



CESSNA 208/208B CARAVAN MAINTENANCE TRAINING



Índice

	Página
Generalidades	03
Descrição da aeronave	06
Combustível	12
Alarme de estol	20
Sistema elétrico	21
Sistema de anti-gelo e degelo	33
Comandos de Voo	35
Aviônicos	43
Instrumentos	59
Pneumática	64
Ar condicionado	78
Extintor de fogo	85
Sistema hidráulico	86
Motor	100
Hélice	127

Índice

	Página
Generalidades	03
Descrição da aeronave	06
Combustível	12
Alarme de estol	20
Sistema elétrico	21
Sistema de anti-gelo e degelo	33
Comandos de Voo	35
Aviônicos	43
Instrumentos	59
Pneumática	64
Ar condicionado	78
Extintor de fogo	85
Sistema hidráulico	86
Motor	100
Hélice	127

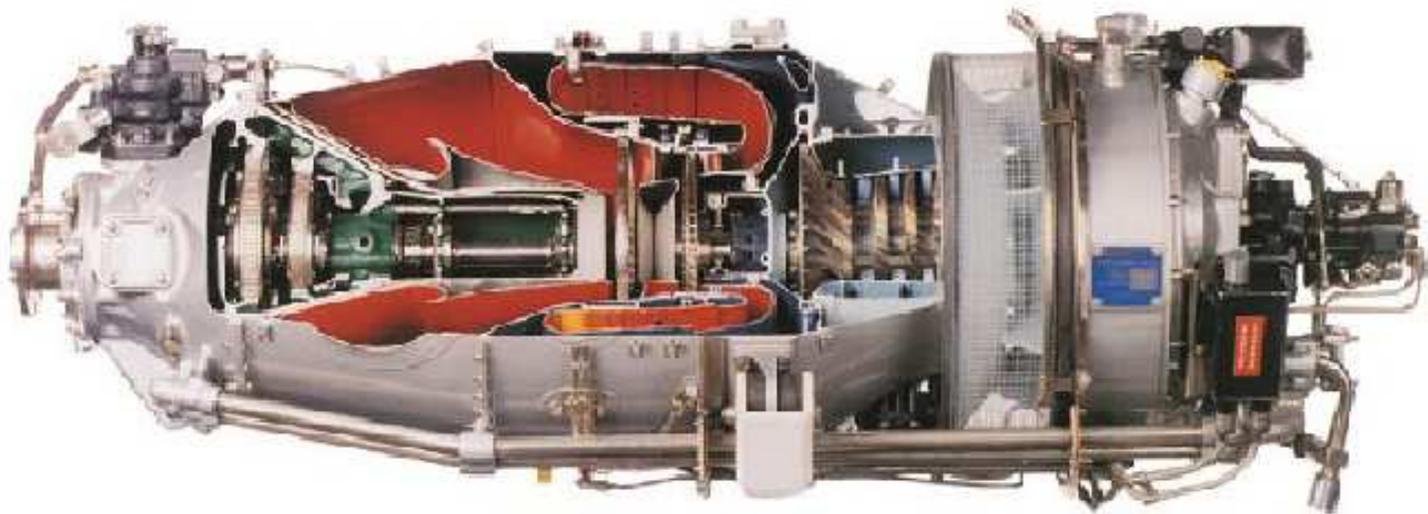
GENERALIDADES

MOTOR

Fabricante: Pratt & Whitney Canada, Inc.

Modelo: PT6A-114A.

Tipo: Duas turbinas livres, uma seção do compressor com três estágios axiais e um centrífugo, uma câmara anular de combustão com fluxo reverso, uma turbina de compressor de um estágio, uma turbina de potência de um estágio e ducto de exaustão. A turbina de potência aciona a hélice através de uma caixa de redução de dois estágios.



Potência: 675 SHP.

Consumo aproximado: 330 lbs/h

HÉLICE

Fabricante: McCauley Accessory Division

Modelo: 3GFR34C703/106GA-0.

Nº de pás: Três (106' de diâmetro máx.).

Tipo: Velocidade constante, embandeirável, c/ reverso, atuada hidraulicamente, ângulo das pás variando de **88° (bandeira) até 15,6° e máximo reverso de -14°**.

Fabricante: Hartzell

Modelo: HC-B3MN-3/M10083

Nº de pás: Três (100' de diâmetro máx.).

Tipo: Velocidade constante, embandeirável, c/ reverso, atuada hidraulicamente, ângulo das pás variando de **78,4° (bandeira) até 9° e máximo reverso de -18°**.

COMBUSTÍVEL

- Especificação: JET (A, A-1 e B) JP (1,4,5 e 8)
- **Situações emergenciais: Gasolina de Aviação até 150H e uma parte de gasolina e três de JET (A e A-1) e JP (1 e 5) até 450H.**
- Capacidade dos tanques: 2248L (total) e 2224L (utilizável).

ÓLEO

- **Capacidade:** 13,2L (total do sistema) e 9L (tanque).

Obs.: Para se obter uma medição acurada do nível do óleo, aguarde, pelo menos, 10 min. após o corte do motor.

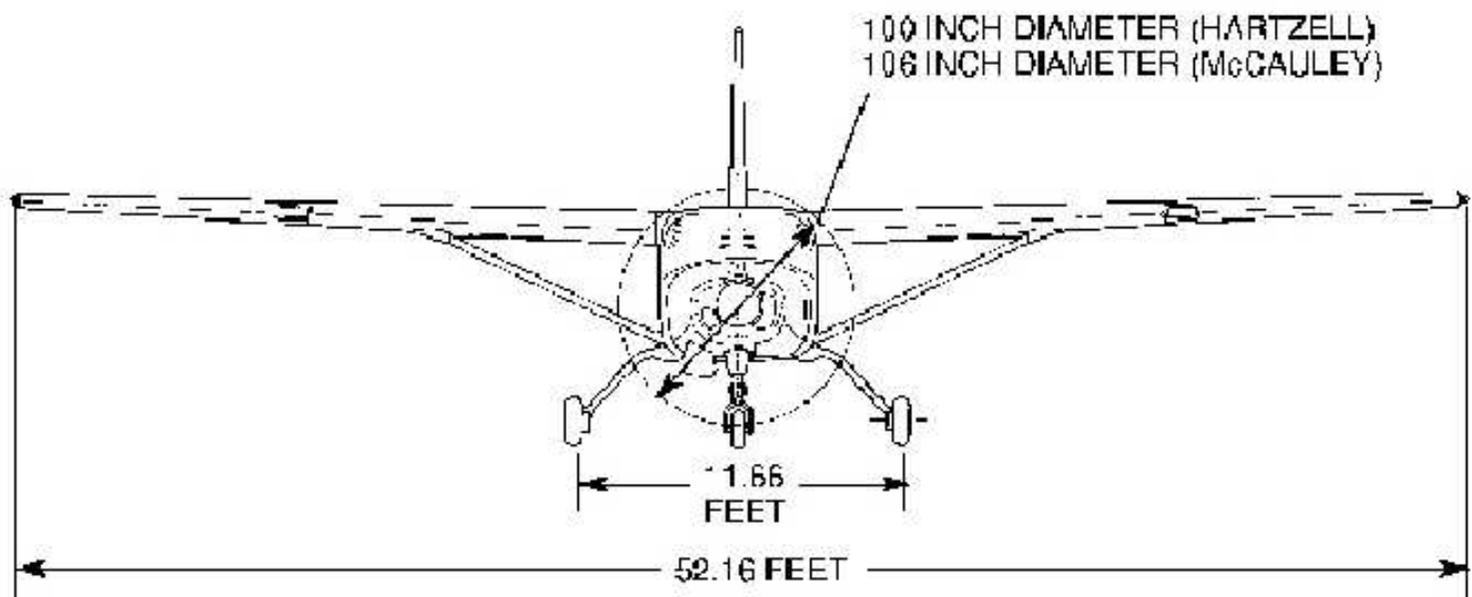
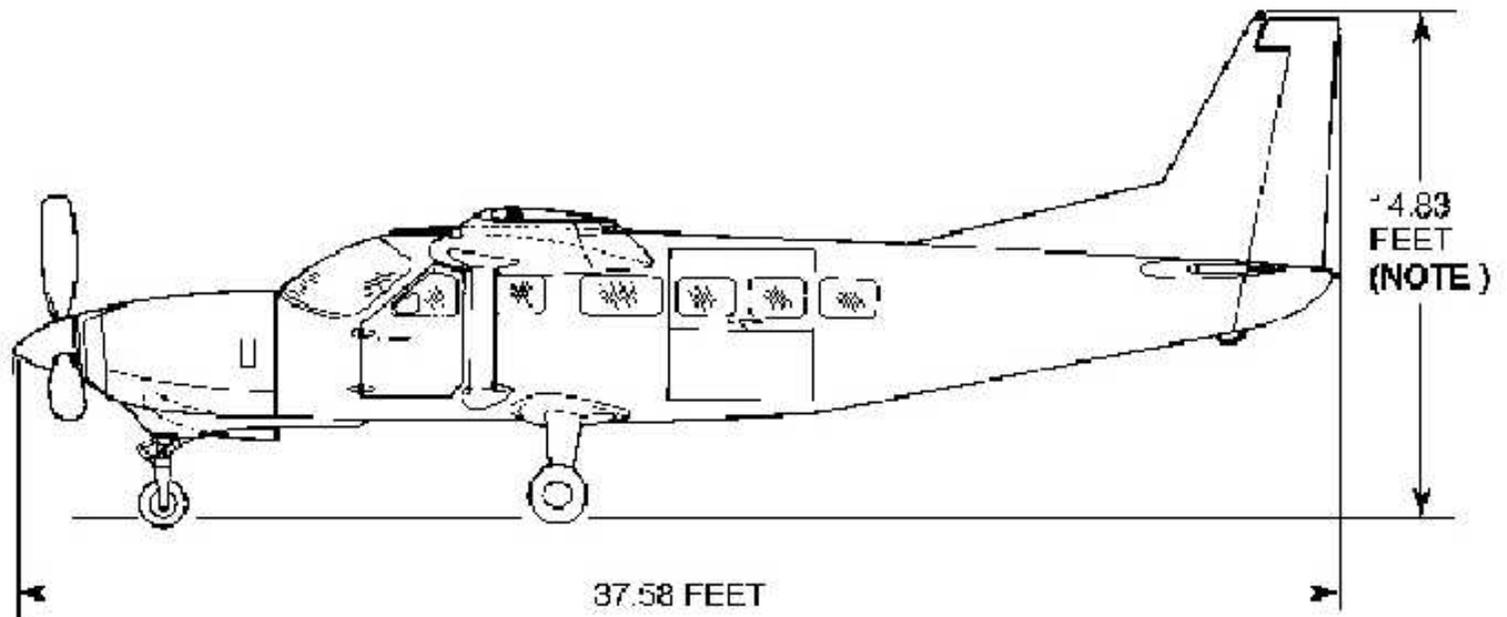
PESOS MÁXIMOS

Rampa	=	8785 lbs.
Decolagem	=	8750 lbs.
Pouso	=	8500 lbs.

DIMENSÕES

Comprimento	=	12,67m
Altura	=	4,71m
Envergadura	=	15,87m

022928

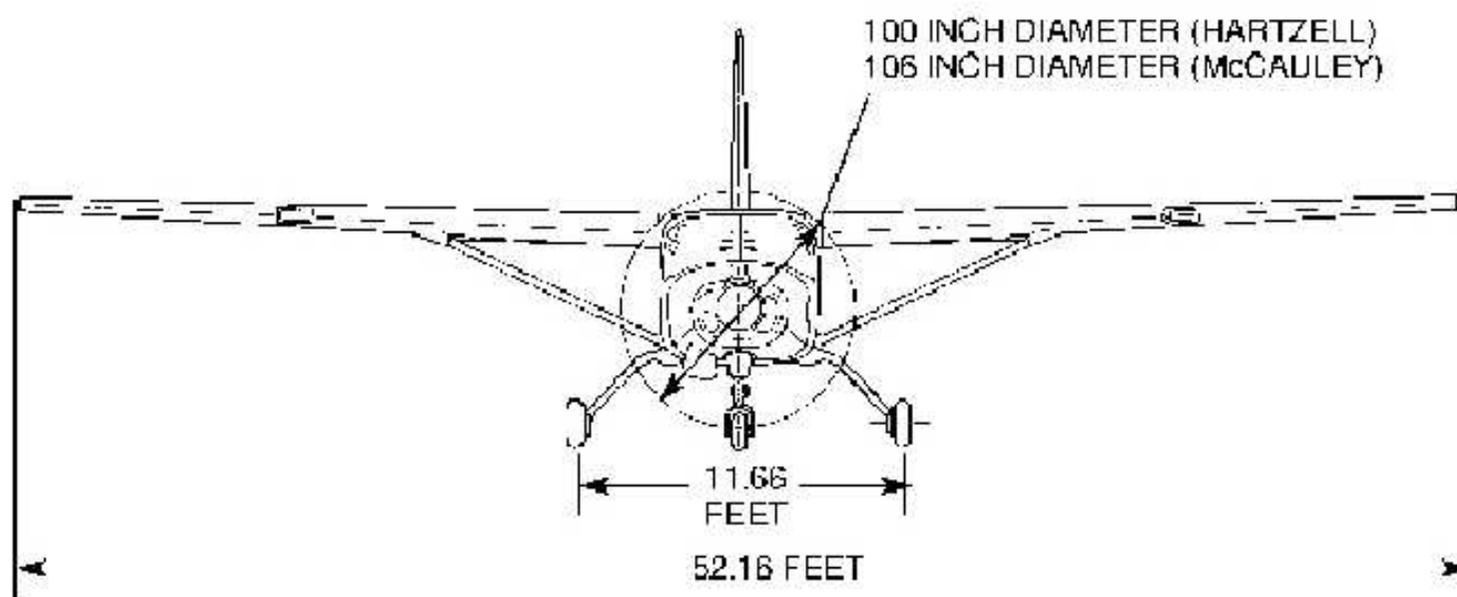
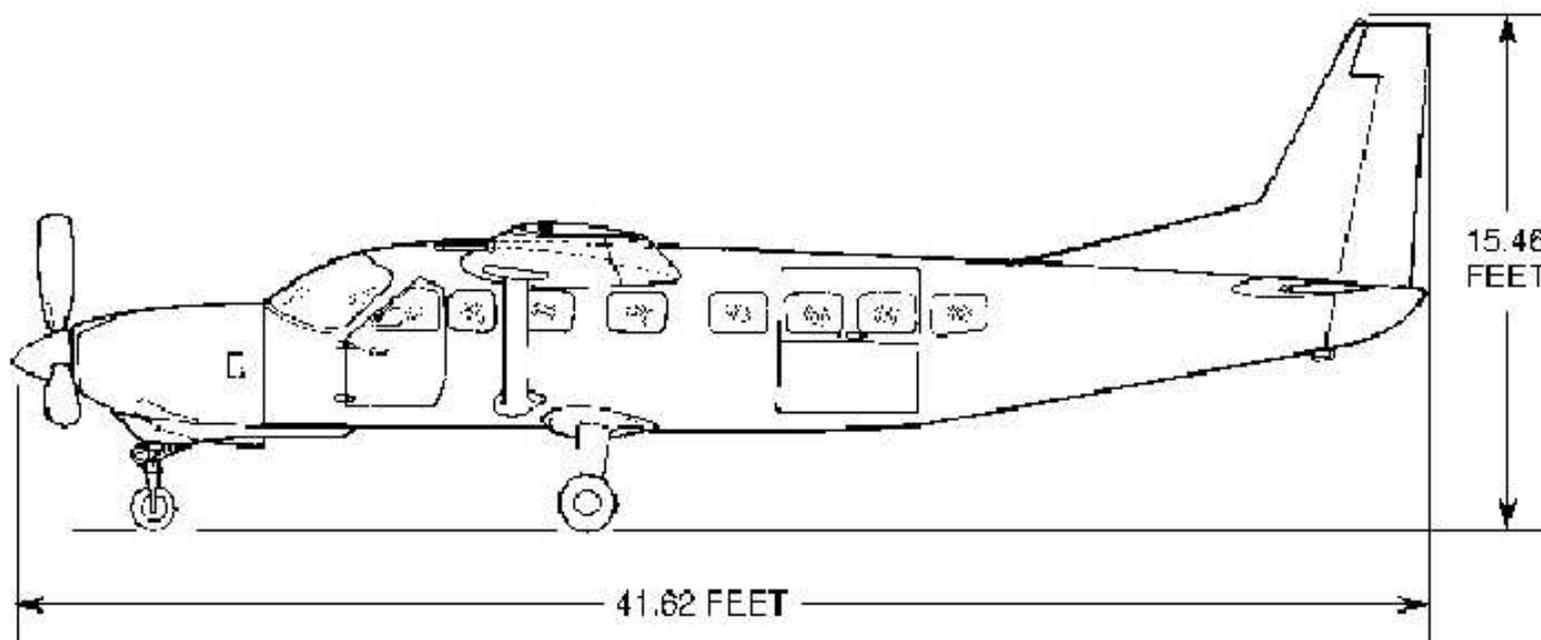


NOTE: MODEL 208 HEIGHT PRIOR TO 20800029 IS
14.16 FEET WHEN NOT MODIFIED BY SK208-13

MODEL 208 PASSENGER

28-100103
28-100104

1023-29



MODEL 208B PASSENGER

20-100-03
20-100-04

DESCRIÇÃO DA AERONAVE

ESTRUTURA

A aeronave é inteiramente metálica, asa alta, monomotor, com trem de pouso do tipo fixo, triciclo, não convencional. Sua fuselagem é do tipo semimonocoque e incorpora um "carga pod", em kevlar. As asas são bilongarina, com pontas removíveis de chapas metálicas, incorporando flapes, ailerons, spoiler e tanques de combustível.

A empennagem é do tipo convencional, composta de deriva (estabilizadores vertical e horizontal), leme de direção e profundor.



ARRANJO INTERNO

INTERIOR CONFIGURATIONS



EXECUTIVE

The executive seating options take you to extreme places in extreme comfort.




AIRLINE

Flexible seating configurations provide for up to 12 passengers and two pilots.

Single Deck



High Deck, 18" Rise



Dependent on floor preparation.



COMBINATION

Passengers and cargo? No problem. Your Caravan can adapt to handle the load.




CARGO

The Super Cargomaster offers a rugged, flat floor and 220 pounds more payload.

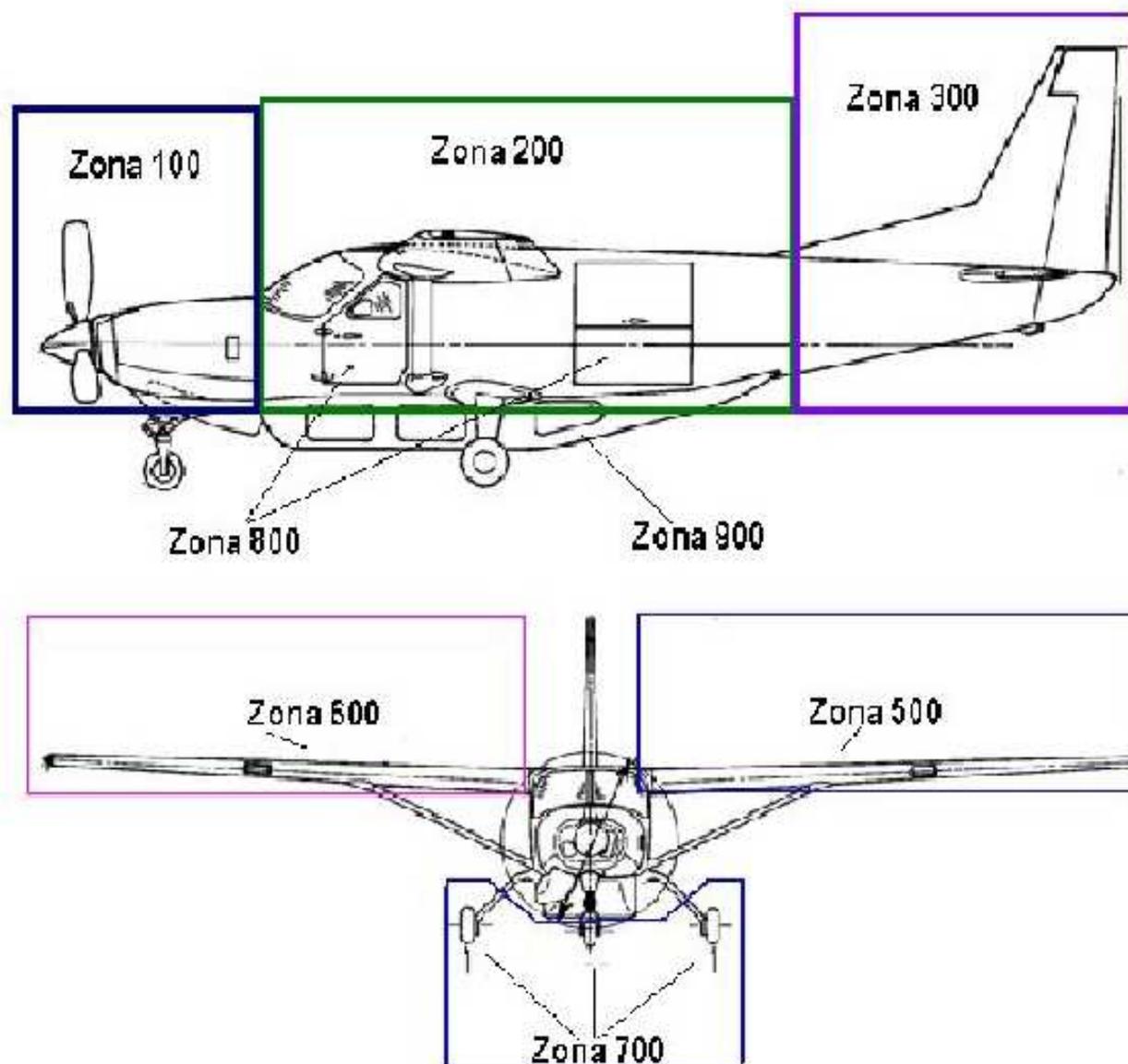


ZONAS DA AERONAVE

As zonas da aeronave podem ser utilizadas para localização de áreas de trabalho e de componentes, é importante conhecer estas zonas para início de trabalho e manutenção da aeronave. As zonas são identificadas por um conjunto de números de 3 dígitos, como mostra o exemplo abaixo. Cada dígito designa a categoria da zona: Maior, Subzona e Subdivisão.

Zonas maiores

- (1) 100 - à frente da firewall (Parede de fogo) FS 100.0 até o nariz da aeronave.
- (2) 200 – Atrás da FS 100.0 firewall até a FS 308.00 (208), FS356.00 (208B).
- (3) 300 – após a FS 308.00 (208), FS356.00 (208B) até o final (cauda) da aeronave.
- (4) 500 – Asa esquerda.
- (5) 600 – Asa direita.
- (6) 700 – Trem de pouso.
- (7) 800 – Portas da cabine e de carga.
- (8) 900 - Cargo pod (se aplicável).



CONTROLES DE VÔO

O controle de vôo é proporcionado pelos ailerons, profundor, leme de direção e spoilers. Os spoilers estão conectados ao sistema dos ailerons e começam a atuar com uma deflexão de 5°, para cima, do mesmo, melhorando o controle lateral em baixas velocidades.

Os pedais proporcionam a deflexão do leme e comandam o giro da bequilha.

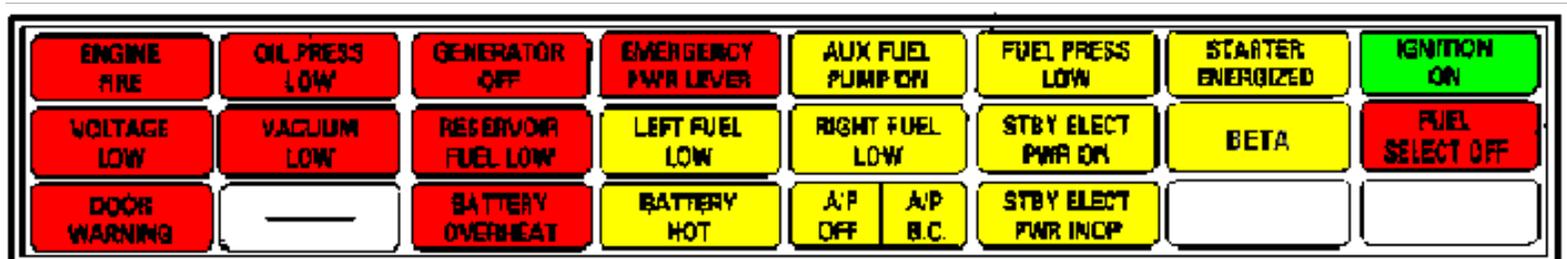
COMPENSADORES

Ailerons: compensador automático, incorpora uma superfície de comando em cada asa, sendo o direito manualmente comandável pela rotação de um botão no pedestal de controle.

Profundor: incorpora duas superfícies de comando, sendo manualmente comandáveis através de uma roda vertical, à esquerda do pedestal de controle, ou através de um compensador elétrico, localizado no volante do manche.

Leme de direção: a compensação não incorpora superfícies de comando, sendo realizada através de atuação no próprio leme. É manualmente comandável através de uma roda horizontal, localizada no pedestal de controle.

PAINEL DE ALARMES



LUZ VERMELHA: condição perigosa, requer correção imediata.

ENGINE FIRE - Temperatura excessiva ou fogo no compartimento do motor.

VOLTAGE LOW - Voltagem da barra de alimentação inferior a da bateria

DOOR WARNING - Porta de carga ou passageiros destravada.

OIL PRESS LOW - Pressão do óleo abaixo de 38 PSI.

VACUUM LOW - Pressão do sistema de vácuo inferior a 3.0 In.Hg.

GENERATOR OFF - Gerador desconectado da barra de alimentação.

RESERVOIR FUEL LOW - Reservatório de distribuição com aproximadamente metade de sua capacidade, ± 2 galões.

BATTERY OVERHEAT - Temperatura da bateria excessivamente alta.



EMERGENCY PWR LEVER - Manete de potência de emergência fora da posição normal.

FUEL SELECT OFF - Uma ou ambas as seletoras de combustível fechadas.

LUZ AMBAR: CONDIÇÃO DE CAUTELA, PODE REQUERER CORREÇÃO IMEDIATA.

LEFT FUEL LOW - Quantidade de combustível, inferior ou igual a 25 US GAL (167 Lb), no tanque esquerdo.

RIGHT FUEL LOW - Quantidade de combustível, inferior ou igual a 25 US GAL(167 Lb) no tanque direito.

BATTERY HOT - Temperatura da bateria alta.

AUX FUEL PUMP ON - Indica que a bomba auxiliar elétrica de combustível está operando.

CHIP DETECTOR - Indica presença de limalha na caixa de redução ou na caixa de acessórios.

FUEL PRESS LOW - Pressão de combustível abaixo de 4,75 PSI no reservatório de distribuição.

STBY ELECT PWR ON - Indica que o alternador está suprindo a barra de alimentação.

STBY ELECT PWR INOP - Indica que a corrente do alternador não está suprindo a barra de alimentação.

STARTER ENERGIZED - Arranque-gerador operando no modo arranque.

BETA - indica que o ângulo das pás da hélice (passo) estão na faixa beta (inferior a 9°).

LUZ VERDE: condição normal de funcionamento.

IGNITION ON - Ignição energizada.

CONTROLE DIRECIONAL NO SOLO (Taxi)

O controle direcional no solo é realizado utilizando-se os pedais para comandar a bequilha que gira aproximadamente 15° para cada lado. Se a aeronave for rebocada o limite máximo de 25° para cada lado deverá ser respeitado a fim de evitar danos no trem de nariz.

Aplicando os freios, direito ou esquerdo, podemos aumentar o giro da bequilha até 56°, para cada lado.

FLAPES

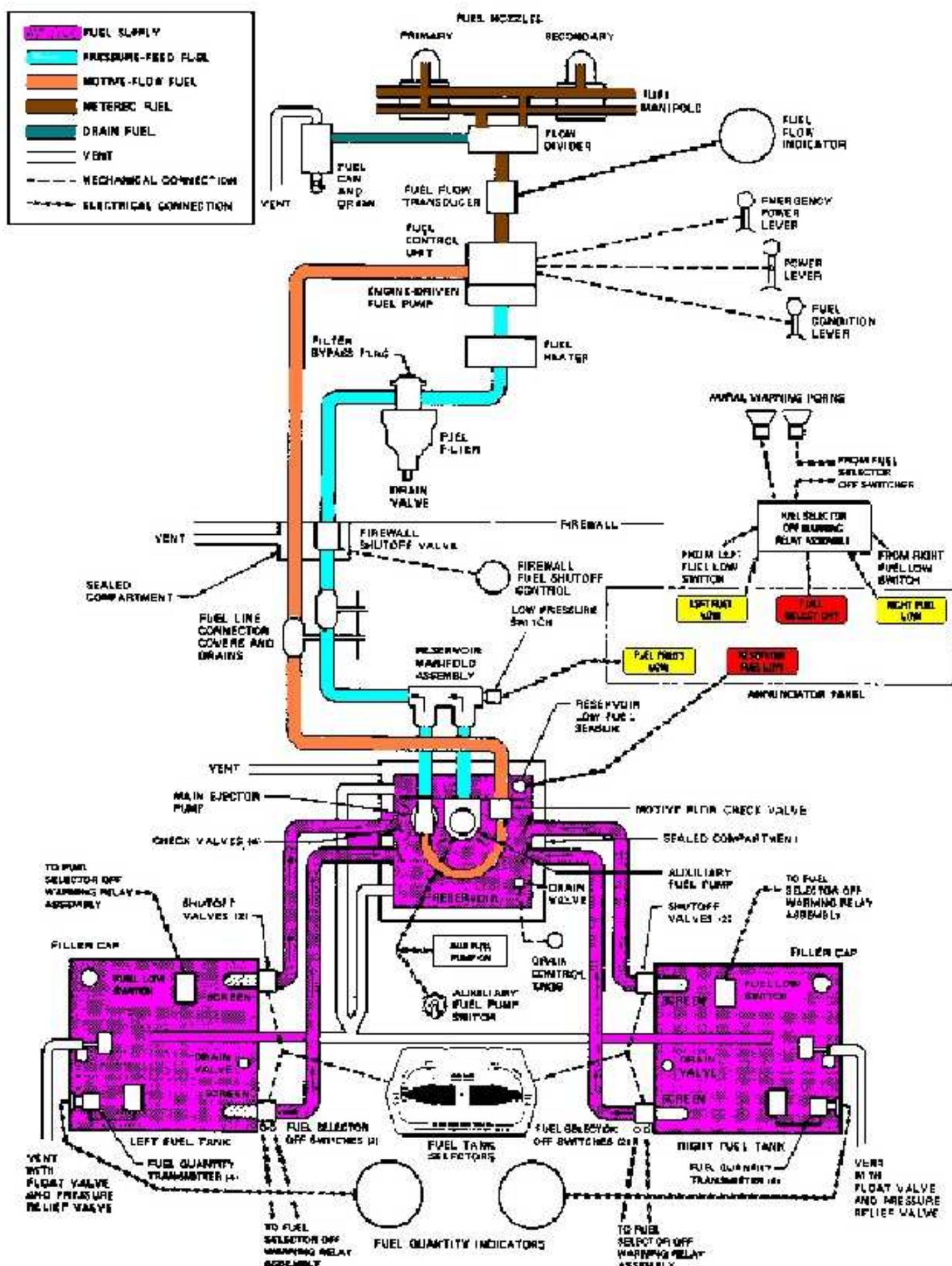
Os flapes são do tipo “single-slot”.O sistema de flapes consiste de comando, indicador de posição e dois motores atuadores: o principal e o auxiliar. O Sistema Normal consiste de um motor atuador elétrico principal, comandado por um seletor localizado no lado direito do pedestal de manetes, com ressaltos nas indicações de posições UP, 10°, 20° e FULL, sendo 30° a sua deflexão máxima.

O Sistema STBY poderá ser utilizado para operar os flapes em caso de falha do sistema normal e consiste de um motor atuador elétrico auxiliar e dois interruptores, sendo que um deles seleciona qual sistema está sendo utilizado (STBY ou NORM) e, o outro, comanda os flapes nas posições UP e DOWN. As posições UP e DOWN são momentâneas e deve-se observar o indicador de posição dos flapes para controle da deflexão.

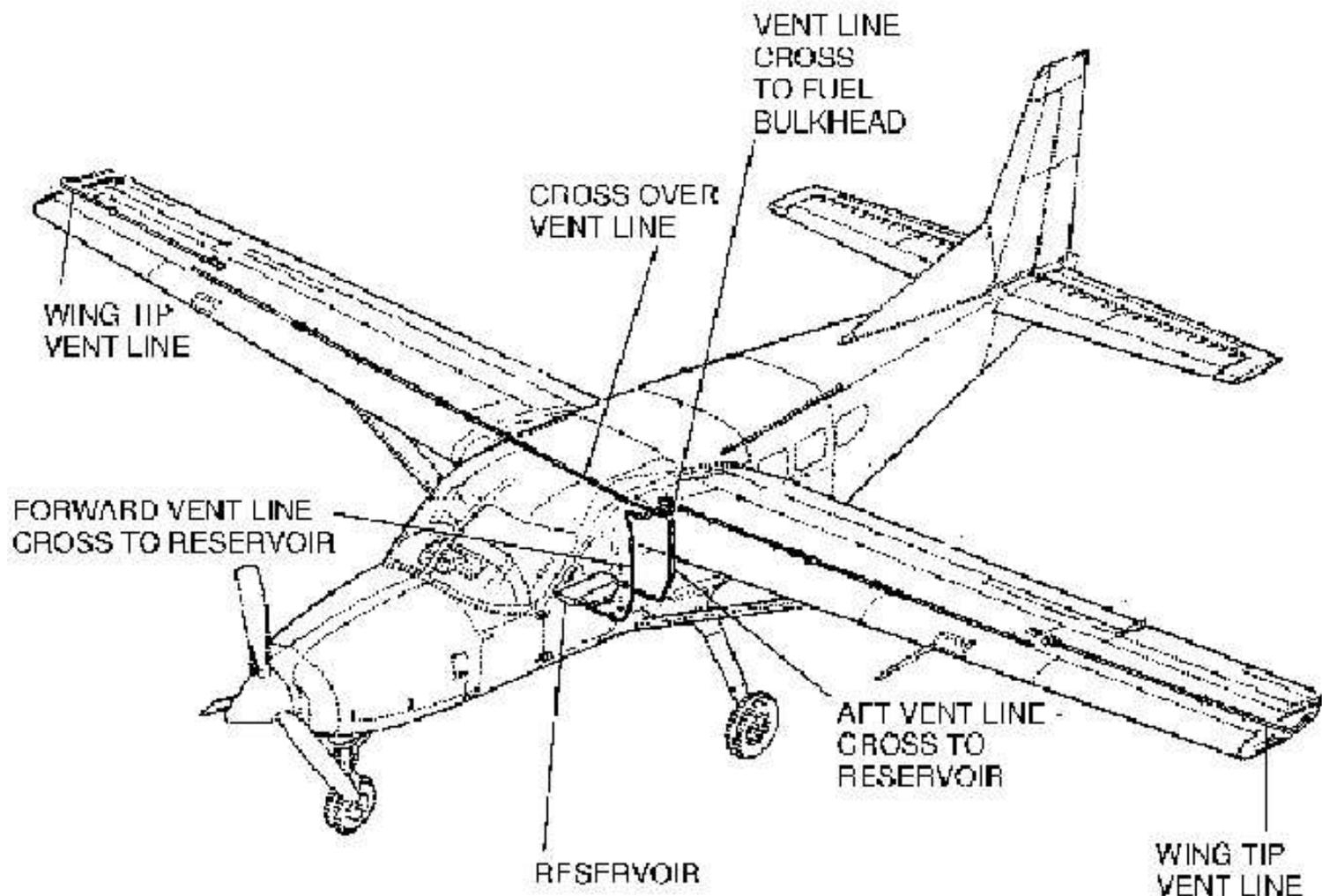
Não se deve forçar os flapes, no sistema STBY, além das posições 0 e 30°, pois ele não possui batente, podendo ocasionar danos ao sistema.

COMBUSTÍVEL

O sistema de combustível consiste de suspiros com válvula de alívio, dois tanques de combustível integrais com duas válvulas de corte cada, um sistema de alarme, um reservatório de alimentação, uma bomba ejetora, uma bomba auxiliar elétrica, um reservatório de distribuição, uma válvula de corte na parede de fogo, um filtro de combustível e um trocador de calor.



09-01 X10-01



Cada tanque de combustível incorpora dois bocais de abastecimento, um sensor de baixo nível, três válvulas dreno, quatro transmissores de quantidade combustível e um suspiro com válvula de alívio (unidirecional).

O combustível flui por gravidade dos tanques para o reservatório de alimentação através das válvulas de corte.

Dentro do reservatório de alimentação, que está sempre cheio para evitar cavitação, estão localizados um sensor de baixo nível, uma válvula dreno, a bomba ejetora e a bomba auxiliar elétrica, que bombeiam o combustível para o reservatório de distribuição.

A bomba ejetora atua por fluxo induzido proveniente da unidade de controle de combustível, que produz tal fluxo durante o funcionamento do motor. No caso de falha da bomba ejetora, a bomba auxiliar elétrica entrará automaticamente em operação, suprindo o combustível para o motor.

FILTRO

Depois de passar pela válvula de corte, o combustível é encaminhado ao filtro de combustível, que incorpora uma derivação (BY PASS). Esta derivação se abre automaticamente num eventual entupimento do filtro, permitindo a passagem de combustível não filtrado. Uma bandeira vermelha na parte superior do filtro saltará, indicando seu entupimento.



A ventilação do sistema é proporcionada por um suspiro em cada tanque, inclusive no reservatório de alimentação. A ventilação é essencial para a operação do sistema. Um completo bloqueio dos suspiros resulta em redução do fluxo de combustível com eventual apagamento do motor.

VÁLVULA DE CORTE DA PAREDE DE FOGO



Uma válvula de corte manual, localizada no lado esquerdo da parede de fogo, permite ao piloto cortar o fluxo de combustível para o motor.

A válvula é acionada por um punho vermelho (FUEL SHUTOFF-PULL OFF) localizado no pedestal de manetes.

VÁLVULA DE CORTE

O fluxo de combustível é selecionado por duas válvulas de corte para cada tanque. São operadas por dois “KNOBS” (SELETORAS), instalados no console superior, entre as posições do piloto e co-piloto. As válvulas estão localizadas na junção das asas com a fuselagem instaladas na conexão das tubulações com os tanque de combustível.



SELETORAS



Duas seletoras, uma para cada tanque, estão localizadas no console superior. possuem as posições ON e OFF e controlam mecanicamente as válvulas de corte dos tanques das asas (duas para cada tanque).

Antes do reabastecimento, ou quando a aeronave está estacionada em uma rampa, deve-se fechar uma das seletoras (se estacionado em rampa, fechar a do

tanque mais alto). Esta ação não permitirá alimentação cruzada pelo tanque mais cheio ou pelo tanque mais alto, e reduzirá qualquer tendência a vazamento pelos suspiros.

ALARME DE SELETORAS FECHADAS

Possui a finalidade de alertar o piloto se uma ou ambas as seletoras forem levadas para a posição **OFF** inadvertidamente. O sistema possui duas buzinas de alerta e uma luz anunciadora vermelha **FUEL SELECT OFF**, e funciona como se segue:

As duas seletoras fechadas: a luz anunciadora vermelha **FUEL SELECT OFF** acende e uma das buzinas dispara.

Uma seletora fechada:

- durante a partida: (interruptor de partida em START ou MOTOR) a luz anunciadora vermelha **FUEL SELECT OFF** acende e as duas buzinas disparam.
- com baixo nível de combustível no tanque em uso: a luz anunciadora vermelha **FUEL SELECT OFF** acende e uma das buzinas dispara.

Se o disjuntor **START CONT** (interligado ao FUEL SEL WARN) saltar ou for puxado (manutenção no solo), a luz vermelha **FUEL SELECT OFF** acenderá mesmo com as seletoras em ON, avisando ao piloto que o sistema de alarme foi desativado.

TANQUES DE COMBUSTÍVEL

Os dois tanques de combustível estão localizados no interior das asas (direitas/esquerda) e tem a capacidade individual de 166 galões (1124 libras). Cada tanque possui um sensor de baixo nível de combustível, no respectivo tanque é de 25 galões ou menos. Os tanques de combustível possuem sistema de ventilação.

As linhas de ventilação (suspiro) se interligam aos dois tanques bem como ao reservatório. A ligação da tubulação central com a linha que liga o limite do tanque com a ponta da asa é feita através de uma “RELIEF VALVE”, a qual abre por pressão diferencial positiva ou negativa. POSITIVA 1.0 PSI e NEGATIVA 0.7 PSI.

Caso ocorra um bloqueio total do sistema de ventilação dos tanques (COMPLETE BLOCKAGE) haverá um decréscimo no fluxo de combustível para o motor e uma eventual parada do mesmo.

Quatro tubulações ligam o tanque ao reservatório (2 a 2) permitindo o suprimento constante do fluxo de combustível para o motor.

BOMBA AUXILIAR

A bomba auxiliar elétrica é acionada por um interruptor localizado no painel de interruptores à esquerda do piloto e possui **três posições**:

- **OFF**: A bomba auxiliar elétrica está inoperante.

- **NORM**: A bomba auxiliar elétrica está armada e entrará em operação quando a pressão de combustível do reservatório de distribuição cair **abaixo de 4.75 PSI**.

Esta é a posição normal de operação, quando o fluxo de combustível é fornecido pela bomba ejetora e bomba auxiliar elétrica fica em "standby".

Antes da partida, a bomba auxiliar elétrica cicla, nesta posição, para testar o sensor de baixa pressão do reservatório de distribuição.

- **ON**: A bomba auxiliar elétrica passa a operar continuamente.

Esta posição é usada para suprir o fluxo de combustível na partida do motor ou quando a pressão do combustível cair para valores abaixo de 4,75 PSI, ou ainda, quando utilizando gasolina de aviação.

PAINEL DE COMBUSTÍVEL



FLUXÔMETRO

Um indicador de fluxo de combustível está localizado no topo do painel de instrumento e indica o consumo em libras por hora, baseado no JET A.

O fluxômetro mede o fluxo de combustível após o FCU, antes de passar pelo divisor de fluxo. É protegido por um disjuntor FUEL FLOW.

LIQUIDÔMETROS

A quantidade de combustível é medida por oito transmissores (quatro em cada tanque) e indicada por dois liquidômetros, localizados no painel superior de instrumentos.

Os indicadores são elétricos e calibrados em libras (baseado no peso do JET A nas CNTP) e em US GAL.

Ao indicar tanque vazio (linha vermelha, com a letra E), o combustível remanescente não utilizável será de 2,8 US GAL, para um tanque selecionado, ou 3,6 US GAL (24 lbs), para os dois tanques selecionados.

A indicação de quantidade de combustível não é precisa durante o vôo descoordenado ou quando a aeronave estiver estacionada em terreno desnivelado.

Os liquidômetros são protegidos por disjuntores, LEFT FUEL QTY e RIGHT FUEL QTY.

QUANTIDADE DE COMBUSTÍVEL, EM LIBRAS:

Quantidade por tanque	=	1124
Total	=	2248
Não utilizável	=	24
Utilizável	=	2224

TOTALIZADOR

Sua finalidade é auxiliar o piloto com relação ao combustível consumido durante o voo. Utiliza o mesmo circuito do indicador de fluxo de combustível, indicando o total de combustível consumido em libras.

Possui um mostrador com cinco dígitos, um botão que zera o mostrador e uma trava para o referido botão.

O totalizador está localizado na parte superior direita do painel de instrumento.

LUZES DE BAIXO NÍVEL

LUZES DE BAIXO NÍVEL NOS TANQUES

Duas luzes de aviso na **cor âmbar**, uma para cada tanque, **LEFT FUEL LOW** e **RIGHT FUEL LOW** acenderão no painel de alarmes quando a quantidade no respectivo tanque for de **25 US GAL** ou menos.

LUZES DE BAIXO NÍVEL NO RESERVATÓRIO

Uma luz de aviso na cor vermelha, **RESERVOIR FUEL LOW**, acenderá quando o nível de combustível no reservatório **cair para a metade**.

LUZ DE BAIXA PRESSÃO

Uma luz de aviso na cor âmbar, **FUEL PRESS LOW**, acenderá quando a pressão de combustível na tubulação após o reservatório cair abaixo de **4,75 PSI**.

LUZ DE BOMBA AUXILIAR LIGADA

Uma luz de aviso na cor âmbar, **AUX FUEL PUMP ON**, indicará que a bomba elétrica de combustível está operando, seja quando seu interruptor estiver em ON ou quando o mesmo estiver em NORM e a pressão de combustível cair abaixo de 4,75 PSI no reservatório de distribuição.

VÁLVULAS DRENO



O sistema está equipado com válvulas dreno, que são um meio de verificar a qualidade do combustível ou alguma contaminação.

Elas são em número de três na parte inferior da cada tanque, uma no final inferior do reservatório de alimentação e uma na parte inferior do filtro de combustível.

RESERVATÓRIO DO DRENO DA BOMBA DO MOTOR

Controla o consumo de óleo do engate da bomba de combustível do motor e permite verificar se o selo da bomba está permitindo a passagem ou vazamento de combustível.

O reservatório deve ser drenado uma vez ao dia, ou em intervalo de seis cortes do motor.

Uma quantidade de até **3cc** de óleo e **20cc** de combustível por hora de operação do motor é permitida. Se a quantidade for maior, a fonte do vazamento deve ser identificada e corrigida antes do próximo vôo.

DISJUNTORES

O sistema de combustível é protegido por uma série de disjuntores, posicionados no painel de disjuntores na parede esquerda da cabine dos pilotos.



ALARME DE ESTOL



A aeronave é equipada com uma unidade de alarme de estol localizada no borda de ataque da asa esquerda, um aviso sonoro localizado acima do piloto é disparado quando a aeronave atingir entre 5 e 10 KTS acima da velocidade de estol.

A unidade alarme de estol possui um sistema de aquecimento que é operado pelo interruptor **STALL HEAT** no painel do sistema de degelo.



SISTEMA ELÉTRICO

GENERALIDADES

Neste capítulo trataremos do sistema elétrico do CESSNA 208, CARAVAN, seus componentes e o princípio de funcionamento.

Como toda aeronave, o CESSNA 208 possui componentes mais importantes e por isso mais evidentes dentre os que nela existem, assim, destacam-se suas três fontes de energia (GERADOR, BATERIA e ALTERNADOR): caixa de distribuição de força; unidade de controle do gerador; unidade controle do alternador; painel de interruptores, breakers e painel anunciador.

Seu sistema de alimentação é feito através de barras energizadas ou pela bateria, ou pelo gerador ou ainda pelo alternador, que é uma fonte reserva.

Possui, ainda, uma tomada para fonte externa, utilizada nos testes de solo, pesquisas, partidas, enfim, serviços de hangar em geral. Os valores de voltagem para fins didáticos são: para bateria 24 Volts e 45 A/H (sendo chumbo-Ácida) e 24 Volts e 40 A/H (sendo Alcalina-Níquel-Cádmio); para o gerador: 28 Volts – 200 A (de capacidade); e para o alternador: 27,5 Volts – 95 A (em operação 75 A).

A fonte externa não deverá ser de valor inferior a 28 volts e 800 A, observando-se a possibilidade de ser utilizada para uma partida.

BATERIA



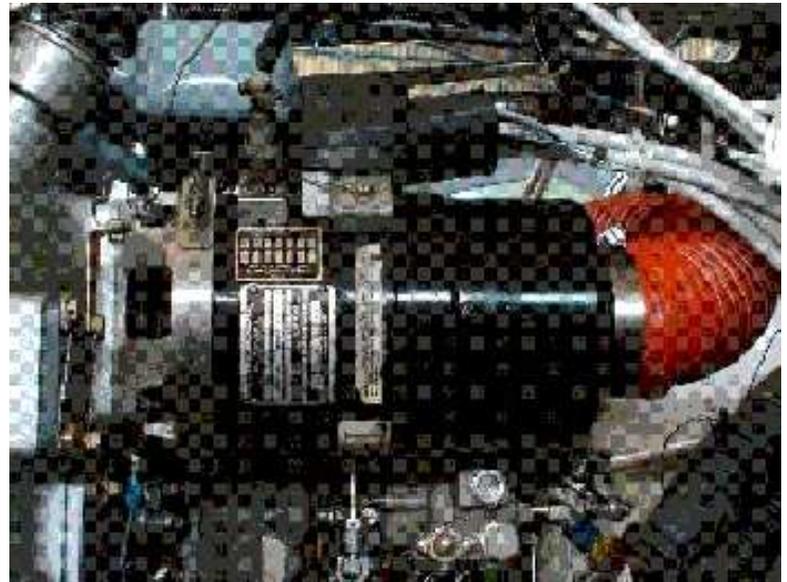
As baterias possuem vinte elementos internos interligados em série e com tensão individual de 1,2 V.

COMENTÁRIOS GERAIS

É importante que se observe o sistema de ventilação adequado para a bateria do avião, isso em função dos gases provenientes das reações químicas internas inerentes a bateria e a própria temperatura da mesma. A bateria ácida possui eletrólitos e gases extremamente corrosivos.

Algumas aeronaves trazem o sistema de monitoramento da bateria, estipulando valores limites suportáveis, no caso do 208, existem avisos luminosos no painel anunciador de luzes, aos 140 °F acende uma luz âmbar **BATTERY HOT** e aos 160 °F acende uma luz vermelha **BATTERY OVERHEAT**.

ARRANQUE / GERADOR

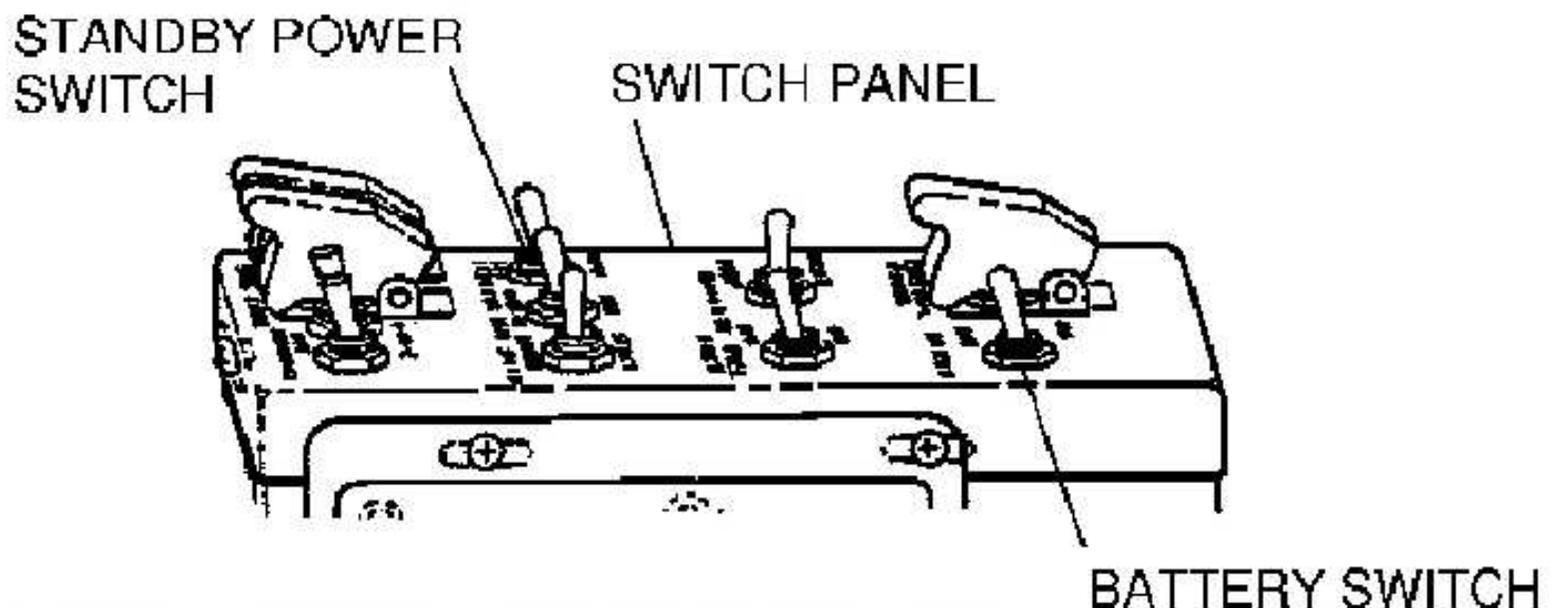


Conjugado em um só, arranque e gerador, utilizando cada qual seu comando. Na condição de arranque 44% à 46% de Ng, a partir de 46% de Ng como gerador possui uma unidade de controle de gerador (UCG) que é responsável pelo nível de tensão, proteção contra voltagens e sobrecarga. Para fins didáticos, regulado para uma tensão de 28,5 Volts contínuos e capacidade de 200 A.

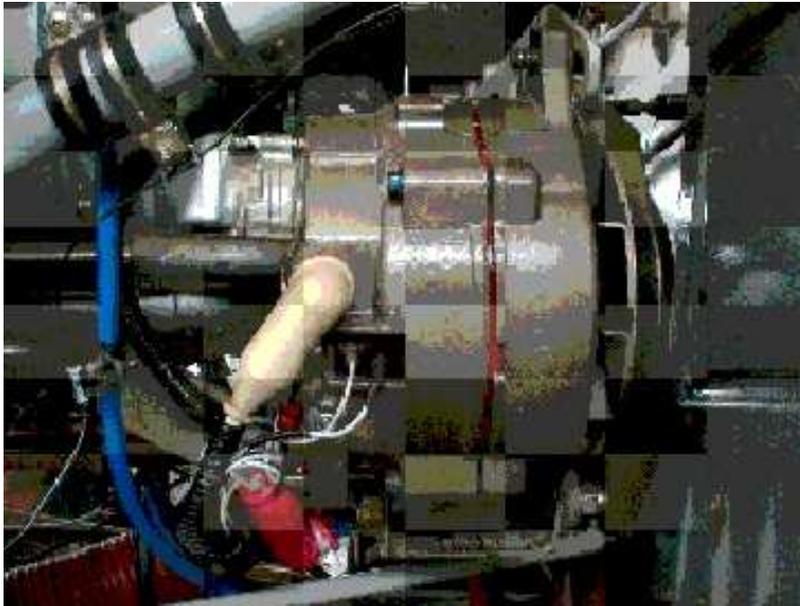
Acoplado ao seu conjunto e ao próprio corpo do gerador, está um sensor de velocidade que fornece informações para a UCG sobre a velocidade a assim o encerramento do período como arranque.

Deve ser observado os tempos permitidos para uma sequência de usos do gerador como arranque, ou seja, para 30 segundos em “ON”, corresponde a 60 segundos em “OFF”; por mais 30 segundos em “ON” 60 segundos em “OFF” e, finalmente, para uma terceira vez, para 30 segundos em “ON”, 30 minutos em “OFF”.

O gerador possui um interruptor no painel de interruptores, com 3 posições: ON, RESET e TRIP. Na posição “ON”, a UCG colocará o gerador na barra principal, desde que já tenha encerrado o ciclo de partida. A posição “RESET” é apenas um impulso no campo do gerador, caso ele não esteja gerando como deveria, por pouco residual de tensão no campo. A posição “TRIP” desliga o gerador da barra.



ALTERNADOR



Tido como uma fonte reserva para o caso de ausência da alimentação proveniente do gerador, o alternador está fixado ao conjunto do motor no lado esquerdo, exercendo sua geração com alimentação de seu campo pela barra da bateria, através de sua **UNIDADE DE CONTROLE**.

Está acoplado ao motor por intermédio de uma correia, cuja fixação e folga devem ser observados no manual de montagem. Sua unidade de controle (**UCA**) o mantém regulado em **27,5 VDC**, sua capacidade em funcionamento é de **75 A** (regulados). Possui um interruptor no painel de interruptores (na cabine) com duas posições: “**ON**” e “**OFF**”. Em “**ON**” sua barra alimentará as barras gerais nº 1 e 2, a barra aviônica nº 1 (se acionada a **SW BY POWER AVIONICS**)).

Relembrando

Bateria

Ni-Cad 24v 40 A/h

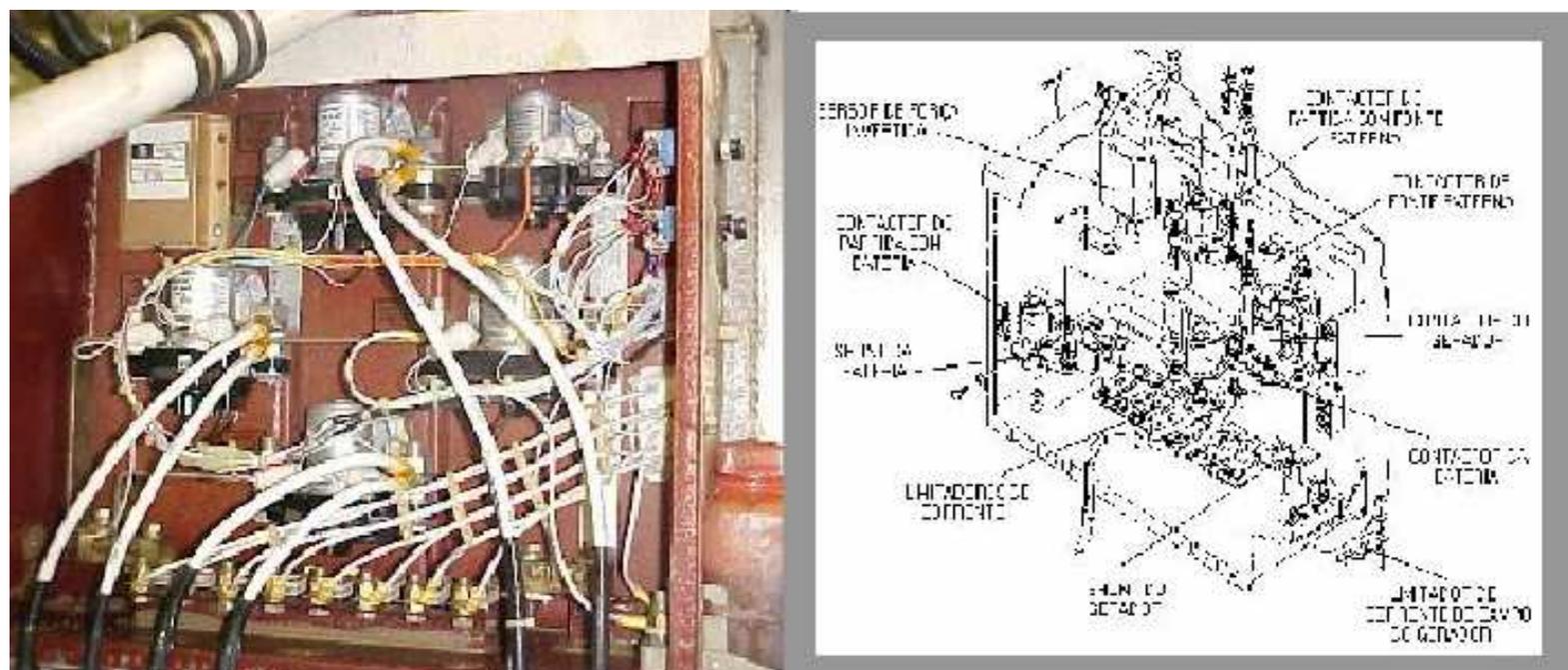
Gerador

Capacidade máxima 30v 200 A/h -gerador e 28v 1000 A/h - arranque.

Alternador

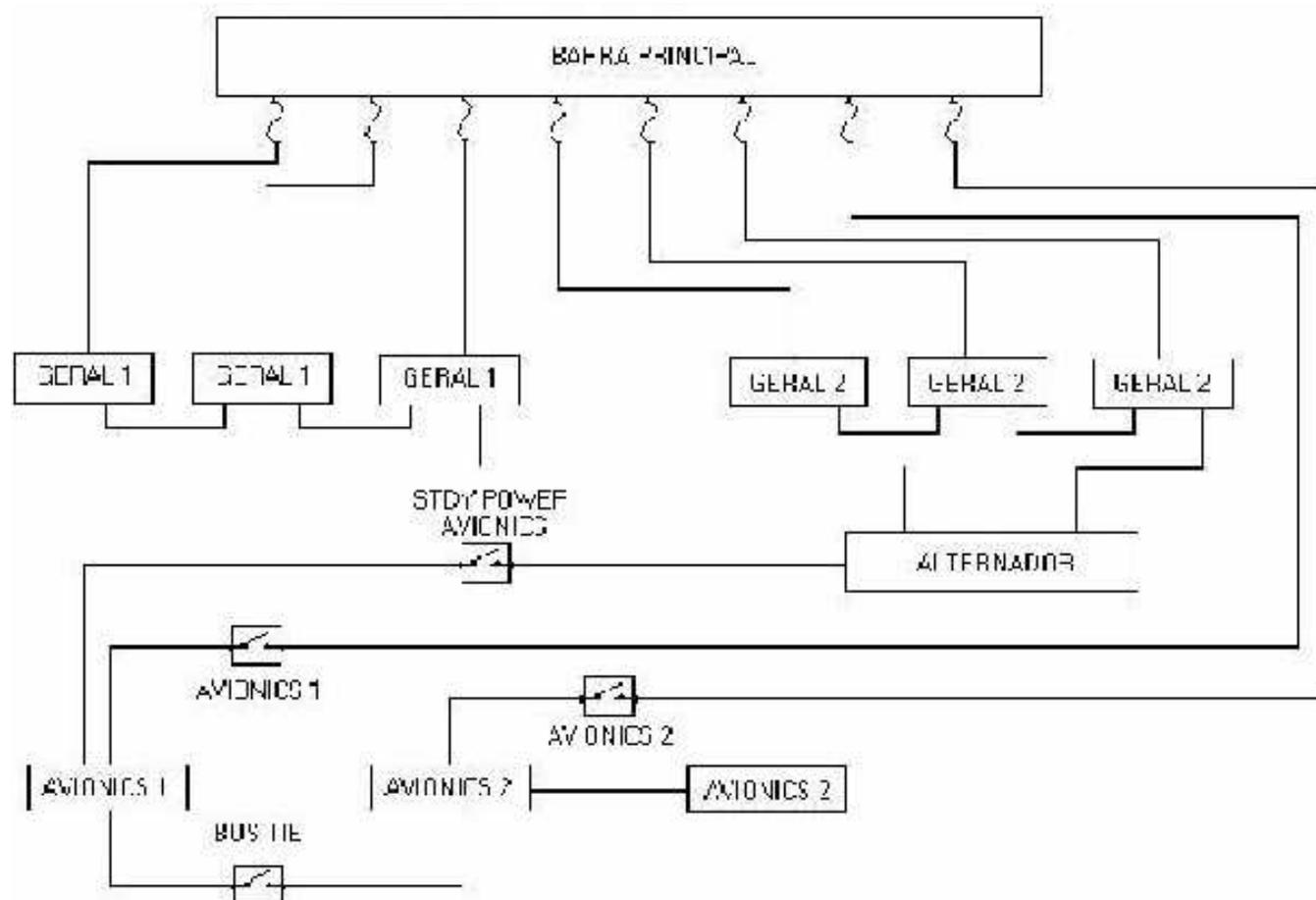
Capacidade máxima de 28v 95 A/h.

CAIXA DE DISTRIBUIÇÃO



Esta caixa localizada no lado esquerdo do alojamento do motor, na parede de fogo, contém os principais relés (conectores) da aeronave: do starter interno, do starter externo, da fonte de força externa, da linha de gerador e da bateria,. Contém, também, a barra principal de distribuição, os limitadores de corrente das barras e do campo do gerador no valor de 40 A cada um. O monitor de fonte externa e os cinco breakers dos circuitos “quentes” da barra da bateria, entre outros componentes. É ela, portanto, principal responsável pela distribuição da energia.

BARRAS DE DISTRIBUIÇÃO

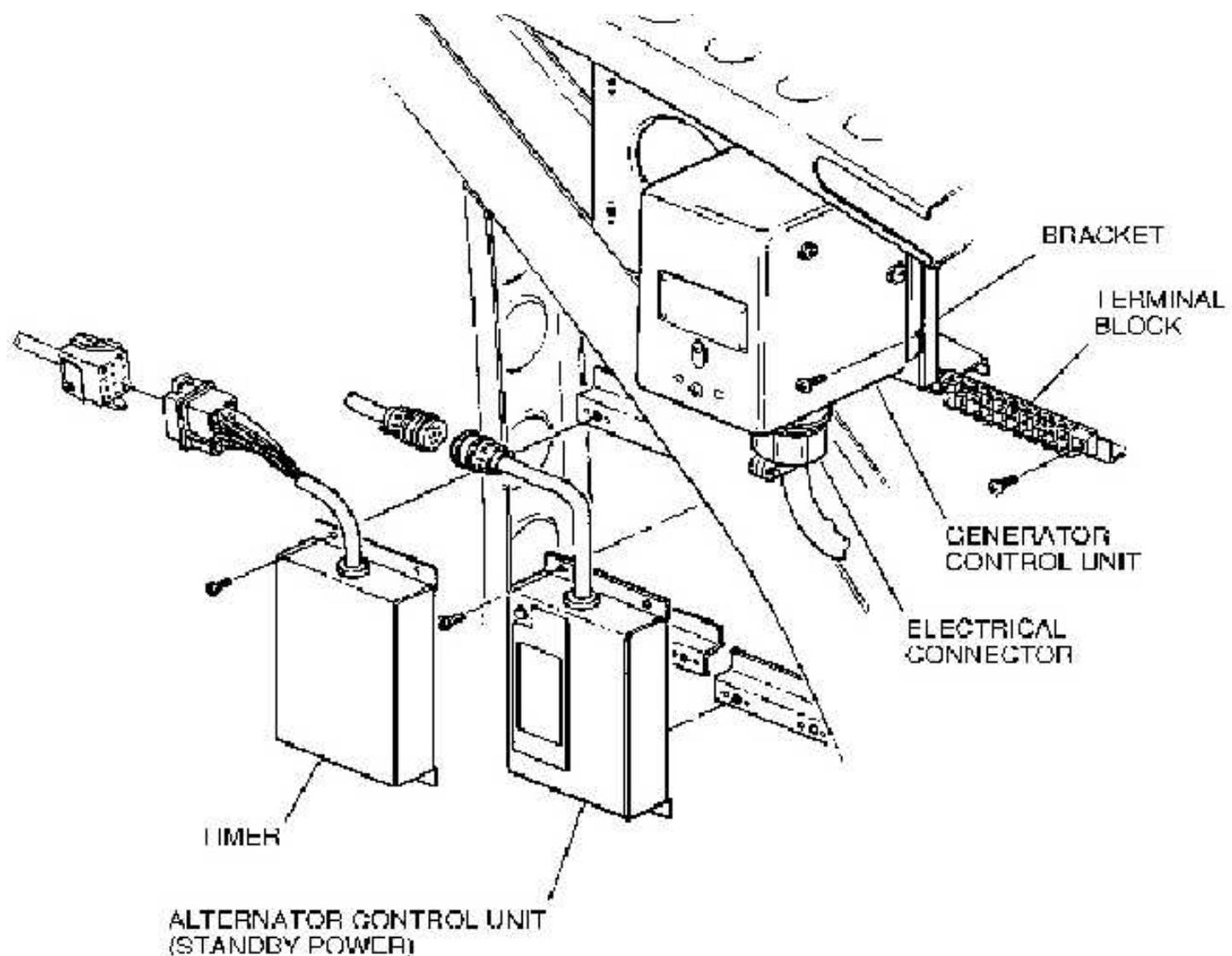


O CARAVAN possui um sistema de barras de alimentação de seus diversos componentes, um total de **seis barras**. A barra de distribuição de força (ou barra principal) alimenta através de limitadores de corrente duas barras gerais, nº 1 e nº 2, cada qual subdividida em 3 partes. Alimenta, também, duas barras aviônicas, nº 1 e nº 2, sendo a nº 2 subdividida em duas partes. Existem ainda a barra da bateria e a barra do alternador. Com exceção da barra do alternador, que é uma fonte de energia reserva utilizada na perda do gerador, os demais alimentam todos os sistemas elétricos do avião. A barra do alternador quando solicitada, alimentará a barra geral nº 1 e a aviônica nº 1 (se selecionada a SW avionics stand by); vale salientar que as subdivisões das barras gerais são interligadas por breakers, e os aviônicos, nesse caso, pelo interruptor **BUSTLE SW BREAKERS**.

A barra da bateria estará sempre energizada, bastando que a bateria esteja conectada ao avião, esta barra alimenta **5 circuitos quentes através de breakers**.

O circuito de sua própria switch: o circuito do relógio e HOURMETER; o CKT das luzes de cabine; o ponto de sinal anti-ciclo na UCG e para memória do sistema de aviônico.

UNIDADES DE CONTROLE



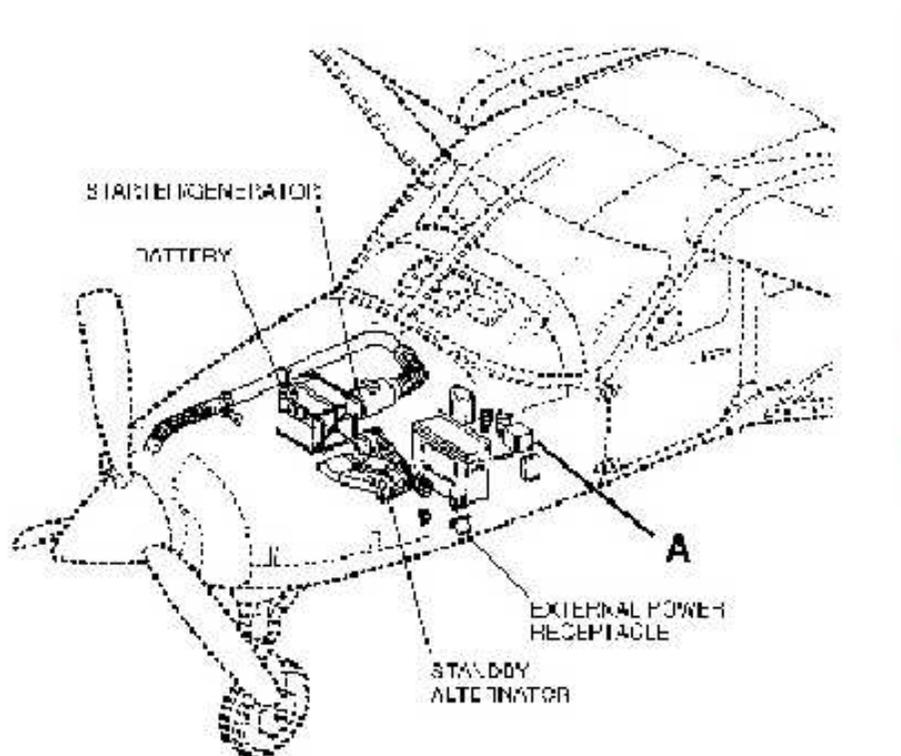
UNIDADE DE CONTROLE DO GERADOR (UCG)



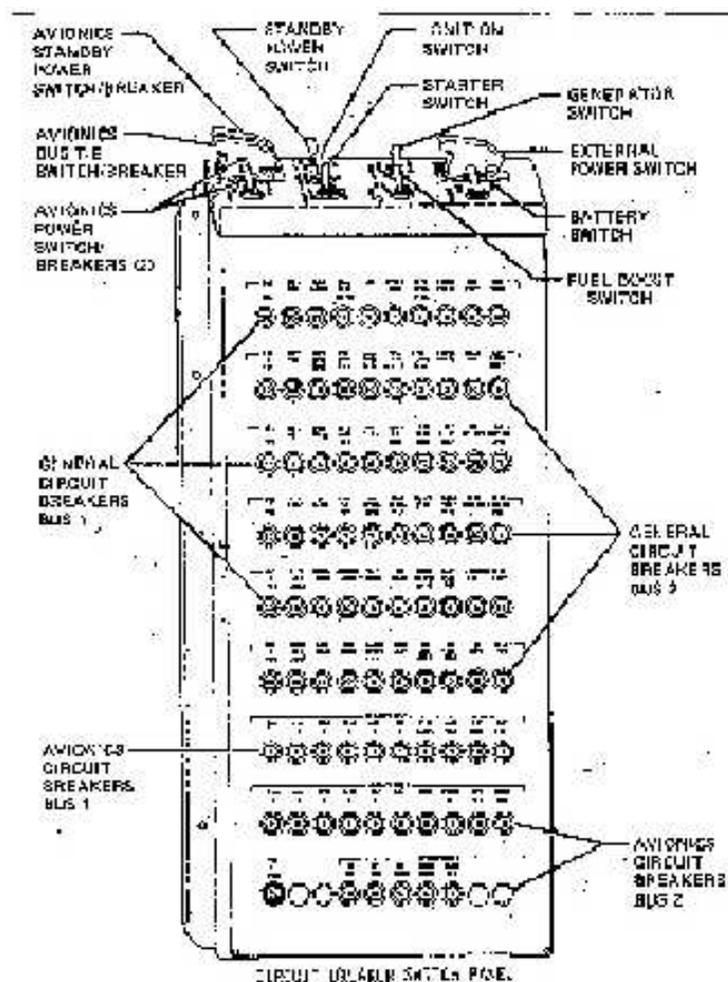
A UCG está localizada atrás do painel esquerdo de instrumentos, na lateral esquerda, na cabine de comando. Esta unidade efetua todos os controles e proteções do gerador, até os comandos de seu interruptor são efetuados através dela. O ciclo de partida e término está sob sua observação, baseado nas informações do sensor de velocidade. É nela que é feita a regulação de tensão do gerador e o coloca à barra ou não com o comando do contactor de linha do gerador.

UNIDADE DE CONTROLE DO ALTERNADOR (UCA)

Esta unidade fica logo abaixo da UCG, na cabine lateral esquerda, ela efetua os comandos do alternador quando solicitado por seu interruptor no painel de interruptores. Regula-o em **27,5 VDC**, aciona proteção e tem sob seu comando o contactor do alternador



PAINEL DE BREAKERS E PAINEL DE INTERRUPTORES



São painéis conjugados, o de interruptores logo acima do painel de breakers.

No painel de breakers podem ser observados as subdivisões das barras gerais e barras aviônicas. As barras gerais contém em suas subdivisões um breakers para cada sequência que elimina a alimentação vinda da barra principal de distribuição.

Os breakers deste painel são do tipo “CURSO LIVRE”.

O painel de interruptores possui de um modo geral onze interruptores (SWITCHES), sendo três desses com “GUARDA SW” que os mantém em determinada posição, quando fechadas são: External Power (mantido em OFF); Avionics STBY PWR (mantido em OFF, interruptor tipo breakers); e Avionics

Bustie (mantido em OFF, interruptor tipo breakers).

Observe algumas generalidades sobre cada um desses interruptores (SWITCHES).

1- EXTERNAL POWER (FONTE EXTERNA)

Interruptor de 3 posições fixas (BUS, STARTER E OFF)

Na posição OFF está desligado .

Na posição STARTER a fonte externa alimentará a barra principal.

Na posição BUS a fonte externa alimentará a barra principal.

OBS: Estando este interruptor na posição “BUS” e o interruptor da bateria em “ON”, a barra da bateria estará alimentada pela fonte externa através da barra principal; esta atitude não é recomendável.

2 – BATTERY (BATERIA)

Interruptor de duas posições “ON” e “OFF”.

Na posição “ON” energiza o contactor da bateria e a coloca à barra da bateria, que a coloca à barra principal de distribuição.

3 – GENERATOR (GERADOR)

Interruptor com três posições: RESET, ON e TRIP.

Na posição “TRIP” o gerador está desligado.

Na posição “ON” o gerador entrará na alimentação da barra principal de distribuição por intermédio do comando da UCG, que energizará o contactor de linha do gerador.

Na posição “RESET” será comandado pela UCG, um impulso excitador para o campo do gerador, fazendo com que ele cresça se houver uma tensão residual muito baixa para a geração (uma ausência momentânea).

4 – FUEL BOOSTER (BOMBA AUXILIAR DE COMBUSTÍVEL)

A bomba principal de combustível no 208 não é elétrica, apenas a auxiliar é elétrica, e seria o momento certo de ligá-la quando a pressão de combustível cair a menos de 4,75 PSI. Possui um interruptor de 3 posições: “ON”, “NORMAL” e “OFF”. Na posição “NORMAL” ela entrará automaticamente toda vez que a pressão for a menos de 4,75 PSI, porém, sairá do circuito tão logo a pressão ultrapasse esse valor novamente, assim ficará funcionando até que se coloque o interruptor em “ON”, onde ela funcionará continuamente. Na posição “OFF” ela estará totalmente desligada.

5 – STBY POWER (ALTERNADOR)

Este interruptor possui duas posições: “ON” e “OFF”.

Na posição “ON”, coloca-se a barra da bateria energizando o campo do alternador e estem já em movimento, produz o permitido por sua unidade de controle. Sua barra passa a possuir uma energia de 27,5 VDC.

6- IGNITION

Interruptor de duas posições: “ON” e “NORM”.

Na posição “NORM” (normal) ele permite o procedimento normal de uma partida. Na posição “ON” a alimentação para o excitador de ignição (CAIXA DE IGNIÇÃO) é direta e constante enquanto estiver nessa posição.

7 – STARTER

Interurrptor de três posições: “START”, “OFF” e “MOTOR”

Na posição “START”, inicia a partida, energizando a luz “IGN "ON"”, informando a UCG, que pode iniciar o ciclo de partida e alimentando a caixa de ignição.

Na posição “MOTOR”, a alimentação chegará através da UCG, apenas para o funcionamento do arranque. A caixa de ignição não estará alimentada.

8 – AVIONICS STBY PWR

Este interruptor é mantido na posição “OFF” e possui duas posições. Quando ligado, ele completa o circuito de alimentação da barra do alternador para a barra aviônica 1.

9 – AVIONICS BUS TIE

Interruptor de duas posições, mantido na posição “OFF”, quando na posição ligado permite a alimentação da barra aviônica 2 pela aviônica 1.

10 – AVIONICS

São dois interruptores (1 e 2) do tipo breakers com capacidade de 20A cada um. Eles conectam a barra principal de distribuição às barras aviônicas 1 e 2, respectivamente, quando na posição “ON” possuem duas posições: “ON” e “OFF”.

11 – ANUNCIATOR PANEL (PAINEL ANUNCIADOR)



A aeronave modelo 208, 208A e 208B, possuem painel anunciador (painel de luzes de aviso ou alarme) localizado na cabine, à frente do piloto, na parte superior do painel de instrumentos esquerdo, os painéis, de uma forma geral são iguais, as diferenças ficam por conta das luzes de aviso de sistemas que existem em alguns modelos e em outros não. Exemplo: o modelo 208 não possui aviso de “CHIP DETECTOR”, logo seu lugar está sem lâmpadas e em branco.

Este painel possui 24 espaços para anúncios (avisos) com duas lâmpadas cada espaço. As que acendem em vermelho exigem correção imediata; Os que acendem em amarelo exigem correção tão logo seja possível; e os que acendem em verde são alertas para o que está ligado e em uso, como por exemplo; “IGNITION ON” “OFF” e “DE-ICE PRESSURE”.

Alguns dos avisos que **acendem em vermelho** são:

- a) **ENGINE FIRE**: quando a temperatura no compartimento do motor exceder 425°..
- b) **OIL PRESSURE LOW**: quando a pressão do óleo cair a menos de 38 PSI.
- c) **GENERATOR OFF**: quando o contactor de linha do gerador não estiver energizado.
- d) **EMERGENCY POWER LEVER**: quando a manete de potência de emergência estiver fora de sua posição normal (recuada até o batente final)
- e) **FUEL SELECT OFF**: quando um ou mais seletores do tanque de combustível estiver em “OFF”. (tem aviso sonoro também)
- f) **VOLTAGE LOW**: quando a tensão na barra principal cair a menos de 24,5 V.

MONITOR DE POTÊNCIA

Esta unidade mede o nível de tensão aplicado na tomada da fonte externa e fecha o contactor externo de partida, quando o nível de tensão encontra-se na faixa de limites apropriados a operação do sistema elétrico da aeronave (18 a 32v).

Em adição, mede a voltagem da barra de alimentação (principal), acendendo a luz anunciadora vermelha "VOLTAGE LOW", no painel de alarmes, quando a voltagem na barra principal cair abaixo da voltagem da bateria.

VOLTAMPERÍMETRO



O voltamperímetro é um indicador comandado por um interruptor giratório de 4 posições.

Nas posições "GEN", "ALT" ou "BATT" o instrumento indica a amperagem do gerador, do alternador ou da bateria, respectivamente.

Na posição "VOLT" indica a voltagem da fonte que estiver alimentando a barra de distribuição.

Conexão da fonte externa

O receptáculo da fonte externa está localizado no lado esquerdo da aeronave, à frente, próximo à parede de fogo. Ele permite o uso de fonte externa para a partida e serviços de manutenção.

O circuito monitor da fonte externa impede que a bateria e a fonte externa sejam conectadas juntas durante a partida.

Caso a fonte externa seja conectado com a polaridade invertida, ou forneça uma voltagem excessiva, a alimentação elétrica será cortada para prevenir danos ao sistema.



ILUMINAÇÃO

O sistema de iluminação do CESSNA 208-CARAVAN pode ser dividido basicamente em iluminação interna e iluminação externa.

ILUMINAÇÃO EXTERNA

A iluminação externa da aeronave consiste de 3 (três) luzes de **navegação**, 2 (dois) **faróis de pouso**, 2 (dois) faróis de **taxi**, 2 (duas) **estrobos**, 1 (uma) **anticolisão**, 2 (duas) luzes de **cortesia** sob as asas e 1 (uma) luz para verificação de gelo.

Todas as luzes externas são controladas por interruptores ON/OFF localizados no painel de controle de iluminação no lado esquerdo do painel de instrumentos.



Os interruptores são ligados ao serem colocados na posição para cima. Na posição para baixo são desligados.

Luzes de Navegação/Estrobos Faróis de Pouso e Táxi

Anticolisão Luzes de Verificação de Gelo

Luzes de Cortesia Luz Navegação Cauda

ILUMINAÇÃO INTERNA

A iluminação interna da aeronave é basicamente controlada através de quatro reostatos duplos concêntricos agrupados na parte inferior do painel de instrumentos do 1P, a esquerda do pedestal das manetes e por interruptores ON/OFF localizados no painel de interruptores.

Os reostatos variam a intensidade da iluminação do painel de instrumentos, console esquerdo, iluminação do pedestal das manetes e painel superior. Ao serem girados no sentido horário, aumentam a intensidade das luzes que controlam. No sentido anti-horário, reduzem a iluminação.



Há ainda alguns outros dispositivos que controlam a iluminação das luzes da cabine, de mapas, de leitura dos passageiros e dos avisos luminosos de não fumar e atar cintos.

SISTEMA DE ANTI-GELO E DEGELO

SISTEMA ANTI-GELO DO PARA-BRISA

Quando o interruptor do sistema anti-gelo do pára-brisa estiver colocado na posição AUTO, está sendo fornecida potência de um disjuntor de 20 A para o terminal 5, 6 e 7 do relé. Potência também é fornecida de um disjuntor de 5 A para o terminal 7 do controlador.

O “loop” sensor está conectado ao terminal 1 e 3 do controlador. O “loop” verifica a temperatura do pára-brisa e controla o fluxo da corrente através do terminal 7 e 8 do controlador.

A medida que a temperatura do pára-brisa se aproxima da temperatura máxima de 137 °F, a resistência do loop de controle aumenta para 359 +- 0,5 ohms, abrindo o circuito controlador entre os terminais 7 e 8. Quando a temperatura atinge o mínimo de operação de 130 °F, a resistência do circuito loop terá crescido 354 +- 0,5 ohms e fechado o circuito controlador entre os terminais 7 e 8 para aquecer o pára-brisa novamente.

A luz indicadora do anti-gelo do pára-brisa somente ilumina-se quando for fornecida potência ao elemento aquecedor do pára-brisa através do circuito controlador. O indicador também se ilumina quando o circuito MANUAL está sendo utilizado.

PESQUISA DE FALHAS

Resistência do elemento aquecedor do pára-brisa é 1,4 Ohms.
Resistência do sensor do pára-brisas a 40 °F é de 290 Ohms
68 °F é de 310 Ohms
100 °F é de 332 Ohms

SISTEMA DE DEGELO DE SUPERFÍCIE

A luz indicadora rotulada PRESSÃO DE DEGELO “BOOT PRESS” deverá iluminar-se inicialmente dentro de aproximadamente 3 segundos, após iniciar um ciclo e permanecer ligada aproximadamente 3 segundos adicionais antes do fim da primeira seqüência.

Do início ao fim de cada uma das duas seqüências restantes do ciclo, a luz permanecerá apagada durante o aumento de pressão por aproximadamente 3 segundos e então iluminar-se-á por aproximadamente 3 segundos.

Se necessário, o ciclo do sistema de degelo pode ser parado em qualquer ponto do ciclo puxando-se o disjuntor do protetor para o degelo.

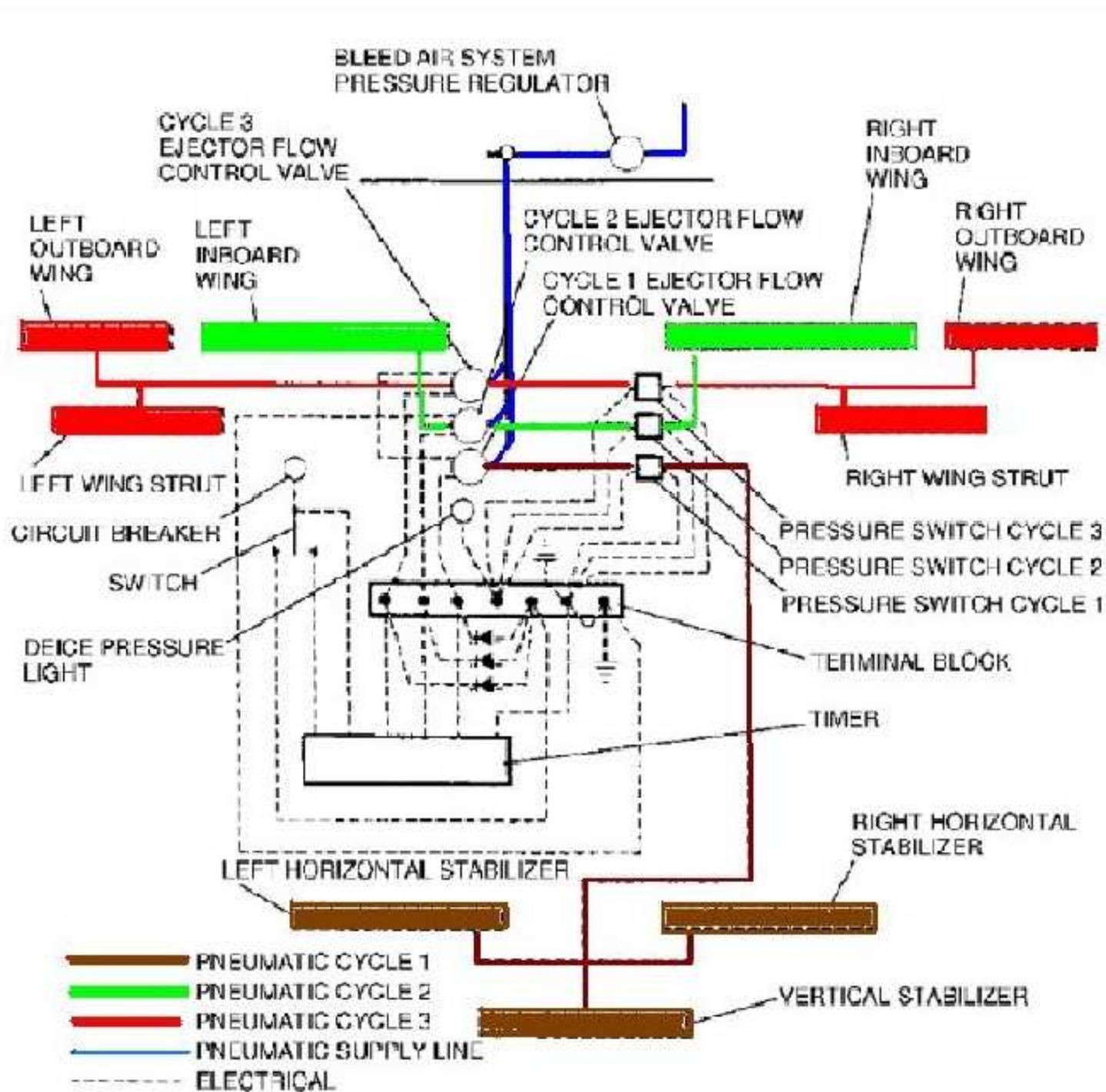
No caso de acontecer mau funcionamento no temporizador, causando funcionamento incorreto do sistema, o interruptor pode ser mantido na posição momentânea MANUAL para se conseguir o inflamento simultâneo de todas as botas infláveis protetoras para o degelo.

Uma luz detectora de gelo é montada embutida próximo ao canto esquerdo superior do pára-brisa para facilitar a detecção de gelo na asa durante a noite ou durante a visibilidade reduzida, por iluminar o bordo de ataque da asa esquerda.

O interruptor da luz da asa é provido de mola na direção da posição “desligado” para manter a luz iluminando.

Cada ciclo de degelo das superfícies tem a duração de 6 segundos, controlados pelo temporizador “timer”, este temporizador além de controlar o tempo é responsável ainda pela seqüências de inflação das botas de degelo das superfícies. O ciclo total terá a duração de 18 segundos, dessa forma:

- 1º ciclo – estabilizadores vertical e horizontal – 6 segundos
- 2º ciclo – lado interno das asas esquerda e direita – 6 segundos
- 3º ciclo – Lado externo e suporte das asas – 6 segundos



Comandos de vôo

INTRODUÇÃO

O Sistema de Comando de Vôo da Aeronave C-98 CARAVAN é do tipo mecânico, é composto por cabos, roldanas e guinhóis. é constituído de: ailerons, compensador automático comandável do aileron direito, compensador automático do aileron esquerdo,spoilers localizados sob o bordo superior dos flapes, profundor, compensadores do profundor e leme de direção.

As colunas do manches esquerdo e direito possuem uma conexão através de um cabo, senso que do manche esquerdo parte os cabos de comando do sistema.

EIXOS IMÁGINÁRIOS DO AVIÃO

EIXO LONGITUDINAL

É a reta que passa no centro de gravidade do avião ao longo da fuselagem (do nariz a cauda).

EIXO TRANSVERSAL OU LATERAL

É a reta que passa no centro de gravidade do avião e é paralela a sua envergadura.

EIXO VERTICAL

É a reta que passa no centro de gravidade do avião e é perpendicular aos outros dois eixos.

SUPERFÍCIES DE COMANDOS

As superfícies de comandos estão localizadas no bordo de fuga da asa e dos estabilizadores.

Estas superfícies quando em posição neutra fazem parte do perfil da asa e dos estabilizadores respectivamente.

Quando saem da posição neutra causam o movimento do avião em torno dos seus eixos.

COMANDO DE VÔO PRIMÁRIO

Sistema convencional de comandos duplos constituído de:

Manche	=====>	Profundores
Volante	=====>	Ailerons
Pedais	=====>	Leme de direção

SUPERFÍCIES DE VÔO

As superfícies de comandos classificam-se em dois tipos:

- PRIMÁRIAS
- SECUNDÁRIAS

Primárias ou Principais	AILERONS / SPOILERS PROFUNDORES LEME DE DIREÇÃO
Secundárias	FLAPES COMPENSADORES

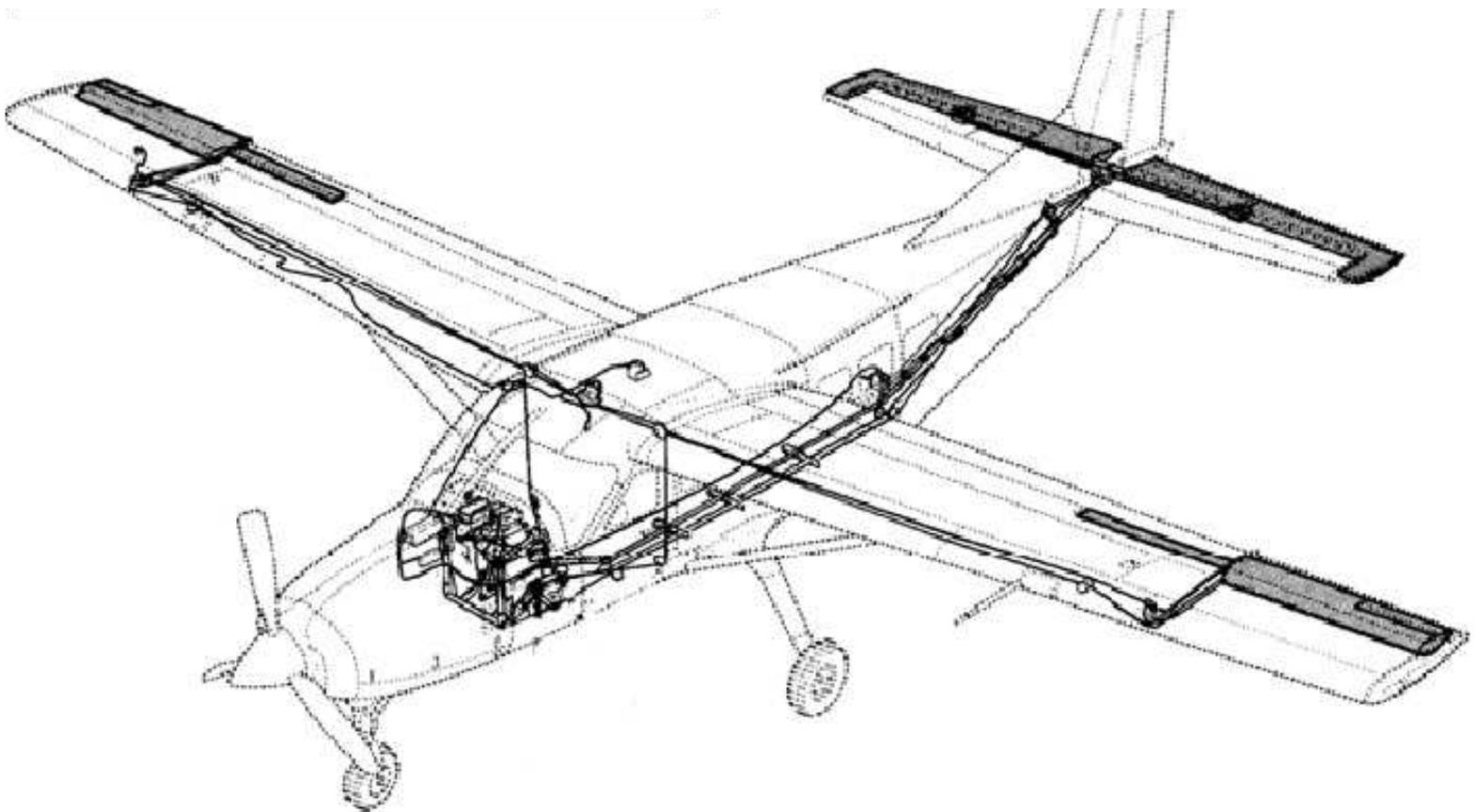
As superfícies primárias de vôo são responsáveis por atitudes básicas da aeronave, imprescindíveis ao vôo.

AILERON/SPOILER
PROFUNDOR
LEME DE DIREÇÃO

SISTEMA DOS AILERONS E SPOILERS

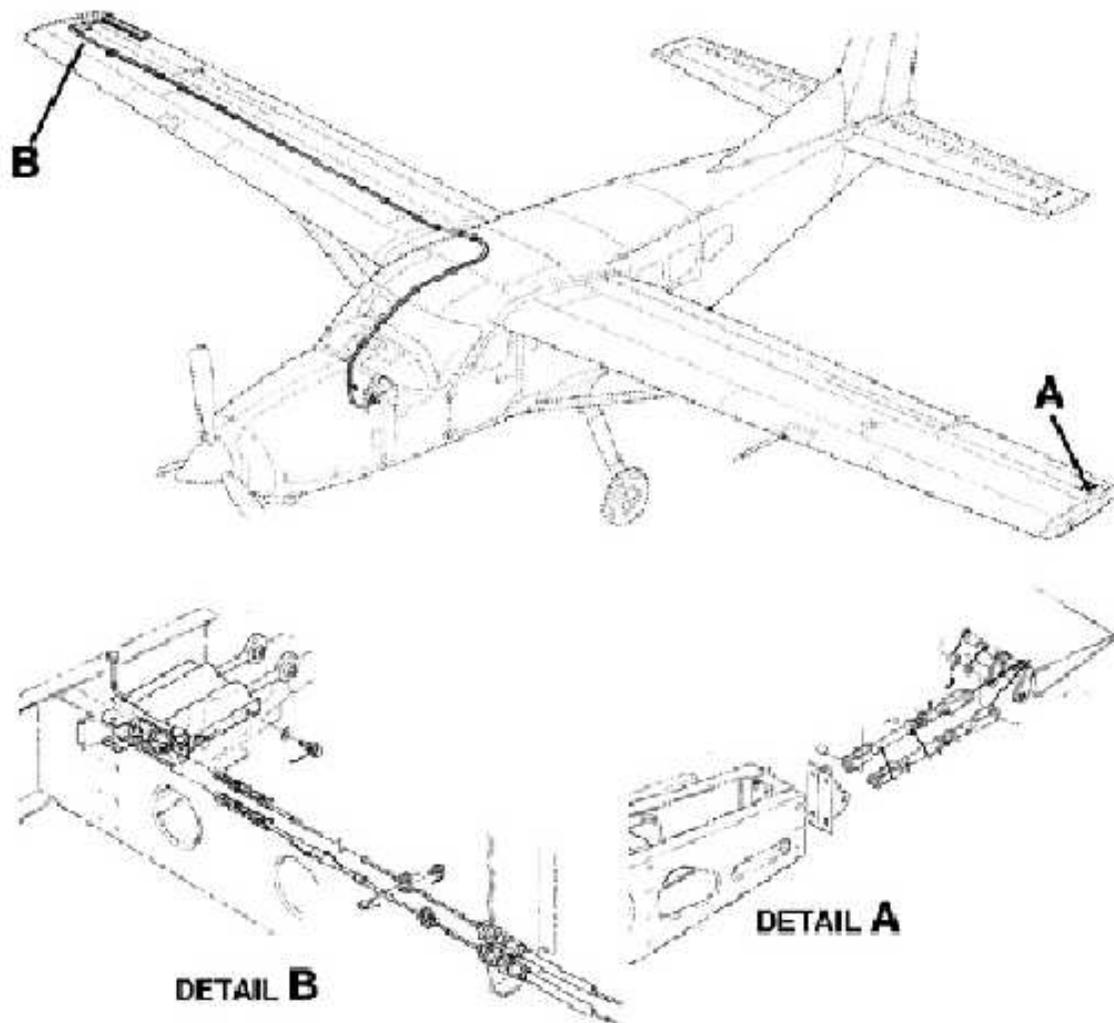
O sistema de ailerons e spoilers é constituído de: ailerons, compensador automático comandável do aileron direito, compensador automático do aileron esquerdo, spoilers direito e esquerdo localizados na lateral interna dos ailerons, sob bordo superior externo dos flaps na sua parte frontal. A coluna do manche esquerda e a opcional direita contém cada uma um volante, interconectados entre si através de um cabo, sendo que do volante esquerdo partem os cabos de comando do sistema, os quais se subdividem em: circuito da fuselagem (baixa tensão) e circuito da asa (alta tensão), com regulagem independentes entre si. Os dois circuitos se interconectam através de um guinhol central, no topo da cabine, sob a forração do teto, tendo seu acesso possibilitado através de um zíper. Deste guinhol até os guinhóis existentes em cada uma das asas, há cabos de comando que formam o circuito de alta tensão localizados na parte frontal das longarinas dianteiras. O movimento destes guinhóis são transmitidos aos ailerons e spoilers por meio de hastes de acionamento.

O guinhol central do sistema é duplo e funcionam, alternadamente seus dois componentes. O guinhol inferior transmite o movimento proveniente do círculo de baixa tensão aos guinhóis das asas enquanto o superior serve apenas de interconector dos cabos que retornam dos mesmos. Os spoilers são incorporados ao sistema com a finalidade de melhorar o controle de rolamento em baixa velocidade pela quebra de sustentação sobre o flap. Quando o aileron for comandado para cima o spoiler se move para cima de 3° a 4° durante os primeiros 5° do curso do aileron, depois proporcionalmente de maneira tal que quando o aileron estiver na sua deflexão máxima de 25° para cima, corresponderá a deflexão máxima de 40° do spoiler.



COMPENSADOR COMANDÁVEL DO AILERON

O sistema é constituído de um “KNOB” de controle localizado no pedestal de manetes; um mecanismo com coroa dentada, uma corrente conectada a cabos, guiados através do suporte central dos parafusos até a ponta da asa direita. Cabos guiados através de invólucros são conectados através a uma corrente localizada perto da extremidade do bordo externo da asa. A corrente é presa a coroas dentadas no atuador o qual, por sua vez, é conectado ao compensador através de duas hastes de acionamento.



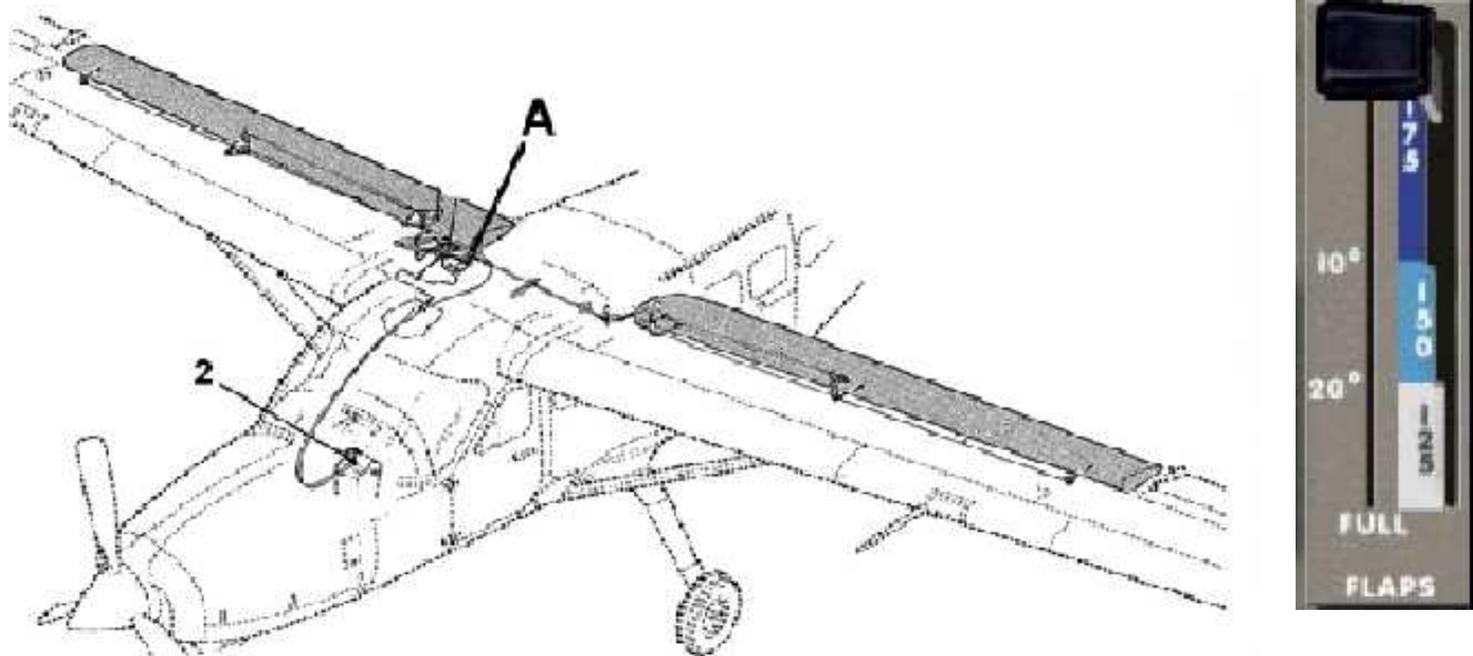
SISTEMA DO COMPENSADOR AUTOMÁTICO DO AILERON

Consiste de um compensador de superfície idêntica a do compensador direito, fixado por meio de dobradiças ao aileron esquerdo, sendo parte integrante do perfil de seu bordo de fuga. Duas hastes de acionamento com terminais reguláveis conectam o mesmo a estrutura da ponta da asa esquerda, no seu bordo de fuga, no local onde seria o correspondente compartimento do atuador do compensador direito. O compensador direito também possui movimento automático, diferenciando-se no que tange a fixação das hastes que se dá no terminal do atuador do sistema comandável.

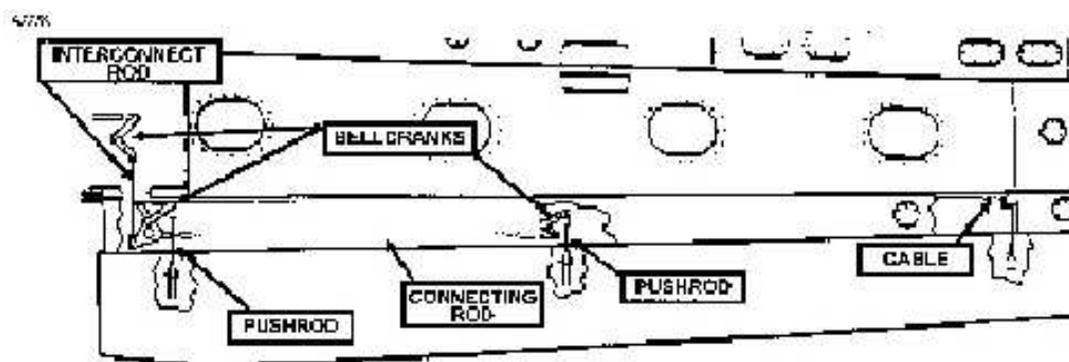
Enquanto o sistema comandável visa corrigir os eventuais desníveis ao redor do eixo longitudinal, tais como desbalanceamento por quantidades diferentes de combustível em cada asa; o sistema automático visa facilitar os comandos, na medida em que força o aileron para cima e para baixo, conforme o caso.

SISTEMA DO FLAP

Consiste de um atuador, acoplado a um sem-fim, acionando eletricamente, montado na cabine de passageiros sob a forração do teto no lado direito, tendo seu acesso possibilitado através de zíper; um motor atuador principal juntamente a um sistema de guinhóis, hastes de acionamento e cabos de retração conectados as superfícies dos flaps. No pedestal de manetes, permitindo infinitas seleções para o piloto, incluindo um indicador mecânico de posição esta a seletora movida para cima e para baixo num painel fendado, incorpora batentes mecânicos nas posições de 10° e 20°.



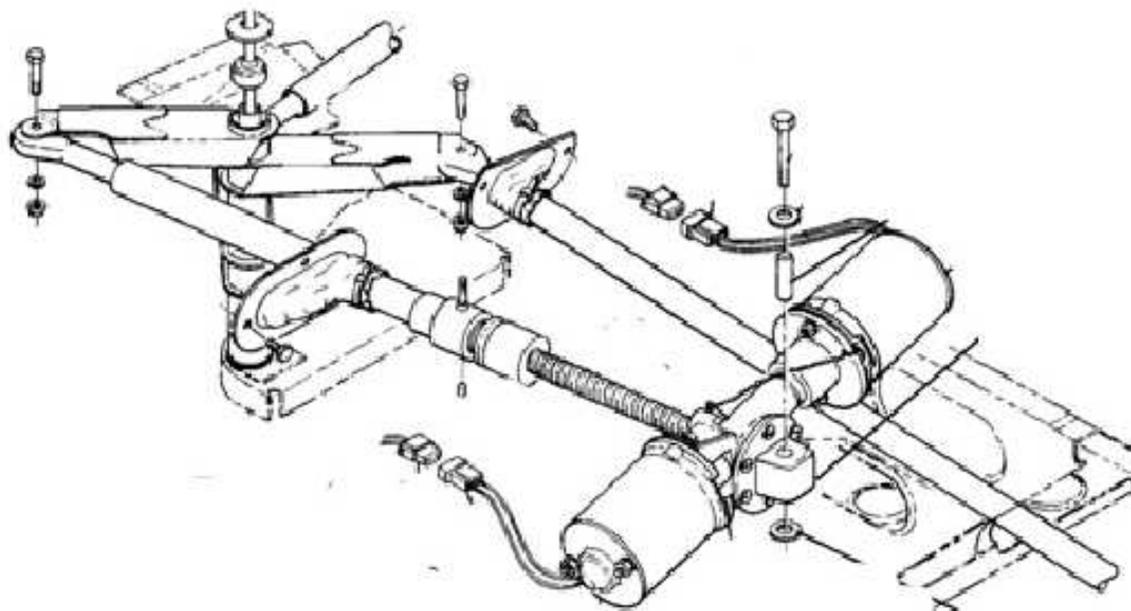
O sistema conta também com um motor atuador auxiliar (STBY), o qual pode ser utilizado em caso de pane do motor principal. A operação do motor auxiliar é controlada por uma seletora de duas posições (NORMA E STBY) protegida por uma guarda vermelha a qual relacionará o motor a entrar em operação. Uma outra chave de duas posições (UP and DOWN) acionará o motor auxiliar para baixo (DOWN) ou recolher (UP) os flaps. Ambos localizam-se no painel superior, atrás dos seletores de combustível. Os motores possuem um acoplamento de “carvão”(pino cisalhante) que conectam seus eixos ao eixo de mecanismo do atuador, projetados para romperem-se caso haja travamento do sistema ou falha dos micros limitadores de curso.



OBSERVAÇÕES:

O limite do curso do flap é controlado pela extensão da fenda dos trilhos. Os flaps encontram-se totalmente recolhidos ou baixados quando seus rolamentos guias contactam com a extremidade do curso dos trilhos na posição respectiva.

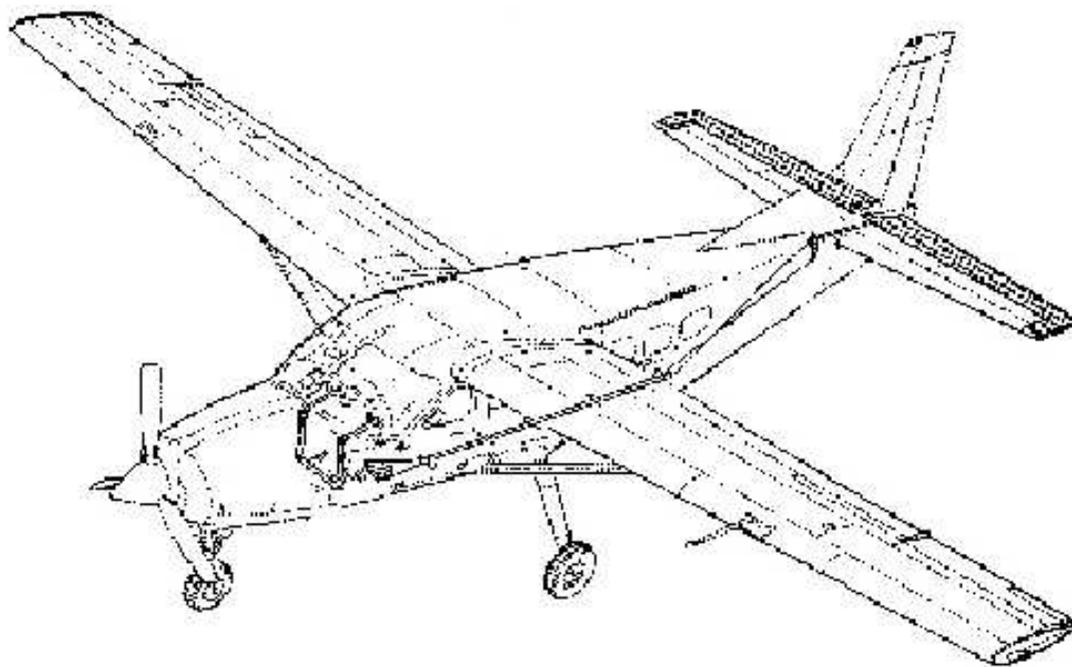
O atuador não deve fazer batente na posição recolhida; mantenha uma folga de 0,3" entre o atuador e a superfície da arruela-guia com os flaps totalmente abaixados. Ao executar a regulagem, tenha o cuidado de puxar o "break" do flap, no caso do atuador fazer batente antes do motor parar, sob pena de dano no sistema.



SISTEMA DO PROFUNDOR

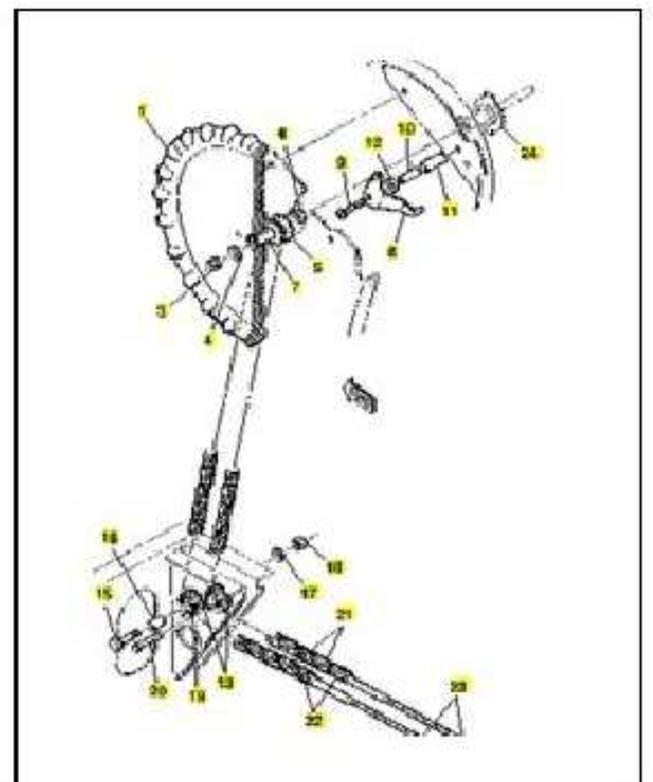
Consiste dos seguintes componentes: Uma coluna do manche ligada a um guinhol através de uma haste. Os braços direito e esquerdo deste guinhol são equipados com articulações presas a cabos de comando. Ambos os cabos são guiados sob o piso até os esticadores localizados no cone de cauda da aeronave. Um segundo conjunto de cabos, conectados aos esticadores são guiados até um guinhol na extremidade do cone da cauda.

Uma haste conecta este guinhol ao tubo de torção do profundor.



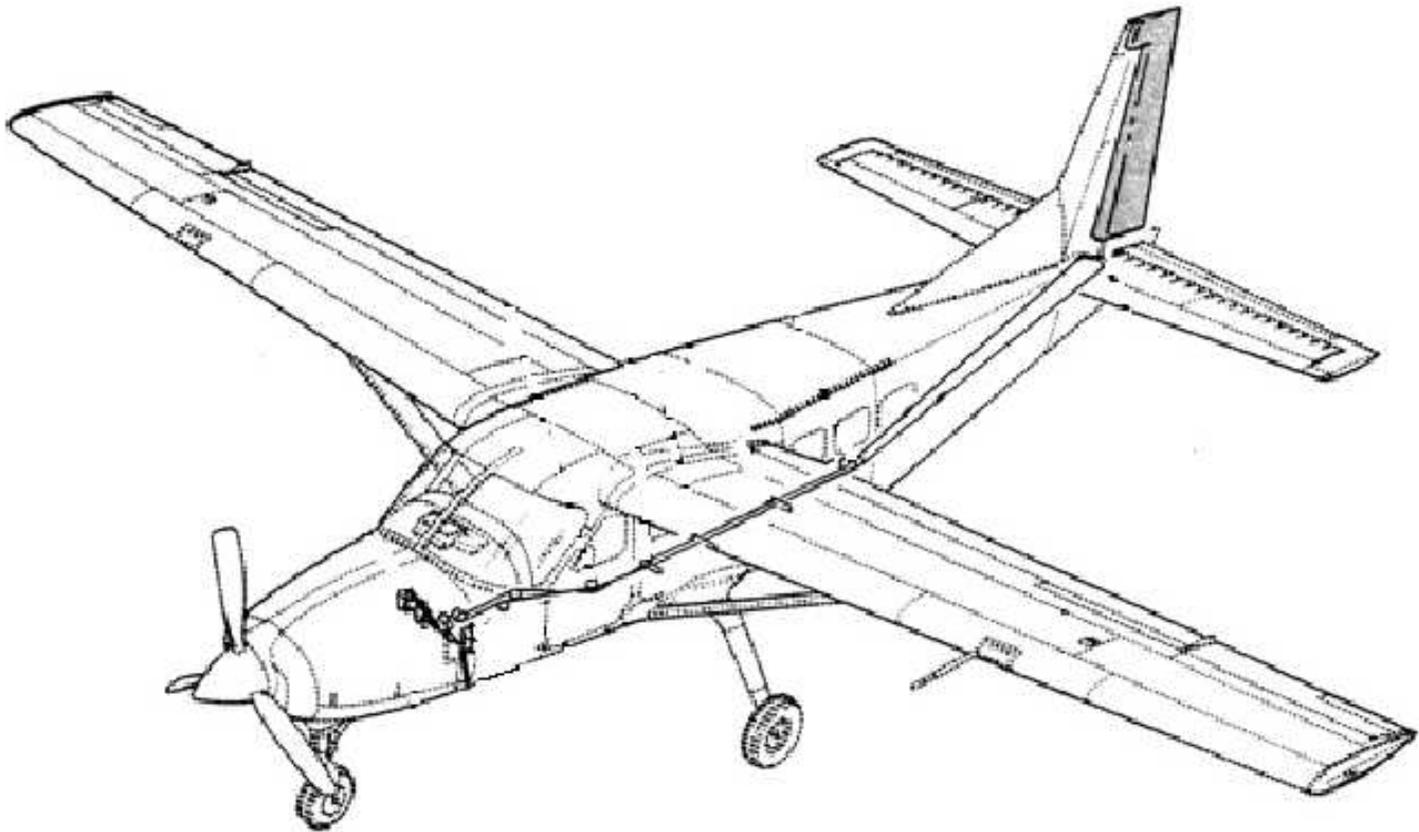
SISTEMA DE COMPENSADOR DO PROFUNDOR

Os compensadores estão localizados nos bordos de fuga dos profundos direito e esquerdo e são manualmente acionados pelo comando do disco, localizado no lado esquerdo superior do pedestal de manetes. Possuem também movimento automáticos, os quais visam atenuar a força aplicada nos comandos, quando em vôo a aeronave. Consiste, o sistema, dos seguintes componentes: disco de comando com coroa dentada; uma corrente de comando conectada a cabos de comando. Os cabos são guiados por sob o piso, através de roldanas, passando pelo interior do cone de cauda até correntes montadas sob coroas dentadas nos atuadores, os quais se situam no interior do estabilizador horizontal, possuindo uma ampla janela de acesso na sua parte inferior. Duas hastes de acionamento, reguláveis, conectam cada um dos atuadores a cada uma das superfícies dos compensadores.



SISTEMA DO LEME DE DIREÇÃO

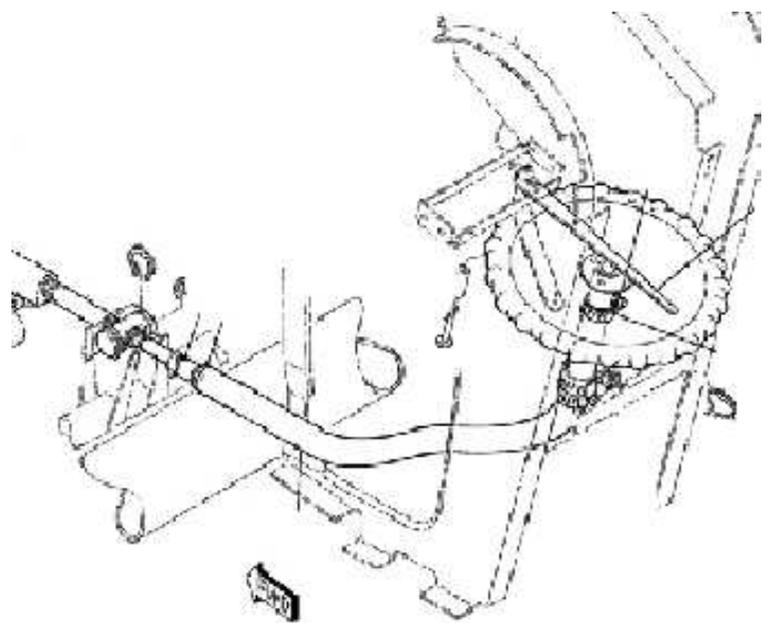
O sistema do leme de direção inclui pedais do piloto e co-piloto montados sobre um tubo de torção. Os cabos de comando são articulados em braços que transmitem o movimento do tubo, e guiados por sob o piso através de uma série de roldanas, passando pelo interior do cone de cauda, até um guinhol localizado na sua extremidade. Este guinhol é soldado a outro tubo de torção a estrutura do leme, o que permite o seu movimento de acordo com o comando de cabine.



SISTEMA DO COMPENSADOR DO LEME

A aeronave não está dotada de uma superfície de comando especializada na correção de tendências na direção de voo, o próprio leme de direção que através de um circuito de acionamento à parte, será posicionado de maneira tal, que venha a corrigir estas eventuais tendências.

O sistema consiste de um volante de comando no pedestal de manetes, quando um flexível acoplado a um eixo a um eixo roscado que transmitirá o movimento do volante ao tubo torção de pedais, utilizando a partir daí o sistema normal de cabos de comando do leme. O indicador de posição encontra-se no volante do compensador.



TRAVA DE RAJADA (GUST LOCK)

Uma trava de rajada pode ser instalada na aeronave para fixar o leme na posição neutra, a fim de prevenir danos ao sistema, por rajadas do vento, quando a mesma estiver estacionada: a trava é operada por um punho vermelho. Na extremidade do punho há um decalque com um seta indicando a posição UP do mesmo.

O punho –T está localizado abaixo do painel de instrumentos, no canto superior direito do pedestal de manetes.

OPERAÇÃO: A trava é engatada posicionando-se o punho –T na posição (UP) e puxando-o até que a tensão sobre os cabos do leme indiquem o engate de um dos dentes – trava(localizados no eixo do punho –T), na mola de engate. Para soltar a trava basta virar o punho –T em qualquer direção, o que desengatará o dente-trava, liberando do leme. A trava é também liberada movendo-se a manete de combustível da posição CUT OFF para a posição LOW IDLE e só poderá ser novamente acionada com a manete retornando a posição inicial.

OBSERVAÇÃO: A trava de rajada tem que soltar antes da posição LOW IDLE da manete de combustível, se isso não acontecer, consulte o manual de manutenção para proceder a regulagem do sistema.



CONCLUSÃO

Os comandos de vôo, quando bem regulados proporcionam um vôo seguro e confortável, portanto quando fizeres a manutenção neste tipo de sistema lembra-te disto.

Aviônicos

INTRODUÇÃO

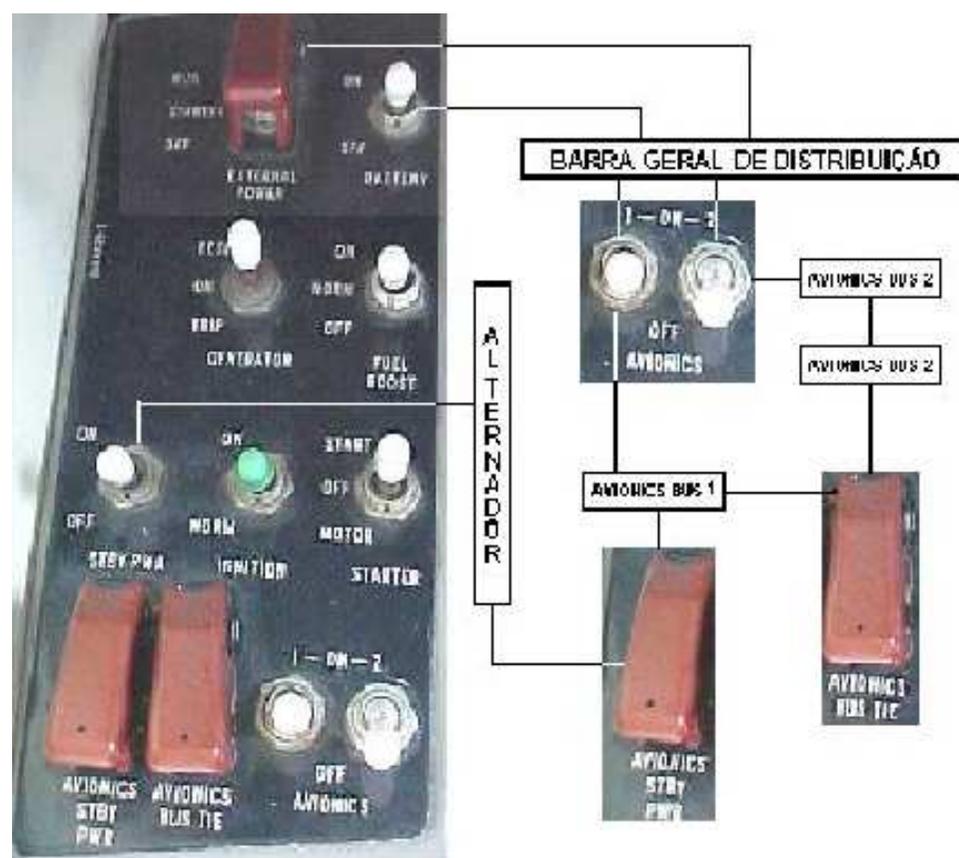
Os Sistemas Aviônicos da aeronave CESSNA 208-CARAVAN são semelhantes a maioria das aeronaves conhecidas, divididas em sistemas de comunicação e navegação. Porém, algumas particularidades justificam o presente manual de instrução, afim de que os operadores conheçam o funcionamento básico dos sistemas, e sejam capazes de operá-los, com o auxílio dos manuais técnicos.

A familiarização com os componentes de cada sistema em particular pode fazer de cada técnico um ponto de apoio e de segurança, para os pilotos e tripulações, em situações de vôos normais e de emergência, para alcançarem o objetivo maior, que é fazer voar.

ALIMENTAÇÃO DAS BARRAS AVIÔNICOS

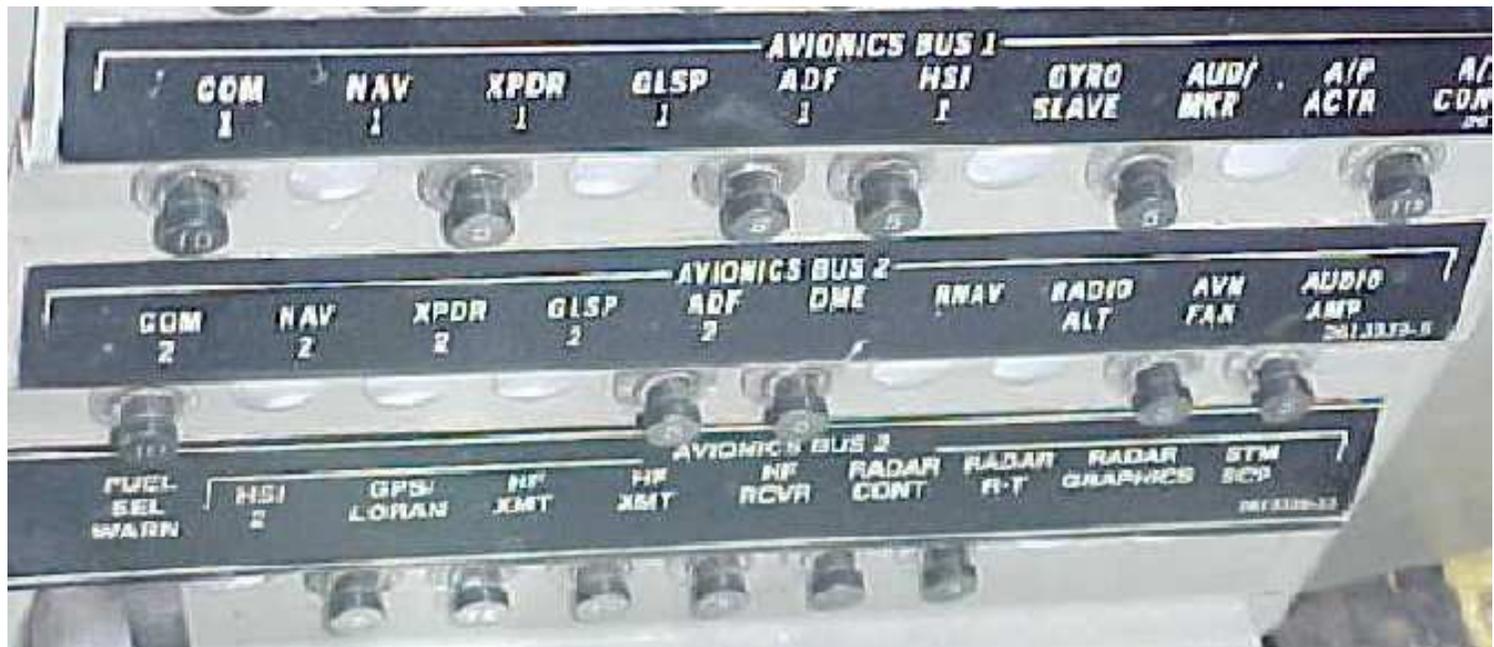
Os Sistemas de Rádio Navegação e Comunicação, Radar e Controle Automático de vôo, da aeronave C-98 CARAVAN, são alimentados pela energia proveniente do Sistema Principal de 28 VDC e Bateria de 24 VDC ou, em caso de falha do Sistema Principal, pelo Alternador do Sistema **Standby**. Os 28 VDC fornecidos pelo starter-gerador, alimentam a Barra Geral de Distribuição através da **SWITCH AVIONICS 1 e 2**, e alimentam as barras **AVIONICS 1 e 2**, respectivamente. A Barra **AVIONICS 1** recebe, também, alimentação do sistema **Standby** através da **SWITCH AVIONICS STANDBY POWER**. As Barras **AVIONICS 1 e 2** estão interligadas pela **SWITCH AVIONICS BUS TIE**, que deverá ser ligada (posicionada em **ON**) quando houver falha no Sistema de alimentação principal.

A figura abaixo ilustra o funcionamento do sistema.



SISTEMA DE ALIMENTAÇÃO DOS RÁDIOS

A aeronave C-98 CARAVAN, é equipada com um painel de **SWITCH** e **CIRCUIT BREAKER** localizado na parte lateral esquerda da cabina. Na parte frontal, deste painel, encontram-se os CIRCUIT BREAKERS que são do tipo **PULL OFF/ PUSH TO RESET** e na parte superior as **SWITCHS AVIONICS POWER, AVIONICS STANDBY POWER, AVIONICS BUS TIE, STANDBY POWER, BATTERY, EXTERNAL POWER**, e outras.



SISTEMAS AVIÔNICOS

Os sistemas aviônicos da aeronave C-98 CARAVAN fornecem os recursos para comunicação (fonia) entre aeronaves ou estações de terra, auxílio à navegação, controle automático de vôo e radar meteorológico. Compreendidos por: VHF-1, VHF-2, HF, ELT, UNIDADE DE ÁUDIO, NAV-1, NAV-2, RADAR, PILOTO AUTOMÁTICO, ADF-1, ADF-2, TRANSPONDER, GPS, DME E MARKER BEACON.



SISTEMA DE ÁUDIO

O sistema de áudio é responsável pela canalização dos sinais de áudio do avião, isolamento das saídas e entradas dos equipamentos, e o casamento de impedância dos sistemas. Compõe-se de uma unidade de controle KMA-24, alto-falantes (Speakers), fones e microfones, fazendo a interface entre pilotos e os diversos sistemas da aeronave.

A distribuição dos sinais de áudio é feita através de um conjunto de interruptores, que permitem a seleção dos sinais para a linha de fone e alto-falantes. Existe ainda uma chave rotativa que faz a seleção do microfone para a transmissão (HF, VHF1 e VHF2), ou a comunicação interna.

Na unidade encontra-se o receptor de “**Marker Beacon**” com suas lâmpadas indicativas, interruptores de sensibilidade e botão “**TEST**”, que será mencionado posteriormente.



SISTEMA DE VHF KX165 E KY 196A

O sistema de VHF permite aos tripulantes a comunicação em fonia entre aeronaves e aeronaves - estação de terra, e compreende dois equipamentos distintos: VHF1 e VHF2.

O sistema VHF proporciona comunicação na faixa de frequência de 118.000 a 135.975 MHz. (Apresentação na tela: 118.000 e 135.97) possui 720 canais; com intervalos de 25 kHz.



FIGURA – 5 TRANSCEPTOR VHF (KING KY 196A)



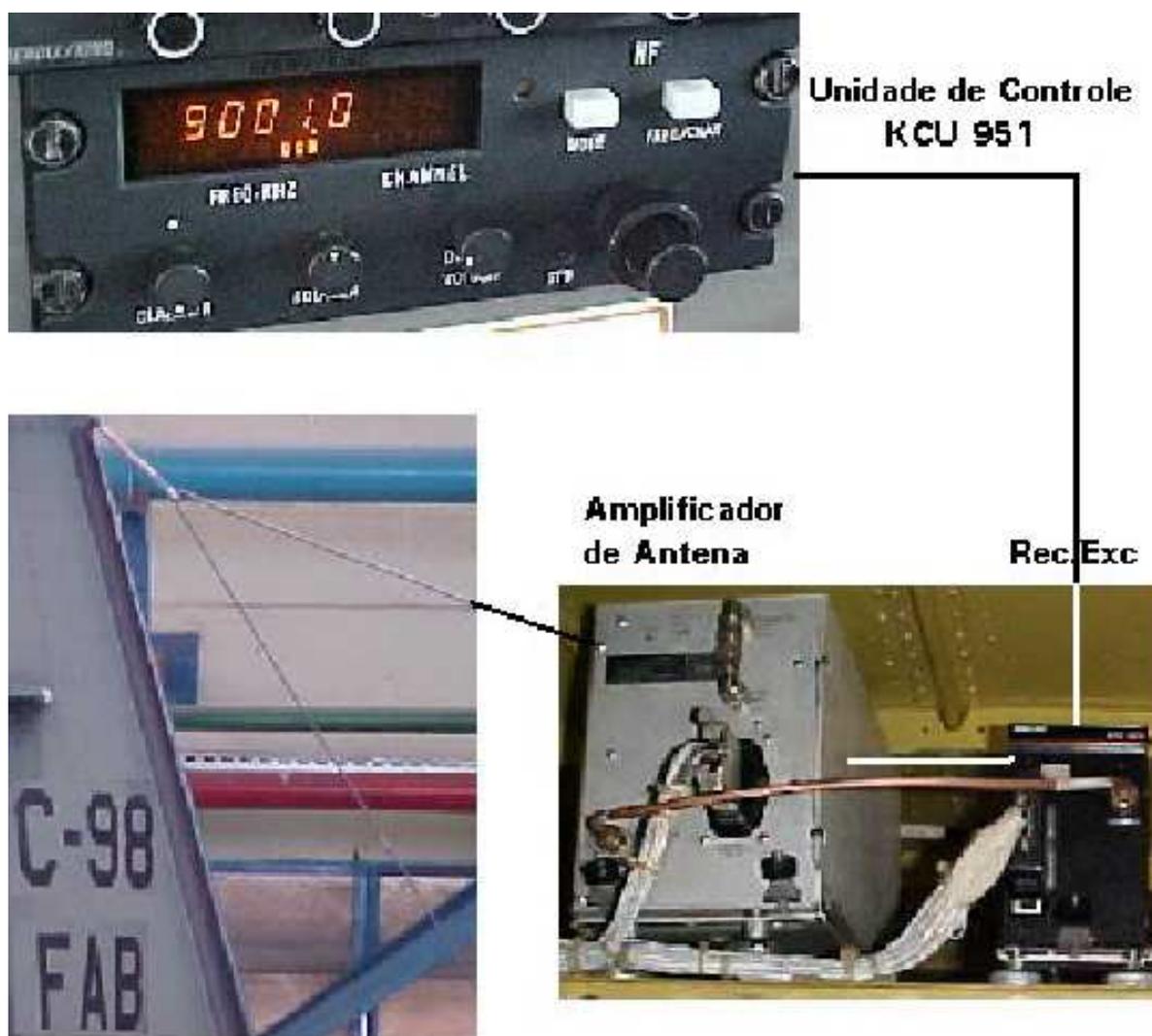
FIGURA – 6 TRANSCEPTOR VHF (KING KX165)

SISTEMA DE COMUNICAÇÃO HF KHF-950 (KING)

O sistema de rádio HF possibilita a comunicação entre o avião e estação de terra e, devido às suas características de propagação, é usado para comunicação de longo alcance.

O sistema proporciona comunicação em frequência pré-fixada, na faixa de 2 a 18 MHz. Podem ser selecionadas as faixas AM (Amplitude Modulada) ou SSB, que compreende USB (Upper Side Band) e LSB (Lower Side Band). Esta última está bloqueada e não é usada.

O sistema é constituído de: receptor/excitador, amplificador de antena, unidade de controle, unidade capacitadora e antena.



TRANSMISSOR LOCALIZADOR DE EMERGÊNCIA (ELT)

O transmissor/localizador de emergência, instalado na parte traseira da fuselagem, destina-se em caso de **emergência**, a fornecer orientação para busca e salvamento. Está instalado para operação fixa podendo, no entanto, ser removido da aeronave e utilizado como estação de emergência portátil, quando necessário e conveniente.

O sistema compreende de um transmissor alimentado por bateria própria e uma antena tipo vareta. O sistema irradia omnidirecionalmente uma portadora de RF modulada em amplitude por um **tom cíclico variável** e decrescente de 1660 a 300 HZ, simultaneamente na frequência real de **121,50 MHZ** e na harmônica de **243,00 MHZ**.

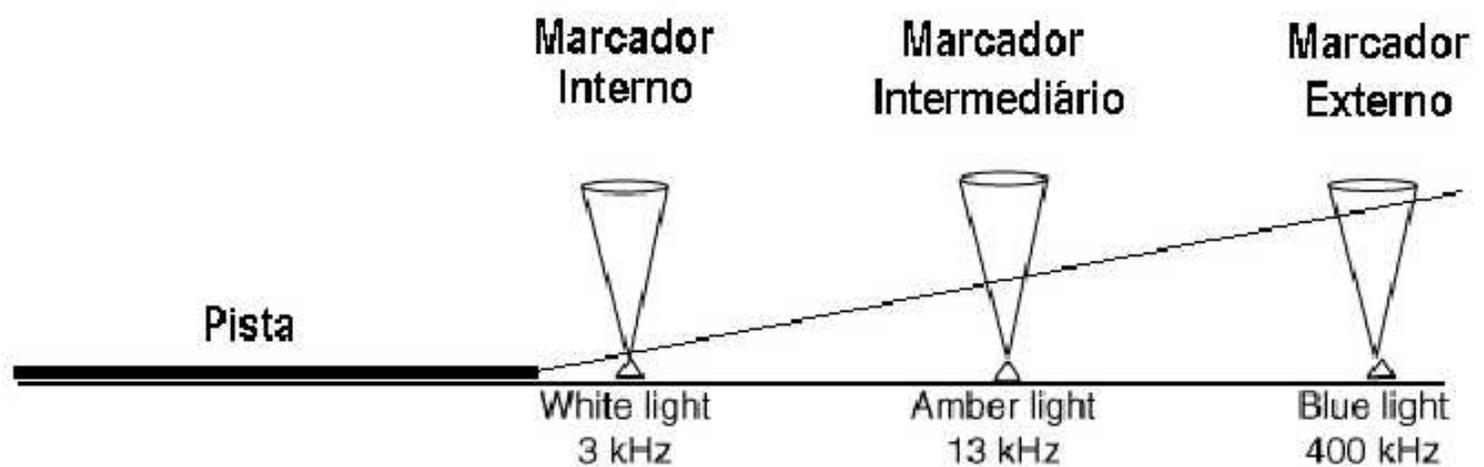
A operação do transmissor de emergência é restrita a condições específicas, fora destas condições, o transmissor somente poderá ser operado com o conhecimento das normas que regulam o seu uso, obedecendo à autorização do DAC. Poderá ser realizado teste, **cinco minutos após a hora cheia**, com ciência da estação rádio.



MARKER BEACON

O sistema MARKER BEACON fornece uma indicação auditiva e visual de passagem da aeronave sobre uma estação de rádio farol balizador de 75 MHz. É usado durante um procedimento de pouso ILS, para acusar pontos de verificação ao longo da trajetória e para a navegação em rota, na verificação de fixo de posição da aeronave.

O sistema compreende um receptor no painel de áudio, que reúne as **três luzes indicadoras** e o interruptor **liga/desliga** (conjunto com o botão seletor de transmissão de áudio). No painel de áudio encontram-se: Luzes anunciadoras MKR, botão **“TEST”** Marker Beacon (ao ser pressionado, as três luzes se acendem) que testa apenas a integridade das lâmpadas, e tecla de **Alta/Baixa (HI/LO)** sensibilidade do sistema.

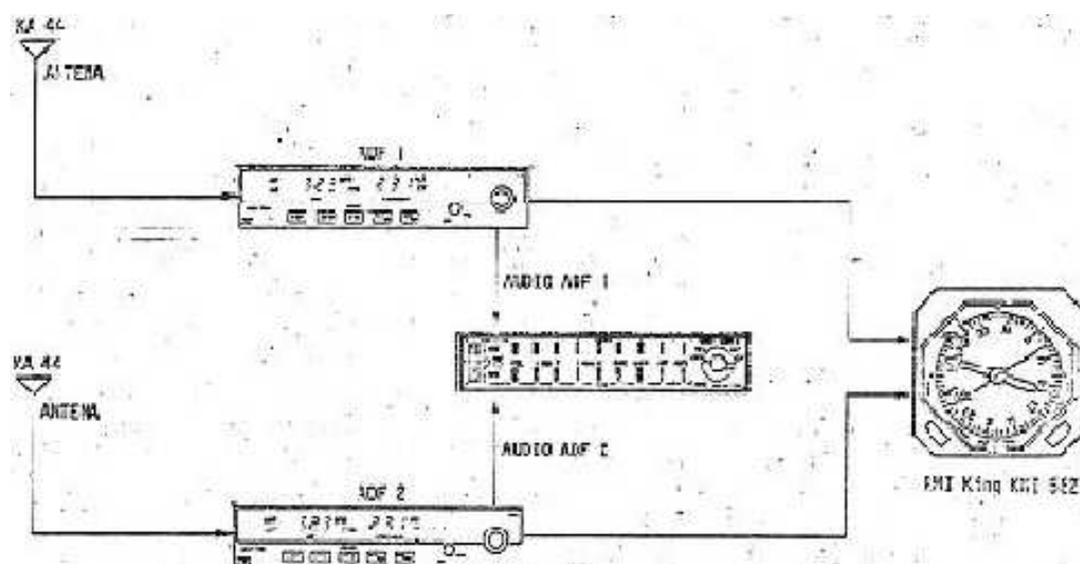


SISTEMA ADF

O sistema **ADF** é constituído por dois receptores **KING KR-87** instalados no painel de instrumentos, e esse sistema têm por finalidade mostrar através dos ponteiros indicadores, a direção e sentido em que se encontra uma estação de NDB seleccionada.

Os ADFs são usados nas seguintes funções:

- Como receptores auditivos de navegação. Eles podem ser utilizados para obter dados de navegação das estações de rádio faixa.
- Como receptores convencionais, eles permitem a recepção auditiva de sinais modulados em amplitude na faixa de frequência de 200 kHz a 1799 kHz com espaçamento de 1 kHz.
- Como radiogoniômetro, para fornecerem indicações contínuas de marcações magnéticas das estações sintonizadas, por meio de seus ponteiros indicadores nos mostradores dos indicadores de ADF.



SISTEMA DE VOR

O conceito da operação VOR é baseada na geração de radiais, ou rumos magnéticos por uma estação transmissora de terra e uma receptora a bordo da aeronave. A seção de instrumentação receptora da aeronave determina qual a radial de passagem através da posição da aeronave medindo o ângulo entre o norte magnético e a aeronave.

O sistema de recepção consiste de um receptor de navegação de bordo em conjunto com estações de VOR, localizer (LOC) e glide slope (GS) de terra.

O sistema de VOR/ILS, em conjunto com o sistema pictorial de navegação, fornece as seguintes informações:

- Determinação de radiais, TO- FROM e desvio da aeronave em relação a uma radial pré-selecionada de uma estação de VOR.
- Indicação de desvio da aeronave em relação aos eixos do Localizer e Glide Slope, quando sintonizados para uma estação de ILS.

O receptor de VOR/LOC opera os ponteiros de desvio, as bandeiras de alarme NAV e os indicadores TO-FROM do indicador VOR/ILS, além de fornecer informações de desvio para o piloto automático.

O receptor de Glide Slope, opera os ponteiros de Glide Slope e as bandeiras de alarme de Glide Slope e do indicador VOR/LOC. Selecionando uma frequência de LOCALIZER, a frequência de Glide Slope correspondente é sintonizada, assim como todos os 20 canais de ILS, automaticamente.

O receptor de VOR/LOC tem uma faixa de frequência de 108,00 a 117,95 MHz. As frequências com decimais pares de MHz são usadas para sinais de VOR e as frequências com decimais ímpares de MHz são usadas para sinais de LOCALIZER.

O receptor de Glide Slope tem uma faixa de frequência de 329,30 a 335,00 MHz.



SISTEMA DME

O sistema DME mede a distância entre o avião e uma estação selecionada, apresentando no indicador uma leitura constante desta distância em milhas náuticas, apresenta também, uma leitura (em Knots) da velocidade verdadeira de aproximação à emissora sintonizada, ou o tempo (em minutos) que falta para atingi-la.

Cada estação de DME opera, geralmente, em conjunto com a estação de VOR correspondente, formando um par VOR/DME, as duas estações são localizadas fisicamente no mesmo ponto. Sintonizando uma estação de VOR, a estação correspondente de DME (se existir) ficará automaticamente sintonizada. Um sistema de áudio identificando a estação DME será ouvido nos fones ou alto-falantes a cada 30 segundos. Esse sinal está sincronizado com o sinal de VOR, de modo que serão ouvidos sinais de VOR seguidos de um sinal de DME, todos espaçados de 6 segundos.



SISTEMA TRANSPONDER

O sistema Transponder, transmite um sinal codificado em resposta aos sinais de interrogação emitidos por uma estação de radar de terra. A estação de terra usa o sinal de resposta, para localizar e identificar a aeronave equipada com o sistema Transponder. Inicialmente, ela detecta a presença da aeronave, como um radar comum. Em seguida, envia um sinal de interrogação que é captado pela antena do Transponder, o qual por sua vez, emite um sinal de resposta.

Cada estação de terra possui um código próprio para operação de Transponder. É necessário que o sistema da aeronave esteja operando com o mesmo código. Quando a aeronave atinge a área de controle de determinada estação de terra o piloto é instruído (pelo controle de tráfego, através do VHF), para introduzir no equipamento o código da respectiva estação.



PILOTO AUTOMÁTICO KFC 150

O piloto automático é um sistema de controle de vôo que atua automaticamente sobre as superfícies de comando do avião.

Servomotores elétricos reagindo a sinais enviados pelos instrumentos giroscópicos, pelo sistema pictorial de navegação KCS 55 e pelo sistema de navegação do avião, devidamente processados pelo computador, atuam nos comandos para manter uma atividade de vôo estabilizada.

O conjunto do piloto automático KFC 150 é capaz de:

- Manter uma atitude do avião
- Manter uma altitude barométrica
- Capturar e manter uma radial de VOR
- Capturar e manter uma trajetória de ILS, inclusive curso reverso
- Efetuar manualmente mudança de atitude de arfagem

O sistema é composto por:

- Um servo aileron
- Um servo do compensador de profundor
- Um identificador de atitude KI 256
- Um anunciador KA 185 (opcional)
- Conjunto de interruptores do manche

O piloto automático tem por finalidade controlar e manter automaticamente entre limites pré-estabelecidos a atitude e o controle do avião nos eixos de arfagem e rolamento. Constitui-se de dois canais de controle, um para cada eixo do avião, cujos sinais podem ser automáticos ou manuais, conforme modo de operação. Os sinais laterais são processados pelo canal de rolamento e a informação longitudinal pelo canal de arfagem.



PAINEL ANUNCIADOR

Está instalado no lado esquerdo do painel de instrumentos.

O painel anunciador fornece ao operador informações contínuas do regime e condições operacionais, mostrando Modos de Operações atuais, modos **ARMED**, antes e depois da interceptação, luzes **MARKER BEACON** (balizadores) e alarme de falha do compensador elétrico **TRIM**.

São indicações do painel anunciador:

- A luz GS piscará 6 vezes em caso de perda de sinal de Glide Slope.
- A luz GA acende toda vez que for comprimido o botão da manete esquerda de potência.
- As luzes A/O/M são repetidoras do conjunto KMA-24 marcadores: aerovia/interno, externo e médio, respectivamente.
- A luz de alarme TRIM pisca 4 vezes ao pressionar o botão PRFLT TESTE do PA, acendendo em caso falhe o AUTO TRIM, ou se o respectivo disjuntor abrir.



CONJUNTO DE INTERRUPTORES NO MANCHE

Conjunto de interruptores instalados no manche de comando da aeronave associados com os sistemas do piloto automático e com o compensador elétrico.

1) - INTERRUPTOR DE DESACOPLAMENTO DO PILOTO AUTOMÁTICO/COMPENSADOR (A/PDISC/TRIM)

Quando pressionado desacopla o piloto automático e cancela todos os modos de operação do Diretor de Vôo. Quando pressionado e mantido nessa posição interromperá toda energia elétrica para o compensador (o movimento do compensador sofre uma parada), desacopla o piloto automático e cancela todos os modos de operação do Diretor de Vôo.

2) - INTERRUPTOR DE COMANDO MANUAL DO MANCHE (CWS)

Em operação com o piloto automático, quando pressionado, o interruptor CWS permite ao piloto controlar a aeronave manualmente (desacopla os servos de arfagem e de rolamento) sem cancelar nenhum dos modos selecionados. Acoplará o Diretor de Vôo se ainda não havia sido acoplado. Sincroniza automaticamente o piloto automático e Diretor de Vôo para as atitudes de arfagem, de quando o interruptor CWS estava solto, ou mantém a altitude no momento em que estiver operando no modo ALT HOLD. Cancelará o acoplamento GS. A aeronave terá que interceptar a rampa de planeio para reacoplar o Glide Slope (GS).

3) - INTERRUPTORES DE CONTROLE DO COMPENSADOR ELÉTRICO DO PROFUNDOR

Uma unidade com interruptor bipartido (comando duplo), na qual a parte esquerda provê energia elétrica para acoplar a embreagem do servo do compensador e a parte direita para controlar a direção de movimento do motor do servo do compensador. Ambas as partes do interruptor de controle do compensador elétrico do profundor devem ser atuadas a fim de conseguir o acionamento do mesmo. O acionamento deste interruptor desacoplará automaticamente o PA.



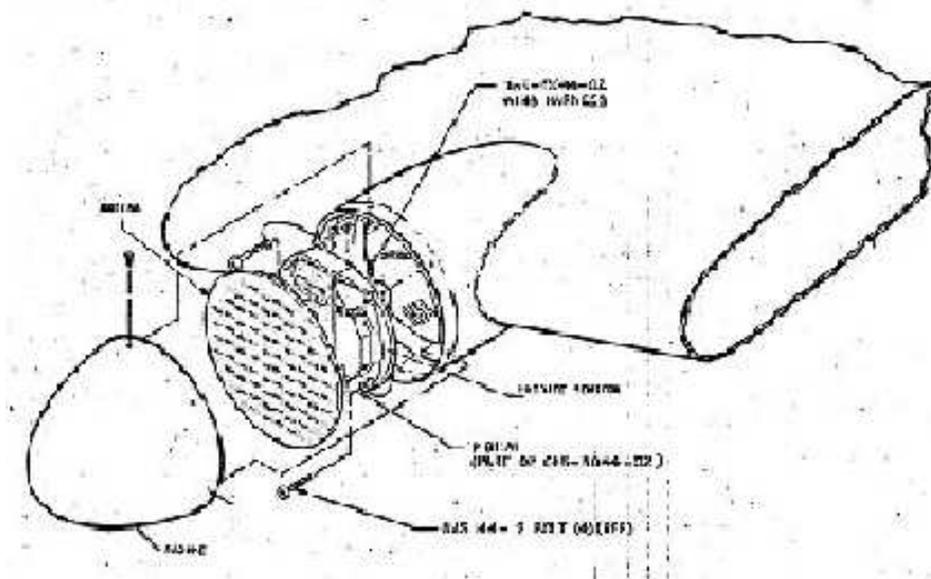
SISTEMA DE RADAR BENDIX RDS-81

O sistema possui características que visam primordialmente, seu uso como radar meteorológico, detectando formações de tempestades e permitindo ao piloto analisar as formações e evitar o vôo através delas. Além disso, pode servir como auxílio a navegação, através do mapeamento do solo.

Alimentado eletricamente pela barra principal de 28 VDC e pela barra de 26 VAC 400 HZ, e compreende os seguintes elementos: Um sensor de radar BENDIX RS-181, que compreende o transceptor de radar e a antena, localizada sob o radome na asa direita do avião e uma unidade indicadora colorida BENDIX IN 182 A, instalada no painel principal.

O transceptor do sensor do radar transmite pulsos de rádio frequência através da antena. Esses pulsos são refletidos por obstáculos dentro do alcance do sistema são captados pela antena e introduzidos no transceptor.

Após serem amplificados os pulsos são apresentados na tela do indicador de radar dando a indicação da existência de obstáculos. O indicador de radar fornece indicação meteorológica em 4 cores e indicação de alvos no solo em três cores, dentro da área varrida pelo radar.



O indicador do radar é do tipo PPI (Indicador de Posição plana), apresentando os alvos detectados numa representação plana, como se vistos de cima. Através de uma análise de imagem mostrada na tela, o piloto tem conhecimento da existência de tempestade ou de outro alvo, obtém a distância entre o avião e o alvo, bem como a direção desta em relação ao eixo longitudinal do avião.



GPS 150 GARMIN

O GPS GARMIN 150 é um equipamento instalado no painel do painel principal. Está alimentado pela barra AVIÔNICA 2 protegido por um disjuntor. Possui duas baterias internas. Uma para funcionamento normal e outra para memória.

O GPS é fixado no seu rack através de uma lingüeta acionada por chave allen 3/32. Este equipamento desliga seu display em 30 segundos quando alimentado pela bateria interna se não for acionado nenhuma tecla do equipamento, com o objetivo de economizá-la. Ele pode operar com voltagem de 10 a 33VDC.

Quando ligado, ele demora alguns minutos para receber os satélites, para fornecer os dados necessários à navegação.

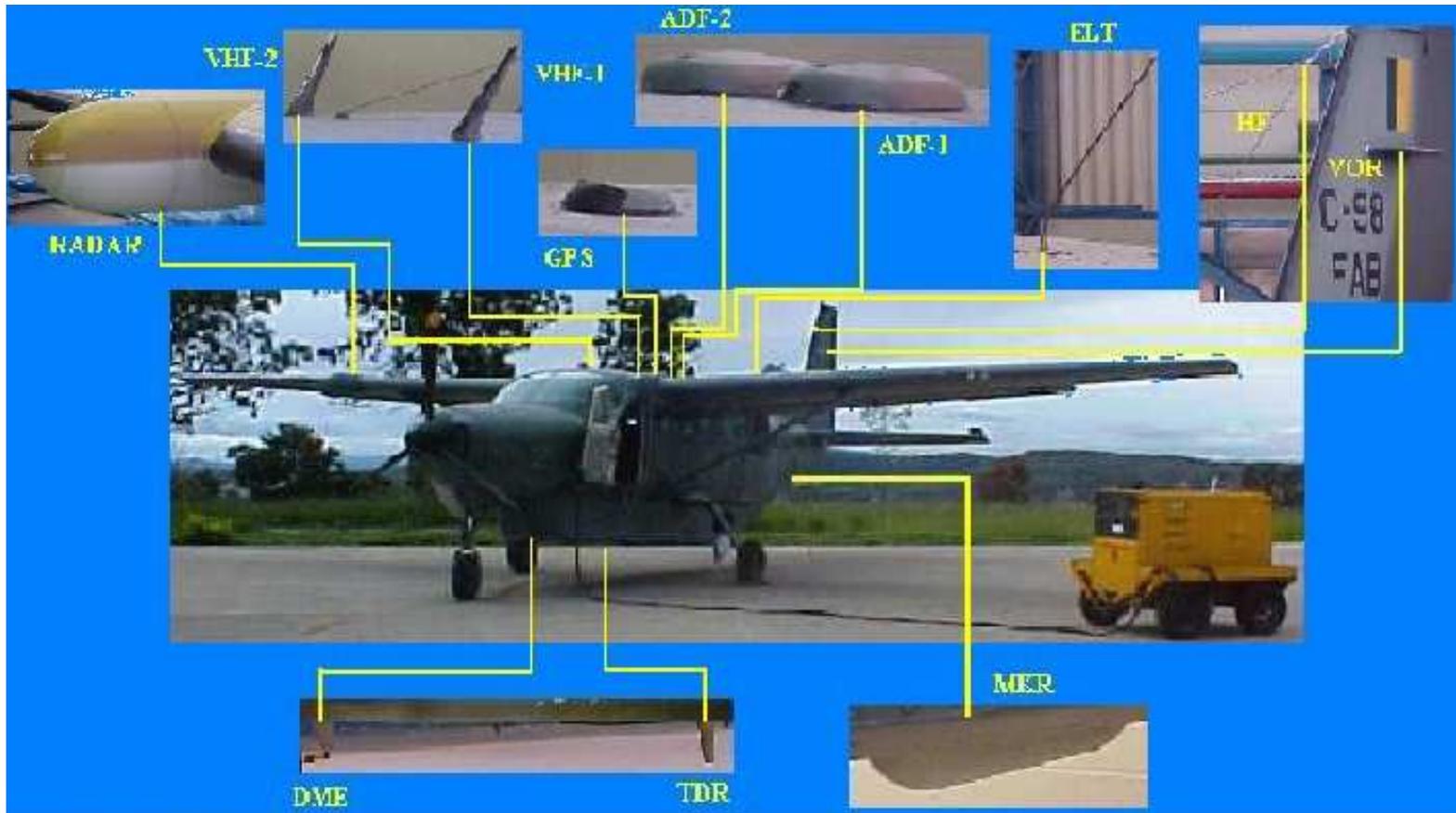
O GPS necessita ter sua antena no dorso da aeronave e estar em área aberta ao céu. Este GPS possui cartão com dados dos aeroportos das Américas com finalidade de facilitar a colocação de dados para o piloto programar sua navegação. E ele tem validade de 28 em 28 dias, que são atualizados por assinatura com a Jeppesen. Este acessório não é parte integrante do equipamento.



Existe ainda, a possibilidade de aeronaves instaladas com GPS King KLN 89.



ANTENAS



Instrumentos

SISTEMA PITOT-ESTÁTICO

O Sistema consiste de dois tubos de pitot-estático com aquecimento, que suprem pressão dinâmica e estática para os velocímetros e pressão estática para os climb's e altímetros.

O aquecimento do tubo pitot-estático é feito através de um interruptor de duas posições rotulado PITOT/STATIC HEAT no painel de ice-anti-ice. Existe também um disjuntor chamado LEFT PITOT HEAT que protege o sistema.

Os sistemas das asas esquerda e direita são independentes e suprem pressão estática e dinâmica para os respectivos instrumentos.

Uma válvula alternativa de pressão estática, localizada no Sistema Pitot-estático esquerdo, capta a pressão estática dentro da cabine podendo ser utilizada no caso de falha da tomada estática ou leitura errônea dos instrumentos, devido à água ou gelo nas linhas de pressão. A pressão da cabine irá variar se a ventilação ou a janela de mau tempo forem abertas.

Duas válvulas dreno, utilizadas para drenar a umidade acumulada nos Sistemas e está localizada atrás do painel de instrumentos esquerdo.

Um micro-interruptor de pressão, localizado no velocímetro do Sistema Pitot-estático esquerdo, alerta quando houver velocidade excessiva (**175KIAS**), soando um alarme sonoro.

Existe um sistema pitot-estático secundário, que fornece indicação para os instrumentos do lado direito do painel e não é ligado ao sistema principal. Este sistema é idêntico ao principal, não possuindo alarme de velocidade excessiva nem válvula alternativa de pressão estática.

INDICADOR DE VELOCIDADE(VELOCÍMETRO)



É calibrado em Knots e inclui um arco branco (operação com **30° de flape** de **50 a 125Knots**), um arco verde (operação normal de **63 a 175Knots**) e uma linha vermelha (máxima velocidade de **175Knots**).

A parte externa do mostrador funciona como indicador de velocidade verdadeira e trabalha em conjunto com o velocímetro. Basta alinhar a escala de altitude pressão com a temperatura do ar externo, girando um disco com um computador de vôo. Para se obter a velocidade verdadeira, ler a mesma apontada pelo ponteiro do velocímetro no disco móvel.

CLIMB



Mostra a razão de subida/descida em pés/min.

O ponteiro indicador é atuado através de mudança de pressão da atmosfera, resultante da mudança de altitude, fornecida pela tomada de pressão estática respectiva.

ALTÍMETRO

O CESSNA 208 possui um altímetro do tipo barométrico.

Um botão perto da parte inferior esquerda provê ajuste barométrico para o mesmo.

O altímetro fornece indicações de altitude para o Transponder, Piloto Automático e Alerta de Altitude.



SISTEMA DE VÁCUO

O Sistema de Vácuo fornece sucção para operação do indicador de atitude esquerdo (1P) e o giro direcional direito (2P).

O Sistema consiste de um **regulador de pressão de ar**, **uma válvula de alívio de ar**, **um ejetor de vácuo**, onde é criada a sucção, **uma válvula de exaustão de ar**, **válvula de alívio de vácuo**, **um filtro de ar**, **um indicador de sucção** e um **sensor de alarme de vácuo**.

O vácuo é obtido através de ar sangrado do compressor, que passa por um regulador de pressão de ar e por uma válvula de alívio de ar, cruzando o ejetor de vácuo, onde é criada a sucção necessária para operação do Sistema, e saindo na válvula de exaustão de ar.

A sucção criada no ejetor de vácuo admite ar, através do filtro, produzindo vácuo após a passagem pelos instrumentos.

Este vácuo é regulado pela válvula de alívio.

O indicador de sucção está calibrado em in. Hg. e mostra a sucção adequada ao nível de vôo. Um sensor de alarme de vácuo acende a luz anunciadora vermelha **“VACUUM LOW”** quando a sucção for inferior a 3 in. Hg.

INDICADOR DE ATITUDE

Indica a altitude através de um ponteiro no topo do indicador, com marcas em 10°, 20°, 30°, 60°, 90° nos dois lados da marca central. As altitudes são mostradas através de um avião miniatura superposto em um horizonte simbólico dividido em duas partes.

Um botão no instrumento pode ser utilizado para ajustar o avião miniatura em relação a horizonte.



GIRO DIRECIONAL



Mostra a proa da aeronave através de um cartão bússola em relação a uma imagem de avião e um índice.

Ele irá precessionar levemente com o passar do tempo entretanto. Poderá ser reajustado através de um botão localizado na porção inferior esquerda do instrumento.

INDICADOR DE SUCÇÃO

Localizado na parte esquerda do painel de instrumentos, é calibrado em pol.Hg e indica a sucção disponível para a operação do sistema.

A sucção apropriada é a seguinte:

- 4,5 a 5,5 pol.Hg até 15.000FT
- 4,0 a 5,5 pol.Hg de 15.000FT até 20.000FT
- 3,5 a 5,5 pol.Hg de 20.000FT até 25.000FT
- 3,0 a 5,5 pol.Hg de 25.000FT até 30.000FT



Existem marcas apropriadas no instrumento (15K, 20K, 25K e 30K) indicando a pressão ideal acima das altitudes.

ANUNCIADOR DE ALERTA DE VÁCUO BAIXO

A luz vermelha **VACUUM-LOW**, localizada no painel de alarmes, alertará o piloto quando a sucção estiver abaixo de aproximadamente 3,0 in.Hg.

INSTRUMENTOS GIROSCÓPICOS OPERADOS ELETRICAMENTE

O indicador de altitude e o giro direcional do painel da direita são eletricamente acionados.

São protegidos por dois disjuntores rotulados RH ATT GYRO e RH DIR GYRO. Estes instrumentos serão energizados sempre que a bateria for ligada e os disjuntores estiverem pressionados.

Devem ser tomados procedimentos especiais para a ereção do horizonte.

Decolagem Logo Após a Partida:

Faça a ereção do horizonte logo após a partida do motor, puxando constantemente, com força moderada, o botão para tal.

Segure o mesmo por, aproximadamente, 5 segundos e solte suave, mas rapidamente.

Permita ao horizonte atingir a velocidade total e não faça nova ereção ou o mesmo ficará pressionado por 5 minutos.

Decolagem 10 Minutos (ou mais) Após Partida:

Após a partida do motor não faça a ereção do horizonte.

Deixe o mesmo ajustar-se por si mesmo e, se necessário, faça a ereção do mesmo no cheque antes da decolagem.

Atenção:

Evite fazer ereções repetidas no horizonte, pois poderá haver dano interno no mesmo.

RELÓGIO DIGITAL

O CESSNA 208 possui um relógio ASTRO TECH LC-2 que apresenta as seguintes funções: hora, calendário e cronômetro.

Os dados são mostrados em um visor de cristal líquido de 4 dígitos e selecionados por três botões localizados logo abaixo do visor.



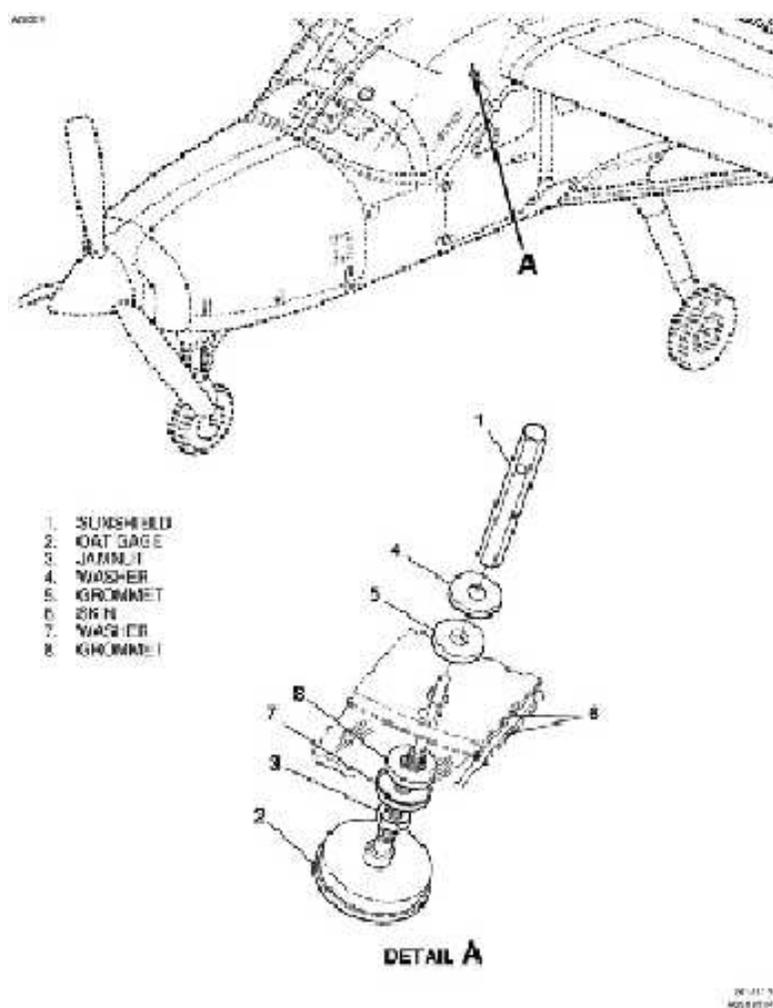
Dentro dele existe uma lâmpada controlada pelo reostato L FLT PANEL.

Para ativar-se o modo teste, pressiona-se o botão esquerdo juntamente com o da direita.

INDICADOR TAE (Temp. do Ar Ext.)

Está instalado na parte esquerda superior do parabrisa esquerdo.

O indicador está calibrado em graus Celsius e Fahrenheit.



Pneumática

SISTEMA DE AQUECIMENTO E VENTILAÇÃO DA CABINE

DESCONGELAMENTO DOS PÁRA-BRISAS

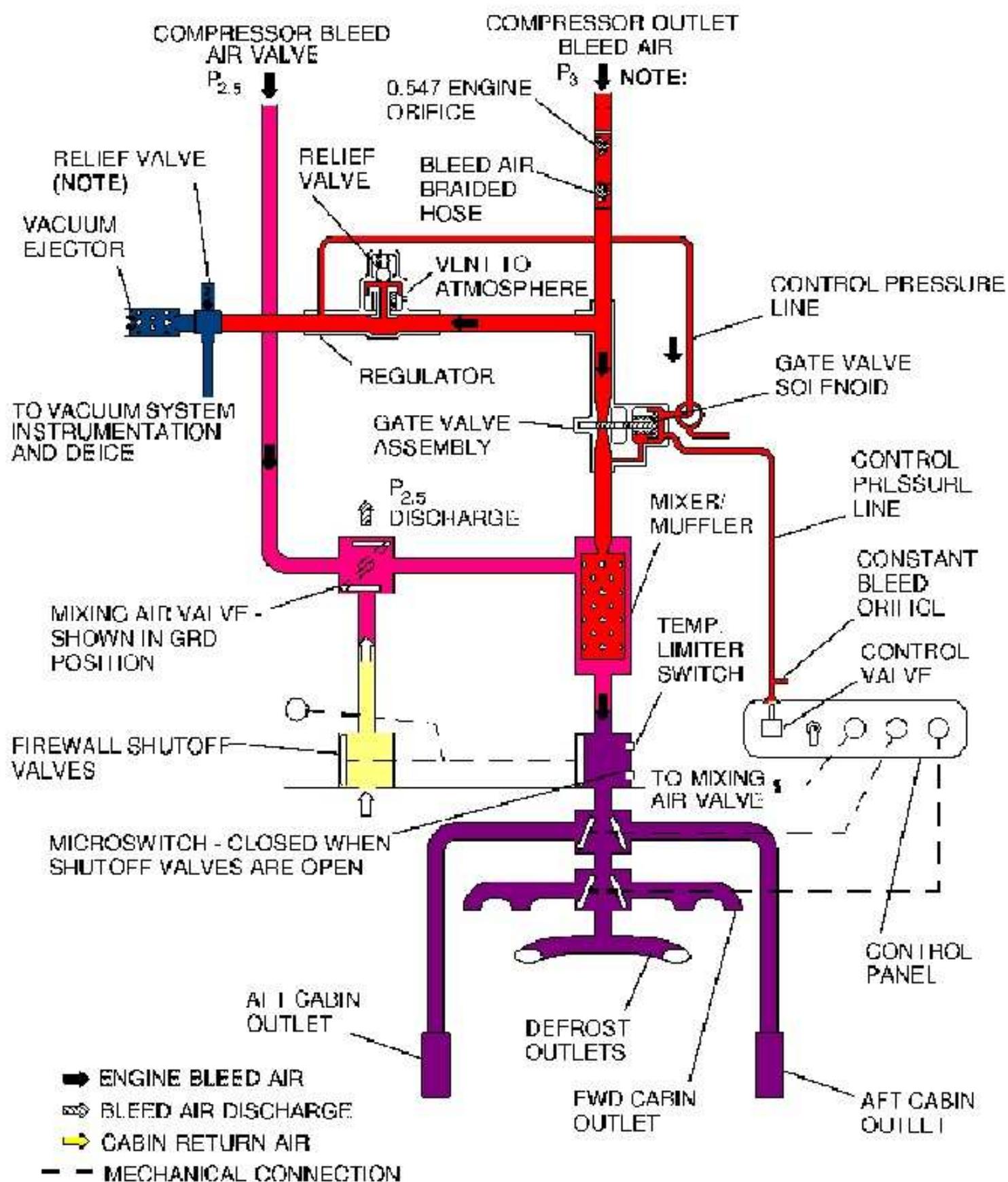
A temperatura e o volume do fluxo de ar para a cabine são regulados por este sistema. No sistema de aquecimento, ar quente de saída do compressor é extraído do motor, passando por uma válvula de controle de fluxo e por um misturador onde é adicionado ao ar de retorno da cabine ou ao ar morno da válvula de sangria da entrada do compressor (dependendo da posição da válvula misturadora) para que se obtenha a temperatura desejada antes do ar ser enviado ao sistema de distribuição da cabine. Controles no painel possibilita o direcionamento do ar aquecido para a porção dianteira e/ou traseira da cabine para aquecimento e aos pára-brisas para o descongelamento. O ar para ventilação é obtido através de duas entradas, uma em cada lado da fuselagem dianteira e através de duas entradas localizadas, uma em cada asa, nas extremidades superiores de seus montantes. O ar de ventilação proveniente destas entradas é direcionado através das asas para uma câmara localizada no topo da cabine. A câmara distribui o ar de ventilação por saídas individuais em cada assento.

Dois ventiladores elétricos são disponíveis para o sistema de ventilação. Detalhes de funcionamento são apresentados a seguir.

SISTEMA DE AQUECIMENTO

Com a ANV em Vôo de cruzeiro e com o Motor com uma RPM superior ou igual a 94% de NG, para poder realizar o aquecimento da cabine o Ar será sangrado da estação de P3 através do comando do interruptor Bleed Air Heat na posição ON e a utilização do reostato Temp Hot para regular o fluxo de ar quente para a cabine.

Durante este regime do motor somente a estação P3 estará liberando ar quente, visto que, a Bleed Valve estará totalmente fechada.



28962600115

VÁLVULA DE CONTROLE DE TEMPERATURA

A Válvula de controle de temperatura está localizada no centro do painel de instrumento, próximo ao pedestal de manetes, esta válvula ajusta uma válvula de alívio variando o fluxo na válvula de controle de fluxo e também controla a pressão na câmara de pressão interna da válvula de controle de fluxo, modulando o fluxo de ar e a temperatura do ar na cabine, o comando da válvula de controle da temperatura é de aprox. 270° de giro.

A rotação da válvula no sentido horário drena o ar na câmara da válvula de controle de fluxo aumentando a pressão e a temperatura, no sentido anti-horário obstrui o ar drenado da câmara da válvula e diminui a pressão e a temperatura.

Usando-se o comando do interruptor na posição (ON e OFF) BLEED AIR HEAT, e regulando a temperatura da cabine pela válvula TEMP HOT, em caso de uma sobre-temperatura, uma válvula termos tática entrará em ação sempre que a temperatura do fluxo de AR passando pelo seu local de atuação (parede de fogo) com uma temperatura variando de 210° +/- 10° F, ou seja 93°C a 104°C, a válvula termos tática entrará em ação desenergizando o solenóide da válvula de fluxo interrompendo o fluxo de ar sempre que essa variação de temperatura for atingida, desligando e religando o sistema causando um funcionamento intermitente.

O Regulador de pressão transforma o ar da saída de **P3 (103 psi) em 18 +/-1 PSI.**

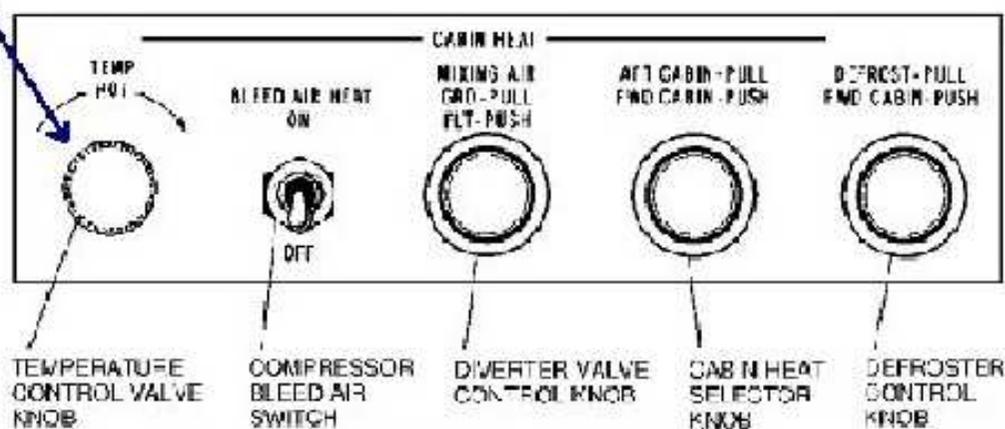
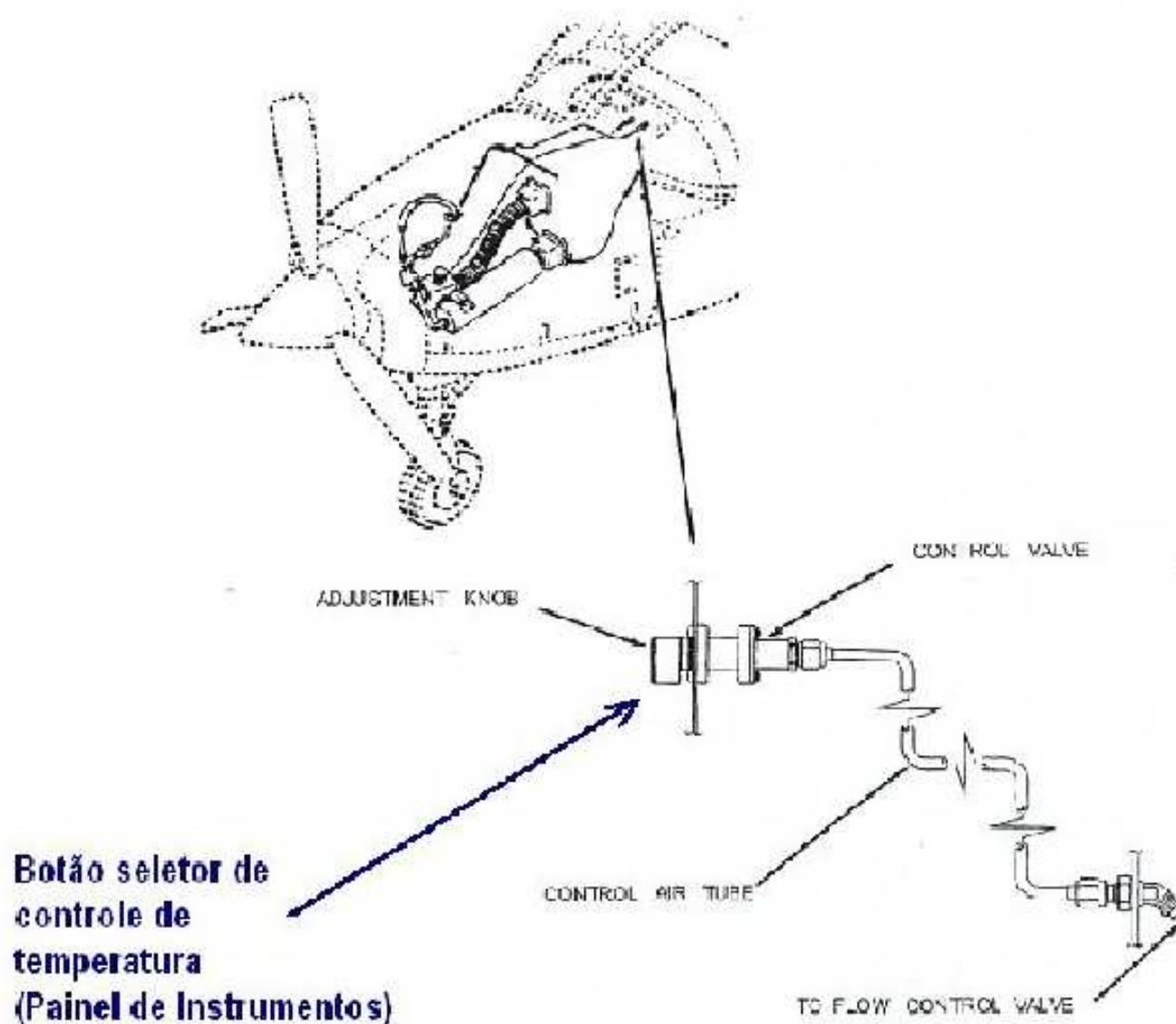
Uma derivação de alívio no lado inferior do regulador de pressão regula o ar da linha da válvula de controle de fluxo.

Uma válvula de alívio atua para prevenir excesso de pressão de ar que podem causar danos a linha de pressão, numa eventual falha do regulador de pressão.

A válvula de alívio abre com 22 +/- 1 psi e fecha com 20 psi.

O regulador de pressão não requer manutenção ou limpeza.

O regulador de pressão também supre ar para o gerador de vácuo do sistema de instrumento e degelo da aeronave



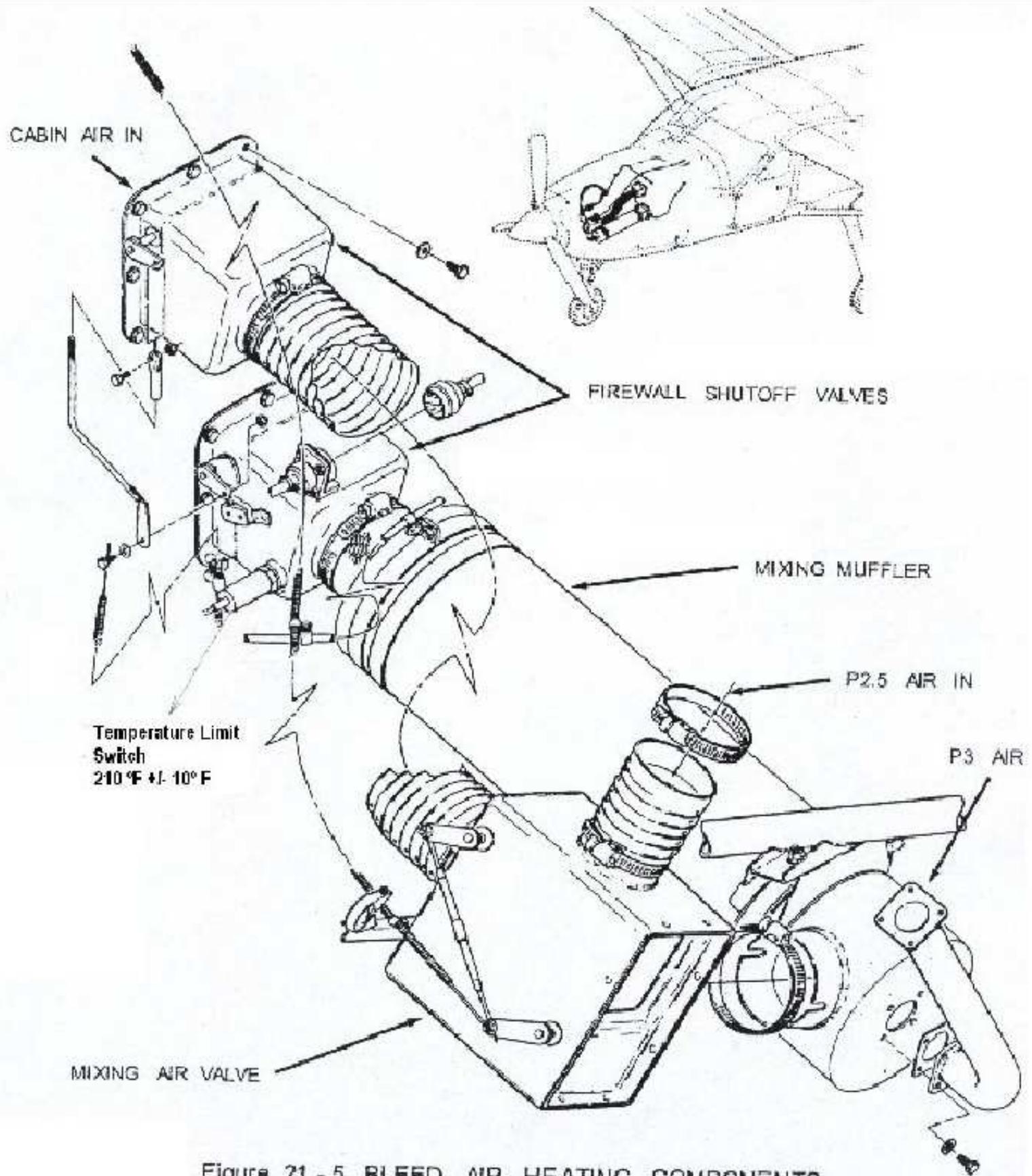
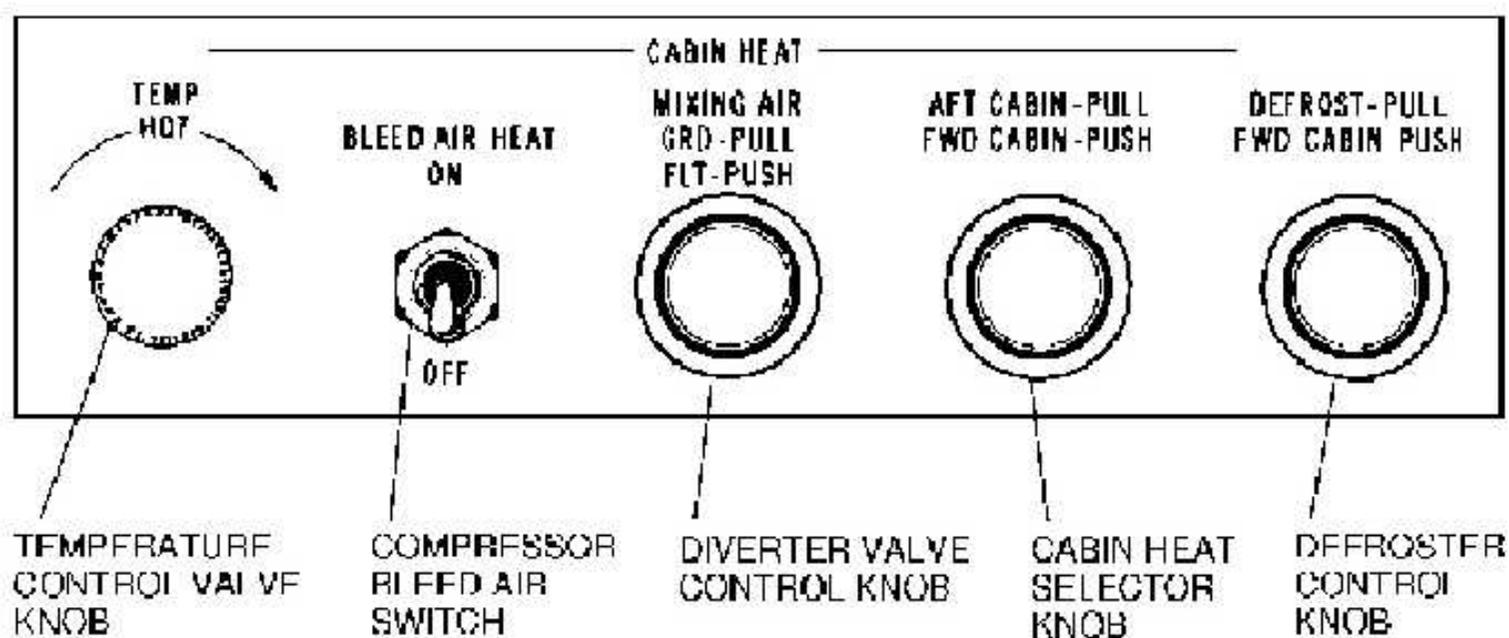


Figure 21 - 5 BLEED AIR HEATING COMPONENTS

INTERRUPTOR DE SANGRIA DE AR QUENTE

É um interruptor de duas posições (ON e OFF) com a inscrição “BLEED AIR HEAT”, localizado no painel de controle do aquecimento da cabine. Este interruptor controla a operação da válvula de controle de fluxo de sangria. Na posição ON o interruptor abre a válvula de controle, permitindo o fluxo de ar quente de sangria para o sistema de aquecimento. Na posição OFF a válvula está fechada, cortando o fluxo de ar para o sistema.



BOTÃO SELETOR DE TEMPERATURA

Um botão giratório de seleção de temperatura, com a inscrição TEMP está localizado no painel de controle do aquecimento da cabine. Este seletor opera a válvula de controle de fluxo de modo a controlar a quantidade e a temperatura do fluxo de ar para a cabine.

NOTA !!!

Caso seja necessário um maior aquecimento da cabine enquanto o avião estiver no solo, o leve a manete do combustível para HIGH IDLE.

Algumas dificuldades podem ser encontradas no ajuste de temperatura com ar de sangria. A temperatura e quantidade resultantes de ar de sangria podem ser diferentes para uma mesma posição do seletor, caso nos aproximemos desta posição do seletor no sentido horário ou anti- horário. Melhores resultados podem ser obtidos girando-se o seletor até o final de seu curso, no sentido horário e, após, retornando ao sentido anti-horário até que o ar de sangria decresça para a quantidade desejada. Um sensor de temperatura instalado na saída do misturador de ar, o altera em conjunto com o botão seletor de temperatura. Em caso de superaquecimento no do topo de saída, o sensor de temperatura será energizado, fechando a válvula de controle de fluxo.

Botão de controle do misturador

Um botão de controle de válvula misturadora, do tipo PUSH-PULL, com a inscrição MIXING, GRD-PULL e FLT-PUSH está localizado no painel de controle do aquecimento da cabine. Com o botão na posição “GRD” (botão puxado), o ar morno da entrada do compressor é misturado com o ar quente de sangria da saída do compressor na Câmara misturadora. Este modo é usado para a operação no solo, quando ar morno da entrada do compressor pode ser sangrado. (Ng abaixo de 89 %) e usado em adição ao ar quente de sangria para aumentar o aquecimento da cabine em temperatura muito baixas. Com o botão na posição "FLT" (vôo- o botão a frente), o ar que retorna da cabine (frio) é misturado com o ar quente de sangria do compressor na Câmara misturadora. Esta circulação a permite ao sistema manter o aquecimento pré-selecionado pelos usuários. Se desejado, a posição "FLT" poderá ser usada no solo, em ambientes onde não seja necessário um máximo o aquecimento da cabine. Neste caso, o ar morno da entrada do compressor será direcionado para o exterior da aeronave pela válvula misturadora.

Cuidado!!!

Este controle deverá estar sempre na posição "FLT" com a aeronave em vôo ou com regimes altos de potência (Ng acima de 89%). O ar frio de retorno da cabine deve ser misturado ao ar quente de sangria do compressor para que se mantenha uma temperatura adequada no sistema de distribuição. Se a posição "FLT" não for usada nestas condições, o sistema sofrerá um superaquecimento, ocasionando um corte automático da sangria.

Controle do sistema de distribuição

Um botão do tipo PUSH-PULL com a inscrição **AFT CABIN-PULL FWR CABIN-PUSH**, está localizado no painel de controle do sistema de aquecimento da cabine. Com o controle na posição **AFT CABIN** (puxado), o ar aquecido é direcionado para as saídas de aquecimento! da parte de traseira da cabine, localizadas nas paredes laterais ao nível do piso no modelo Standard 208 e no piso, atrás das cadeiras de pilotagem no CARGOMASTER.

Com o controle na posição FWD CABIN (botão à frente), o ar aquecido é direcionado através de quatro saídas de aquecimento na parte dianteira da cabine, localizadas atrás do painel de instrumentos e/ou das duas saídas para descongelamento dos pára-brisas. O controle pode ser posicionado em posições intermediárias para o direcionamento do ar aquecido as porções dianteiras e/ou traseiras da cabine, conforme o desejado.

Controle do desembaçador

Um botão do tipo PUSH-PULL com a inscrição **DEFROST-PULL, FWD CABIN-PUSH**, está localizado no painel de controle do sistema de aquecimento da cabine.

Com o controle na posição DEFROST (puxado), o ar de aquecimento da parte dianteira da cabine é direcionado para duas saídas de descongelamento, localizadas na base dos pára-brisas (o controle de distribuição deverá estar na posição FWD CABIN). Com o controle do desembaçador na posição FWD CABIN (botão à frente), o ar aquecido será direcionado para as quatro saídas atrás do painel de instrumentos.

Botão de corte do aquecimento

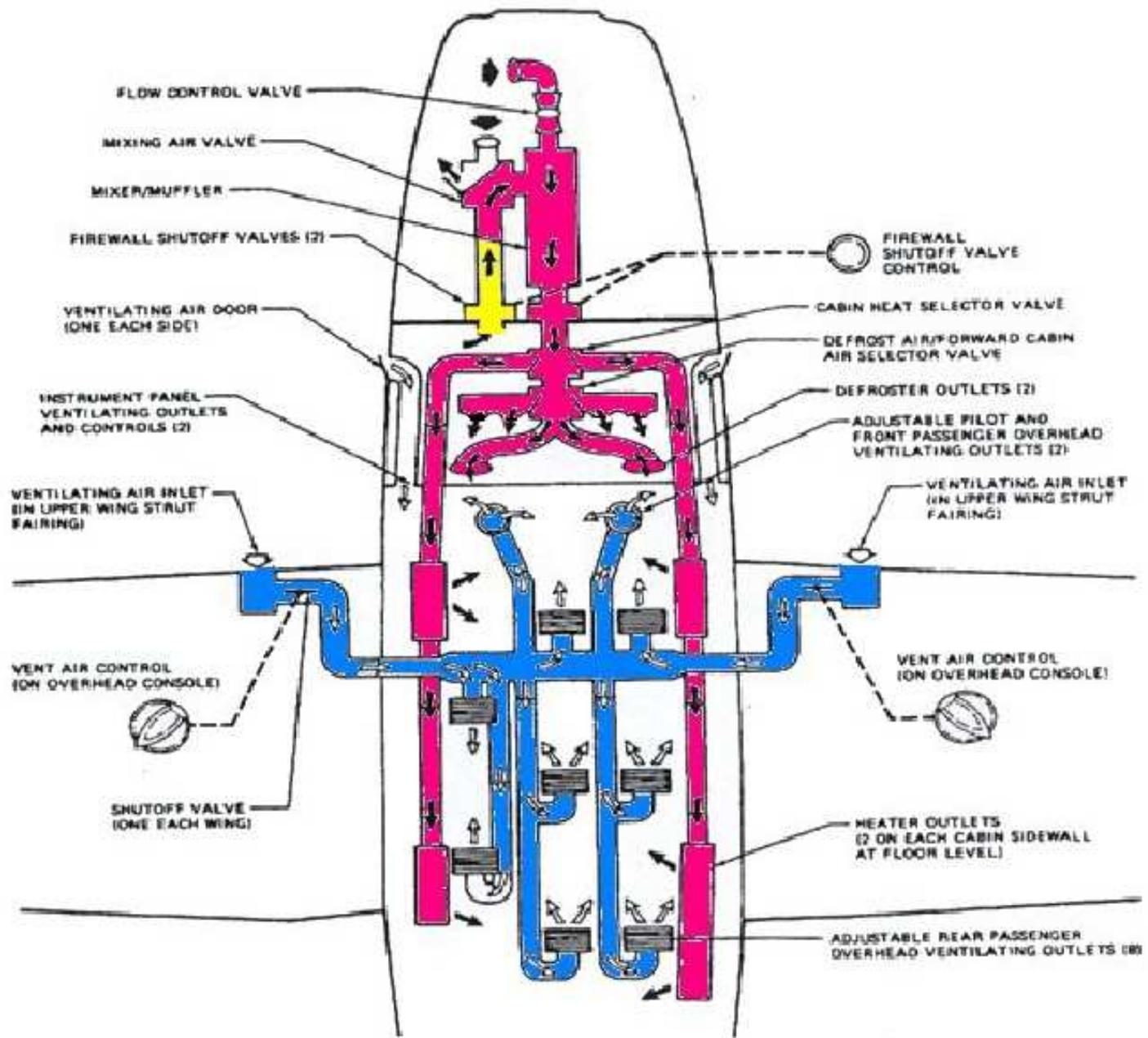
Um botão do tipo PUSH-PULL com a inscrição **CABIN HEAT FIREWALL SHUTOFF, PULL OFF**, e está localizado no lado inferior direito do pedestal de manetes. Quando puxado, o botão atua em duas válvulas de corte na parede de fogo, uma na linha de suprimento de ar de sangria para o sistema de aquecimento e a outra na linha de retorno do ar da cabine, cortando-as. Este botão deve estar normalmente a frente, exceto quando houver suspeita de fogo no compartimento do motor.

Cuidado !!!

Não puxe o botão de corte do aquecimento com o botão de controle do misturador na posição GRD, pois ocorrerá um estol de compressor em regime de baixa potência com a válvula de sangria aberta. O motor deve ser cortado para liberar a pressão inversa nas válvulas, antes de serem abertas.

Botões de ventilação do painel

Dois botões de ventilação com a inscrição VENT, PULL, ON, estão localizados um de cada lado do painel de instrumentos. Cada botão controla o fluxo de ar de ventilação proveniente de saídas adjacentes. Ao ser puxado, cada botão abre uma pequena entrada de ar na parte externa da fuselagem que admite o ar de impacto para ventilação.



SISTEMA DE VENTILAÇÃO COM VENTILADORES ELÉTRICOS

Este sistema permite uma ventilação mais eficiente da cabine. Os controles do sistema estão localizados no painel superior, entre e as cadeiras de pilotagem e constituem-se de dois botões giratórios com a inscrição "VENT AIR". Os botões (o esquerdo e o direito) operam válvulas de corte nas asas esquerda e direita para controlar o fluxo de ar de ventilação admitido pelas entradas dos montantes das asas. Além disso operam dois interruptores dos circuitos elétricos dos ventiladores, ao final de seu curso, na posição "FAN". Ao serem girados em seu curso de "Close" até "Open" os botões abrem progressivamente as válvulas de corte das asas e, permitindo o controle da quantidade de ar admitido. Os interruptores não acionam os ventiladores até que as válvulas de corte estejam abertas, assegurando um fluxo de ar para o resfriamento do motor do ventilador.

Na posição "OPEN" (ventilador desligado) o ar de ventilação é direcionado para as saídas individuais dos pilotos. Esta ventilação pode ser aumentada durante o táxi (ou em vôo) girando-se os controles para posição "FAN".

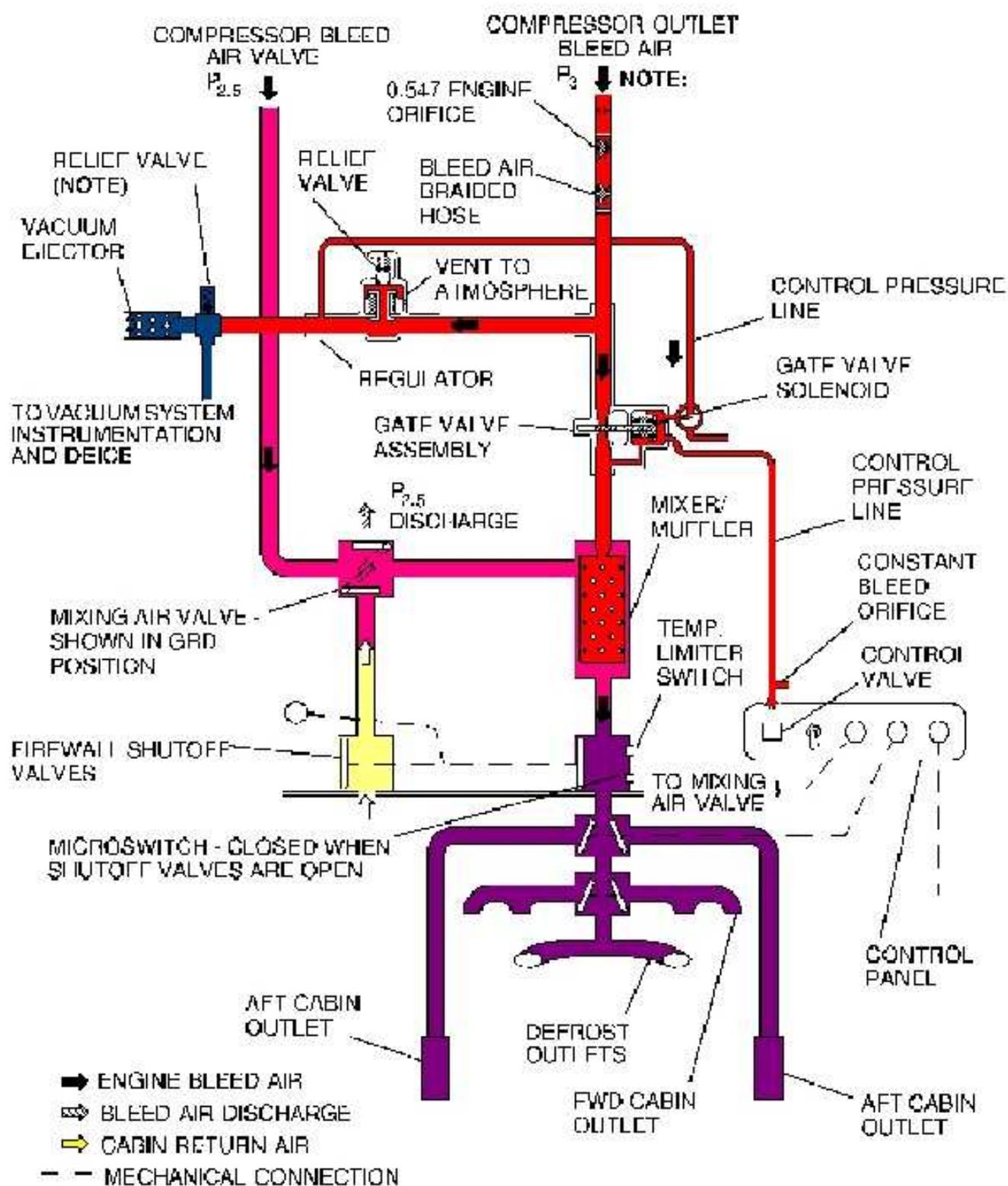
O sistema elétrico é protegido por dois disjuntores com as inscrições LEFT VENT BLWR e RIGHT VENT BLWR no painel de disjuntores à esquerda do piloto.

Saídas de ventilação ajustáveis oferecem ventilação individual aos passageiros. As saídas para as cadeiras de pilotagem são do tipo giratória com válvula borboleta, permitindo o controle direcional e quantitativo do fluxo de ar. As saídas para os passageiros (em número de 8) são ajustáveis para frente ou para trás e possuem um botão com as inscrições "AIR ON" e "AIR OFF" para controle do fluxo de ar.

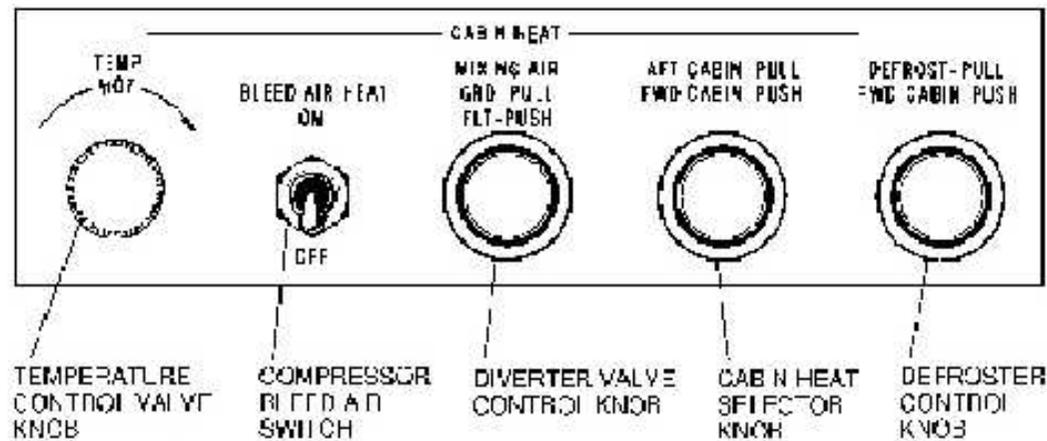
Nos climas quentes, as portas da aeronave devem ser abertas, na inspeção pré-vôo, para o resfriamento do interior da cabine antes da partida dos motores.

Após o pouso, a ventilação da cabine pode ser melhorada ligando-se os ventiladores e deixando-se as portas dianteiras entreabertas.

SISTEMA DE AQUECIMENTO/DEGELO/VENTILAÇÃO



259AC6001(1)



O Sistema consiste de um painel principal, uma válvula de controle de fluxo de ar sangrado (Bleed Air Heat), um misturador de ar, uma válvula misturadora, duas válvula seletoras de ar, uma válvula de corte do aquecimento, um painel de controle, dois botões de abertura da ventilação frontal, dois seletores de abertura da ventilação do teto.

Sistema De Aquecimento/Degelo

No Sistema de Aquecimento, o ar quente é sangrado na saída do compressor centrífugo, passando por uma válvula de controle de fluxo (interruptores TEMP HOT e BLEED AIR HEAT).

Em seguida, passa por um misturador de ar onde é adicionado ao ar de retorno da cabine ou ao ar morno sangrado na entrada do compressor axial, dependendo da posição da válvula misturadora (interruptor MIXING AIR), para que se obtenha a temperatura desejada.

O botão misturador de ar (MIXING AIR) só pode ser puxado com o avião no solo e Ng inferior a 92%, devido sangrar ar na entrada do compressor axial, comprometendo o desempenho e podendo causar um superaquecimento, que acarretaria no corte automático da sangria.

Em seguida, o ar é distribuído para as válvulas seletoras (interruptores AFT CABIN e DEFROST) que possibilitam o direcionamento do ar para aquecimento da porção dianteira (4 saídas) e/ou traseira da cabine e descongelamento do pára-brisa (2 saídas).

O corte do sistema de aquecimento pode ser realizado, em caso de fogo no compartimento do motor, puxando-se o botão CABIN HEAT FIREWALL SHUTOFF. No caso de um acionamento desta válvula, fecha-se a suíte da Flow Control Valve e o retorne do ar da cabine.

Com o botão misturador de ar (MIXING AIR) puxado, o aquecimento não pode ser cortado pela SHUTOFF, pois acarretará em um estol de compressor, devendo-se cortar o motor pela manete de combustível antes de utilizar a SHUTOFF.

SISTEMA DE AR CONDICIONADO

Algumas aeronaves possuem um sistema de ar condicionado que proporciona ar refrigerado para a cabine. Este sistema utiliza um compressor em conjunto com três evaporadores para distribuir o “Freon” através das saídas sob o teto da aeronave.

1. O compressor é montado na caixa de acessórios do motor e é acionado através de um sistema de polia e correia.
2. Dois evaporadores com “blower” estão localizados nas asas próximos à raiz (asa esquerda e direita) e um terceiro evaporador está localizado no cone de cauda, na parede divisória da cabine.

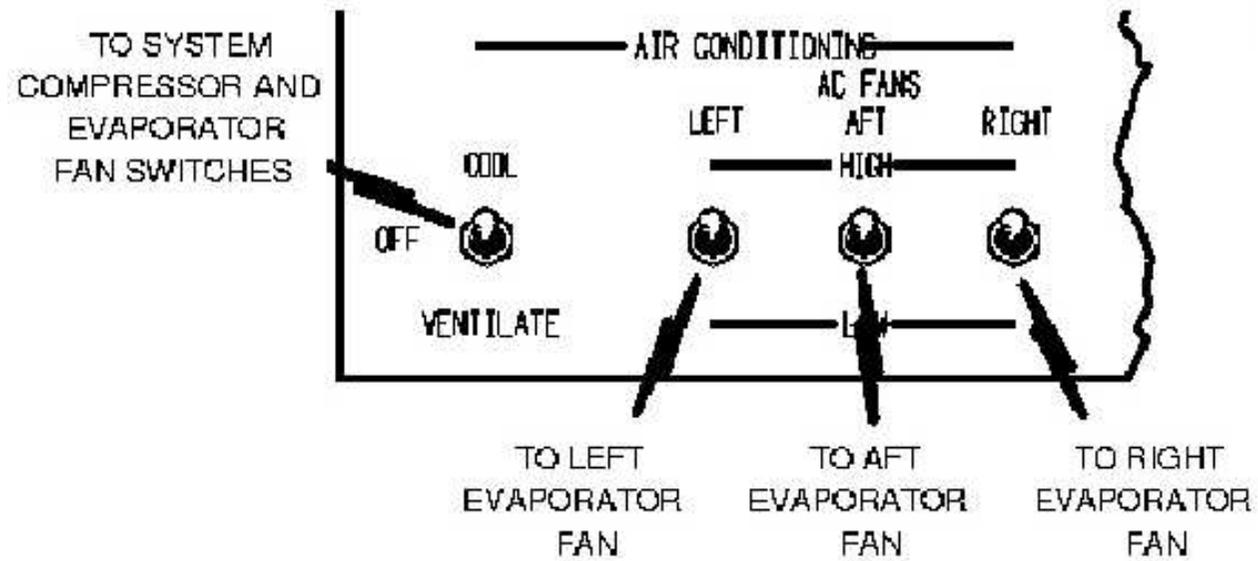
Descrição do sistema:

Os componentes do sistema de ar condicionado são:

- Compressor – Possui duas funções: a primeira é promover movimento ao líquido refrigerante através de todo o sistema, a segunda é comprimir o refrigerante na sua forma gasosa, numa dada razão de pressão e temperatura simultaneamente.
- Condensador – o condensador é um tubo capilar localizado abaixo e a esquerda no compartimento do motor. O condensador recebe o refrigerante na forma gasosa com alta temperatura e pressão, e converte a um líquido resfriado a alta pressão. O líquido refrigerante é então direcionado “receiver/dryer” para reciclagem.
- O receiver/dryer remove o excesso de água ocasionado pela condensação do líquido refrigerante, e ainda remove qualquer partícula que possa danificar o sistema
- Switch de pressão – esta switch desengaja o compressor e interrompe a operação do sistema em caso de sobrepressão. Caso a pressão venha a diminuir ela inicia um novo ciclo no sistema.
- Evaporadores – Três evaporadores, sendo dois nas raízes das asas e um no cone de cauda têm a finalidade de impulsionar o ar através das tubulações de distribuição do sistema de ar condicionado. Aumentando assim a eficiência do ar condicionado. Estes evaporadores são montados com uma unidade “FAN”.

Operação do sistema:

O sistema de controle do ar condicionado consiste de uma chave de três posições e três chaves de duas posições. Os controles estão localizados na parte inferior do painel de instrumentos próximo ao pedestal de manetes.



As switches são marcadas da seguinte forma:

A chave de Três posições: COOL, OFF e VENTILATE

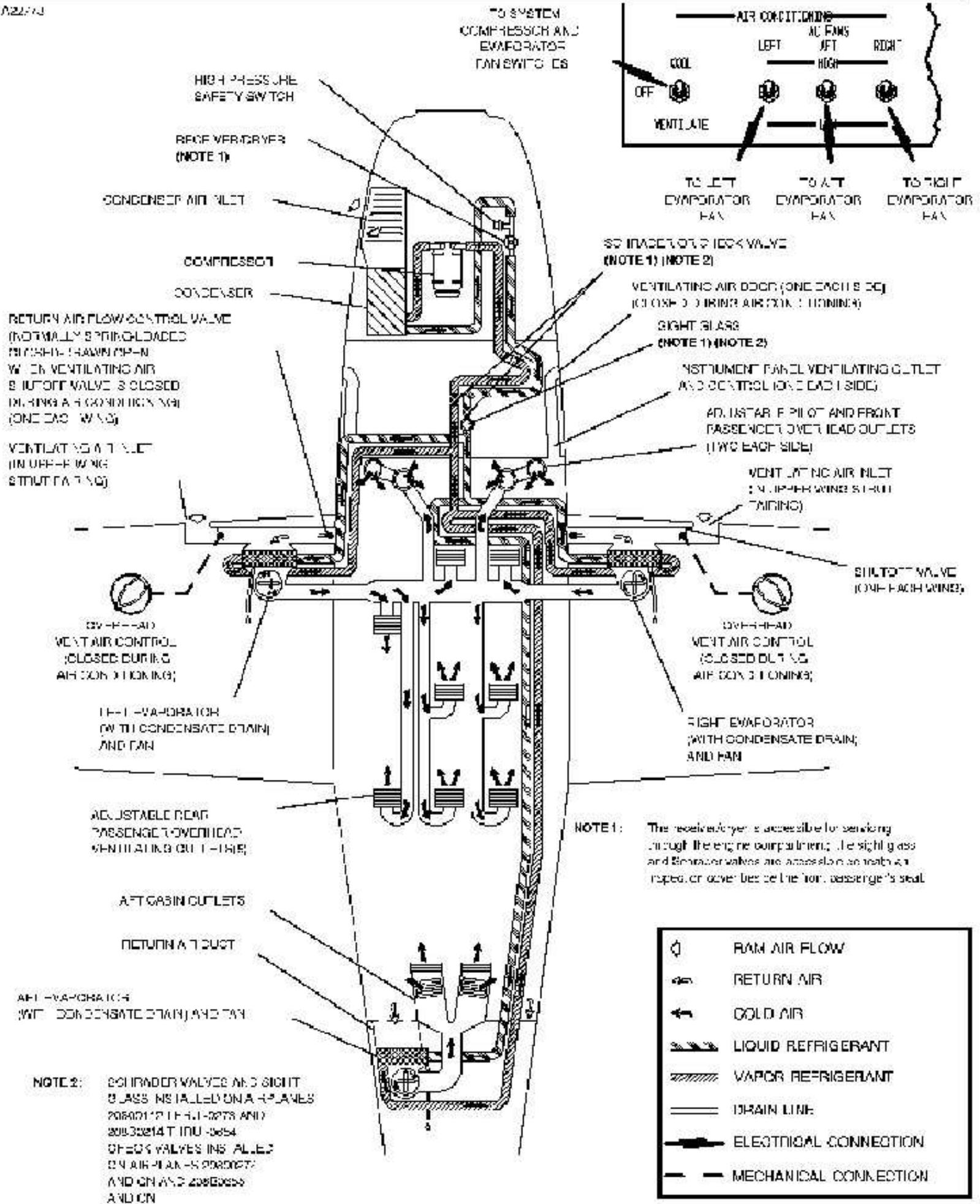
Na posição off o sistema está desligado e o compressor desengajado. Quando levado para a posição COOL inicia a ação do compressor e dos Fans dos evaporadores.

Na posição VENTILATE ativa somente os fans dos evaporadores.

As chaves de duas posições: HIGH e LOW

Controlam a velocidade do fan dos respectivo evaporador, esquerdo, traseiro e direito para baixa ou alta velocidade.

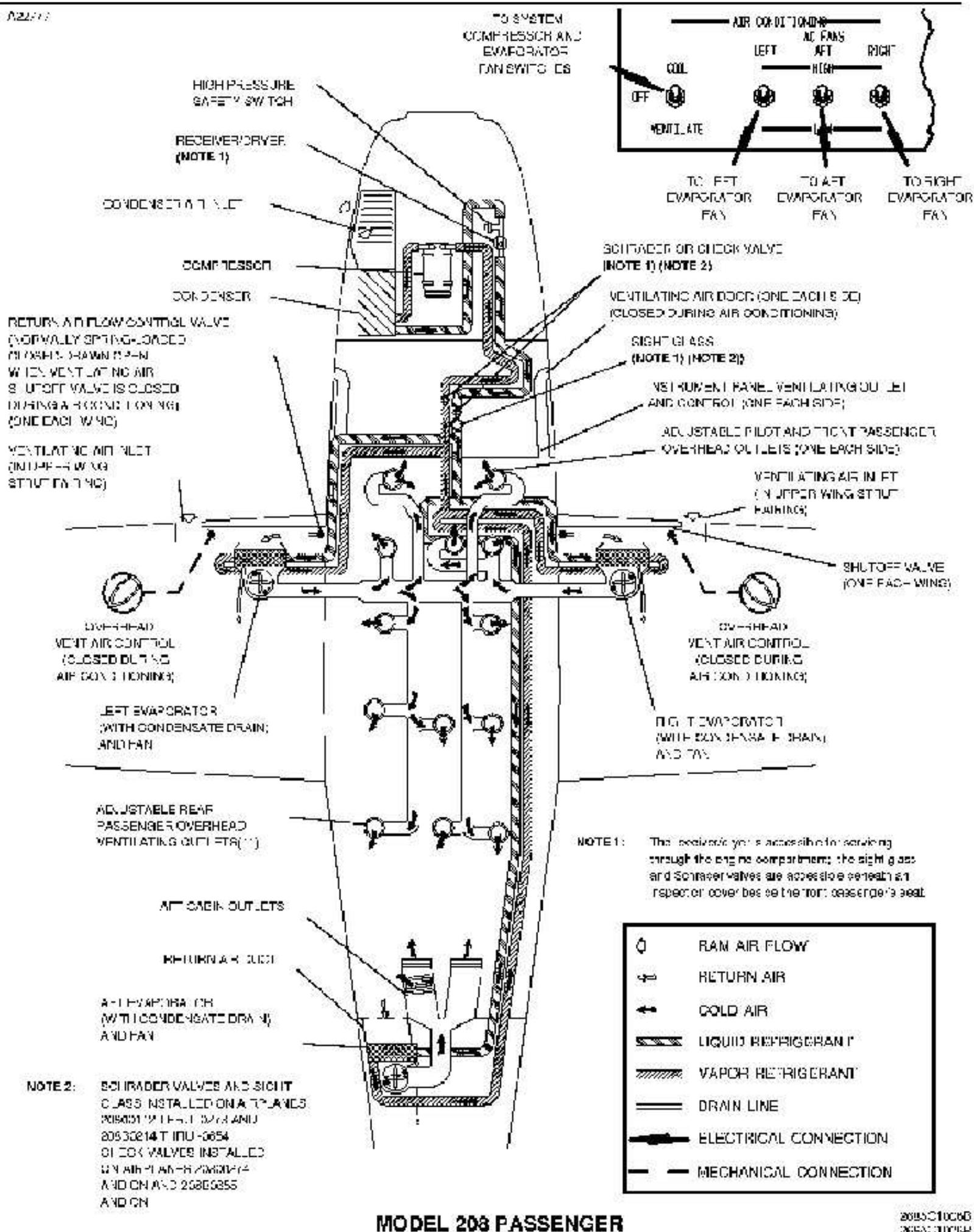
A22713

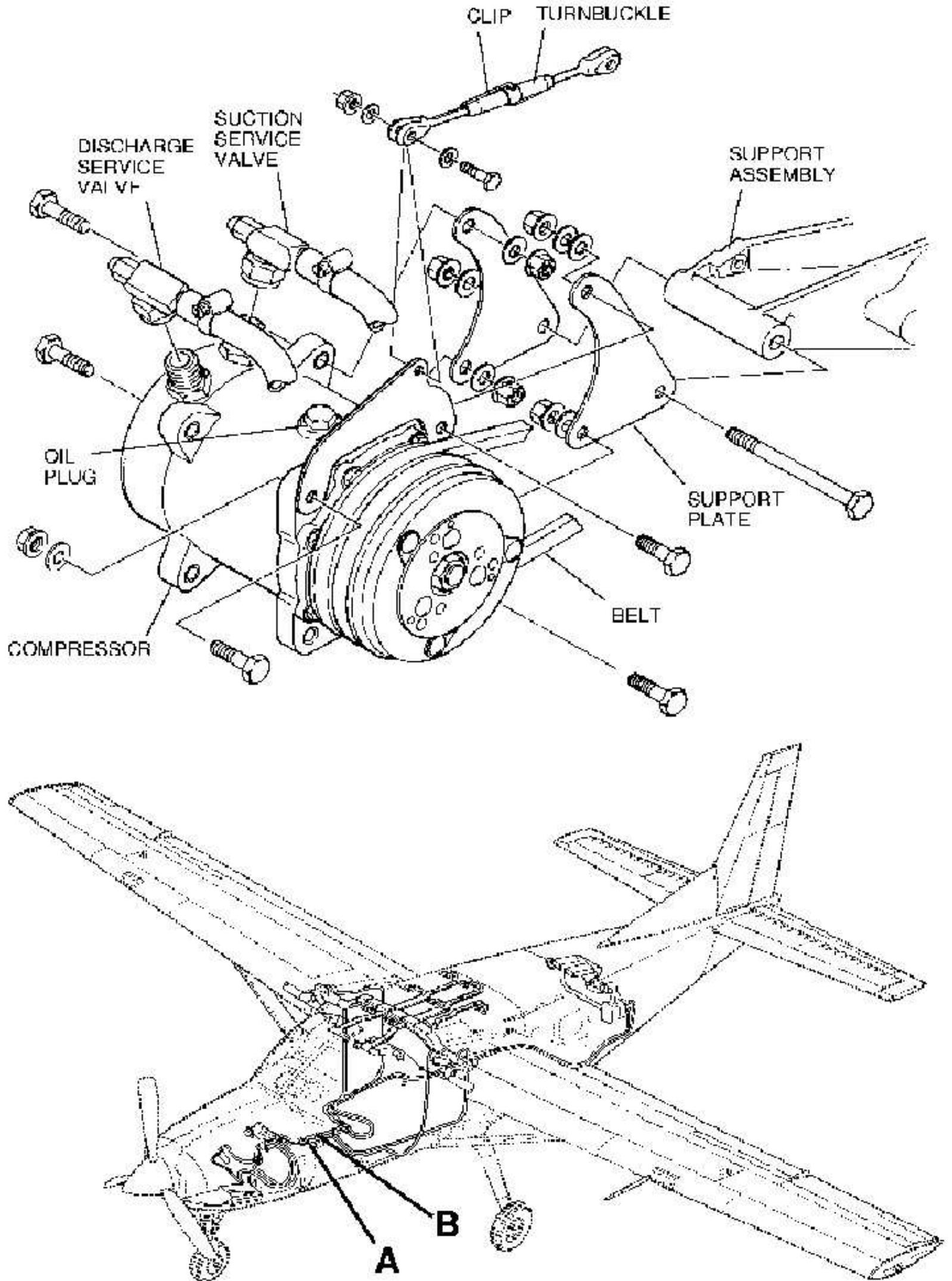


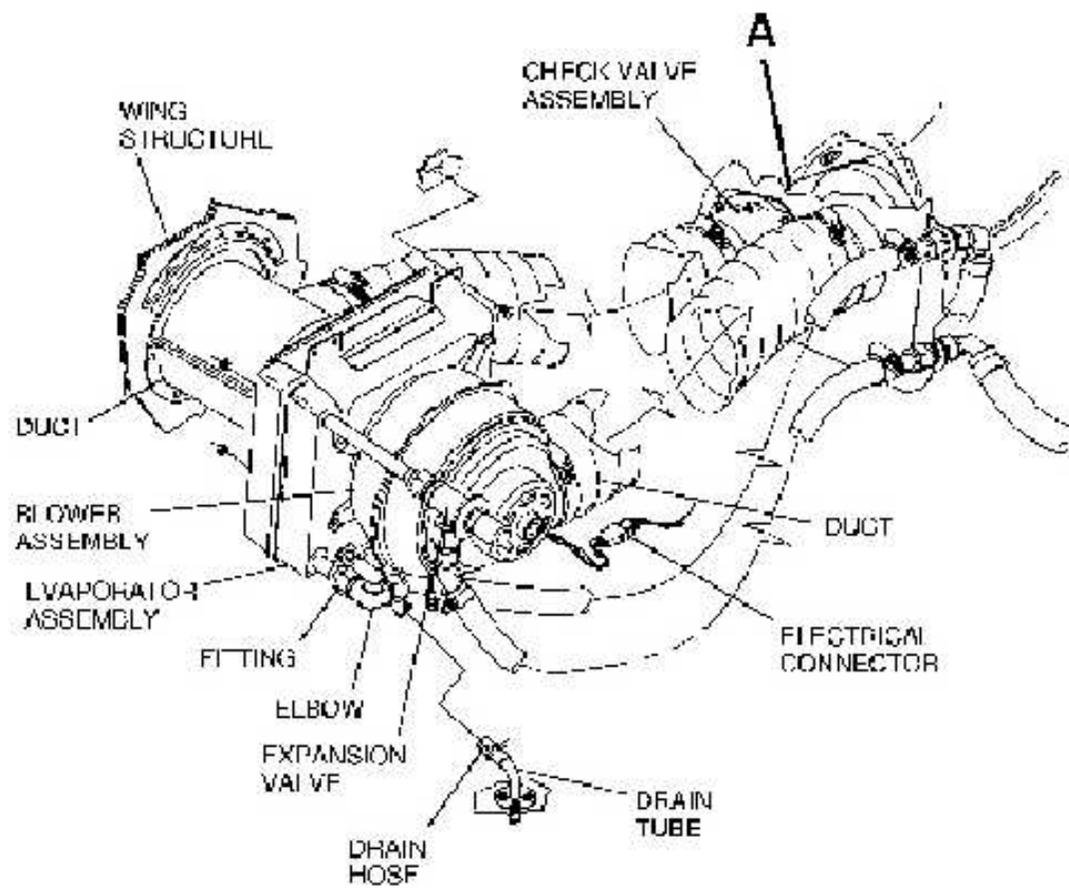
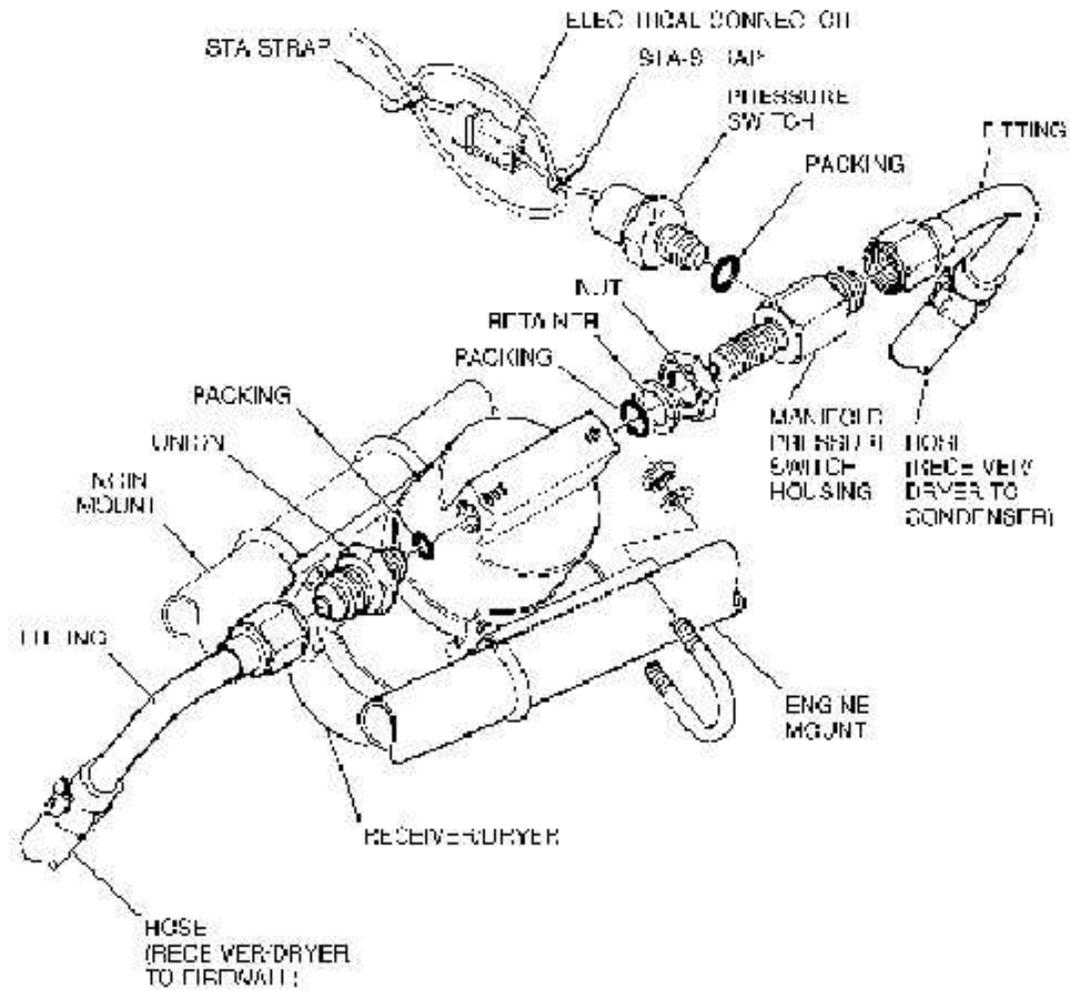
MODEL 208

2685C1006A
2685C1006B
2685C1006E

A22717

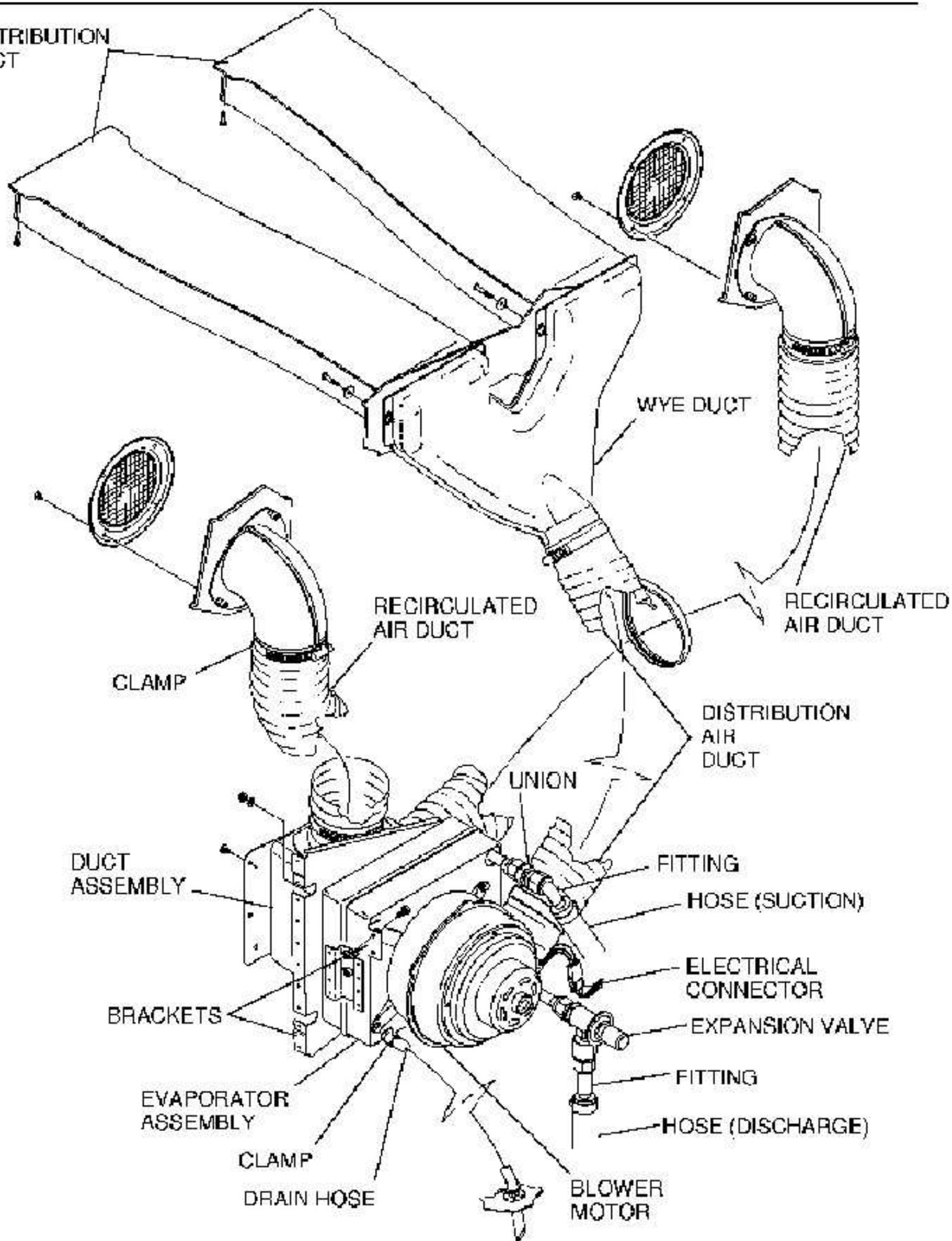






A22794

DISTRIBUTION
DUCT



361401361

EXTINTOR DE FOGO

Um extintor portátil Halon 1211 (Bromoclorodifluormetano) está localizado na porta e acesso do piloto. Deve ser checado se está indicando na parte verde (aprox. 125psi).

Para utilização siga os seguintes passos:

1. Solte a braçadeira de retenção e retire o extintor.
2. Segure-o voltado para cima, puxe o pino de segurança do acionador e pressione o mesmo, voltando a descarga para a base do fogo em movimentos laterais.

CUIDADO !!!

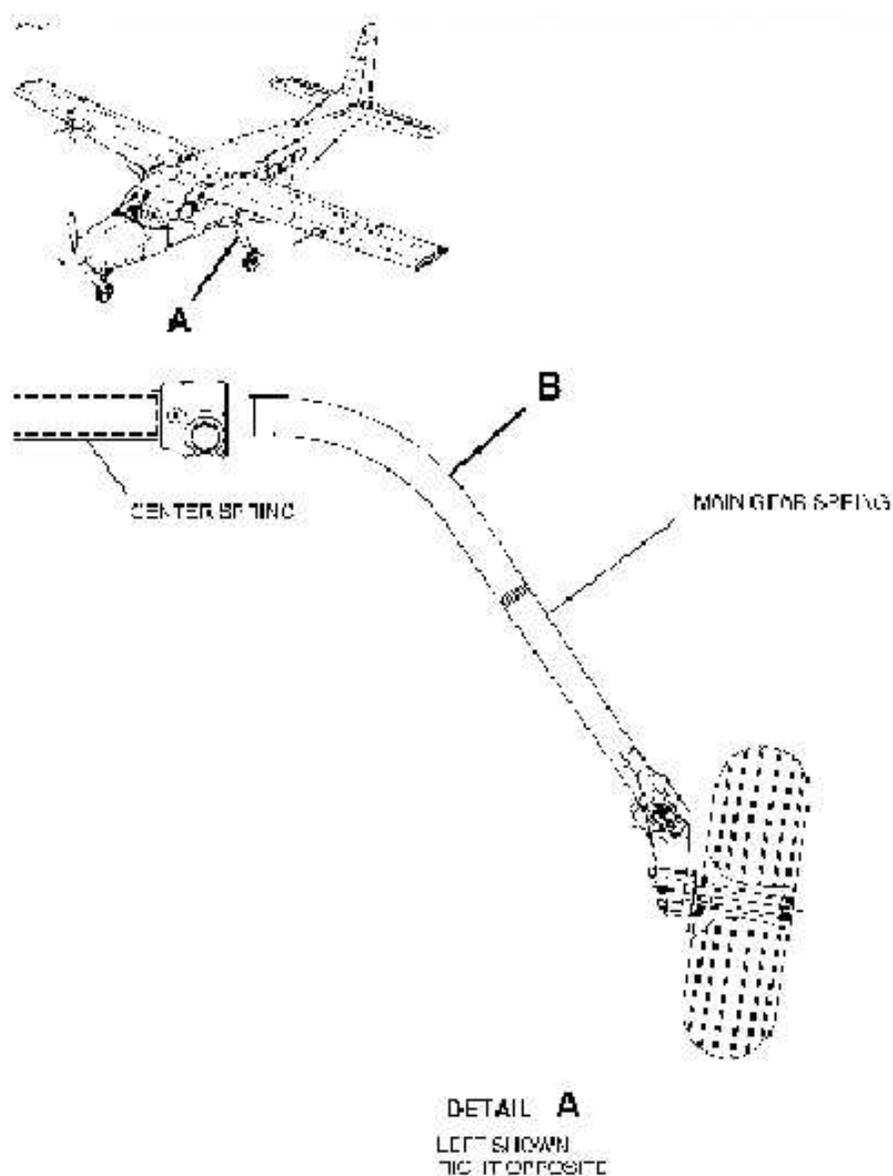
Deve-se atentar para evitar espalhar o material em chamas quando aproximar o jato a menos de 1,5m da base do fogo, devido à grande velocidade de descarga.

3. O tempo de descarga é de aproximadamente 8 segundos.

PERIGO !

Ventile a cabine logo após extinguir o fogo, para reduzir a quantidade de gases remanescentes da combustão.

Sistema hidráulico



1000000
1000000

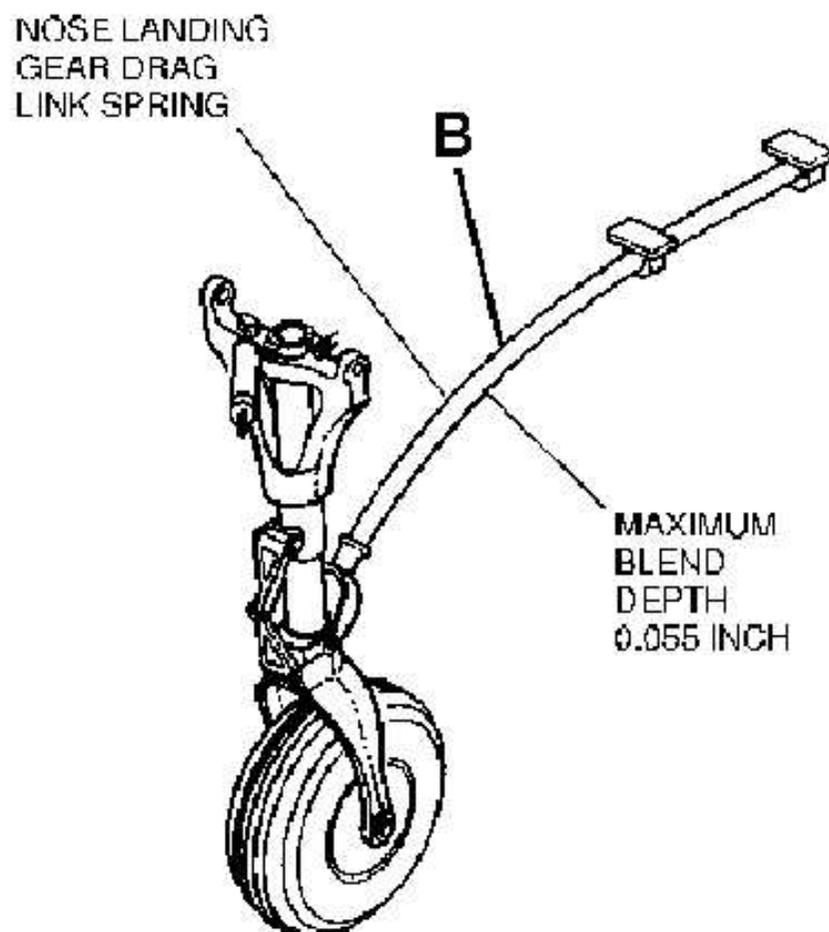
DESCRIÇÃO GERAL

O trem de pouso do modelo 208, é do tipo triciclo fixo, empregando um conjunto rígido e tubular de três peças flexíveis no trem principal.

O trem principal é provido de uma mola de aço tubular (mola central) conectada aos munhões dos trens de pouso principal direito e esquerdo.

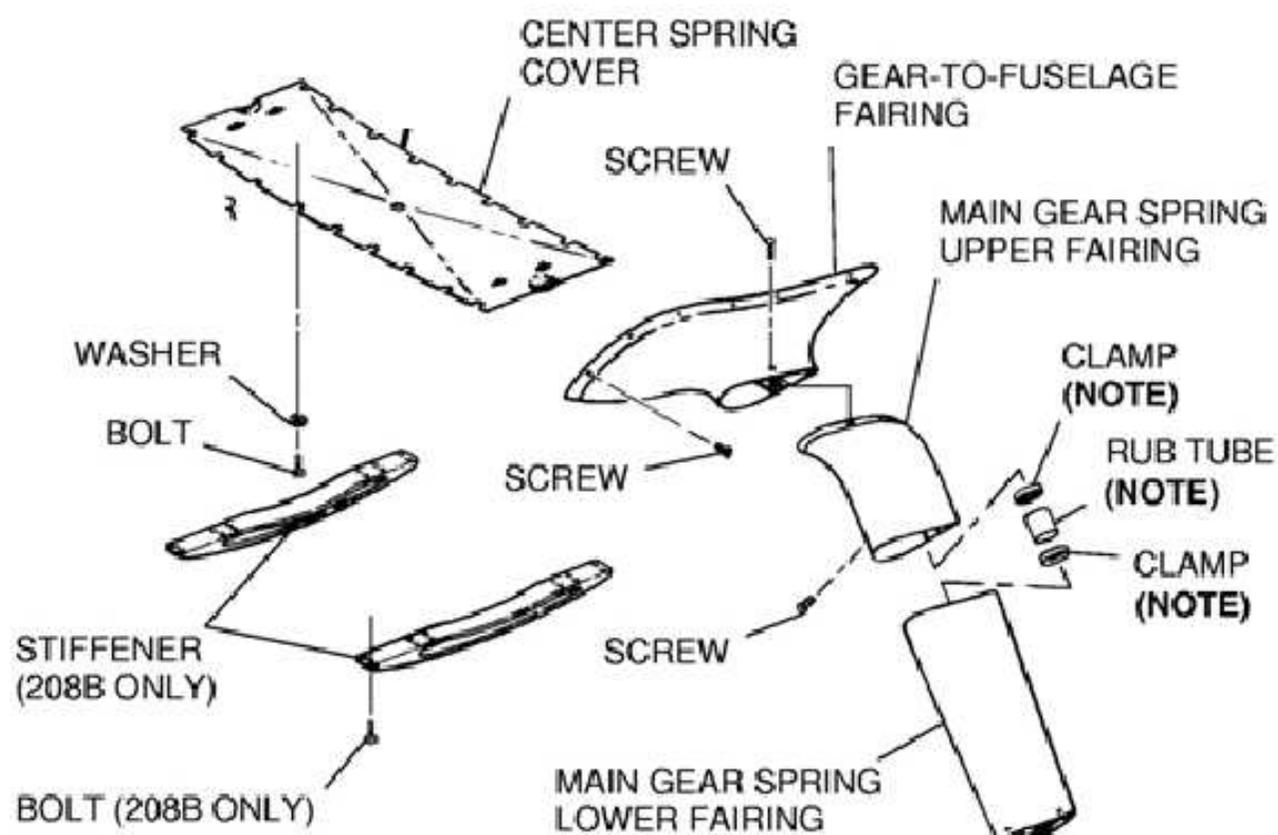
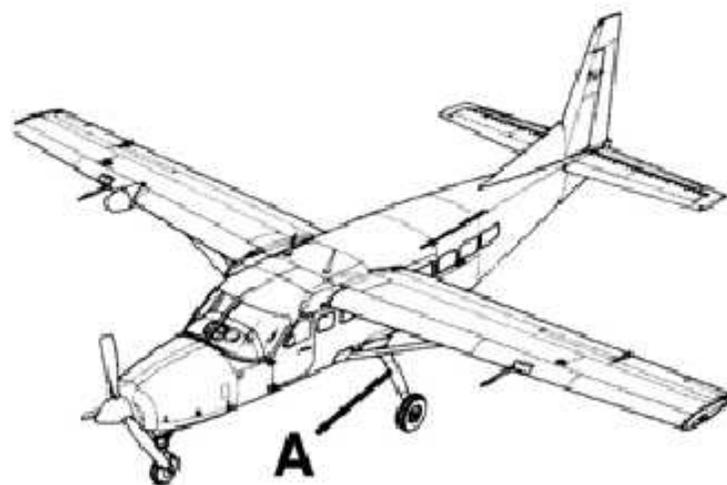
Cada trem principal é equipado com freio à disco, atuado hidraulicamente.

O trem do nariz é direcional, equipado com um montante amortecedor de choque e uma mola de arrasto do tipo tubular.



TREM DE POUSO PRINCIPAL

- Consiste de um conjunto de três peças de aço tubular e flexível: perna do trem (main gear spring) e mola central (center spring);
- A mola central é fixada a cada perna do trem de pouso, através de munhões;
- Os conjuntos de munhões são montados em cada lado da estrutura inferior da fuselagem;
- Cada ponto de montagem dos munhões utiliza um rolamento e um mancal preso por dois parafusos;



MANCAL DO TREM DE POUSO

Características

- Possui rolamentos (bucha com lubrificação própria)
- Fixo por parafusos: torque de 950 lb/pol;
- Aplicar filme lubrificante “MOLY KOTE DRY” na junção da perna do trem com a mola central (usar CA1000 ou “MASTINOX”)
- Verificar a folga entre a mola central e a perna do trem: max. 0.014” (medir a diferença entre o diâmetro interno da mola central e o diâmetro externo da perna. acima de 0,013”, deve ser substituído a perna);
- TBO do conjunto do trem: 2400 pousos ou 48 meses (fazer teste para verificar rachaduras – magnaflux);
- Eixo da roda principal: fazer inspeção de trinca aos **5000** pousos e depois a cada **1000** pousos até completar **10000** pousos para a troca do eixo;
- Torque dos parafusos do eixo: 300 lb/pol;
- Regulagem da cambagem e convergência das rodas: calços cônicos entre o eixo e a perna do trem de pouso (espessura dos calços - máximo de 0.375”)

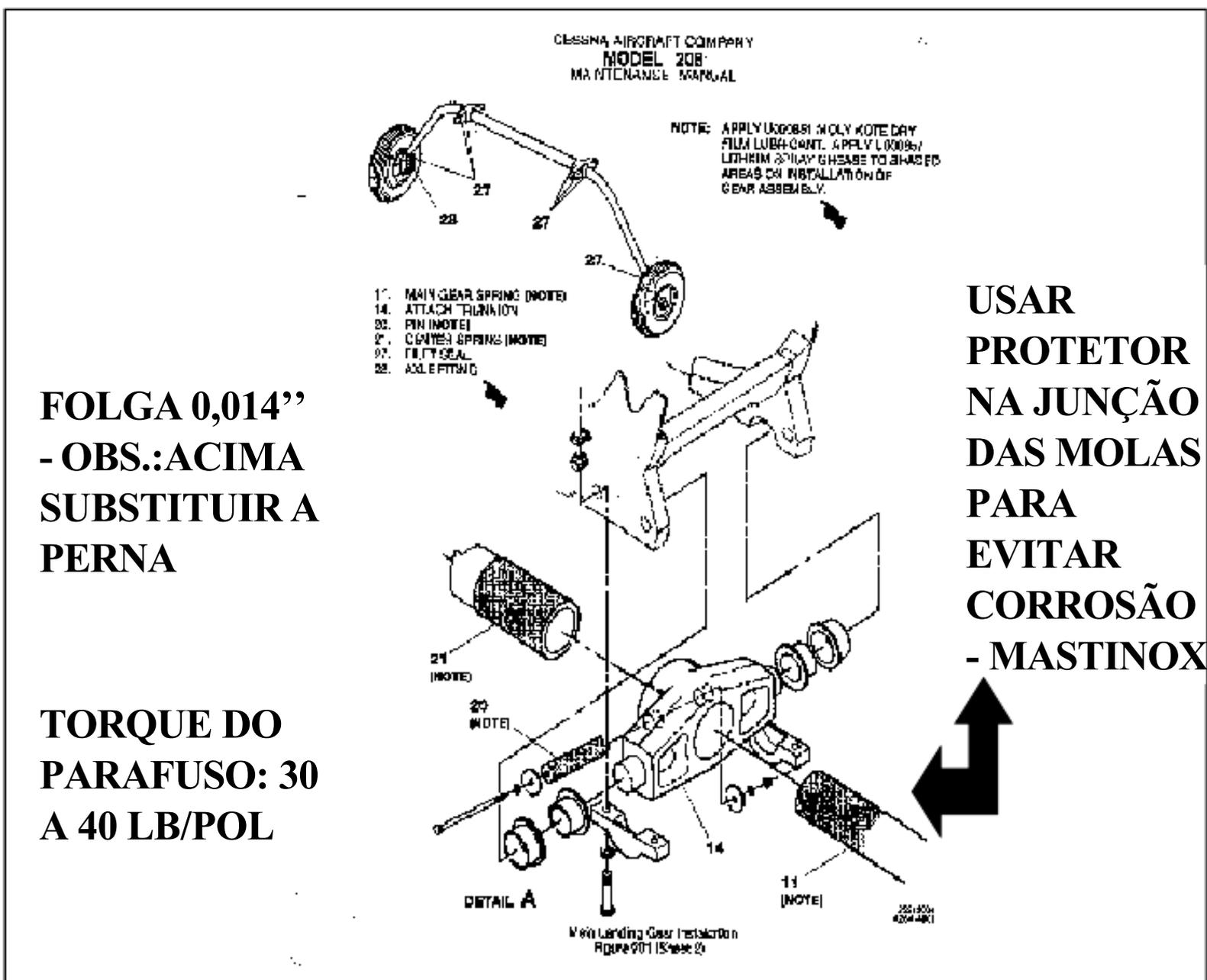
Obs.: A ANV 208B utiliza também um conjunto de três peças de aço tubular e flexível, porém, de um diâmetro pouco maior do que o 208 e o 208A.



O alinhamento correto da roda principal é importante para manter o pneu dentro de limites aceitáveis, e deve ser conferido sempre que uso excessivo ou anormal é notável nos pneus.

Para corrigir problemas de alinhamento, são utilizados calços especiais (SHIMS) que regulam a curvatura de roda. Este calços são usados junto com o eixo da roda e a perna do trem de pouso, para produzir a convergência e cambagem corretas.

Estes valores são a soma dos valores mostrados no quadro. Valores positivos produzirão curvatura positiva. Valores negativos produzirão curvatura negativa. São levantadas as medidas no flange da roda.



TREM DO NARIZ

O trem auxiliar é equipado com um amortecedor hidráulico combinado com uma mola de arrasto tubular.

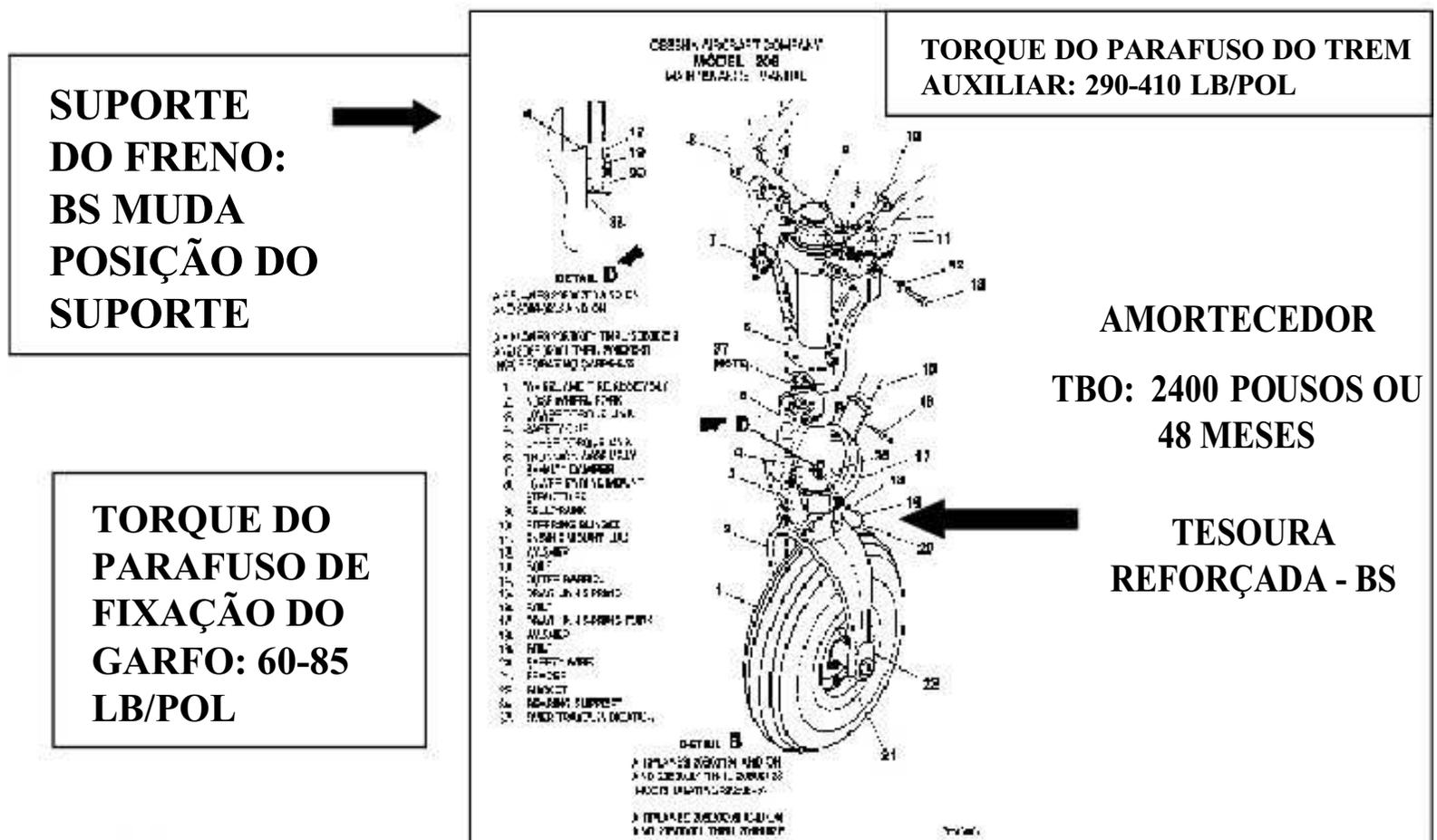
O amortecedor utiliza o óleo hidráulico: MIL-H-5606, não possui ar, somente óleo e o seu TBO: 2400 pousos ou 48 meses.

Amortecimento da aeronave se dá pela flexibilidade do braço de arrasto (mola) e transferência de óleo no interior do amortecedor.

Tensão da mola: **150 ± 25 libras** de pré-carga.

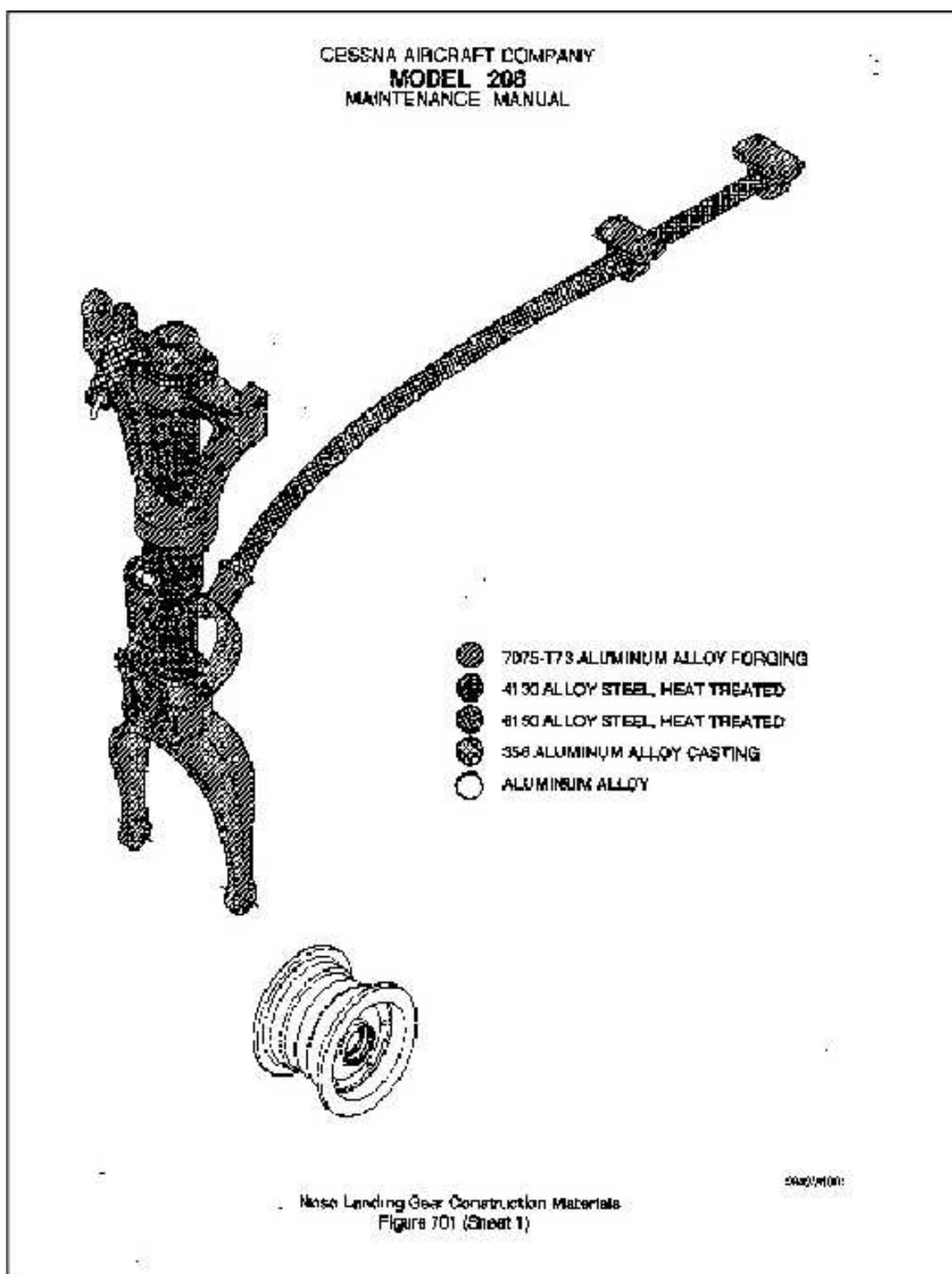
Ajuste da pré-carga da mola: colocação de calços no suporte da mola;

TLV da mola de arrasto: **15000 pousos**;



Procedimentos de ajuste da mola

O conjunto da mola de arrasto do trem de nariz, é constituído para receber 150 ± 25 libras de pré-carga (tensão da mola do trem do nariz). Utilizando uma escala ou outro dispositivo ajustável, medir a força necessária para centralizar os furos de fixação no garfo da mola com os furos no trem do nariz. Devem ser instalados calços entre a superfície inferior da fuselagem e o suporte da mola de arrasto para obter a pré-carga adequada (150 ± 25 libras).



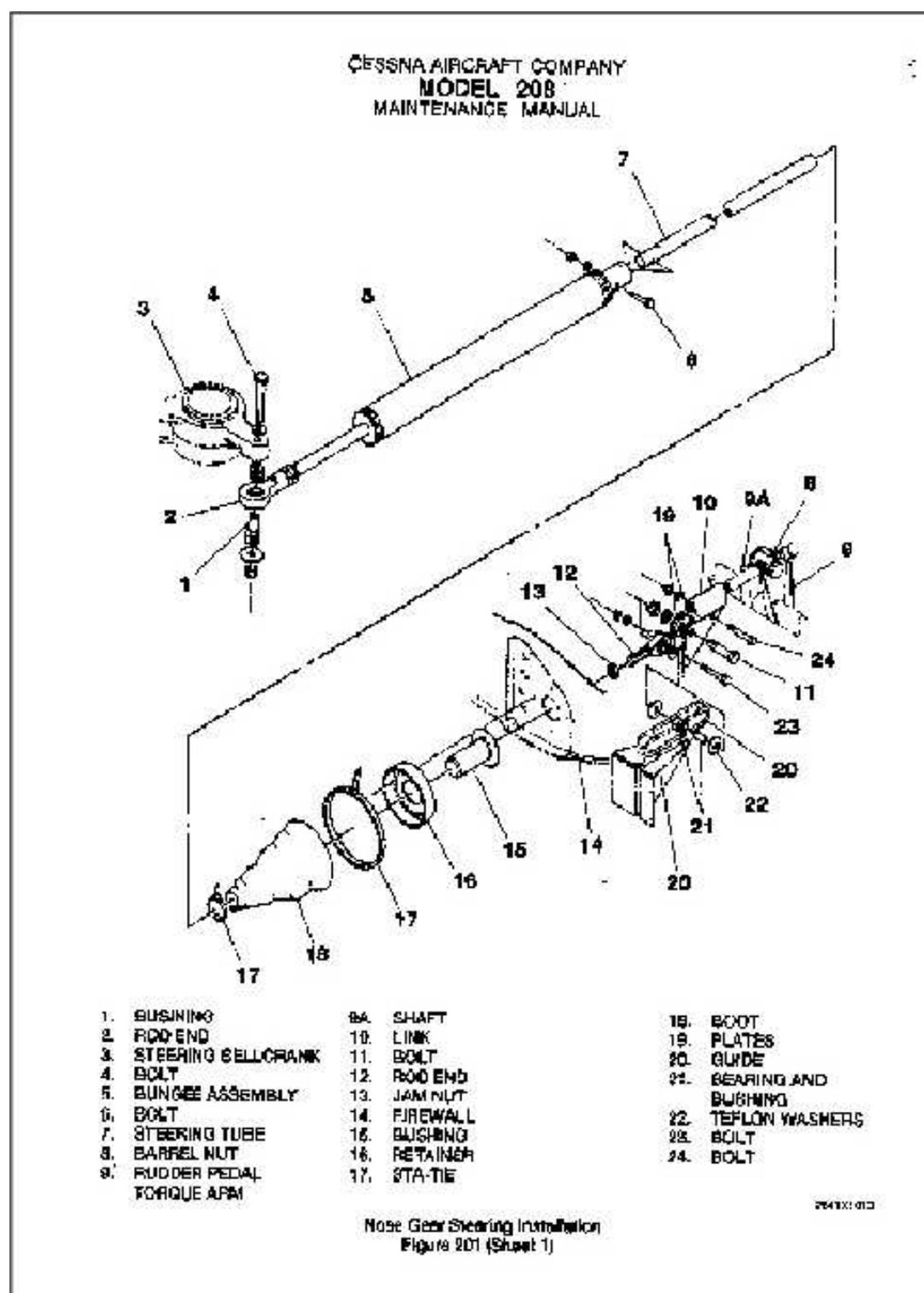
SISTEMA DIRECIONAL DO TREM DE NARIZ

O direcionamento da roda de nariz é efetuado por via dos pedais do leme. O sistema utiliza um tubo de direção ajustável que conecta o pedal do leme ao guinhol direcional, montado na parte superior do munhão do trem de nariz.

Uma junção de nylon é usada na parede de fogo onde passa o tubo direcional para prover a vedação entre a cabine da aeronave e o compartimento do motor.

Sistema direcional: 15 graus para cada lado, através dos pedais do leme direcional e o manuseio operacional com o garfo de reboque permite a amplitude máxima da roda do nariz em um ângulo de 56 graus para qualquer lado do centro.

Observar os limites marcados na tesoura e na carenagem do nariz da avião, forçando além do limite permitido, irá danificar o trem e o amortecedor.



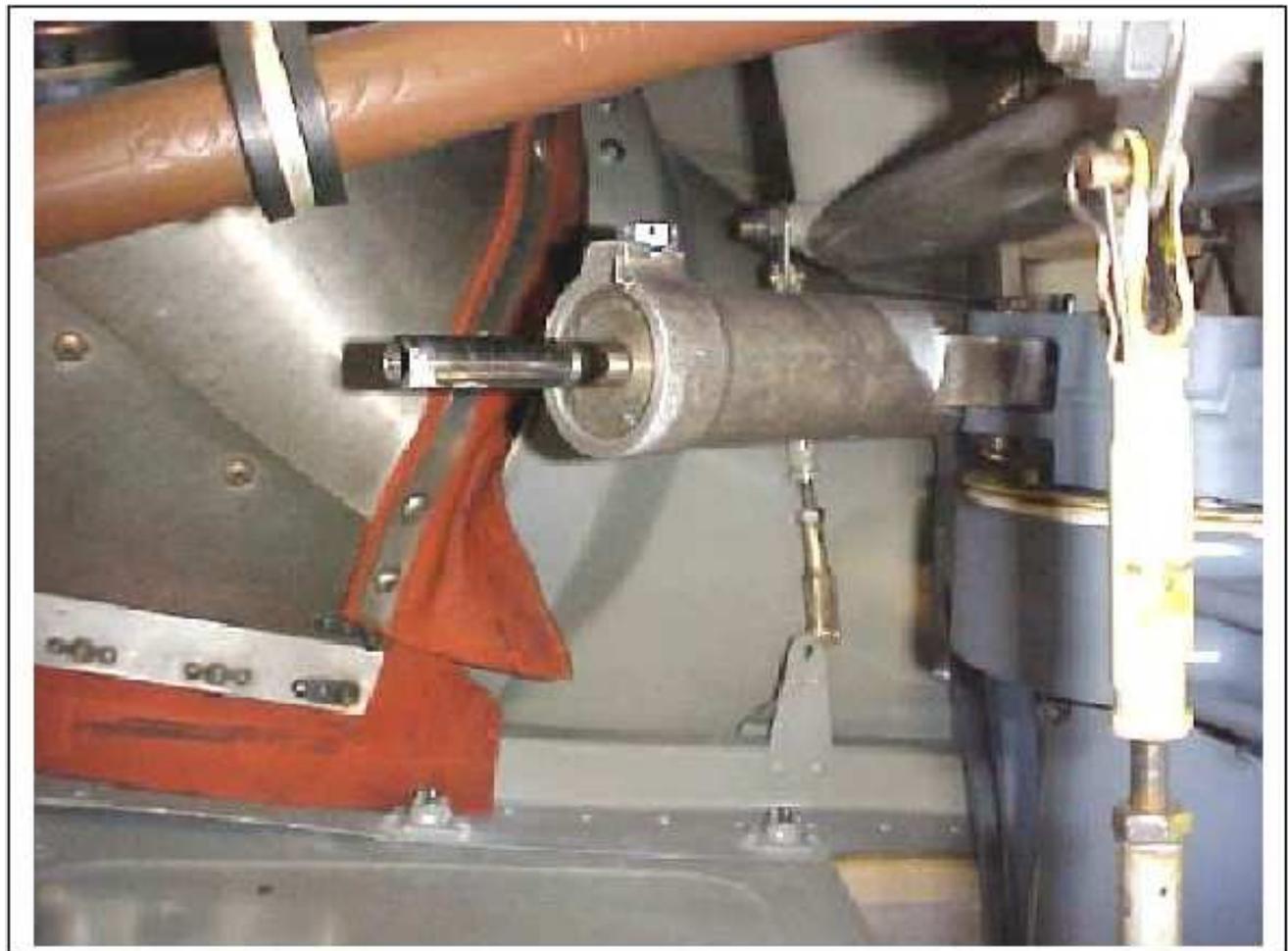
SHIMMY DUMPER – AMORTECEDOR ANTI-SHIMMY

O amortecedor de vibração lateral da roda do nariz restringe o movimento lateral da mesma através da transferência de fluxo hidráulico com restrição no pistão do amortecedor anti-shimmy. O óleo utilizado é o MIL-H-5606.

O eixo do pistão amortecedor é fixo ao munhão superior do trem de nariz e a carcaça do SHIMMY DUMPER é fixo ao guinhol de direção. Possui um sistema para compensar a dilatação linear para evitar danos ao anti-shimmy, em virtude do aumento de pressão, causado pela temperatura. O pistão de compensação da temperatura deve ser posicionado no interior do eixo do pistão, em uma distância de 3,58 polegadas do final do eixo.

SHIMMY DUMPER – Abastecimento

- Mover o pistão totalmente para o lado oposto ao bujão de enchimento;
- Remover o parafuso de fixação do pistão de compensação e a mola;
- Marcar 3,58 de polegadas do final do eixo como um calibrador para posicionar o pistão de compensação de temperatura.
- Remover o bujão de enchimento e abastecer com o óleo mil-h-5606;
- Recolocar o bujão de enchimento;
- Recolocar a mola e o parafuso do sistema de compensação.



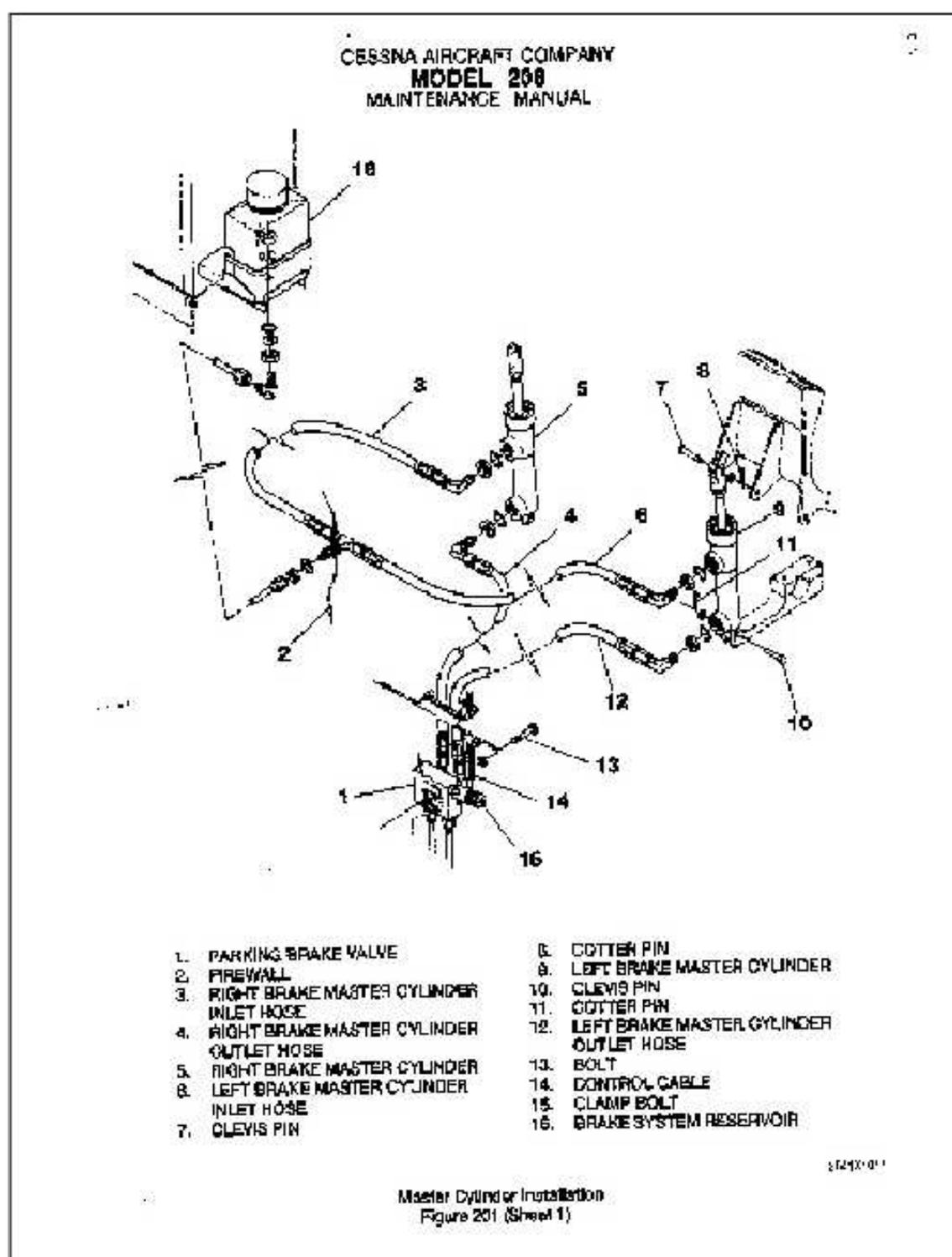
SISTEMA DE FREIO

O sistema de freio da aeronave C-98 é do tipo disco simples utilizando 02 cilindros mestres acionados pelos pedais do 1P, para geração de pressão. Através de hastes ligadas aos pedais é possível frear a aeronave em ambos os postos de pilotagem.

O reservatório de fluido hidráulico fica localizado do lado esquerdo da parede de fogo (compartimento do motor). O sistema utiliza o óleo hidráulico: MIL-H-5606.

Os conjuntos de freio são de 04 pistões e utilizam pastilhas de freio metálicas e orgânicas.

Uma válvula de estacionamento proporciona a frenagem da aeronave no estacionamento.



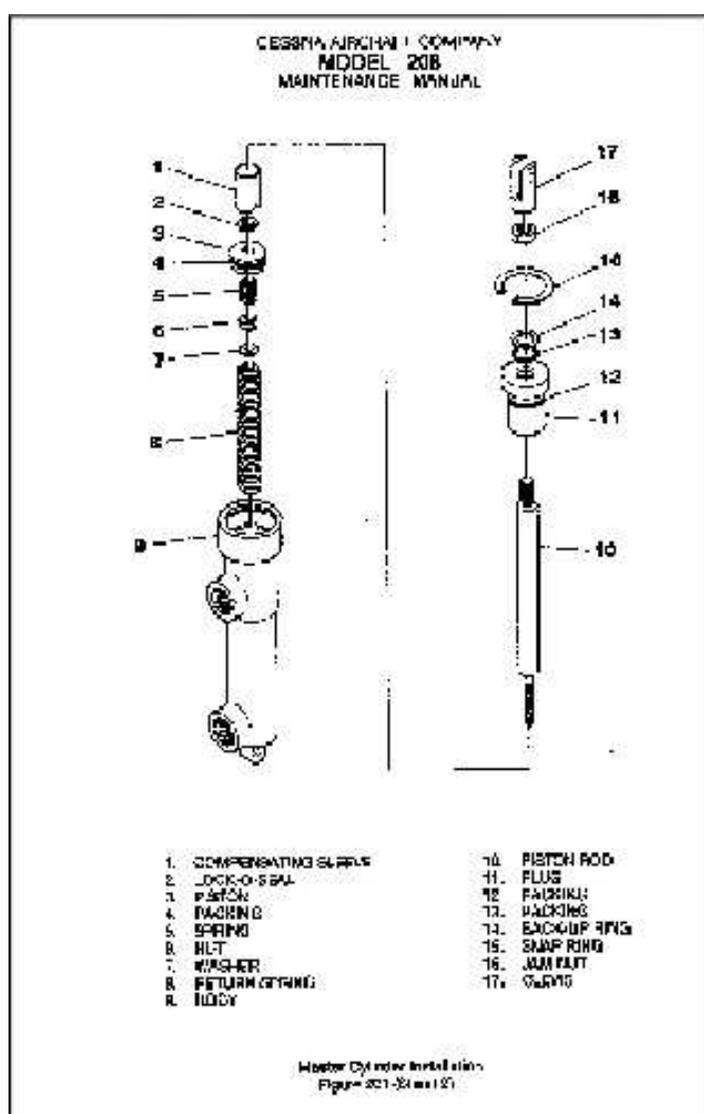
RESERVATÓRIO

O reservatório do sistema de freio está se localiza no compartimento do motor no canto inferior esquerdo da parede de fogo.



CILINDRO MESTRE

Dois cilindros mestre instalados à frente dos pedais do leme de direção do lado piloto, um para cada roda, são a fonte de geração da pressão de atuação dos freios.

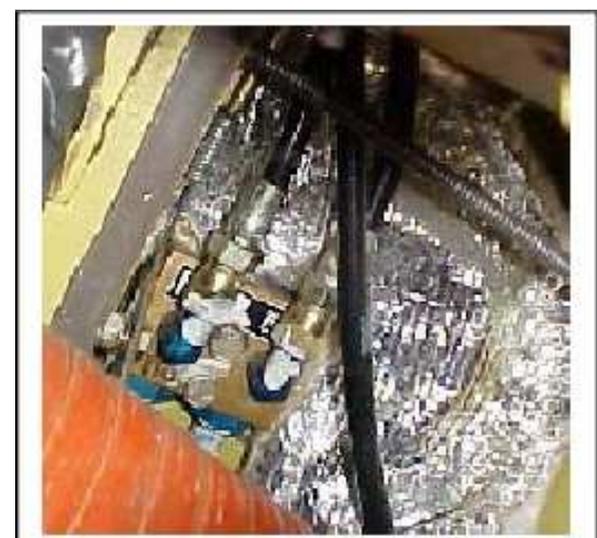
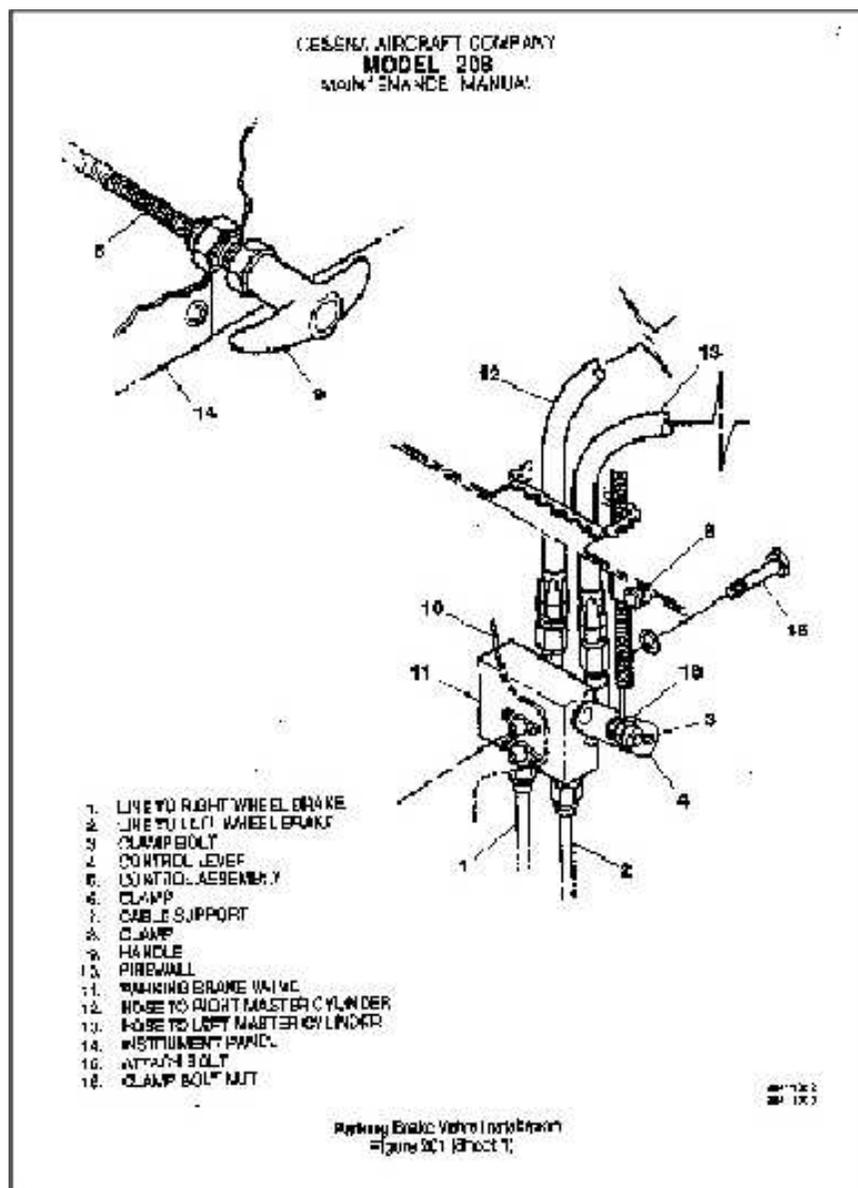


VÁLVULA DE ESTACIONAMENTO

O sistema de freio de estacionamento, consiste de uma válvula de estacionamento localizada embaixo do piso na parte interna da cabine, na parede de fogo. O punho de comando do freio de estacionamento localiza-se no lado esquerdo e inferior do painel de instrumentos.

O freio de estacionamento não deve ser acionado por longos períodos quando a temperatura ambiente estiver muito baixa, devido a possibilidade da umidade acumulada congelar e travar os freios.

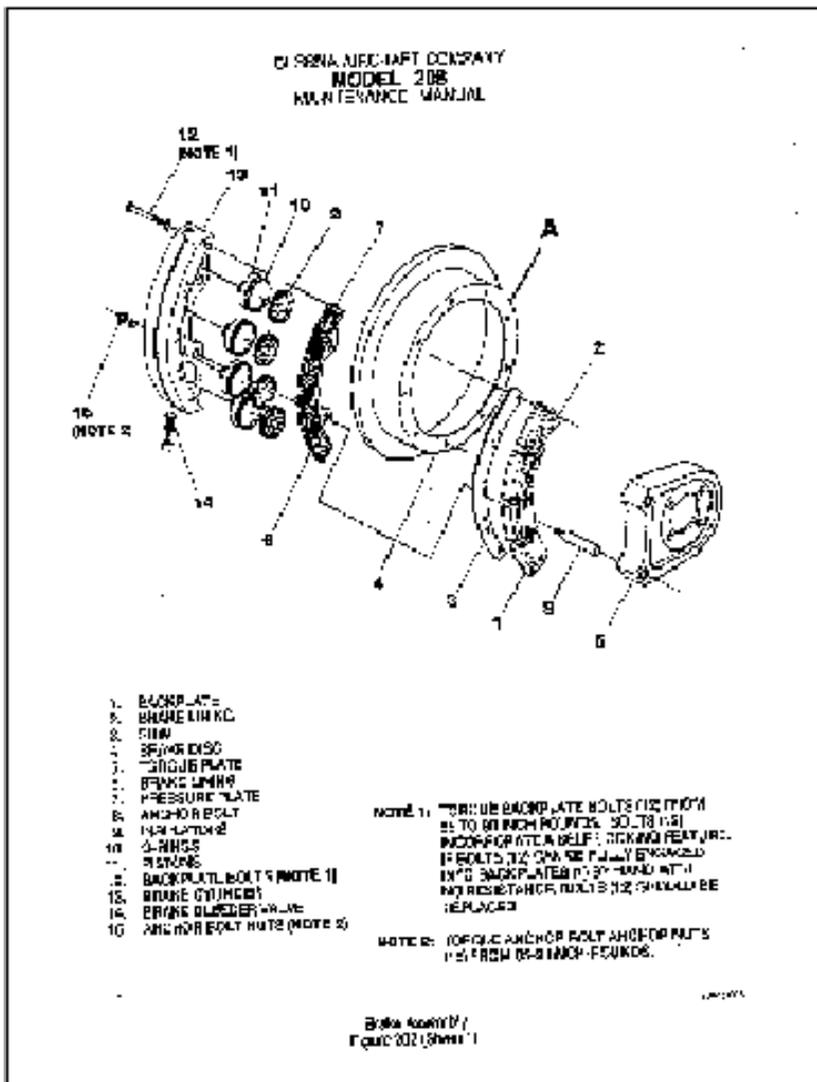
Não use o estacionamento quando os freios estiverem superaquecidos, visando prevenir fricção irregular, o que poderá resultar em ruídos, barulhos e vibrações na roda. A válvula do estacionamento não deverá ser desmontada e quando houver pane substituí-la por outra.



CONJUNTO DE FREIO

Os conjuntos de freio são operados hidraulicamente pela pressão oriunda dos cilindros mestres. Consiste de uma carcaça de magnésio contendo 4 pistões, conexão de entrada, conexão de sangria, sapata móvel, pastilhas de freio e sapatas fixas.

- Troca das pastilhas: desgaste até 0.100 polegadas
- Torque dos parafusos do conjunto de freio: 90 lb/pol.



- Possui ranhuras para dilatação linear (boletim de serviço determina a troca do disco sem as ranhuras);
- Deverá ser substituído caso presente:
 - Trincas (máximo permitido 03 trincas sendo 01 em cada quadrante do disco);
 - Houver empeno de 0.150 polegada
 - Espessura inferior 0.537 de polegada ou 12 milímetros;

PROCEDIMENTO DE SANGRIA DO FREIO

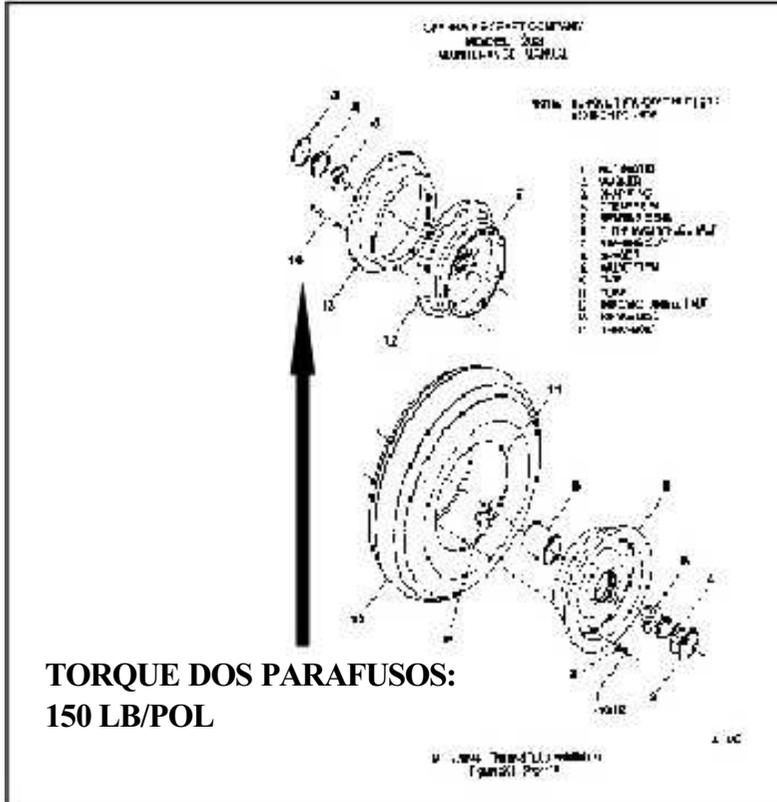
- 1- certificar-se de que o freio de estacionamento esteja solto;
- 2- ajustar o sangrador no conjunto de freio da roda;
- 3- sangrar o sistema por pressão do conjunto de freio até o reservatório (de baixo para cima) ou de pelos cilindros mestres (de cima para baixo);

PROCEDIMENTO PARA AQUECIMENTO DAS LONAS DE FREIO QUANDO NOVAS

- Executar seis rápidas aplicações do freio consecutivamente à velocidade de 20 a 35 nós;
- Deixar os discos de freio resfriarem substancialmente entre as paradas;
- Superaquecimento dos freios podem resultar em empeno dos discos e das sapatas do conjunto de freio.

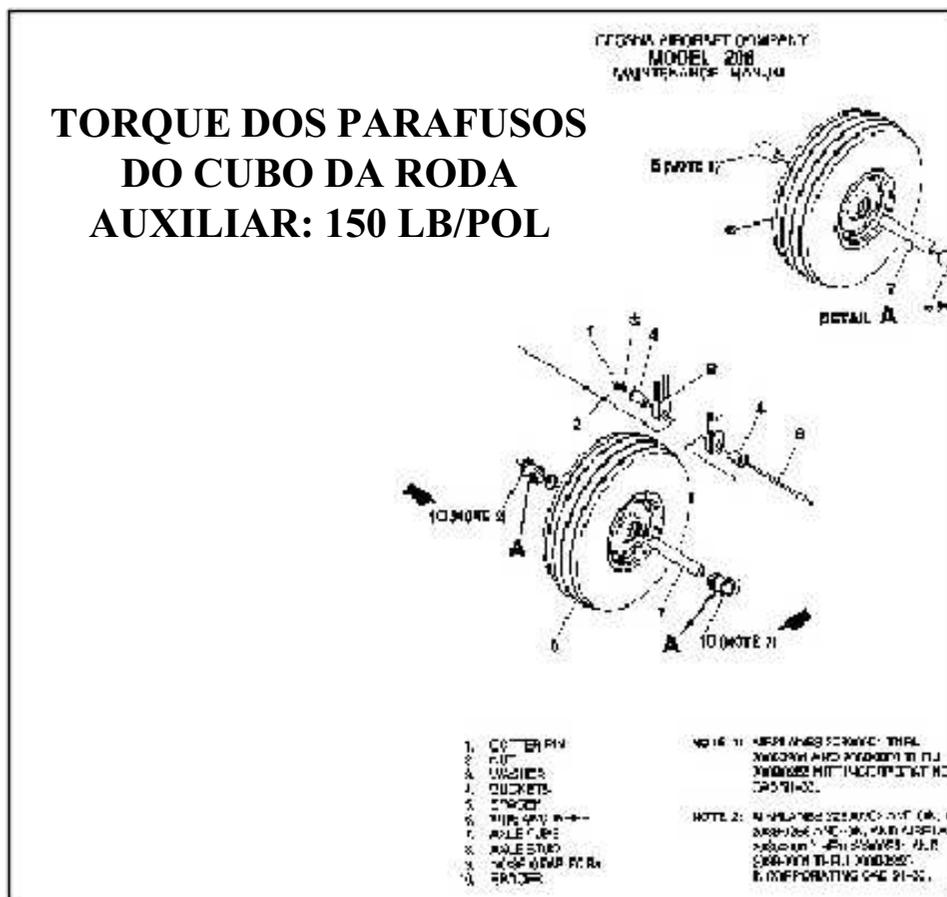
RODA PRINCIPAL

- Inspeção crítica: 600 pousos ou 12 meses
- Torque dos parafusos: 150 lb/pol
- Pneu padrão: 6.50 x 10.8, com câmara, pressão de 83 PSI.
- Pneu opcional: 29.11 x 10, com câmara, pressão de 47-57 PSI.



RODA DO NARIZ

- Inspeção crítica: 600 pousos ou 12 meses
- Torque dos parafusos: 150 lb/pol
- Pneu padrão: 6.50 x 8.8, com câmara, pressão de 63 PSI.
- Pneu opcional: 22 x 8.00 x 8, com câmara, pressão de 30-42 PSI.



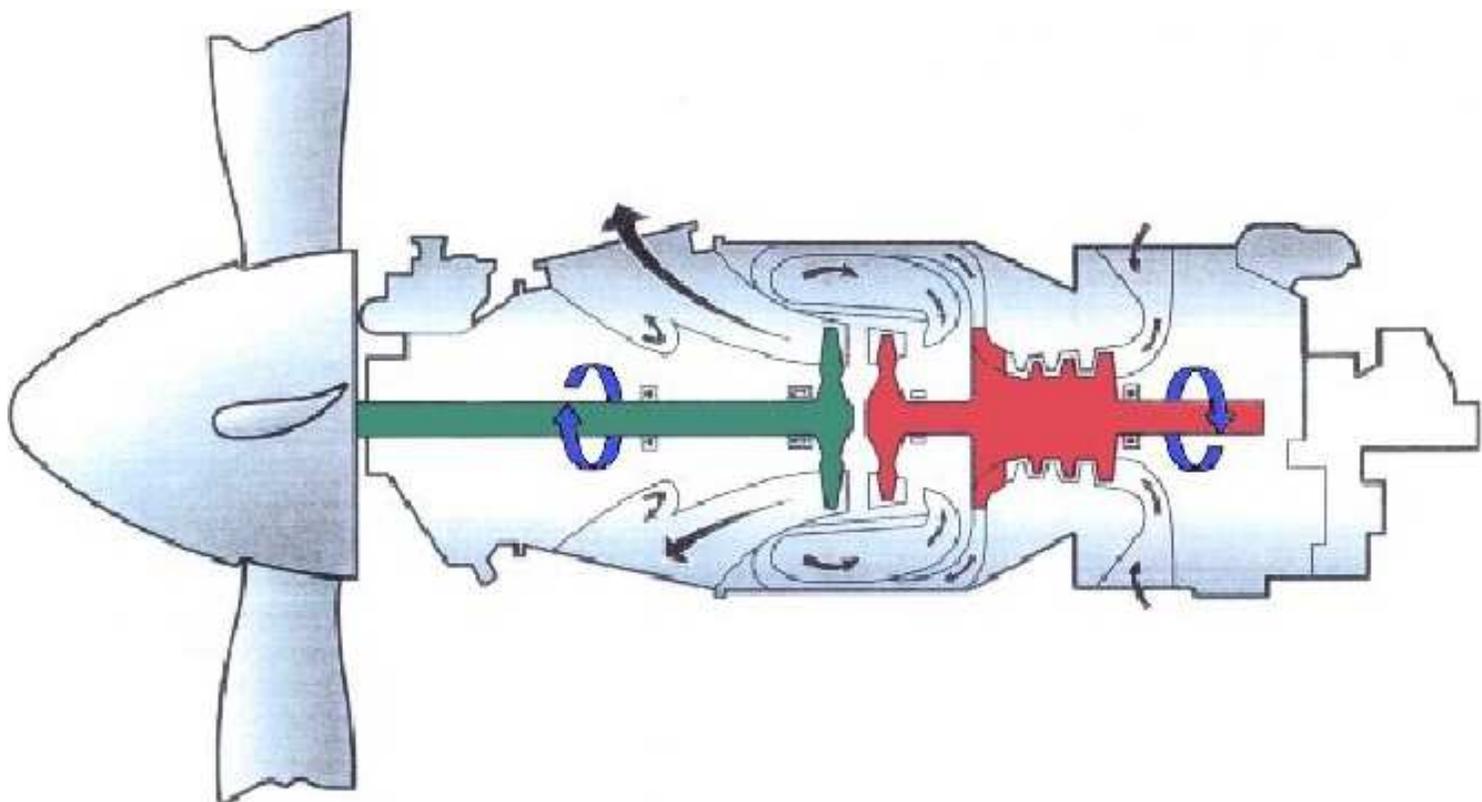
MOTOR

MOTOR PT6A

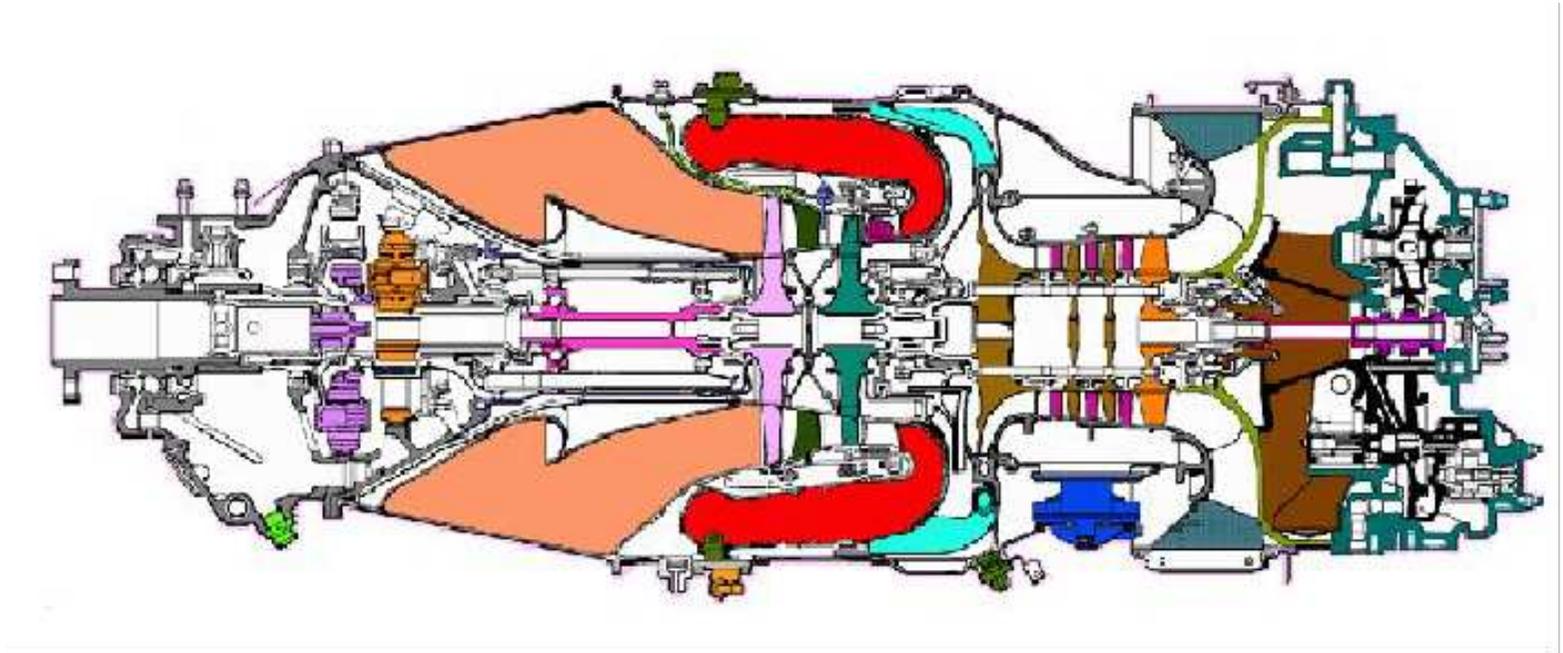
✦ O motor **PT6A-114 A e 114** são motores leves do tipo turbina livre e fluxo reverso, cada motor possui duas turbinas livres e independentes, sendo uma a Turbina do Compressor (NG) e a outra a Turbina de Potência (NH).

✦ A Turbina de Potência aciona a hélice através de um sistema de engrenagens de redução de dois estágios (caixa de redução) essa redução é de **17 : 1**, levando a rotação da turbina de potência de **33.000 RPM** para **1.900 RPM**, a qual, determina a rotação da hélice.

✦ A Turbina do Compressor ou NG, aciona o compressor na seção geradora de gases com uma rotação de **37.500 RPM**, referente a **100% de NG**.



FUNCIONAMENTO:



O ar entra no motor através de uma câmara anular, formada pela entrada da carcaça do compressor. O compressor é formado por 03 (três) Estágios Axiais e 01 (um) Centrífugo, montados em uma única unidade que juntamente com as lâminas estatoras do conjunto do compressor, tendem a aumentar a pressão do ar de admissão do compressor em 7 vezes, ou seja, uma taxa de compressão de 7:1.

O ar admitido pelo compressor passa pelos estágios axiais e centrífugo, com isso, uma série de lâminas estatoras localizadas entre cada conjunto rotativo do compressor difundem o ar convertendo sua energia cinética em pressão, após o conjunto do compressor, o ar comprimido passa através dos tubos difusores, os quais, mudam a sua direção em 90°, com isso, o ar é dirigido para à câmara de combustão, do tipo Anular.

A camisa da câmara de combustão tem as paredes duplas, soldadas, formando uma câmara anular com furos de vários tamanhos que permitem a entrada do ar.

Na Câmara de Combustão o fluxo de ar, oriundo do compressor e direcionado pelos tubos difusores, muda de direção para entrar na camisa da câmara de combustão e mistura – se com o combustível, injetados na câmara por 14 bicos.

OBS: A posição da câmara de combustão elimina a necessidade de um eixo longo entre o compressor e o eixo da hélice, reduzindo o comprimento e o peso do motor

O combustível é injetado na câmara de combustão por 14 bicos injetores, vistos através da cadeira do piloto no sentido horário, nas seguintes posições:

5 primários, 3 secundários, 5 primários e 1 secundário.

A mistura ar/combustível é inflamada na Câmara de Combustão por dois ignitores, tipo centelha localizados nas posições 4 e 9 horas do motor.

A expansão dos gases resultantes da queima invertem sua direção em 180° e passam através das lâminas – guia da turbina do compressor CTVR em direção a turbina do compressor.

As lâminas – guia da turbina, CTVR, asseguram que os gases em expansão atinjam as palhetas da turbina do compressor em um ângulo correto, com uma perda mínima de energia.

Os gases, ainda em expansão, passam para a frente, através de um segundo grupo de laminas estatoras, as quais são: as lâminas - guia estatoras da turbina de potência, PTVR, para acionar a turbina de potência.

As turbinas do compressor e de potência estão localizadas aproximadamente no centro do motor; com seus eixos estendendo-se em direções oposta.

Os gases de escapamento, vindos das turbina de potência, são dirigidos para a atmosfera através de dois ductos de descarga : primários e secundários.

Todos os acessórios do motor estão montados na caixa de acessórios e são acionados pelo giro do compressor, com exceção do taco-gerador de Nh e do governador de hélice e sobre-velocidade, os quais, estão montados na caixa de redução da hélice.

A caixa de engrenagens (acessórios) é acionada pelo compressor por meio de acoplamento, o qual estende-se, através de um tubo cônico, na seção central do tanque de óleo. A localização dos acessórios na parte traseira simplifica os procedimentos de manutenção.

A capacidade do tanque de óleo é de **9,5 US Gal Quart. (8,74 lts)** e a capacidade total do Sistema é de **14 US Gal Quart. (13,2 Lt)** , óleo usado no tanque 5,68 lts

O filtro do sistema de óleo está localizado no lado direito do tanque.

A potência do motor **PT6A-114 A** é de **675 SHP (1.865 lb.ft com 1.900 RPM** da hélice variando linearmente até **1.970 lb.ft com 1.800 RPM** da hélice).

A potência do motor **PT6A - 114** é de **600 SHP** (1.658 lb.ft com 1.900 RPM da hélice variando linearmente até 1.970 lb.ft com 1.800 RPM da hélice).

CONTROLES DO MOTOR

Manete de potência: é interligada à unidade de controle de combustível (FCU) e possui as posições MAX, IDLE, BETA e REVERSE.

De IDLE a MAX, o curso da manete determina a potência desejada e, de BETA a REVERSE, o passo reverso da hélice.

OBS: com o motor parado, o mecanismo do reverso pode ser danificado caso a manete seja movida abaixo da posição IDLE.

Manete de potência de emergência: é interligada à unidade de controle de combustível (FCU) e possui as posições NORMAL, IDLE e MAX.

É utilizada em eventual falha do FCU, quando o fluxo de combustível decresce para mínimo (48% Ng ao nível do mar) e a manete de potência torna-se ineficaz.

Deve-se operar a manete de potência de emergência com cautela, pois a resposta do motor é mais rápida em relação ao sistema normal, podendo exceder as limitações do mesmo.

Manete da hélice: é interligada ao governador da hélice, possuindo as posições MAX, MIN e FEATHER.

Na posição MAX o governador da hélice controla a rotação para o máximo de 1.900 RPM.

De MIN a MAX, o curso da manete permite ao piloto selecionar a RPM de cruzeiro.

A posição FEATHER (bandeira) é utilizada, principalmente, durante o corte do motor para se conseguir uma parada mais rápida da turbina de potência e da própria hélice.

Manete de combustível: é interligada à unidade de controle de combustível (FCU) e possui as posições CUT OFF, LOW IDLE e HIGH IDLE.

Controla a rotação da turbina de gases (Ng) quando a manete de potência estiver na posição IDLE.

A posição LOW IDLE determina uma rotação de 52%(min. solo) e HIGH IDLE 65%(min. vôo) de Ng.

A posição CUT OFF corta o fluxo de combustível para os bicos injetores.



INSTRUMENTOS DO MOTOR



Indicador de Torque: Duas linhas de pressão de óleo, provenientes da caixa de redução, são conectadas ao indicador de torque que, alimentado unicamente por estas pressões, fornece a indicação de torque em "Ft-Lbs".

Indicador de RPM da hélice: fornece a indicação da rotação da hélice em RPM, alimentado eletricamente pelo taco-gerador da hélice.

Indicador de Temperatura Interturbinas (ITT): indica a temperatura dos gases em exaustão entre as turbinas do compressor e de potência, em °C.

Indicador de NG: indica a porcentagem de rotação da turbina do compressor (100% Ng = 37.500 RPM). É eletricamente alimentado pelo taco-gerador de Ng.

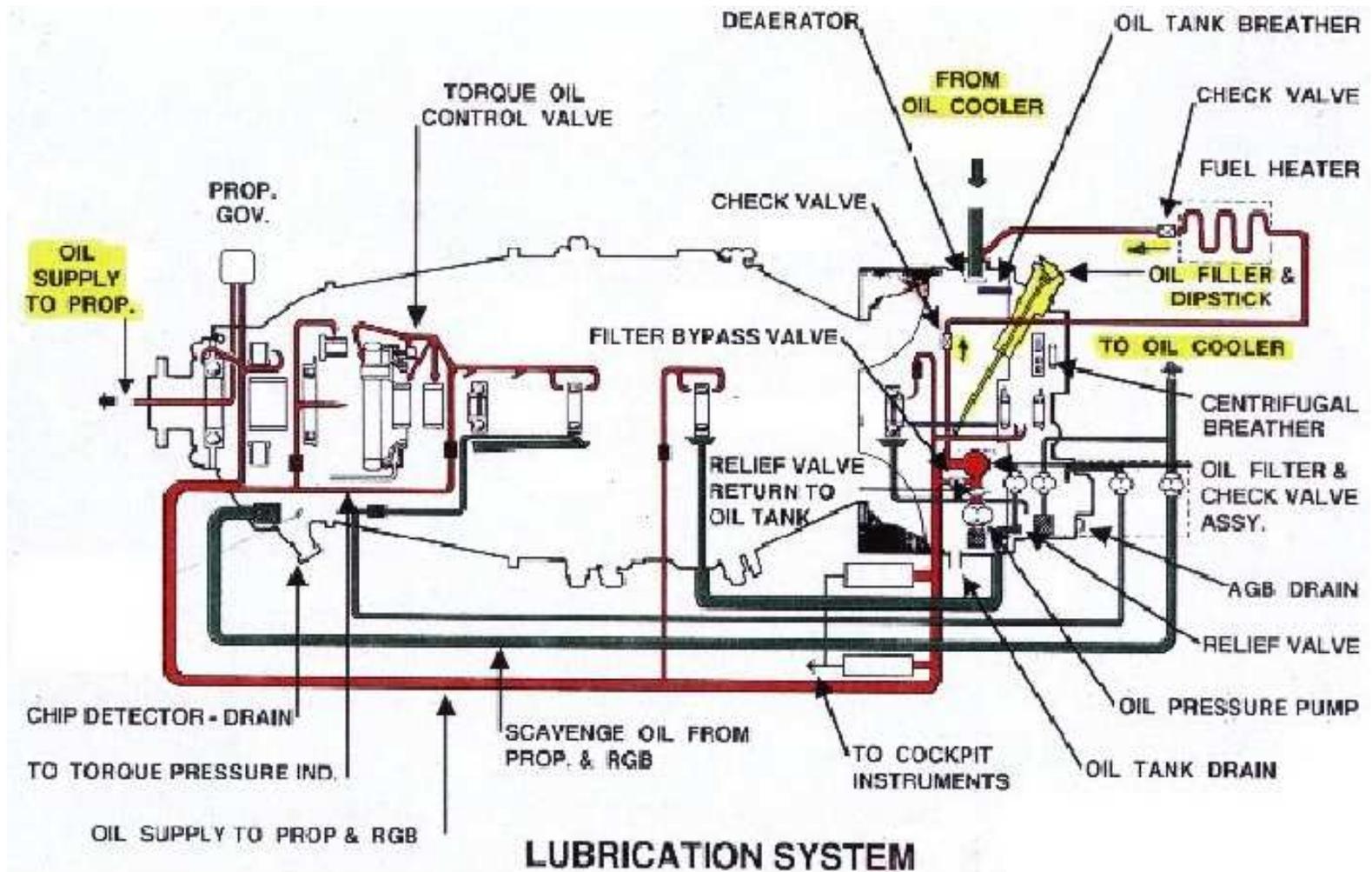
Indicador de Fluxo de Combustível (7-56): indica o fluxo de combustível consumido pelo motor em libras por hora, alimentado eletricamente pelo transmissor de fluxo de combustível .

Indicador Duplo do Óleo: o indicador esquerdo fornece a pressão de óleo em PSI, alimentado por uma linha de pressão de óleo do motor, e o direito, a temperatura do óleo em °C, alimentado eletricamente.

SISTEMA DE LUBRIFICAÇÃO

O sistema de lubrificação, é destinado a manter um constante suprimento de óleo para a lubrificação dos rolamentos do motor, engrenagens de redução do motor (caixa de redução), governador da hélice, engrenagens de acionamento dos acessórios (caixa de acessórios) e aquecedor de combustível.

A capacidade do tanque de óleo é de **9,5 US Gal Quart. (9,0 Lt)** e a capacidade total do Sistema é de **14 US Gal Quart. (13,2 Lt)**



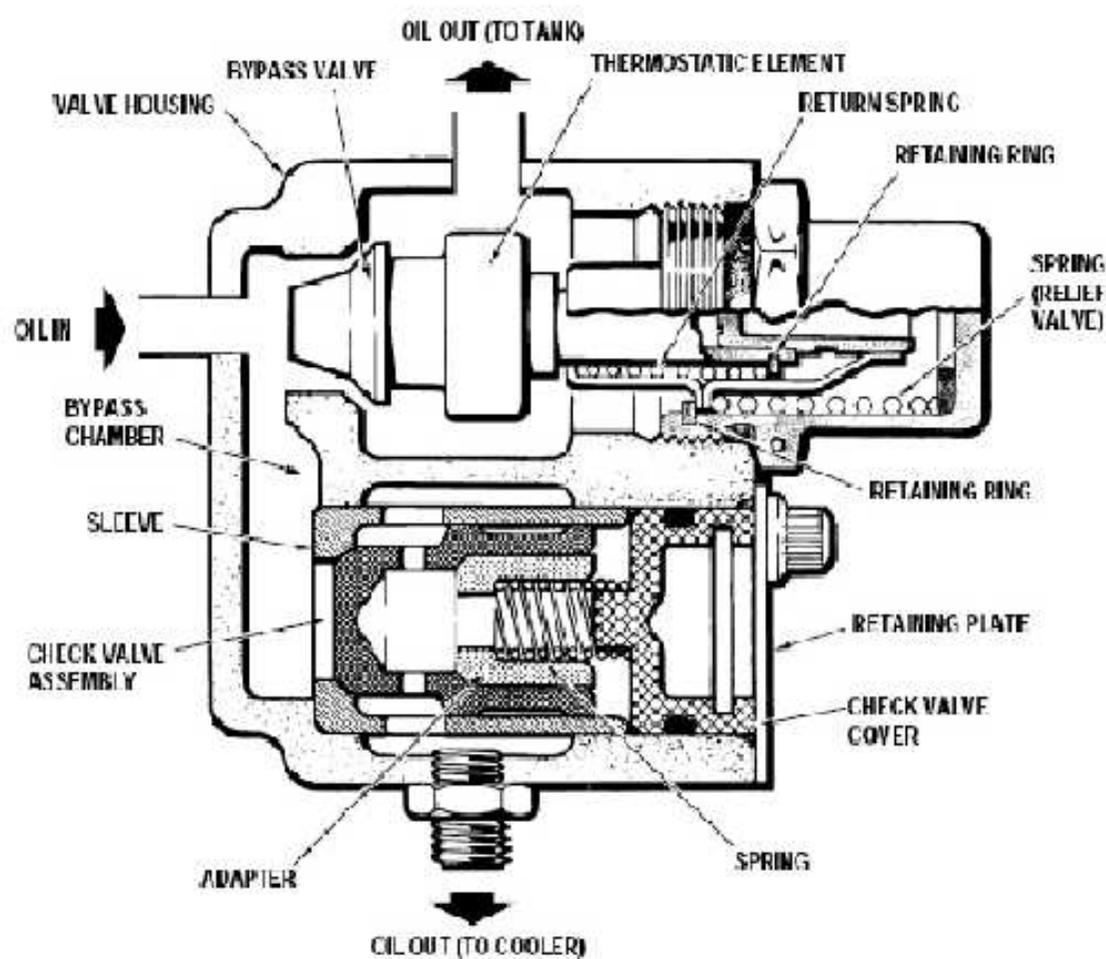
- ✦ Um spray de óleo calibrado é usado nos rolamentos para garantir a manutenção e uma ótima lubrificação em todas as condições de operação do motor. A bomba principal de pressão está localizada dentro do tanque na parte inferior, e fornece óleo para caixa de acessórios e através de um tubo externo, para a seção geradora de gases e caixa de redução.
- ✦ O sistema de óleo é mantido por duas bombas de recuperação ligadas por passagens internas e tubos de transferência externos. O motor é equipado com um sistema de suspiro, com um impelidor centrífugo para eliminar eventuais bolhas de ar que venham do ar do compartimento dos rolamentos.

VÁLVULA TERMOSTÁTICA

A válvula termostática é responsável em dirigir o fluxo de óleo para o radiador quando necessário para prover o resfriamento e retorná-lo ao sistema de lubrificação.

A válvula permanece aberta fazendo com que o óleo percorra o menor caminho, enquanto ele estiver com uma temperatura abaixo de 60°C, indo diretamente para o reservatório sem passar pelo radiador. A partir daí, a válvula começa a fechar, fazendo com que o óleo circule pelo radiador.

Aproximadamente com 70°C a válvula encontra-se completamente fechada.

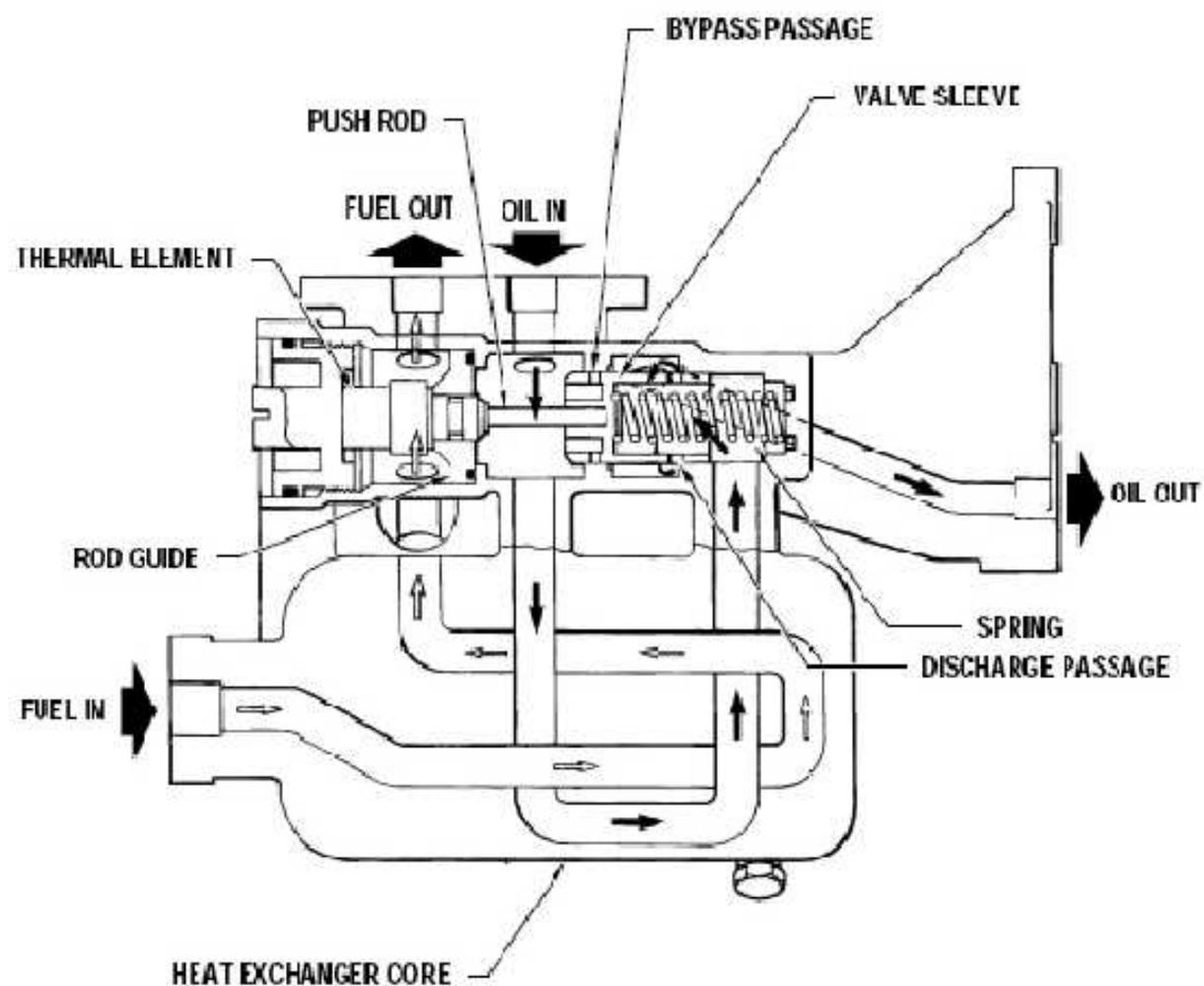


AQUECEDOR DE COMBUSTÍVEL

O aquecedor de combustível está localizado na parte superior da caixa de acessórios. Este trocador de calor utiliza o óleo quente do motor para o aquecimento do combustível.

O controle de temperatura do combustível é feito por uma válvula deslizante, que permite o fluxo de óleo através do aquecedor, ou retornando-o por um elemento térmico (vernatherm) que reage com a variação de temperatura do combustível.

Quando o combustível atinge a temperatura de **21 ° C** a válvula começa a fechar e quando atinge **32 ° C** ela estará totalmente fechada, dando passagem ao óleo direto para o tanque.

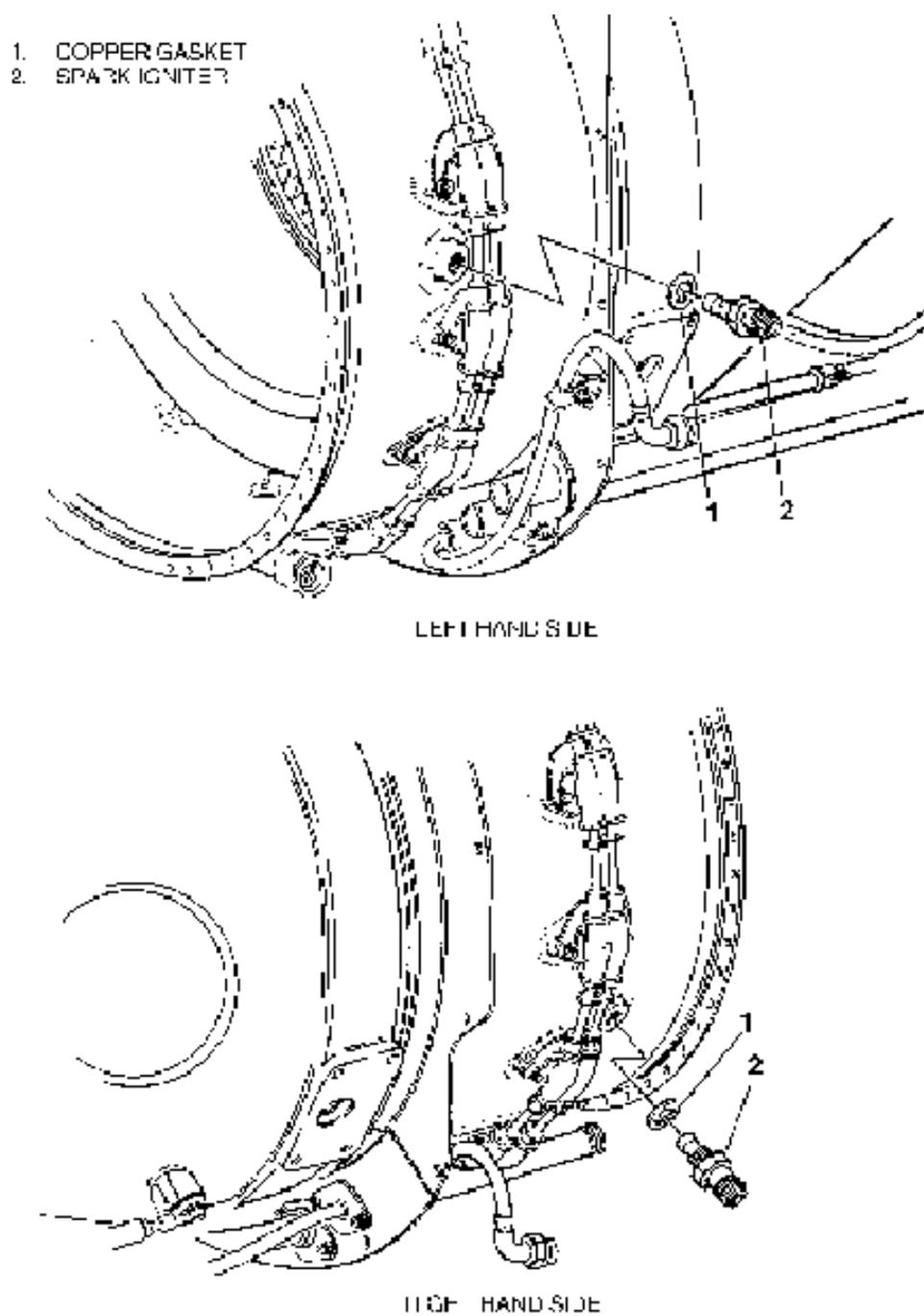


SISTEMA DE IGNIÇÃO

O Sistema de Ignição consiste de duas velas de centelhamento (ignitores), uma caixa de ignição, dois cabos de alta tensão, uma luz anunciadora verde “IGNITION ON”, um interruptor de ignição e um interruptor de partida (ignição e arranque).

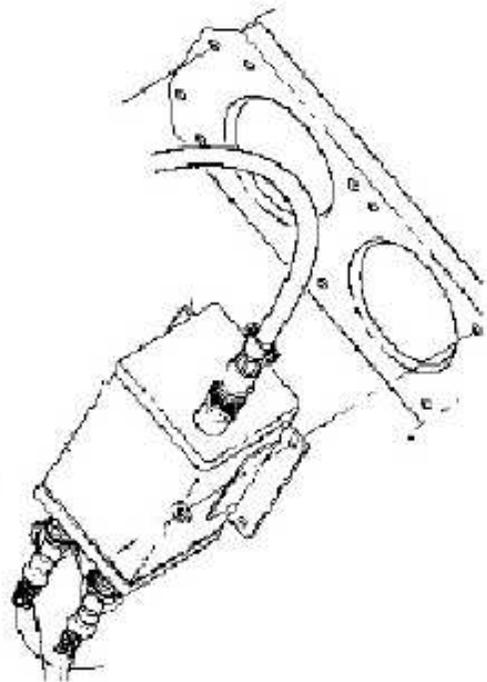


Os ignitores, localizados na câmara de combustão, são energizados pela caixa de ignição (lado direito do compartimento do motor), que transmite energia por meio dos cabos de alta tensão.



CAIXA DE IGNIÇÃO

A caixa de ignição é responsável em prover a alta tensão para centelhamento das velas de ignição.



A ignição é controlada por meio do interruptor de ignição e do interruptor de partida, localizados no painel de interruptores e disjuntores.

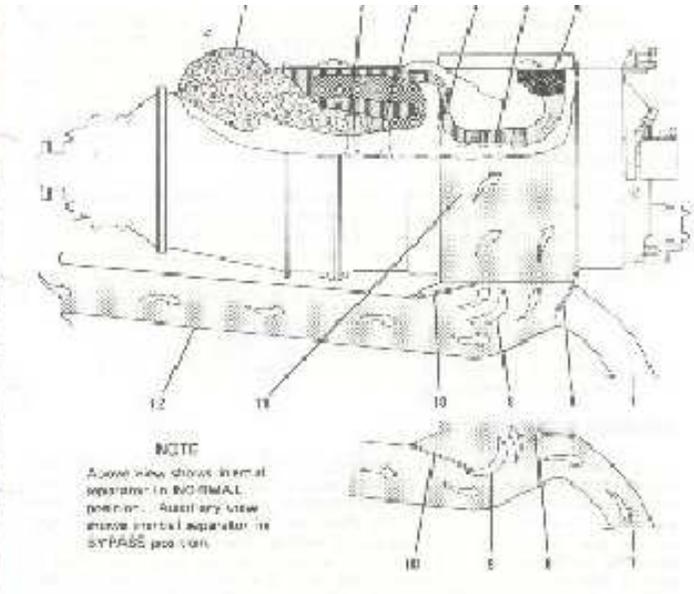
O interruptor da ignição (IGNITION) possui duas posições:

ON: provê ignição contínua, usada para partidas em vôo sem arranque, operação em pistas molhadas, baixo nível de combustível e vôo sob chuva forte ou gelo.

NORM: arma o sistema de ignição.



SISTEMA DE SEPARÇÃO INERCIAL



Sua finalidade é prevenir a ingestão de partículas sólidas e líquidas quando da operação da aeronave em pistas não pavimentadas ou durante vôo sob condições de chuva forte ou granizo.

Sua utilização acarreta redução de potência do motor e aumento da temperatura interturbinas.

È também usada com a temperatura do ar externo abaixo de 4 °C.

A separação inercial está localizada no ducto de entrada de ar do motor.

É comandado por um punho localizado no painel de instrumentos e possui as posições BYPASS-PULL (aberta) e NORMAL-PUSH (fechada).

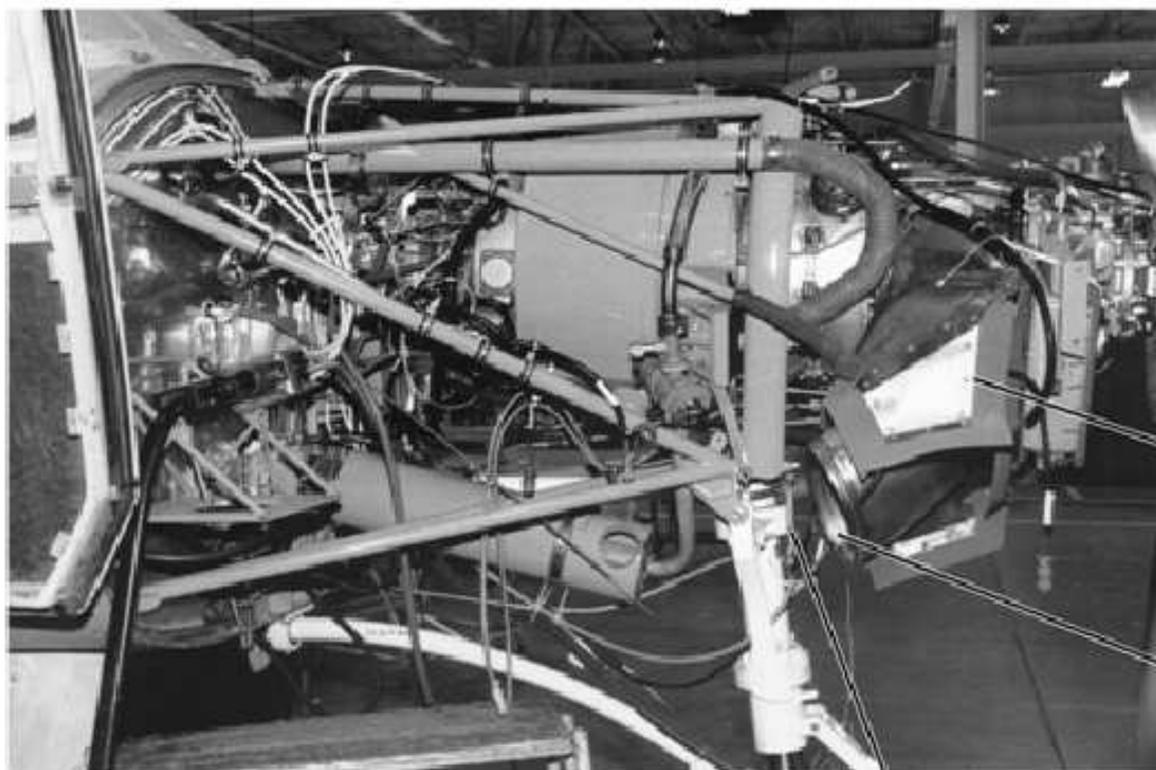
SISTEMA DE EXAUSTÃO



O Sistema consiste de um tubo de exaustão primário localizado no lado direito do motor e um tubo de exaustão secundário fixado no primário, que juntos descarregam os gases de exaustão fora da carenagem do motor.

Na junção dos tubos está localizado o radiador de óleo. A exaustão cria um “efeito venturi” atrás do radiador, criando um fluxo de ar através do mesmo. Este fluxo de ar adicional resfria o óleo durante operações no solo, sem ar de impacto.

Um suspiro, proveniente do motor está conectado ao tubo primário e, devido ao “efeito venturi”, elimina eventuais bolhas de ar do Sistema de Lubrificação.



OIL COOLER
SHROUD

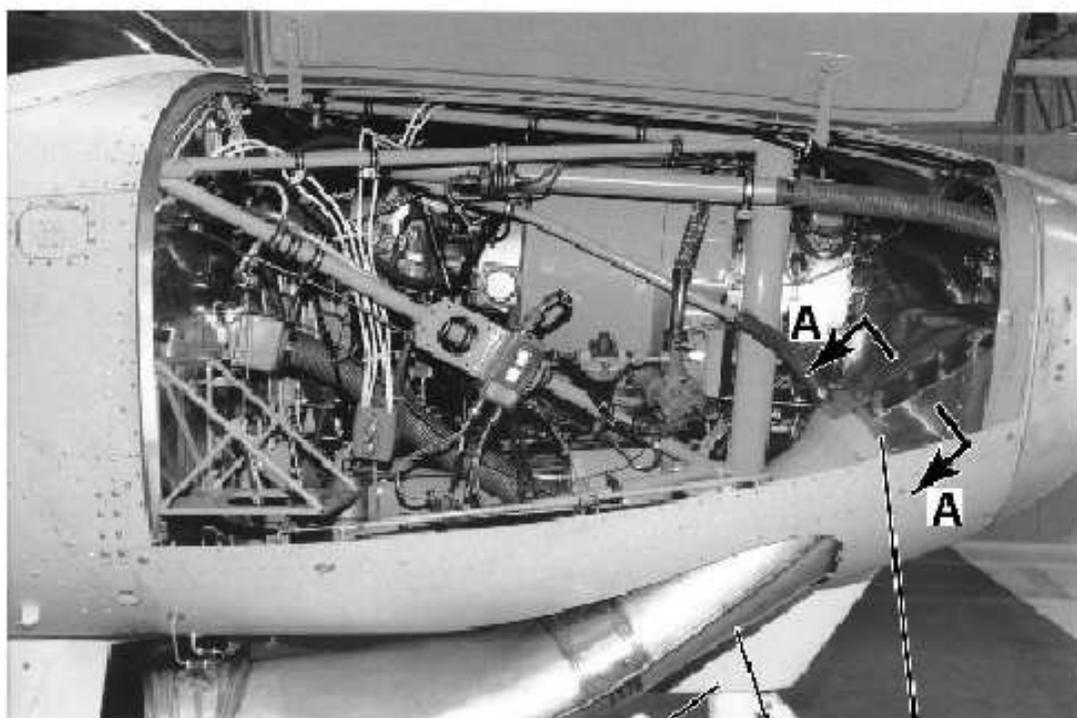
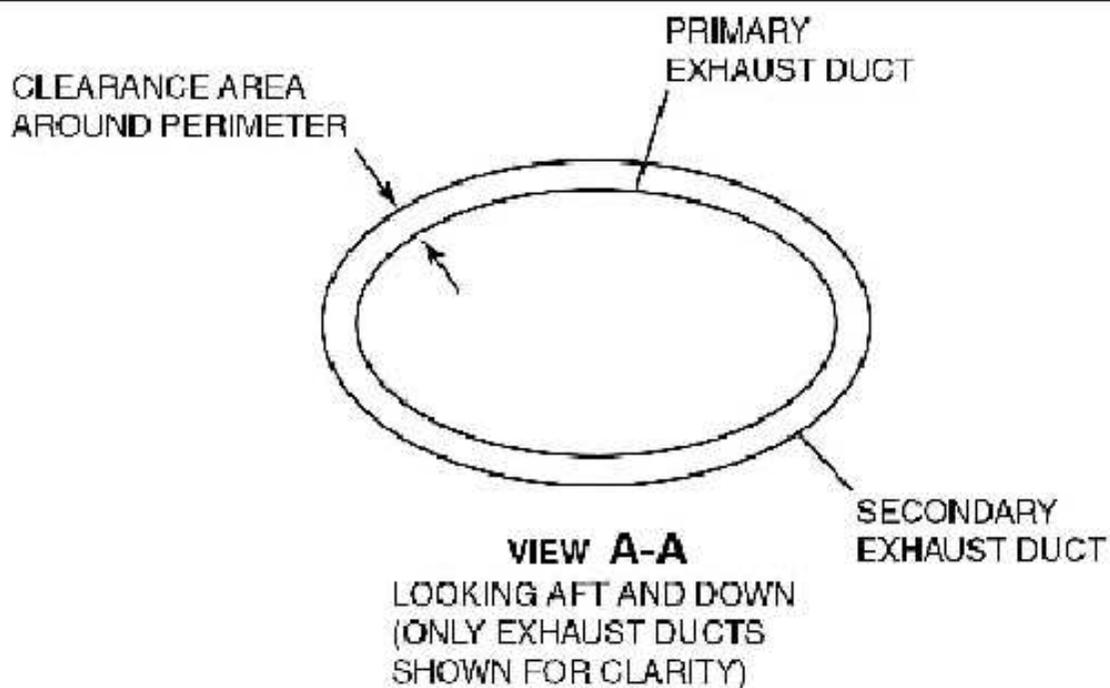
PRIMARY
EXHAUST DUCT

LOWER COWL
HANGER

DETAIL A

LOOKING AT RIGHT SIDE OF ENGINE AREA
(COWLINGS AND SECONDARY EXHAUST
DUCT REMOVED FOR CLARITY)

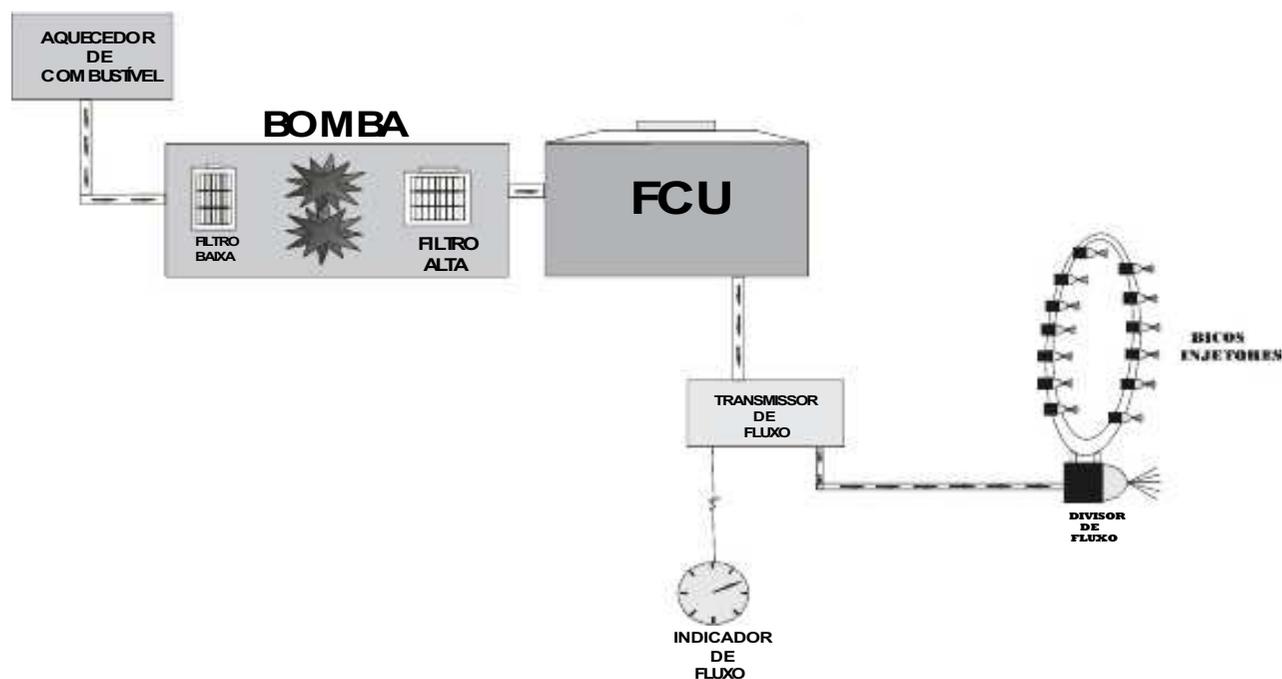
A 10000



A2650PE004

SISTEMA DE COMBUSTÍVEL DO MOTOR

O Sistema de Combustível consiste de um aquecedor de combustível, uma bomba de combustível do motor (engrenagem), uma unidade de controle de combustível (FCU), transmissor de fluxo de combustível, um conjunto divisor de fluxo e válvula dreno, uma linha dupla de combustível com 14 bicos injetores (10 primários e 4 secundários) e um reservatório-dreno de combustível.



O combustível proveniente do filtro, após ser aquecido é encaminhado a bomba de combustível do motor, de onde prossegue sob pressão a unidade de controle de combustível (FCU), onde é dosado.

Após passar pelo transmissor de fluxo, é dirigido ao divisor de fluxo que dosa a quantidade de combustível para as linhas primária e secundária localizadas na câmara de combustão.

O divisor de fluxo interconecta as linhas mantendo-as fechadas para assegurar a pressurização na fase inicial da partida, abrindo, com o aumento da pressão, a linha primária, e ainda, durante a fase de partida, a linha secundária (25 a 30% NG).

A válvula dreno, após o corte do motor, drena o combustível residual das linhas primária e secundária, para o reservatório-dreno de combustível, localizado na parte esquerda da parede de fogo.

Esse reservatório deve ser drenado durante a inspeção pré-vôo ou a cada seis cortes do motor, para evitar transbordamento.

SISTEMA DE PARTIDA

O Sistema de Partida consiste de um arranque-gerador, um interruptor de partida e uma luz anunciadora âmbar "STARTER ENERGIZED".

O starter-gerador funciona como um motor para fazer girar a turbina com compressor até atingir o valor de 46% Hg (após essa rotação o ciclo de partida é automaticamente interrompido)



O starter-gerador é controlado por um interruptor de três posições (OFF, START e MOTOR). A posição OFF desliga a ignição e os circuitos de partida; a posição START energiza o starter-gerador e o sistema de ignição; e a posição MOTOR é para ser usada para lavagem de compressor e, quando acionada, não energiza o circuito de ignição.



A operação do starter é indicada no painel anunciador pela luz âmbar "STARTER ENERGIZED"



O interruptor de partida (STARTER) possui três posições:

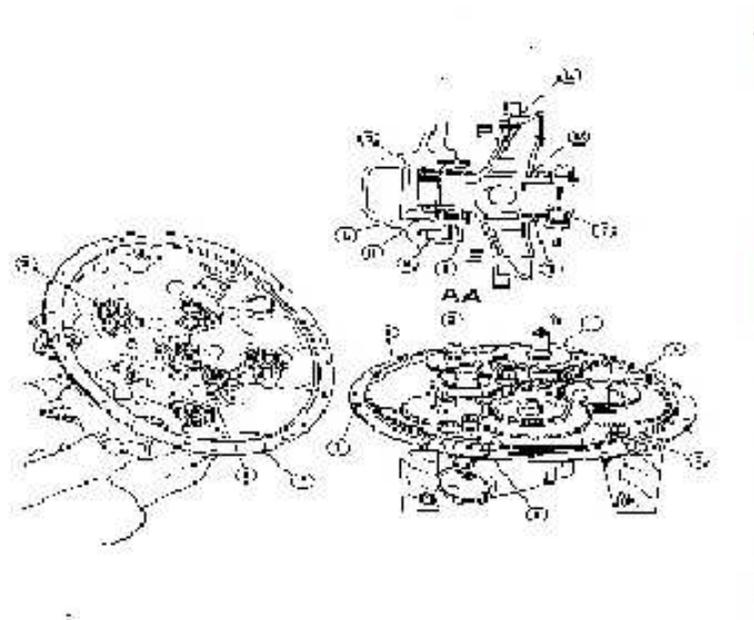
OFF: desativa o arranque-gerador (Ng) e o sistema de ignição (centelha).

START: energiza o arranque-gerador (Ng) e o sistema de ignição (centelha).

MOTOR: energiza o arranque-gerador (Ng) sem ativar o sistema de ignição (centelha). Utilizado na lavagem do compressor e no caso de fogo no motor durante a partida.

Após a partida, com o motor em funcionamento, o interruptor do arranque-gerador deve ser posicionado em OFF para desativar o sistema de ignição e ativar o arranque-gerador na função de gerador.

ACESSÓRIOS DO MOTOR



Todos os acessórios movidos mecanicamente pelo motor, são acionados pela turbina do compressor através de engrenagens localizadas na caixa de acessórios (parte traseira do motor), com exceção do taco-gerador da hélice, do governador da hélice e do governador de sobrevelocidade da hélice, que são movidos pela caixa de redução.

BOMBA DE ÓLEO: está localizada na parte mais baixa do tanque de óleo e é do tipo engrenagem.

BOMBA DE COMBUSTÍVEL DO MOTOR: está posicionada na parte superior direita da caixa de acessórios. O combustível, após o aquecedor, passa por uma tela de 74 microns para chegar à bomba mecânica.

A partir de então, com a alta pressão, passa por um filtro de 10 microns e chega à unidade de controle de combustível (FCU). Uma válvula "BY-PASS" se abre permitindo que o combustível não filtrado passe da bomba para o FCU, no caso de entupimento do filtro.

TACO-GERADOR DE NG: está localizado na parte inferior direita da caixa de acessórios e produz uma corrente elétrica que, associada ao indicador de NG, mostra a porcentagem de RPM da turbina do compressor.

TACO-GERADOR DA HÉLICE: está localizado na parte direita da caixa de redução e produz uma corrente elétrica que, associada ao indicador de RPM da hélice, mostra a rotação da mesma.

ARRANQUE-GERADOR: está localizado na parte superior da caixa de acessórios, atrás do motor, e funciona como arranque para a partida e, após a partida, como gerador para suprir o sistema elétrico com 28,5 volts e 200 amp.

ALTERNADOR: está localizado na parte esquerda do motor e é acionado por meio de uma correia ligada ao eixo de acionamento dos acessórios. É a fonte secundária de energia, fornecendo 27,5 volts e 75 amp, suprimindo o sistema elétrico quando o gerador deixa de alimentar a barra de distribuição.

SISTEMA SENSOR DE TEMPERATURA INTERTURBINAS: é um sistema composto de 08 termopares conectados em paralelo que, através de um cabo condutor, fornecem ao indicador de ITT, a temperatura entre as turbinas do compressor e de potência.

GOVERNADOR DA HÉLICE: está localizado na caixa de redução e atua como uma unidade de velocidade constante e mantém a velocidade da hélice, selecionada pelo piloto, através da variação do passo da pá, para igualar a carga de torque do motor, ou em resposta às mudanças das condições de voo.

GOVERNADOR DE SOBREVELOCIDADE DA HÉLICE: O governador de sobrevelocidade da hélice está instalado em paralelo com o governador da hélice e montado aproximadamente na posição de dez horas do alojamento da caixa de redução.

O governador controla qualquer condição de sobrevelocidade através de um bypass (desvio) imediato de pressão de óleo do mecanismo servo da hélice para o cárter da caixa de redução.

Uma válvula solenóide, a qual reajusta o governador para um valor abaixo da sobrevelocidade normal regulada, é incorporada ao governador de sobrevelocidade para permitir testes da unidade no solo, através do Botão de Teste de Sobrevelocidade.

SISTEMA DE DETEÇÃO DE FOGO NO MOTOR: Consiste de um sensor de calor dentro do compartimento do motor, uma luz anunciadora vermelha “ENGINE FIRE” e uma buzina de alerta.

O sensor de calor consiste de três fios de metal flexível e uma caixa de controle. O sistema é acionado quando apresenta temperaturas acima de 218 °C na parede de fogo, 329 °C próximo à exaustão e 232 °C nas proximidades da caixa de acessórios.

Um interruptor de teste, denominado "FIRE DETECT TEST", está localizado ao lado do painel de alarmes. Quando pressionado, a luz vermelha "ENGINE FIRE" acende e o alarme sonoro soa, indicando que o circuito está operacional.

SISTEMA DE ENGRENAGENS DE REDUÇÃO DO MOTOR (CAIXA DE REDUÇÃO): a caixa de redução está localizada na frente do motor e possui dois estágios de engrenagens.

O torque proveniente da turbina de potência é transmitido a engrenagem do primeiro estágio de redução, desta para a engrenagem do segundo estágio e desta para o eixo da hélice.

A razão de redução é de 0,0576:1 (33.000 RPM da turbina de potência correspondem a 1.900 RPM da hélice)

DETETORES DE LIMALHA: dois detectores de limalha estão instalados no motor, um na parte inferior da caixa de redução e outro na parte inferior da caixa de acessórios. Os detectores de limalha estão conectados a uma luz anunciadora âmbar “CHIP DETECTOR”, que se acenderá com presença de limalha em um ou ambos detectores.

RESERVATÓRIO-DRENO DE ÓLEO: localizado na parte inferior direita do motor, coleta todo excesso de óleo proveniente dos rolamentos dos acessórios, da polia de comando do alternador, do arranque-gerador, do compressor do ar condicionado e do eixo da hélice. Este reservatório deve ser drenado após cada vôo.

COMPRESSOR DO AR CONDICIONADO: está localizado na parte esquerda do motor, acima do alternador, e é acionado por meio de uma correia ligada ao eixo de acionamento dos acessórios

CARACTERÍSTICAS DO MOTOR

MOTOR PT6A-114 PRATT & WHITNEY

- **P** – Propeller;
- **T** – Turbine;
- **6** – Number in serie
- **A** – Two stage gear box (dois estágios de redução); e
- **114 A** – Power out pot (675 SHP).

TIPO DE MOTOR

- Leve, turbinas livres, fluxo reverso;
- 4 estágios (3 axiais e 1 centrífugo);
- Taxa de compressão 7:1;
- Peso de 170 Kg;
- Sentido de rotação da hélice – anti-horário;
- Possui 14 bicos injetores, sendo um duplo (divisor) e duas velas.

SEÇÕES DO MOTOR

a) CAIXA DE ACESSÓRIOS (**CA**): consiste de engrenagens acionadoras (gerador, bombas de combustível, de óleo e hidráulica e tacogerador);

b) GERADOR DE GASES (**GG**): tanque de óleo, entrada de ar do compressor, compressor, tubos difusores, carcaça geradora de gases, bleed válvula (válvula de sangria) e rolamentos 1 e 2;

c) SEÇÃO QUENTE (**SQ**): câmara de combustão, duct large, duct small, guias estatoras da turbina de Ng (CTVR) e turbina de Ng;

d) SEÇÃO DE POTÊNCIA (**SP**) : guias estatoras da turbina de Nf (PTVR), turbina de Nf, conjunto T5, rolamentos 3 e 4 e duct exaustor; e

e) SEÇÃO REDUTORA (**RT**) : dois estágios de redução (planetárias), governador de velocidade e sobrevelocidade, torquímetro e rolamentos 5 e 6.

(RT)

(SP)

(SQ)

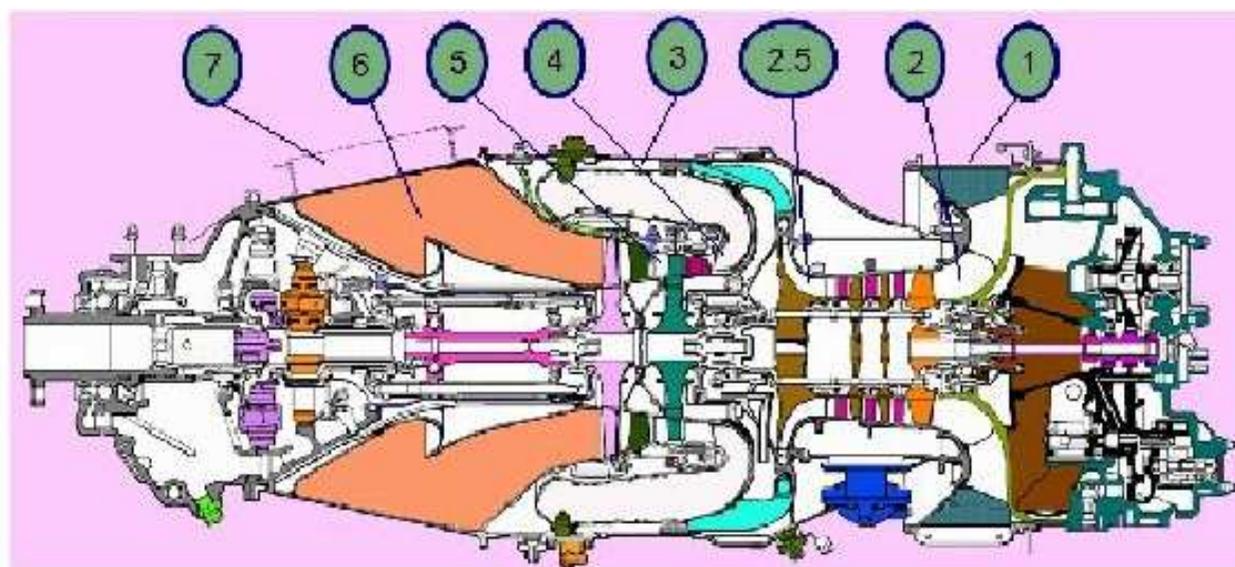
(GG)

(CA)



ESTAÇÕES

- 1 – Admissão;
- 2 – Admissão do compressor;
- 2,5 – Inter estágio do compressor;
- 3 – Descarga do compressor;
- 4 – Descarga da combustão;
- 5 – Estágio interturbina;
- 6 – Ducto de exaustão; e
- 7 – Saída de exaustão.



MAIN STATIONS

ESTAÇÕES	1	2	2,5	3	4	5	6	7
PRESSÕES	14,7	15,1	26,4	103	101	35	16,2	15,1
TEMPERATURAS	15° C	19° C	110° C	208° C	934° C	705° C	593° C	551° C

ROLAMENTOS (BEARINGS)

Os rolamentos são identificados unicamente começando pela parte traseira do motor.

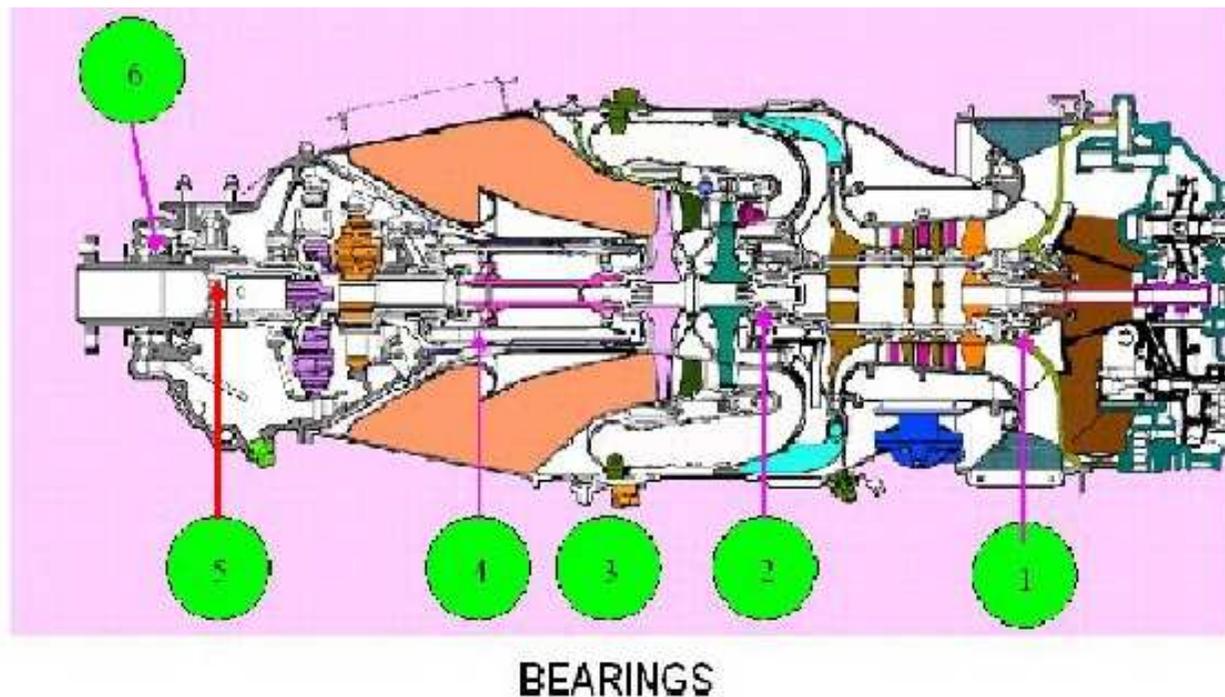
Rolamento 1: está localizado na carcaça de admissão e é do tipo esfera;

Rolamento 2: está localizado na carcaça geradora de gases e é do tipo rolete; e

Rolamento 3: está localizado no eixo da turbina de potência e é do tipo rolete

Rolamento 4: está localizado no eixo da turbina de potência e é do tipo esfera

Rolamento 5 e 6: estão localizados na sida de redução e são dos tipos rolete e esfera, respectivamente.



LIMITES DE OPERAÇÃO DO MOTOR

O torque máximo permitido é de 1.970 Lb, com Np (velocidade da hélice) ajustada e que não exceda em hipótese nenhuma suas limitações.

A pressão normal de óleo é 85 – 105 PSI, com Ng acima de 27.000 RPM (72%) e temperatura entre 60 °C e 70 °C. Com a pressão abaixo de 85 PSI, tolera-se para complementação do vôo, com mínimo de potência exigida. Com pressão abaixo de 40 PSI torna-se o vôo perigoso e requer imediatamente o corte do motor, ou que a aterrissagem seja feita com mínimo de potência para sustentação do avião. OBS: Para maior aumento de vida do óleo (viscosidade) a temperatura recomendada deve ficar entre 74 °C e 80 °C.

Limites de operação do motor

POTÊNCIA	TORQUE FT-LB	ITT MÁXIMA °C	NG (%RPM) (2)	ROTAÇÃO HÉLICE (% RPM)	PRESSÃO DO ÓLEO PSI (3)	TEMP. ÓLEO °C (7)	SHP (9)
DECOLAGEM	1.865 (1)	805 (10)	101.6	1.900	85 – 105	10 a 99	675
MÁX DE SUBIDA	1.865 1.970 (4)	765	101.6	1.900	85 – 105	0 a 99	675
MÁX. DE CRUZEIRO	1.865 1.970 (3)	740	101.6	1.900	85 – 105	0 a 99	675
MARCHA LENTA		685	52 MÍNIMO	-	40 MÍNIMO	- 40 a 99	-
MÁX (4) REVERSO	1.865	805	101.6	1.825	85-105	0 a 99	675
ACELERAÇÃO	2.400 (6)	850 (11)	102,6 (11)	2.090	-	0 a 99	-
PARTIDA	-	1.090 (11)	-	-	-	- 40 MÍNIMO	-
MÁX. (7) CONTÍNUA ACELERAÇÃO	1.865	805	101,6	1.900	85-105	10 a 99	675

LIMITES DO MOTOR (OBS)

- (1) Para obter o Torque de Decolagem observar a figura da Seção 5 (5-19).
- (2) Para cada 10°C abaixo de -30°C, reduzir o valor máximo de NG em 2,2%.
- (3) A pressão normal do óleo é de 85 a 105 PSI, com NG acima de 72% e temperatura do óleo entre 60°C e 70°C. Pressões de óleo abaixo de 85 PSI são indesejáveis e só podem ser toleradas para completar o vôo, preferencialmente com potência reduzida. Pressões abaixo do normal devem ser reportadas e corrigidas antes do próximo vôo. Pressões abaixo de 40 PSI exigem que o motor seja cortado ou um pouso seja efetuado, assim que possível, com o mínimo de potência.
- (4) A RPM da hélice deve ser ajustada de modo a não exceder 675 SHP com torque acima de 1.865 Ft-lbs. O valor de 675 SHP é obtido apenas com a hélice em 1.800 RPM ou superior.
- (5) A operação do reverso é limitada em 1 min.
- (6) Valores limitados em 20 seg.
- (7) Para aumentar o período de utilização do óleo, temperaturas entre 74° e 80° C são recomendadas. A temperatura mínima do óleo de 55°C é recomendada para operação do aquecedor de combustível com potência de decolagem.
- (8) O uso desse valor é determinado para situações anormais (manutenção da altitude, ou formação de gelo, ou tesoura de vento).
- (9) O SHP máximo admissível é de 675. Valores inferiores a 675 SHP são obtidos com determinadas temperaturas e em condições de altitude que são refletidas na decolagem, subida e cartas de performance de cruzeiro.
- (10) Limitado em 5 min. acima de 765° C.
- (11) Valores limitados em 2 seg.

TABELA RPM X TORQUE

<u>RPM</u>	<u>MAX TORQUE</u>
1900	1865 = 675 SHP
1800	1970 = 675 SHP
1700	1970 = 638 SHP
1600	1970 = 600 SHP



MANÔMETRO DE SUCCÃO (Cheque do motor)

Altitude - Pressão mínima

15000FT - 4.5 in.Hg

20000FT - 4.0 in.Hg

25000FT - 3.5 in.Hg

30000FT - 3.0 in.Hg

LIMITES DE PESO (1 Lb = 0,4536 Kg)

Rampa: 8.785 Lbs

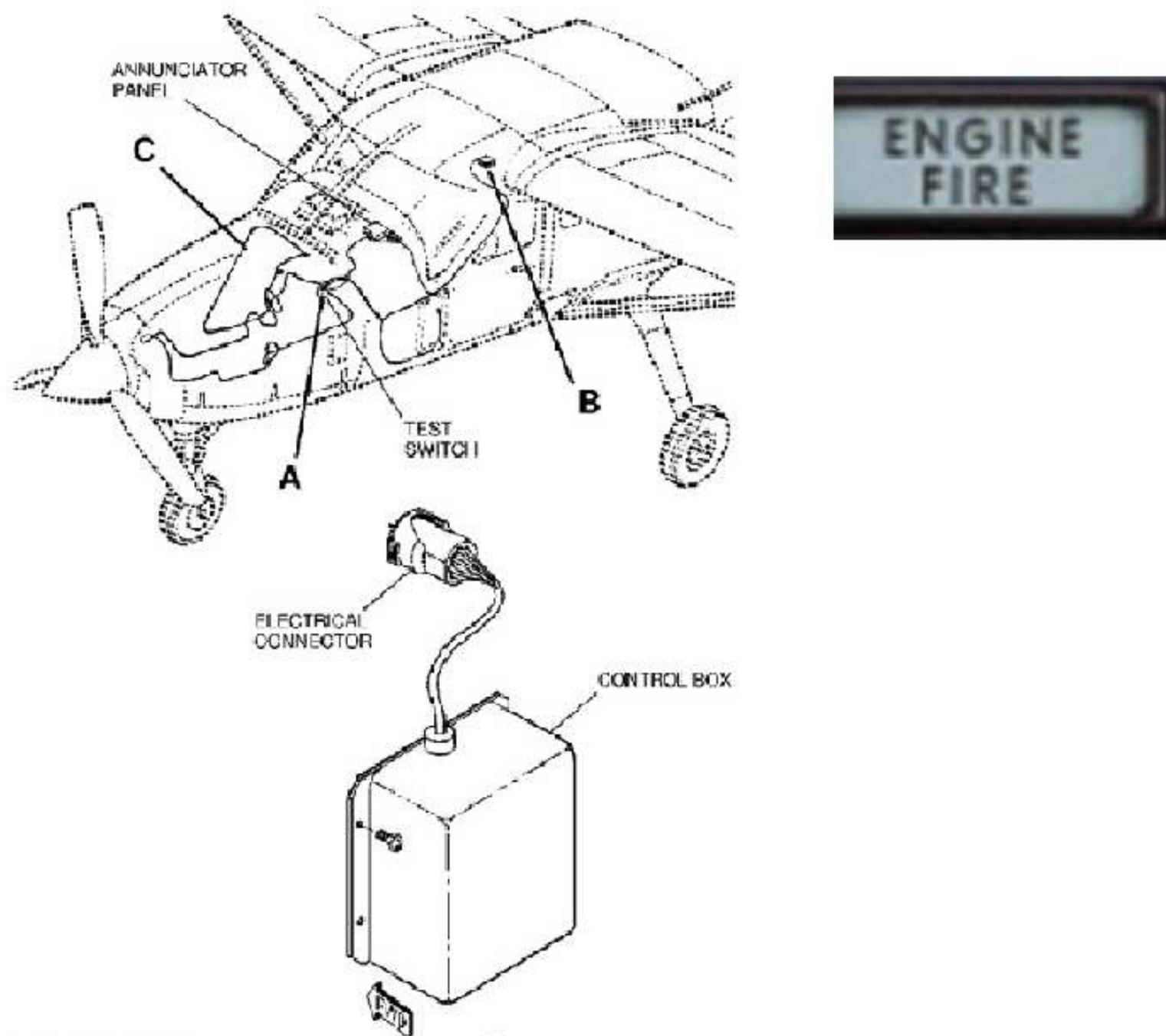
Decolagem: 8.750 Lbs

Pouso: 8.500 Lbs

SISTEMA DE DETECÇÃO DE FOGO DO MOTOR

Consiste de um sensor de calor dentro do compartimento do motor, uma luz de alerta (ENGINE FIRE) no painel anunciador e uma buzina de alerta acima do piloto. O sensor consiste de três presilhas fechadas e uma caixa de controle. O sistema é acionado quando apresenta temperaturas acima de 218 °C na parede de fogo, 329 °C no sistema de exaustão e 232 °C na caixa de acessórios.

Um interruptor de teste, denominado “FIRE DETECT TEST”, está localizado próximo ao painel anunciador. Quando pressionado, a luz “ENGINE FIRE” acende e o alarme soa, indicando que o circuito está operacional.



HÉLICE

DESCRIÇÃO



A hélice do Caravan é de pás totalmente articuladas, velocidade constante, de contrapesos, tipo reverso, controlada por pressão de óleo através de movimentos simples, acionada por um motor governador da hélice.

O conjunto de três pás da hélice é ajustada e fixada ao flange do eixo da mesma.

Contrapesos centrífugos auxiliam a mola de embandeiramento movendo as pás para a baixa RPM (passo máximo) até a posição de embandeiramento. A pressão de óleo do motor bombeada através do governador, move a hélice para a alta RPM (passo mínimo), até o batente hidráulico e posição de reverso por meio de um pistão servo.

A hélice não tem batente de baixa RPM (passo máximo), isso permite as pás irem para o bandeira após o corte do motor.

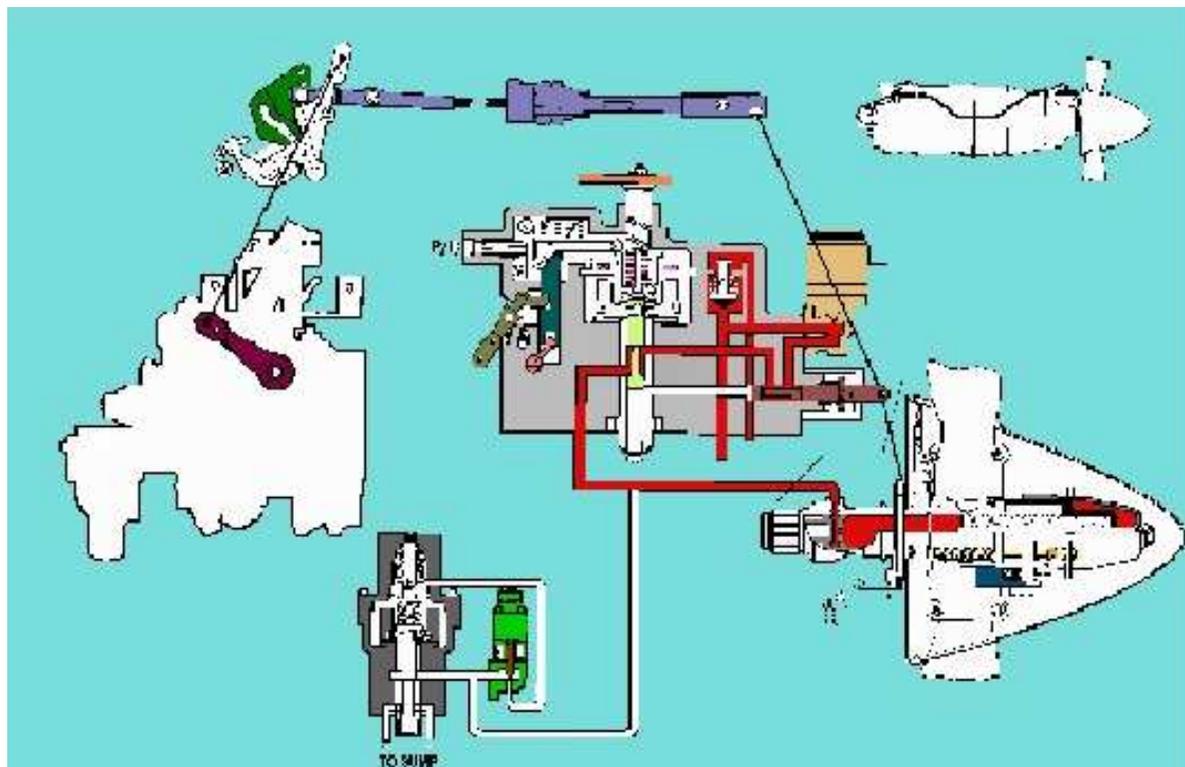
GOVERNADOR DA HÉLICE (modalidade de operação)



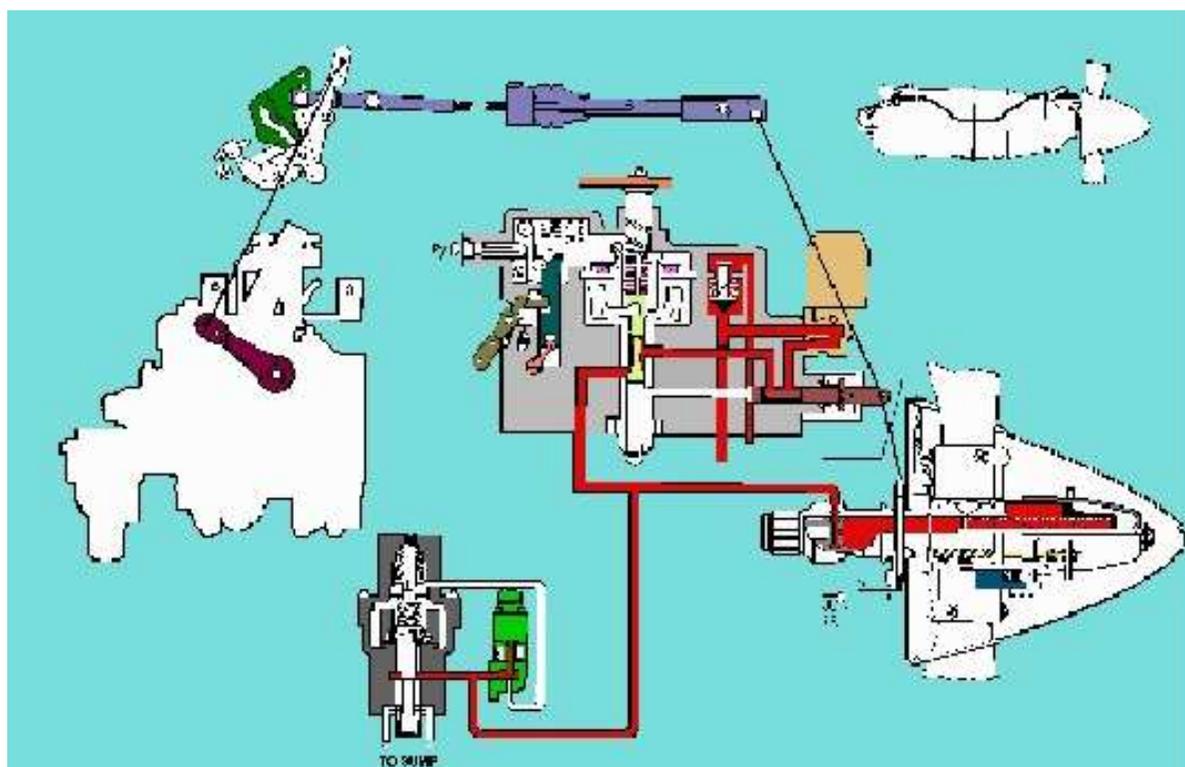
O governador da hélice consiste de um governador mecânico, uma válvula beta de controle e um governador de pneumático de Nf.

O governador opera nas seguintes modalidades:

SUB-VELOCIDADE: com manete de controle posicionada para RPM designada a condição de sub-velocidade ocorrerá quando a RPM da hélice cair abaixo da posição pré-selecionada



NA VELOCIDADE CORRETA: operando na condição de velocidade correta com tração para frente, as forças atuante no motor, hélice e governador da hélice estarão em estado de equilíbrio com a manete de controle da hélice (posicionada para desejada RPM) e as pás estarão no correto ângulo de passo para absorver a potência desenvolvida pelo motor



GOVERNADOR DA HÉLICE (funcionamento)

Sob as condições normais de vôo, o governador atua como uma unidade de velocidade constante e mantém a velocidade da hélice, selecionada pelo piloto, através da variação de passo da pá, para igualar a carga de torque do motor, ou resposta às mudanças das condições de vôo.

Durante operação normal de impulso frontal,, a seção governadora de Nf, do governador da hélice, protege o motor contra uma possível sobrevelocidade da turbina de força, numa eventual falha da hélice.

] O governador de Np limitará a RPM da hélice para 6% acima da velocidade de Nf por sangramento da pressão de Py da unidade de controle de combustível FCU)

Durante a operação do reverso, o governador de Nf é mecanicamente reajustado, através do sangramento da pressão Py da unidade de controle de combustível (FCU) para 5% + ou – 1% abaixo.

FAIXA BETA E REVERSO

Durante uma potência de operação, se o ângulo das pás da hélice continuar a diminuir, abaixo de uma especificação positiva de ângulo da pá, o anel deslizante (volta do movimento) começará a se mover para a frente. A válvula beta está atuando através do anel em movimentos articulados da manete. O fluxo de alta pressão do óleo para hélice posicionará o pistão para impedir a diminuição. A esta altura, a válvula beta atua como um fino batente hidráulico de passo para a hélice, mantendo um dado fino ângulo da pá da hélice. O fino batente hidráulico do passo tem origem na faixa de beta e continuará a controlar o ângulo da pá da hélice até o ângulo de pá máximo reverso.

Os ângulos mínimos das pás e ângulos reversos da hélice são controlados por uma caixa de cames e sistema de cabos que são conectados à manete de potência.

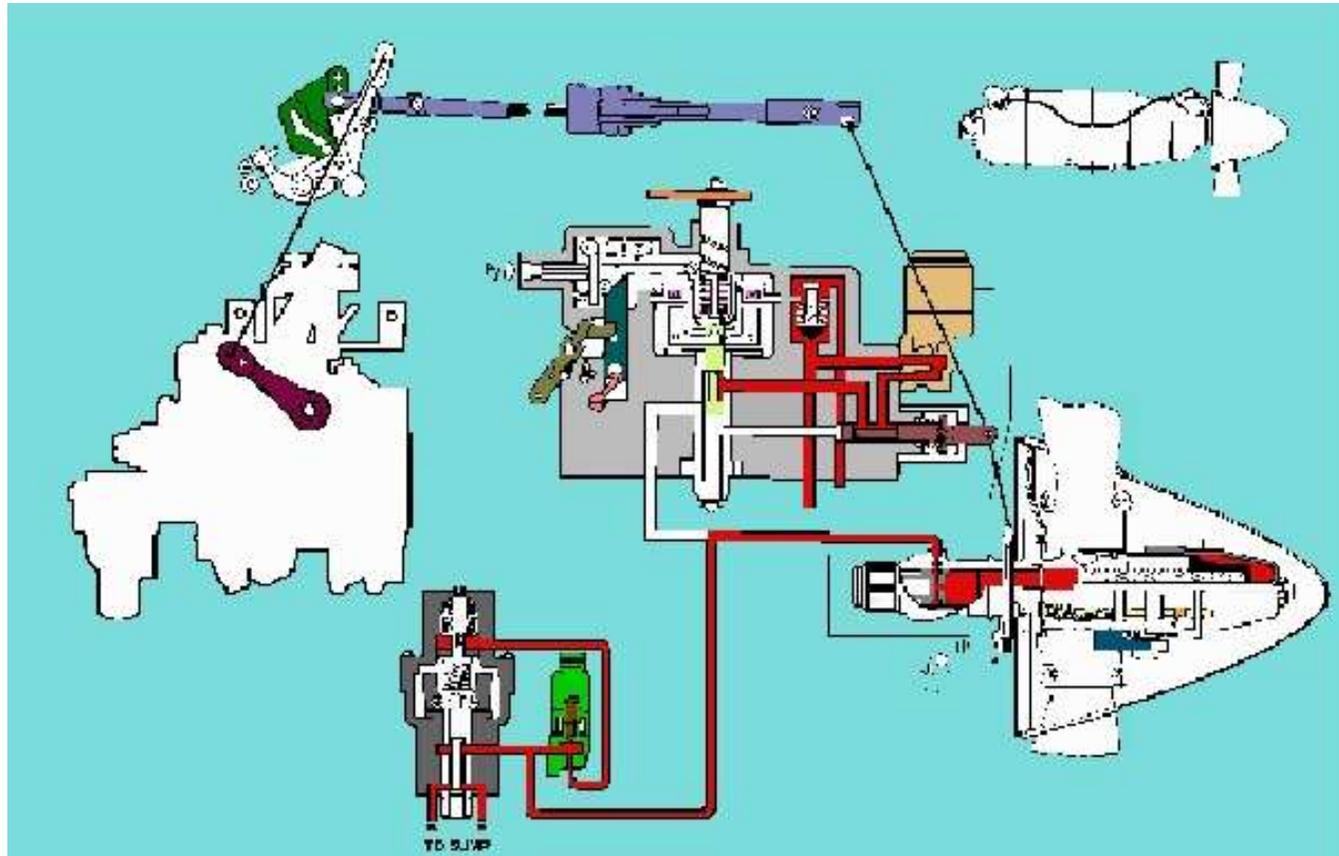
O movimento da manete de potência através da faixa de beta, move o bloco (conjunto) dos cames e manetes como se fosse uma completa integração dos ângulos das pás da hélice e a aplicação da potência.

GOVERNADOR DE SOBREVELOCIDADE

O governador de sobrevelocidade da hélice está instalado em paralelo com o governador da hélice e montado aproximadamente na posição dez horas no alojamento no frontal da caixa de engrenagens de redução. O governador de sobrevelocidade foi incorporado ao sistema para controlar qualquer condição de sobrevelocidade através de uma bypass (desvio) imediato de pressão de óleo do mecanismo servo da hélice para o Carter da caixa de engrenagens de redução. O governador de sobrevelocidade é regulado para 104% Np (1.976 RPM).

Quando ocorre uma condição de sobrevelocidade no motor, o aumento da força centrífuga sentida pelos contra-pesos, vence a tensão da mola, levanta a válvula piloto e by-pass (drena) o óleo do mecanismo de mudança de passo da hélice para a caixa de engrenagens de redução, através do chanfrado do eixo virado.

Isto permite as forças combinadas dos contra-pesos e a mola de retorno, mover as pás para uma posição aumentada de passo absorvendo a potência do motor.



TESTE DO GOVERNADOR DE SOBREVELOCIDADE

Uma válvula solenóide, a qual reajusta o governador para um valor abaixo da sobrevelocidade normal regulada, é incorporada ao governador de sobrevelocidade para permitir testes da unidade no solo.

Durante os testes o governador de sobrevelocidade é reajustado para 1.725 + ou – 50 RPM.

O interruptor de teste do governador de sobrevelocidade está localizado no lado esquerdo do painel de instrumentos. O interruptor é usado para teste do governador de sobrevelocidade da hélice durante o teste do motor **SOMENTE NO SOLO**.

Para cheque do governador, pressione o interruptor (uma válvula solenóide irá limitar a RPM) e avance a manete de potência até a RPM da hélice estabilizar.

A rotação não deverá ultrapassar 1.725 + ou – 50 RPM.

LUZ DE AVISO BETA

Uma luz âmbar (BETA) localizada no painel de alarme, irá acender quando o ângulo da hélice (passo) estiver na faixa beta (ângulo menor que 9°)