor (EIS).	7-46
Indicações de Torque	7-47
Indicações de rotação da hélice	7-47
Indicador ITT.	7-47
Indicações de rotação do gerador de gás	7-47
Indicações de Fluxo de Combustível	7-48
Indicação de pressão de óleo.	7-48
Medidor de temperatura do óleo.	7-48
Amaciamento e operação do novo motor	7-48
Sistema de lubrificação do motor.	7-49
Sistema de ignição.	7-50
Sistema de indução de ar.	7-51
Sistema Separador Inercial.	7-52
Fluxo de ar do motor.	7-53
Sistema de exaustão	7-54
Sistema de combustível do motor.	7-54
Sistema de refrigeração	7-55
Iniciando sistema	7-56
Acessórios do motor.	7-56
Bomba de óleo.	7-57
Bomba de combustível	7-57
Do Tacômetro-Gerador.	7-57
Hélice Tacômetro-Gerador	7-58
Torquímetro.	7-58
Partida/Gerador.	7-58
Sistema de detecção de temperatura de turbina entre estágios.	7-58
Governador da hélice.	7-59

(Continua na próxima página)

ÍNDICE (Continuação)	Página
Regulador de sobrevelocidade da hélice.	7-59
Sistema de detecção de incêndio em motores.	7-59
Sistema de redução de engrenagem do motor.	7-60
Detectores de chips.	7-60
Lata de drenagem de respiro de óleo.	7-60
Hélice.	7-61
Interruptor de teste do regulador de velocidade excessiva.	7-62
Sistema de combustível.	7-62
Figura do sistema de combustível.	7-64
Dados de Quantidade de Combustível	7-65
Válvula de corte de combustível Firewall.	7-66
Seletores de tanque de combustível.	7-66
Seletores de combustível desligados Sistema de alerta.	7-66
Interruptor da bomba de reforço de combustível.	7-66
Indicador de fluxo de combustível.	7-67
Indicadores de Quantidade de Combustível	7-67
Mensagem CAS de nível baixo de combustível no tanque de asa.	7-67
Mensagem CAS de nível baixo de combustível no reservatório.	7-68
Mensagem CAS de advertência de baixa pressão de combustível.	7-68
Bomba de reforço de combustível na mensagem CAS.	7-68
Válvulas de drenagem.	7-68
Lata de drenagem de combustível.	7-69
Reservatório de drenagem da bomba de combustível.	7-69
Sistema de travagem	7-70
Sistema elétrico	7-71
Sistema elétrico de reserva.	7-71
Unidade de Controle do Gerador.	7-72
Monitor de energia terrestre	7-72
Interruptor da bateria.	7-72
Interruptor de partida.	7-73
Chave de ignição	7-73
Interruptor do Gerador.	7-73
Interruptor de alimentação do alternador em espera	7-73
Chaves de energia para aviônicos	7-74
Interruptor de alimentação de espera de aviônicos	7-74
Interruptor de amarração de barramento de aviônicos.	7-74
Sistema Elétrico Típico.	7-75

(Continua na próxima página)

ÍNDICE (Continuação)	Página
Interruptor de alimentação externo.	7-78
Disjuntores	7-78
Exibição de Tensão e Amperagem.	7-78
Receptáculo de plugue de serviço de aterramento.	7-79
Sistemas de Iluminação	7-79
Iluminação Exterior.	7-79
Luzes de navegação.	7-79
Luzes de pouso.	7-80
Luzes de táxi/reconhecimento	7-80
Luzes estroboscópicas.	7-80
Luz de farol piscando.	7-81
Luzes de cortesia.	7-81
Iluminação interior	7-81
Monitores Garmin, ADF opcional e	
Monitores HF (se instalados).	7-81
Botão de controle do indicador de espera.	7-82
Botão de controle do painel de interruptores/disjuntores	7-82
Botão do disjuntor/pedestal/painel suspenso	7-82
Botão de controle esquerdo do holofote.	7-82
Botão de controle direito do holofote.	7-82
Maplight da roda de controle.	7-82
Luzes de cabine sem temporizador (passageiro 208B)	7-83
Luzes da cabine com temporizador (se instalado).	7-83
Luzes de cabine com temporizador (Super Cargomaster).	7-83
Luzes de leitura de passageiros (somente versão de passageiro).	7-84
Sinal de proibição de fumaça/cinto de segurança (somente versão para passageiros)	7-84
Sistema de aquecimento, ventilação e degelo da cabine.	7-84
Interruptor de calor de purga de ar.	7-85
Botão seletor de temperatura.	7-85
Aquecimento, Ventilação e	
Figura do Sistema de Degelo (Versão Cargo)	7-86
Controle push-pull de mistura de ar.	7-88
Controle push-pull da cabine traseira/dianteira.	7-89
Controle push-pull da cabine para descongelamento/avançamento	7-89
Botão de desligamento do firewall de aquecimento da cabine.	7-89
Botões de controle de ar de ventilação.	7-90
Botões de ventilação do painel de instrumentos	7-90
Saídas de ventilação	7-90
Sistema de oxigênio.	7-90

(Continua na próxima página)

ÍNDICE (Continuação)	Página
Sistema e instrumentos Pitot-estáticos.	7-91
Indicadores de velocidade no ar.	7-92
Indicadores de velocidade vertical.	7-92
Altímetro (painel de instrumentos em espera)	7-92
Sistema de Vácuo e Instrumentos	7-93
Indicador de atitude (painel de instrumentos em espera).	7-93
Sinalizador de aviso de baixo vácuo	7-93
Sistema de vácuo típico.	9-94
Sistema de alerta de estol.	7-95
Equipamento de Apoio Aviônico.	7-96
Ventilador de resfriamento de aviônicos.	7-96
Instalações de microfone e fone de ouvido	7-96
Descarregadores Estáticos	7-97
Tomada de alimentação de 12 VCC	7-97
Conector de entrada de áudio auxiliar.	7-98
Características da cabine.	7-98
Extintor de incêndio de cabine.	7-98
Viseiras.	7-99
Gráfico e compartimentos de armazenamento.	7-99
Equipamento diverso	7-99
Tampas de entrada do motor e âncoras da hélice	7-99
Montagem da etapa de entrada da tripulação.	7-100
Barreira de Carga e Redes.	7-100
Divisórias de carga.	7-100
Rede de restrição da porta de carga.	7-100
Equipamento de amarração de carga/avião	7-101
Anéis de içamento	7-101
Tubo de alívio.	7-101
Válvula de drenagem rápida de óleo.	7-101

INTRODUÇÃO Esta seção

fornece a descrição e operação do avião e seus sistemas. Consulte a Seção 9, Suplementos para obter detalhes sobre outros sistemas e equipamentos suplementares.

AVISO

A completa familiaridade com o avião e seus sistemas não só aumentará a proficiência do piloto e garantirá uma operação ideal, mas poderá fornecer uma base para analisar o mau funcionamento do sistema no caso de uma emergência ser encontrada. As informações nesta seção ajudarão nessa familiarização. O piloto responsável desejará estar preparado para dar respostas adequadas e precisas em cada situação.

ESTRUTURA O

avião é um avião monomotor, todo em metal, de asa alta, equipado com trem de pouso triciclo e projetado para fins de utilidade geral. A construção da fuselagem é um projeto convencional de antepara, longarina e revestimento em chapa de metal, conhecido como semimonocoque.

Os principais itens da estrutura são as longarinas dianteiras e traseiras às quais as asas são fixadas, uma antepara e peças forjadas para fixação do trem de pouso principal e uma antepara com placas de fixação em sua base para a fixação do suporte à fuselagem dos suportes da asa .

As asas reforçadas externamente, com tanques de combustível integrados, são construídas com uma longarina dianteira e traseira com nervuras de chapa metálica formadas, duplicadores e longarinas. Toda a estrutura é revestida com película de alumínio. As longarinas dianteiras são equipadas com acessórios de fixação da asa à fuselagem e da asa ao suporte. As longarinas de popa são equipadas com acessórios de fixação da asa à fuselagem. Os tanques de combustível integrais são formados pelas longarinas dianteira e traseira, revestimentos superior e inferior e nervuras de fechamento internas e externas. O uso extensivo de colagem é empregado na área do tanque de combustível para reduzir a vedação do tanque de combustível.

Ailerons de ponta redonda e flaps do tipo slot único são feitos de nervuras de chapa metálica convencional e construção de revestimento de alumínio liso. Um spoiler de ranhura, montado acima da extremidade externa de cada aba, é de construção convencional. O aileron esquerdo incorpora uma aba servo, enquanto o aileron direito incorpora uma aba servo aparável, ambas montadas na extremidade externa do bordo de fuga do aileron.

(Continua na próxima página)

AERONAVE (Continuação)

A empenagem (conjunto de cauda) consiste em um estabilizador vertical convencional, leme, estabilizador horizontal e profundor. O estabilizador vertical consiste em uma longarina dianteira e traseira, nervuras e reforços de chapa metálica, quatro painéis de revestimento, revestimentos de ponta formados e uma barbatana dorsal. O leme é construído com uma longarina dianteira e traseira, nervuras e reforços de chapa metálica formados e um painel de revestimento envolvente.

A parte superior do leme incorpora uma extensão de ponta que contém um peso de equilíbrio. O estabilizador horizontal é construído com uma longarina dianteira e traseira, nervuras e reforços, quatro painéis superiores e quatro inferiores, e dois painéis envolventes esquerdo e dois direitos que também formam as bordas de ataque. O estabilizador horizontal também contém atuadores do tipo parafuso duplo para os compensadores do profundor. A construção do elevador consiste em uma longarina dianteira e traseira, nervuras de chapa metálica, painéis superiores e inferiores e painéis envolventes para as bordas dianteira e traseira. Um compensador de elevador é preso à borda posterior de cada elevador por meio de dobradiças tipo piano de comprimento total. Hastes duplas de cada atuador localizado no estabilizador horizontal transmitem o movimento do atuador para chifres duplos em cada aba de compensação do profundor para fornecer movimento da aba. Ambas as extensões da borda principal da ponta do elevador fornecem equilíbrio aerodinâmico e incorporam pesos de equilíbrio. Uma fileira de geradores de vórtice na parte superior do estabilizador horizontal, logo à frente do profundor, aumenta a autoridade do elevador de nariz para baixo e do compensador.

Para garantir uma vida útil prolongada do avião, toda a fuselagem é à prova de corrosão. Internamente, todos os conjuntos e subconjuntos são revestidos com um revestimento químico de conversão de filme e, em seguida, recebem primer epóxi. As peças de aço em contato com a estrutura de alumínio recebem um banho de cromato antes da montagem. Externamente, toda a fuselagem é pintada com uma camada geral de tinta poliuretano que aumenta a resistência aos elementos corrosivos da atmosfera. Além disso, todos os cabos de controle do sistema de controle de vôo são construídos em aço inoxidável.

POD DE CARGA O

avião pode ser equipado com um compartimento de carga que fornece espaço de carga adicional. A cápsula é fixada na parte inferior da fuselagem com parafusos e pode ser removida, se desejado, para aumentar o desempenho e a carga útil. A cápsula é fabricada com um invólucro interno Nomex, uma camada de Kevlar e uma camada externa de fibra de vidro. Instruções completas para remoção e instalação do compartimento de carga estão contidas no Manual de Manutenção.

(Continua na próxima página)

POD DE CARGA (Continuação)

O volume do compartimento de carga é de 111,5 pés cúbicos e tem capacidade de carga de 1.090 libras. A cápsula possui anteparas de alumínio que a dividem em quatro compartimentos separados. Cada compartimento possui uma porta no lado esquerdo do casulo com dobradiças na parte inferior. Cada porta possui duas maçanetas que travam as portas na posição fechada quando giradas 90 graus para a posição horizontal.

CONTROLES DE VÔO

O sistema de controle de vôo do avião (veja a figura Sistemas de controle e compensação de vôo) consiste em superfícies de controle convencionais de aileron, profundor e leme e um par de spoilers montados acima das extremidades externas dos flaps. As superfícies de controle são operadas manualmente através de ligação mecânica usando uma roda de controle para os ailerons, spoilers e profundor e pedais de leme/freio para o leme. Os spoilers das asas melhoram o controle lateral do avião em baixas velocidades, interrompendo a sustentação sobre o flap apropriado. Os spoilers são interligados ao sistema de ailerons através de uma haste montada em um braço na manivela do aileron. O deslocamento do spoiler é proporcional ao deslocamento do aileron para deflexões do aileron superiores a 5° para cima. Os spoilers são retraídos durante o restante do percurso do aileron. As abas servo do aileron proporcionam forças reduzidas no volante de controle de manobra.

SISTEMAS DE ACABAMENTO

São fornecidos sistemas de compensação de aileron, profundor e leme operados manualmente (consulte a figura Sistemas de controle e compensação de vôo). O trim do aileron é obtido por uma aba servo ajustável fixada ao aileron direito e conectada mecanicamente a um botão localizado no pedestal de controle.

Girar o botão de compensação para a direita (sentido horário) compensará a asa direita para baixo; inversamente, girá-lo para a esquerda (sentido anti-horário) cortará a asa esquerda para baixo.

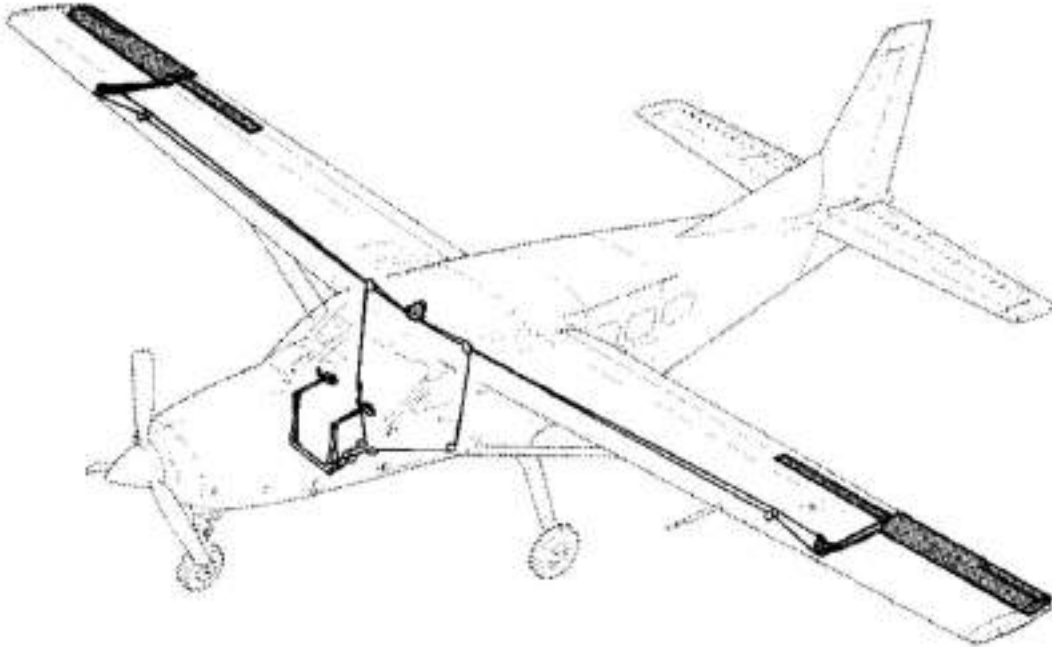
A compensação do profundor é realizada através de dois compensadores do profundor, utilizando a roda de controle de compensação montada verticalmente no lado superior esquerdo do pedestal de controle. A rotação para frente do volante de controle compensará o nariz para baixo; inversamente, a rotação para trás irá compensar o nariz para cima. o avião também é equipado com sistema de compensação de elevador elétrico.

A compensação do leme é realizada através do elástico de direção da roda do nariz conectado ao sistema de controle do leme e uma roda de controle de compensação montada no pedestal de controle girando a roda de controle de compensação montada horizontalmente para a esquerda ou para a direita para a posição de compensação desejada. Girar a roda de compensação para a direita compensará o nariz para a direita; por outro lado; girá-lo para a esquerda cortará o nariz para a esquerda.

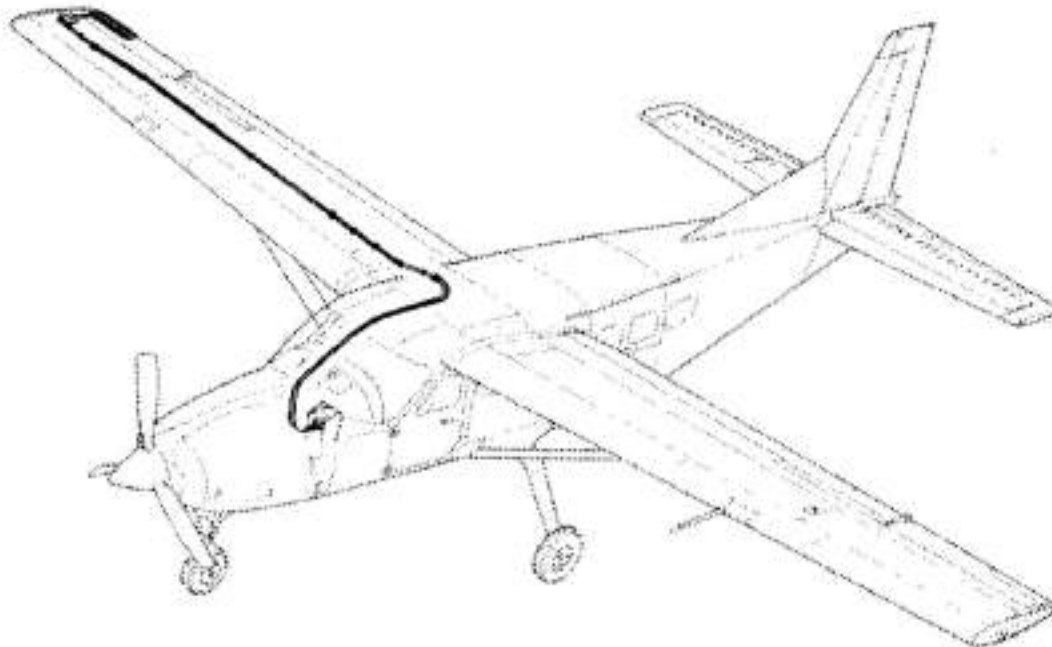
SISTEMAS DE CONTROLE DE VÔO E COMPENSAÇÃO

A38381

AILERON/SPOILER CONTROL SYSTEM



AILERON TRIM CONTROL SYSTEM



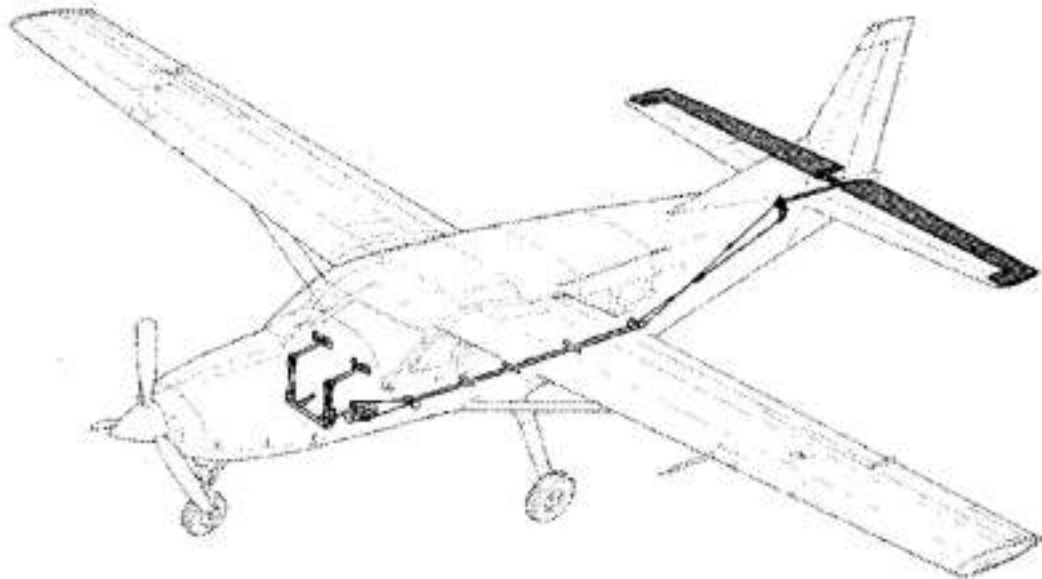
2165T6025
2165T6026

Figura 7-1 (Folha 1 de 3)

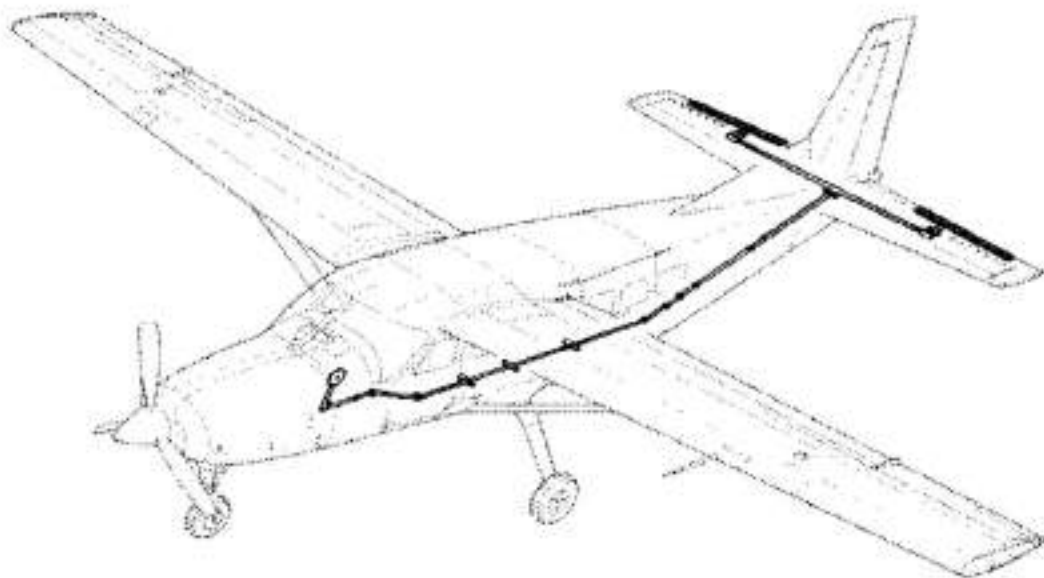
SISTEMAS DE CONTROLE DE VÔO E COMPENSAÇÃO

A38382

ELEVATOR CONTROL SYSTEM



ELEVATOR TRIM CONTROL SYSTEM



208576027
208576028

Figura 7-1 (Folha 2 de 3)

SISTEMAS DE CONTROLE DE VÔO E COMPENSAÇÃO

A30093

RUDDER AND RUDDER TRIM CONTROL SYSTEM

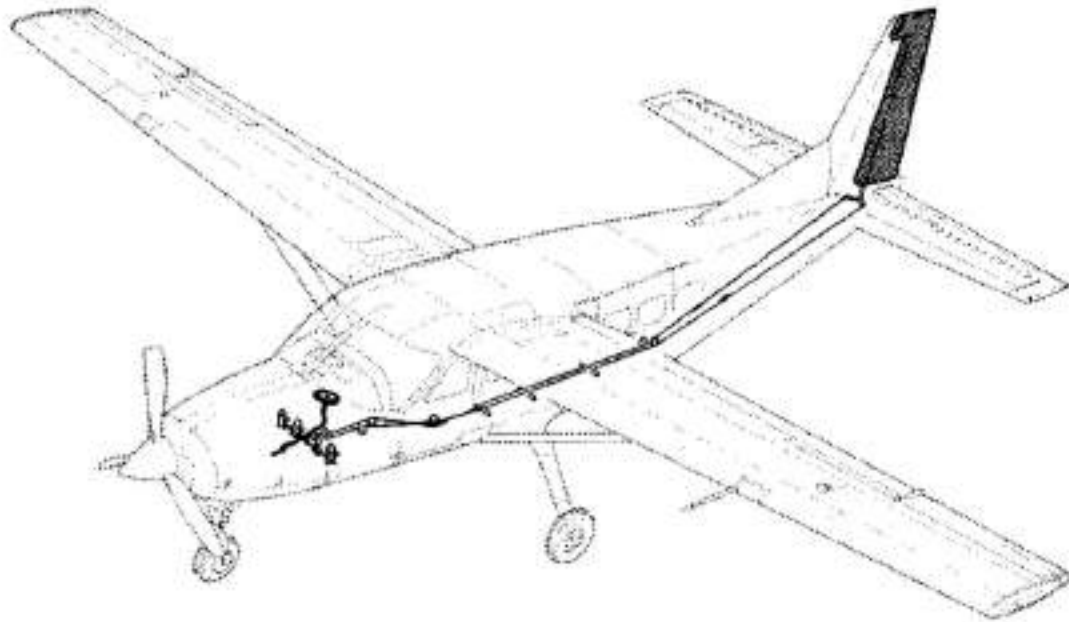


Figura 7-1 (Folha 3 de 3)

PAINEL DE INSTRUMENTOS O

o painel de instrumentos foi projetado em torno do Sistema Aviônico Integrado Garmin G1000. O painel de instrumentos é totalmente metálico e instalado em seções para que o equipamento possa ser facilmente removido para manutenção. O equipamento montado neste painel é ilustrado na figura típica do painel de instrumentos. Controles e displays adicionais são montados em um pedestal que se estende do centro do painel de instrumentos até o chão, em um painel separado montado na parede lateral esquerda e em um painel superior.

INTERFACES GARMIN As

interfaces para o sistema Garmin são três unidades de exibição Garmin (GDUs), um painel de áudio e um controlador de modo de piloto automático. Os três GDUs são configurados como dois Displays Primários de Voo (PFDs) e um Display Multifuncional de Voo (MFD). Consulte o Garmin G1000 CRG para obter informações operacionais específicas sobre todos os equipamentos Garmin.

Os PFDs, centralizados acima dos manches na frente do piloto e do copiloto, mostram os instrumentos de voo primários e exibem quaisquer mensagens e alertas do Sistema de Alerta da Tripulação (CAS). Durante a operação reversa (falha no MFD ou PFD 1) ou quando a chave DISPLAY BACKUP é selecionada, o Sistema de Indicação do Motor (EIS) é mostrado no PFD.

O MFD, localizado entre os dois PFDs, exibe informações EIS no lado esquerdo da tela e mostra dados de navegação, terreno, relâmpagos e tráfego no mapa móvel. As informações de gerenciamento de voo ou de configuração de exibição podem ser mostradas no MFD no lugar das páginas móveis do mapa.

O painel de áudio Garmin está localizado entre o PFD piloto e o MFD.

Integra todos os sinais de áudio digital de comunicação e navegação, sistema de intercomunicação e controles de marcador. Um botão rotulado DISPLAY BACKUP permite a seleção manual do modo reversível para os PFDs e MFD.

O controlador do modo de piloto automático Garmin, localizado acima do MFD, é a interface do piloto com o sistema de piloto automático.

LAYOUT DO PAINEL À

esquerda do PFD do piloto está um painel de interruptores que possui muitos dos interruptores necessários para operar os sistemas do avião. No canto inferior esquerdo estão um painel de disjuntores para sistemas aviônicos, a saída de ar fresco esquerda e o botão de puxar, interruptores de teste para excesso de velocidade da hélice, detecção de incêndio e sistemas de alerta de seleção de combustível, conectores de microfone e fone de ouvido e uma válvula de fonte estática alternativa.

Abaixo do MFD estão indicadores de espera para velocidade no ar, atitude, altitude e torque. Abaixo desses indicadores estão o freio de estacionamento, controles de escurecimento da luz, controle do separador inercial e controles de aquecimento da cabine. Estão incluídas provisões para controles opcionais de ar condicionado e displays HF e ADF.

No canto inferior direito estão o compartimento do mapa, a saída de ar fresco direita e o botão de puxar, além dos conectores de microfone e fone de ouvido. No canto superior direito estão o horímetro e o interruptor remoto do ELT. Montada acima da proteção contra reflexo está uma bússola magnética. Para obter detalhes sobre os instrumentos, interruptores e controles deste painel, consulte nesta seção a descrição dos sistemas aos quais esses itens estão relacionados.

PEDESTAL DE CONTROLE Um

pedestal de controle, que se estende do centro do painel de instrumentos até o chão, contém a alavanca de POTÊNCIA DE EMERGÊNCIA, alavanca de potência, alavanca PROP RPM, alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL, seletor WING FLAP e indicador de posição, controles de elevador, leme e compensação de aileron com indicadores de posição, controle da válvula de corte de combustível, controle da válvula de corte do firewall de aquecimento da cabine, um microfone, tomada de 12 VCC e um conector de entrada de áudio auxiliar. O equipamento

montado neste painel é ilustrado na figura típica do painel de instrumentos. Para obter detalhes sobre os instrumentos, interruptores e controles no pedestal, consulte nesta seção a descrição dos sistemas aos quais esses itens estão relacionados.

PAINEL DE INSTRUMENTOS TÍPICO

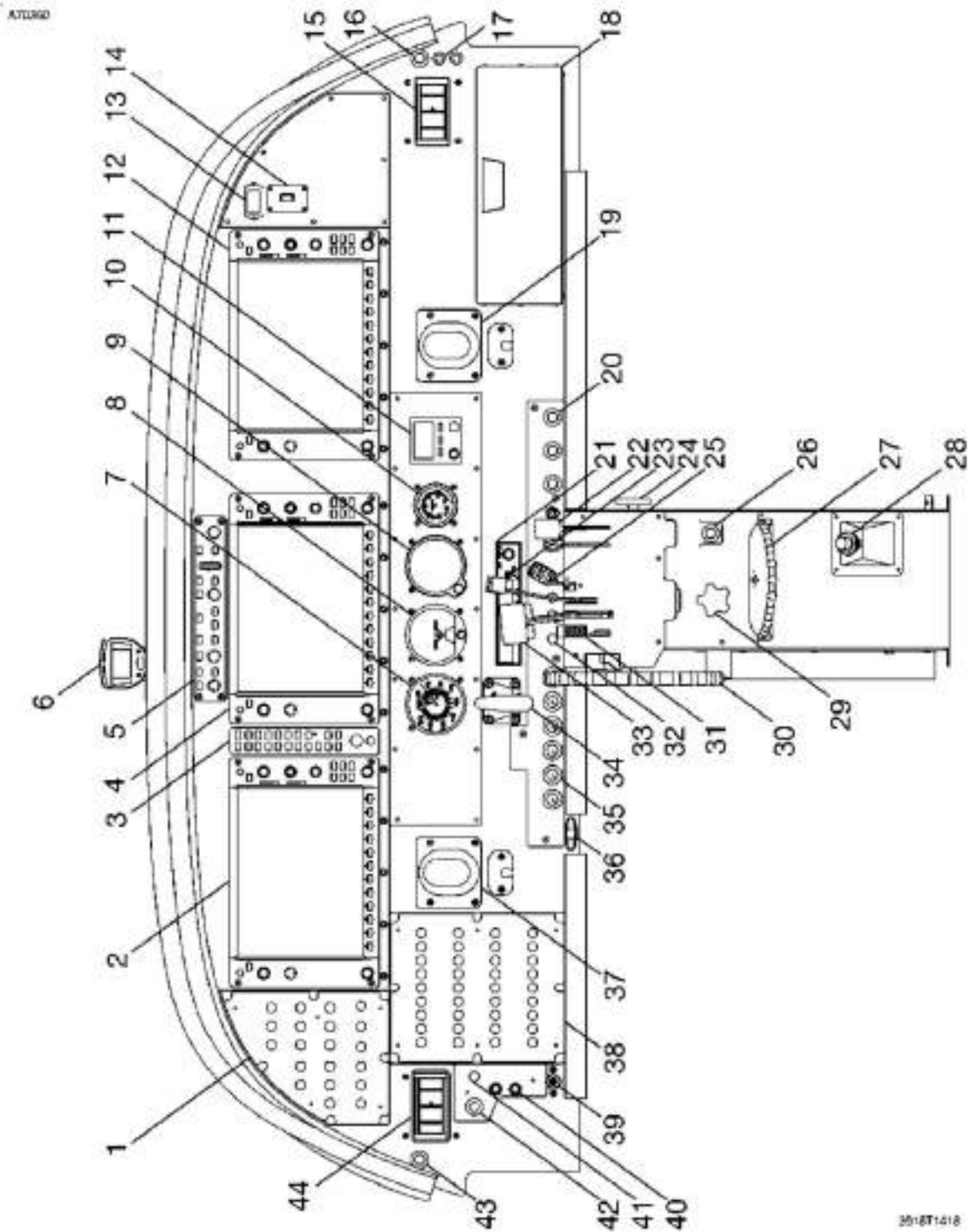


Figura 7-2 (Folha 1 de 2)

PAINEL DE INSTRUMENTOS TÍPICO

<p>Instrument Panel</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Switch Panel 2. Primary Flight Display (PFD), Pilot 3. Audio Panel 4. Multi-Function Display (MFD) 5. Autopilot Mode Controller 6. Magnetic Compass 7. Airspeed Indicator (Backup) 8. Attitude Indicator (Backup) 9. Altimeter (Backup) 10. Torque Indicator (Backup) 11. HF Radio Control Head (Optional) 12. Primary Flight Display (PFD), Co-pilot 13. Flight Hourmeter 14. ELT Remote Switch 15. Instrument Panel Ventilation Outlet 16. Instrument Panel Ventilation Control 17. Right Auxiliary Mic and Phone Jacks 18. Map Compartment 19. Co-Pilot's Control Wheel Location 20. Cabin Heat Controls 21. ADF Receiver (Optional) 22. Wing Flap Selector Lever and Position Indicator 	<ol style="list-style-type: none"> 23. Propeller Control Lever 24. Quadrant Friction Lock 25. Fuel Condition Lever 26. Fuel Shutoff Control 27. Rudder Trim Control Wheel and Position Indicator 28. Cabin Heat Firewall Shutoff Control 29. Aileron Trim Control Knob and Position Indicator 30. Elevator Trim Control Wheel and Position Indicator 31. Emergency Power Lever 32. Air Conditioning Switches (Optional) 33. Power Lever 34. Inertial Separator Control 35. Lighting Rheostats 36. Parking Brake Handle 37. Pilot's Control Wheel Location 38. Avionics Circuit Breaker Panel 39. Static Pressure Alternate Source Valve 40. Pilot's Auxiliary Mic and Phone Jacks 41. Fuel Shutoff Warning and Fire Detect Test Switch 42. Overspeed Governor Test Switch 43. Instrument Panel Ventilation Control 44. Instrument Panel Ventilation Outlet
--	--

Figura 7-2 (Folha 1 de 2)

INTERRUPTOR DA PAREDE LATERAL ESQUERDA E DISJUNTOR PAINEL

A maioria dos interruptores de controle do motor e disjuntores não aviônicos estão localizados em um painel separado montado na parede lateral esquerda da cabine, adjacente ao piloto. Os interruptores e controles neste painel são ilustrados na figura típica do painel de interruptores e disjuntores da parede lateral esquerda. Para obter detalhes sobre os instrumentos, interruptores e controles deste painel, consulte as descrições dos EQUIPAMENTOS ELÉTRICOS nesta seção.

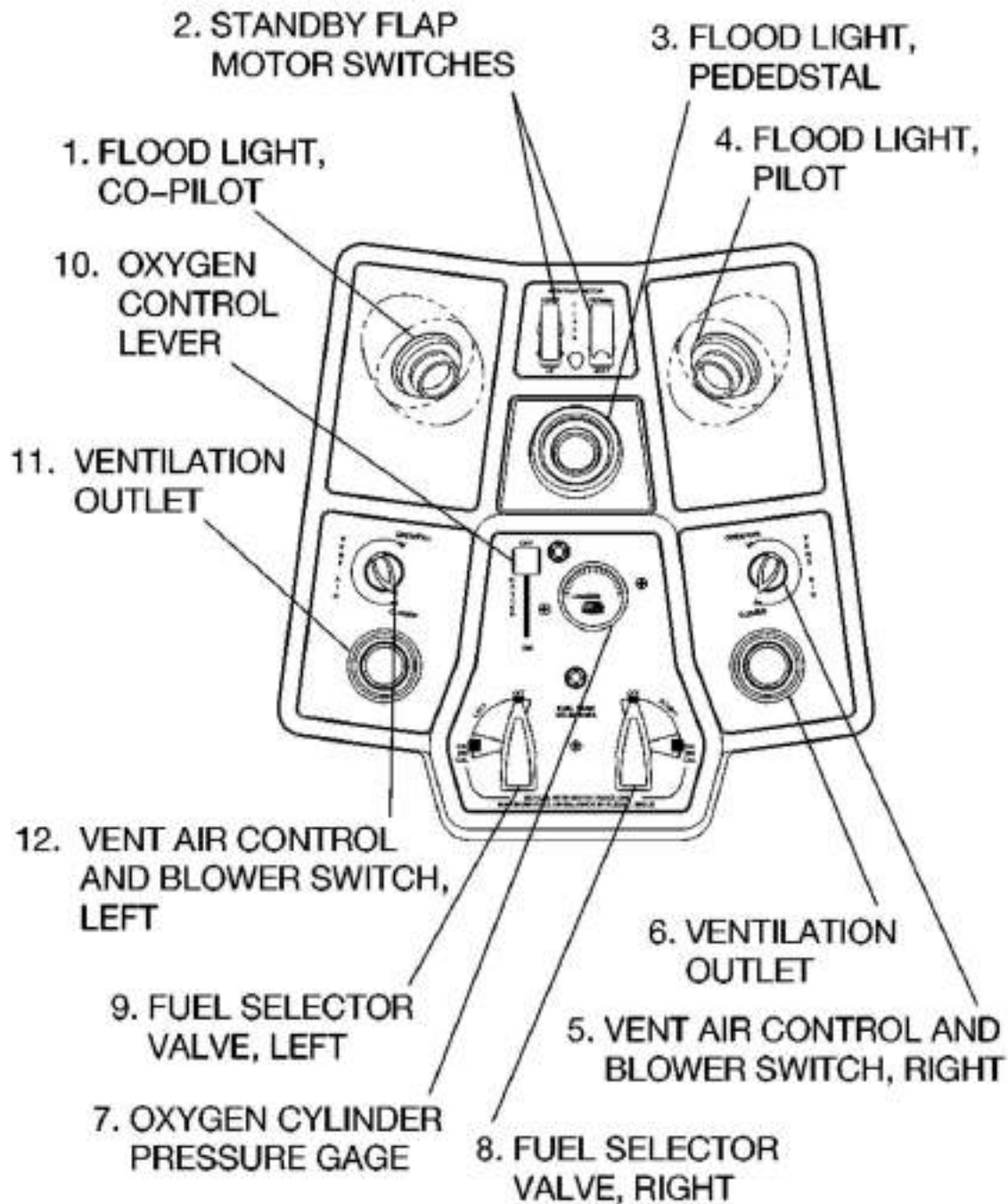
PAINEL SUPERIOR O painel

superior, localizado acima e entre o piloto e o copiloto, contém controles seletores de combustível, controle de oxigênio e manômetro, saídas e controles de ventilação, iluminação superior e controles de flap de espera.

O equipamento montado neste painel está ilustrado na figura do Painel Superior. Para obter detalhes sobre os instrumentos, interruptores e controles no painel superior, consulte nesta seção a descrição dos sistemas aos quais esses itens estão relacionados.

PAINEL AÉREO

A70004



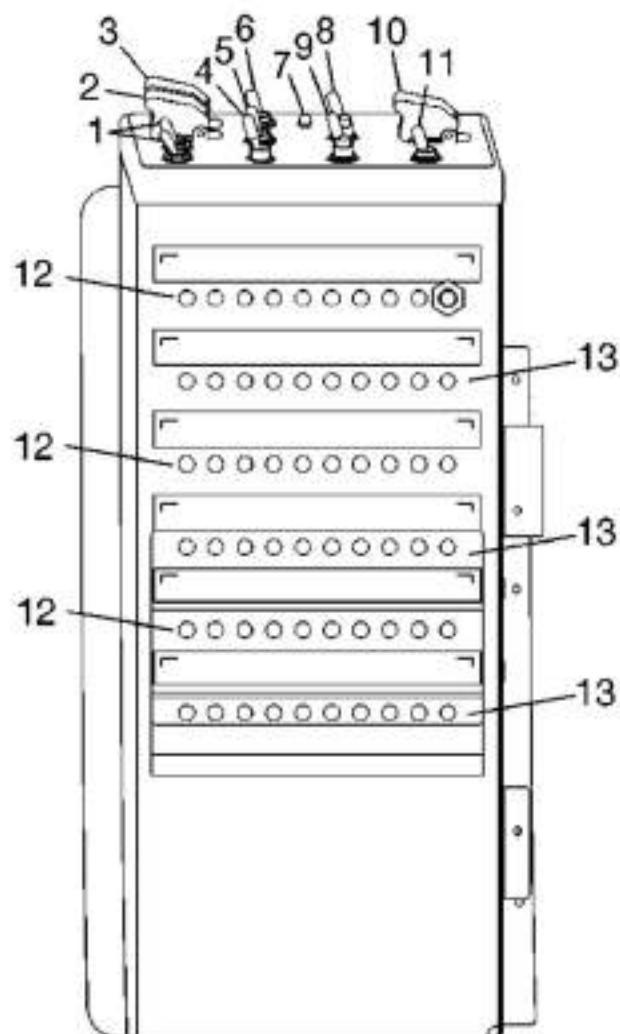
261471411

Figura 7-3

INTERRUPTOR E CIRCUITO TÍPICO DA PAREDE LATERAL ESQUERDA PAINEL DO DISJUNTOR

A70853

1. AVIONICS POWER SWITCH/BREAKERS (2)
2. AVIONICS BUS TIE SWITCH/BREAKER
3. AVIONICS STANDBY POWER SWITCH/BREAKER
4. STARTER SWITCH
5. IGNITION SWITCH
6. STANDBY POWER SWITCH
7. STANDBY POWER INDICATOR LIGHT
8. FUEL BOOST SWITCH
9. GENERATOR SWITCH
10. EXTERNAL POWER SWITCH
11. BATTERY SWITCH
12. GENERAL CIRCUIT BREAKER BUS 1
13. GENERAL CIRCUIT BREAKER BUS 2



2613T1-417

Figura 7-4

MENSAGENS CAS

1. PRESSÃO DE ÓLEO BAIXA (VERMELHO) - Indica que a pressão do óleo do motor é menor superior a 40 psi.
2. TENSÃO BAIXA (VERMELHO) - Indica que a tensão do barramento do sistema elétrico é inferior a 24,5 volts e a energia está sendo fornecida pela bateria.
3. TENSÃO ALTA (VERMELHO) - Indica que a tensão do barramento do sistema elétrico é superior a 32,0 volts.
4. INCÊNDIO NO MOTOR (VERMELHO) - Indica uma condição de temperatura excessiva e/ou ocorreu incêndio no compartimento do motor.
5. RSVR FUEL LOW (VERMELHO) - Indica que o nível de combustível no tanque reservatório é aproximadamente metade ou menos. Há combustível adequado no reservatório de combustível para aproximadamente 3 minutos de potência máxima contínua ou aproximadamente 9 minutos em marcha lenta.
6. EMERG PWR LVR (VERMELHO) - Indica quando a alavanca de alimentação de emergência está fora da posição retraída (Normal) antes e durante a partida do motor (ITT SOMENTE nos modos OFF e STRT).
7. SELEÇÃO DE COMBUSTÍVEL DESLIGADA (VERMELHO) - Indica que os seletores de combustível esquerdo e direito estão DESLIGADOS a qualquer momento, ou o seletor de combustível esquerdo está DESLIGADO quando o tanque direito está baixo, ou o seletor de combustível direito está DESLIGADO quando o tanque esquerdo está baixo; ou que os seletores esquerdo ou direito estão DESLIGADOS quando o interruptor de partida está LIGADO. Também pode indicar que o disjuntor FUEL SEL WARN foi desligado.
8. GERADOR DESLIGADO (ÂMBAR) - Indica que o gerador não está conectado ao barramento da aeronave.
9. PORTA DESTRAVADA (ÂMBAR) - Indica que a porta superior de carga e/ou a porta superior traseira do passageiro (somente versão passageiro) não estão travadas.
10. L NÍVEL DE COMBUSTÍVEL BAIXO (ÂMBAR) - Indica a quantidade de combustível no lado esquerdo tanque de combustível é de 25 galões (170 lbs) ou menos.

(Continua na próxima página)

MENSAGENS CAS (Continuação)

- 11.R NÍVEL DE COMBUSTÍVEL BAIXO (ÂMBAR) - Indica que a quantidade de combustível no tanque de combustível direito é de 25 galões (170 lbs) ou menos.
- 12.LR FUEL LEVEL LOW (AMBER) Indica que a quantidade de combustível nos tanques esquerdo e direito é de 25 galões (170 lbs) ou menos.
- 13.FUEL BOOST ON (ÂMBAR) - Indica que a bomba auxiliar de combustível está operativo.
- 14.STBY PWR INOP (AMBER) - Indica que a energia elétrica não está disponível no alternador de reserva.
- 15.PROP DE-ICE (AMBER) - Indica que uma ou mais pás da hélice não estão aquecendo, há um mau funcionamento no sistema de monitoramento ou que o disjuntor PROP ANTI-ICE está puxado.
- 16.FUEL PRESS LOW (AMBER) - Indica a pressão do combustível no tanque conjunto do coletor está abaixo de 4,75 psi.
- 17.STARTER ON (AMBER) - Indica que o gerador de partida está operando no modo de partida.
- 18.CHIP DETECT (AMBER) Indica que lascas de metal foram detectadas em uma ou em ambas a caixa de acessórios ou caixa de redução.
- 19.LP/S HEAT (AMBER) - Indica que o sistema pitot/aquecedor de palhetas estáticas do lado esquerdo está com defeito ou que o disjuntor LEFT PITOT HEAT está puxado.
- 20.RP/S HEAT (AMBER) - Indica que o sistema pitot/aquecedor de palhetas estáticas do lado direito está com defeito ou que o disjuntor RIGHT PITOT HEAT está puxado.
- 21.LR P/S HEAT (AMBER) - Indica que ambos os sistemas pitot/aquecedor de palhetas estáticas (esquerdo e direito) estão com defeito ou que ambos os disjuntores PITOT HEAT ESQUERDO e DIREITO estão desligados.
- 22.STALL HEAT (AMBER) - Indica que o sistema do aquecedor de aviso de estol está com defeito ou que o disjuntor STALL WARN foi acionado em condições abaixo de 19°C (66°F) ou acima de 52°C (125°F).

(Continua na próxima página)

MENSAGENS CAS (Continuação)

23. GERADOR AMPS (AMBER) - Indica que a saída do gerador é inferior a -10 amperes ou superior a 200 amperes (-15/300 com gerador de partida de 300 amperes).
24. ALTNR AMPS (AMBER) - Indica que a saída do alternador está menos de -10 amperes ou superior a 75 amperes.
25. IGNIÇÃO LIGADA (BRANCA) - Indica que a energia elétrica está sendo fornecido ao sistema de ignição do motor.
26. STBY PWR ON (BRANCO) - Indica que o alternador standby está gerando energia elétrica.
27. SPD NOT AVAIL (BRANCO) - Indica que a tecla "SPD" foi pressionada no painel de controle do modo piloto automático.

CONTROLE DE SOLO

O controle de solo eficaz durante o taxiamento é realizado por meio da direção da roda do nariz usando os pedais do leme; pedal do leme esquerdo para virar para a esquerda e pedal do leme direito para virar para a direita. Quando um pedal do leme é pressionado, um elástico de direção com mola (que está conectado à engrenagem do nariz e às barras do leme) girará a roda do nariz através de um arco de aproximadamente 15° de cada lado do centro. Ao aplicar o freio esquerdo ou direito, o grau de giro pode ser aumentado até 51,5°.

Mover o avião manualmente é mais facilmente realizado anexando uma barra de reboque (armazenada no compartimento de carga traseiro) aos orifícios do eixo do garfo do trem de nariz. Se uma barra de reboque não estiver disponível ou for necessário empurrar, use os suportes das asas como pontos de pressão. Não use as pás da hélice ou o rotor para empurrar ou puxar o avião. Se o avião for rebocado por um veículo, nunca gire a roda do nariz além das marcas de limite de direção em ambos os lados do centro. Se for exercida força excessiva além do limite de giro, um bloco vermelho indicador de ultrapassagem (batente frangível) quebrará e o bloco, preso a um cabo, ficará visível ao lado do suporte do nariz. Isto deve ser verificado rotineiramente durante a inspeção pré-voo para evitar operação com um trem de nariz danificado.

O raio mínimo de giro do avião, usando frenagem diferencial e direção da roda do nariz durante o táxi, é mostrado na figura do raio mínimo de giro.

RAIO DE GIRO MÍNIMO

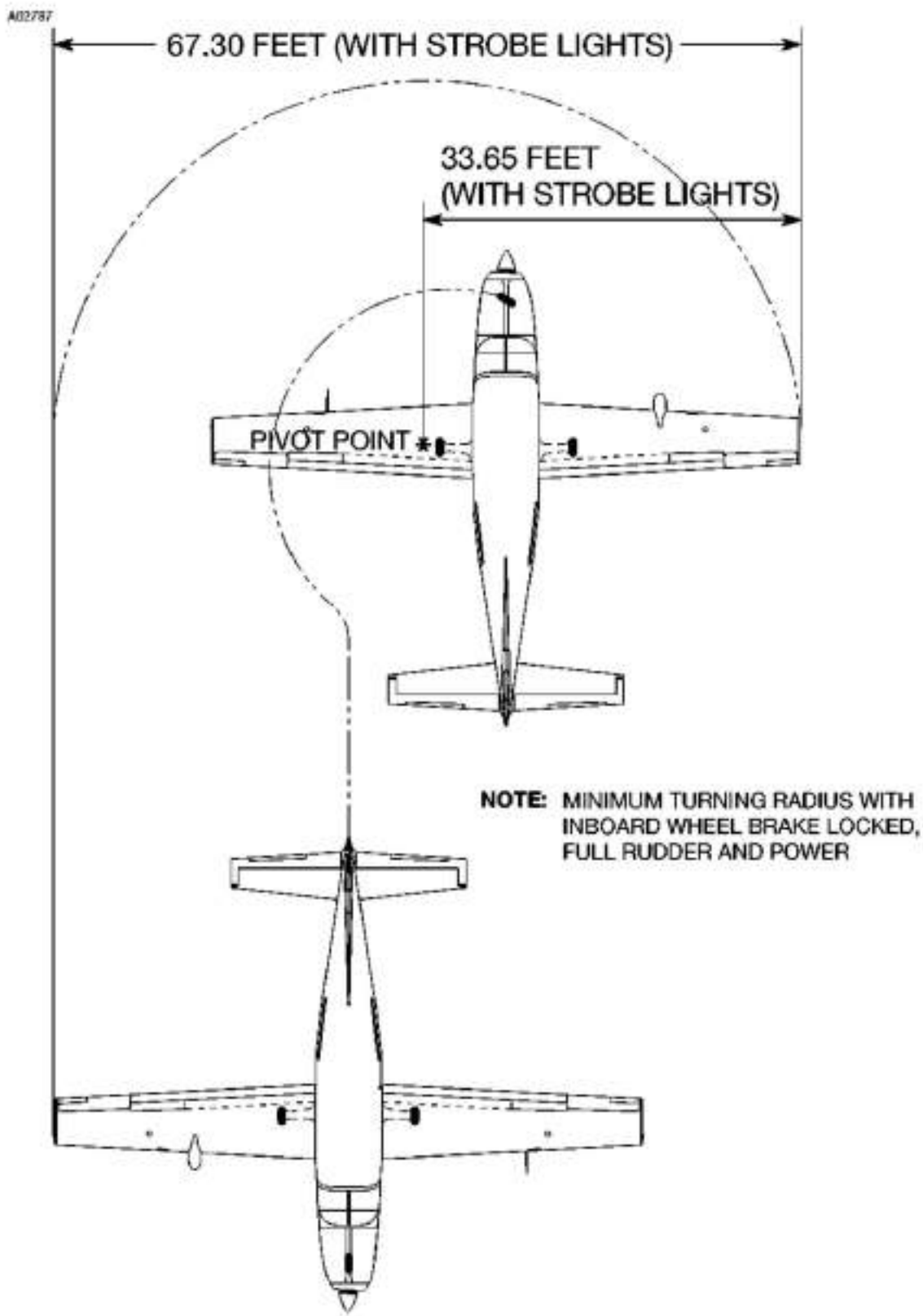


Figura 7-5

SISTEMA DE ALA DE ASA

Os flaps das asas são de grande envergadura, do tipo single-slot (veja a figura do Wing Flap System) e incorporam um ângulo de bordo de fuga e geradores de vórtice de bordo de ataque para reduzir a velocidade de estol e fornecer maior estabilidade lateral.

Os flaps são acionados por um motor elétrico. Eles são estendidos ou retraídos posicionando a alavanca seletora WING FLAP no pedestal de controle na posição desejada de deflexão do flap. A alavanca seletora é movida para cima ou para baixo em um painel ranhurado que fornece batentes mecânicos nas posições 10° e 20°. Para deflexões dos flaps superiores a 10°, mova a alavanca seletora para a direita para liberar o batente e posicione-o conforme desejado.

Uma escala e um ponteiro com ponta branca no lado esquerdo da alavanca seletora fornecem uma indicação da posição dos flaps. O sistema de flap de asa é protegido por um disjuntor do tipo “pull-off”, identificado como FLAP MOTOR, no interruptor da parede lateral esquerda e no painel do disjuntor.

Um sistema de espera pode ser usado para operar os flaps no caso de mau funcionamento do sistema primário. O sistema de reserva consiste em um motor de reserva, uma chave de motor de aba de reserva protegida e uma chave de subida/descida do motor de aba de espera localizada no painel superior. Ambas as chaves possuem proteções que são protegidas na posição fechada, com fio de cobre quebrável.

A chave do motor da aba de espera protegida possui posições NORM e STBY. A posição NORM protegida da chave permite a operação dos flaps usando o seletor montado no pedestal de controle; a posição STBY é usada para desabilitar a frenagem dinâmica do motor primário do flap quando o sistema de motor standby do flap é operado.

O interruptor de subida/descida do motor da aba em espera tem as posições UP, OFF central e DOWN. O interruptor é protegido na posição central desligada. Para operar os flaps com o sistema standby, levante o fio de segurança de quebra da proteção e coloque a chave do motor do flap standby na posição STBY; em seguida, levante a proteção, quebrando o fio de segurança e acione momentaneamente a chave de subida/descida do motor da aba de espera para CIMA ou BAIXO, conforme desejado. Observe o indicador de posição do flap para obter a posição desejada do flap. Como o sistema de flaps de reserva não possui chaves fim de curso, a atuação do interruptor de subida/descida do motor do flap de reserva deve ser encerrada antes que os flaps atinjam o deslocamento total para cima ou para baixo. Após a atuação do sistema de motor do flap de reserva, os protetores do interruptor devem ser recolocados na posição fechada pelo pessoal de manutenção quando a ação de manutenção for concluída.

O sistema de flap standby é protegido por um disjuntor do tipo “pull-off”, denominado STBY FLAP MOTOR, localizado na parede lateral esquerda do interruptor e no painel do disjuntor.

SISTEMA DE ALA DE ASA

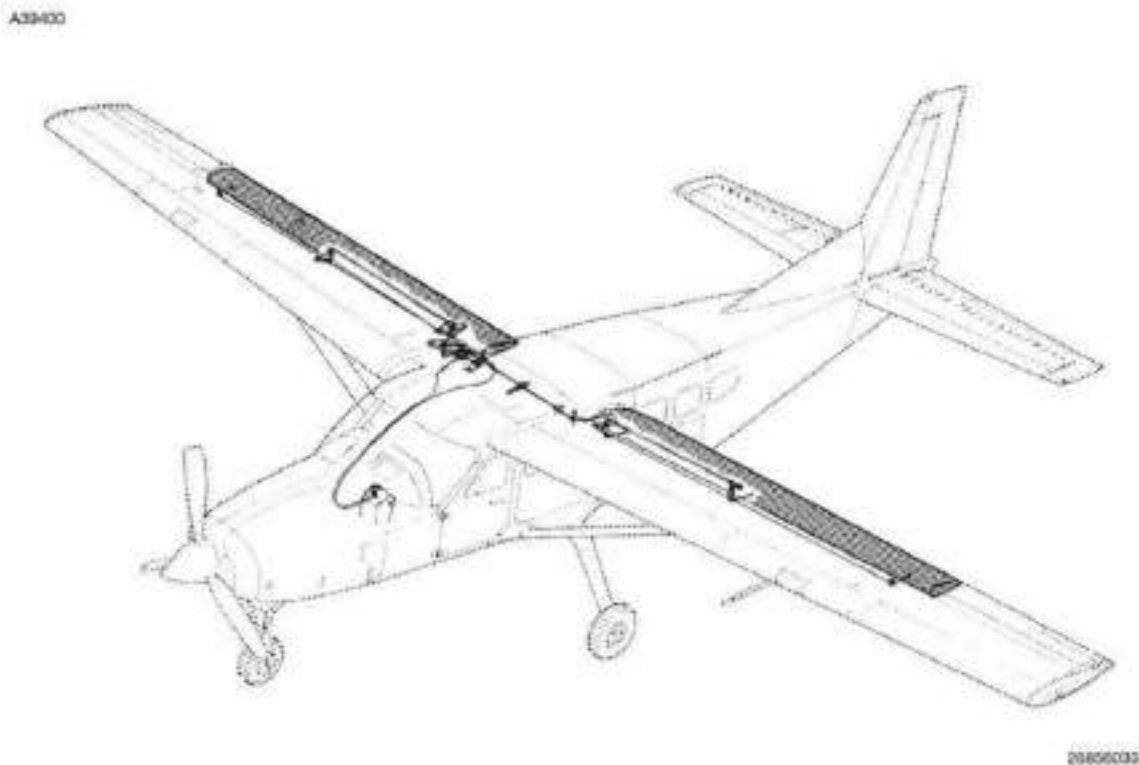


Figura 7-6

SISTEMA DE TREM DE POUSO

O trem de pouso é do tipo triciclo com roda de nariz direcionável e duas rodas principais. A absorção de choque é fornecida pelos suportes tubulares do trem de pouso principal em aço para molas, um tubo de aço para molas interconectado entre os dois suportes do trem de pouso principal e o trem do nariz cheio de óleo amortecedor e elo de arrasto em aço mola. Cada engrenagem principal é equipado com freio de disco único acionado hidráulicamente no painel interno lado de cada roda. Para melhorar a operação em pistas não pavimentadas, e em outras condições, o garfo padrão da engrenagem do nariz pode ser substituído por um garfo de engrenagem de nariz estendido de três polegadas.

COMPARTIMENTO DE BAGAGEM/CARGA Na versão

passageiro, o espaço normalmente utilizado para bagagem consiste na área elevada desde a parte traseira das portas de carga até a antepara traseira da cabine. O acesso à área de bagagem é feito pelas portas de carga, pela porta traseira do passageiro ou pelo interior da cabine. Conjuntos de anel/correa de liberação rápida são fornecidos para prender a bagagem e são presos às placas de ancoragem do piso de bagagem fornecidas no avião. Ao utilizar o avião como transportador de carga, consulte a Seção 6 para obter detalhes completos sobre o carregamento de carga. Ao embarcar passageiros de popa na versão de passageiros, eles não deverão ser colocados na área de bagagem, a menos que o avião esteja equipado com assentos especiais para esta área. Além disso, qualquer material que possa ser perigoso para o avião ou para os ocupantes não deve ser colocado em qualquer lugar do avião. Para dimensões da área de bagagem/carga e portas, consulte a Seção 6.

ASSENTOS

Os assentos padrão consistem em assentos ajustáveis de seis posições para piloto e copiloto. Assentos adicionais na cabine estão disponíveis na versão de passageiro em duas configurações Commuter diferentes e uma configuração Utility. Uma configuração Commuter consiste em três filas de assentos fixos de dois lugares e duas (ou três) filas de assentos fixos de um lugar.

Uma segunda configuração Commuter consiste em quatro filas de assentos fixos de um lugar em cada lado da cabine. A configuração Utility consiste em quatro fileiras de assentos dobráveis de posição fixa e de um só lugar em cada lado da cabine.

AVISO

Nenhum dos assentos do avião é aprovado para instalação voltada para trás.

ASSENTOS DE PILOTO E COPILOTO

Os assentos ajustáveis de seis posições do piloto ou copiloto podem ser movidos para frente ou para trás, ajustados em altura e o ângulo do encosto alterado. Posicione o assento puxando a pequena alça em T sob o centro da parte inferior do assento e deslize o assento para a posição; em seguida, solte a alça e verifique se o assento está travado no lugar, tentando movê-lo e observando que o pequeno pino na extremidade da alça em T sobressai.

(Continua na próxima página)

ASSENTOS DO PILOTO E DO COPILOTO (Continuação)

O assento não fica travado se o pino estiver retraído ou se estender apenas parcialmente. Levante ou abaixe o assento girando uma manivela grande sob o canto frontal direito do assento. O ângulo do encosto do assento é ajustado girando uma pequena manivela sob o canto dianteiro esquerdo do assento. O ângulo inferior do assento mudará à medida que o ângulo do encosto mudar, proporcionando suporte adequado.

Os bancos estão equipados com apoios de braços que podem ser movidos para o lado e elevados para uma posição ao lado do encosto do banco para arrumação.

ASSENTOS DE PASSAGEIROS À RÉ (COMMUTER) (Versão Passageiro)

O terceiro, sexto e décimo primeiro assentos de uma configuração Commuter e todos os assentos traseiros da segunda configuração Commuter são assentos individuais de posição fixa com encostos fixos. Os assentos para a quarta e quinta, sétima e oitava, e nona e décima posições da primeira configuração Commuter são assentos corridos de dois lugares, de posição fixa, com encostos fixos. Todos os assentos são fixados com fechos de liberação rápida em posição fixa aos trilhos do assento. Os assentos são leves e removíveis rapidamente para facilitar o transporte de carga.

ASSENTOS DE PASSAGEIROS À RÉ (UTILITÁRIO) (Versão Passageiro)

Assentos dobráveis individuais estão disponíveis para oito posições de passageiros na popa. Os assentos, quando não estão em uso, são dobrados em um espaço compacto para arrumação na área de bagagem traseira. Quando desejado, os bancos podem ser desdobrados e instalados na área dos passageiros. Os assentos são facilmente fixados com fechos de liberação rápida nos trilhos do assento em qualquer uma das oito posições do assento.

APOIOS DE

CABEÇA Os encostos de cabeça estão disponíveis para todas as configurações de assentos de piloto e passageiro, exceto os assentos utilitários de popa. Para ajustar o encosto de cabeça do assento do piloto ou do copiloto, aplique pressão suficiente para levantá-lo ou abaixá-lo até o nível desejado. Os encostos de cabeça dos bancos traseiros do passageiro não são ajustáveis.

CINTOS DE SEGURANÇA E CINTOS DE OMBRO

ASSENTO DO PILOTO E DO COPILOTO

(Típica)

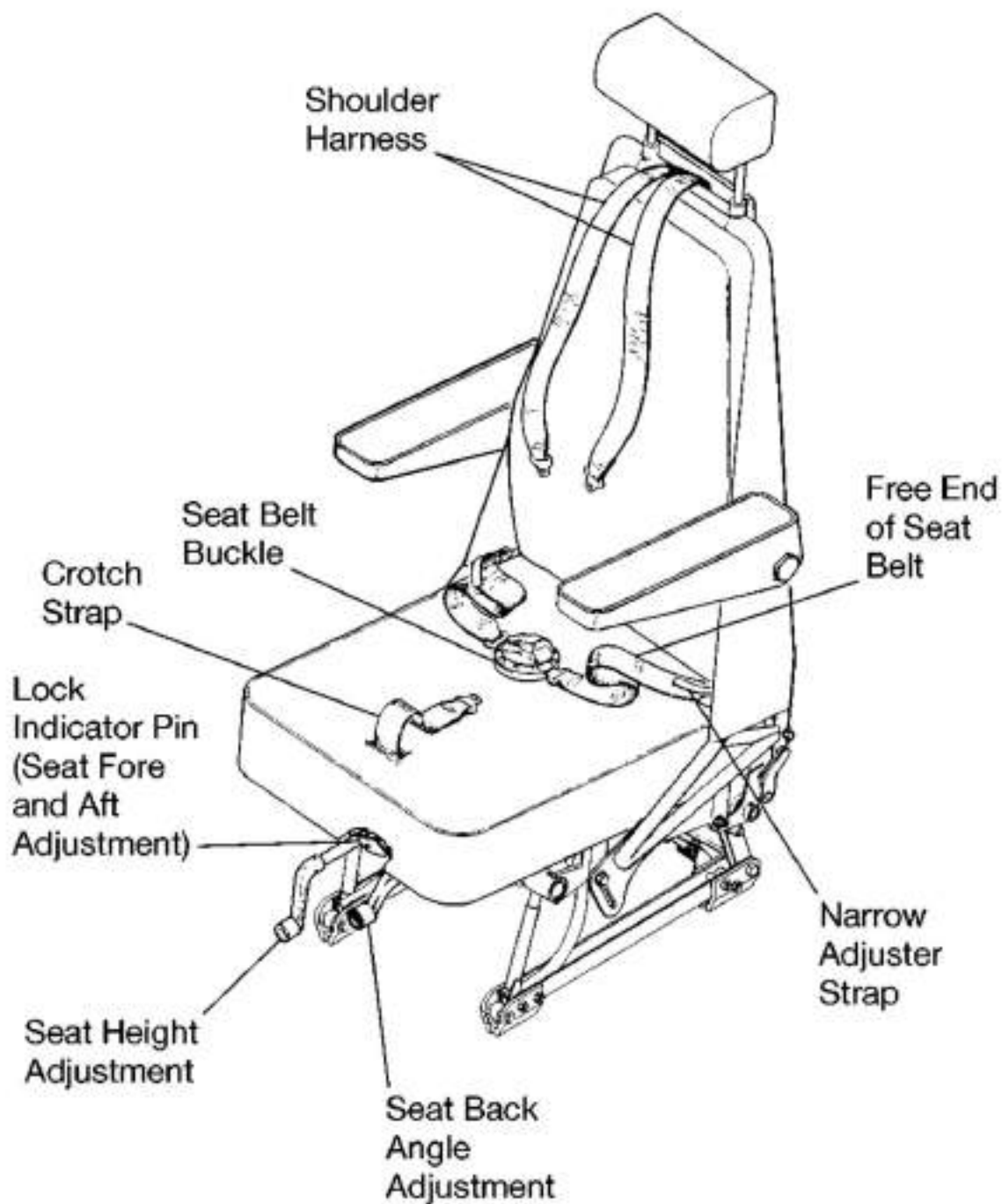


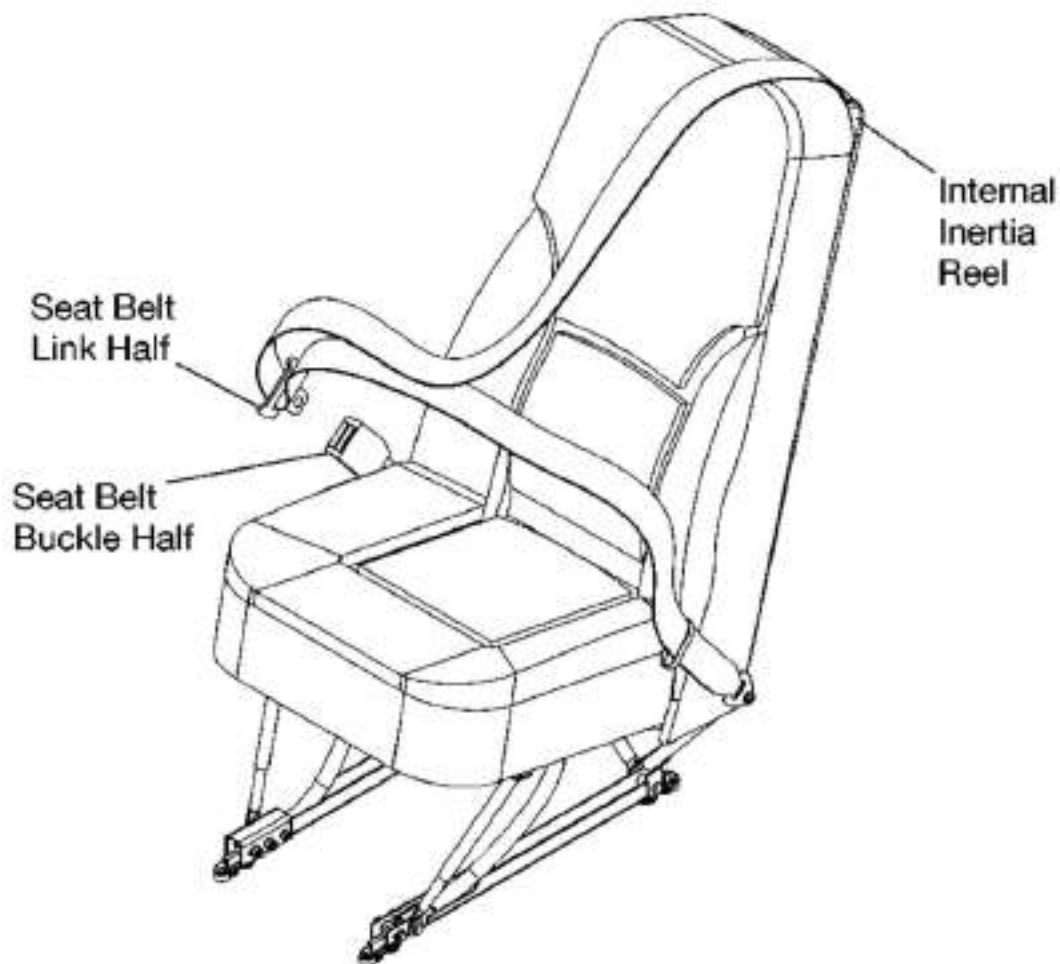
Figura 7-7 (Folha 1 de 3)

CINTOS DE SEGURANÇA E CINTOS DE OMBRO

ASSENTOS DE PASSAGEIROS À RÉ

(Assentos individuais para passageiros mostrados)

MS9622



20191108

Figura 7-7 (Folha 2 de 3)

CINTOS DE SEGURANÇA E CINTOS DE OMBRO

ASSENTOS DE PASSAGEIROS À RÉ

(Assentos duplos para passageiros mostrados)

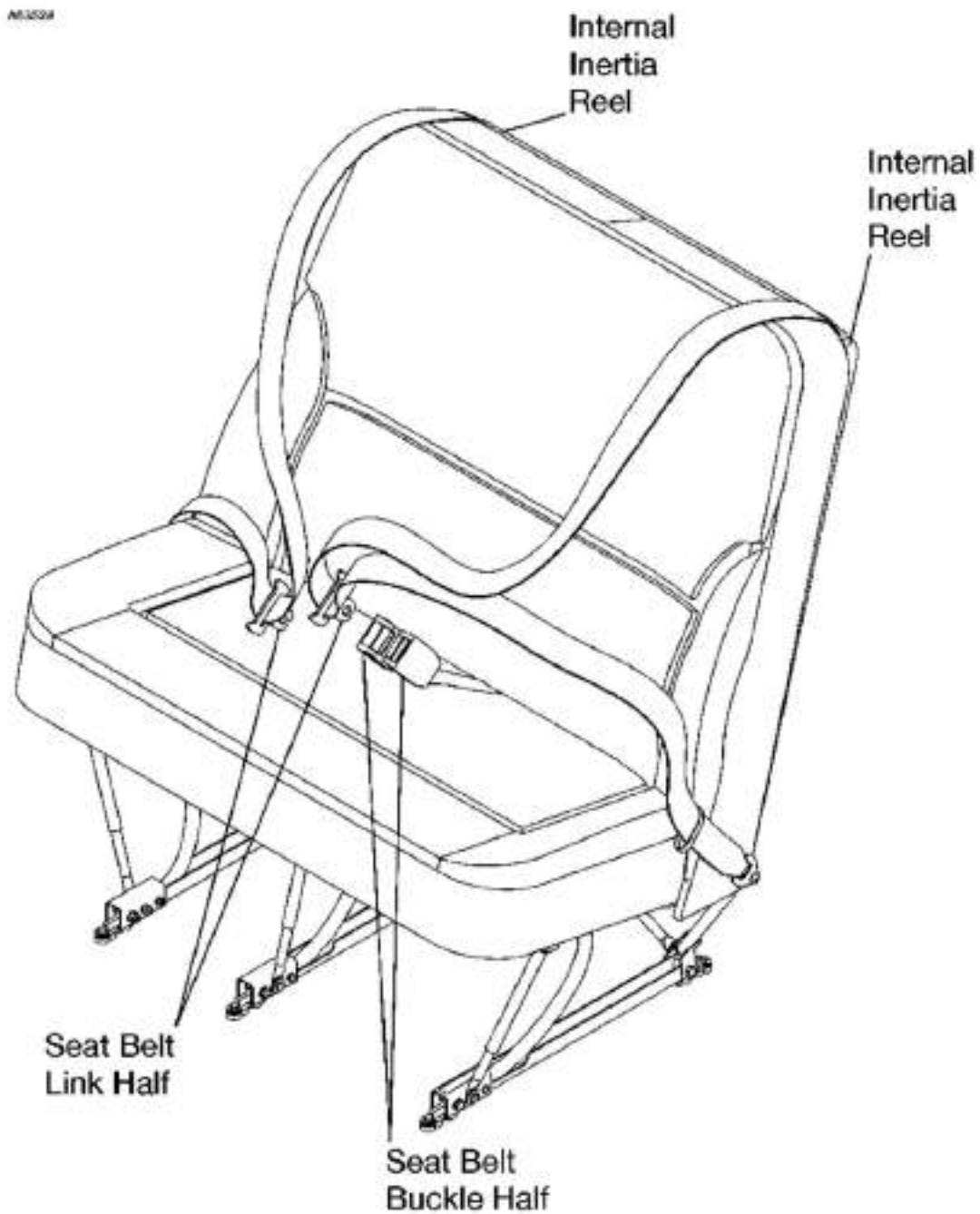


Figura 7-7 (Folha 3 de 3)

CINTOS DE SEGURANÇA E CINTOS DE OMBRO Todas as posições dos

bancos estão equipadas com cintos de segurança e cintos de ombro.

Os assentos do piloto e do copiloto são equipados com cintos de ombro com enroladores de inércia.

AVISO

A não utilização correta dos cintos de segurança e dos cintos de ombro pode resultar em ferimentos graves ou fatais em caso de acidente.

CINTOS DE SEGURANÇA, CINTA E CINTOS DE OMBRO (BANCOS DE PILOTO E COPILOTO)

Os assentos do piloto e do copiloto são equipados com um sistema de retenção de cinco pontos que combina a função de cintos de segurança do tipo convencional, uma cinta de virilha e um arnês de ombro de alça dupla equipado com carretel inercial em um único conjunto. Os cintos de segurança e a tira entrepernas são fixados aos encaixes na estrutura inferior do assento e o carretel de inércia do arnês de ombro é fixado à estrutura do encosto do banco.

A metade direita do cinto de segurança contém a fivela, que é o ponto de conexão da metade esquerda do cinto, da tira entrepernas e dos cintos de ombro. O cinto esquerdo, a alça entrepernas e os cintos de ombro são equipados com elos que se inserem na fivela. Ambas as metades do cinto de segurança possuem ajustadores com tiras estreitas para permitir que as metades do cinto sejam alongadas antes da fixação.

(Continua na próxima página)

CINTOS DE SEGURANÇA, CINTA E CINTOS DE OMBRO (BANCOS DE PILOTO E COPILOTO) (Continuação)

Para usar o sistema de retenção, alongue cada metade do cinto conforme necessário, puxando a fivela (ou elo de conexão) até o colo com uma mão e puxando para fora a tira de ajuste estreita com a outra mão. Insira o elo esquerdo do cinto na fenda esquerda da fivela. Levante a tira entrepernas e insira o elo na ranhura inferior da fivela. Por fim, posicione cada alça do arnês sobre os ombros e insira seus elos nas ranhuras superiores da fivela. Os cintos de segurança devem ser apertados para um ajuste confortável, segurando a extremidade livre de cada cinto e puxando para cima e para dentro.

Durante as operações de voo, o carretel de inércia permite total liberdade de movimento da parte superior do corpo; no entanto, no caso de uma desaceleração repentina, o enrolador irá bloquear automaticamente para proteger o ocupante.

AVISO

A não utilização correta dos cintos de segurança e dos cintos de ombro pode resultar em ferimentos graves ou fatais em caso de acidente.

A liberação dos cintos, da alça e dos cintos de ombro é realizada simplesmente girando a seção frontal da fivela em qualquer direção e puxando todos os elos de conexão.

PORTAS DE ENTRADA DA CABINE

A entrada e saída do avião são realizadas através de uma porta em cada lado da cabine nas posições do piloto e do copiloto e, somente na Versão Passageiro, através de uma porta tipo airstair de duas peças no lado direito da aeronave atrás da asa (consulte a Seção 6 para dimensões da cabine e da porta de entrada da cabine). Uma porta de carga no lado esquerdo do avião, atrás da asa, também pode ser usada para entrada na cabine.

PORTAS DE ENTRADA DA

TRIPULAÇÃO A porta esquerda para entrada da tripulação possui uma maçaneta externa convencional, uma fechadura com chave, uma maçaneta interna convencional, um botão de cancelamento de trava e uma janela que pode ser aberta. A porta direita para entrada da tripulação tem uma maçaneta externa convencional, uma maçaneta interna convencional e uma fechadura interna operada manualmente. Para abrir qualquer porta de entrada pelo lado de fora do avião (se destravada), gire a alavanca para baixo e para frente até a posição ABERTA. Para fechar a porta de dentro do avião, use a maçaneta e o puxador convencionais. A maçaneta interna da porta é uma maçaneta de três posições com posições ABERTO, FECHADO e TRAVADO. Coloque a maçaneta na posição FECHADO e feche a porta; em seguida, gire a alça para frente até a posição TRAVADA.

Quando a alavanca é girada para a posição TRAVADA, uma ação centralizada a manterá nessa posição.

CUIDADO

O não fechamento e travamento correto das portas de entrada da tripulação esquerda e direita pode fazer com que as portas se abram durante o voo.

Um botão de cancelamento de trava na parte interna da porta esquerda para entrada da tripulação fornece um meio de cancelar a trava da porta externa de dentro do avião. Para operar o cancelamento, puxe o botão e gire-o na direção indicada para destravar ou travar a porta. Ambas as portas da tripulação devem ser trancadas antes do voo e não devem ser abertas intencionalmente durante o voo. Para trancar as portas de entrada da tripulação ao sair do avião, tranque a porta direita com a fechadura interna de acionamento manual, feche a porta esquerda e, usando a chave, tranque a porta.

PORTA DE ENTRADA DE PASSAGEIROS (somente versão passageiro)

A porta de entrada para passageiros é composta por uma parte superior e uma inferior. Quando aberta, a seção superior oscila para cima e a seção inferior desce, proporcionando degraus integrais para auxiliar no embarque ou na saída do avião. A seção superior da porta incorpora uma maçaneta externa convencional com uma fechadura separada com chave, um botão de liberação da porta externa e uma maçaneta interna que se encaixa em um receptáculo de travamento. A seção inferior da porta possui uma alça embutida que pode ser acessada de dentro ou de fora do avião. Esta maçaneta foi projetada para que, quando a porta superior estiver fechada, a maçaneta não possa ser girada para a posição ABERTA. A porta inferior também contém cabos de suporte integrados e um dispositivo de abaixamento da porta. Um sistema de aviso de porta de cabine destravada é fornecido como um recurso de segurança para que, se a porta superior não estiver devidamente travada, uma mensagem âmbar DOOR UNLATCHED CAS localizada no PFD acenda para alertar o piloto.

Para entrar no avião pela porta de entrada do passageiro, pressione o botão externo de liberação da porta, gire a maçaneta externa da seção superior da porta no sentido anti-horário para a posição aberta e levante a seção da porta para a posição centralizada. Após esta ação, o elevador automático da porta com mola telescópica a gás eleva a porta até a posição totalmente levantada. Quando a seção superior estiver aberta, solte a seção inferior puxando a maçaneta interna da porta e girando a maçaneta para a posição ABERTA. Baixar a seção da porta até ficar apoiada nos cabos de suporte integrados. Os degraus da porta são acionados automaticamente a partir de suas posições retraídas.

AVISO

A proximidade externa da seção inferior da porta deve estar livre antes de abrir a porta.

(Continua na próxima página)

PORTA DE ENTRADA DE PASSAGEIROS (somente versão passageiro)

(Contínuo)

Para fechar a porta de entrada do passageiro por dentro do avião, segure os cabos de suporte da seção inferior da porta e puxe a porta para cima até que a borda superior esteja ao alcance, depois segure o centro da porta e puxe para dentro até que a porta seja segurada firmemente contra a moldura da porta da fuselagem.

Gire a maçaneta interna para frente até a posição FECHADO e trave a seção inferior da porta.

Verifique se as travas inferiores dianteiras e traseiras estão corretamente encaixadas. Depois que a seção inferior da porta estiver presa, segure a alça na seção superior da porta e puxe para baixo e para dentro. À medida que a porta se aproxima da posição fechada, puxe-a firmemente para dentro para garantir que as linguetas de travamento engatem corretamente. Quando as linguetas de travamento estiverem engatadas, gire a alça interna no sentido anti-horário para a posição horizontal (travada), mas não use força excessiva. Se a maçaneta não girar facilmente, a porta não está totalmente fechada. Use um movimento de fechamento mais firme para fazer com que as linguetas de travamento engatem e gire a maçaneta da porta novamente para a posição travada. Em seguida, encaixe a alça interna em seu receptáculo de travamento.

CUIDADO

Consulte a Seção 3, Procedimentos de Emergência, para saber os procedimentos operacionais adequados a serem seguidos caso a porta de entrada do passageiro abra inadvertidamente durante o voo.

Para sair do avião pela porta de entrada de passageiros, puxe a maçaneta interna da seção superior da porta de seu receptáculo de posição travada, girando a maçaneta no sentido horário para a posição aberta enquanto empurra a porta para fora. Quando a porta estiver parcialmente aberta, o elevador automático da porta elevará a seção superior da porta para a posição totalmente aberta. Em seguida, gire a maçaneta da porta da seção inferior para cima e para trás, para a posição aberta, e empurre a porta para fora. A mola telescópica a gás abaixará a porta até sua posição totalmente aberta e os degraus integrais serão acionados.

AVISO

A proximidade externa da seção inferior da porta deve estar livre antes de abrir a porta.

(Continua na próxima página)

PORTA DE ENTRADA DE PASSAGEIROS (somente versão passageiro)

(Contínuo)

Para fechar a porta de entrada do passageiro pelo lado de fora do avião, levante a seção inferior da porta até que a porta fique firmemente presa ao batente da porta na fuselagem. Gire a maçaneta interna da seção inferior da porta para frente e para baixo até a posição FECHADA. Depois que a seção inferior da porta estiver presa, segure a alça na seção superior da porta e puxe para baixo.

À medida que a porta se aproxima da posição fechada, segure a borda da porta e empurre para dentro com firmeza para garantir que as linguetas de travamento engatem corretamente. Quando engatada, gire a maçaneta externa da porta no sentido horário para a posição horizontal (travada). Após entrar no avião, encaixe a maçaneta interna da porta superior em seu receptáculo de travamento (a menos que a carga obstrua o acesso à porta). Se desejar, ao sair do avião estacionado, utilize a chave na fechadura externa para travar a alavanca na posição horizontal.

AVISO

Não use a fechadura externa para trancar a porta antes do voo. A porta não poderia ser aberta por dentro se fosse necessária como saída de emergência.

CUIDADO

O não travamento adequado da seção superior da porta do passageiro resultará na iluminação da mensagem âmbar DOOR WARNING CAS MSG. A falta de atenção a este recurso de segurança pode permitir que a porta de carga superior se abra durante o voo.

A trava externa do tipo botão localizada na seção superior da porta, logo à frente da maçaneta externa da porta, opera em conjunto com a maçaneta interna da porta. É utilizado sempre que se deseja abrir a porta pelo lado de fora do avião enquanto a maçaneta interna da porta está na posição travada. Pressione o botão para liberar a trava da maçaneta interna da porta e para permitir que a maçaneta externa funcione normalmente para abrir a porta.

PORTAS DE CARGA Uma

porta de carga de duas peças é instalada no lado esquerdo do avião, logo atrás do bordo de fuga da asa. A porta de carga está dividida numa secção superior e numa secção inferior. Quando aberta, a seção superior oscila para cima e a seção inferior oscila para frente para criar uma grande abertura na lateral da fuselagem, o que facilita o carregamento de cargas volumosas na cabine. A seção superior da porta de carga incorpora uma maçaneta externa convencional com uma fechadura separada com chave e, apenas na versão do passageiro, um botão de liberação externa da porta de emergência e uma maçaneta interna que se encaixa em um receptáculo de travamento. A porta superior também incorpora dois elevadores telescópicos que elevam a porta para a posição totalmente aberta, quando aberta. Um sistema de alerta de porta de carga aberta é fornecido como um recurso de segurança para que, se a porta superior não estiver devidamente travada, um CAS MSG âmbar, identificado como DOOR UNLATCHED, localizado no PFD, acenda para alertar o piloto. A seção inferior da porta possui uma alça embutida que pode ser acessada de dentro ou de fora do avião. A maçaneta foi projetada de forma que, quando a porta superior estiver fechada, a maçaneta não possa ser girada para a posição aberta.

AVISO

Em caso de emergência, não tente sair da versão de carga pelas portas de carga. Como a parte interna da porta superior não possui maçaneta, não é possível sair do avião por essas portas sem assistência externa.

CUIDADO

O não travamento adequado da seção superior da porta de carga resultará na iluminação da mensagem âmbar DOOR WARNING CAS MSG. A falta de atenção a este recurso de segurança pode permitir que a porta de carga superior se abra durante o voo.

Para abrir a porta de carga do lado de fora do avião, pressione o botão de liberação da porta externa da seção superior da porta (somente versão passageiro) e gire a maçaneta da porta externa no sentido horário para a posição aberta.

Após esta ação, os elevadores telescópicos da porta elevarão automaticamente a porta para a posição totalmente levantada. Quando a seção superior estiver aberta, solte a seção inferior puxando a maçaneta interna da porta e girando a maçaneta para a posição ABERTA. Abra a porta para frente até que ela gire ao lado da fuselagem, onde possa ser presa à fuselagem por uma correia ou corrente.

(Continua na próxima página)

PORTAS DE CARGA (Continuação)

Para fechar a porta de carga pelo lado de fora do avião, desconecte a correia ou corrente de retenção da fuselagem, gire a porta para trás até a posição fechada e segure a porta firmemente contra a moldura da porta da fuselagem para garantir o engate das linguetas de travamento. Gire a maçaneta interna para frente e para baixo até a posição FECHADO para travar a seção inferior da porta. Depois que a seção inferior da porta estiver presa, segure a alça na seção superior da porta e puxe para baixo. À medida que a porta se aproxima da posição fechada, segure a borda da porta e empurre para dentro com firmeza para garantir o engate das linguetas de travamento. Quando engatada, a maçaneta externa da porta pode ser girada no sentido anti-horário para a posição horizontal (travada). Somente na versão Passageiro, após entrar no avião, encaixe a maçaneta interna superior da porta em seu receptáculo de travamento (a menos que a carga obstrua o acesso à porta). Se desejar, ao sair do avião estacionado, utilize a chave na fechadura externa para travar a alavanca na posição horizontal.

Para abrir a porta de carga de dentro do avião (somente versão para passageiros), puxe a maçaneta interna da seção superior da porta de seu receptáculo na posição travada. Gire a maçaneta no sentido anti-horário para a posição vertical e empurre a porta para fora. Quando a porta está parcialmente aberta, os elevadores automáticos da porta elevarão a seção superior da porta para a posição totalmente aberta. Em seguida, gire a maçaneta da seção inferior da porta para cima e para trás, para a posição aberta, e empurre a extremidade traseira da porta para fora. A porta pode ser completamente aberta e fixada à fuselagem com a correia ou corrente de fixação pelo lado de fora.

AVISO

Não tente sair da versão de carga pelas portas de carga. Como a parte interna da porta superior não possui maçaneta, a saída do avião por essas portas não é possível sem assistência externa.

Para fechar a porta de carga por dentro do avião (somente versão Passageiro), desconecte a correia ou corrente de fixação da fuselagem e prenda-a na porta. Puxe a porta para trás para a posição fechada e segure a borda traseira da porta firmemente contra a moldura da porta da fuselagem para garantir o engate das linguetas de travamento. Gire a maçaneta interna para frente e para baixo até a posição FECHADO para travar a seção inferior da porta (consulte a Seção 2, Placas). Depois que a seção inferior da porta estiver presa, segure a alça na seção superior da porta e puxe para baixo. À medida que a porta se aproxima da posição fechada, segure a borda da porta e puxe para dentro com firmeza para garantir o engate das linguetas de travamento. Quando engatada, a maçaneta interna da porta pode ser girada no sentido horário até a posição horizontal.

Encaixe a alça em seu receptáculo de travamento.

JANELAS DA CABINE O avião

é equipado com um pára-brisa de duas peças reforçado com uma faixa central de metal. A versão de passageiros possui dezesseis janelas laterais de cabine do tipo fixa, incluindo uma em cada uma das duas portas de entrada da tripulação, duas janelas na seção superior da porta de carga e uma janela na seção superior da porta de entrada do passageiro. A janela lateral do piloto incorpora uma pequena janela triangular para mau tempo. A janela contra mau tempo pode ser aberta para ventilação do solo e visualização adicional girando a trava. A versão cargueira possui apenas duas janelas laterais da cabine, uma em cada porta de entrada da tripulação.

TRAVAS DE CONTROLE Uma

trava de controle é fornecida para travar as superfícies de controle do aileron e do profundor para evitar danos a esses sistemas por golpes de vento enquanto o avião está estacionado. A fechadura consiste em uma haste de aço moldada e uma bandeira.

A bandeira identifica-o como uma trava de controle e alerta sobre sua remoção antes de dar partida no motor. Para instalar a trava de controle, alinhe o furo no lado direito do eixo da roda de controle do piloto com o furo no lado direito do colar do eixo no painel de instrumentos e insira a haste nos furos alinhados. A instalação da trava irá fixar os ailerons em uma posição neutra e os profundos em uma posição levemente descendente com a borda de fuga. A instalação adequada da trava colocará a bandeira sobre o painel de interruptores da parede lateral esquerda.

O Ruder Gust Lock é um dispositivo de travamento positivo que consiste em um conjunto de suporte e uma trava de ferrolho presa à antepara traseira dentro do ferrão do cone de cauda abaixo do leme. Quando engatado, o leme fica travado na posição neutra. Uma placa localizada abaixo do eixo da alavanca da trava, no lado esquerdo do cone traseiro, explica a operação da trava de rajada do leme. A trava de rajada do leme é engatada e desengatada manualmente no solo girando a alavanca em forma de aerofólio montada no eixo que se projeta do lado esquerdo do cone de cauda. A trava é acionada girando a alavanca para baixo de modo que sua borda posterior aponte quase para trás.

(Continua na próxima página)

BLOQUEIOS DE CONTROLE (Continuação)

O Rudder Gust Lock possui uma conexão à prova de falhas com o sistema de controle do profundor para garantir que ele sempre será desativado antes que o avião decole. Esta conexão à prova de falhas desengata automaticamente a trava quando o elevador é desviado para cima cerca de um quarto de seu percurso a partir do ponto morto. O piloto é responsável por desengatar a trava de rajada do leme durante a inspeção pré-voe e operar o mecanismo de desengate à prova de falhas, desviando momentaneamente o profundor para a posição totalmente para cima após a trava de controle ser removida e antes de ligar o motor. Se estes procedimentos não forem seguidos, o leme e os pedais do leme ficarão travados na posição neutra, impossibilitando a direção no solo. Caso o acionamento do Rudder Gust Lock passe completamente despercebido e o piloto inicie uma corrida de decolagem com o sistema de leme travado, a deflexão do profundor para cima durante a rotação desengatará o Rudder Gust Lock.

Devido ao sistema à prova de falhas, a trava do profundor deve sempre ser acionada antes de acionar a trava de rajada do leme ao proteger o avião após o desligamento.

OBSERVAÇÃO

A trava de controle e qualquer outro tipo de dispositivo de travamento devem ser removidos ou destravados antes de dar partida no motor.

MOTOR O

motor Pratt & Whitney Canada Inc. PT6A-114A é um motor de turbina livre. Utiliza duas turbinas independentes; um acionando um compressor na seção do gerador de gás e o segundo acionando uma engrenagem de redução para a hélice.

O ar de admissão entra no motor através de uma câmara plenum anular formada pela caixa de entrada do compressor, onde é direcionado para o compressor.

O compressor consiste em três estágios axiais combinados com um único estágio centrífugo, montado como uma unidade integral.

Uma fileira de palhetas do estator localizadas entre cada estágio das pás do rotor do compressor difunde o ar, aumenta sua pressão estática e o direciona para o próximo estágio das pás do rotor do compressor. O ar comprimido passa por dutos difusores que o giram 90° na direção. Em seguida, ele é direcionado através de palhetas endireitadoras para a câmara de combustão.

(Continua na próxima página)

MOTOR (Continuação)

O revestimento da câmara de combustão localizado na carcaça do gerador de gás consiste em uma soldagem anular de fluxo reverso dotada de perfurações de tamanhos variados que permitem a entrada de ar comprimido. O fluxo de ar muda de direção para entrar na camisa da câmara de combustão, onde inverte a direção e se mistura com o combustível. A localização do revestimento da câmara de combustão elimina a necessidade de um eixo longo entre o compressor e a turbina do compressor, reduzindo assim o comprimento total e o peso do motor.

O combustível é injetado no revestimento da câmara de combustão por 14 bicos simplex alimentados por um coletor duplo. a mistura é inicialmente inflamada por dois dispositivos de ignição que se projetam no revestimento da câmara de combustão.

Os gases resultantes se expandem do revestimento da câmara de combustão, invertem a direção e passam através da palheta guia da turbina do compressor até a turbina do compressor. As palhetas guia da turbina garantem que os gases em expansão incidam nas pás da turbina no ângulo adequado, com perda mínima de energia. Os gases ainda em expansão passam através de um segundo conjunto de palhetas guia estacionárias para acionar a turbina elétrica.

O compressor e as turbinas de potência estão localizados aproximadamente no centro do motor, com seus eixos estendendo-se em direções opostas.

Os gases de escape da turbina de potência são direcionados através de um plenum de exaustão para a atmosfera através de uma única porta de exaustão no lado direito do motor.

O motor tem potência nominal de 675 cavalos (torque de 1.865 libras-pé a 1.900 RPM variando linearmente até 1.970 libras-pé de torque a 1.800 RPM). A velocidade da turbina do gerador de gás (compressor) (Ng) é 37.500 RPM a 100% Ng. A velocidade máxima permitida do gerador de gás é 38.100 RPM, o que equivale a 101,6% Ng. A velocidade da turbina de potência é de 33.000 RPM a uma velocidade do eixo da hélice de 1.900 RPM.

Todos os acessórios acionados pelo motor, com exceção do tacômetro-gerador da hélice e dos reguladores da hélice, são montados na caixa de acessórios localizada na parte traseira do motor. Estes são acionados pela turbina do compressor com um eixo de acoplamento que estende o acionamento através de um tubo cônico na seção central do tanque de óleo.

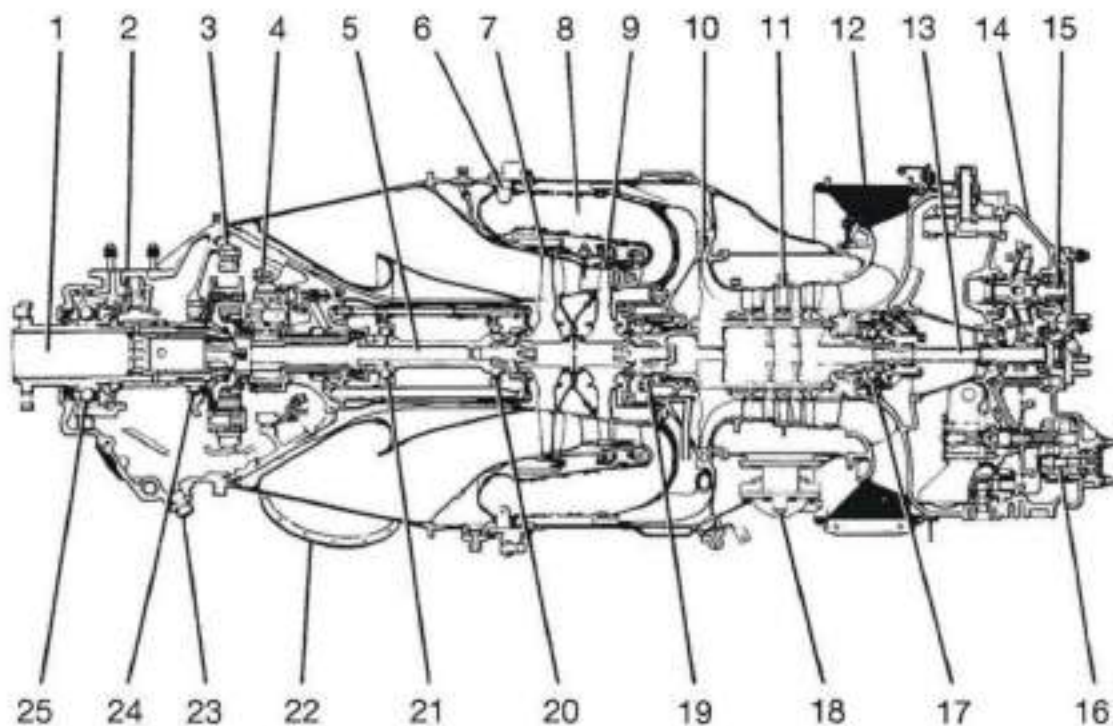
O suprimento de óleo do motor está contido em um tanque integrado que faz parte da caixa de entrada do compressor. O tanque tem capacidade de drenagem e enchimento de 9,5 litros americanos e é fornecido com vareta e tampão de drenagem.

A turbina de potência aciona a hélice através de uma caixa de redução planetária de dois estágios localizada na frente do motor. A caixa de velocidades incorpora um dispositivo torquímetro integrado que é instrumentado para fornecer uma indicação precisa da potência do motor.

(Continua na próxima página)

COMPONENTES TÍPICOS DO MOTOR

A39403



1. Eixo da hélice 2.

Almofada de acionamento do regulador da hélice 3. Engrenagem planetária de segundo estágio 4. Engrenagem planetária de primeiro estágio 5. Eixo da turbina de potência

6. Bico de combustível

7. Turbina de potência 8. Câmara

de combustão 9. Turbina do compressor 10. Impulsor do compressor

centrífugo 11. Impulsores de compressor de fluxo axial (3)

12. Entrada de ar do compressor

13. Eixo de transmissão da caixa de

engrenagens de acessórios 14. Tapa da caixa de engrenagens de acessórios

15. Eixo de transmissão do gerador de partida 16. Bomba

de limpeza de óleo 17. Rolamento número 1 18. Válvula de

sangramento do compressor

19. Rolamento número 2

20. Rolamento número 3

21. Rolamento número

4 22. Saída de exaustão

23. Detector de cavacos 24. Rolamento de rolo 25. Rolamento de impulso

Figura 7-8

CONTROLES DO MOTOR O motor

é operado por quatro controles separados que consistem em uma alavanca de potência, alavanca de potência de emergência, alavanca de rotação de propulsão e alavanca de condição de combustível. As alavancas de potência e CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL são controles do motor, enquanto a alavanca PROP RPM controla a velocidade da hélice e o embandeiramento.

ALAVANCA DE

POTÊNCIA A alavanca de potência é conectada através de uma ligação a um conjunto de came montado na frente da unidade de controle de combustível na parte traseira do motor. A alavanca de potência controla a potência do motor em toda a faixa, desde a potência máxima de decolagem, passando pela marcha lenta até a ré total. A alavanca também seleciona o passo da hélice quando estiver na faixa BETA. A alavanca de potência possui posições de faixa MAX, IDLE e BETA e REVERSE. A faixa da posição MAX até IDLE permite que o piloto selecione a potência desejada do motor. A linha BETA permite que o piloto controle o passo das pás da hélice desde o empuxo em marcha lenta até uma condição de zero ou sem empuxo até o empuxo reverso máximo.

CUIDADO

A articulação de reversão da hélice pode ser danificada se a alavanca de potência for movida para trás da posição de marcha lenta quando a hélice estiver embandeirada.

ALAVANCA DE ENERGIA DE EMERGÊNCIA

A Alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA é conectada através de uma ligação à alavanca de acionamento manual na unidade de controle de combustível e controla o fornecimento de combustível ao motor caso ocorra um mau funcionamento pneumático na unidade de controle de combustível. Quando o motor estiver funcionando, uma falha em qualquer entrada de sinal pneumático para a unidade de controle de combustível resultará na diminuição do fluxo de combustível até a marcha lenta mínima (cerca de 48% Ng ao nível do mar e aumentando com a altitude). A alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA permite ao piloto restaurar a energia no caso de tal falha. A alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA tem as posições NORMAL, IDLE e MAX. A posição NORMAL é usada para todas as operações normais do motor quando a unidade de controle de combustível está operando normalmente e a potência do motor é selecionada pela alavanca de potência. A faixa da posição IDLE até MAX controla a potência do motor e é usada quando ocorre um mau funcionamento pneumático na unidade de controle de combustível e a alavanca de potência é ineficaz. Uma parada mecânica na ranhura da alavanca exige que a alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA seja movida para a esquerda para liberar a parada antes que ela possa ser movida da posição NORMAL (totalmente para trás) para a posição IDLE.

OBSERVAÇÃO

O botão na alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA tem linhas cruzadas. A hachura é visível quando a alavanca está na posição MAX. Além disso, a alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA é anunciada por uma mensagem CAS vermelha no PFD sempre que ela é retirada da posição NORMAL com as indicações ITT em qualquer um dos modos OFF ou STRT.

Estas precauções destinam-se a impedir a partida do motor com a alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA colocada inadvertidamente em qualquer posição diferente de NORMAL.

CUIDADO

- A alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA e seu sistema de acionamento manual associado são considerados um sistema de emergência e devem ser usados somente no caso de mau funcionamento da unidade de controle de combustível. Ao tentar uma partida normal, o piloto deve garantir que a alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA esteja na posição NORMAL (totalmente para trás); caso contrário, poderá ocorrer uma condição de temperatura excessiva.
- Ao usar o sistema de cancelamento manual de controle de combustível, a resposta do motor poderá ser mais rápida do que ao usar a alavanca de potência. É necessário cuidado adicional durante a aceleração do motor para evitar exceder as limitações do motor.

(Continua na próxima página)

ALAVANCA DE ENERGIA DE EMERGÊNCIA (Continuação)

A operação da Alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA é proibida com a alavanca de alimentação primária fora da posição IDLE. A alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA substitui as funções normais de controle de combustível e resulta na operação direta da válvula medidora de combustível. A alavanca de potência de emergência substituirá o controle automático de combustível e a programação de aceleração do motor controlada durante a operação normal pela alavanca de potência primária.

CUIDADO

O uso inadequado da alavanca de ENERGIA DE EMERGÊNCIA pode afetar adversamente a operação e a durabilidade do motor. O uso da alavanca de POTÊNCIA DE EMERGÊNCIA durante a operação normal da alavanca de potência pode resultar em oscilações do motor ou exceder os limites ITT, NG e torque.

ALAVANCA DE CONTROLE DA HÉLICE

A alavanca PROP RPM é conectada por meio de ligação ao governador da hélice montado na parte superior da seção dianteira do motor e controla as configurações do governador da hélice desde a posição máxima de RPM até o embandeiramento total. A alavanca PROP RPM tem as posições MAX, MIN e FEATHER. A posição MAX é usada quando se deseja altas RPM e controla a velocidade da hélice em 1900 RPM. As configurações da alavanca PROP RPM da posição MAX para MIN permitem que o piloto selecione a rotação desejada do motor para cruzeiro. A posição FEATHER é usada durante o desligamento normal do motor para interromper a rotação da turbina de potência e da seção dianteira do motor. Como a lubrificação não está disponível após a seção do gerador de gás do motor ter sido desligada, a rotação da seção dianteira do motor não é desejável. Além disso, embandeirar a hélice quando o motor é desligado minimiza o giro da hélice durante condições de vento. Uma parada mecânica na ranhura da alavanca exige que a alavanca PROP RPM seja movida para a esquerda para liberar a parada antes que ela possa ser movida para dentro ou para fora da posição FEATHER.

ALAVANCA DE CONDIÇÃO DE

COMBUSTÍVEL A Alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL é conectada através de uma ligação a uma alavanca combinada e mecanismo de parada na unidade de controle de combustível. A alavanca e o batente também funcionam como batente de marcha lenta para a haste da unidade de controle de combustível. A alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL controla as RPM mínimas da turbina do gerador de gás (Ng) quando a alavanca de potência está na posição IDLE. A alavanca de CONDIÇÃO DE COMBUSTÍVEL possui as posições CUTOFF, LOW IDLE e HIGH IDLE. A posição CUTOFF desliga todo o combustível que chega aos bicos de combustível do motor. LOW IDLE posiciona o batente da haste de controle para fornecer uma RPM de 52% Ng. HIGH IDLE posiciona o batente da haste de controle para fornecer uma RPM de 65% Ng.

TRAVA DE FRICÇÃO DO QUADRANTE

Uma trava de fricção do quadrante, localizada no lado direito do pedestal, é fornecida para minimizar o deslizamento dos controles do motor depois de ajustados. A trava é um botão serrilhado que aumenta o atrito nos controles do motor quando girado no sentido horário.

SISTEMA DE INSTRUMENTOS DO MOTOR (EIS)

O Sistema de Indicação do Motor G1000 fornece ao piloto indicadores gráficos e valores numéricos para parâmetros do motor, combustível e sistema elétrico. O EIS é mostrado em uma faixa vertical no lado esquerdo do PFD durante a partida do motor e no MFD durante a operação normal. Se o MFD ou o PFD falharem durante o voo, o EIS será mostrado no display restante.

O EIS consiste em duas páginas que são selecionadas usando a tecla ENGINE. A página MOTOR fornece indicadores para Torque do Motor, ITT do Motor, RPM% do Gerador de Gás, RPM da Hélice, Pressão do Óleo, Temperatura do Óleo, Quantidade de Combustível, Fluxo de Combustível, Corrente da Bateria, Tensão do Barramento e Fluido Anti-Gelo Restante ou Corrente da Hélice. Quando a tecla MOTOR é pressionada, a tecla SISTEMA aparecerá adjacente à tecla MOTOR. A página SYSTEM fornece valores numéricos para parâmetros na página ENGINE que são mostrados apenas como indicadores.

Torque, ITT, Ng% e Np RPM são exibidos de forma idêntica na página SYSTEM. A página SISTEMA também fornece indicação numérica da quantidade de combustível, totalizador de combustível (libras restantes e libras usadas), amperagem do gerador, amperagem do alternador de reserva, amperagem da bateria, tensão do barramento, antigelo restante (galões de fluido e horas restantes) e amperagem da hélice. .

A unidade de motor e fuselagem fornece dados ao EIS, que exibe os dados para a página ENGINE descrita abaixo. A operação do motor é monitorada por: torque, ITT, Ng%, RPM da hélice, pressão do óleo, temperatura do óleo e fluxo de combustível.

INDICAÇÕES DE TORQUE A

indicação de torque (TRQ) é exibida na parte superior das páginas MOTOR e SISTEMA. O indicador é um medidor redondo com um ponteiro branco. O transmissor detecta a diferença entre a pressão de torque do motor e a pressão na carcaça do motor e transmite esses dados ao G1000. A faixa operacional normal é indicada por um arco verde que se estende de 0 até a linha vermelha. Redline varia de 1.865 a 1.970 pés-lbs dependendo da rotação da hélice.

Para vôo de cruzeiro normal, quando o RPM da hélice está entre 1600-1900, um “bug” de torque azul é incluído no arco. Isso indica o torque de cruzeiro máximo permitido de acordo com as tabelas de desempenho de cruzeiro e torque máximo na seção 5, Desempenho. O erro azul de torque de cruzeiro localizado na indicação de torque EIS não deve ser usado como meio principal de configuração do torque de cruzeiro. Consulte sempre o gráfico de desempenho apropriado na Seção 5 do POH/AFM.

INDICAÇÕES DE RPM DA HÉLICE As RPM da

hélice (PROP RPM) são indicadas numericamente abaixo das RPM do Gerador de Gás. Os dígitos são brancos com RPM entre 0-1599 RPM, verdes entre 1600-1900 RPM e brancos com fundo vermelho quando RPM é maior ou igual a 1910. O instrumento é operado eletricamente a partir do tacômetro-gerador da hélice que é montado no o lado direito da caixa frontal.

INDICAÇÃO ITT A

temperatura entre estágios da turbina (ITT) é indicada abaixo do torque e é um mostrador redondo com um ponteiro branco. Este instrumento exibe a temperatura do gás entre o compressor e as turbinas de potência. Com o motor desligado ou durante a partida, o indicador ITT exibe uma faixa verde de 100°C a 740°C, uma faixa de advertência âmbar de 766°C a 805°C e uma linha vermelha em 1090°C. O medidor é graduado em intervalos de 100 graus, de 600°C a 1100°C.

Com o motor funcionando, um arco verde indica a faixa de operação normal de 100°C a 740°C, uma região de advertência âmbar de 765°C a 805°C com uma linha vermelha em 805°C. O medidor é graduado em intervalos de 50 graus de 600°C a 900°C. A leitura digital pisca em vermelho quando ocorre uma situação de excesso de temperatura.

INDICAÇÕES DE RPM DO GERADOR DE GÁS As RPM

(Ng) do gerador de gás são exibidas abaixo do ITT usando um medidor com mostrador redondo com um ponteiro branco. O RPM é exibido como uma porcentagem do RPM máximo do gerador de gás. O instrumento é operado eletricamente a partir do gerador de tacômetro do gerador de gás montado na parte inferior direita da caixa de acessórios. O medidor tem marcas de escala em 0, 12, 50 e 105% com uma linha vermelha em 101,6%.

INDICAÇÕES DE FLUXO DE

COMBUSTÍVEL Os detalhes do indicador de fluxo de combustível estão incluídos em Sistema de Combustível, em um parágrafo posterior nesta seção.

INDICAÇÃO DE PRESSÃO DO ÓLEO A

pressão do óleo (OIL PSI) é exibida usando uma fita de cores variadas e um display de 3 dígitos na página MOTOR. A pressão do óleo é indicada por meio de um transdutor que detecta a pressão do óleo na caixa de acessórios e transmite a informação ao G1000. A operação normal é indicada de 85 a 105 psi; a região de cuidado é indicada por uma barra âmbar de 40 psi a menos de 85 psi. A região de alerta é indicada por linhas vermelhas e dígitos vermelhos piscando em menos de 40 psi e acima de 105 psi

INDICAÇÃO DE TEMPERATURA DO ÓLEO

A temperatura do óleo (ÓLEO °C) é exibida por meio de uma fita de cores variadas e display digital; o display pode ter 3 dígitos na página ENGINE. O instrumento é operado por um sensor de temperatura do tipo resistência elétrica. O funcionamento normal é indicado entre 10 e 99°C; As regiões de cuidado AMBER são indicadas de -40 a menos de 10°C e de 100 a 104°C. As linhas vermelhas estão incluídas em -41 e 105°C. Os dígitos variam em cor entre verde, âmbar ou vermelho em correlação com o ponteiro e a fita.

AMACIAMENTO E OPERAÇÃO DO NOVO MOTOR Não há procedimentos

específicos de amaciamento necessários para o motor turboélice Pratt & Whitney Canada Inc. PT6A-114A. O motor pode ser operado com segurança dentro das faixas normais autorizadas pelo fabricante no momento da entrega do seu avião.

SISTEMA DE LUBRIFICAÇÃO DO MOTOR O sistema

de lubrificação consiste em um sistema de pressão, um sistema de limpeza e um sistema de respiro. Os principais componentes do sistema de lubrificação incluem um tanque de óleo integral na parte traseira do motor, uma bomba de pressão de óleo na parte inferior do tanque de óleo, uma bomba externa de limpeza de elemento duplo localizada na parte traseira da caixa de acessórios, uma bomba interna dupla bomba de limpeza de elemento localizada dentro da caixa de acessórios, um aquecedor de óleo para combustível localizado na parte superior traseira da caixa de acessórios, um filtro de óleo localizado internamente no lado direito do tanque de óleo e um resfriador de óleo localizado no lado direito da carenagem do nariz.

O óleo é retirado do fundo do tanque de óleo através de uma tela de filtro onde passa por uma válvula de alívio de pressão para regulação da pressão do óleo.

O óleo pressurizado é então entregue da bomba de óleo principal para o filtro de óleo, onde matérias estranhas são removidas do óleo e impedidas de circulação adicional. O óleo pressurizado é então direcionado através de passagens para os rolamentos do motor, engrenagens de redução, acionamentos de acessórios, torquímetro e regulador da hélice. Além disso, o óleo sob pressão é direcionado para o aquecedor de óleo para combustível, onde retorna ao tanque de óleo

Depois de resfriar e lubrificar as peças móveis do motor, o óleo é eliminado da seguinte forma:

1. O óleo do compartimento do rolamento número 1 retorna por gravidade para a caixa de acessórios.
2. O óleo do rolamento número 2 é eliminado pelo elemento frontal da bomba de drenagem interna de volta para a caixa de engrenagens de acessórios.
3. O óleo dos rolamentos número 3 e número 4 é eliminado pelo elemento frontal da bomba de drenagem externa para a caixa de engrenagens de acessórios.
4. O óleo do regulador da hélice, do mancal de impulso dianteiro, dos acionamentos acessórios da engrenagem de redução e do torquímetro é eliminado pelo elemento traseiro da bomba de drenagem externa, onde é direcionado através de um resfriador de óleo controlado termostaticamente e depois retornado ao tanque de óleo.
5. O elemento traseiro da bomba de limpeza interna retira o óleo da caixa de acessórios e o encaminha através do resfriador de óleo, onde retorna ao tanque de óleo.

(Continua na próxima página)

SISTEMA DE LUBRIFICAÇÃO DO MOTOR (Continuação)

O ar de respiro dos compartimentos dos mancais do motor e das caixas de acessórios e de redução é expelido para o mar através de um respiro centrífugo instalado na caixa de acessórios. Os compartimentos dos rolamentos são conectados à caixa de engrenagens acessórias por passagens tubulares e linhas de retorno de óleo de limpeza existentes. Uma válvula de derivação, imediatamente a montante do elemento frontal da bomba de limpeza interna, ventila a caixa de acessórios quando o motor está operando em alta potência.

Uma vareta/tampa de enchimento de óleo está localizada na parte traseira do motor, no lado esquerdo, e é acessível quando o lado esquerdo da capota superior é levantado.

Marcações que indicam quartos americanos baixos se o óleo estiver quente são fornecidas na vareta para facilitar a manutenção do óleo. A capacidade do tanque de óleo é de 9,5 litros dos EUA e a capacidade total do sistema é de 14 litros dos EUA. Para saber o tipo e a marca do óleo do motor, consulte a Seção 8.

SISTEMA DE IGNIÇÃO

O sistema de ignição consiste em dois dispositivos de ignição, um excitador de ignição, dois cabos de alta tensão, uma luz monitora de ignição, uma chave de ignição e uma chave de partida. A ignição do motor é fornecida por dois ignitores na câmara de combustão do motor. Os dispositivos de ignição são energizados pelo excitador de ignição montado no suporte do motor, no lado direito do compartimento do motor. A energia elétrica do excitador de ignição é transmitida através de dois cabos de alta tensão para os ignitores do motor. O sistema de ignição normalmente é energizado apenas durante a partida do motor.

A ignição é controlada por uma chave de ignição e uma chave de partida localizada na parede lateral esquerda e no painel do disjuntor. A chave de ignição possui duas posições, LIGADA e NORMAL. A posição NORMAL do interruptor arma o sistema de ignição para que a ignição seja obtida quando o interruptor de partida for colocado na posição START. A posição NORMAL é usada durante todas as partidas no solo e durante partidas aéreas com assistência de partida. A posição ON do interruptor proporciona ignição contínua, independentemente da posição do interruptor de arranque. Esta posição é usada para partidas a ar sem assistência de partida, para operação em pistas cobertas de água, durante vôo sob forte precipitação, durante encontros inadvertidos de formação de gelo até que o separador inercial esteja em bypass por 5 minutos e quando próximo ao esgotamento de combustível, conforme indicado pela iluminação do RSVR FUEL LOW CAS MSG vermelho.

(Continua na próxima página)

SISTEMA DE IGNIÇÃO (Continuação)

A principal função da chave de partida é controlar a partida para girar a parte do gerador de gás do motor durante a partida.

No entanto, também fornece ignição durante a partida. Para efeitos desta discussão, apenas as funções de ignição do interruptor são descritas. Para outras funções da chave de partida, consulte o parágrafo Sistema de Partida, nesta seção. A chave de partida tem três posições: DESLIGADO, PARTIDA e MOTOR. A posição DESLIGADO desliga o sistema de ignição e é sempre a posição normal, exceto durante a partida ou limpeza do motor. A posição START energiza o sistema de ignição do motor desde que a chave de ignição esteja na posição NORMAL. Após a partida do motor durante uma partida no solo ou a ar, o interruptor de partida deve ser posicionado manualmente em DESLIGADO para a operação do gerador.

Branco IGNITION ON CAS MSG acenderá quando a energia elétrica estiver sendo aplicada aos ignidores. O sistema de ignição é protegido por um disjuntor do tipo pull-off, identificado como IGN, no interruptor da parede lateral esquerda e no painel do disjuntor.

SISTEMA DE INDUÇÃO DE AR A entrada

de ar do motor está localizada na frente da nacela do motor, à esquerda do rotor da hélice. O ar RAM que entra na entrada flui através de dutos e um sistema separador inercial e depois entra no motor através de uma câmara plenum circular, onde é direcionado ao compressor por palhetas guia. A entrada de ar do compressor incorpora uma tela que impede a entrada de artigos grandes, mas não filtra o ar de entrada.

SISTEMA SEPARADOR INERTIAL Um sistema

separador inercial no duto de entrada de ar do motor evita que partículas de umidade entrem no plenum de entrada de ar do compressor quando em modo bypass. O separador inercial consiste em duas palhetas móveis e um aerofólio fixo que, durante a operação normal, direciona o ar de admissão através de uma curva suave para o plenum de entrada de ar do compressor. Quando a separação das partículas de umidade é desejada, as palhetas são posicionadas de modo que o ar de entrada seja forçado a executar uma curva acentuada para entrar no plenum de entrada. Esta curva acentuada faz com que quaisquer partículas de umidade se separem do ar de entrada e sejam descarregadas no ar através da saída do separador inercial no lado esquerdo da carenagem.

A operação do separador inercial é controlada por uma alavanca em T localizada no painel de instrumentos inferior. A alça em T está identificada como BYPASS-PULL, NORMAL-PUSH. O controle do separador inercial deve ser movido para a posição BYPASS antes de ligar o motor durante a operação em solo ou voo em umidade visível (nuvens, chuva, neve, cristais de gelo) com uma OAT de 5°C (41°F) ou menos. Ele também pode ser usado para operações terrestres ou decolagens em condições de campo arenoso e empoeirado para minimizar a ingestão de partículas estranhas no compressor. A posição NORMAL é usada para todas as outras operações.

A alça em T trava na posição NORMAL girando a alça no sentido horário 1/4 de volta para sua posição vertical. Para desbloquear, empurre ligeiramente para frente e gire a alça 90° no sentido anti-horário. A alça pode então ser puxada para a posição BYPASS. Uma vez movido para a posição BYPASS, as cargas de ar nas palhetas móveis as mantêm nesta posição.

CUIDADO

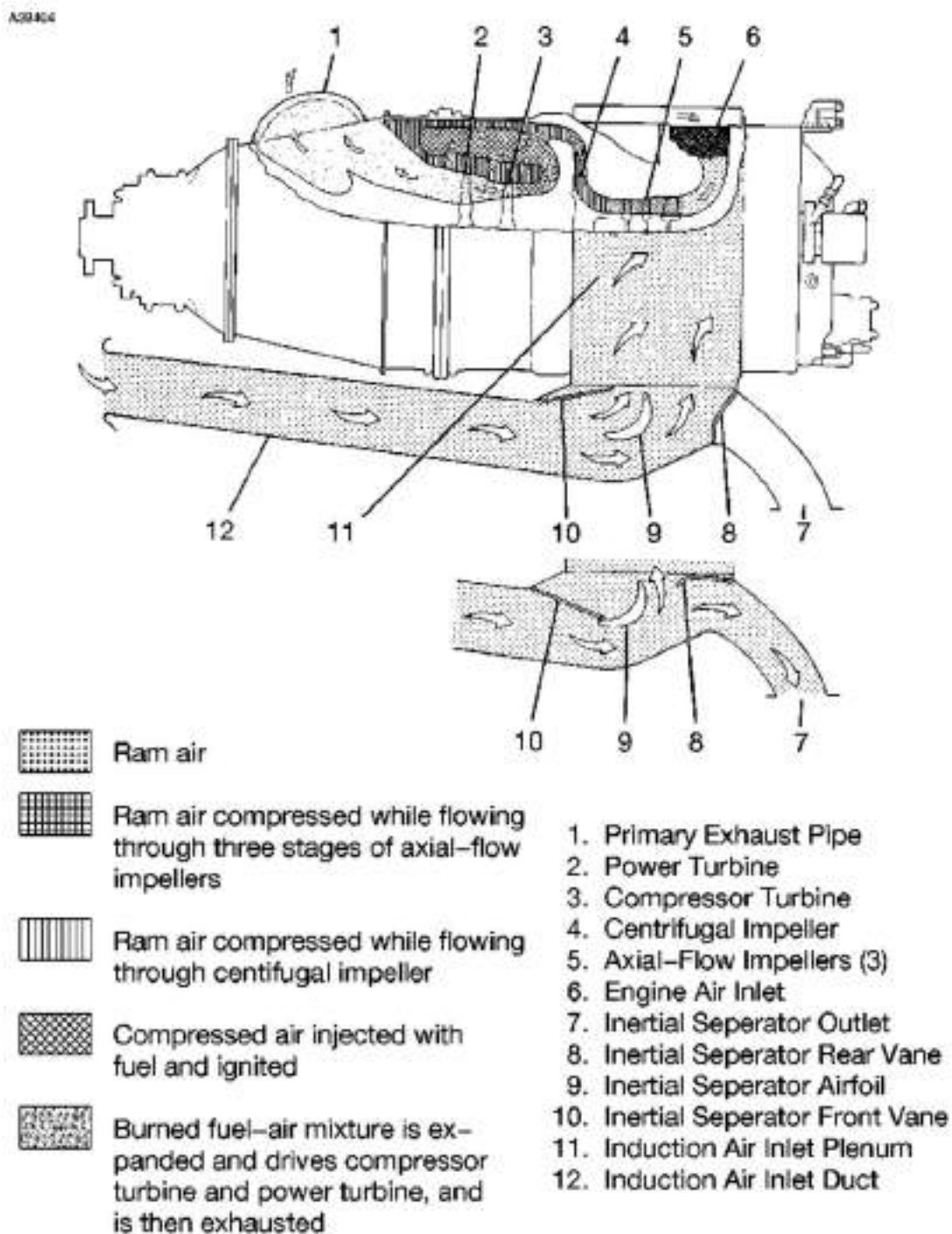
Não retorne o SEPARADOR INERTIAL para NORMAL até depois de desligar o motor e inspecionar se forem encontradas condições de formação de gelo.

OBSERVAÇÃO

Ao mover o controle do separador inercial da posição BYPASS para a posição NORMAL durante o voo, a redução da potência do motor reduzirá as forças de controle.

(Continua na próxima página)

FLUXO DE AR DO MOTOR



OBSERVAÇÃO

A vista acima mostra o separador inercial em NORMAL posição. Vista auxiliar mostra separador inercial em BYPASS posição.

Figura 7-9

SISTEMA DE ESCAPE O sistema

de escapamento consiste em um tubo de escapamento primário conectado ao lado direito do motor, logo atrás da caixa de redução da hélice. Um duto de exaustão secundário, instalado na extremidade do tubo de exaustão primário, transporta os gases de exaustão para longe da carenagem e para dentro do turbilhão. A junção do tubo de escape primário e do duto de escape secundário está localizada diretamente atrás do resfriador de óleo. Como o duto de exaustão secundário tem diâmetro maior que o tubo de exaustão primário, um efeito Venturi é produzido pelo fluxo de exaustão. Este efeito Venturi cria uma sucção atrás do resfriador de óleo que aumenta o fluxo de ar de resfriamento através do resfriador. Este fluxo de ar adicional melhora o resfriamento do óleo durante a operação do motor no solo.

SISTEMA DE COMBUSTÍVEL DO MOTOR O

sistema de combustível do motor consiste em um aquecedor de óleo para combustível, uma bomba de combustível acionada pelo motor, uma unidade de controle de combustível, um divisor de fluxo e válvula de descarga, um coletor de combustível duplo com 14 bicos simplex e duas linhas de drenagem de combustível. . O sistema fornece fluxo de combustível para satisfazer as demandas de velocidade e potência do motor.

O combustível do reservatório do avião é fornecido ao aquecedor óleo-combustível que utiliza o calor do sistema de óleo lubrificante do motor para pré-aquecer o combustível no sistema de combustível. Uma válvula de desvio de óleo com detecção de temperatura do combustível regula a temperatura do combustível, permitindo que o óleo flua através do circuito do aquecedor ou desviando-o para o tanque de óleo do motor.

O combustível do aquecedor óleo-combustível entra então na câmara da bomba de combustível acionada pelo motor através de uma tela de entrada de 74 microns. A tela de entrada é acionada por mola e caso fique bloqueada, o aumento na pressão diferencial superará a mola e permitirá que o combustível não filtrado flua para a câmara da bomba. A bomba aumenta a pressão do combustível e a entrega à unidade de controle de combustível através de um filtro de 10 microns na saída da bomba. Uma válvula de derivação e passagens tubulares no corpo da bomba permitem que combustível não filtrado de alta pressão flua para a unidade de controle de combustível no caso de o filtro de saída ficar bloqueado.

(Continua na próxima página)

SISTEMA DE COMBUSTÍVEL DO MOTOR (Continuação)

A unidade de controle de combustível consiste em uma seção de medição de combustível, uma seção de compensação de temperatura e um regulador pneumático gerador de gás (Ng) . A unidade de controle de combustível determina o cronograma de combustível adequado para fornecer a potência necessária conforme estabelecido pela entrada da alavanca de potência. Isto é conseguido controlando a velocidade da turbina do compressor. A seção de compensação de temperatura altera o cronograma de aceleração do combustível para compensar as diferenças de densidade do combustível em diferentes temperaturas do combustível, especialmente durante a partida do motor. O governador da turbina de potência, localizado na carcaça do governador da hélice, fornece proteção contra sobrevelocidade da turbina de potência no caso de falha do governador da hélice.

Isto é conseguido limitando o combustível ao gerador de gás. Durante a operação de empuxo reverso, a velocidade máxima da turbina de potência é controlada pelo regulador da turbina de potência. O compensador de temperatura altera o cronograma de aceleração do combustível da unidade de controle de combustível para compensar variações na temperatura do ar de entrada do compressor. As características do motor variam com as mudanças na temperatura do ar de admissão, e o cronograma de aceleração do combustível deve, por sua vez, ser alterado para evitar a parada do compressor e/ou temperaturas excessivas da turbina.

O divisor de fluxo programa o combustível medido, a partir da unidade de controle de combustível, entre os coletores de combustível primário e secundário. O coletor de combustível e os conjuntos de bicos fornecem combustível para a câmara de combustão através de 10 bicos de combustível primários e 4 bicos secundários, com os bicos secundários cortando acima de um valor predefinido. Todos os bicos funcionam em marcha lenta e acima.

Quando a válvula de corte de combustível na unidade de controle de combustível fecha durante o desligamento do motor, os coletores primário e secundário são conectados a uma porta da válvula de descarga e o combustível residual nos coletores pode ser drenado para o recipiente de combustível preso à parede corta-fogo, onde pode ser drenado. diário.

SISTEMA DE REFRIGERAÇÃO

Nenhuma provisão de refrigeração externa é fornecida para o motor PT6A-114A nesta instalação. no entanto, o motor incorpora um extenso sistema de ar interno que fornece vedação do compartimento dos mancais e resfriamento do compressor e do disco da turbina de potência. Para obter informações adicionais sobre os sistemas internos de ar do motor, consulte o manual de manutenção do motor do avião.

SISTEMA DE PARTIDA O sistema

de partida consiste em um gerador de partida, uma chave de partida e um STARTER ON CAS MSG âmbar. O gerador de partida funciona como um motor para partida do motor e acionará a seção do gerador de gás até que uma velocidade de 46% Ng seja atingida, momento em que o ciclo de partida será automaticamente encerrado por uma chave sensora de velocidade localizada no gerador de partida. . O gerador de partida é controlado por uma chave de partida de três posições localizada na parede lateral esquerda e no painel do disjuntor. A chave tem as posições OFF, START e MOTOR. A posição DESLIGADO desenergiza os circuitos de ignição e partida e permanece sempre na posição normal, exceto durante a partida do motor. A posição START da chave energiza o gerador de partida que gira a parte do gerador de gás do motor para dar partida. Além disso, a posição START energiza o sistema de ignição, desde que a chave de ignição esteja na posição NORMAL. Quando o motor der partida, a chave de partida deverá ser colocada manualmente na posição DESLIGADA para desenergizar o sistema de ignição e ativar o sistema do gerador. A posição MOTOR do interruptor aciona o motor sem ter o circuito de ignição energizado e é usada para acionar o motor quando a partida do motor não é desejada. Isto pode ser usado para limpar o combustível do motor, lavar o compressor do motor, etc. A posição MOTOR é acionada por mola para a posição DESLIGADO. Além disso, um intertravamento entre a posição MOTOR da chave de partida e a chave de ignição evita que o motor de partida funcione, a menos que a chave de ignição esteja na posição NORMAL. Isto evita o acionamento involuntário do motor com a ignição ligada. A operação do contator de partida é indicada por uma mensagem âmbar STARTER ON CAS.

ACESSÓRIOS DO MOTOR Todos os

acessórios acionados pelo motor, com exceção do tacômetro-gerador da hélice e dos reguladores da hélice, são montados na caixa de acessórios. localizado na parte traseira do motor. Esses acessórios são acionados a partir da turbina do compressor por um eixo de acoplamento que estende o acionamento através de um tubo cônico na seção central do tanque de óleo.

BOMBA DE

ÓLEO O óleo pressurizado circula do tanque de óleo integrado através do sistema de lubrificação do motor por uma bomba de pressão independente do tipo engrenagem localizada na parte mais baixa do tanque de óleo. A bomba de óleo está contida em uma carcaça fundida que é aparafusada à face frontal do diafragma acessório e é acionada pelo eixo da engrenagem acessória. O corpo da bomba de óleo incorpora uma saliência de montagem circular para acomodar uma válvula de retenção, localizada na extremidade da carcaça do filtro. Uma segunda saliência de montagem na bomba acomoda uma válvula de alívio de pressão.

BOMBA DE

COMBUSTÍVEL A bomba acionada pelo motor é montada na caixa de acessórios na posição 2 horas. A bomba é acionada através de um eixo de engrenagem e acoplamento estriado. As estrias do acoplamento são lubrificadas por névoa de óleo da caixa de engrenagens auxiliar através de um orifício no eixo da engrenagem. Outro eixo de acoplamento estriado estende o acionamento até a unidade de controle de combustível, que é aparafusada à face traseira da bomba. O combustível do aquecedor óleo-combustível entra na bomba de combustível através de uma tela de entrada de 74 microns. Em seguida, o combustível entra na câmara da engrenagem da bomba, é aumentado para alta pressão e entregue à unidade de controle de combustível através de um filtro de saída da bomba de 10 microns. Uma válvula de derivação e passagens tubulares na carcaça da bomba permitem que o combustível não filtrado de alta pressão flua das engrenagens da bomba para a unidade de controle de combustível caso o filtro de saída fique bloqueado. Uma passagem interna originada na face de contato com a unidade de controle de combustível retorna o combustível de desvio da unidade de controle de combustível para a entrada da bomba a jusante da tela de entrada. Uma válvula reguladora de pressão nesta linha serve para pressurizar as buchas da engrenagem da bomba.

GERADOR DE TACÔMETRO Ng O gerador de

tacômetro Ng produz uma corrente elétrica que é usada em conjunto com o indicador% RPM do gerador de gás para indicar as RPM do gerador de gás. O acionamento do gerador do tacômetro Ng e a base de montagem estão localizados na posição 5 horas na caixa de acessórios e são acionados pela bomba de limpeza interna.

GERADOR-TACÔMETRO DA HÉLICE O gerador-tacômetro da

hélice produz um sinal elétrico que é usado em conjunto com o indicador de RPM da hélice. O acionamento do tacômetro-gerador da hélice e a base de montagem estão localizados no lado direito da caixa da caixa de redução e giram no sentido horário com uma relação de acionamento de 0,1273:1.

TORQUÍMETRO O

torquímetro é um dispositivo hidromecânico de medição de torque localizado dentro da carcaça da engrenagem de redução do primeiro estágio para fornecer uma indicação precisa da potência do motor. A diferença entre a pressão do torquímetro e a pressão interna da caixa de redução indica com precisão o torque que está sendo produzido. As duas pressões são direcionadas internamente para saliências localizadas na parte superior da caixa frontal da caixa de redução e para um transdutor de pressão conectado eletricamente ao G1000 que indica o torque correto. Para indicação de espera, as pressões são direcionadas para saliências na parte superior da caixa frontal da caixa de engrenagens de redução e canalizadas para o indicador de torque de espera.

GERADOR DE PARTIDA O gerador

de partida é montado na parte superior da caixa de acessórios na parte traseira do motor. O gerador de partida é uma unidade acionada por motor de 28 volts e 200 A que funciona como motor de partida do motor e, após a partida do motor, como gerador para o sistema elétrico do avião.

Ao operar como uma partida, um interruptor de detecção de velocidade no gerador de partida desligará automaticamente a partida, proporcionando assim proteção contra excesso de velocidade e desligamento automático. O gerador de partida é resfriado a ar por um ventilador integrado e por ar comprimido canalizado da parte frontal da carenagem do motor.

SISTEMA DE DETECÇÃO DE TEMPERATURA DE TURBINA INTERESTÁGIOS O

sistema de

detecção de temperatura entre turbinas é projetado para fornecer ao operador uma indicação precisa das temperaturas de operação do motor medidas entre o compressor e as turbinas de potência. O sistema consiste em condutores duplos, dois barramentos e oito sondas termopares individuais de cromo-alumel conectadas em paralelo. Cada sonda se projeta através de uma saliência rosqueada na carcaça do estator da turbina de potência em uma área adjacente à borda dianteira das palhetas da turbina de potência.

A sonda é fixada à saliência por meio de um encaixe rosqueado flutuante que faz parte do conjunto da sonda do termopar. Os cabos blindados conectam cada conjunto de barramento a um bloco terminal que fornece um ponto de conexão para cabos externos ao indicador ITT na cabine do avião.

GOVERNADOR DA HÉLICE O

governador da hélice está localizado na posição 12 horas na carcaça dianteira da caixa de redução. Em condições normais, o governador atua como uma unidade de velocidade constante, mantendo a velocidade da hélice selecionada pelo piloto, variando o passo das pás da hélice para adequar a carga ao torque do motor. O governador da hélice também possui uma seção do governador da turbina de potência embutida na unidade. Sua função é proteger o motor contra um possível excesso de velocidade da turbina no caso de falha do governador da hélice. Se tal excesso de velocidade ocorrer, um orifício regulador no governador da hélice é aberto pela ação do peso mosca para liberar a pressão de descarga do compressor através do governador e da seção de cálculo da unidade de controle de combustível. Quando isso ocorre, a pressão de descarga do compressor, atuando no fole do governador da unidade de controle de combustível, diminui e move a válvula dosadora na direção de fechamento, reduzindo assim o fluxo de combustível para o divisor de fluxo.

REGULADOR DE SOBREVELAÇÃO DA HÉLICE Este

regulador de sobrevelocidade da hélice está localizado na posição de 10 horas na carcaça dianteira da caixa de redução. O governador atua como uma salvaguarda contra o excesso de velocidade da hélice caso o governador da hélice primário falhe. O regulador de velocidade excessiva da hélice regula o fluxo de óleo para o mecanismo de mudança de passo da hélice por meio de um arranjo de peso mosca e mola do acelerador semelhante ao regulador da hélice primária.

Como não possui controles mecânicos, o regulador de sobrevelocidade é equipado com um solenóide de teste que reinicia o regulador abaixo de sua configuração de sobrevelocidade normal para teste de solo. O interruptor OVERSPEED GOVERNOR PUSH TO TEST está localizado no lado esquerdo do painel de instrumentos. Para uma discussão sobre essa opção, consulte o parágrafo intitulado Hélices nesta seção.

SISTEMA DE DETECÇÃO DE INCÊNDIO DO MOTOR

Um interruptor de teste, denominado TEST SWITCH, FIRE DETECT - UP, está localizado no canto inferior esquerdo do painel de instrumentos. Quando esta chave é colocada na posição UP, a mensagem vermelha ENGINE FIRE CAS MSG acenderá no sistema CAS e a buzina de alerta soará indicando que o circuito de alerta de incêndio está operacional.

SISTEMA DE REDUÇÃO DA ENGRENAGEM DO

MOTOR A engrenagem de redução e o eixo da hélice, localizados na parte dianteira do motor, estão alojados em duas peças fundidas de liga de magnésio que são aparafusadas na saída do escapamento. A caixa de engrenagens contém um trem de engrenagens planetárias de dois estágios, três acionamentos de acessórios e um eixo de hélice. A engrenagem de redução do primeiro estágio está contida na carcaça traseira, enquanto a engrenagem de redução do segundo estágio, os acionamentos de acessórios e o eixo da hélice estão contidos na carcaça dianteira. O torque da turbina de potência é transmitido para a engrenagem de redução do primeiro estágio, daí para a engrenagem de redução do segundo estágio e depois para o eixo da hélice. A taxa de redução vai de uma velocidade máxima da turbina de 33.000 RPM até uma velocidade da hélice de 1.900 RPM.

Os acessórios, localizados na carcaça dianteira da caixa de redução, são acionados por uma engrenagem cônica montada na parte traseira do conjunto do mancal de impulso do eixo da hélice. Os eixos de transmissão da engrenagem cônica transmitem potência rotacional às três pastilhas localizadas nas posições 12, 3 e 9 horas. As cargas axiais da hélice são absorvidas por um conjunto de rolamento de esferas flangeado localizado na face frontal do furo central da caixa de redução. O espaçador de ajuste da engrenagem cônica, o rolamento axial e o canal de vedação são empilhados e presos ao eixo da hélice por uma arruela de chave e porca de chave. Um conjunto da tampa do rolamento axial é preso por parafusos no flange dianteiro da caixa dianteira da caixa de redução.

DETECTORES DE CHIP

Dois detectores de cavacos estão instalados no motor, um na parte inferior da caixa da caixa de redução e outro na parte inferior da caixa da caixa de acessórios. Os detectores de chip acionam uma mensagem âmbar CHIP DETECT CAS MSG no painel de instrumentos. A mensagem CAS acenderá quando houver lascas de metal presentes em um ou ambos os detectores de lascas. A iluminação âmbar do CHIP DETECT CAS MSG exige a necessidade de inspeção do motor quanto a desgaste anormal.

CANO DE DRENAGEM DO RESPIRADOR

DE ÓLEO Os aviões Modelo 208 possuem um dreno de respiro de óleo montado na armação inferior direita do suporte do motor. Isso pode coletar qualquer descarga de óleo do motor proveniente dos acessórios da polia de acionamento do alternador, motor de partida/gerador, compressor do ar condicionado (se instalado) e vedação do eixo da hélice. Esta lata deve ser drenada após cada voo. Uma válvula de drenagem no lado inferior direito da capota do motor permite que o piloto drene o conteúdo da lata de drenagem do respiro de óleo para um recipiente adequado. A quantidade permitida de descarga de óleo por hora de operação do motor é de 14 cc para aviões com ar condicionado e 11 cc para aviões sem ar condicionado. Se a quantidade de óleo drenado da lata for maior que a especificada, a origem do vazamento deverá ser identificada e corrigida antes de prosseguir o voo.

HÉLICE O avião é

equipado com hélice de três pás em material de alumínio McCauley. A hélice é uma hélice de velocidade constante, embandeiramento total, reversível, de ação simples e regulada por governador. Uma configuração introduzida no governador com a alavanca PROP RPM estabelece a velocidade da hélice. A hélice utiliza pressão de óleo que se opõe à força das molas e contrapesos para obter o passo correto para a carga do motor. A pressão do óleo do regulador da hélice conduz as pás para um passo baixo (aumenta as RPM), enquanto as molas e os contrapesos conduzem as pás para um passo alto (diminuindo as RPM). A fonte de pressão do óleo para operação da hélice é fornecida pelo sistema de óleo do motor, aumentada em pressão pela bomba de engrenagem do governador e fornecida ao cubo da hélice através do flange da hélice.

Para embandeirar as pás da hélice, a alavanca PROP RPM no pedestal de controle é colocada na posição FEATHER; os contrapesos e a tensão da mola continuarão a torcer as pás da hélice em passo alto e na posição aerodinâmica ou embandeirada. O desembaraço da hélice é realizado posicionando a alavanca PROP RPM à frente do portão de embandeiramento. O sistema de embandeiramento usa a pressão do óleo do motor para forçar a hélice a sair do embandeiramento.

O passo da hélice invertido está disponível para diminuir a rotação no solo durante o pouso. Para realizar o pitch reverso, a alavanca de potência é retardada além de IDLE e bem na faixa BETA. A potência reversa máxima é obtida retardando a alavanca de potência para a posição MAX REVERSE, o que aumenta a potência do gerador de gás e posiciona as pás da hélice em passo totalmente reverso. Um anel de feedback com ranhura externa é fornecido com a hélice.

O movimento do anel de feedback é proporcional ao ângulo da pá da hélice e é captado por um bloco de carbono que corre no anel de feedback. A relação entre a posição axial do anel de feedback e o ângulo da pá da hélice é usada para manter o controle do ângulo da pá desde a marcha lenta até a ré total.

CUIDADO

A articulação de reversão da hélice pode ser danificada se a alavanca de potência for movida para trás da posição de marcha lenta quando a hélice estiver embandeirada.

INTERRUPTOR DE TESTE DO REGULADOR DE EXCESSO

DE VELOCIDADE Um interruptor de teste do regulador de excesso de velocidade está localizado no lado esquerdo do painel de instrumentos. A chave é do tipo push-to-test e é usada para testar o regulador de velocidade excessiva da hélice durante a aceleração do motor. O interruptor, quando pressionado, aciona um solenóide no regulador de velocidade excessiva da hélice, que restringe as RPM da hélice quando a alavanca de potência é avançada. Para verificar o funcionamento adequado do regulador de velocidade excessiva, durante a aceleração do motor, pressione o interruptor pressione para testar e avance a alavanca de potência até que a rotação da hélice se estabilize; As RPM da hélice não devem exceder 1750 +/- 60 RPM.

SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

O sistema de combustível do avião (veja a figura do Sistema de Combustível) consiste em dois tanques de combustível integrados e ventilados com válvulas de corte, um sistema de aviso de desligamento dos seletores de combustível, um reservatório de combustível, uma bomba ejetora de combustível, uma bomba auxiliar elétrica, um conjunto coletor de reservatório, uma válvula de corte de firewall, um filtro de combustível, um aquecedor de óleo para combustível, uma bomba de combustível acionada pelo motor, uma unidade de controle de combustível, um divisor de fluxo, coletores duplos e 14 conjuntos de bicos de combustível. Uma lata de combustível e dreno também são fornecidos. Consulte a Tabela de Dados de Quantidade de Combustível para obter informações relativas a este sistema.

AVISO

Os níveis de combustível inutilizáveis para este avião foram determinados de acordo com os Regulamentos Federais de Aviação. A não operação do avião em conformidade com as limitações de combustível especificadas na Secção 2 poderá reduzir ainda mais a quantidade de combustível disponível em voo.

O combustível flui dos tanques através das duas válvulas de corte do tanque de combustível em cada tanque. As válvulas de corte do tanque de combustível são controladas mecanicamente por dois seletores de combustível, identificados como ESQUERDO, LIGADO e DESLIGADO, localizados no painel superior. Ao manipular os seletores de combustível, o piloto pode selecionar os tanques de combustível esquerdo ou direito ou ambos ao mesmo tempo. A operação normal ocorre com ambos os tanques ligados. O combustível flui por gravidade das válvulas de corte em cada tanque para o reservatório de combustível.

(Continua na próxima página)

SISTEMA DE COMBUSTÍVEL (Continuação)

O reservatório está localizado no ponto baixo do sistema de combustível, que mantém uma altura manométrica de combustível ao redor da bomba ejetora e da bomba auxiliar que estão contidas dentro do reservatório. Esta altura de combustível evita a cavitação da bomba em situações de baixa quantidade de combustível, especialmente durante manobras em voo. O combustível no reservatório é bombeado pela bomba ejetora ou pela bomba auxiliar elétrica para o conjunto coletor do reservatório. A bomba ejetora, que é acionada pelo fluxo de combustível motriz da unidade de controle de combustível, normalmente fornece fluxo de combustível quando o motor está funcionando. Em caso de falha da bomba ejetora de reforço, a bomba elétrica de reforço será ligada automaticamente, fornecendo fluxo de combustível ao motor. A bomba de reforço auxiliar também é usada para fornecer fluxo de combustível durante a partida. O combustível no coletor do reservatório flui através de uma válvula de corte de combustível localizada na parte traseira da parede de fogo.

Esta válvula de corte permite ao piloto cortar todo o combustível do motor.

Depois de passar pela válvula de corte, o combustível é direcionado através de um filtro de combustível localizado na parte frontal da parede corta-fogo. O filtro de combustível incorpora um recurso de desvio que permite que o combustível desvie do filtro caso o filtro fique bloqueado com material estranho. Uma bandeira vermelha de desvio do filtro na parte superior do filtro se estende para cima quando o filtro está desviando o combustível.

O combustível do filtro é então encaminhado através do aquecedor de óleo para combustível até a bomba de combustível acionada pelo motor, onde o combustível é fornecido sob pressão à unidade de controle de combustível. A unidade de controle de combustível mede o combustível e o direciona para o divisor de fluxo que distribui o combustível para coletores duplos e 14 bicos de combustível localizados na câmara de combustão. Para obter detalhes adicionais sobre o fluxo de combustível no motor, consulte o parágrafo Sistema de Combustível do Motor nesta seção.

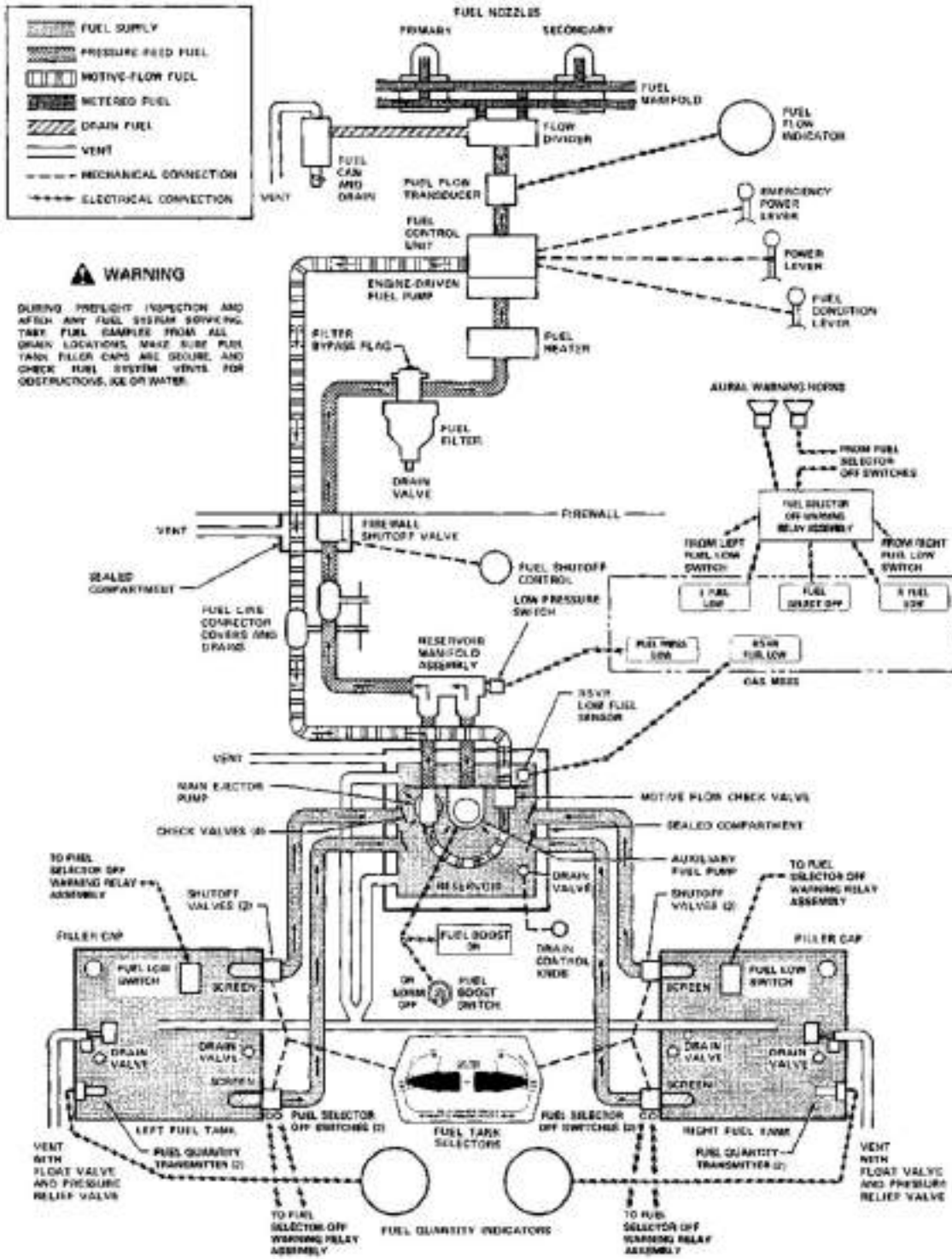
O combustível rejeitado pelo motor no desligamento é drenado para um recipiente de combustível à prova de fogo localizado no lado esquerdo frontal da parede corta-fogo. A

lata deve ser drenada durante a inspeção pré-voo. Se não for supervisionado, o combustível da lata transbordará.

A ventilação do sistema de combustível é essencial para a operação do sistema. O bloqueio completo do sistema de ventilação resultará na diminuição do fluxo de combustível e eventual parada do motor. A ventilação é realizada por linhas de ventilação equipadas com válvula de retenção, uma de cada tanque de combustível, que se projetam da borda posterior da asa nas pontas das asas. Também o reservatório de combustível é ventilado para ambos os tanques laterais.

SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

A70005



2665T1105

Figura 7-10

DADOS DE QUANTIDADE DE COMBUSTÍVEL

DADOS DE QUANTIDADE DE COMBUSTÍVEL				
UNIDADES DE MEDIR	NÍVEL DE COMBUSTÍVEL (QUANTIDADE CADA TANQUE)	TOTAL COMBUSTÍVEL	TOTAL INUTILIZÁVEL	TOTAL UTILIZÁVEL TODOS FLT CONDIÇÕES
	COMPLETO (ENCHIMENTOS EXTERNOS)			
LIBRAS	1124,25	2248,5	24.1	2224,4
GALÕES (NÓS)	167,8	335,6	3.6	332
UNIDADES DE MEDIR	NÍVEL DE COMBUSTÍVEL (QUANTIDADE CADA TANQUE)	TOTAL COMBUSTÍVEL	TOTAL INUTILIZÁVEL	TOTAL UTILIZÁVEL TODOS FLT CONDIÇÕES

OBSERVAÇÃO

As libras são baseadas em um peso específico de combustível de 6,7 libras por galão americano.

AVISO

Para atingir a capacidade total, encha o tanque de combustível até o topo o gargalo de abastecimento de combustível. Encher os tanques de combustível até o fundo do colar de abastecimento de combustível (nível com a válvula de retenção) permite espaço para expansão térmica e resulta em um diminuição na capacidade de combustível de quatro galões por lado (oito galões no total).

Figura 7-11

VÁLVULA DE FECHAMENTO DE COMBUSTÍVEL

DA FIREWALL Uma válvula de corte de combustível manual, localizada na parte traseira da parede de fogo, permite ao piloto desligar todo o fluxo de combustível do reservatório de combustível para o motor. A válvula de corte é controlada por um botão push-pull vermelho identificado como FUEL SHUTOFF-PULL OFF e localizado no lado direito do pedestal. O botão push-pull possui um botão pressionar para soltar no centro que trava o botão na posição quando o botão é liberado.

SELETORES DE TANQUE DE

COMBUSTÍVEL Dois SELETORES DE COMBUSTÍVEL, um para cada tanque, estão localizados no console superior. Os seletores, identificados como LEFT, ON e OFF e RIGHT, ON e OFF, controlam mecanicamente a posição das duas válvulas de corte do tanque de combustível em cada tanque lateral. Quando o seletor do tanque de combustível está na posição DESLIGADO, as válvulas de corte do tanque estão fechadas. Quando na posição LIGADA, ambas as válvulas de corte do tanque estão abertas, permitindo que o combustível desse tanque flua para o reservatório. O gerenciamento normal de combustível ocorre com ambos os seletores de tanque de combustível na posição LIGADO.

Antes de reabastecer, ou quando o avião estiver estacionado em um declive, desligue um dos seletores de tanque de combustível (se estiver estacionado em um declive, desligue o tanque de asa alta). Esta ação evita a alimentação cruzada do tanque mais cheio ou mais alto e reduz qualquer tendência de infiltração de combustível pelas aberturas dos tanques laterais.

SELETORES DE COMBUSTÍVEL DESLIGADOS SISTEMA DE

AVISO Um interruptor de teste, denominado TEST SWITCH, FUEL SELECT OFF - DN, está localizado no canto inferior esquerdo do painel de instrumentos. Quando este interruptor é colocado na posição PARA BAIXO, a mensagem vermelha FUEL SELECT OFF OFF acenderá e duas buzinas de advertência soarão simultaneamente, indicando que o circuito de advertência do seletor de combustível está operacional.

INTERRUPTOR DA BOMBA DE REFORÇO

DE COMBUSTÍVEL Um interruptor da bomba de reforço auxiliar, localizado no interruptor da parede lateral esquerda e no painel do disjuntor, é identificado como REFORÇO DE COMBUSTÍVEL e tem as posições DESLIGADO, NORM e LIGADO. Quando o interruptor está na posição DESLIGADO, a bomba de reforço auxiliar fica inoperante. Quando o interruptor está na posição NORM, a bomba de reforço auxiliar é armada e funcionará quando a pressão do combustível no conjunto do coletor de combustível cair abaixo de 4,75 psi. Esta posição do interruptor é usada para todas as operações normais do motor, onde o fluxo de combustível principal é fornecido pela bomba ejetora e a bomba auxiliar é usada como reserva. Quando o interruptor da bomba de reforço auxiliar é colocado na posição LIGADO, a bomba de reforço auxiliar funcionará continuamente. Esta posição é usada para dar partida no motor e em qualquer outro momento em que a bomba de reforço auxiliar liga e desliga com a chave na posição NORM e para todas as operações que utilizam gasolina de aviação.

INDICAÇÃO DE FLUXO DE COMBUSTÍVEL

Um indicador de fluxo de combustível, localizado abaixo dos indicadores de quantidade nas páginas MOTOR e SISTEMA, indica o consumo de combustível do motor em libras por hora com base no combustível Jet A. O indicador mede o fluxo de combustível a jusante da unidade de controle de combustível imediatamente antes de ser direcionado para o divisor de fluxo. O indicador de fluxo de combustível recebe energia de um disjuntor tipo pull-off identificado como F FLOW NP & NG, no interruptor da parede lateral esquerda e no painel do disjuntor.

INDICAÇÕES DE QUANTIDADE DE

COMBUSTÍVEL A quantidade de combustível é medida por quatro transmissores de quantidade de combustível (dois em cada tanque) e indicada por dois indicadores de quantidade de combustível operados eletricamente na parte superior do painel de instrumentos. Os indicadores de quantidade de combustível, que medem o volume, são calibrados em libras (com base no peso do combustível Jet A em um dia padrão). Um tanque vazio é indicado por uma linha vermelha e pela letra E. Quando um indicador mostra um tanque vazio, aproximadamente 2,8 galões permanecem no tanque como combustível inutilizável. Os indicadores de quantidade de combustível esquerdo e direito recebem energia de um disjuntor do tipo pull-off. Os disjuntores são rotulados LEFT FUEL QTY e RIGHT FUEL QTY, respectivamente, e estão localizados no interruptor da parede lateral esquerda e no painel do disjuntor.

AVISO

Devido aos tanques de combustível relativamente longos, a precisão do indicador de quantidade de combustível é afetada pelo vôo descoordenado ou por uma rampa inclinada se a leitura dos indicadores estiver no solo. Portanto, para obter leituras precisas da quantidade de combustível, verifique se o avião está estacionado lateralmente nivelado ou, se estiver em vôo, certifique-se de que o avião esteja em condições coordenadas e e

MENSAGENS CAS DE BAIXO CUIDADO DE COMBUSTÍVEL DO TANQUE DE ASA

Dois sensores de flutuação, um para cada tanque lateral, acionarão a mensagem CAS âmbar apropriada, L FUEL LEVEL LOW ou R FUEL LEVEL LOW MSG. quando o combustível no respectivo tanque for 25 galões (170 lbs) ou menos. Quando a quantidade de combustível em cada tanque for inferior a 25 galões (170 lbs), a mensagem âmbar LR FUEL LEVEL LOW CAS MSG substituirá a mensagem L ou R FUEL LEVEL LOW CAS exibida anteriormente.

MENSAGEM CAS DE AVISO DE BAIXO COMBUSTÍVEL DO RESERVATÓRIO

Uma mensagem vermelha RSVR FUEL LOW CAS está localizada no PFD e acenderá quando o nível de combustível no reservatório cair para aproximadamente metade. Há combustível adequado no reservatório de combustível para aproximadamente 3 minutos de potência máxima contínua ou aproximadamente 9 minutos em marcha lenta.

MENSAGEM CASO DE AVISO DE PRESSÃO BAIXA DE COMBUSTÍVEL

Uma mensagem âmbar FUEL PRESS LOW CAS está localizada no PFD e acenderá quando a pressão do combustível no conjunto do coletor de combustível do reservatório estiver abaixo de 4,75 psi.

BOMBA DE AUMENTO DE COMBUSTÍVEL NA MENSAGEM CAS

Um FUEL BOOST ON CAS MSG âmbar está localizado no PFD e acenderá quando a bomba de reforço auxiliar estiver operando, como quando o interruptor da bomba de reforço auxiliar for colocado na posição LIGADO ou quando o interruptor da bomba de reforço auxiliar estiver na posição NORM e a pressão do combustível no conjunto do coletor de combustível cai abaixo de 4,75 psi.

VÁLVULAS DE

DRENAGEM O sistema de combustível é equipado com válvulas de drenagem para fornecer um meio de exame do combustível no sistema quanto à contaminação e grau. As válvulas de drenagem estão localizadas na superfície inferior de cada asa, na extremidade interna do tanque de combustível, nos reservatórios externos do tanque de combustível, no lado esquerdo da cápsula de carga do tanque reservatório e na parte inferior do filtro de combustível. Válvulas externas de drenagem do tanque de combustível e seu uso são recomendados se o avião estiver estacionado com uma asa baixa em uma rampa inclinada. As válvulas de drenagem para os tanques laterais e seus reservatórios externos são do tipo gatilho operadas por ferramenta e são montadas externamente embutidas. O tanque lateral e as válvulas de drenagem do reservatório externo são construídos de modo que a chave de fenda Phillips no amostrador de combustível fornecido possa ser utilizada para pressionar a válvula e depois girar para travar a válvula de drenagem na posição aberta. A válvula de drenagem do reservatório é controlada por um botão de controle de drenagem push-pull de botão duplo. Quando puxado para fora, o combustível do reservatório é drenado pelo tubo de drenagem de combustível traseiro localizado adjacente à válvula de drenagem. A válvula de drenagem do filtro de combustível consiste em um tubo de drenagem que pode ser pressionado para cima para drenar o combustível do filtro. O amostrador de combustível pode ser usado em conjunto com essas válvulas de drenagem para amostragem de combustível e purga do sistema de combustível. Os tanques de combustível devem ser abastecidos após cada voo, quando for prático, para minimizar a condensação.

(Continua na próxima página)

VÁLVULAS DE DRENAGEM (Continuação)

Antes de cada voo do dia e após cada reabastecimento, use um amostrador transparente e drene o combustível do reservatório interno do tanque de combustível, das válvulas de drenagem rápida do reservatório externo, da válvula de drenagem rápida do reservatório de combustível e da válvula de drenagem rápida do filtro de combustível para determinar se há contaminantes. estão presentes e que o avião foi abastecido com o combustível adequado. Se o avião estiver estacionado com uma asa baixa em uma rampa inclinada, também é recomendável drenar as válvulas de drenagem rápida do tanque de combustível externo. Se for detectada contaminação, drene novamente todos os pontos de drenagem de combustível. Retire amostras repetidas de todos os pontos de drenagem de combustível até que toda a contaminação tenha sido removida. Se após repetidas amostragens ainda existirem evidências de contaminação, os tanques de combustível deverão ser completamente drenados e o sistema de combustível limpo. Não pilote o avião com combustível contaminado ou não aprovado.

AVISO**JP-4 e outros combustíveis à base de NAFTHA podem causar irritação grave na pele e nos olhos.****DRENAGEM DE COMBUSTÍVEL PODE**

Quando o motor é desligado, o combustível residual no motor é drenado para um dreno de combustível montado no lado esquerdo dianteiro da parede corta-fogo. Esta lata deve ser drenada uma vez por dia ou em um intervalo que não exceda seis paradas do motor. Uma válvula de drenagem na parte inferior da carenagem permite ao piloto drenar o conteúdo da lata de drenagem de combustível para um recipiente adequado.

RESERVATÓRIO DE DRENAGEM DA BOMBA DE COMBUSTÍVEL

Para controlar o óleo lubrificante gasto na área de acoplamento de acionamento da bomba de combustível do motor e fornecer uma maneira de determinar se o combustível está vazando além da vedação da bomba de combustível, este avião é equipado com um reservatório drenável para coletar essa descarga permitida de óleo e qualquer vazamento de combustível. O reservatório é montado no lado frontal esquerdo da parede corta-fogo.

Deve ser drenado uma vez ao dia ou em intervalos não superiores a seis paradas do motor. Uma válvula de drenagem na parte inferior da carenagem permite ao piloto drenar o conteúdo do reservatório para um recipiente adequado. É permitida uma quantidade de até 3 cc de óleo e 20 cc de descarga de combustível por hora de operação do motor. Se a quantidade de óleo ou combustível drenado do reservatório for maior que o especificado, a fonte do vazamento deverá ser identificada e corrigida antes de prosseguir o voo.

SISTEMA DE FREIO O

avião possui um freio de disco único acionado hidráulicamente em cada roda do trem de pouso principal. Cada freio é conectado, por uma linha hidráulica, a um cilindro mestre preso a cada um dos pedais do leme do piloto. Os freios são operados aplicando pressão na parte superior do conjunto de pedais do leme esquerdo (piloto) ou direito (copiloto), que estão interligados. Quando o avião está estacionado, ambos os freios das rodas principais podem ser acionados utilizando o freio de estacionamento, que é operado por uma alavanca abaixo à direita do volante de controle do piloto. Para acionar o freio de estacionamento, acione os freios com os pedais do leme e puxe a alavanca para trás. Para liberar o freio de estacionamento, empurre a alavanca totalmente para dentro.

Um reservatório de fluido de freio, localizado logo à frente da parede de fogo, no lado esquerdo do compartimento do motor, fornece fluido de freio adicional para os cilindros mestres do freio. O fluido no reservatório deve ser verificado quanto ao nível adequado antes de cada voo.

Para máxima vida útil do freio, mantenha o sistema de freio adequadamente mantido. Os aviões são equipados com freios do tipo metálico e exigem uma queima especial dos freios antes da entrega (ou após a substituição dos freios). Quando as condições permitem, a aplicação de freios bruscos é benéfica, pois as temperaturas mais altas dos freios resultantes tendem a manter o vidro dos freios adequado e prolongarão a vida útil esperada do freio. Por outro lado, o uso habitual de freios leves e conservadores é prejudicial aos freios metálicos.

Alguns dos sintomas de falha iminente dos freios são: diminuição gradual da ação de frenagem após a aplicação dos freios, freios barulhentos ou arrastados, pedais macios ou esponjosos, deslocamento excessivo e ação de frenagem fraca. Se algum destes sintomas aparecer, o sistema de freio precisa de atenção imediata. Se, durante o taxiamento ou aterrissagem, a ação de frenagem diminuir, solte os pedais e aplique novamente os freios com forte pressão. Se os freios ficarem esponjosos ou o curso do pedal aumentar, o bombeamento dos pedais deverá aumentar a pressão de frenagem. Se um freio ficar fraco ou falhar, use o outro freio com moderação enquanto usa o leme oposto, conforme necessário, para compensar o freio bom.

SISTEMA ELÉTRICO O avião está

equipado com um sistema elétrico de corrente contínua de 28 volts (veja a figura do Sistema Elétrico Típico). O sistema usa uma bateria de chumbo-ácido selada de 24 volts; localizado na parte frontal direita do firewall, como fonte de energia elétrica. Um gerador de partida acionado por motor de 200 A é usado para manter o estado de carga da bateria. A energia é fornecida à maioria dos circuitos elétricos gerais e a todos os circuitos aviônicos por meio de dois barramentos gerais, dois barramentos aviônicos e um barramento de bateria quente. O barramento da bateria é energizado continuamente para luzes de cabine/cortesia e funções que requerem energia quando os dois barramentos gerais estão desligados. Os dois barramentos gerais ficam ligados sempre que a chave da bateria é ligada. Todos os barramentos CC são ligados sempre que a chave da bateria e as duas chaves aviônicas são ligadas

sobre.

SISTEMA ELÉTRICO DE ESPERA O sistema

elétrico de reserva serve como fonte de energia no caso de mau funcionamento do sistema do gerador principal durante o vôo. O sistema inclui um alternador operado com capacidade nominal de 75 A. O alternador é acionado por correia a partir de um acessório na parte traseira do motor. O sistema também inclui uma unidade de controle do alternador localizada à frente do painel do disjuntor, um conjunto de contator do alternador de reserva no lado frontal esquerdo do firewall e dois interruptores no painel de interruptores da parede lateral esquerda, identificados como STBY ALT POWER e AVIONICS STBY PWR.

A proteção e o isolamento do circuito são fornecidos por dois disjuntores, identificados como STBY PWR, no painel de disjuntores da parede lateral esquerda. A excitação de campo para a unidade de controle do alternador é fornecida através da lógica de diodo a partir de um disjuntor no conjunto do relé do alternador de reserva ou do disjuntor HOURMETER/ACU na caixa do relé de alimentação principal.

O monitoramento do sistema elétrico em espera é fornecido por mensagens CAS; Branco STBY PWR ON CAS MSG e âmbar STBY PWR INOP CAS MSG. A amperagem total fornecida pelo sistema elétrico de reserva pode ser monitorada no EIS SYSTEMS DISPLAY. Além disso, uma mensagem ALTNR AMPS CAS será fornecida se o consumo de corrente do alternador de reserva exceder as faixas normais de operação.

UNIDADE DE CONTROLE DO GERADOR A

unidade de controle do gerador (GCU) é montada dentro da cabine, na parede lateral dianteira esquerda da fuselagem. A unidade fornece as funções de controle elétrico necessárias para a operação do gerador de partida. A GCU fornece corte automático de partida quando a rotação do motor estiver acima de 46%.

Abaixo de 46%, o gerador de partida funciona como partida, e acima de 46%, o gerador de partida funciona como gerador quando a chave de partida está desligada. A GCU fornece regulação de tensão, além de proteção contra alta tensão e proteção contra corrente reversa. Em caso de condição de alta tensão ou corrente reversa, o gerador é automaticamente desconectado dos barramentos. O contator do gerador (controlado pela GCU) conecta a saída do gerador ao barramento do avião. Se alguma função da GCU fizer com que o contator do gerador seja desenergizado, a mensagem âmbar GENERATOR OFF CAS acenderá.

MONITOR DE ENERGIA DE TERRA O

monitor de energia de solo está localizado dentro do conjunto de controle de energia elétrica montado no lado esquerdo da parede corta-fogo no compartimento do motor. Esta unidade detecta o nível de tensão aplicado ao receptáculo de alimentação externo e fechará o contator de alimentação externo quando a tensão aplicada estiver dentro dos limites adequados.

INTERRUPTOR DA

BATERIA O interruptor da bateria é um interruptor de duas posições, identificado como BATTERY, e está localizado na parede lateral esquerda do interruptor e no painel do disjuntor. O interruptor da bateria está LIGADO na posição dianteira e DESLIGADO na posição traseira. Quando o interruptor da bateria está na posição ON, a energia da bateria é fornecida aos dois barramentos gerais. A posição OFF corta a energia de todos os barramentos, exceto o barramento da bateria.

CHAVE DE PARTIDA A

chave de partida é uma chave seletora de três posições, identificada como STARTER, localizada na parede lateral esquerda e no painel do disjuntor. A chave tem as posições OFF, START e MOTOR. Para obter detalhes adicionais sobre a chave de partida, consulte o parágrafo Sistema de partida nesta seção.

CHAVE DE IGNIÇÃO A

chave de ignição é uma chave seletora de duas posições, identificada como IGNIÇÃO, localizada na parede lateral esquerda e no painel do disjuntor. A chave está nas posições ON e NORMAL. Para obter detalhes adicionais sobre a chave de ignição, consulte o parágrafo Sistema de Ignição nesta seção.

CHAVE DO GERADOR A chave

do gerador é uma chave seletora de três posições, identificada como GERADOR, localizada na parede lateral esquerda e no painel do disjuntor. A chave tem as posições ON, RESET e TRIP. Com a chave na posição ON, a GCU controlará automaticamente o contator da linha do gerador para operação normal do gerador. As posições RESET e TRIP são posições momentâneas e são acionadas por mola para a posição ON. Se ocorrer uma falha momentânea no sistema de geração (conforme evidenciado pela mensagem âmbar GENERATOR OFF CAS MSG, vermelho VOLTAGE LOW CAS MSG e/ou vermelho VOLTAGE HIGH CAS MSG), o interruptor do gerador pode ser momentaneamente colocado na posição RESET para restaurar o gerador. poder. Se for observada operação errática do sistema gerador, o sistema pode ser desligado colocando momentaneamente a chave do gerador na posição TRIP. Após um período de espera adequado, a operação do gerador pode ser reciclada colocando a chave do gerador momentaneamente em RESET.

CHAVE DE ALIMENTAÇÃO DO ALTERNADOR EM ESPERA A

chave do sistema do alternador em espera é uma chave seletora de duas posições, denominada STBY ALT POWER. Há também um LED âmbar acima do interruptor que acende quando o interruptor BATTERY está na posição OFF com STBY ALT POWER na posição ON. Este é um alerta ao operador para ajudar a evitar a descarga acidental da bateria que pode ocorrer se o interruptor STBY ALT POWER for deixado ligado após o desligamento.

INTERRUPTORES DE ALIMENTAÇÃO DE

AVIONICS A energia elétrica do barramento de distribuição de energia do avião para os barramentos de aviônicos (veja a figura do sistema elétrico típico) é controlada por dois disjuntores tipo chave seletora localizados na parede lateral esquerda e no painel de disjuntores. Um interruptor controla a energia para o barramento de aviônicos número 1, enquanto o outro interruptor controla a energia para o barramento de aviônicos número 2. Os interruptores são rotulados como AVIONICS e estão LIGADOS na posição dianteira e DESLIGADOS na posição traseira. Os interruptores de alimentação dos aviônicos devem ser colocados na posição DESLIGADO antes de ligar ou desligar o interruptor da bateria ou de aplicar uma fonte de alimentação externa. O interruptor AVIONICS número 1 deve estar LIGADO.

AVISO

Deixar de ter o AVIONICS No. 1 LIGADO resultará em superaquecimento e danos à imagem.

INTERRUPTOR DE ALIMENTAÇÃO DE ESPERA DE AVIONICS

O interruptor do sistema de energia de reserva de aviônicos é um interruptor/disjuntor protegido de duas posições, denominado AVIONICS STBY PWR. A proteção que cobre esta chave deve ser levantada para selecionar a posição ON. Quando ligado, o sistema elétrico de reserva fornece energia diretamente ao barramento de aviônicos 1. Quando desligado, o sistema elétrico de reserva pode fornecer energia extra aos barramentos de aviônicos através do barramento de distribuição de energia principal, desde que os disjuntores STBY PWR nos barramentos elétricos não são puxados. Ao operar somente com energia de espera, os interruptores de energia do AVIONICS 1 e 2 devem estar desligados para evitar uma possível falha no sistema de energia primário.

INTERRUPTOR DE TIE DE ÔNIBUS AVIONICO

A chave de ligação do barramento de aviônicos é uma chave seletora protegida de duas posições localizada na parede lateral esquerda e no painel do disjuntor. O switch conecta os barramentos aviônicos número 1 e número 2 em caso de falha de qualquer circuito alimentador de barramento. Como a energia para cada barramento de aviônicos é fornecida por um limitador de corrente separado no barramento de distribuição de energia, a falha de um limitador de corrente pode causar falha no barramento afetado. Colocar a chave de interligação de barramento na posição LIGADO restaurará a energia do barramento com falha. A operação sem ambos os circuitos alimentadores de barramento pode exigir uma redução da carga dos aviônicos, dependendo do equipamento instalado.

SISTEMA ELÉTRICO TÍPICO

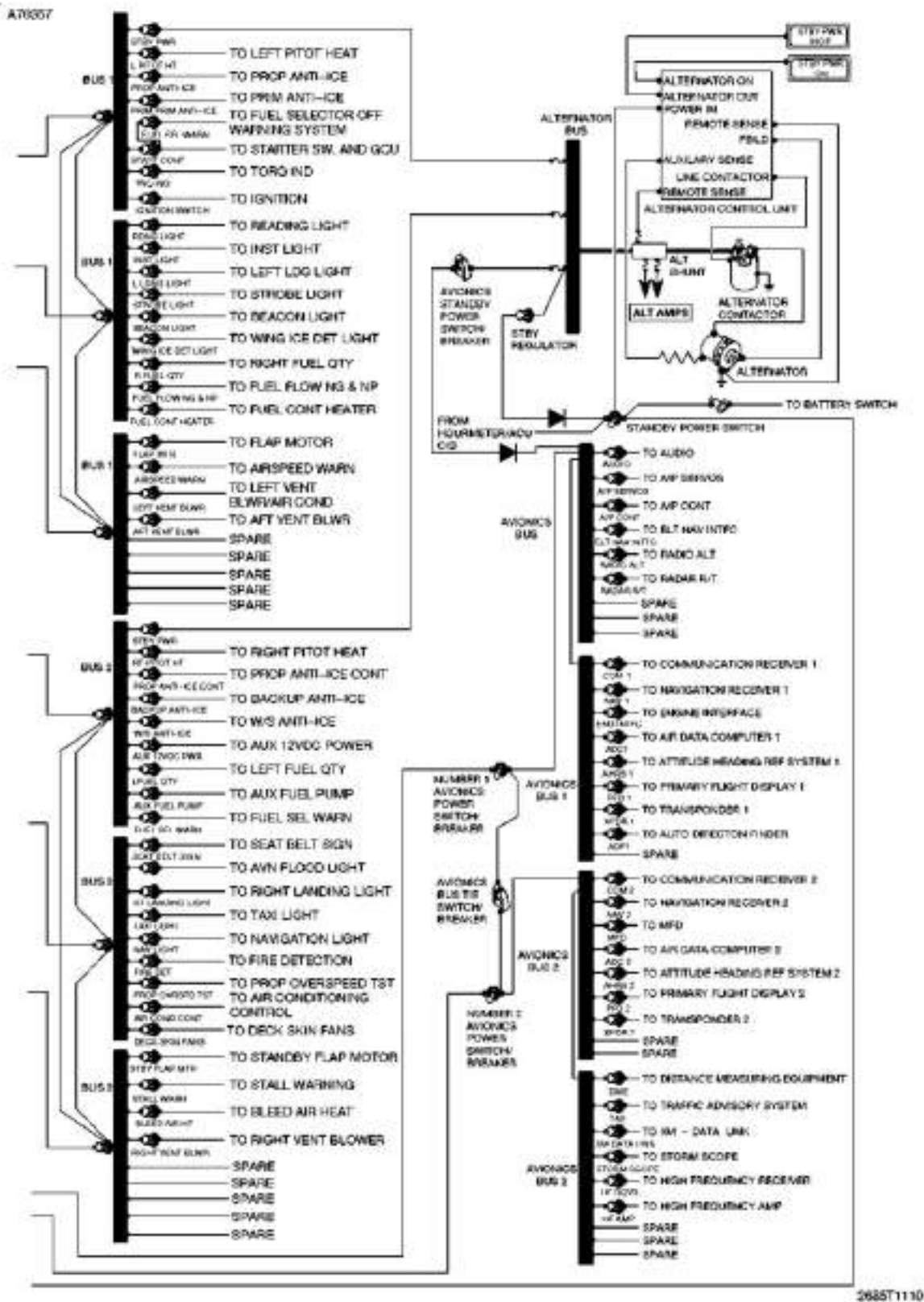
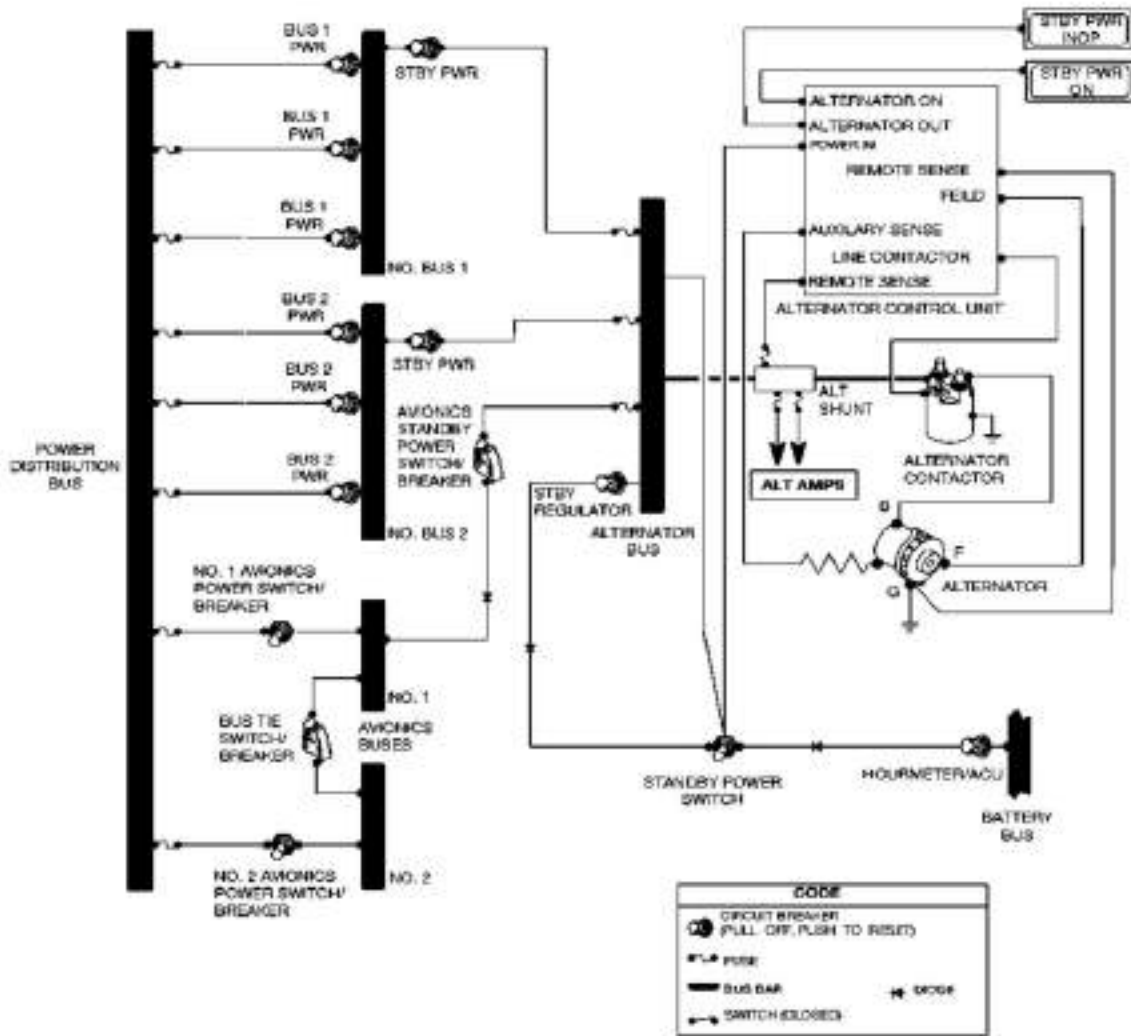


Figura 7-12 (Folha 2 de 3)

SISTEMA ELÉTRICO TÍPICO

A70058



2665T1111

Figura 7-12 (Folha 3 de 3)

INTERRUPTOR DE ALIMENTAÇÃO

EXTERNO O interruptor de alimentação externo é um interruptor de três posições do tipo seletora protegida, localizado na parede lateral esquerda e no painel do disjuntor. A chave tem as posições OFF, STARTER e BUS e é protegida na posição OFF. Quando a chave está na posição OFF, a energia da bateria é fornecida ao barramento principal e ao circuito gerador de partida, a energia externa não pode ser aplicada ao barramento principal e, com a chave do gerador na posição ON, a energia é aplicada ao circuito de controle do gerador. Quando o interruptor de alimentação externo está na posição STARTER, a alimentação externa é aplicada apenas ao circuito de partida e a energia da bateria é fornecida ao barramento principal. Nenhuma energia do gerador está disponível nesta posição. Quando a chave de alimentação externa está na posição BUS, a alimentação externa é aplicada ao barramento principal e nenhuma alimentação fica disponível para o starter. A bateria, se desejado, pode ser conectada ao barramento principal e à alimentação externa pelo interruptor da bateria; entretanto, a carga da bateria deve ser monitorada para evitar sobrecarga.

DISJUNTORES A maioria dos

circuitos elétricos do avião são protegidos por disjuntores do tipo pull-off montados na parede lateral esquerda e no painel do disjuntor. Caso ocorra uma sobrecarga em qualquer circuito, o disjuntor de controle desarmará, abrindo o circuito. Depois de permitir que o disjuntor esfrie por aproximadamente três minutos, ele poderá ser reinicializado (pressionado). Se o disjuntor desarmar novamente, ele não deverá ser reinicializado até que ações corretivas sejam tomadas.

AVISO

Certifique-se de que todos os disjuntores estejam ligados antes de todos os voos. Nunca opere com disjuntores desarmados sem um conhecimento profundo das consequências.

EXIBIÇÃO DE TENSÃO E AMPERAGEM

O status do sistema elétrico pode ser monitorado no MFD (modo não reversível). A corrente da bateria (BAT AMPS) e a tensão do barramento (BUS VOLTS) são exibidas na página de exibição padrão do EIS-ENGINE.

Ao pressionar a tecla ENGINE e a tecla SYSTEM, as páginas EIS mudam para a tela EIS-Systems onde a corrente do gerador (GEN AMPS) e a tensão do barramento (BUS VOLTS) podem ser monitoradas simultaneamente. Uma exibição negativa no BAT AMPS indica descarga da bateria, enquanto uma exibição positiva indica carga da bateria.

RECEPTÁCULO DE PLUGUE DE SERVIÇO DE TERRA Um

receptáculo de plugue de serviço de aterramento permite o uso de uma fonte de alimentação externa para partida em clima frio e durante longos trabalhos de manutenção em equipamentos elétricos e aviônicos. Um circuito de controle de energia externo é fornecido para evitar que a energia externa e a bateria sejam conectadas durante a partida. O receptáculo de alimentação externa é instalado no lado esquerdo do compartimento do motor, próximo ao firewall.

O circuito de serviço de aterramento incorpora inversão de polaridade e proteção contra sobretensão. A energia da fonte de alimentação externa fluirá somente se o plugue de serviço de aterramento estiver conectado corretamente ao avião. Se o plugue for acidentalmente conectado ao contrário ou a tensão de serviço de aterramento for muito alta, nenhuma energia fluirá para o sistema elétrico, evitando assim qualquer dano ao equipamento elétrico.

SISTEMAS DE ILUMINAÇÃO

ILUMINAÇÃO EXTERIOR A

iluminação externa consiste em três luzes de navegação, duas luzes de pouso, duas luzes de táxi/reconhecimento, duas luzes estroboscópicas, um farol intermitente e duas luzes de cortesia sob as asas. Todas as luzes externas são controladas por interruptores localizados no painel de controle de iluminação no lado esquerdo do painel de instrumentos. Os interruptores de alternância estão LIGADOS na posição para cima e DESLIGADOS na posição para baixo.

LUZES DE NAVEGAÇÃO

Luzes de navegação convencionais são instaladas nas pontas das asas e no cone traseiro. As luzes são protegidas por um disjuntor do tipo pull-off, identificado como NAV LIGHT, no interruptor da parede lateral esquerda e no painel do disjuntor.

LUZES DE POUSO

Duas luzes de pouso são instaladas no avião, uma em cada borda de ataque da asa montada no exterior. As luzes fornecem iluminação para frente e para baixo durante a decolagem e o pouso. As luzes são protegidas por dois disjuntores do tipo pull-off, rotulados LEFT LDG LIGHT e RIGHT LDG LIGHT, no interruptor da parede lateral esquerda e no painel do disjuntor.

OBSERVAÇÃO

Não é recomendado que as luzes de pouso sejam usadas para aumentar a visibilidade do avião no padrão de tráfego ou em rota, devido à sua vida útil relativamente curta. As luzes de táxi/reconhecimento têm uma vida útil consideravelmente mais longa e são projetadas para esse fim, se desejado.

LUZES DE TÁXI/RECONHECIMENTO

Duas luzes de táxi/reconhecimento são montadas a bordo de cada luz de pouso no bordo de ataque de cada asa. As luzes são focadas para fornecer iluminação da área à frente do avião durante a operação em solo e taxiamento. As luzes também são usadas para aumentar a visibilidade do avião no padrão de tráfego ou em rota. As luzes de táxi/reconhecimento são protegidas por um disjuntor do tipo pull-off, identificado como TAXI LIGHT, no interruptor da parede lateral esquerda e no painel do disjuntor.

LUZES

ESTROBOSCIVAS Um sistema de luz estroboscópica de alta intensidade está instalado no avião. O sistema inclui duas luzes estroboscópicas (com fontes de alimentação remotas) localizadas uma em cada ponta da asa. As luzes são usadas para aumentar a proteção anticolisão do avião e são luzes anticolisão necessárias para operações noturnas. As luzes estroboscópicas são protegidas por um disjuntor do tipo pull-off, denominado STROBE LIGHT, no interruptor da parede lateral esquerda e no painel do disjuntor.

AVISO

As luzes estroboscópicas devem ser desligadas durante o taxiamento. A operação em solo das luzes anticolisão de alta intensidade pode ser um incômodo considerável para o pessoal de terra e outros pilotos. Não opere as luzes anticolisão em condições de neblina, nuvens ou neblina, pois o reflexo do feixe de luz pode causar desorientação ou vertigem.

LUZ PISCANTE DO FAROL

Um farol vermelho piscante é instalado no topo da aleta vertical como proteção anticolisão adicional em vô e para reconhecimento durante a operação em solo. A luz é visível em 360°. O circuito da luz intermitente é protegido por um disjuntor do tipo pull-off, denominado BEACON LIGHT, no interruptor da parede lateral esquerda e no painel do disjuntor.

AVISO

O farol intermitente não deve ser usado ao voar através de nuvens ou nublado; a luz intermitente refletida em gotículas de água ou partículas na atmosfera, principalmente à noite, pode causar desorientação ou vertigem.

LUZES DE CORTESIA

Estão instaladas duas luzes de cortesia, uma sob cada asa. As luzes iluminam a área externa do avião adjacente às portas de entrada da tripulação. As luzes operam em conjunto com as luzes da cabine e são controladas pelos interruptores de luz da cabine, conforme descrito no parágrafo Luzes da Cabine nesta seção.

ILUMINAÇÃO INTERIOR

A iluminação dos instrumentos e do painel de controle é fornecida por luzes integrais, holofotes e postes. Seis botões de controle de iluminação estão agrupados na parte inferior do painel de instrumentos, à esquerda do pedestal de controle. Esses controles variam a intensidade da iluminação do painel de instrumentos, pedestal, painel superior, painel lateral esquerdo, painéis de LED, displays Garmin e instrumentos com iluminação interna. Os parágrafos seguintes descrevem a função desses controles. Os circuitos para essas luzes são protegidos por dois disjuntores do tipo pull-off, rotulados AVN/FLOOD LIGHT e INST LIGHT, no interruptor da parede lateral esquerda e no painel do disjuntor. Outras iluminações diversas fornecidas ou disponíveis incluem luzes de mapa do volante de controle, luzes da cabine, luzes de leitura dos passageiros e um sinal de proibido fumar/cinto de segurança. A discussão sobre essas luzes e seus controles também está incluída nos parágrafos seguintes.

DISPLAYS GARMIN, ADF OPCIONAL E DISPLAYS HF (se instalados)

O botão AVIONICS varia a intensidade do Garmin e dos displays opcionais (se instalados). A rotação do botão no sentido horário aumenta o brilho da tela e a rotação no sentido anti-horário diminui o brilho.

Os monitores não podem ser escurecidos até ficarem totalmente escuros. Girar este botão no sentido anti-horário além da configuração mais escura colocará os monitores no modo fotossensível.

SEÇÃO 7

DESCRIÇÃO DO AVIÃO E SISTEMAS MODELO 208B G1000

BOTÃO DE CONTROLE DO INDICADOR DE ESPERA

O botão denominado STANDBY IND varia a intensidade da iluminação integral do indicador de velocidade no ar de espera, indicador de atitude, altímetro, indicador de torque e bússola magnética. A rotação do botão no sentido horário aumenta o brilho da luz e a rotação no sentido anti-horário diminui o brilho.

BOTÃO DE CONTROLE DO PAINEL DO INTERRUPTOR/DISJUNTOR

O botão rotulado SW/CB PANELS varia a intensidade dos painéis de LED retroiluminados. Esses painéis possuem etiquetas para a maioria dos interruptores, controles e disjuntores montados no painel de instrumentos. A rotação do botão no sentido horário aumenta o brilho do painel e a rotação no sentido anti-horário diminui o brilho.

DISJUNTOR/PEDESTAL/BOTÃO DO PAINEL SUPERIOR

O botão rotulado CB/PED/OVHD varia a intensidade das luzes que iluminam o interruptor da parede lateral esquerda e o painel do disjuntor, o holofote que ilumina o pedestal de controle e as luzes dos postes que iluminam o painel superior. A rotação do botão no sentido horário aumenta o brilho do painel e a rotação no sentido anti-horário diminui o brilho.

BOTÃO DE CONTROLE DE ILUMINAÇÃO ESQUERDA

Este botão denominado LEFT FLOOD varia o brilho do holofote do lado esquerdo localizado na parte traseira direita do painel superior. Este holofote também pode ser usado para iluminar o interruptor da parede lateral esquerda e o painel do disjuntor. A rotação deste botão de controle no sentido horário aumenta o brilho da lâmpada, enquanto a rotação no sentido anti-horário diminui o brilho.

BOTÃO DE CONTROLE DE ILUMINAÇÃO DIREITA

Este botão denominado RIGHT FLOOD varia o brilho do holofote do lado direito localizado na parte traseira esquerda do painel superior. A rotação deste botão de controle no sentido horário aumenta o brilho da lâmpada, enquanto a rotação no sentido anti-horário diminui o brilho.

MAPLIGHTS DE RODA DE CONTROLE

Um maplight da roda de controle é montado na parte inferior de cada roda de controle. Essas luzes iluminam a parte inferior da cabine em frente ao piloto e copiloto e são utilizadas para verificar mapas e outros dados de voo durante a operação noturna. O brilho dessas luzes é ajustado com um botão de controle do reostato na parte inferior do botão de controle. Girar o lado mais próximo do botão para a direita aumenta o brilho da luz e para a esquerda diminui o brilho.

LUZES DE CABINE SEM TEMPORIZADOR (Passageiro 208B)

O sistema de iluminação de cabine de passageiros do 208B sem temporizador consiste em quatro luzes de cabine instaladas no interior do avião e luzes de cortesia sob cada asa para facilitar o embarque ou carregamento de carga durante as operações noturnas. Duas luzes estão localizadas acima da área central da cabine, uma acima da porta de carga traseira e outra acima da porta traseira do passageiro.

Os controles do sistema de iluminação consistem em uma chave seletora de 2 vias identificada como CABIN no painel de controle de iluminação, bem como uma chave oscilante logo à frente das portas traseiras do passageiro e da carga. Todos esses três interruptores ativarão ou desativarão toda a cabine a qualquer momento, independentemente das outras posições dos interruptores.

O circuito das luzes da cabine é protegido por um disjuntor do tipo pull-off, identificado como CABIN LTS, no painel J-Box no compartimento do motor.

LUZES DE CABINE COM TEMPORIZADOR (se instalado)

O sistema de iluminação de cabine com temporizador do 208B consiste em quatro luzes de cabine instaladas no interior da aeronave e luzes de cortesia sob cada asa para facilitar o embarque ou carregamento de carga durante as operações noturnas. Duas luzes estão localizadas acima da área central da cabine, uma acima da porta de carga traseira e outra acima da porta traseira do passageiro.

Os controles do sistema de iluminação consistem em um interruptor momentâneo de 3 vias identificado como CABIN no painel de controle de iluminação, bem como um interruptor basculante logo à frente das portas traseiras do passageiro e da carga. A chave seletora da porta do passageiro controlará todas as luzes, exceto a luz da porta de carga, enquanto a chave seletora da porta de carga controlará apenas a luz da porta de carga. O interruptor momentâneo de 3 vias identificado como CABIN no painel de controle de iluminação controlará todas as luzes, independentemente das outras posições do interruptor.

O circuito do temporizador inclui um temporizador de estado sólido que desligará automaticamente todas as luzes após 30 minutos, a menos que sejam desligadas manualmente.

O circuito das luzes da cabine é protegido por um disjuntor do tipo "pull-off", denominado CABIN LTS, no painel J-Box no compartimento do motor.

LUZES DE CABINE COM TEMPORIZADOR (Super CargoMaster)

O sistema de iluminação de cabine Super CargoMaster consiste em quatro luzes de cabine instaladas no interior do avião e luzes de cortesia sob cada asa para facilitar o embarque ou carregamento de carga durante as operações noturnas. Duas luzes estão localizadas acima da área central da cabine, uma acima da porta de carga traseira e outra oposta à porta de carga traseira.

Os controles do sistema de iluminação consistem em um interruptor momentâneo de 3 vias identificado como CABIN no painel de controle de iluminação, bem como um interruptor basculante logo à frente da porta de carga.

LUZES DE LEITURA DE PASSAGEIROS (apenas versão de passageiro)

Luzes de leitura de passageiros podem ser instaladas perto de cada uma das posições traseiras dos passageiros. As luzes estão localizadas em 14 pequenos painéis de conveniência acima de cada assento. Um interruptor ON/OFF do tipo botão, montado em cada painel, controla as luzes. As luzes podem ser articuladas em seus soquetes de montagem para fornecer o ângulo de iluminação mais confortável para o passageiro.

SINAL DE PROIBIDO FUMO/CINTO DE SEGURANÇA (somente versão para passageiros)

Um sinal de alerta iluminado pode ser instalado no avião para facilitar o alerta aos passageiros sobre operações de voo iminentes que exigem o aperto dos cintos de segurança e/ou a extinção de todos os materiais fumegantes.

Esta instalação consiste em um pequeno painel iluminado montado no teto da cabine imediatamente atrás do console superior e dois interruptores do tipo seletor, rotulados como SEAT BELT e NO SMOKE, no painel de controle de iluminação. Quando esses interruptores são colocados na posição ON, os sinais de alerta acendem, exibindo o simbolismo gráfico internacional para apertar os cintos de segurança e não fumar para os passageiros da cabine traseira. O circuito das luzes dos sinais de alerta é protegido por um disjuntor do tipo pull-off, identificado como SEAT BELT SIGN, no interruptor da parede lateral esquerda e no painel do disjuntor.

SISTEMA DE AQUECIMENTO, VENTILAÇÃO E DEGELAMENTO DA CABINE A temperatura e o volume do

fluxo de ar para a cabine são regulados pelo sistema de aquecimento, ventilação e degelo da cabine (veja a figura do Sistema de aquecimento, ventilação e degelo da cabine). No sistema de aquecimento, o ar quente de saída do compressor é direcionado do motor através de uma válvula de controle de fluxo e, em seguida, através de um misturador/silenciador, onde é misturado com o ar de retorno da cabine ou com o ar quente da válvula de sangria do compressor (dependendo da configuração do misturador). válvula de ar para obter a temperatura correta do ar antes que o ar seja direcionado para o sistema de distribuição de ar da cabine. São fornecidos controles para direcionar o ar aquecido para as partes dianteira e/ou traseira da cabine para aquecimento e para o pára-brisa para descongelamento. O ar de ventilação é obtido de uma entrada de cada lado na fuselagem dianteira e através de duas entradas de ar ram, uma em cada asa na extremidade superior dos suportes da asa.

O ar de ventilação da entrada da asa é direcionado através da asa para uma câmara plenum localizada no centro da parte superior da cabine. O plenum distribui o ar de ventilação para saídas suspensas individuais próximas de cada posição do assento. Dois sopradores elétricos estão disponíveis para o sistema de ventilação superior. Detalhes desta instalação são apresentados na Seção 9, Suplementos.

INTERRUPTOR DE CALOR DE BLEED

AIR Uma chave seletora de duas posições, identificada como BLEED AIR HEAT, está localizada no interruptor de aquecimento da cabine e no painel de controle. O interruptor controla a operação da válvula de controle do fluxo de ar de sangria. A posição ON do interruptor abre a válvula de controle de fluxo, permitindo que o ar quente sangrado flua para o sistema de aquecimento da cabine. A posição OFF (para baixo) fecha a válvula, interrompendo o fluxo de ar quente sangrado para o sistema de aquecimento.

BOTÃO SELETOR DE TEMPERATURA Um botão

seletor rotativo de temperatura, identificado como TEMP, está localizado no interruptor de aquecimento da cabine e no painel de controle. O seletor modula a ação de abertura e fechamento da válvula de controle de fluxo para controlar a quantidade e a temperatura do ar que flui para a cabine. A rotação do botão no sentido horário aumenta o fluxo de massa e a temperatura do ar.

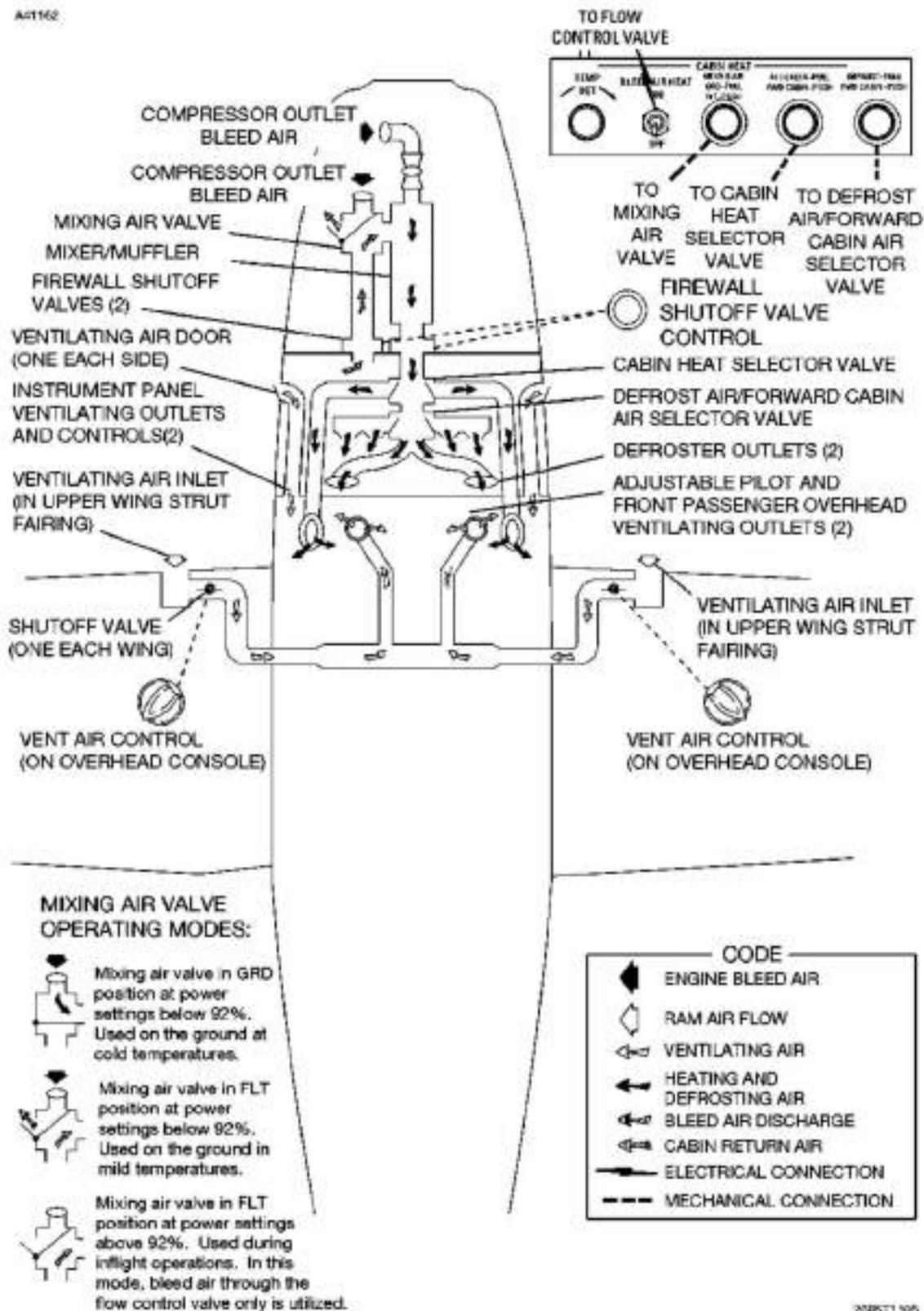
OBSERVAÇÃO

- Se for necessário mais calor na cabine enquanto estiver no solo, mova a alavanca FUEL CONDITION para HIGH IDLE e/ou selecione a posição GRD (puxado para fora) do controle de mistura de ar.
- Pode ocorrer alguma histerese ao ajustar a temperatura do ar sangrado. A quantidade e a temperatura resultantes do ar sangrado podem ser diferentes ao se aproximar de uma determinada posição do botão seletor de temperatura no sentido horário versus anti-horário. Geralmente, os melhores resultados podem ser obtidos girando o botão seletor de temperatura totalmente no sentido horário e depois girando-o lentamente no sentido anti-horário para diminuir o fluxo de ar sangrado até a quantidade desejada.

Um sensor de temperatura, localizado no duto de saída do misturador/silenciador, opera em conjunto com o botão seletor de temperatura. Caso ocorra uma condição de alta temperatura (superaquecimento) no duto de saída, o sensor de temperatura será energizado, fechando a válvula reguladora de fluxo e desligando assim a fonte de ar quente sangrado do motor.

AQUECIMENTO, VENTILAÇÃO E DESCONGELAMENTO DA CABINE SISTEMA (VERSÃO CARGA)

A01162

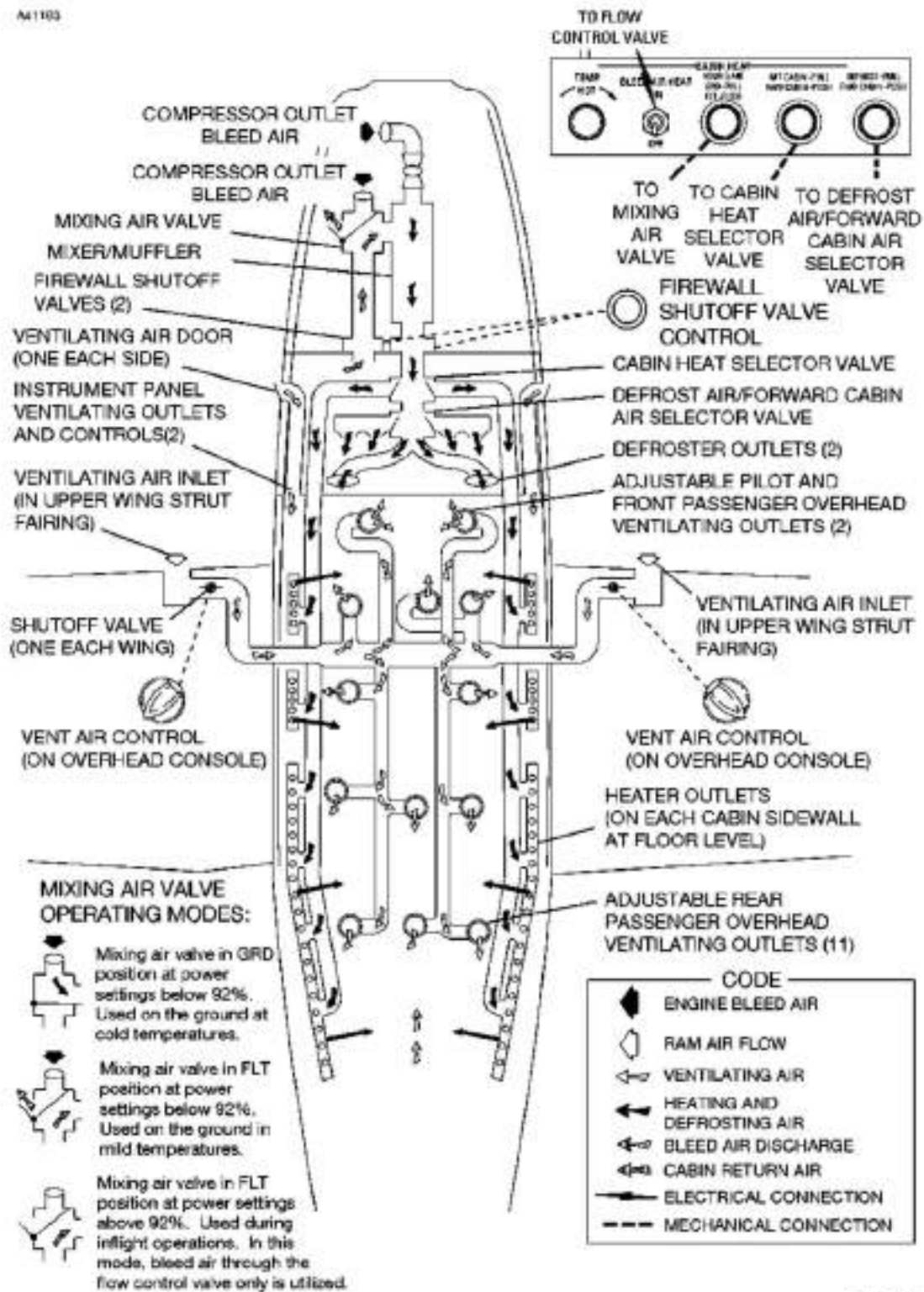


208B71 105

Figura 7-13 (Folha 1 de 2)

AQUECIMENTO, VENTILAÇÃO E DESCONGELAMENTO DA CABINE SISTEMA (VERSÃO PASSAGEIRO)

A41103



758211029

Figura 7-13 (Folha 2 de 2)

CONTROLE PUSH-PULL DE AR DE MISTURA Um

controle push-pull, identificado como MIXING AIR, GRD-PULL, FLT-PUSH, está localizado no interruptor de aquecimento da cabine e no painel de controle. Com o controle push-pull na posição GRD (puxado para fora), o ar quente da válvula de sangria do compressor é misturado com o ar quente de saída do compressor no misturador/silenciador. Este modo é usado durante a operação em solo quando o ar quente da válvula de sangria do compressor está disponível (com ajuste de potência abaixo de 92% Ng) e pode ser usado como calor de ar sangrado adicional para aumentar o fornecimento de ar quente na saída do compressor durante períodos de temperatura ambiente fria. Com o controle push-pull na posição FLT (pressionado), o ar de retorno da cabine é misturado com o ar quente de saída do compressor no misturador/silenciador. Esta recirculação do ar de retorno da cabine permite que o sistema de aquecimento mantenha a temperatura desejada para um aquecimento adequado da cabine. Se desejado, a posição FLT do controle push-pull pode ser usada no solo quando as temperaturas ambientes são amenas e o aquecimento máximo não é necessário. Neste modo, o excesso de ar quente da válvula de sangria do compressor, disponível em configurações de potência abaixo de 92% Ng, é expelido do ar de mistura para o mar. válvula.

CUIDADO

O controle push-pull do ar de mistura deve estar sempre na posição FLT (pressionado para dentro) quando o avião estiver em vôo. O ar de retorno da cabine deve fluir através da válvula misturadora e se misturar com o ar quente de saída do compressor durante a operação de alta potência do motor, a fim de manter a temperatura adequada no sistema de distribuição de calor da cabine. Se a posição FLT não for utilizada durante o vôo, o sistema poderá superaquecer e causar um desligamento automático.

CONTROLE PUSH-PULL DA CABINE DE POPA/DIA Um controle push-

pull, identificado como AFT CABIN-PULL, FWD CABIN-PUSH, está localizado no interruptor térmico da cabine e no painel de controle. Com o controle na posição AFT CABIN (puxado para fora), o ar aquecido é direcionado para as saídas do aquecedor da cabine traseira localizadas nas paredes laterais da cabine ao nível do piso no Passenger Versão 208 e para as saídas no piso atrás do piloto e copiloto no Cargomaster .

Com o controle na posição FWD CABIN (pressionado), o ar aquecido é direcionado para a cabine dianteira através de quatro saídas de aquecimento localizadas atrás do painel de instrumentos e/ou das duas saídas do desembaçador do para-brisa. O controle push-pull pode ser posicionado em qualquer configuração intermediária desejada para distribuição adequada do ar aquecido nas áreas dianteira e traseira da cabine.

CONTROLE PUSH-PULL DE DESCONGELAMENTO/AVANÇO DA CABINE Um

controle push-pull, identificado como DEFROST-PULL, FWD CABIN-PUSH, está localizado no interruptor de aquecimento da cabine e no painel de controle. Com o controle na posição DEFROST (puxado para fora), o ar da cabine dianteira é direcionado para duas saídas do desembaçador localizadas na base do para-brisa (o controle push-pull da cabine traseira/prova também deve ser empurrado para dentro para disponibilidade de ar da cabine dianteira para descongelamento). Com o controle push-pull de degelo/avanço da cabine na posição FWD CABIN (pressionado), o ar aquecido será direcionado para as quatro saídas do aquecedor atrás do painel de instrumentos.

BOTÃO DE DESLIGAMENTO DO FIREWALL DE CALOR DA

CABINE Um botão de desligamento push-pull, identificado como DESLIGAMENTO DO FIREWALL DE CALOR DA CABINE, PULL OFF, está localizado no lado inferior direito do pedestal. Quando puxado para fora, o botão aciona duas válvulas de corte de firewall, uma na linha de fornecimento de ar sangrado para o sistema de aquecimento da cabine e outra na linha de ar de retorno da cabine, para a posição desligada. Este botão normalmente deve ser pressionado, a menos que haja suspeita de incêndio no compartimento do motor.

CUIDADO

Não coloque o botão de desligamento do firewall de aquecimento da cabine na posição DESLIGADO quando o controle de ar de mistura estiver na posição GRD porque ocorrerá uma parada do compressor em configurações de baixa potência quando a válvula de sangria do compressor estiver aberta. O motor deve ser desligado para aliviar a contrapressão nas válvulas antes de abri-las.

BOTÕES DE CONTROLE DE AR DE

VENTILAÇÃO Dois botões de controle de ar de ventilação, identificados como VENT AIR, estão localizados no console superior. Os botões controlam o funcionamento das válvulas de corte em cada asa que controlam o fluxo de ar de ventilação para a cabine. O botão no lado direito do console controla a válvula de corte da asa direita e da mesma forma, o botão no lado esquerdo controla a válvula de corte da asa esquerda. Quando os botões de controle do ar de ventilação são girados para a posição FECHADO, as válvulas de corte das laterais são fechadas; girar os botões para a posição ABERTO abre progressivamente as válvulas de corte das asas.

Quando os ventiladores opcionais da cabine estão instalados, girar os botões para a posição totalmente ABERTO também liga os ventiladores.

BOTÕES DE VENTILAÇÃO DO PAINEL DE

INSTRUMENTOS Dois botões de ventilação, identificados como VENT, PULL ON, estão localizados um em cada lado do painel de instrumentos. Cada botão controla o fluxo de ar de ventilação de uma saída localizada adjacente a cada botão. Puxar cada botão abre uma pequena porta de ar no exterior da fuselagem que puxa o ar para distribuição através da saída de ventilação.

SAÍDAS DE VENTILAÇÃO Dois

botões de ventilação, identificados como VENT, PULL ON, estão localizados um em cada lado do painel de instrumentos. Cada botão controla o fluxo de ar de ventilação de uma saída localizada adjacente a esse botão. Puxar cada botão abre uma pequena porta de ar no exterior da fuselagem que puxa o ar para distribuição através da saída de ventilação.

SISTEMA DE OXIGÊNIO

Algumas Versões Cargo são equipadas com sistema de oxigênio de duas portas possuindo máscaras do tipo quick-don para o piloto e passageiro; outras versões Cargo podem ser equipadas com sistema de oxigênio de duas portas utilizando máscaras convencionais. A versão Passageiro pode ser equipada com sistema de oxigênio de até 17 portas utilizando máscaras convencionais. Consulte a Seção 9, Suplementos, para obter detalhes completos e instruções de operação.

SISTEMA E INSTRUMENTOS PITOT-ESTÁTICOS Existem dois sistemas

pitot-estáticos independentes no avião. O sistema pitot-estático esquerdo fornece pressão de ar ram para o Air Data Computer #1 e para o indicador de velocidade no ar de reserva, e fornece pressão estática para o Air Data Computer #1 e para o indicador de velocidade no ar de reserva, indicador de velocidade vertical e altímetro. O sistema pitot-estático direito fornece ar ram e pressão estática para o Air Data Computer #2. Cada sistema é composto por um tubo pitot-estático aquecido montado na borda dianteira da asa correspondente, uma válvula de drenagem localizada na parede lateral abaixo do painel de instrumentos e o encanamento associado necessário para conectar os instrumentos e fontes. Além disso, o sistema esquerdo inclui uma válvula de fonte alternativa de pressão estática localizada no canto inferior esquerdo do painel de instrumentos.

A válvula de fonte alternativa de pressão estática no sistema esquerdo pode ser usada se a fonte estática estiver com defeito. Esta válvula fornece pressão estática de dentro da cabine em vez do tubo pitot-estático. Se houver suspeita de leituras errôneas do instrumento devido à presença de água ou gelo na linha de pressão que vai para a fonte de pressão estática, a válvula da fonte alternativa deverá ser acionada. As pressões dentro da cabine variam com as aberturas de ventilação abertas ou fechadas. Consulte a Seção 5, Desempenho para saber o efeito da variação das pressões da cabine na velocidade do ar e nas leituras do altímetro.

As válvulas de drenagem incorporadas em cada sistema, localizadas na parede lateral abaixo do painel de instrumentos, são usadas para drenar suspeitas de acúmulo de umidade, levantando a alavanca da válvula de drenagem para a posição ABERTA, conforme indicado pela placa adjacente à válvula. A válvula deve ser retornada à posição FECHADA antes do voo.

O sistema de aquecimento pitot-estático consiste em um elemento de aquecimento em cada tubo pitot-estático, uma chave seletora de duas posições, rotulada PITOT/STATIC HEAT, no painel do interruptor de descongelamento/anti-gelo, e dois circuitos do tipo pull-off disjuntor, identificado como LEFT PITOT HEAT e RIGHT PITOT HEAT, no interruptor da parede lateral esquerda e no painel do disjuntor. Quando o interruptor de aquecimento pitot estático é ligado, os elementos nos tubos pitot estático são aquecidos eletricamente para manter a operação adequada em possíveis condições de formação de gelo.

INDICADORES DE VELOCIDADE

AÉREA Os PFDs Garmin são as principais fontes de informações sobre velocidade aerodinâmica. As informações de velocidade no ar em espera são representadas por um indicador mecânico calibrado em nós, conectado ao sistema pitot-estático esquerdo. As marcações de limitação e alcance (no KIAS) correspondem às marcações no PFD conforme listado na Seção 2, Limitações.

O indicador de velocidade no ar de reserva é um indicador de velocidade no ar verdadeiro e está equipado com um botão que funciona em conjunto com o mostrador indicador de velocidade no ar de maneira semelhante à operação de um computador de voo. Para operar o indicador, primeiro gire o botão até que a altitude de pressão esteja alinhada com a temperatura do ar externo em graus centígrados. Para obter a altitude de pressão, ajuste momentaneamente a escala barométrica no altímetro para 29,92 e leia a altitude de pressão no altímetro. Certifique-se de retornar a escala barométrica do altímetro à configuração barométrica original após a altitude de pressão ter sido obtida. Depois de ajustar o botão para corrigir a altitude e a temperatura, leia a velocidade real mostrada na janela pelo ponteiro indicador. Para melhor precisão, a velocidade indicada deve ser corrigida para a velocidade calibrada, consultando a tabela de Calibração de Velocidade na Seção 5, Desempenho. Conhecendo a velocidade calibrada, leia a velocidade verdadeira na janela oposta à velocidade calibrada.

INDICAÇÃO DE VELOCIDADE VERTICAL A

indicação de velocidade vertical nos PFDs representa a taxa de subida ou descida do avião em pés por minuto. Os ponteiros são acionados por mudanças na pressão atmosférica resultantes de mudanças de altitude fornecidas pelas fontes estáticas.

ALTÍMETRO (PAINEL DE INSTRUMENTOS EM ESPERA)

A altitude do avião é representada por um altímetro do tipo barométrico. Um botão próximo à parte inferior esquerda do indicador permite o ajuste da escala barométrica do instrumento para a configuração atual do altímetro.

SISTEMA DE VÁCUO E INSTRUMENTOS Um sistema de vácuo

(veja a figura típica do sistema de vácuo) fornece a sucção necessária para operar o indicador de atitude de espera. O vácuo é obtido passando o ar sangrado da saída do compressor regulado através de um ejetor de vácuo. O ar sangrado que flui através de um orifício no ejetor cria a sucção necessária para operar o indicador. O sistema de vácuo consiste no regulador de pressão de ar de sangria, um ejetor de vácuo no lado esquerdo dianteiro do firewall, uma válvula de alívio de vácuo e filtro de ar do sistema de vácuo no lado traseiro do firewall e o indicador de atitude de espera.

INDICADOR DE ATITUDE (painel de instrumentos em espera)

As informações de atitude em espera são representadas por um indicador de atitude acionado por vácuo. A atitude do banco é apresentada por um ponteiro no topo do indicador em relação à escala do banco, que possui marcas de índice em 10°, 20°, 30°, 60° e 90° de cada lado da marca central. As atitudes de pitch and roll são apresentadas por um avião em miniatura sobreposto a uma área de horizonte simbólica dividida em duas seções por uma barra de horizonte branca. O céu azul superior e a área inferior do solo possuem linhas de referência de inclinação arbitrárias, úteis para controle de atitude de inclinação. Um botão na parte inferior do instrumento é fornecido para ajuste em voo do avião em miniatura à barra do horizonte para uma indicação de atitude de voo mais precisa.

BANDEIRA DE AVISO DE BAIXO VÁCUO ○

indicador de atitude de espera inclui um sinalizador laranja de advertência de baixo vácuo (GYRO) que aparece quando o vácuo está abaixo do nível necessário para uma operação confiável do giroscópio.

AVISO

O sinalizador laranja de aviso de baixo vácuo (giroscópio) é a única indicação da perda do sistema de vácuo.

SISTEMA DE VÁCUO TÍPICO

A70009

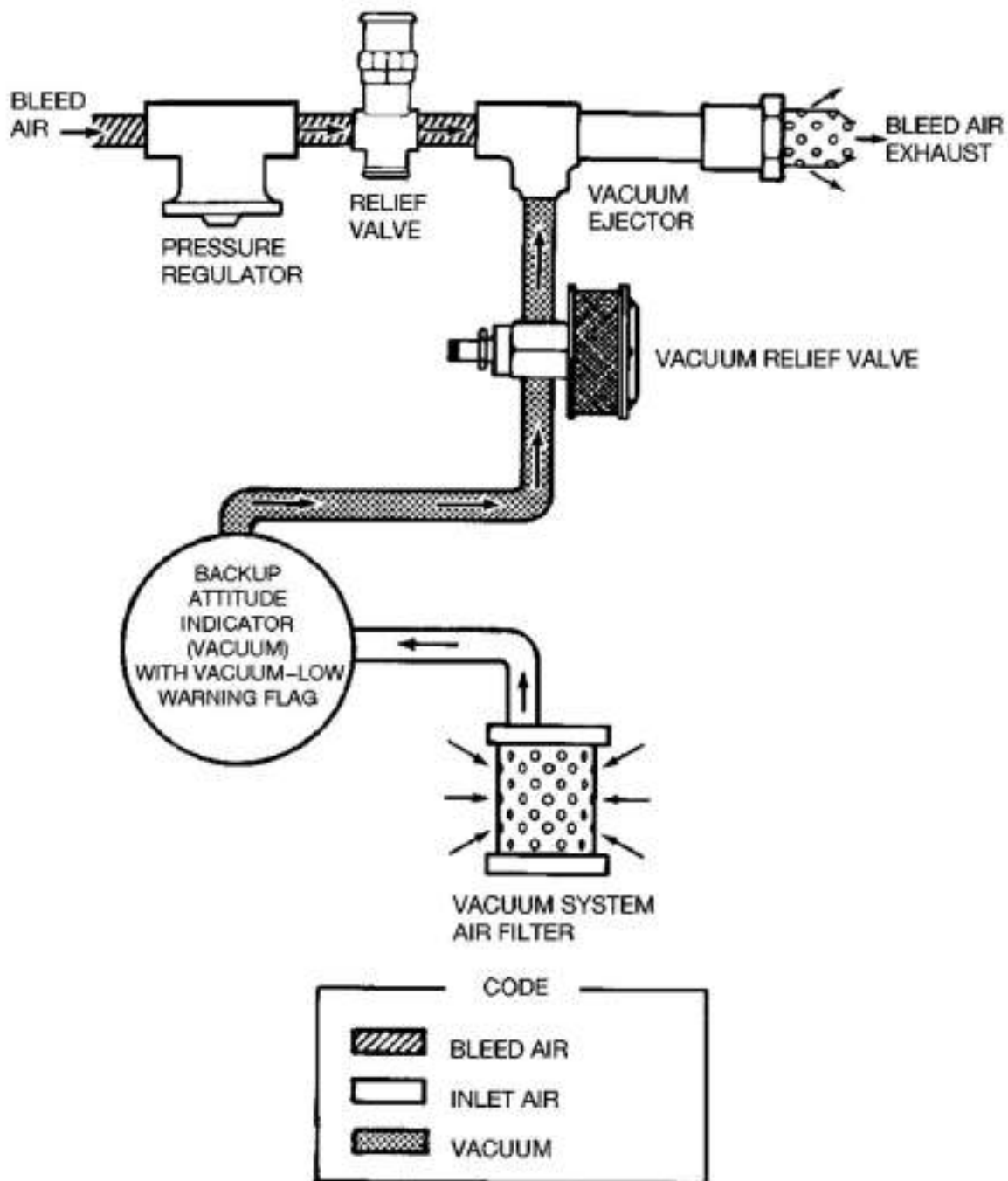


Figura 7-14

SISTEMA DE AVISO DE ESTOL O avião é

equipado com uma unidade de alerta de estol tipo palheta, no bordo de ataque da asa esquerda, que está eletricamente conectada a uma buzina de alerta de estol localizada acima da posição do piloto. A palheta na asa detecta a mudança no fluxo de ar sobre a asa e aciona a buzina de alerta em velocidades entre 5 e 10 nós acima do estol em todas as configurações.

O sistema de alerta de estol deve ser verificado durante a inspeção pré-voo, ligando momentaneamente o interruptor da bateria e acionando a palheta na asa. O sistema estará operacional se a buzina de advertência soar quando a palheta for empurrada para cima. O profundor deve estar desligado para frente antes que a buzina de alerta de estol seja ativada devido ao fato de que a aeronave está equipada com uma chave seccionadora de aterramento de alerta de estol.

Um disjuntor do tipo pull-off, identificado como STALL WRN, protege o sistema de alerta de estol. Além disso, é fornecido para desligar a buzina de advertência caso ela fique na posição ligada.

AVISO**Este disjuntor deve ser pressionado para pouso.**

A unidade de palhetas e sensores no bordo de ataque da asa está equipada com um elemento de aquecimento. A parte aquecida do sistema é operada pelo interruptor STALL HEAT no painel do interruptor de degelo/antigelo e é protegida pelo disjuntor STALL WRN no interruptor da parede lateral esquerda e no painel do disjuntor.

EQUIPAMENTO DE SUPORTE DE AVIÔNICOS Vários

equipamentos de suporte de aviônicos estão instalados no avião e incluem microfone/alto-falante, conectores de microfone/telefone, ventiladores de resfriamento de aviônicos, tomadas de energia de 12 VCC, um conector de entrada de áudio auxiliar e descarregadores estáticos de superfície de controle. Os parágrafos seguintes discutem esses itens.

A descrição e operação do equipamento de rádio são abordadas na Seção 9 deste POH/AFM.

VENTILADOR DE RESFRIAMENTO DE AVIONICS

Dois ventiladores elétricos DC montados na parte inferior da tampa do capô extraem ar quente de trás do painel de instrumentos para manter as temperaturas operacionais adequadas. Além disso, três ventiladores elétricos DC sopram ar diretamente nos dissipadores de calor do display para prolongar a vida útil do equipamento. Os ventiladores do deck funcionarão quando o interruptor BATTERY estiver LIGADO e o interruptor AVIONICS No. 1 estiver ligado.

INSTALAÇÕES DE MICROFONE-HEADSET As comunicações

de rádio são realizadas pelo uso de um microfone de mão e alto-falante de avião, ou por fones de ouvido estilo aviação.

O microfone de mão fica preso em um suporte na frente do pedestal e é conectado a uma tomada de microfone localizada no lado direito do pedestal. Inclui um botão push-to-talk integrado. Os alto-falantes do avião estão localizados acima das posições do piloto e do copiloto no forro da cabine.

Os fones de ouvido são conectados aos conectores de microfone e fone de ouvido localizados no lado esquerdo do painel de instrumentos para o piloto e no lado direito do painel de instrumentos para o copiloto. Os interruptores push-to-talk para os fones de ouvido são montados nas rodas de controle.

O áudio é controlado pelos seletores de áudio individuais e ajustado para o nível de volume usando os controles de volume do receptor selecionados. O sistema foi projetado de forma que os microfones sejam ativados por voz, com transmissão pelos rádios COM controlados pelos interruptores push-to-talk.

DESCARREGADORES ESTÁTICOS

Como auxílio nos voos IFR, são instalados descarregadores estáticos do tipo pavio para melhorar as comunicações de rádio durante o voo através de poeira ou diversas formas de precipitação (chuva, neve ou cristais de gelo). Sob condições P-Estáticas, o acúmulo e a descarga de eletricidade estática dos bordos de fuga das asas, leme, profundor, pontas das hélices e antenas de rádio podem resultar na perda de sinais de rádio utilizáveis em todos os equipamentos de rádio de comunicação e navegação. Normalmente o ADF é o primeiro a ser afetado e o equipamento de comunicação VHF é o último a ser afetado.

A instalação de descarregadores estáticos reduz a interferência da estática da precipitação, mas é possível encontrar condições estáticas de precipitação severas que podem causar a perda de sinais de rádio, mesmo com descarregadores estáticos instalados. Sempre que possível, evite áreas conhecidas de precipitação severa para evitar a perda de sinais de rádio confiáveis. Se evitar for impraticável, minimize a velocidade no ar e antecipe a perda temporária de sinais de rádio enquanto estiver nessas áreas.

Os descarregadores estáticos perdem a sua eficácia com a idade e, portanto, devem ser verificados periodicamente (pelo menos em cada inspeção anual) por técnicos de aviação qualificados, etc. Se o equipamento de teste não estiver disponível, recomenda-se que os pavios sejam substituídos de dois em dois anos, especialmente se o avião for operado frequentemente em condições IFR. Os pavios do descarregador são projetados para serem desenroscados de suas bases de montagem para facilitar a substituição.

TOMADA DE ENERGIA 12VDC Um

conversor de energia, localizado abaixo do assento do copiloto, reduz a energia de 28VDC do avião para 12VDC. Este conversor fornece até 10 amperes de energia para operar dispositivos portáteis, como notebooks e reprodutores de áudio. O conector de saída de energia (POWER OUTLET 12V) está localizado no pedestal central (consulte a figura típica do painel de instrumentos).

CONECTOR DE ENTRADA DE ÁUDIO AUXILIAR

Um conector de entrada de áudio auxiliar (AUX AUDIO IN) é montado na face traseira inferior do pedestal (consulte a figura típica do painel de instrumentos). Ele permite a conexão de dispositivos de áudio de entretenimento, como toca-fitas, CDs e MP3 players, para reproduzir música nos fones de ouvido do avião.

O sinal de AUX AUDIO IN é silenciado automaticamente durante as comunicações de rádio ou seleção do piloto dos modos de isolamento do intercomunicador da tripulação localizados no painel de áudio. A tecla AUX no painel de áudio não controla o sinal AUX AUDIO IN. Para obter uma descrição mais completa e instruções de operação do painel de áudio, consulte Garmin G1000 CRG.

Como a entrada de áudio de entretenimento não é controlada por um interruptor, não há como desmarcar a fonte de entretenimento, exceto desconectando a fonte no conector de entrada de áudio.

RECURSOS DA CABINE

EXTINTOR DE INCÊNDIO DE CABINE Um

extintor portátil é instalado na barreira de carga em algumas Versões Cargo e na parte interna da porta de entrada do piloto em outras Versões Cargo e na Versão Passageiro. O extintor em ambos os aviões está facilmente acessível em caso de incêndio. O extintor deve ser verificado antes de cada voo para garantir que a pressão da garrafa, conforme indicada pelo manômetro na garrafa, esteja dentro do arco verde e que o pino de trava da alavanca de operação esteja firmemente no lugar.

Para operar o extintor de incêndio:

1. Afrouxe a braçadeira de retenção e remova o extintor do suporte.
2. Segure o extintor na posição vertical, puxe o pino de trava da alavanca de operação e pressione a alavanca enquanto direciona a descarga na base do fogo, na borda próxima. Avance em direção à parte de trás do fogo movendo o bico rapidamente com um movimento lateral.

CUIDADO

Deve-se tomar cuidado para não direcionar a descarga inicial diretamente para a superfície em chamas a curta distância (menos de um metro e meio) porque o fluxo de alta velocidade pode causar respingos e/ou dispersão do material em chamas.

3. Antecipe aproximadamente dez segundos de duração da descarga.

(Continua na próxima página)

EXTINTOR DE INCÊNDIO DE CABINE (Continuação)**AVISO**

Ventile a cabine imediatamente após extinguir o fogo com sucesso para reduzir os gases produzidos pela decomposição térmica. Os ocupantes devem usar máscaras de oxigênio até que a fumaça se dissipe.

Os extintores de incêndio devem ser recarregados por uma agência de extinção de incêndios qualificada após cada uso. Essas agências estão listadas em “Extintor de Incêndio” na lista telefônica. Após a recarga, fixe o extintor no suporte de montagem; não deixe que fique solto no chão ou nos assentos.

WISEIRAS

Duas viseiras solares são montadas acima do piloto e do copiloto. As viseiras são montadas em braços ajustáveis que permitem que sejam giradas e telescópicas na área desejada do pára-brisa.

GRÁFICO E COMPARTIMENTOS DE ARMAZENAMENTO

Um compartimento de mapas está localizado no lado inferior direito do painel de instrumentos. Uma porta articulada cobre o compartimento e pode ser aberta para ter acesso ao compartimento. Bolsos de armazenamento também são instalados na parte traseira dos assentos do piloto e copiloto e ao longo da borda inferior de cada porta de entrada da tripulação e podem ser usados para guardar mapas e outros pequenos objetos.

EQUIPAMENTO DIVERSO**TAMPAS DE ENTRADA DO MOTOR E ÂNCORA DA HÉLICE**

Várias tampas e uma âncora estão disponíveis para fechar as aberturas do motor e conter a hélice durante condições climáticas adversas e quando o avião fica estacionado por longos períodos de tempo, como durante a noite. As tampas impedem a entrada de poeira, umidade, insetos, etc. no motor e no compartimento do motor.

São fornecidas duas tampas que se conectam às duas entradas frontais, fechando assim essas aberturas. As tampas de entrada do motor podem ser instaladas após o motor esfriar (indicador ITT mostrando temperatura fora da escala). Para evitar que a hélice gire durante condições de vento, a âncora da hélice pode ser instalada sobre uma pá da hélice e sua cinta de âncora presa ao redor do trem do nariz ou ao suporte localizado na carenagem inferior direita.

MONTAGEM DA PASSA DE ENTRADA DA

TRIPULAÇÃO O avião poderá ser equipado com uma escada de entrada da tripulação para cada porta de entrada da tripulação. O conjunto do degrau é preso à tábua do piso logo dentro da porta de entrada e se estende até o nível do solo, proporcionando dois degraus para entrar ou sair do avião. Quando não estiver em uso, o conjunto do degrau dobra-se e guarda-se dentro da cabine, no interior de cada porta de entrada.

BARREIRA DE CARGA E REDES Uma

barreira de carga e três redes de barreira de carga podem ser instaladas diretamente atrás dos assentos do piloto e do copiloto. A barreira e as redes impedem que a carga solta avance para as estações do piloto e do copiloto durante uma desaceleração abrupta. A barreira consiste em um conjunto em forma de U de construção composta em favo de mel. O conjunto é preso aos quatro trilhos do assento na parte inferior da estação 153 e à estrutura na parte superior aproximadamente na estação 166. As redes de barreira de carga consistem em três redes: uma para a parede lateral esquerda, uma para a parede lateral direita e uma para o Centro. As redes esquerda e direita preenchem o espaço entre o conjunto da barreira e as paredes laterais do avião.

As redes laterais são fixadas nas paredes laterais do avião e na borda da barreira com seis fixadores tipo âncora cada, três de cada lado. A rede central preenche a abertura na parte superior central da barreira. A rede central é fixada com quatro fixadores tipo âncora, dois de cada lado.

DIVISÓRIAS DE CARGA Estão

disponíveis divisórias de carga e podem ser instaladas para dividir a área de carga em compartimentos convenientes. As partições podem ser instaladas em todos os cinco locais nas estações 188,7, 246,8, 282,0, 307,0 e 332,0. As divisórias de carga são construídas em lona com tiras de reforço de nylon que cruzam a divisória para maior resistência. As extremidades de cada cinta possuem acessórios que se fixam aos trilhos do piso e fixadores tipo âncora nas laterais e na parte superior da fuselagem. Quatro tiras possuem fivelas ajustáveis para apertar as tiras durante a instalação da divisória.

REDE DE RETENÇÃO DA PORTA DE CARGA Uma

rede de restrição pode ser instalada no interior do avião, sobre a abertura da porta de carga. A rede evita que artigos soltos caiam da porta de carga quando as portas são abertas. A rede de contenção consiste em duas metades que se separam no centro da abertura da porta. As metades dianteira e traseira deslizam para frente e para trás, respectivamente, em uma haste para abrir a rede.

A rede é fixada à parede lateral por parafusos e placas de porca ao longo das bordas frontal e traseira da rede. Quando a rede está fechada, as duas metades são mantidas unidas por fechos de encaixe.

EQUIPAMENTO DE AMARRAÇÃO DE CARGA/AVIÃO Vários

Itens de equipamento de amarração estão disponíveis para fixar a carga dentro do avião e/ou amarrar o avião. Este equipamento consiste em conjuntos de cintos de amarração com várias classificações de carga e dispositivos de ajuste e dois tipos de âncoras de anel de amarração de liberação rápida para fixar os cintos aos trilhos dos assentos da cabine e às placas de ancoragem. Consulte a Seção 6 para obter informações sobre o uso recomendado e as restrições deste equipamento.

ANÉIS DE içamento São

tomadas providências para a instalação de quatro anéis de içamento que são fixados nos lados esquerdo e direito dos acessórios de fixação da asa à fuselagem da longarina dianteira e traseira. Cada anel de elevação consiste em uma dobradiça que substitui a arruela no parafuso de fixação da conexão. A metade superior da dobradiça contém um anel que é usado para fixar a talha quando o avião está sendo içado. Quando não estiver em uso, a dobradiça superior se dobra para fora do caminho. Para ter acesso aos anéis de içamento, quando instalados, é necessário retirar as tiras da carenagem da asa à fuselagem.

TUBO DE ALÍVIO

Estão previstas instalações para instalação de tubo de alívio na área traseira da cabine na versão Passageiro. O tubo de alívio é instalado na parede lateral direita, logo atrás da porta de entrada do passageiro.

VÁLVULA DE DRENAGEM RÁPIDA DE

ÓLEO Uma válvula de drenagem rápida de óleo está disponível para substituir o bujão de drenagem na parte inferior do tanque de óleo do motor e proporciona uma drenagem mais rápida e limpa do óleo do motor. Para drenar o óleo com esta válvula, deslize uma mangueira sobre a extremidade da válvula, corte o fio de segurança que prende a alavanca liga-desliga da válvula na posição desligada e gire a alavanca para a posição ligada. Após a drenagem, gire a alavanca liga-desliga da válvula para a posição desligada, remova a mangueira para verificar se há vazamento e coloque novamente a alavanca liga-desliga na posição desligada.

SEÇÃO 8

MANUSEIO DE AVIÃO, SERVIÇO DE MANUTENÇÃO

ÍNDICE	PÁGINA
Introdução . . .	8-3
Placa de identificação	8-4
Conselhos do proprietário da Cessna.	8-4
Publicações.	8-5
Arquivo de avião.	8-6
Períodos de inspeção de aviões.	8-6
Inspeções exigidas pela FAA.	8-6
Cuidado Progressivo Cessna.	8-7
Programa de Atendimento ao Cliente Cessna.	8-7
Inspeção do PhaseCard.	8-8
Sistema CESCO.	8-8
Monitoramento de tendências de condições do motor.	8-8
Manutenção preventiva conduzida pelo piloto.	8-9
Alterações ou Reparos	8-10
Assistência em terra	8-10
Reboque.	8-10
Estacionamento	8-11
Amarre.	8-11
Levantamento.	8-12
Nivelamento.	8-13
Manutenção.	8-14
Óleo	8-15
Combustível	8-17
Trem de pouso	8-24
Oxigênio.	8-24
Operações de Descongelamento/Anti-Gelo Terrestre.	8-24
Cronograma remanescente (Tipo I, Tipo II, Tipo III, e Fluidos Tipo IV).	8-28
Áreas essenciais a serem descongeladas	8-34
Áreas essenciais para aplicar fluido anti-gelo.	8-35
Spray direto de fluido anti-gelo e anti-gelo Áreas a serem evitadas.	8-36
Aplicação de descongelamento e antigelo.	8-37

(Continua na próxima página)

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

ÍNDICE (Continuação)

Limpeza e Cuidados.	8-38
Pára-brisa e janelas.	8-38
Procedimentos de manutenção de pára-brisas e janelas	8-38
Instruções de limpeza	8-38
Manutenção preventiva de para-brisas e vidros.	8-40
Materiais para pára-brisas e janelas em acrílico.	8-41
Superfícies pintadas.	8-42
Cuidados com a bota de abrasão do estabilizador.	8-43
Cuidados com a hélice.	8-43
Cuidados com o motor.	8-44
Limpeza Exterior/Compartimento do Motor	8-44
Lavagem do Compressor do Motor.	8-45
Lavagem da lâmina da turbina do compressor.	8-45
Cuidados Internos	8-46
Cuidados Fora de Serviço Prolongados	8-47
Substituição da lâmpada durante o vôo.	8-48
Substituição de lâmpada.	8-49/8-50

MODELO 208B G1000 MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO

INTRODUÇÃO Esta seção

contém procedimentos recomendados pela fábrica para manuseio adequado em solo e cuidados e manutenção de rotina do seu Cessna. Ele também identifica certos requisitos de inspeção e manutenção que devem ser seguidos para que seu avião mantenha o desempenho e a confiabilidade de um novo avião. É aconselhável seguir um cronograma planejado de lubrificação e manutenção preventiva com base nas condições climáticas e de voo encontradas em sua localidade.

Mantenha contato com seu Posto de Serviço Cessna e aproveite seu conhecimento e experiência. Ele conhece seu avião e como mantê-lo. Ele irá lembrá-lo quando forem necessárias lubrificações e trocas de óleo e aconselhá-lo sobre outros serviços sazonais e periódicos.

AVISO

O avião deve ser regularmente inspecionado e mantido de acordo com as informações encontradas no Manual de Manutenção do avião e nos Boletins de Serviço e Boletins de Serviço emitidos pela empresa. Todas as recomendações para melhorias do produto exigidas pelos Boletins de Serviço deverão ser cumpridas e o avião deverá receber inspeções repetitivas e exigidas. A Cessna não tolera modificações, seja por Certificado de Tipo Suplementar ou de outra forma, a menos que esses certificados sejam mantidos e/ou aprovados pela Cessna. Outras modificações podem anular as garantias do avião, uma vez que a Cessna não tem como saber o efeito total no avião em geral. A operação de um avião que foi modificado pode representar um risco para os ocupantes, e os procedimentos operacionais e os dados de desempenho estabelecidos no POH/AFM podem não mais ser considerados precisos para o avião modificado.

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

PLACA DE IDENTIFICAÇÃO Toda a

correspondência relativa ao seu avião deverá incluir o NÚMERO DE SÉRIE. O número de série, o número do modelo, o número do certificado de produção (PC) e o número do certificado de tipo (TC) podem ser encontrados na placa de identificação localizada no batente dianteiro da porta esquerda da tripulação nos primeiros aviões de série ou no lado esquerdo do cone de cauda abaixo o estabilizador horizontal em aviões seriais posteriores. Uma placa de acabamento e acabamento está localizada no batente dianteiro da porta esquerda da tripulação de todos os aviões e contém um código que descreve o esquema de cores internas e a combinação de pintura externa do avião. O código pode ser usado em conjunto com um Catálogo de Peças aplicável se forem necessárias informações de acabamento e acabamento.

CONSELHOS DO PROPRIETÁRIO CESSNA

Os Avisos ao Proprietário Cessna são enviados gratuitamente aos proprietários de aviões Cessna para informá-los sobre os requisitos de serviço obrigatórios e/ou benéficos do avião e melhorias de produtos:

Proprietários de aviões nos Estados Unidos

Se o seu avião estiver registrado nos EUA, os avisos apropriados ao proprietário do Cessna serão enviados automaticamente de acordo com o nome e endereço de registro do avião mais recente fornecido à FAA.

Para solicitar que um Aviso ao Proprietário duplicado seja enviado para um endereço diferente do endereço de registro do avião da FAA, preencha e devolva um Formulário de Aviso ao Proprietário (caso contrário, nenhuma ação será necessária de sua parte).

Proprietários de aviões internacionais Para

receber avisos ao proprietário do Cessna, preencha e devolva um formulário de aviso ao proprietário.

O recebimento de uma Solicitação de Aconselhamento ao Proprietário válida estabelecerá seu serviço Cessna Owner Advisory (serviço de Aconselhamento ao Proprietário duplicado para proprietários de aviões nos EUA) por um ano, após o qual você receberá um aviso de renovação.

(Continua na próxima página)

MODELO 208B G1000 MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO

PUBLICAÇÕES

As seguintes publicações e auxílios à operação de voo são fornecidos no avião quando entregue na fábrica:

- MANUAL DO PROGRAMA CESCO/ATENÇÃO AO CLIENTE
- MANUAL DE OPERAÇÃO DO PILOTO E FAA
MANUAL DE VÔO DE AVIÃO APROVADO (POH/AFM)
- MANUAL DE VÔO
- LISTA DE VERIFICAÇÃO ABREVIADA DO PILOTO
- DIRETÓRIO DE VENDAS E SERVIÇOS CESSNA

As publicações adicionais a seguir, além de muitos outros suprimentos aplicáveis ao seu avião, estão disponíveis no Serviço Cessna Estação:

- MANUAL DE INFORMAÇÕES (Contém POH/AFM Informação)
- MANUAIS DE MANUTENÇÃO e CATÁLOGOS DE PEÇAS para seu avião, motor, acessórios, aviônicos e piloto automático.

Os Postos de Serviço Cessna possuem um Catálogo de Suprimentos e Publicações de Atendimento ao Cliente que abrange todos os itens disponíveis, muitos dos quais são mantidos à mão. O representante do Cessna Service Station pode fazer um pedido de qualquer item que não esteja em estoque.

OBSERVAÇÃO

Um POH/AFM perdido ou destruído pode ser substituído entrando em contato com a Estação de Serviço Cessna ou com o Suporte ao Produto Cessna. Uma declaração contendo o nome do proprietário, número de série do avião e número de registro deve ser incluída nas solicitações de substituição, uma vez que o POH/AFM é identificado apenas para um avião específico.

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

ARQUIVO DE AVIÃO

1. Para ser exibido no avião em todos os momentos: a. Certificado de Aeronavegabilidade de Aeronave (Formulário FAA 8100-2). b. Certificado de Registro de Aeronave (Formulário FAA 8050-3). c. Licença de Estação de Rádio de Aeronave, se o transmissor estiver instalado (Formulário FCC 556).
2. Deve ser transportado sempre no avião: a. Manual de operação do piloto e manual de voo de avião aprovado pela FAA. b. Peso e Balanceamento e documentos associados (última cópia do Formulário de Reparo e Alteração, Formulário FAA 337, se aplicável). c. Lista de equipamento.
3. A disponibilizar mediante solicitação: a. Registro de manutenção de aeronaves. b. Registro de manutenção do motor. c. Registro de manutenção da hélice. d. Registro de Manutenção Aviônica.

A maioria dos itens listados são exigidos pelos Regulamentos Federais de Aviação dos Estados Unidos. Dado que os regulamentos de outras nações podem exigir outros documentos e dados, os proprietários/operadores de aviões não registados nos Estados Unidos devem consultar os seus próprios responsáveis da aviação para determinar os seus requisitos individuais.

A Cessna recomenda que esses itens, além das Listas de Verificação do Piloto, CESCO/Manual do Programa de Atendimento ao Cliente; e o Cartão de Atendimento ao Cliente sejam sempre transportados no avião.

PERÍODOS DE INSPEÇÃO DE AVIÕES**INSPEÇÕES EXIGIDAS pela FAA Conforme**

exigido pelos Regulamentos Federais de Aviação, todos os aviões civis registrados nos EUA devem passar por uma inspeção completa (anual) a cada 12 meses corridos. Além da inspeção ANUAL exigida, os aviões operados comercialmente (de aluguel) deverão passar por uma inspeção completa a cada 100 horas de operação.

A FAA pode exigir outras inspeções através da emissão de diretrizes de aeronavegabilidade aplicáveis ao avião, motor, hélice e componentes. É responsabilidade do proprietário/operador garantir o cumprimento de todas as diretrizes de aeronavegabilidade aplicáveis e, quando as inspeções forem repetitivas, tomar as medidas apropriadas para evitar o descumprimento inadvertido.

(Continua na próxima página)

MODELO 208B G1000 MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO

INSPEÇÕES EXIGIDAS DA FAA (Continuação)

Em vez dos requisitos de inspeção ANUAL e de 100 HORAS, um avião pode ser inspecionado de acordo com um cronograma de inspeção progressivo, o que permite que a carga de trabalho seja dividida em operações menores que podem ser realizadas em períodos de tempo mais curtos.

O Programa Cessna Progressive Care foi desenvolvido para fornecer um cronograma de inspeção progressivo moderno que satisfaça os requisitos completos de inspeção de aviões, tanto das inspeções de 100 HORAS quanto das inspeções ANUAIS, conforme aplicável aos aviões Cessna. O programa auxilia o proprietário/operador em sua responsabilidade de cumprir todos os requisitos de inspeção da FAA, garantindo ao mesmo tempo a substituição oportuna de peças com vida útil limitada e o cumprimento dos intervalos de inspeção e procedimentos de manutenção recomendados pela fábrica.

CESSNA PROGRESSIVE CARE O Programa

Cessna Progressive Care foi projetado para ajudá-lo a aproveitar ao máximo seu avião com custo e tempo de inatividade mínimos. Neste programa, seu avião é inspecionado e mantido em quatro operações. As quatro operações são recicladas a cada 400 horas e são registradas em um Registro de Inspeção de Aeronaves especialmente fornecido à medida que cada operação é conduzida.

A Cessna Aircraft Company recomenda o Cuidado Progressivo para aviões que voam 400 horas ou mais por ano, e a inspeção de 100 horas para todos os outros aviões. Os procedimentos do Programa Progressive Care e da inspeção de 100 horas foram cuidadosamente elaborados pela fábrica e são seguidos pela Cessna Service Organization. A completa familiaridade das Estações de Serviço Autorizadas para Caravanas Cessna com equipamentos Cessna e procedimentos aprovados pela fábrica fornece o mais alto nível de serviço para proprietários/operadores de Cessna.

Independentemente do método de inspeção selecionado pelo proprietário/operador, ele deve ter em mente que a FAR Parte 43 e a FAR Parte 91 estabelecem o requisito de que agências ou pessoal devidamente certificado realizem todas as inspeções exigidas pela FAA e a maioria das inspeções recomendadas pelo fabricante.

PROGRAMA DE ATENDIMENTO AO CLIENTE CESSNA

Benefícios específicos e disposições da Garantia Cessna, além de outros benefícios importantes, estão contidos no Manual do Programa de Atendimento ao Cliente CESSCOM/ Customer fornecido com o avião. Revise cuidadosamente o Manual do Programa de Atendimento ao Cliente/CESSCOM e mantenha-o sempre no avião.

(Continua na próxima página)

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

PROGRAMA DE ATENDIMENTO AO CLIENTE CESSNA (Continuação)

Entre em contato com um Posto de Serviço Cessna às 100 horas para a primeira Operação Progressive Care ou para a primeira inspeção de 100 horas dependendo do programa escolhido para o avião. Embora essas importantes inspeções sejam realizadas por qualquer Estação de Serviço Cessna Caravan, na maioria dos casos é preferível que a instalação onde o avião foi adquirido realize esse trabalho.

INSPEÇÃO DO PHASECARD Como

alternativa ao programa de inspeção anual e de 100 horas, a Caravana pode ser inspecionada de acordo com o Programa de Inspeção Cessna PhaseCard. O Programa de Inspeção Cessna PhaseCard foi projetado para operadores de caravanas que voam mais de 400 horas por ano como operação Parte 135. Os operadores 14 CFR, Parte 91 também podem utilizar o Programa de Inspeção PhaseCard de acordo com os requisitos do 14CFR, Parte 91.409 (d). O programa PhaseCard fornece ao mecânico instruções passo a passo e fáceis de seguir para cada tarefa de inspeção. A experiência real de campo mostrou uma redução média de 30% nas horas de trabalho de manutenção programada em relação aos programas de inspeção de tipo progressivos ou periódicos. Quanto maior a utilização, mais valioso se torna o programa.

SISTEMA CESCO

CESCO é o Sistema Informatizado de Registros de Manutenção da Cessna. Este sistema abrangente fornece um método simples e preciso de monitoramento e agendamento de inspeções, Boletins de Serviço, Kits de Serviço, Diretrizes de Aeronavegabilidade, bem como atividades de manutenção programadas e não programadas. Para obter informações detalhadas sobre o CESCO, consulte o Manual de Instruções do CESCO fornecido com o avião.

MONITORAMENTO DE TENDÊNCIAS DE CONDIÇÃO DO MOTOR

O Monitoramento de tendências de condição de motor da Pratt & Whitney Canada é um sistema de registro de leituras de instrumentos do motor, corrigindo as leituras para condições ambientais e comparando a operação real do motor com as características operacionais típicas do motor.

Foi estabelecido que as características operacionais do motor, como torque de saída (Tq), RPM da hélice (Np), temperatura entre turbinas (ITT), RPM do gerador de gás (Ng) e fluxo de combustível (Wf) são previsíveis para vários tipos de motores sob condições específicas. condições ambientais.

(Continua na próxima página)

MODELO 208B G1000 MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO

MONITORAMENTO DE TENDÊNCIAS DA CONDIÇÃO DO MOTOR (Continuação)

Como os motores dos aviões operam em uma ampla faixa de altitudes, temperaturas do ar externo e velocidades no ar, as correções para condições ambientais variadas também são incorporadas ao processo de Monitoramento de Tendências.

Informações adicionais sobre ambos os métodos podem ser obtidas nas seguintes fontes: • Cessna Caravan Service Station.

- Suporte ao Produto de Aeronaves Hélices Cessna. •

Pratt & Whitney Canadá, Inc.

1000 Marie - Victorin, Longueuil, Quebec Canadá,

J4G 1A1 Atenção:

Suporte ao Cliente, Pequenos Turboélices Código de correio:

1RC1

Tel: (514) 677-9411 • A

publicação "Monitoramento de tendências de condição do motor e gerenciamento de energia para PT6A-114, PT6A-114A instalado no Cessna Caravan I" fornecida neste Manual de Operação do Piloto ou das fontes listadas acima.

- Informações sobre operação de turbinas a gás de aeronaves da Pratt & Whitney Canada Carta, nº 23.

MANUTENÇÃO PREVENTIVA CONDUZIDA POR PILOTO Um piloto certificado

que possui ou opera um avião não utilizado como transportador aéreo está autorizado pela FAR Parte 43 a realizar manutenção limitada em seu avião. Consulte FAR Parte 43 para obter uma lista das operações de manutenção específicas permitidas.

OBSERVAÇÃO

Os pilotos que operam aviões com registro diferente dos EUA devem consultar os regulamentos do país de certificação para obter informações sobre a manutenção preventiva que pode ser realizada pelos pilotos.

Um Manual de Manutenção da Série 208 atualizado deve ser obtido antes de realizar qualquer manutenção preventiva para garantir que os procedimentos adequados sejam seguidos. A Estação de Serviço Cessna deve ser contatada para obter mais informações ou para manutenção necessária que deve ser realizada por pessoal devidamente licenciado.

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

ALTERAÇÕES OU REPAROS É essencial que a

FAA seja contatada antes de qualquer alteração no avião para garantir que a aeronavegabilidade do avião não seja violada.

Alterações ou reparos no avião devem ser realizados por pessoal licenciado.

ASSISTÊNCIA EM TERRA**REBOQUE**

O avião é manobrado com mais facilidade e segurança manualmente com o engate de reboque preso à roda do nariz. A barra de reboque pode ser guardada na Zona 6. Mover o avião manualmente exigirá que a direção individual com a barra de reboque seja auxiliada por pessoal que empurra os suportes das asas.

CUIDADO

Não empurre ou puxe o avião usando as pás da hélice ou superfícies de controle.

Tenha extremo cuidado durante as operações de reboque, especialmente ao rebocar com um veículo. Não exceda o limite do ângulo de giro do trem do nariz (51,5°) em ambos os lados do centro, conforme mostrado pelas marcas de limite de direção.

Se for exercida força excessiva além do limite de giro, um bloco vermelho indicador de ultrapassagem (batente frangível) quebrará e o bloco, preso a um cabo, ficará visível ao lado do suporte do nariz. Isto deve ser verificado rotineiramente durante a inspeção pré-voo para evitar operação com um trem de nariz danificado.

CUIDADO

Desengate a trava do leme e remova todas as travas externas do leme antes de rebocar.

Se o avião for rebocado ou empurrado sobre uma superfície áspera durante o hangar, observe se a ação normal de amortecimento do trem de nariz não causa movimento vertical excessivo da cauda e o conseqüente contato com portas ou estruturas baixas do hangar.

Um pneu de ponta plana também aumentará a altura da cauda.

MODELO 208B G1000 MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO

ESTACIONAMENTO Ao estacionar o avião, vá contra o vento e acione os freios de mão. Não acione os freios de estacionamento durante o tempo frio, pois a umidade acumulada pode congelar os freios ou quando os freios estão superaquecidos. Instale a trava do volante de controle, engate a trava do leme e calce as rodas (se os freios não forem utilizados) para evitar o movimento do avião. Em condições climáticas severas e ventos fortes, amarre o avião conforme descrito na seção de amarração.

CUIDADO

Sempre que o avião estiver muito carregado, a pressão da pegada (pressão das rodas do avião sobre a superfície de contato da área de estacionamento ou pista) será extremamente alta e superfícies como asfalto quente ou grama podem não suportar adequadamente o peso do avião. Devem ser tomadas precauções para evitar o estacionamento ou movimento do avião nessas superfícies.

AMARRAÇÃO

O procedimento adequado de amarração é a melhor precaução contra danos ao avião estacionado causados por rajadas de vento ou ventos fortes. Para amarrar o avião com segurança, proceda da seguinte

- forma: 1. Vire o avião na direção do vento, se possível.
2. Acione o freio de estacionamento.

CUIDADO

Não acione o freio de estacionamento durante o tempo frio, pois a umidade acumulada pode congelar os freios ou quando os freios estão superaquecidos. Se os freios não forem utilizados, calce o nariz e as rodas principais para evitar o movimento do avião.

3. Instale a trava do volante de controle e engate a trava do leme (se instalado).
4. Coloque os compensadores do aileron e do profundor na posição neutra para que os compensadores fiquem alinhados com as superfícies de controle.

(Continua na próxima página)

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

AMARRAR (Continuação)

5. Instale a(s) tampa(s) do tubo pitot, se disponíveis.
6. Prenda cordas ou correntes com resistência à tração suficientemente forte aos acessórios de fixação da asa e prenda-as às âncoras de solo.
7. Prenda uma corda ou corrente à amarração da cauda e prenda-a a um âncora terrestre.
8. Se desejar segurança adicional, prenda uma corda (sem correntes ou cabos) ao elo de torque do trem do nariz e prenda-a a uma âncora de solo.

9. Se existirem condições de poeira ou se o último voo do dia tiver sido concluído, instale as duas tampas de entrada do motor para proteger o motor contra detritos. As tampas podem ser instaladas após o resfriamento do motor (indicador ITT mostrando temperatura “fora de escala”).

10. Para evitar que a hélice gire, instale a âncora da hélice sobre uma pá da hélice e prenda sua cinta de âncora ao redor do trem do nariz ou no suporte localizado na carenagem inferior direita.

ELEVAÇÃO

Vários pontos ou locais de elevação estão disponíveis, dependendo se um compartimento de carga estiver instalado. Um ponto de elevação da fuselagem diretamente abaixo do firewall e alojado dentro da carenagem do suporte do trem do nariz é acessível para elevação do trem do nariz, independentemente da instalação de uma cápsula de carga. Dois pontos de macaco adicionais na fuselagem estão localizados nos suportes do trem de pouso principal, mas não são acessíveis com o compartimento de carga instalado. Seu uso é geralmente reservado para manutenção, como remoção do trem principal ou elevação de todo o avião sempre que o compartimento de carga não estiver instalado.

Sempre que o compartimento de carga for instalado, se as carenagens da engrenagem principal à fuselagem forem removidas, os macacos podem ser posicionados adjacentes às laterais do compartimento de carga e levantados para engatar no receptáculo na extremidade dos macacos sobre a cabeça do parafuso externo que fixa a engrenagem principal, anexe a tampa do mancal do munhão (à ré) na engrenagem esquerda e direita. Esses locais de macaco servem essencialmente ao mesmo propósito que os pontos de macaco da fuselagem nos suportes da engrenagem principal. Um ponto de macaco adicional em cada encaixe do eixo da engrenagem principal é usado principalmente quando o compartimento de carga é instalado e é desejado levantar uma única engrenagem principal para substituição de pneus, etc. Se desejado, macacos com almofadas de asa podem ser fabricados de modo que o a longarina da asa dianteira nas estações 141.2 ou 155.9 em cada asa pode ser usada como local de levantamento. Um macaco de cauda deve ser usado em conjunto com um macaco de asa.

(Continua na próxima página)

MACACÃO (Continuação)**CUIDADO**

- **Um suporte de macaco traseiro deve ser usado ao realizar manutenção dentro da seção traseira e deve ser instalado na maioria das operações de levantamento. Certifique-se de que o suporte seja pesado o suficiente para manter a cauda estável sob todas as condições e forte o suficiente para suportar o avião. Colocar um suporte de macaco sob o ponto de apoio do nariz (se não for usado para levantamento) proporcionará estabilidade adicional.**
- **Não use a estrutura do compartimento de carga para levantar ou como superfície de bloqueio.**
- **Eleve o avião não mais do que o necessário para a manutenção que está sendo realizada.**

Em alguns casos, pode ser necessário usar uma eslinga ou anéis de içamento para o içamento inicial, seguido de levantamento nos pontos de içamento. Consulte o Manual de Manutenção para obter procedimentos sobre levantamento e içamento e informações sobre equipamentos de levantamento.

NIVELAMENTO

O nivelamento longitudinal do avião para pesagem exigirá que o trem de pouso principal seja apoiado por suportes, blocos, etc., nas balanças do trem principal, em uma posição pelo menos 4 polegadas mais alta que o trem de nariz, pois ele repousa em uma escala apropriada. Esta posição elevada inicial compensará a diferença na estação da linha d'água entre o trem de pouso principal e o do nariz, de modo que o nivelamento final possa ser realizado somente esvaziando o pneu do trem do nariz.

OBSERVAÇÃO

Como o suporte do trem de nariz deste avião contém um amortecedor de óleo para absorção de choque em vez de um amortecedor ar/óleo, ele não pode ser esvaziado para ajudar no nivelamento do avião.

(Continua na próxima página)

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

NIVELAMENTO (Continuação)

O avião também pode ser nivelado longitudinalmente elevando-o ou abaixando-o nos pontos de apoio. Os pontos de nivelamento longitudinais são obtidos retirando-se os dois parafusos de nivelamento localizados no lado esquerdo da fuselagem, logo à frente das portas de carga. Coloque um nível de bolha nos parafusos e, em seguida, esvazie o pneu da engrenagem do nariz (se colocado em uma balança) ou ajuste os macacos para centralizar a bolha no nível. Os trilhos do assento do piloto também podem ser usados para nivelamento longitudinal, movendo o assento para a posição mais avançada e colocando o nível no trilho logo atrás do assento. Para nivelar o avião lateralmente, centralize um nível de bolha nos trilhos dos assentos atrás dos assentos do piloto e do passageiro dianteiro direito e levante ou abaixe um lado do avião. Consulte o Manual de Manutenção da Série 208 para obter informações adicionais.

SERVIÇO

Além da INSPEÇÃO PRÉ-VOO abordada na Seção 4, os requisitos COMPLETOS de manutenção, inspeção e teste para seu avião estão detalhados no Manual de Manutenção da Série 208. O Manual de Manutenção descreve todos os itens que requerem atenção em intervalos de 100, 200 e 400 horas, além daqueles itens que requerem manutenção, inspeção e/ou testes em intervalos especiais.

Como as Estações de Serviço Cessna possuem o treinamento e os equipamentos necessários para realizar todos os procedimentos de serviço, inspeção e teste de acordo com os manuais de manutenção aplicáveis, é recomendado que os proprietários/operadores entrem em contato com a Estação de Serviço Cessna com relação a esses requisitos e comecem a agendar o serviço do avião em os intervalos recomendados.

O Cessna Progressive Care garante que esses requisitos sejam cumpridos nos intervalos exigidos para cumprir a inspeção ANUAL ou de 100 horas, conforme coberto anteriormente.

Dependendo das diversas operações de voo, a Agência de Aviação Governamental local poderá exigir serviços, inspeções ou testes adicionais. Para estes requisitos regulamentares, os proprietários/operadores devem verificar com as autoridades de aviação locais onde o avião está sendo operado.

Para referência rápida e imediata, as quantidades, materiais e especificações dos itens de serviço usados com frequência são os seguintes:

MODELO 208B G1000 MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO

GRAU DE ÓLEO **DE ÓLEO** (ESPECIFICAÇÃO)

Deve ser usado óleo em conformidade com o Boletim de Serviço de Motor Pratt & Whitney No. 1001 e todas as suas revisões ou suplementos. Os óleos listados abaixo atendem às especificações do fabricante do motor PWA521 e possuem classificação de viscosidade Tipo II. Esses óleos são totalmente aprovados para uso em motores operados comercialmente pela Pratt & Whitney Canada. Ao adicionar óleo, faça a manutenção do motor com o tipo e marca que está sendo usado atualmente no motor. Consulte os registros de manutenção do avião e do motor para obter essas informações. Caso óleos de diferentes viscosidades ou marcas sejam misturados inadvertidamente, as instruções de manutenção do sistema de óleo contidas no Manual de Manutenção deverão ser executadas.

- Óleo Turbo BP 2380
- Exxon Turbo Oil ETO 85 (lubrificante de terceira geração) • Aero Shell Turbine Oil 500
- Óleo de turbina Aero Shell 555
- Aero Shell Turbine Oil 560 (lubrificante de terceira geração) • Royco Turbine Oil 500 • Royco Turbine Oil 555 • Royco Turbine Oil 560 (lubrificante de terceira geração) • Mobil Jet Oil II
- Mobil Jet Oil 254 (lubrificante de terceira geração) • Castrol 5000
- Turbonycoil 600

CUIDADO

- Não misture marcas ou tipos de óleos. • Ao mudar de uma formulação de lubrificante existente para uma formulação de lubrificante de “terceira geração” (ver lista acima), o fabricante do motor recomenda fortemente que tal mudança só seja feita quando o motor for novo ou recentemente revisado. Para obter informações adicionais sobre o uso de óleos de terceira geração, consulte os boletins de serviço de óleo pertinentes do fabricante do motor.

(Continua na próxima página)

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

ÓLEO (Continuação)

OBSERVAÇÃO

Os óleos listados acima são recomendados quando a operação resultar em imersão frequente a frio em temperaturas ambientes de 0°F (-18°C). Consulte o Boletim de Serviço de Motor Pratt & Whitney No. 1001 para óleos adicionais aprovados:

Se uma ou mais das seguintes condições existirem, a tela de entrada da bomba de limpeza da caixa de câmbio acessória e qualquer óleo drenado devem ser inspecionados quanto à presença de partículas de carbono, de acordo com os procedimentos manuais de manutenção do avião e do motor e os boletins de serviço de óleo e motor pertinentes do fabricante do motor: 1 O óleo do motor foi trocado por um lubrificante de “terceira geração” durante a meia-idade.

2. Alto consumo de óleo.

3. Vazamento de óleo pela entrada do motor.

Se forem encontradas partículas de carbono, consulte os manuais de manutenção e boletins de serviço mencionados acima para obter ações corretivas.

CAPACIDADE TOTAL DE ÓLEO - 14 litros americanos (incluindo óleo no filtro, refrigerador e mangueiras).

QUANTIDADE DE DRENAGEM E REABASTECIMENTO - Aproximadamente 9,5 quartos americanos.

FAIXA DE OPERAÇÃO DA QUANTIDADE DE ÓLEO:

Encha até 1,5 litro de MAX HOT ou MAX COLD (conforme apropriado) na vareta. As marcações de um quarto indicam o nível baixo dos quartos dos EUA se o petróleo estiver quente. Por exemplo, uma leitura de 3 na vareta indica que o sistema está dentro de 2 litros de MAX, se o óleo estiver frio, e dentro de 3 quartos de MAX, se o óleo estiver quente.

(Continua na próxima página)

ÓLEO (Continuação)**AVISO**

Certifique-se de que a tampa da vareta de nível de óleo esteja bem fechada. Operar o motor com nível de óleo inferior ao recomendado e com a tampa da vareta desbloqueada resultará em perda excessiva de óleo e eventual parada do motor.

OBSERVAÇÃO

Para obter uma leitura precisa do nível de óleo, recomenda-se que o nível de óleo seja verificado dentro de 10 minutos após o desligamento do motor enquanto o óleo estiver quente (marcação MAX HOT) ou antes do primeiro voo do dia enquanto o óleo estiver frio (MAX COLD marcação). Se tiverem decorrido mais de 10 minutos desde o desligamento do motor e o óleo do motor ainda estiver quente, execute um funcionamento a seco do motor antes de verificar o nível do óleo.

PERÍODO DE DRENAGEM DE ÓLEO

Para motores operados em aviões corporativos ou utilitários com utilização típica de 50 horas mensais ou menos, recomenda-se a troca de óleo a cada 400 horas ou 12 meses, o que ocorrer primeiro. Para motores operados em operação do tipo avião suburbano de alta utilização, recomenda-se um período básico de troca de óleo de 1.200 horas ou 12 meses.

Independentemente do grau de utilização, se estiver operando em ambiente arenoso ou empoeirado, o intervalo de troca de óleo deve ser no mínimo a cada 6 meses.

COMBUSTÍVEL**GRAU DE COMBUSTÍVEL APROVADO (ESPECIFICAÇÃO):**

- Jato A (ASTM-D1655). • Jato A-1 (ASTM-D1655). • Jato B (ASTM-D1655). • JP-1 (MIL-L-5616). • JP-4 (MIL-T-5624). • JP-5 (MIL-T-5624). • JP-8 (MIL-T-83133A).

(Continua na próxima página)

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

COMBUSTÍVEL (Continuação)

COMBUSTÍVEL ALTERNATIVO/EMERGÊNCIA:

- Combustível de Aviação (Todos os tipos de gasolina para aviação militar e comercial).

CUIDADO

A gasolina de aviação é restrita ao uso emergencial e não deve ser usada por mais de 150 horas em um período de revisão. Uma mistura de uma parte de gasolina de aviação e três partes de Jet A, Jet A-1, JP-1 ou JP-5 pode ser usada para fins de emergência por um período máximo de 450 horas por período de revisão.

CAPACIDADE DE CADA TANQUE:

- 167,8 galões americanos.

CUIDADO

Para obter leituras precisas do indicador de quantidade de combustível, verifique se o avião está estacionado lateralmente nivelado ou, se estiver em vôo, certifique-se de que o avião esteja em uma condição coordenada e estabilizada.

ADITIVOS DE COMBUSTÍVEL

Uma variedade de combustíveis pode ser usada no avião; entretanto, cada um deve ter um aditivo anticongelante, EGME ou DIEGME, incorporado ou adicionado ao combustível durante o reabastecimento.

Recomenda-se a utilização de aditivos anticongelantes no combustível para controlar bactérias e fungos. Os aditivos antigelo EGME/DIEGME demonstraram (através da experiência de serviço) que fornecem proteção aceitável contra microorganismos, como bactérias e fungos, que podem se multiplicar rapidamente e causar corrosão grave em tanques e podem bloquear filtros, telas e equipamentos de medição de combustível.

(Continua na próxima página)

MODELO 208B G1000 MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO

ADITIVOS DE COMBUSTÍVEL (Continuação)**CUIDADO**

- Os combustíveis JP-4 e JP-5 de acordo com MIL-T-5624 e o combustível JP-8 de acordo com MIL-T-83133A contêm a quantidade pré-misturada correta de um tipo aprovado de aditivo de combustível antigelo e nenhum composto antigelo adicional deve ser adicionado.
- A mistura adequada do composto EGME ou DIEGME com o combustível é extremamente importante. Uma concentração superior à recomendada (0,15% por volume máximo) resultará em efeitos prejudiciais aos tanques de combustível, como deterioração do primer protetor e dos vedantes e danos aos anéis de vedação e vedações no sistema de combustível e nos componentes do motor.
- Utilize apenas equipamento de mistura recomendado pelo fabricante para obter a dosagem adequada.

PROCEDIMENTO PARA ADICIONAR ADITIVO ANTI-GELO DE COMBUSTÍVEL

Quando o avião estiver sendo reabastecido, use o seguinte procedimento para misturar o aditivo anticongelante ao combustível não tratado: 1.

Coloque o aditivo no bocal de reabastecimento, certificando-se de que o tubo misturador descarrega no fluxo de reabastecimento.

2. Comece a reabastecer enquanto simultaneamente pressiona totalmente e desliza o anel deslizante sobre o gatilho do liquidificador.

AVISO

Os aditivos anticongelantes contendo éter monometílico de etilenoglicol (EGME) são prejudiciais se inalados, engolidos ou absorvidos pela pele e podem causar irritação nos olhos. Também é combustível. Antes de utilizar este material, consulte todas as informações de segurança contidas na embalagem.

(Continua na próxima página)

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

ADITIVOS DE COMBUSTÍVEL (Continuação)**CUIDADO**

- O éter monometílico de dietilenoglicol (DIEGME) é ligeiramente tóxico se ingerido e pode causar vermelhidão, inchaço e irritação nos olhos. Também é combustível. Antes de utilizar este material, consulte todas as informações de segurança contidas na embalagem.
- Certifique-se de que o aditivo seja direcionado para o fluxo de combustível, com o fluxo de aditivo iniciado após o início do fluxo de combustível e interrompido antes do fluxo de combustível parar. Não permita que o aditivo concentrado entre em contato com o interior revestido do tanque de combustível

ou com a superfície pintada do avião. • Use pelo menos 20 onças fluidas de aditivo por 156 galões de combustível ou mais de 20 onças fluidas de aditivo por 104 galões de combustível.

PROCEDIMENTO PARA VERIFICAÇÃO DE ADITIVOS DE COMBUSTÍVEL

O armazenamento prolongado do avião resultará no acúmulo de água no combustível, o que “liberará” o aditivo. Uma indicação disso é quando uma quantidade excessiva de água se acumula nos reservatórios do tanque de combustível. A concentração do aditivo pode ser verificada usando um kit de teste de concentração de aditivo anticongelante. Para obter informações adicionais sobre este kit, consulte o Capítulo 12 do Manual de Manutenção da Série 208B. É imperativo que as instruções do kit de teste sejam seguidas explicitamente ao verificar a concentração do aditivo. As concentrações de aditivos por volume para EGME/ DIEGME devem ser de 0,10% no mínimo e 0,15% no máximo, individualmente ou misturados em tanque comum. O combustível, quando adicionado ao tanque, deverá ter concentração mínima de 0,10% em volume.

CUIDADO

Se a concentração do aditivo de combustível cair abaixo de 0,035% em volume, o avião deverá ser desabastecido e reabastecido.

(Continua na próxima página)

MODELO 208B G1000 MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO

ADITIVOS DE COMBUSTÍVEL (Continuação)

Se for desejada proteção antiestática adicional, o seguinte aditivo é aprovado para uso: •
Dupont Stadis 450

CUIDADO

Os aditivos não devem exceder uma concentração máxima de 1 parte por milhão em peso.

Se for desejada proteção biocida adicional, um aditivo é permitido para uso em determinadas condições. As práticas de manutenção dos tanques de combustível são de primordial importância no controle do crescimento microbiano. Contudo, outros factores como o clima, o design do avião, a estrutura da rota e a utilização também afectam o crescimento microbiano; portanto, pode ser necessário o uso ocasional de um biocida.

O aditivo biocida pode ser usado de forma limitada, definida como uso intermitente ou não contínuo em uma única aplicação, para esterilizar sistemas de combustível de avião suspeitos ou considerados contaminados por organismos microbianos. Para os operadores onde a necessidade do uso de biocida é ditada, a Pratt & Whitney Canada recomenda, como orientação, um intervalo de dosagem de uma vez por mês. Este intervalo pode então ser ajustado para maior ou menor, conforme a experiência do próprio operador ditar. Um motor operado em aviões particulares e corporativos, onde as taxas de utilização são relativamente baixas, pode utilizar o aditivo continuamente. Os seguintes aditivos são permitidos para uso:

- Sohio Biobor JF

- Consulte PF 1.5

CUIDADO

O aditivo não deve exceder uma concentração máxima de 270 partes por milhão em peso.

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

CONTAMINAÇÃO DE COMBUSTÍVEL

A contaminação do combustível é geralmente o resultado de materiais estranhos presentes no sistema de combustível e pode consistir em água, ferrugem, areia, sujeira, micróbios ou crescimento bacteriano. Além disso, aditivos que não são compatíveis com o combustível ou com os componentes do sistema de combustível podem causar contaminação do combustível.

Antes de cada voo e após cada reabastecimento, use um amostrador transparente e drene pelo menos um amostrador cheio de combustível das válvulas de drenagem rápida do reservatório interno do tanque de combustível, das válvulas de drenagem rápida do reservatório externo do tanque de combustível, da válvula de drenagem rápida do reservatório de combustível (acionada por um controle de drenagem push-pull na cápsula de carga) e uma válvula de drenagem rápida do filtro de combustível para determinar se há contaminantes presentes e se o avião foi abastecido com o combustível adequado. Se o avião estiver estacionado com uma asa baixa em uma rampa inclinada, também é recomendável drenar as válvulas de drenagem rápida do tanque de combustível externo (se instaladas).

Se for detectada contaminação, drene novamente todos os pontos de drenagem de combustível. Retire amostras repetidas de todos os pontos de drenagem de combustível até que toda a contaminação tenha sido removida. Se (após repetidas amostragens) ainda existirem evidências de contaminação, os tanques de combustível deverão ser completamente drenados e o sistema de combustível limpo.

Não pilote o avião com combustível contaminado ou não aprovado. Sempre que o sinalizador de desvio do filtro (botão de aviso vermelho) estiver estendido, o elemento do filtro ficará entupido. Desmonte o filtro, limpe o elemento e verifique o sistema de combustível para determinar a causa da contaminação antes de continuar o voo.

Além disso, os proprietários/operadores que não estejam familiarizados com um determinado operador de base fixa devem verificar se o suprimento de combustível foi verificado quanto a contaminação e está devidamente filtrado antes de permitir a manutenção do avião. Além disso, os tanques de combustível devem ser mantidos cheios entre os voos, desde que as considerações de peso e equilíbrio permitam, para reduzir a possibilidade de condensação de água nas paredes internas dos tanques parcialmente cheios.

(Continua na próxima página)

MODELO 208B G1000 MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO

CONTAMINAÇÃO DE COMBUSTÍVEL (Continuação)

Para reduzir ainda mais a possibilidade de combustível contaminado, a manutenção de rotina do sistema de combustível deve ser realizada de acordo com o Manual de Manutenção do Avião. Somente o combustível adequado, conforme recomendado neste POH/AFM, deve ser usado, e aditivos de combustível não devem ser usados, a menos que aprovados pela Cessna e pela Federal Aviation Administration.

AVISO

- **É responsabilidade do piloto certificar-se de que o suprimento de combustível do avião esteja limpo antes do voo. • Não pilote o avião com materiais contaminados ou combustível não aprovado.**
- **Quaisquer vestígios de contaminantes sólidos, como ferrugem, areia, seixos, sujeira, crescimento de micróbios e bactérias ou contaminação líquida resultante de água, tipo inadequado de combustível ou aditivos que não sejam compatíveis com o combustível ou com os componentes do sistema de combustível devem ser considerados perigosos.**
- **Amostra cuidadosamente o combustível de todos os locais de drenagem de combustível durante cada inspeção pré-voo e após cada reabastecimento.**

SEÇÃO 8

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

TREM DE POUSO

PRESSÃO DO PNEU DA RODA DE NARIZ:

30-42 psi em pneu com classificação de 6 camadas 22x8,00-8.

PRESSÃO DOS PNEUS DA RODA PRINCIPAL:

53-57 psi em pneus com classificação de 8,50-10 e 8

camadas. 35-45 psi em pneus 29x11,00-10, com classificação de 10 camadas.

SUPORTE DE CHOQUE DA ENGRENAGEM DO NARIZ:

Mantenha abastecido com fluido hidráulico MIL-H-5606 de acordo com a placa de instruções de enchimento. Nenhuma pressão de ar é necessária no suporte.

FREIOS:

Faça a manutenção do reservatório de fluido de freio com fluido hidráulico MIL-H-5606 conforme indicado no reservatório. Mantenha o nível do fluido entre as marcações MIN e MAX.

OXIGÊNIO

OXIGÊNIO RESPIRATÓRIO DO AVIADOR:

Especificações. Nº MIL-O-27210.

PRESSÃO MÁXIMA (temperatura do cilindro estabilizada após enchimento):

1850 psi a 21°C (70°F).

Consulte Suplementos de Oxigênio (Seção 9) para saber as pressões de enchimento.

OPERAÇÕES DE DESGELAMENTO/ANTIGELO NO SOLO Durante as

operações em climas frios, as tripulações de voo são responsáveis por garantir que o avião esteja livre de contaminação por gelo. O dispositivo Tipo I e os fluidos antigelo Tipo II, Tipo III ou Tipo IV podem ser usados sequencialmente para garantir a conformidade com os regulamentos da FAA, que exigem que todos os componentes críticos (asas, superfícies de controle e entradas do motor, por exemplo) estejam livres de neve, gelo ou geada antes da decolagem. O processo de degelo tem como objetivo restaurar o avião a uma configuração limpa, de modo que não ocorram características aerodinâmicas nem interferência mecânica de contaminantes.

(Continua na próxima página)

OPERAÇÕES DE DESICELAMENTO/ANTI-GELO NO SOLO (Continuação)**AVISO**

O fluido antigelo Tipo II, Tipo III e Tipo IV é projetado para uso em aviões com velocidade Vr de 85 nós ou superior. Sempre que fluido antigelo Tipo II ou Tipo IV é aplicado ao avião, o ajuste do flap de decolagem é limitado a UP e o Vr é 88 KCAS. Consulte a Seção 2 para limitações e a Seção 5 para distâncias de decolagem com configuração de flaps UP e velocidades de decolagem no KIAS. As tabelas de distância de decolagem para configuração de flaps UP começam com o peso máximo do avião para operações normais. No entanto, quando existem condições de gelo, o avião só deve ser carregado com o seu peso máximo para voar em condições de gelo conhecidas.

OBSERVAÇÃO

Recomenda-se que as tripulações de voo se familiarizem novamente sazonalmente com as seguintes publicações para procedimentos expandidos de descongelamento e antigelo:

- Manual de Manutenção do Cessna Série 208, Capítulo 12. • Circular

Consultiva AC135-17 da FAA, datada de 14 de dezembro de 1994 ou posterior.

- Circular Consultiva AC20-117 da FAA, datada de 17 de dezembro de 1982 ou posterior.
- Cessna Aircraft Company SNL 08-1 e aviso 8900.22 da FAA: Atualizações do programa de degelo aprovado pela FAA, inverno 2007-2008.

Os fluidos descongelantes e anticongelantes são soluções aquosas que funcionam diminuindo o ponto de congelamento da água na fase líquida ou cristalina, retardando assim o início do congelamento. Por esse motivo, eles são chamados de fluidos Depressores do Ponto de Congelamento (FPD). O fluido de descongelamento é classificado como Tipo I. O fluido antigelo é classificado como Tipo II, Tipo III ou Tipo IV.

O degelo e o anticongelante com fluidos podem ser realizados como um processo de uma ou duas etapas. O procedimento de degelo de uma etapa envolve o uso de fluido de degelo Tipo I para remover gelo e lama do avião antes da partida e para fornecer proteção antigelo mínima, conforme previsto no cronograma de retenção Tipo I (consulte o aviso FAA 8900.22, datado de 10-12 -07 ou posterior).

(Continua na próxima página)

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

OPERAÇÕES DE DESICELAMENTO/ANTI-GELO NO SOLO (Continuação)

O procedimento envolve a aplicação de fluido antigelo Tipo II, Tipo III ou Tipo IV para garantir que o avião permaneça limpo após o degelo. O fluido Tipo II, Tipo III ou Tipo IV é usado para fornecer proteção anticongelante de longo prazo. Os fluidos Tipo I, Tipo II, Tipo III e Tipo IV têm limitação de tempo antes do início do recongelamento, momento em que é necessário um degelo adicional. Esta limitação de tempo é referida como “tempo de espera”. Como o tempo de permanência depende muito de vários fatores, os gráficos podem fornecer apenas estimativas aproximadas. Continua sendo responsabilidade do piloto em comando determinar a eficácia de qualquer procedimento de degelo ou antigelo. Consulte o aviso FAA 8900.22, datado de 12/10/07 ou posterior, para fluidos Tipo I, Tipo II, Tipo III ou Tipo IV.

CUIDADO

Os fluidos Tipo I, Tipo II, Tipo III e Tipo IV não são compatíveis e não podem ser misturados. Além disso, a maioria dos fabricantes proíbe a mistura de marcas dentro de um tipo. Contudo, o mesmo equipamento de pulverização pode aplicar fluidos Tipo I e Tipo III. O pessoal de linha deve ser supervisionado pelo piloto em comando para garantir a aplicação adequada do dispositivo de gelo Tipo I e dos fluidos antigelo Tipo II, Tipo III ou Tipo IV.

OBSERVAÇÃO

Os fluidos de descongelamento não se destinam à remoção de depósitos de neve. A melhor maneira de remover a neve é varrendo-a ou escovando-a mecanicamente da estrutura do avião. Tenha cuidado para não danificar qualquer estrutura ou antena do avião ao remover neve.

(Continua na próxima página)

MODELO 208B G1000 MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO

OPERAÇÕES DE DESICELAMENTO/ANTI-GELO NO SOLO (Continuação)

O degelo pode ser realizado usando a temperatura ambiente disponível em um hangar aquecido ou por meios mecânicos usando um fluido Depressor de Ponto de Congelamento (FPD) Tipo I à base de glicol. Um hangar aquecido é uma excelente opção para descongelar aviões e deve ser utilizado sempre que possível. No entanto, deve-se ter cuidado para garantir que toda a precipitação derretida seja removida do avião para evitar novo congelamento quando o avião for movido do hangar para a linha de voo. Os fluidos de degelo Tipo I devem ser pulverizados no avião (com o motor desligado) de maneira a minimizar a perda de calor do fluido para o ar. O fluido deve ser aplicado em uma faixa de temperatura de 71°C a 82°C (160°F a 180°F) usando um padrão de cone sólido de gotas grandes e grossas. O fluido deve ser pulverizado o mais próximo possível das superfícies do avião, mas não a menos de aproximadamente 3 metros se for usado um bico de alta pressão.

As técnicas de aplicação para fluidos Tipo II, Tipo III e Tipo IV são as mesmas do Tipo I, exceto que, como o avião já está limpo, a aplicação deve durar apenas o tempo suficiente para revestir adequadamente as superfícies do avião. No entanto, o fluido Tipo II, Tipo III ou Tipo IV às vezes é aquecido e pulverizado como fluido de degelo. Para este caso, deve ser considerado um fluido Tipo I, pois o calor pode alterar as características dos agentes espessantes do fluido. Portanto, o fluido Tipo II, Tipo III ou Tipo IV aplicado desta maneira não será tão eficaz como seria se fosse aplicado à temperatura ambiente.

Consulte a figura Áreas essenciais a serem descongeladas para áreas a serem pulverizadas com fluido de degelo Tipo I, Figura de Áreas essenciais para aplicar fluido antigelo para áreas a serem pulverizadas com fluido antigelo Tipo II, Tipo III e Tipo IV, Descongelamento e Fluido antigelo Figura de Áreas para Evitar Pulverização Direta para áreas que devem ser evitadas diretamente, e Figura de Aplicação de Degelo e Antigelo para sequência de aplicação. As soluções aquecidas de FPD são mais eficazes do que as soluções não aquecidas porque a energia térmica é usada para derreter as formações de gelo, neve ou geada. Os fluidos de degelo Tipo I são usados no estado diluído, com proporções específicas de fluido para água dependentes da temperatura ambiente.

Os fluidos de degelo Tipo I têm um tempo de permanência muito limitado (consulte o aviso FAA 8900.22, datado de 12/10/07 ou posterior).

(Continua na próxima página)

OPERAÇÕES DE DESICELAMENTO/ANTI-GELO NO SOLO (Continuação)**CUIDADO**

Os fluidos Tipo I nunca devem ser usados com força total (não diluídos). O fluido de glicol não diluído é bastante viscoso abaixo de 14°F (-10°C) e pode realmente produzir reduções de sustentação de cerca de 20%. Além disso, o glicol não diluído tem um ponto de congelamento mais alto do que uma mistura de glicol/água.

OBSERVAÇÃO

- Os procedimentos de degelo e antigelo devem ser estreitamente coordenados entre o piloto em comando e as equipes de terra, e realizados em tempo hábil. A responsabilidade final pela segurança do voo cabe ao piloto em comando, e quaisquer decisões de descongelamento ou antigelo de um avião devem ser tomadas sob sua supervisão direta.
- A primeira área a ser descongelada e anticongelante deve ser visível da cabine e deve ser usada para fornecer uma estimativa conservadora para acúmulos de gelo subsequentes em áreas não visíveis do avião antes de iniciar a decolagem.
- Devido às alterações de peso e CG que ocorrem durante o degelo do avião, um suporte de cauda deve ser colocado sob a cauda para evitar que o avião tombe sobre a cauda.

CRONOGRAMA DE HOLDOVER (TIPO I, TIPO II, TIPO III, E FLUIDOS TIPO IV)**OBSERVAÇÃO**

Consulte o aviso FAA 8900.22, datado de 12/10/07 ou posterior, para horários remanescentes.

O período de tempo durante o qual os fluidos descongelantes e anticongelantes permanecem eficazes é conhecido como “tempo de permanência”. Os cronogramas remanescentes para degelo Tipo I e fluidos antigelo Tipo II, Tipo III ou Tipo IV são apenas uma estimativa e variam dependendo de muitos fatores (temperatura, tipo de precipitação, vento e temperatura da superfície do avião). Os tempos de permanência baseiam-se na proporção de mistura apropriada para o OAT. Os tempos de espera começam quando a última aplicação foi iniciada.

(Continua na próxima página)

MODELO 208B G1000 MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO

CRONOGRAMA DE HOLDOVER (FLUIDOS TIPO I, TIPO II, TIPO III E TIPO IV)

(Continuação)

As diretrizes para tempos máximos de permanência previstos pelas misturas de fluidos SAE Tipo I, Tipo II, Tipo III ou Tipo IV e ISO Tipo I, Tipo II, Tipo III ou Tipo IV são uma função das condições climáticas e da temperatura do ar externo (OAT).

CUIDADO

- Os operadores de aeronaves são os únicos responsáveis por garantir que os horários remanescentes contenham dados atuais.
- As tabelas são para uso somente no planejamento de partida e devem ser usadas em conjunto com procedimentos de verificação de contaminação pré-decolagem.
- O tempo de proteção será reduzido em condições climáticas adversas. A alta velocidade do vento e o jato podem causar a degradação da película protetora. Se estas condições ocorrerem, o tempo de proteção poderá ser consideravelmente reduzido. Este também é o caso quando a temperatura do combustível é significativamente inferior à da OAT.

OBSERVAÇÃO

- Os cronogramas remanescentes no aviso FAA 8900.22, datado de 10-12-07 ou posterior ou posterior, não se aplicam a fluidos que não sejam SAE ou ISO Tipo I, Tipo II, Tipo III ou Tipo IV.
- A responsabilidade pela aplicação destes dados permanece com o usuário.

(Continua na próxima página)

CRONOGRAMA DE HOLDOVER (TIPO I, TIPO II, TIPO III, E FLUIDOS TIPO IV) (Continuação)

AVISO

Quando houver condições de congelamento do solo, uma verificação de contaminação pré-decolagem deverá ser realizada pelo piloto em comando dentro de 5 minutos após a decolagem, de preferência logo antes do taxiamento para a pista ativa. Áreas críticas do avião, como empenagem, asas, pára-brisa, superfícies de controle e entradas do motor, devem ser verificadas para garantir que estejam livres de gelo, lama e neve e que o fluido antigelo ainda esteja protegendo o avião.

DECK DE FLUIDO TIPO I

OBSERVAÇÃO

- O ponto de congelamento da mistura de fluidos Tipo I deve ser pelo menos 10°C (18°F) abaixo do OAT.
- O tempo de espera começa quando a última aplicação for iniciada.
- O fluido Tipo I deve ser pulverizado no avião (com o motor desligado) de forma a minimizar a perda de calor para o ar. Se possível, o fluido deve ser pulverizado em um padrão de cone sólido de grandes gotas grossas a uma temperatura de 160°F a 180°F. O fluido deve ser pulverizado o mais próximo possível das superfícies do avião, mas não a menos de 3 metros se for usado um bico de alta pressão.

AVISO

Quando houver condições de congelamento do solo, uma verificação de contaminação pré-decolagem deverá ser realizada pelo piloto em comando dentro de 5 minutos após a decolagem, de preferência logo antes do taxiamento para a pista ativa. Áreas críticas do avião, como empenagem, asas, pára-brisa, superfícies de controle e entradas do motor, devem ser verificadas para garantir que estejam livres de gelo, lama e neve e que o fluido antigelo ainda esteja protegendo o avião.

FLUIDO ANTI-GELO TIPO II

OBSERVAÇÃO

- O ponto de congelamento da mistura de fluidos Tipo II deve ser pelo menos 10°C (18°F) abaixo do OAT.
- O tempo de espera começa quando a última aplicação foi iniciada.
- As técnicas de aplicação do fluido Tipo II são as mesmas do Tipo I, exceto que, como o avião já está limpo, a aplicação deve durar apenas o tempo suficiente para revestir adequadamente as superfícies do avião.
- O fluido Tipo II deve ser aplicado sem diluição à temperatura ambiente em um avião "limpo" dentro de 3 minutos após a conclusão do degelo devido aos tempos de retenção limitados do fluido de degelo Tipo I. No entanto, o fluido Tipo II às vezes é aquecido e pulverizado como fluido de degelo. Para este caso, deve ser considerado um fluido Tipo I, pois o calor pode alterar as características dos agentes espessantes do fluido. Portanto, o fluido Tipo II aplicado desta maneira não será tão eficaz como seria se fosse aplicado à temperatura ambiente.

AVISO

Quando houver condições de congelamento do solo, uma verificação de contaminação pré-decolagem deverá ser realizada pelo piloto em comando dentro de 5 minutos após a decolagem, de preferência logo antes do taxiamento para a pista ativa. Áreas críticas do avião, como empenagem, asas, pára-brisa, superfícies de controle e entradas do motor, devem ser verificadas para garantir que estejam livres de gelo, lama e neve e que o fluido antigelo ainda esteja protegendo o avião.

FLUIDO ANTI-GELO TIPO III

OBSERVAÇÃO

- O ponto de congelamento da mistura de fluidos Tipo III deve ser pelo menos 10°C (18°F) abaixo do OAT.
- O tempo de espera começa quando a última aplicação foi iniciada.
- As técnicas de aplicação para fluido Tipo III são as mesmas que para Tipo I e Tipo II, exceto que, como o avião já está limpo, a aplicação deve durar apenas o tempo suficiente para revestir adequadamente as superfícies do avião.
- O fluido Tipo II deve ser aplicado sem diluição à temperatura ambiente em um avião “limpo” dentro de 3 minutos após a conclusão do degelo devido aos tempos de retenção limitados do fluido de degelo Tipo I. No entanto, o fluido Tipo II às vezes é aquecido e pulverizado como fluido de degelo. Para este caso, deve ser considerado um fluido Tipo I, pois o calor pode alterar as características dos agentes espessantes do fluido. Portanto, o fluido Tipo II aplicado desta maneira não será tão eficaz como seria se fosse aplicado à temperatura ambiente.

FLUIDO ANTI-GELO TIPO IV

CUIDADO

O tempo de proteção será reduzido em condições climáticas adversas. Taxas de precipitação intensas, alto teor de umidade, alta velocidade do vento ou jatos podem reduzir o tempo de permanência abaixo do menor tempo indicado na faixa. O tempo de espera pode ser reduzido quando a temperatura da superfície do avião for inferior à OAT.

MODELO 208B G1000 MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO

FLUIDO ANTI-GELO TIPO IV (Continuação)

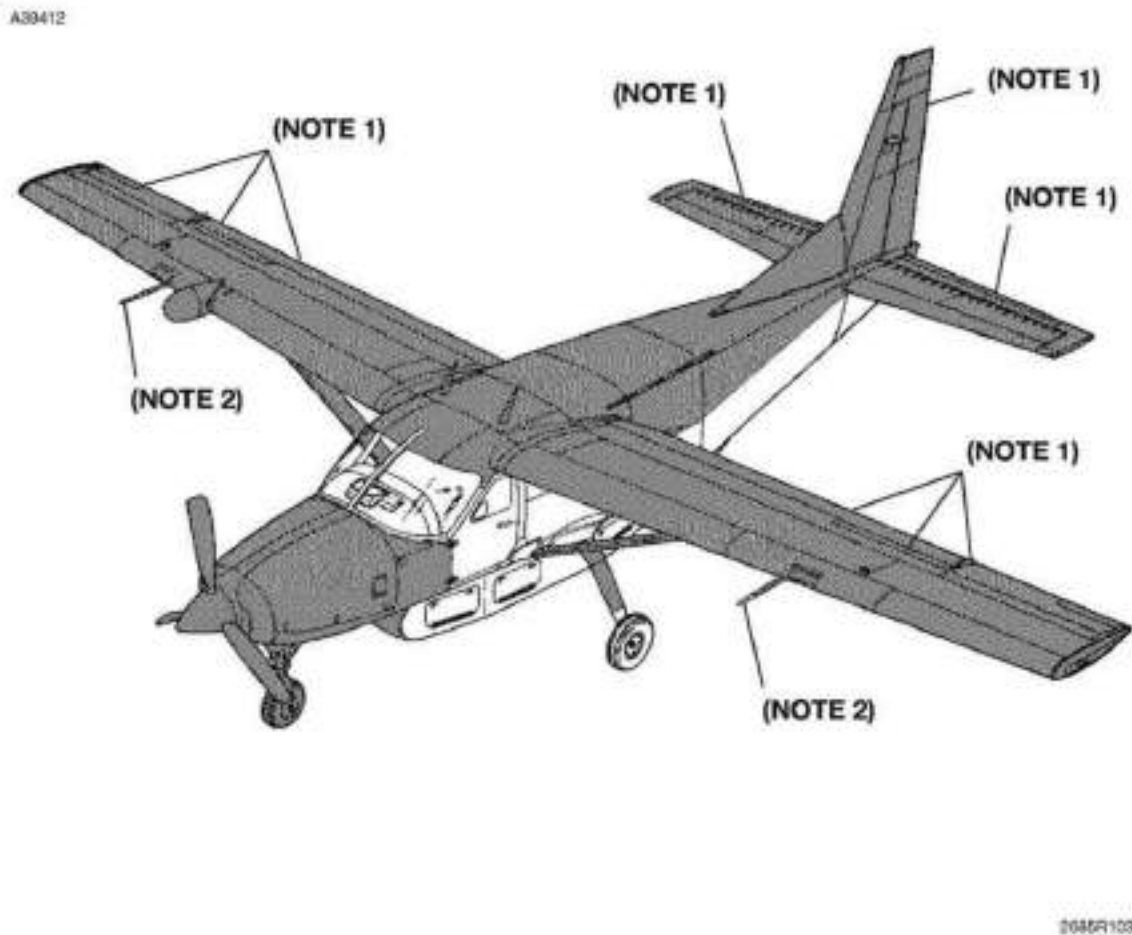
OBSERVAÇÃO

- O ponto de congelamento da mistura de fluidos Tipo IV deve ser pelo menos 10°C (18°F) abaixo do OAT.
- O tempo de espera começa quando a última aplicação foi iniciada.
- As técnicas de aplicação do fluido Tipo IV são as mesmas do Tipo I, exceto que, como o avião já está limpo, a aplicação deve durar apenas o tempo suficiente para revestir adequadamente as superfícies do avião.
- O fluido Tipo IV deve ser aplicado sem diluição à temperatura ambiente em um avião “limpo” dentro de 3 minutos após a conclusão do degelo devido aos tempos de retenção limitados do fluido de degelo Tipo I. No entanto, o fluido Tipo IV às vezes é aquecido e pulverizado como fluido de degelo. Para este caso, deve ser considerado um fluido Tipo I, pois o calor pode alterar as características dos agentes espessantes do fluido. Portanto, o fluido Tipo IV aplicado desta maneira não será tão eficaz como seria se fosse aplicado à temperatura ambiente.

CUIDADO

- Alguns fluidos Tipo IV podem formar um gel espesso ou de alta resistência durante a “secagem” e, quando reidratados, formar uma película escorregadia.
- Alguns fluidos Tipo IV apresentam fracas qualidades de eliminação aerodinâmica (fluxo) em temperaturas mais frias.
- Áreas aquecidas do avião (ou seja, borda de ataque aquecida) devem ser evitadas devido ao fato de que o fluido pode “secar” formando nódulos globulares duros.
- O fluido Tipo IV não deve ser usado sem diluição abaixo de -24°C (-11°F).

ÁREAS ESSENCIAIS A SEREM DECIDADAS



ÁREAS SOMBREADAS INDICAM ÁREAS ESSENCIAIS A SEREM DECIDADAS.

OBSERVAÇÃO

1. Dê atenção especial às lacunas entre os controles de vôo.
Toda neve, gelo e lama devem ser removidos dessas lacunas.

2. Remova a neve, o gelo e a lama dos tubos Pitot apenas manualmente.

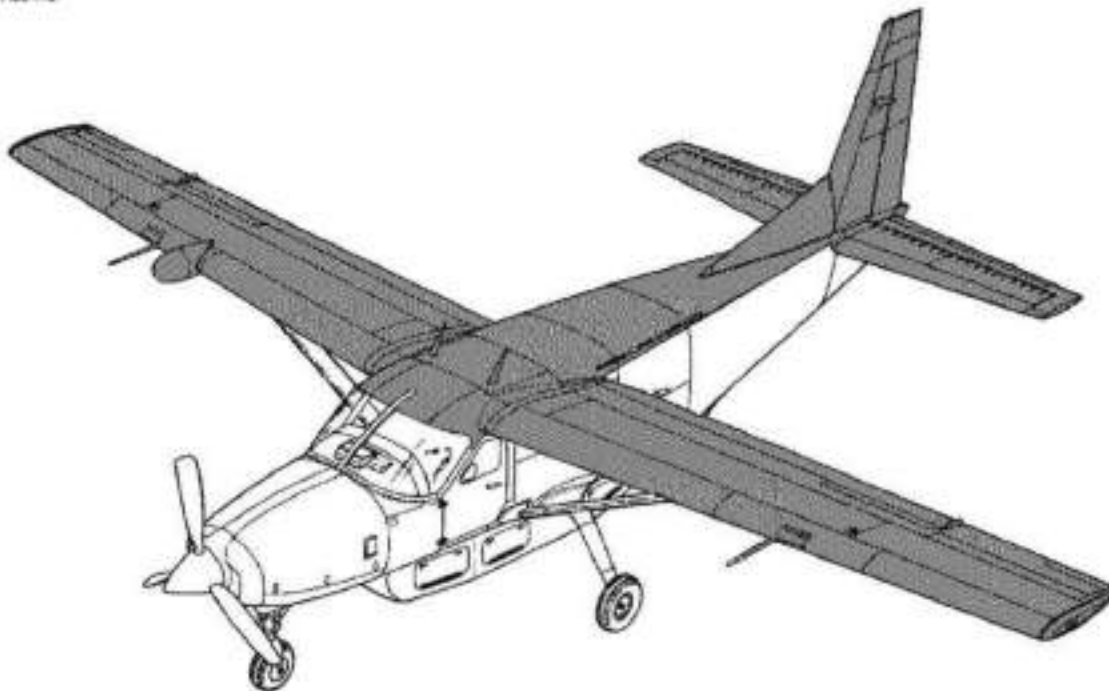
ÁREAS DE EVITAR PULVERIZAÇÃO DIRETA:

Entradas e escapamentos do motor, freios, tubos Pitot-estáticos, pára-brisas, janelas da cabine e palhetas de aviso de estol.

Figura 8-1

ÁREAS ESSENCIAIS PARA APLICAR FLUIDO ANTI-GELO

A39413



2080P1035

As áreas sombreadas indicam áreas essenciais onde o fluido antigelo é aplicado.

OBSERVAÇÃO

O fluido antigelo deve ser aplicado a baixa pressão para formar uma película fina nas superfícies. O fluido deve cobrir apenas o avião sem escoamento.

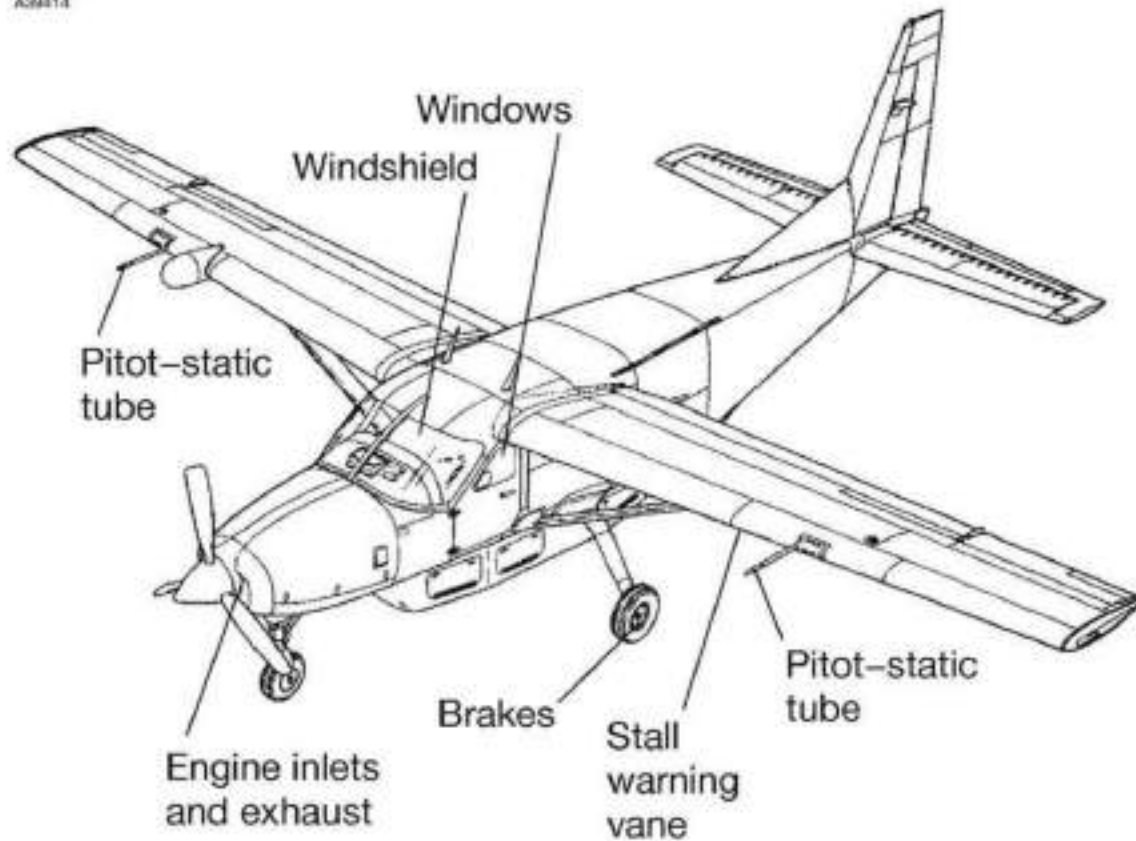
ÁREAS DE EVITAR PULVERIZAÇÃO DIRETA:

Tubos Pitot-estáticos, pára-brisas, janelas da cabine e palhetas de aviso de estol.

Figura 8-2

SPRAY DIRETO DE FLUIDO ANTI-GELO E DEICE ÁREAS EVITADAS

A29414



2085R1005

ÁREAS DE EVITAR PULVERIZAÇÃO DIRETA:

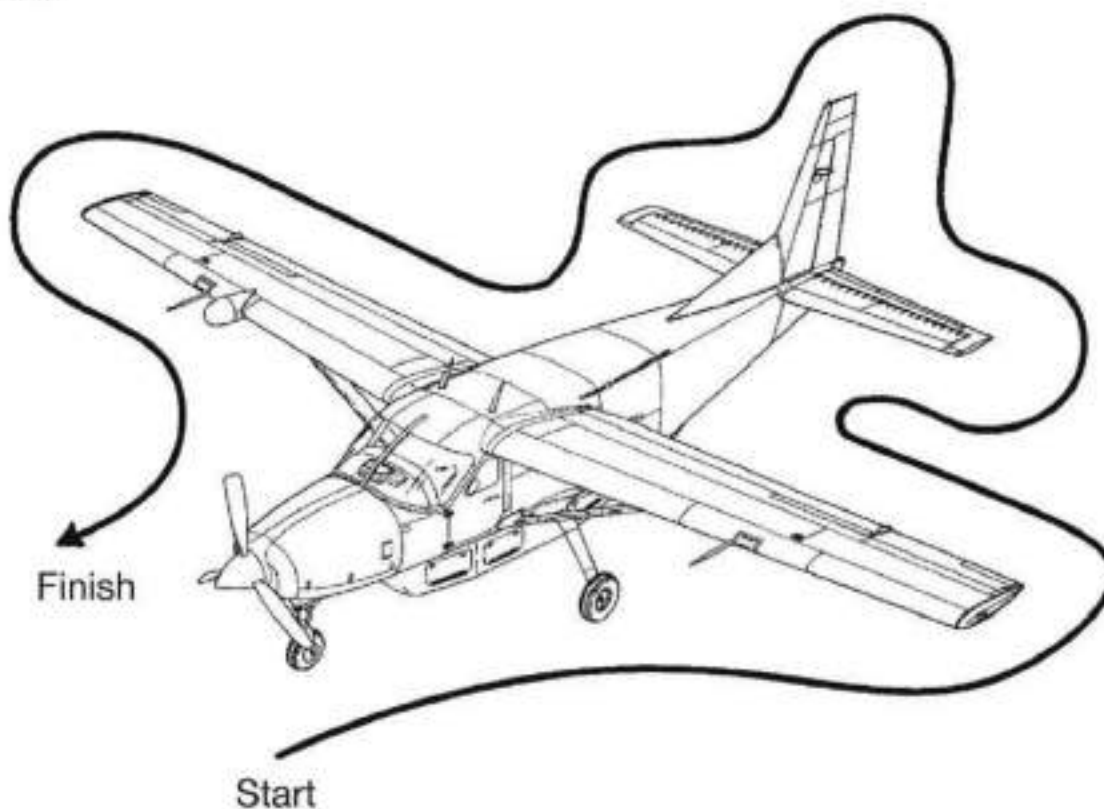
Entradas e escapamentos do motor, freios, tubos pitot-estáticos, pára-brisas, Janelas da cabine e palheta de aviso de estol.

Figura 8-3

APLICAÇÃO DE DEGELO E ANTI-GELO**OBSERVAÇÃO**

Inicie a aplicação de descongelamento e antigelo na área frontal esquerda do avião. O piloto pode então obter uma estimativa conservadora da rapidez com que o gelo se forma através da observação de dentro da cabine. Como a cabine é a primeira área descongelada ou anticongelante, será a primeira área onde o gelo se formará novamente.

A39415



2666P1005

Figura 8-4

LIMPEZA E CUIDADOS

PÁRA-BRISA E JANELAS O pára-brisa e as

janelas são construídos em acrílico fundido. A dureza superficial do acrílico é aproximadamente igual à do cobre ou latão. Não use uma cobertura de lona no pára-brisa, a menos que haja previsão de chuva congelante ou granizo. As capas de lona podem riscar a superfície plástica. Ao limpar e encerar o pára-brisa e as janelas, use somente os seguintes métodos e materiais prescritos.

PROCEDIMENTOS DE MANUTENÇÃO DE PÁRA-BRISAS E JANELA Os procedimentos a seguir fornecem as

informações mais atuais sobre limpeza e manutenção de pára-brisas e janelas. A limpeza inadequada ou o uso de agentes de limpeza não aprovados podem causar danos a essas superfícies.

INSTRUÇÕES DE LIMPEZA

CUIDADO

Pára-brisas e janelas podem ser facilmente danificados por técnicas inadequadas de manuseio e limpeza.

1. Coloque o avião dentro do hangar ou em área sombreada e deixe esfriar do calor dos raios diretos do sol.
2. Usando água limpa (de preferência corrente), inunde a superfície. Use as mãos desprotegidas e sem joias para sentir e remover qualquer sujeira ou materiais abrasivos.
3. Usando sabão neutro ou detergente (como detergente líquido) em água, lave a superfície. Novamente, use apenas a mão nua para fornecer força de fricção. (Um pano limpo pode ser usado para transferir a solução de sabão para a superfície, mas deve-se ter extremo cuidado para evitar arranhões na superfície.)

(Continua na próxima página)

MODELO 208B G1000 MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO

INSTRUÇÕES DE LIMPEZA (Continuação)

4. Em pára-brisas e janelas de acrílico, se houver sujeira que não possa ser removida com detergente neutro, a nafta alifática Tipo II aplicada com um pano macio e limpo pode ser usada como solvente de limpeza. Certifique-se de dobrar frequentemente o pano para evitar depositar novamente sujeira e/ou arranhar o pára-brisa e as janelas com quaisquer partículas abrasivas.
5. Enxágue bem a superfície com água limpa e doce e seque com um pano limpo.

CUIDADO

Não use nenhum dos seguintes produtos para limpar pára-brisas e janelas: metanol, álcool desnaturado, gasolina, benzeno, xileno, MEK, acetona, tetracloreto de carbono, diluentes de laca, sprays comerciais ou domésticos para limpeza de janelas. Na dúvida sobre algum produto, não o utilize.

6. Cera de polimento dura deve ser aplicada em superfícies acrílicas. (A cera tem um índice de refração quase igual ao do acrílico transparente e tende a mascarar arranhões superficiais).
7. Superfícies acrílicas podem ser polidas usando um polidor que atenda à Especificação Federal PP-560 aplicada de acordo com as instruções do fabricante.

CUIDADO

Em superfícies acrílicas, utilize apenas repelentes de chuva que estejam em conformidade com a especificação MIL-W-6882. Consulte a tabela de materiais para pára-brisas e janelas de acrílico para produtos repelentes de chuva específicos aprovados pela Cessna.

OBSERVAÇÃO

Ao aplicar ou remover cera ou polidor, use um pano limpo e macio.

8. Os pára-brisas podem ter repelente de chuva aplicado de acordo com as instruções do fabricante. Deve-se ter cuidado para não deixar repelente de chuva nas superfícies pintadas ao redor do pára-brisa.

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

**PREVENTIVO DE PÁRA-BRISA E JANELA
MANUTENÇÃO****CUIDADO**

A utilização das técnicas a seguir ajudará a minimizar fissuras no pára-brisa e nas janelas.

1. Mantenha todas as superfícies dos pára-brisas e janelas limpas.
2. Se desejar, encere as superfícies acrílicas.
3. Cubra cuidadosamente todas as superfícies durante qualquer pintura, limpeza do motor ou outro procedimento que exija o uso de qualquer tipo de solvente ou produto químico. Os seguintes revestimentos são aprovados para uso na proteção de superfícies contra ataque de solventes: a. White Spray Lab, MIL-C-6799, Tipo I, Classe II. b. Papel de máscara WPL-3 - St. Regis, Newton, MA. c. 5 XN - Poly-Spotstick - St. Regis, Newton, MA. d. Protex 40 - Mask Off Company, Monróvia, CA e

Southwest Paper Co., Wichita, KS.
e. Protex 10VS - Mask Off Company, Monróvia, CA e
Southwest Paper Co., Wichita, KS f. Fita
Scotch 344 Preta - 3M Company
4. Não estacione ou armazene o avião onde ele possa estar sujeito a contato direto ou vapores de: metanol, álcool desnaturado, gasolina, benzeno, xileno, MEK, acetona, tetracloreto de carbono, diluentes de laca, sprays para limpeza de janelas comerciais ou domésticas, decapantes ou outros tipos de solventes.
5. Não use telas solares ou escudos instalados no interior do avião nem deixe as palas de sol encostadas no para-brisa. O calor refletido desses itens causa temperaturas elevadas que aceleram a fissuração.
6. Não use motor de furadeira ou dispositivo elétrico para limpar, polir, ou superfícies de cera.

MODELO 208B G1000 MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO

MATERIAIS NECESSÁRIOS PARA ACRÍLICO PÁRA-BRISAS E JANELAS

MATERIAL	FABRICANTE	USAR
Sabão ou detergente neutro (tipo de lavagem manual sem abrasivos)	Comercialmente disponível	Limpeza de pára-brisas e janelas.
Nafta alifática Tipo II em conformidade com a Federal Especificação TT-N-95	Comercialmente disponível	Remoção de depósitos que não podem ser removidos com solução de sabão neutro em pára-brisas e janelas de acrílico.
Cera de polimento: (Consulte a Nota 1) Cera de Tartaruga (pasta) Ótimas reflexões Colar Cera Cera Slip-Stream (pasta)	Cera de tartaruga, Inc. Chicago, IL 60638 El duPont de Nemours and Co., (Inc.) Wilmington, DE 19898 Química Clássica Grande Prairie, TX 75050	Enceramento de para-brisas e janelas em acrílico.
Polidor acrílico em conformidade com Federal Especificação PP-560 como: Limpador de plástico Permatex Número 403D Esmalte de espelho MGH-17	Permatex Company, Inc. Cidade de Kansas, Kansas 66115 Espelho Bright Polish Co. Pasadena, CA	Limpeza e polimento de para-brisas e janelas em acrílico.
Pano macio, como: Flanela de algodão ou tecido atalhado de algodão	Disponível comercialmente	Aplicação e remoção de cera e polimento.
Repelente de chuva em conformidade com as especificações federais MIL-W-6882, como: RECON (Consulte a Nota 2)	UNELKO Corp. 7428 E. Karen Dr. Scottsdale, AZ 85260	Chuva caindo nos para-brisas de acrílico.

NOTA

1. Estas são as únicas ceras de polimento testadas e aprovadas para uso por Companhia de Aeronaves Cessna.
2. Este é o único repelente de chuva aprovado para uso pela Cessna Aircraft Company para uso em aviões da série Cessna Modelo 208B.

Figura 8-5

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

SUPERFÍCIES PINTADAS As

superfícies externas pintadas do Cessna 208B possuem um acabamento durável e duradouro. São necessários aproximadamente 10 dias para que a tinta cure completamente; na maioria dos casos, o período de cura terá sido concluído antes da entrega do avião. Caso seja necessário polimento ou polimento dentro do período de cura, recomenda-se que o trabalho seja realizado por alguém com experiência no manuseio de tintas não curadas. Qualquer posto de serviço Cessna pode realizar esse trabalho.

Geralmente, as superfícies pintadas podem ser mantidas brilhantes lavando-as com água e sabão neutro, seguida de enxágue com água e secagem com panos ou camurça. Sabões ou detergentes ásperos ou abrasivos que causam corrosão ou arranhões nunca devem ser usados. Remova óleo e graxa teimosos com um pano umedecido com solvente Stoddard.

Para vedar pequenas lascas ou arranhões na superfície e proteger contra corrosão, o avião deve ser encerado regularmente com uma boa cera automotiva aplicada de acordo com as instruções do fabricante. Se o avião for operado na costa marítima ou em outro ambiente de água salgada, ele deverá ser lavado e encerado com mais frequência para garantir proteção adequada. Cuidado especial deve ser tomado para vedar ao redor das cabeças dos rebites e das camadas de revestimento, que são as áreas mais suscetíveis à corrosão. Uma camada mais pesada de cera nas bordas dianteiras das asas e cauda e na tampa do nariz da carenagem e no girador da hélice ajudará a reduzir a abrasão encontrada nessas áreas. A reaplicação de cera geralmente será necessária após a limpeza com soluções de sabão ou após operações químicas de degelo.

Quando o avião estiver estacionado ao ar livre em climas frios e for necessário remover o gelo antes do voo, deve-se tomar cuidado para proteger as superfícies pintadas durante a remoção do gelo com líquidos químicos. O álcool isopropílico removerá satisfatoriamente o acúmulo de gelo sem danificar a pintura.

No entanto, mantenha o álcool isopropílico longe do para-brisa e das janelas da cabine, pois ele ataca o plástico e pode causar rachaduras.

MODELO 208B G1000 MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO

CUIDADOS COM AS BOTAS DE ABRASÃO DO ESTABILIZADOR

Se o avião estiver equipado com botas de abrasão do estabilizador, mantenha-as limpas e livres de óleo e graxa, que podem inchar a borracha. Lave-os com água e sabão neutro, usando o limpador Form Tech AC ou nafta para remover a graxa teimosa. Não esfregue as botas e limpe todo o solvente antes de secar. Botas com bordas soltas ou pequenos rasgos devem ser consertadas. Seu Posto de Serviço Cessna possui o material adequado e o conhecimento de como fazer isso corretamente.

CUIDADOS COM A HÉLICE

Sempre realize uma inspeção pré-voo e ocasionalmente limpe as pás com um pano umedecido em óleo para limpar manchas de grama e insetos, minimizar a corrosão e garantir uma vida útil mais longa da pá. Encerar as lâminas regularmente com cera em pasta do tipo automotivo minimizará ainda mais a corrosão. A pintura danificada ou com bolhas deve ser repintada.

Durante a inspeção pré-voo, verifique as pás quanto a cortes, ranhuras, arranhões, poços de corrosão, etc., as botas antigelo para segurança, o cubo da hélice quanto a evidências de vazamentos de graxa e óleo e o rotor da hélice quanto à condição e segurança. O reparo de pequenos cortes e arranhões pode ser realizado por mecânicos qualificados de acordo com os procedimentos especificados na Circular Consultiva 43.13-1A da FAA. No entanto, sempre que uma quantidade significativa de metal for removida, ou no caso de lâminas previamente retrabalhadas que possam estar nos limites mínimos de largura e espessura ou próximo a eles, o Manual de Serviço McCauley apropriado deve ser consultado para determinar se os limites mínimos permitidos de largura e espessura da lâmina foram excedidos. Se esses limites forem excedidos, será necessária a substituição da lâmina. Após lixar e polir, a área danificada deve ser inspecionada pelo método de corante penetrante para verificar se todos os danos foram removidos e se a lâmina não está rachada. A área deve então ser reprotégida pela aplicação localizada de filme químico conforme MIL-C-5541 (por exemplo, Alodine) e repintada conforme necessário. Grandes cortes ou arranhões ou outros danos envolvendo pás tortas, balanceamento, redução de diâmetro, etc. devem ser corrigidos por uma oficina de reparos de hélices aprovada pela FAA.

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

CUIDADOS COM O MOTOR**LIMPEZA EXTERIOR/COMPARTAMENTO DO MOTOR** O exterior e o

compartimento do motor podem ser limpos com um solvente adequado. A limpeza mais eficiente é feita com um limpador tipo spray.

Antes da limpeza com spray, certifique-se de que haja proteção para componentes que possam ser afetados adversamente pelo solvente. Consulte o Manual de Manutenção para obter a lubrificação adequada dos controles e componentes após a limpeza do motor.

Os benefícios das melhorias de desempenho e do aumento da vida útil das peças da seção quente resultantes da instituição de um programa regular de lavagem do compressor não podem ser subestimados. Um anel de lavagem do compressor é instalado na parte superior do motor, adjacente à tela de entrada de ar de indução, para facilitar este programa de manutenção.

As lavagens do compressor podem ser realizadas acionando o motor com o motor de partida ou ligando o motor. Dependendo da natureza do ambiente operacional e do tipo de depósitos no caminho do gás do motor, qualquer um dos dois métodos de lavagem pode ser usado para remover sal ou sujeira e outros depósitos endurecidos que se acumulam ao longo do tempo e prejudicam o desempenho do motor. deterioração. Quando a lavagem é realizada exclusivamente para remover depósitos de sal, é conhecida como lavagem de “dessalinização”. Uma lavagem realizada para remover depósitos cozidos para melhorar o desempenho do motor é conhecida como lavagem de recuperação de desempenho. Uma lavagem de motor é realizada em um gerador de gás com RPM de 14-25%; a lavagem corrente é realizada a um Ng de aproximadamente 60% (23.000 RPM). A água ou mistura de limpeza e solução de enxágue, dependendo da temperatura ambiente, é injetada em pressões diferentes, dependendo do método de lavagem realizado.

O ambiente operacional determina a natureza da lavagem, a frequência e o método de lavagem recomendado. Se estiver operando em um ambiente continuamente carregado de sal, recomenda-se uma lavagem de dessalinização após o último voo do dia por meio do método motorizado. Ocasionalmente, ambientes carregados de sal podem necessitar de uma lavagem de dessalinização toda semana usando o método motorizado.

Ambientes operacionais menos severos e mais gerais não são tão propícios ao rápido acúmulo de depósitos, mas eventualmente podem contribuir para a deterioração do desempenho e exigir uma lavagem de recuperação de desempenho em intervalos de 100 a 200 horas. Nestes ambientes gerais, uma lavagem motorizada é recomendada para sujeira leve e uma lavagem múltipla ou corrente é sugerida para sujeira pesada.

CUIDADO

Sempre observe os limites do ciclo de partida do motor ao realizar procedimentos de lavagem do motor.

MODELO 208B G1000 MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO

LAVAGEM DO COMPRESSOR DO MOTOR

Recomenda-se a adição de vários agentes de limpeza à água para formar a solução de limpeza usada na lavagem do compressor. Contudo, a proporção da mistura de todos os agentes de limpeza não é idêntica. Dependendo da temperatura ambiente predominante, querosene de aviação e metanol devem ser adicionados à solução de limpeza em várias proporções. A qualidade da água utilizada também é importante; qualquer água potável é permitida para lavagem de automóveis, mas apenas água desmineralizada é recomendada para lavagem corrente. Informações detalhadas sobre os componentes da mistura de limpeza, formulação da mistura, quantidade recomendada e equipamento de aplicação podem ser encontradas na Carta de Informações sobre Operação de Turbinas a Gás de Aeronaves da Pratt & Whitney No.

LAVAGEM DA LÂMINA DA TURBINA DO COMPRESSOR A

Pratt & Whitney Canada desenvolveu um procedimento para realizar uma lavagem do motor da pá da turbina do compressor. Esta técnica facilitará a remoção de contaminantes das superfícies do aerofólio das pás da turbina do compressor, minimizando assim o ataque de sulfetação destas superfícies. Isto serve como uma ajuda para obter uma vida útil ideal da lâmina. Com este método, uma solução de água ou água/metanol é injetada diretamente na câmara de combustão por meio de um tubo de pulverização especial instalado em uma das portas do plugue de ignição. Este método de lavagem do motor não substitui a necessidade de uma lavagem normal do compressor do motor para recuperação de desempenho ou para fins de dessalinização.

A lavagem das pás da turbina do compressor é realizada utilizando água potável (potável) apenas em temperaturas ambientes de +2°C (36°F) e superiores. Use uma solução de água/metanol em temperaturas ambientes abaixo de +2°C (36°F). Consulte o Manual de Manutenção do Motor para obter a concentração da solução de acordo com a temperatura ambiente e revise a Instrução Especial P e WC: 4-84 para procedimentos de lavagem e limitações.

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

CUIDADOS INTERIOR O

painel de instrumentos, o volante e os botões de controle só precisam ser limpos com um pano úmido. O óleo e a graxa do volante e dos botões de controle podem ser removidos com um pano umedecido com solvente Stoddard. Solventes voláteis, como os mencionados nos parágrafos sobre cuidados com o pára-brisa, nunca devem ser usados, pois amolecem e fissuram o plástico.

O acabamento plástico, forro do tejadilho, painéis das portas e revestimento do piso na área da tripulação de ambas as versões e o forro do tejadilho traseiro e paredes laterais da versão Passageiro só precisam ser limpos com um pano úmido. Nas versões Cargo, as paredes laterais, as portas de carga e a parte superior da área de carga não ficam facilmente sujas ou manchadas. Poeira e sujeira solta devem ser aspiradas com aspirador de pó. A sujeira persistente pode ser removida com um pano umedecido em água limpa. Espuma de sabão suave, usada com moderação, removerá a gordura. O sabão deve ser removido com pano limpo e úmido.

Os painéis protetores do piso de compensado (se instalados) e a cobertura da antepara traseira na área de carga devem ser aspirados para remover poeira e sujeira. Um pano umedecido com água ajudará na remoção de sujeira pesada.

Não utilize quantidades excessivas de água, pois poderia deteriorar os painéis protetores do piso.

Para remover o pó e a sujidade solta dos estofos dos assentos, limpe os assentos regularmente com um aspirador.

Limpe imediatamente qualquer líquido derramado nos assentos com lenços de limpeza ou panos. Não dê tapinhas no local; pressione o material absorvente com firmeza e segure-o por alguns segundos. Continue secando até que não seja absorvido mais líquido.

Raspe os materiais pegajosos com uma faca cega e limpe a área.

Manchas oleosas nos assentos podem ser limpas com removedores de manchas domésticos, usados com moderação. Antes de usar qualquer solvente, leia as instruções da embalagem e teste em local obscuro do tecido a ser limpo.

Nunca sature o tecido com solvente volátil; isso pode danificar os materiais de preenchimento e suporte.

Os estofos dos assentos sujos podem ser limpos com detergente de espuma utilizado de acordo com as instruções do fabricante. Para minimizar a umidade do tecido, mantenha a espuma o mais seca possível e remova-a com aspirador de pó.

MODELO 208B G1000 MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO

CUIDADOS FORA DE SERVIÇO PROLONGADOS Os cuidados

fora de serviço prolongados aplicam-se a todos os aviões que não voarão por um período indefinido (menos de 60 dias), mas que devem ser mantidos prontos para voar com o mínimo de preparação possível. Se o avião for armazenado temporariamente ou indefinidamente, consulte o Manual de Manutenção do Avião para obter os procedimentos adequados de armazenamento. O Manual de Manutenção fornece ampliação para os seguintes procedimentos: 1. O procedimento a ser seguido para preservação

de um motor em serviço depende do período de inatividade e se o motor pode ou não ser girado durante o período de inatividade. O período esperado de inatividade deve ser estabelecido e feita referência ao Cronograma de Preservação do Motor. A conservação efetuada deverá ser registrada no livro de manutenção do motor e em etiquetas fixadas no motor. O cronograma de preservação a seguir lista os procedimentos a serem seguidos:

CUIDADO

Sob nenhuma circunstância deve ser pulverizado óleo conservante no compressor ou nas portas de escape do motor. Partículas de sujeira depositadas nas pás e palhetas durante a operação do motor irão aderir e alterar o formato do aerofólio, afetando negativamente a eficiência do compressor.

- a. 0 a 7 Dias - O motor pode ficar inativo, sem proteção de preservação, desde que o motor esteja abrigado, a umidade não seja excessivamente elevada e o motor não esteja sujeito a mudanças extremas de temperatura que produzam condensação.
- b. 8 a 28 dias - Um motor inativo por até 28 dias não requer preservação, desde que

todas as aberturas do motor estejam vedadas e a umidade relativa do motor seja mantida em menos de 40%. O controle da umidade é mantido colocando sacos dessecantes e um indicador de umidade em prateleiras de madeira no duto de exaustão do motor. Devem ser previstas janelas adequadas na tampa de exaustão para facilitar a observação dos indicadores de umidade.

(Continua na próxima página)

MANUSEIO, SERVIÇO E MANUTENÇÃO MODELO 208B G1000

CUIDADOS FORA DE SERVIÇO PROLONGADOS (Continuação)

- c. 29 a 90 Dias - Um motor inativo por um período superior a 28 dias, mas inferior a 91 dias, precisa apenas ter o sistema de combustível preservado, as aberturas do motor cobertas e bolsas dessecantes e indicadores de umidade instalados.
 - d. 91 dias ou mais - Um motor inativo por mais de 90 dias na fuselagem ou removido para armazenamento de longo prazo em um contêiner, deve, além do procedimento de 29 a 90 dias, ter o óleo do motor drenado e as pastilhas de acionamento de acessórios não utilizadas pulverizadas.
2. Coloque uma tampa sobre o tubo pitot e instale as duas tampas de entrada do motor. Para evitar que a hélice gire, instale a âncora da hélice sobre uma pá da hélice e prenda a correia ao redor do trem do nariz ou no suporte localizado na carenagem inferior direita. Cubra todas as outras aberturas para evitar a entrada de objetos estranhos.
 3. Mantenha os tanques de combustível cheios para minimizar a condensação nos tanques.
 4. Se o avião ficar fora de serviço por 5 dias ou mais, desconecte a bateria. Se a bateria for deixada no avião, ela deverá ser removida e reparada regularmente para evitar descarga. Se a bateria for removida do avião, verifique regularmente o estado da carga.
 5. Se o avião estiver armazenado ao ar livre, amarre-o de acordo com o procedimento nesta seção. Calce o nariz e as rodas principais; não acione o freio de estacionamento se for previsto um longo período de inatividade, pois isso pode resultar em travamento do freio.
 6. A cada duas semanas, mova o avião para evitar áreas furadas nos pneus. Marque os pneus com fita adesiva para garantir que eles sejam colocados aproximadamente 90° em relação à posição anterior.
 7. Drene todos os pontos de drenagem de combustível a cada 30 dias e verifique se há acúmulo de água. O armazenamento prolongado do avião resultará no acúmulo de água no combustível, o que "liberará" o aditivo de combustível. Uma indicação disso é quando uma quantidade excessiva de água se acumula nos pontos de drenagem de combustível. Consulte Aditivo de Combustível nesta seção para obter as concentrações mínimas permitidas de aditivo.

SUBSTITUIÇÃO DE LÂMPADAS DURANTE O VÔO A figura

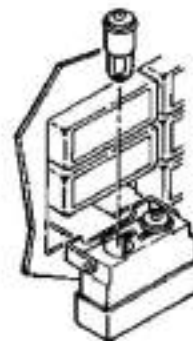
Substituição de Lâmpada fornece instruções para ajudar o piloto a substituir as lâmpadas do painel anunciador sem ferramentas durante o vôo. Sugere-se que lâmpadas sobressalentes sejam armazenadas no compartimento de mapas.

No entanto, se uma lâmpada sobressalente não estiver disponível, uma lâmpada idêntica, disponível em outras luzes listadas aqui, poderá substituir a lâmpada defeituosa. Para obter uma lista de outros requisitos de lâmpadas e ferramentas específicas necessárias, consulte o Manual de Manutenção deste avião.

SUBSTITUIÇÃO DE LÂMPADA

ANNUNCIATOR PANEL LIGHTS

Push in on face of light assembly and allow assembly to pop out. Pull assembly out to limit of its hinged retainer and allow it to rotate 90 degrees down. Retainer will keep light assembly suspended in this position. Lift defective bulb out of assembly and replace with MS25237-327 bulb (MS25237-8918 14-volt bulb in IGNITION ON light assembly only). Rotate light assembly upward into position and press into place.



NOTE: Each light assembly contains two bulbs, and, if necessary, remains sufficiently illuminated with one bulb defective.

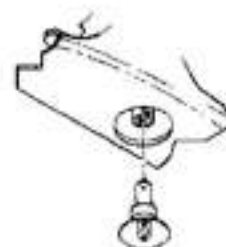
POST LIGHTS

Grasp lens cap and pull straight out from socket. Pull bulb from cap and replace with MS25237-327 bulb. Replace cap in socket and rotate cap to direct light in desired direction.



CONTROL WHEEL MAP LIGHT

Grasp rim of bulb, push straight up and turn counterclockwise as far as possible, then pull bulb straight down and out of socket. Replace with 24R8 bulb. To install new bulb in socket, align pins on bulb with slots in socket, then push straight up and rotate bulb clockwise as far as possible.



208SR1048

Figura 8-6

SUPLEMENTOS

INTRODUÇÃO

Esta seção consiste em uma série de suplementos, cada um cobrindo um único sistema que pode ser instalado no avião. Cada suplemento contém uma breve descrição e, quando aplicável, Limitações, Procedimentos de Emergência, Procedimentos Normais e Desempenho.

Os operadores devem consultar cada suplemento para garantir que todas as limitações e procedimentos apropriados para o seu avião sejam observados.

OBSERVAÇÃO

Alguns suplementos contêm referências aos manuais do piloto dos fabricantes do equipamento que são fornecidos com o avião no momento da entrega da fábrica ou sempre que o equipamento for instalado após a entrega. Esses manuais devem ser mantidos atualizados com as últimas revisões emitidas pelo editor. Esses manuais do fornecedor contêm um formulário de registro do usuário ou instruções para obter futuras revisões ou alterações.

AVISO

- **A completa familiaridade com o avião e seus sistemas não só aumentará a proficiência do piloto e garantirá uma operação ideal, mas poderá fornecer uma base para analisar o mau funcionamento do sistema no caso de uma emergência ser encontrada. As informações nesta seção ajudarão nessa familiarização. O piloto responsável desejará estar preparado para dar respostas adequadas e precisas em cada situação.**
- **As limitações contidas nos seguintes suplementos são aprovadas pela FAA. A observância dessas limitações operacionais é exigida pelos Regulamentos Federais de Aviação.**

